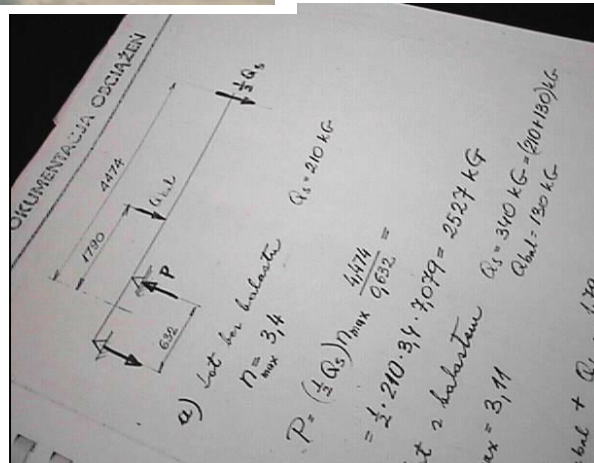
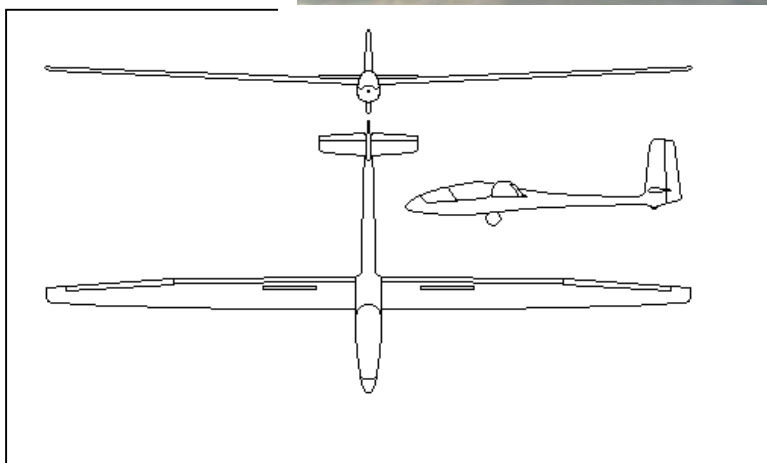


OBLICZENIA

STOSOWANE PRZY PROJEKTOWANIU SZYBOWCÓW



Pierwsze wydanie monografii autora

- opracowane przez zespół dyplomantów Wydz. MEiL

w składzie: P. Borkowski, H. Hejduk, M. Latuszek, J. Roszak, P. Wymysłowski

pod kierunkiem M. Rodzewicza

Politechnika Warszawska 2000

SPIS TREŚCI

1. WPROWADZENIE

- 1.1. O SZTUCE PROJEKTOWANIA
- 1.2. ROLA I ZAKRES OBLICZEŃ
- 1.3. PODZIAŁ SZYBOWCOW

2. ANALIZA MAS

- 2.1. UKŁAD ODNIESIENIA
- 2.2. ROZKŁAD MAS I POŁOŻENIE ŚRODKA CIĘŻKOŚCI SZYBOWCA PUSTEGO
- 2.3. STANY ZAŁADOWANIA I POŁOŻENIE ŚRODKA CIĘŻKOŚCI SZYBOWCA W LOCIE
- 2.4. MOMENTY BEZWŁADNOŚCI

3. OBLICZENIOWE PARAMETRY GEOMETRYCZNE PŁATOWCA

- 3.1. SKRZYDŁO
 - 3.1.1. Płat nośny
 - 3.1.2. Lotka
 - 3.1.3. Kłapa
 - 3.1.4. Hamulec aerodynamiczny
- 3.2. USTERZENIA
 - 3.2.1. Usterzenie wysokości
 - 3.2.2. Usterzenie kierunku
 - 3.2.3. Wyważenie rogowe
- 3.3. KLAPKA WSPOMAGAJĄCA

4. CHARAKTERYSTYKI AERODYNAMICZNE

- 4.1. SKRZYDŁO
 - 4.1.1. Dobór profilu skrzydła
 - 4.1.2. Charakterystyki tunelowe
 - 4.1.3. Mieszana charakterystyka profilowa
 - 4.1.4. Charakterystyka skrzydła o zadanym wydłużeniu
- 4.2. LOTKA
- 4.3. KLAPA
- 4.4. HAMULEC AERODYNAMICZNY
- 4.5. USTERZENIE WYSOKOŚCI
- 4.6. USTERZENIE KIERUNKU
- 4.7. CZĘŚCIOWA POWIERZCHNIA STEROWA
- 4.8. KLAPKA WSPOMAGAJĄCA

5. ROZKŁADY OBCIĄŻEŃ AERODYNAMICZNYCH

5.1. ROZKŁADY CIŚNIEŃ WZDŁUŻ CIĘCIWY

5.1.1. Profil nie załamany

5.1.2. Profil jednokrotnie załamany

5.1.3. Profil dwukrotnie załamany

5.1.4. Wynikowy rozkład ciśnień

5.2. ROZKŁADY WSPÓŁCZYNNIKA SIŁY NOŚNEJ WZDŁUŻ ROZPIĘTOSCI SKRZYDŁA

5.2.1. Rozkład normalny

5.2.2. Rozkład zerowy pochodzący od zwichrzenia skrzydła

5.2.3. Rozkład zerowy pochodzący od wychylenia klap

5.2.4. Rozkład pochodzący od wychylenia lotek

5.2.5. Rozkład pochodzący od obrotu ustalonego względem osi podłużnej

5.2.6. Rozkład normalny przy wysuniętym hamulcu aerodynamicznym

5.2.7. Rozkład zerowy wywołany wysunięciem hamulca aerodynamicznego

5.2.8. Rozkład zerowy wywołany obecnością kadłuba

6. WŁASNOSCI LOTNE

6.1. CHARAKTERYSTYKA AERODYNAMICZNA PŁATOWCA

6.1.1. Opór szkodliwy

6.1.2. Charakterystyka oporowa szybowca

6.1.3. Współczynniki siły normalnej i stycznej

6.2. BIEGUNOWA PRĘDKOŚCI I OSIĄGI SZYBOWCA

6.3. BIEGUNOWA KRAŻENIA I CHARAKTERYSTYKA SZYBOWCA W KOMINIE TERMICZNYM

6.3.1. Biegunowa krążenia

6.3.2. Charakterystyka szybowca w kominie termicznym

6.4. SKUTECZNOŚĆ HAMULCA AERODYNAMICZNEGO

6.4.1. Podejście do lądowania

6.4.2. Ograniczenie maksymalnej prędkości lotu nurkowego

7. RÓWNOWAGA PODŁUŻNA

7.1. WSPÓŁCZYNNIK MOMENTU POCHYLAJĄCEGO KADŁUB

7.2. WSPÓŁCZYNNIK MOMENTU POCHYLAJĄCEGO SZYBOWIEC BEZ SIŁY NA USTERZENIU WYSOKOŚCI

7.3. KĄT ODCHYLENIA STRUG

7.4. WYCHYLENIA STERU WYSOKOŚCI W STANACH RÓWNOWAGI

8. STATECZNOŚĆ

8.1. PODŁUŻNA STATECZNOŚĆ STATYCZNA

8.1.1. Zapas podłużnej stateczności statycznej z drążkiem trzymanym

8.1.2. Zapas podłużnej stateczności statycznej z drążkiem puszczonego

8.2. PODŁUŻNA STATECZNOŚĆ DYNAMICZNA

8.3. STATECZNOŚĆ BOCZNA

9. WŁASNOSCI KORKOCIAĞOWE

10. OBCIAŻENIA SZYBOWCA

10.1 STANY OBCIAŻENIA W LOCIE SWOBODNYM

10.1.1. Lot nie ustalony

10.1.2. Lot ustalony

10.1.3. Obwiednia obciążeń sterowanych

10.1.4. Obwiednia obciążeń od podmuchów

10.1.5. Obwiednia obciążeń dla szybowców z klapą prędkościową

10.2. OBCIAŻENIA W LOTACH WLECZONYCH

10.2.1. Lot holowany za samolotem

10.2.2. Wzlot przy pomocy wyciągarki

10.3. OBCIAŻENIA NA ZIEMI

10.4. POZIOMY OBCIĄŻEN

11. OBCIAŻENIA SKRZYDŁA

11.1. OBLICZENIA WSTĘPNE

11.2. RODZAJE OBCIĄŻEN SKRZYDŁA

11.3. ZESPÓŁ OBCIĄŻEN SKRZYDŁA

11.3.1. Obciążenia normalne

11.3.2. Obciążenia styczne

11.3.3. Obciążenia skręcające

11.3.4. Uwzględnianie podatności skrętnej skrzydła

11.3.5 Uwzględnianie załamania profilu

11.4. SYMETRYCZNE OBCIĄŻENIA W LOCIE

11.4.1. Obciążenia sterowane

11.4.2. Obciążenia od podmuchów

11.5. NIESYMETRYCZNE OBCIĄŻENIA W LOCIE

11.5.1. Brutalne sterowanie lotkami

11.5.2. Obrót ustalony względem osi podłużnej

11.6. OBCIĄŻENIA W KONFIGURACJACH SZCZEGÓLNYCH

11.6.1. Konfiguracja z wysuniętym hamulcem aerodynamicznym

11.6.2. Konfiguracja z wychyloną klapą wysklepiającą

11.7. OBCIĄŻENIA NA ZIEMI

11.7.1. Brutalna obsługa

11.7.2. Zahaczenie skrzydłem o ziemię

11.7.3. Lądowanie z uderzeniem o przeszkodę

11.8. ZESTAWIENIE OBCIĄŻEN SKRZYDŁA

12. OBCIĄŻENIA CZĘŚCI RUCHOMYCH SKRZYDŁA

12.1. OBCIĄŻENIA LOTKI

12.2. OBCIĄŻENIA KLAPY

12.3. OBCIĄŻENIA HAMULCA AERODYNAMICZNEGO

13. OBCIĄŻENIA USTERZENIA WYSOKOŚCI

13.1. WYRWANIA

13.2. BRUTALNE STEROWANIA

13.3. PODMUCHY

13.4. ZESTAWIENIE OBCIĄŻEŃ

14. OBCIĄŻENIA USTERZENIA KIERUNKU

14.1. BRUTALNE STEROWANIA

14.2. PODMUCHY

14.3. ZESTAWIENIE WYNIKÓW

15. OBCIĄŻENIA ZŁOŻONE ZESPOŁU USTERZEŃ

15.1. OBCIĄŻENIA ZŁOŻONE

15.2. NIESYMETRIA NA USTERZENIU WYSOKOŚCI

15.3. BRUTALNE STEROWANIA POŁĄCZONE ZE ŚLIGIEM

15.4. PODMUCH POZIOMY Z WYINDUKOWANYM PRZECHYLANIEM

15.5. ZESTAWIENIE WYNIKÓW

16. OBCIĄŻENIA KADŁUBA

16.1. KOMASACJA MAS

16.2. UKŁAD SIŁ OBCIĄŻAJĄCYCH

16.3. WYZNACZANIE OBCIĄŻEŃ

16.3.1. Zginanie pionowe

16.3.2. Zginanie poziome

16.3.3. Skręcanie

16.4. PRZYPADKI OBCIĄŻEŃ NIE ZŁOŻONYCH

16.4.1. Wyrwania

16.4.2. Podmuchy pionowe

16.4.3. Brutalne sterowanie sterem wysokości

16.4.4. Loty nieswobodne, obciążenia pionowe

16.4.5. Obciążenia od podłoża

16.4.6. Podmuch poziomy

16.4.7. Brutalne sterowanie sterem kierunku

16.4.8. Loty nieswobodne, szarpnięcie liną w bok

16.4.9. Składowa boczna reakcji podłoża

16.5. PRZYPADKI OBCIĄŻEŃ ZŁOŻONYCH

16.5.1. Obciążenia w płaszczyźnie poziomej

16.5.2. Wyrwane z brutalnym sterowaniem sterem kierunku

16.5.3. Jednoczesne brutalne sterowanie

16.5.4. Brutalne sterowanie sterem kierunku wraz ze ślizgiem

16.5.5. Podmuch poziomy z wyindukowanym przechyleniem

16.5.6. Niesymetria obciążenia na usterzeniu wysokości

16.6. ZESTAWIENIE WYNIKÓW

17. OBCIĄŻENIA PODWOZIA

17.1. WARUNKI ŁĄDOWANIA

17.2. CHARAKTERYSTYKA UKŁADU AMORTYZUJĄCEGO

17.3. PRZYPADKI OBCIĄŻEŃ PODWOZIA GŁÓWNEGO

17.3.1. Łądowanie ze składową pionową

17.3.2. Łądowanie ze składową wzdłużną

17.3.3. Łądowanie ze składową boczną

17.3.4. Łądowanie na jedno koło

17.4. OBCIĄŻENIA KÓŁKA PRZEDNIEGO

17.4.1. Łądowanie ze składową wzdłużną

17.4.2. Łądowanie ze składową boczną

17.5. ŁĄDOWANIE NA KÓŁKO TYLNE (PŁOŻĘ)

17.5.1. Pionowe przyziemienie kółkiem tylnym (płożą)

17.5.2. Obciążenie boczne kółka tylnego (płoży)

17.5.3. Uderzenie po obrocie

17.6. ZESTAWIENIE WYNIKÓW

18. OBCIĄŻENIA UKŁADÓW STEROWANIA

18.1. ŁAŃCUCH KINEMATYCZNY UKŁADU STEROWANIA

18.2. UKŁADY STEROWANIA POWIERZCHNIAMI STEROWYMI

18.2.1. Układ sterowania sterem wysokości

18.2.2. Układ sterowania lotkami

18.2.3. Układ sterowania sterem kierunku

18.3. UKŁADY STEROWANIA URUCHAMIAJĄCE URZĄDZENIA

18.4. PODWÓJNY UKŁAD STEROWANIA

19. SZCZEGÓLNE PRZYPADKI OBCIĄŻEŃ

19.1. SPECJALNE WYMAGANIA KONSTRUKCYJNE

19.1.1. Obsługa naziemna

19.1.2. Uwzględnienie szarpnięć liny holowniczej

19.1.3. Obciążenia rozpraszaczy wirów (winglet'ów)

19.2. OBCIĄŻENIA AWARYJNE

19.2.1. Uderzenie o przeszkodę

19.2.2. Obciążenia mas ruchomych

19.2.3. Łądowanie z przytarciami o podłoże

19.2.4. Łądowanie ze schowanym podwoziem

19.2.5. Zamocowanie uprząży pilota

20. OBLICZENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE

20.1. ROLA I CHARAKTER OBLICZEŃ WYTRZYMAŁOŚCIOWYCH

20.2. WSPÓŁCZYNNIKI BEZPIECZEŃSTWA

20.3. CHARAKTERYSTYKA WYTRZYMAŁOŚCIOWA TWORZYW KONSTRUKCYJNYCH

- 20.3.1. Metale
- 20.3.2. Drewno
- 20.3.3. Kompozyt
- 20.4. CHARAKTERYSTYKA KOMPOZYTÓW
- 20.4.1. Kompozyt rowingowy
- 20.4.2. Kompozyt tkaninowy
- 20.4.3. Dociski i skleiny w kompozycie
- 20.5. USTALANIE MASY TWORZYWA W ELEMENTE KONSTRUKCYJNYM

21. WYTRZYMAŁOŚĆ SKRZYDŁA

- 21.1. RODZAJE STRUKTUR SKRZYDŁA
- 21.2. DREWNIANA STRUKTURA DŹWIGAROWA SKRZYDŁA
- 21.2.1. Wytrzymałość dźwigara drewnianego
- 21.2.2. Wytrzymałość kesonu
- 21.3. DREWNIANA STRUKTURA SKORUPOWA SKRZYDŁA
- 21.4. WPŁYW ZBIEŻNOŚCI
- 21.5. KOMPOZYTOWA STRUKTURA SKRZYDŁA Z DŹWIGAREM
- 21.5.1. Wytrzymałość dźwigara kompozytowego
- 21.5.2. Wytrzymałość kesonu
- 21.6. KOMPOZYTOWA STRUKTURA SKRZYDŁA SKORUPOWEGO
- 21.7. ŻEBRO ZAMYKAJĄCE
- 21.7.1. Obciążenia żebra zamykającego
- 21.7.2. Żebro zamykające drewniane
- 21.7.3. Żebro zamykające kompozytowe
- 21.8. OKUCIA SKRZYDŁA
- 21.8.1. Obciążenia okuć
- 21.8.2. Wytrzymałość okuć

22. WYTRZYMAŁOŚĆ URZĄDZEŃ MECHANIZACJI PŁATA

- 22.1. WYTRZYMAŁOŚĆ POWIERZCHNI STEROWEJ
- 22.2. WYTRZYMAŁOŚĆ HAMULCA AERODYNAMICZNEGO
- 22.3. ZAWIASY POWIERZCHNI STEROWYCH

23. WYTRZYMAŁOŚĆ USTERZEŃ

- 23.1. USTERZENIE WYSOKOŚCI
- 23.1.1. Podział sił pomiędzy statecznik i ster
- 23.1.2. Obciążenia steru wysokości
- 23.1.3. Wytrzymałość steru wysokości
- 23.1.4. Obciążenia statecznika wysokości
- 23.1.5. Wytrzymałość statecznika wysokości
- 23.1.6. Okucia statecznika wysokości
- 23.2. USTERZENIE KIERUNKU
- 23.2.1. Ster kierunku
- 23.2.2. Statecznik kierunku

24. WYTRZYMAŁOŚĆ SKORUPY KADŁUBA

24.1. PRZEKRÓJ ZAMKNIĘTY

- 24.1.1. Geometria przekroju
- 24.1.2. Zginanie przekroju zamkniętego
- 24.1.3. Ścinanie przekroju zamkniętego
- 24.1.4. Naprężenia w skorupie
- 24.1.5. Struktura drewniana
- 24.1.6. Tok obliczeń przekroju zamkniętego

24.2. PRZEKRÓJ OTWARTY

- 24.2.1. Geometria przekroju
- 24.2.2. Zginanie przekroju otwartego
- 24.2.3. Ścinanie przekroju otwartego
- 24.2.4. Skręcanie przekroju otwartego
- 24.2.5. Struktura drewniana
- 24.2.6. Tok obliczeń przekroju otwartego

25. ZESPOŁY KONSTRUKCYJNE KADŁUBA

25.1. WRĘGI

- 25.1.1. Obciążenie wręgi
- 25.1.2. Wytrzymałość wręgi

25.2. ZAMOCOWANIE ZACZEPU HOŁOWNICZEGO

- 25.2.1. Obciążenia zaczepu
- 25.2.2. Zabudowa zaczepu

25.3. PARTIA CENTRALNA

- 25.3.1. Kratownica partii centralnej
- 25.3.2. Węzeł kratownicy

25.4. RÓŻNE WAŁY I OKUCIA

26. WYTRZYMAŁOŚĆ PODWOZIA

26.1. KOŁA NIE CHOWANE W LOCIE

- 26.1.1. Nieruchome stałe koła pomocnicze lub koło główne
- 26.1.2. Koło główne nie chowane z amortyzatorem

26.2. KOŁA CHOWANE W LOCIE

27. WYTRZYMAŁOŚĆ UKŁADÓW STEROWANIA

27.1. RODZAJE UKŁADÓW

27.2. ELEMENTY UKŁADÓW STEROWANIA

- 27.2.1. Sterownica
- 27.2.2. Popychacze
- 27.2.3. Linki i cięgła
- 27.2.4. Dźwignie i segmenty
- 27.2.5. Łożyska

- 27.2.6. Pedał
- 27.2.7. Konsole zawieszeniowe

28. PRÓBY WYTRZYMAŁOŚCIOWE

28.1. PODZIAŁ PRÓB WYTRZYMAŁOŚCIOWYCH

28.1.1. Próby dowodowe

28.1.2. Próby doświadczalne

28.1.3. Próby materiałowe i technologiczne

28.2. PROGRAMOWANIE PRÓB WYTRZYMAŁOŚCIOWYCH GŁÓWNYCH ZESPOŁÓW

28.2.1. Programowanie prób skrzydła

28.2.2. Programowanie prób statecznika wysokości

28.2.3. Programowanie prób statecznika kierunku

28.2.4. Programowanie prób powierzchni sterowych

28.2.5. Programowanie prób kadłuba

28.2.6. Programowanie prób podwozia

28.3. PROGRAMOWANIE PRÓB WYTRZYMAŁOŚCIOWYCH UKŁADÓW STEROWANIA

28.3.1. Układ sterowania sterem wysokości

28.3.2. Układ sterowania lotkami

28.3.3. Układ sterowania sterem kierunku

28.3.4. Dźwignie sterowania pozostałymi układami

28.3.5. Układ wyzwiania zaczepu holowniczego

28.4. DANE REALIZACYJNE

28.4.1. Kompletacja zespołów do prób

28.4.2. Warunki i przebieg próby

28.4.3. Układy obciążeń pośrednich

28.5. POSTAĆ PROGRAMU

28.5.1. Przypadki wymiarujące

28.5.2. Karty programu prób

29. PRÓBY SZTYWNOŚCIOWE

29.1. CEL PRÓB SZTYWNOŚCIOWYCH

29.2. PRÓBY SZTYWNOŚCI SKRZYDŁA

29.2.1. Sztywność giętna

29.2.2. Sztywność skrętna

29.3. PRÓBY SZTYWNOŚCI POWIERZCHNI STEROWYCH

29.4. PRÓBY SZTYWNOŚCI KADŁUBA

29.4.1. Sztywność giętna w płaszczyźnie pionowej

29.4.2. Sztywność giętna w płaszczyźnie poziomej i sztywność skrętna

29.5. PRÓBY SZTYWNOŚCI UKŁADÓW STEROWANIA

30. ZJAWISKA AEROELASTYCZNE

30.1. ZJAWISKA TYPU STATYCZNEGO

30.1.1. Rozbieżność

30.1.2. Odwrotność działania sterów

30.2. ZJAWISKA TYPU DYNAMICZNEGO

30.2.1. Drgania samowzbudne (flutter)

- 30.2.2. Trzepotanie (buffeting)
- 30.3. DEGRADACJA WŁASNOŚCI LOTNYCH
- 30.3.1. Efekt giętny
- 30.3.2. Efekt skrętny

31. TRWAŁOŚĆ SZYBOWCA

- 31.1. POJĘCIE ŻYWOTNOŚCI
 - 31.1.1. Żywotność eksploatacyjna
 - 31.1.2. Żywotność modelowa
- 31.2. WIDMO OBCIĄŻEŃ EKSPLOATACYJNYCH
 - 31.2.1. Elementy widma
 - 31.2.2. Struktura widma obciążeń
 - 31.2.3. Widma dla stanów eksploatacji
- 31.3. MODEL EKSPLOATACJI
 - 31.3.1. Wielkości określające model eksploatacji
 - 31.3.2. Środowisko eksploatacyjne
 - 31.3.3. Ustalenie stanów eksploatacji
- 31.4. ELEMENTY PROGRAMU PRÓBY ZMĘCZENIOWEJ
 - 31.4.1. Reprezentatywny zespół struktury
 - 31.4.2. Krotność programu
 - 31.4.3. Budowa programu
 - 31.4.4. Udziały czasowe stanów eksploatacji
 - 31.4.5. Ustalanie danych wejściowych programu
 - 31.4.6. Obciążenia znamionowe
- 31.5. BLOKI OBCIĄŻEŃ O STAŁYM OBCIĄŻENIU PODSTAWOWYM
 - 31.5.1. Bloki ziemia - powietrze - ziemia w locie holowanym za samolotem
 - 31.5.2. Bloki ziemia - powietrze - ziemia podczas wzlotu przy pomocy wyciągarki
 - 31.5.3. Bloki podmuchów podczas przeskoku międzykominowego
 - 31.5.4. Bloki podmuchów podczas lotu szybkiego
 - 31.5.5. Bloki podmuchów podczas krążenia w kominie termicznym
 - 31.5.6. Bloki podmuchów podczas lotu holowanego
 - 31.5.7. Blok kołowania na lotnisku
 - 31.5.8. Blok akrobacji podstawowej
- 31.6. BLOKI OBCIĄŻEŃ O ZMIENNYM OBCIĄŻENIU PODSTAWOWYM
 - 31.6.1. Blok rozbiegu
 - 31.6.2. Blok dobiegu
 - 31.6.3. Blok podmuchów podczas wzlotu przy pomocy wyciągarki
- 31.7. BLOKI OBCIĄŻEŃ SPECJALNYCH
- 31.8. PROGRAM PRÓBY ZMĘCZENIOWEJ
 - 31.8.1. Program podstawowy
 - 31.8.2. Program realizacyjny

1. WPROWADZENIE

1.1 O SZTUCE PROJEKTOWANIA

Projektowanie jest sztuką, ale w sensie technicznym a nie artystycznym. Artyzm łączy się z talentem, a więc uzdolnieniem wrodzonym, natomiast sztuki projektowania można nauczyć się. Każde urządzenie techniczne służy zaspokajaniu jakiejś potrzeby człowieka i projektowanie jest odpowiedzią na zaistniałą potrzebę, która pojawia się gdy:

- brak jest urządzenia technicznego zaspokajającego zapotrzebowanie,
- istniejące urządzenie zaspokaja potrzebę w sposób niepełny, oraz
- istniejące urządzenie nie zaspokaja potrzeby.

Niepełne zaspokajanie potrzeby przez istniejące urządzenie wynika albo z jego już przestarzałego rozwiązania konstrukcyjnego, albo z unowocześnienia się samej potrzeby.

Prace projektowe podejmowane są więc w celu doprowadzenia do powstania urządzenia nowego, lepszego, sprawniejszego i co najważniejsze atrakcyjnego dla potencjalnego nabywcy.

Działalność twórcza w technice od momentu podjęcia tematu do chwili powstania nowego wyrobu dzieli się na dwa podstawowe etapy:

- projektowanie,
- konstruowanie.

Projektowanie (po łacinie "pro iactare" znaczy "rzucać przed siebie") jest rzucaniem pomysłów, a ściślej dogłębnym analizowaniem pomysłów, jakie rodzą się w oparciu o bardzo dobrze rozebraną potrzebę w różnych jej aspektach. Każdy pomysł rozwiązania technicznego posiada zalety, a jednocześnie obciążony jest także wadami. Analiza musi odpowiedzieć na pytanie co przeważa: zalety, czy wady. Najczęściej rozwiązanie musi być kompromisem oby tych charakterystyk, a rola projektanta polega na doborze kompromisu optymalnego w stosunku do przyjętych kryteriów oceny i w określonych warunkach narzuconych, jako więzy swobody projektowej. Projektowanie jest więc analitycznym etapem pracy inżyniera.

Konstruowanie (po łacinie "cum struere" znaczy "składać razem") polega na zestawieniu różnych pomysłów zrodzonych w fazie projektowania w jedną, spójną całość. Wymaga to wielu kompromisów aby decyzje konstruktora doprowadziły do rozwiązania możliwie najlepszego, które w dalszej kolejności będzie realizowane w produkcji seryjnej. Konstruowanie jest więc syntetycznym etapem pracy inżyniera.

Podział na te dwa etapy jest teoretyczny, albowiem w praktyce projektowanie i konstruowanie wzajemnie przenikają się.

Projektowanie i konstruowanie w technice wymagają bardzo silnego a wsparcia obliczeniowego. Bogata wiedza teoretyczna w dziedzinie dyscyplin spełniających rolę służebną przy projektowaniu szybowców a mianowicie w aerodynamice, mechanice lotu, materiałoznawstwie, wytrzymałości materiałów itp. pozwala już w momencie wstępnego ustalenia parametrów geometrycznych i aerodynamicznych szybowca na określenie jego własności lotnych i osiągow.

Obliczenia dotyczące szybowca, podobnie jak każdego innego tworu technicznego oparte są na przyjmowanych modelach obliczeniowych. Wiele bowiem zjawisk w technice da się opisać prawami fizyki przy wykorzystaniu aparatu matematycznego przy pomocy tworzenia modeli odpowiadających badanej funkcji lub zachowaniu się fragmentu lub całości konstrukcji.

Oczywiście każdy model symuluje rzeczywistość w sposób bardziej lub mniej wierny, niemniej jednak zawsze jakoś skażony. Należy więc dążyć do stworzenia modelu jak najwierniejszego w zadanych warunkach.

Rozwiązanie techniczne będzie tym korzystniejsze, im więcej wariantów będzie poddanych analizie, dla wybrania z nich przypadku optymalnego. W tym celu niezbędne jest wykonanie wielu obliczeń, dzisiaj znacznie ułatwionych dzięki oprogramowaniu komputerowemu.

Tematem niniejszej książki jest przedstawienie dróg postępowania przy obliczeniowym wsparciu pracy konstruktora szybowców. Omówiono tutaj algorytmy obliczeń, bez uciekania się do programowania, gdyż zmienia się ono żywiołowo wraz z pojawieniem się coraz to nowszych generacji komputerów.

1.2. ROLA I ZAKRES OBLICZEŃ

Podstawową rolą obliczeń jest stworzenie dla konstruktora bazy dla podejmowania decyzji technicznych. Trudno wyobrazić sobie możliwość ustalenia jakiegokolwiek parametru szybowca, bez znajomości skutków jakie on wywoła, a te można oszacować na drodze obliczeniowej. Szacunek będzie tym bliższy prawdy, im wierniejsze będą przyjmowane modele obliczeniowe zjawisk i ich opis językiem matematyki.

Zakres obliczeń w projektowaniu i konstruowaniu szybowców jest bardzo szeroki, oparty na różnych gałęziach wiedzy teoretycznej wspartej doświadczeniem praktycznym. Typowe wsparcie obliczeniowe powinno zawierać analizę zagadnień dotyczących:

- analizy wielkości mas poszczególnych zespołów szybowca oraz masę całkowitą i położenia środków ciężkości płatowca dla różnych stanów załadowania,
- charakterystyki aerodynamiczne skrzydła, usterzeń i całego płatowca,
- elementy równowagi statku powietrznego w locie,
- osiągi w typowych stanach użytkowania,
- obciążenia głównych zespołów szybowca,
- obliczenia wytrzymałościowe umożliwiające zwymiarowanie struktury płatowca,
- programowanie prób naziemnych i prób w locie,

- obliczenia dotyczące zjawisk aeroelastycznych,
- obliczenia związane z pracami doświadczalnymi.

Każda z powyższych dziedzin opisana jest odpowiednimi algorytmami obliczeniowymi, a wyniki obliczeń stanowią dla konstruktora "przewodnik postępowania".

Należy mieć na uwadze fakt, że tak skomplikowane twory techniki, jakie występują w lotnictwie, pomimo wsparcia obliczeniowego, zawsze pozostawiają wiele znaków zapytania. Dla wielu bowiem zjawisk znalezienie właściwego modelu obliczeniowego jest albo bardzo trudne, czasami wręcz niemożliwe. Stąd rola obliczeń, chociaż w procesie projektowania ogromna, jest jednak ograniczona.

Dzisiaj każde poważniejsze opracowanie techniczne nie wychodzi już z pod rąk "genialnego konstruktora", ale jest owocem współpracy wielu specjalistów z różnych dziedzin wiedzy.

Najistotniejszym jest obecnie komputerowe wspomaganie projektowania. Zrodziło się więc nowe pojęcie inżyniera - obliczeniowca. Musi to być inżynier dobrze zorientowany w procesie projektowania a jednocześnie posiadający wiedzę z zakresu informatyki.

W niniejszej książce podano sposoby prowadzenia obliczeń, a więc wzory i tablice, pozwalające na ustalenie algorytmów postępowania. Nie podano tutaj programów komputerowych, albowiem te są wynikiem zakodowania poszczególnych operacji w języku komputera.

1.3. PODZIAŁ SZYBOWCÓW

Szybowce można dzielić w różnoraki sposób w zależności od przyjętego kryterium tego podziału.

Z uwagi na przeznaczenie szybowce dzielą się na:

- szkolne,
- treningowe,
- wyczynowe,
- akrobacyjne,
- specjalne.

Szybowce szkolne służą do nauki pilotażu podstawowego oraz do szkolenia zaawansowanego (akrobacja, loty bez widoczności ziemi, loty chmurowe itp.).

Szybowce treningowe wykorzystywane są do doskonalenia umiejętności pilotażowych, szczególnie w początkowej fazie zaawansowania umiejętności wyszukiwania wznoszeń termicznych. Na tym typie sprzętu można także uzyskiwać warunki do odznak szybowcowych, co już stanowi wstęp do zaawansowanego wyczynu sportowego.

Najliczniejszą grupę tworzą szybowce wyczynowe. Służą głównie do wykonywania przelotów po trasach bądź w ramach treningu, bądź w trakcie zawodów i imprez sportowych. Regulamin sportowy Międzynarodowej Federacji Lotniczej (FAI) wprowadził podział szybowców zawodniczych na klasy:

- otwartą,
- standard,
- klapową o rozpiętości do 15 m,
- klub.

Pierwsze trzy klasy przewidziano do udziału w imprezach rangi mistrzostw świata lub mistrzostw krajowych. Klasa klub w zasadzie ma służyć zawodom o randze lokalnej, aeroklubowej. Klasa ta jednak nie zyskała popularności.

Do grupy szybowców akrobacyjnych należą konstrukcje, których przeznaczenie określa sama nazwa. Wykorzystywane są do treningu w akrobacji i udziału w zawodach. Cechą charakterystyczną grupy są zwiększone wymagania wytrzymałościowe w stosunku do szybowców z innych grup.

Wszystkie inne szybowce należą do grupy specjalnych. Mieszczą się więc tutaj bezogonowce, kaczkę, transportowce dla wojska, konstrukcje eksperymentalne itp.

Innymi, niż przeznaczenie, kryteriami podziału mogą być:

- ilość osób załogi (szybowce jedno, dwu i wiele miejscowe),
- tworzywo konstrukcyjne (szybowce drewniane, metalowe, kompozytowe mieszane),
- poziom obciążeń (kategoria użytkowa "U", akrobacyjna "A"),
- konfiguracja usterzeń (klasyczne, układ "T" motylkowe itp.),
- inne kryteria związane z cechami konstrukcyjnymi

Każdy rodzaj szybowca służy określonej celowi i fakt ten znajduje odbicie w sposobie projektowania, a tym samym w stosowanych obliczeniach i analizie ich wyników.

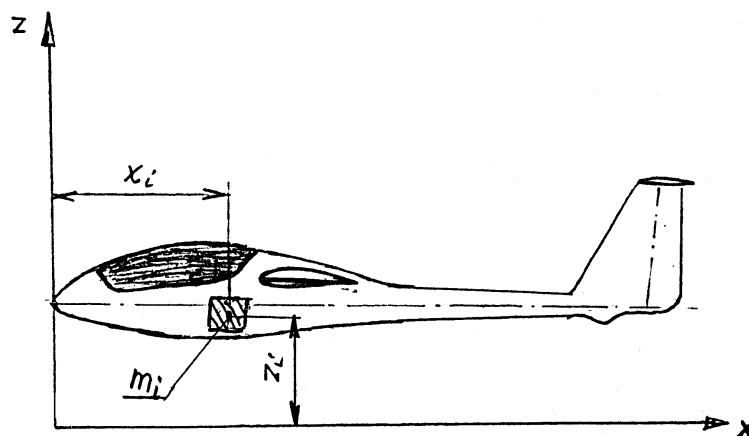
2. ANALIZA MAS

Celem analizy mas jest określenie:

- wielkości masy i położenia środka ciężkości poszczególnych elementów struktury płatowca i ładunku (pilot, wyposażenie, bagaż),
- masy szybowca pustego i położenie jego środka ciężkości,
- ustalenie wielkości i lokalizacji ładunku czyli tzw. "stanu załadowania",
- obliczenie masy i położenia środków ciężkości szybowca w locie, dla różnych stanów załadowania i ustalenie wielkości granicznych (masa maksymalna i minimalna, skrajne przednie i tylne położenie środka ciężkości),
- obliczenie momentów bezwładności szybowca.

2.1. UKŁAD ODNIESIENIA

Należy narysować sylwetkę szybowca w skali (najwygodniej 1 : 10), a następnie narysować układ współrzędnych ,w postaci dwóch prostopadłych do siebie osi: pionowej "z" i poziomej "x", usytuowanych tak, aby oś pionowa była, styczną do noska kadłuba, a oś pozioma była równoległa do średniej cięciwy odniesienia (SCO) skrzydła, określonej w rozdziale 3.1.1. Taki układ ułatwia wyznaczenie położenia. środka ciężkości szybowca wyrażonego w procentach SCO (Rys. 2.1)



Rys.2.1 Układ odniesienia dla analizy mas szybowca

2.2. ROZKŁAD MAS I POŁOŻENIE ŚRODKA CIĘŻKOŚCI SZYBOWCA PUSTEGO

Przy wyznaczaniu wielkości poszczególnych mas składowych struktury szybowca najlepiej jest skorzystać ze statystyki zebranej na podstawie podobnych istniejących już konstrukcji. Zapewnia to lepsze zbliżenie się do rzeczywistości niż próba oceny na podstawie objętości i ciężaru właściwego materiału. Wyjątkowo ta droga może być korzystna w przypadku oceny balastu wodnego (przy znanej pojemności zbiornika wodnego łatwo oszacować masę wody)

Poszczególne masy, a właściwie położenia ich środków ciężkości należy zlokalizować na rysunku rzutu bocznego szybowca i odmierzyć odległości tych środków od osi "z" (odległość "x_i") i od osi "x" (odległość "z_i"), a także odnotować wartości tych mas "m_i". Zapis należy przeprowadzić



Arkusz Microsoft
Excel

tabelarycznie (Tab. 2.1)

L.p	Oznaczenie	Element		m _i [kg]	x _i [m.]	z _i [m.]		m _i *x _i		m _i *z _i
1	m1	zaczep przedni								
2	m2	Pedały								
.										
.										
.										
n	mn	ster kierunku								
			Σ				Σ		Σ	

Tab. 2.1 obliczanie położenia środka ciężkości

Aby znaleźć położenie środka ciężkości szybowca pustego, należy określić położenie wypadkowej wektorów ciężaru poszczególnych mas.

Ciężar masy wynosi:

$$Q_i = m_i \cdot g \quad (2.1)$$

gdzie: "g" jest przyspieszeniem ziemskim.

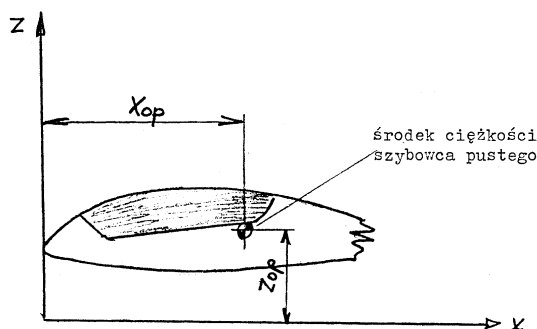
Odległości wypadkowych od obu osi układu współrzędnych (Rys.2.2) określają zależności:

$$X_{op} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i \cdot g \cdot x_i}{\sum_{i=1}^n m_i \cdot g} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i \cdot x_i}{\sum_{i=1}^n m_i} \quad (2.2)$$

$$Z_{op} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i \cdot g \cdot z_i}{\sum_{i=1}^n m_i \cdot g} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i \cdot z_i}{\sum_{i=1}^n m_i} \quad (2.3)$$

Wielkość "g" jako stała może być wyjęta przed znak sumy i ulega uproszczeniu, w rezultacie w liczniku pozostają iloczyny mas i odległości. To uproszczenie przez "g" skłania niektórych autorów do używania określenia "środek masy" zamiast "środek ciężkości", chociaż masy są skalarem i nie da się mówić o położeniu ich wypadkowej. Pozostańmy więc przy prawidłowym określeniu "środek ciężkości".

Prowadząc linię pionową w odległości " x_{op} " od osi "z" i linię poziomą w odległości "z" od osi "y", znajdziemy na ich przecięciu położenie środka ciężkości szybowca pustego (rys.2.2).



Rys. 2.2 Wyznaczanie położenia środka ciężkości szybowca pustego

Określenie położenia środka ciężkości szybowca pustego jest niezmiernie ważne dla kontroli powtarzalności masowej szybowca w produkcji seryjnej oraz dla ustalenia prawidłowości masowej po dokonanych remontach czy modyfikacjach

2.3. STANY ZAŁADOWANIA I POŁOŻENIE ŚRODKA CIĘŻKOŚCI SZYBOWCA W LOCIE

Łaładowanie szybowca określane jest masami:

- załogi,
- spadochronów,
- wyposażenia dodatkowego,
- balastów.

Wymagania dotyczące zdadności lotnej szybowców (powszechnie stosowane są międzynarodowe wymagania JAR-22) określają przedział masy ciała pilota od 45 do 100 kg, ciężar spadochronu do 10 kg. Należy więc wziąć pod uwagę minimalny ciężar 45 kg (bez spadochronu) i maksymalny 110 kg (ze spadochronem). W skład wyposażenia dodatkowego wchodzą różne przyrządy ułatwiające nawigację i taktykę rozgrywania lotu zawodniczego, barografy, specjalne wariometry, komputery pokładowe, radiostacje, aparat fotograficzny itp. Elementy nie stanowiące standardowego wyposażenia szybowca.

Balasty mogą występować bądź jako ciężarki sprowadzające położenie środka ciężkości do dozwolonych granic (najczęściej dotyczą one pilotów lekkich), bądź jako balast wodny (z reguły w skrzydłach) zwiększający obciążenie powierzchni nośnej lub balast ogonowy sprowadzający środek ciężkości szybowca do tyłu z uwagi na wpływ wywierany na wielkość osiągow.

Rachunek najlepiej ująć tabelarycznie (Tab. 2.2).



L.p.	oznaczeni	Element		m_i [kg]	x_i [m.]	z_i [m.]		$m_i \cdot x_i$		$m_i \cdot z_i$
1	m_1^*	Szybowiec pusty								
2	m_2^*	pilot ze spadochr.								
3	m_3^*	balast wodny w skrzydle								

n	mn*	balast wodny w ogonie								
			Σ				Σ		Σ	

Tab. 2.2 wyznaczanie położenia środka ciężkości szybowca w locie

Odległość środka ciężkości od osi "x" i "z" wyznacza się wg zależności (2.2) i (2.3) z tym, iż oznacza się je teraz bez indeksu "p" a więc " x_o " oraz " z_o ".

Położenie środka ciężkości szybowca wzdłuż kierunku średniej cięciwy odniesienia (SCO) mierzone od jej krawędzi natarcia, wynosi:

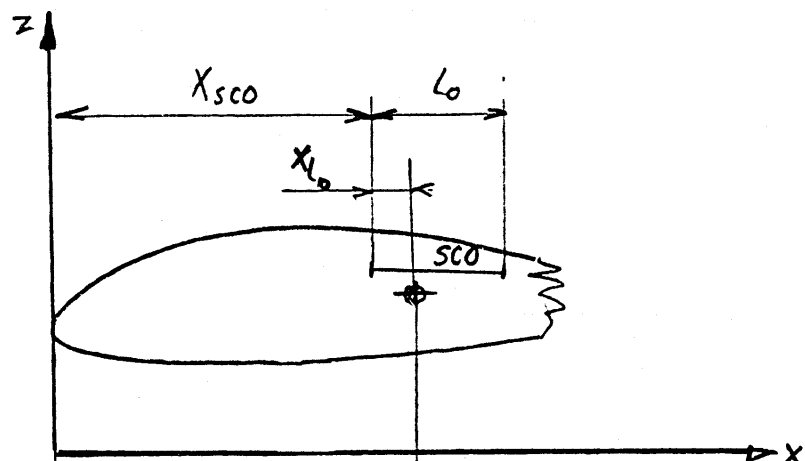
$$X_{l_o} = X_o - X_{SCO} \quad (2.4)$$

Jeżeli długość SCO zostanie oznaczona jako " l_o " wówczas procentowe położenie środka ciężkości wynosi:

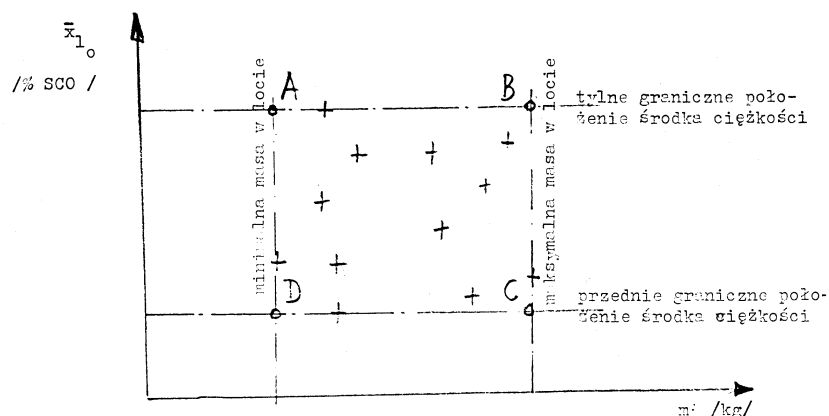
$$\overline{X_{l_o}} = \frac{X_{l_o}}{l_o} \cdot 100 \quad [\%SCO] \quad (2.5)$$

Sytuację tę przedstawia rysunek 2.3 dla jednego z możliwych stanów załadowania. Rachunek podany w tablicy 2.2 należy powtórzyć dla każdego z przewidywanych stanów załadowania, wyznaczając odpowiednią wartość " x_{l_o} ". Wszystkie wyznaczone wielkości " x_{l_o} " należy nanieść na wykres zależności:

$X_{l_o} = f / m /$, rysunek 2.4.



Rys. 2.3 Położenie środka ciężkości szybowca w locie



Rys. 2.4. Graniczne masy i położenia środka ciężkości szybowca w locie

Linie pionowe na rys 2.4 oznaczają graniczne wielkości masy szybowca w locie, linie poziome ograniczają skrajne położenia środka ciężkości szybowca w locie.

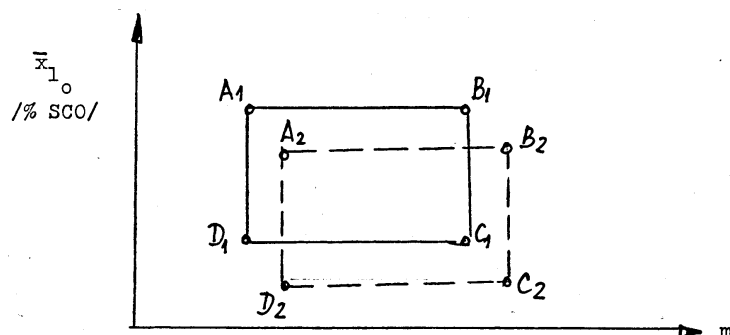
Obszar możliwych stanów załadowania zamyka się prostokątem ABCD (Rys.2.4).

Przy wykonywaniu obliczeń warto pamiętać o następujących faktach:

- zwiększenie masy elementów w przedniej części kadłuba pociąga środek ciężkości szybowca do przodu, natomiast wzrost mas w tyle pociąga ów środek do tyłu,
- pilot ciężki wywołuje bardziej przednie położenie środka ciężkości niż pilot lekki,
- balast wodny w skrzydle najczęściej powoduje przesunięcie środka ciężkości do przodu (choć przy pewnym usytuowaniu zbiorników nie musi to być regułą),
- elementy wyposażenia zmieniają środek ciężkości w zależności od ich usytuowania w szybowcu, umieszczone w okolicy środka ciężkości mają wpływ neutralny.

Balast wodny we współczesnych szybowcach zawodniczych masą swą niemal dorównuje masie szybowca pustego, stąd jego duży wpływ na masę i środek ciężkości szybowca w locie

Na rysunku 2.5 pokazano stan załadowania dla szybowca w locie bez balastu (A_1, B_1, C_1, D_1) oraz z balastem wodnym (A_2, B_2, C_2, D_2).



Rys. 2.5 Graniczne masy i położenia środka ciężkości szybowca w locie z balastem wodnym i bez balastu

Skrajnymi przypadkami są stany określone przez:

- punkt "C₂" (maksymalna masa w locie i przednie skrajne położenie środka ciężkości),
- punkt "A₁" (minimalna masa w locie i skrajne tylne położenie środka ciężkości).

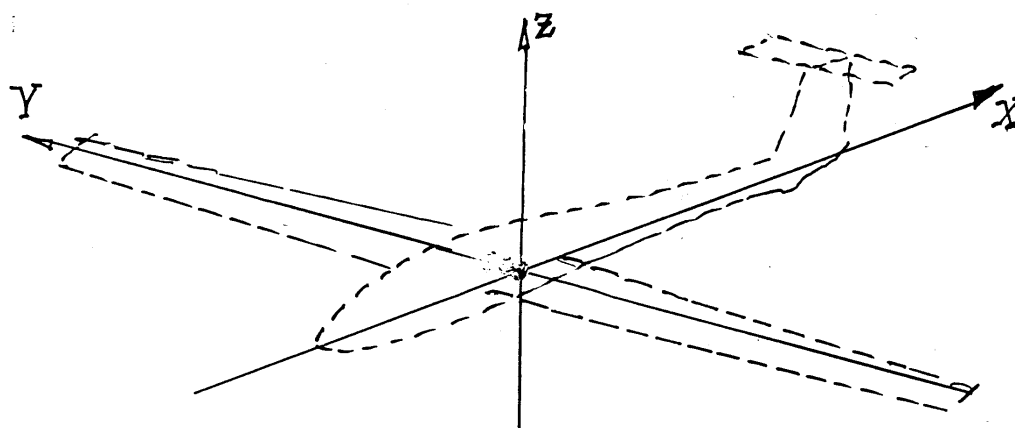
Jednakże dla niektórych zespołów konstrukcyjnych wymiarującymi mogą być stany "C₁" (np. dla zginania skrzydła) lub inne związane z obciążeniami usterzenia wysokości

Obliczeniowe stany załadowania uznane za wymiarujące dla struktury płatowca należy ująć tabelarycznie (Tab.2.3).

L.p	Położenie środka ciężkości	m. [kg]	x ₀ [m.]	z ₀ [m.]	x ₁₀ [%SCO]
1	Przednie skrajne z balastem wodnym				
2	Przednie skrajne bez balastu wodnego				
3	Tylne skrajne bez balastu wodnego				
4	Szybowiec pusty				

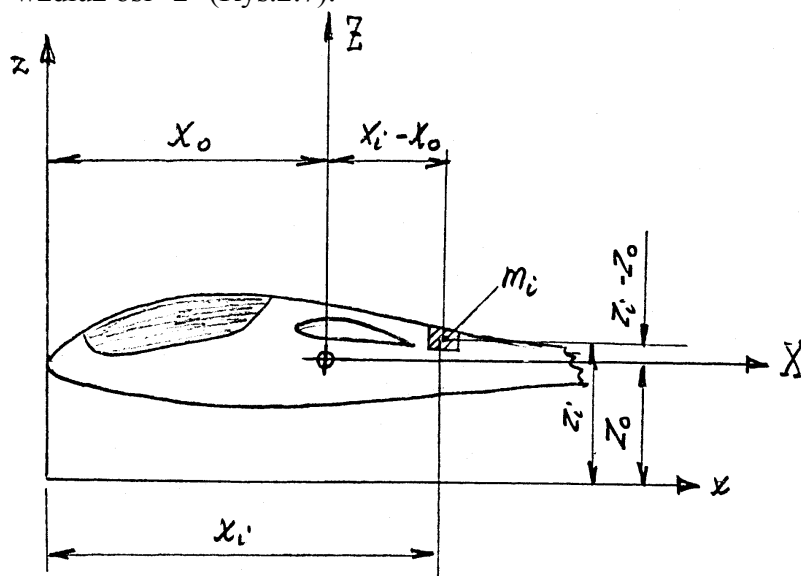
2.4. MOMENTY BEZWŁADNOŚCI

Przy obliczaniu obciążeń typu dynamicznego konieczna jest znajomość momentów bezwładności szybowca względem trzech prostopadłych osi przechodzących przez środek ciężkości szybowca (Rys.2.6). Oznaczono je literami dużymi "X", "Y", "Z".



Rys 2.6 Układ osi przechodzących przez środek ciężkości szybowca

Nowy układ osi X,Y,Z, przechodzących przez środek ciężkości szybowca, przesunięty jest względem układu odniesienia x, y, z, wprowadzonego na rys 2.1 . o wielkość " x_0 " wzdłuż osi "x" i o wielkość " z_0 " wzdłuż osi "z" (Rys.2.7).



Rys.2.7 Relacja układów X,Y,Z oraz x,y,z.

Stąd odległość masy " m_i " od nowych osi układu wynosi:

$x_i - x_0$ - wzdłuż osi "x", oraz

$z_i - z_0$ - wzdłuż osi "z"

Ponieważ środek ciężkości szybowca leży w płaszczyźnie symetrii nie ma przesunięcia wzdłuż osi "y", czyli $y_0=0$.

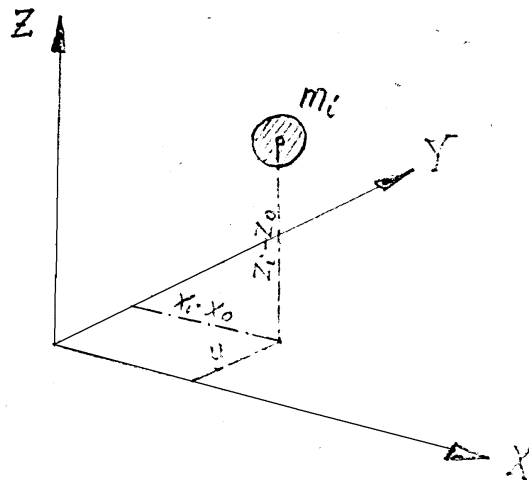
W nowym układzie odniesienia odległości (promienie) poszczególnych mas od osi układu, wyrażone przy pomocy współrzędnych masy "m " (Rys.2.8) wynoszą:

$$\begin{aligned} r_{x_i} &= \sqrt{y_i^2 + (z_i - z_0)^2} && \text{odległość od osi "x"} \\ r_{y_i} &= \sqrt{(x_i - x_0)^2 + (z_i - z_0)^2} && \text{odległość od osi "y"} \\ r_{z_i} &= \sqrt{(x_i - x_0)^2 + y_i^2} && \text{odległość od osi "z"} \quad (2.6) \end{aligned}$$

Momenty bezwładności szybowca względem osi X, Y, Z wynoszą:

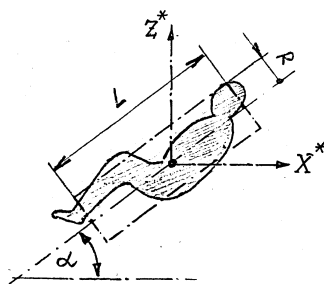
$$\begin{aligned} J_x &= \sum_{i=1}^n (m_i \cdot r_{x_i}^2 + J_{0x}) \\ J_y &= \sum_{i=1}^n (m_i \cdot r_{y_i}^2 + J_{0y}) \\ J_z &= \sum_{i=1}^n (m_i \cdot r_{z_i}^2 + J_{0z}) \end{aligned} \quad (2.7)$$

Sumowanie rozciąga się na wszystkie masy składowe szybowca, czyli $i=1,2,\dots,n$.



Rys.2.8. Współrzędne masy " m_i "

Wielkości J_{Oxi} , J_{Oyi} , J_{Ozi} , są własnymi momentami bezwładności poszczególnych mas względem ich środka ciężkości. Momenty te należy wyznaczyć dla głównych zespołów szybowca, przybliżając ich kształt do brył regularnych (typowych). Na przykład tylną część kadłuba można przybliżyć powierzchnią stożka ściętego, natomiast ciało pilota walcem o promieniu $R = 0,2$ m i długości $Z = 1$ m, ustawionym stosownie do pozycji pilota w kabinie (rys.2.9). Środkową część kadłuba można przybliżyć powierzchnią walce, zaś nos kadłuba powierzchnią stożka. Skrzydło można zastąpić wielościanem zbliżonym do kształtu skrzydła itp.



Pozycja leżąca $\alpha=0$

Pozycja siedząca $\alpha < > 0$, zgodnie z usytuowaniem pilota w kabinie.

Osie X^* , Z^* , równoległe do osi X , Z przechodzą przez środek ciężkości pilota (zastąpionego walcem)

Rys. 2.9 Masowy model ciała pilota

Wzory określające momenty bezwładności brył regularnych o masie rozłożonej na ich powierzchni lub litych obliczane względem ich środka ciężkości można znaleźć w poradnikach mechanika względnie w różnych tablicach inżynierskich.

Obliczenie momentów bezwładności prowadzi się tabelarycznie (Tab. 2.4). Rachunek należy powtórzyć dla każdego obliczeniowego stanu. załadowania. Wyniki należy zestawić tabelarycznie (Tab.2.5).

Lp.	oznaczenie	Operacja	m1	m2		Mn
1	m_i [kg]					
2	x_i [m.]					
3	y_i [m.]					
4	z_i [m.]					
5	$x_i - x_o$	(2)- y_o				
6	$z_i - z_o$	(4)- z_o				
7	$(x_i - x_o)^2$	(5)^2				
8	$(z_i - x_o)^2$	(6)^2				
9	y_i^2	(3)^2				
10	r^2_x [m.^2]	(9)+(8)				
11	r^2_y [m.^2]	(7)+(8)				
12	r^2_z [m.^2]	(7)+(8)				
13	$m_i \cdot r^2_x$	(1)*(10)				
14	$m_i \cdot r^2_y$	(1)*(11)				
15	$m_i \cdot r^2_z$	(1)*(12)				
16	J_{ox}	obliczone wg wzorów z poradnikó w				
17	J_{oy}					
18	J_{oz}					
19	$m_i \cdot r^2 + J_{o_x}$	(13)+(16)				
20	$m_i \cdot r^2 + J_{o_y}$	(14)+(17)				
21	$m_i \cdot r^2 + J_{o_z}$	(15)+(18)				
22	J_x	suma (19)				
23	J_y	suma (20)				
24	J_z	suma (21)				

Tab. 2.4 Obliczanie momentów bezwładności

Lp	Środek ciężkości	m. /kg/	J_x /kgm^2/	J_y /kgm^2/	J_z /kgm^2/
1	Przedni skrajny z balastem wodnym				
2	Przedni skrajny bez balastu wodnego				
3	Tylny skrajny bez balastu wodnego				

Tab. 2.5. Zestawienie momentów bezwładności

3. OBLICZENIOWE PARAMETRY GEOMETRYCZNE PŁATOWCA

3.1 SKRZYDŁO

3.1.1. Płat nośny

Parametry geometryczne płata nośnego są funkcją założonego obrysu. Płat złożony z lewego i prawego skrzydła jest symetryczny względem płaszczyzny pionowej przechodzącej przez oś podłużną szybowca (płaszczyzna symetrii szybowca). Geometria płata (Rys.3.1) scharakteryzowana jest przez:

"b" - rozpiętość płata

"l" - cięciwę, będącą funkcją rozpiętości $l_y = f(y)$

"S" - powierzchnię, określoną zależnością:

$$S = 2 \int_0^{b/2} l_y dy \quad (3.1)$$

"λ" - wydłużenie, które wynosi :

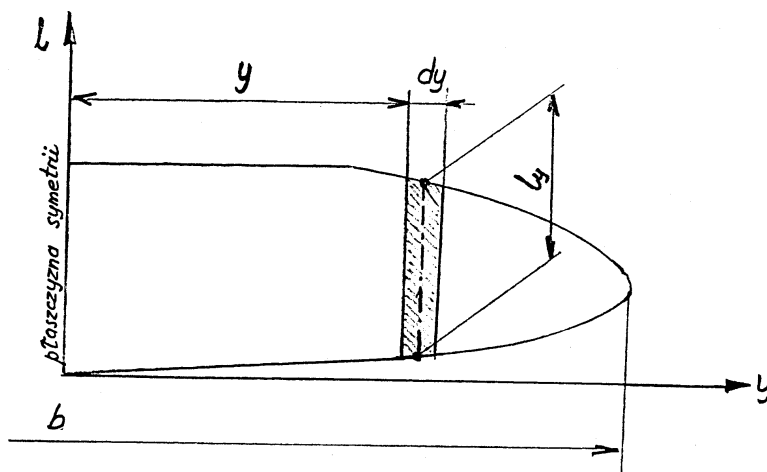
$$\lambda = \frac{b^2}{S} \quad (3.2)$$

"l₀" - średnią cięciwę odniesienia /SCO/:

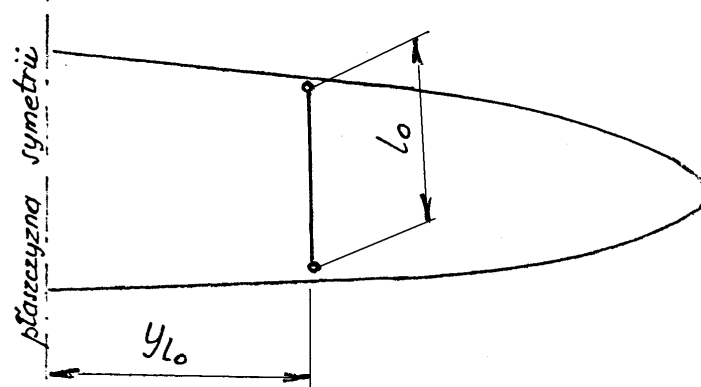
$$l_0 = \frac{2}{S} \int_0^{b/2} l_y^2 dy \quad (3.3)$$

"y_{l0}" odległość średniej cięciwy odniesienia od płaszczyzny symetrii szybowca (Rys.3.2):

$$y_{l_0} = \frac{2}{S} \int_0^{b/2} l_y \cdot y \cdot dy \quad (3.4)$$

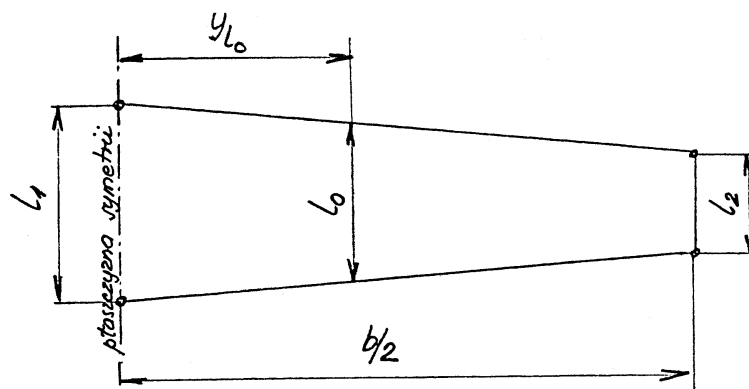


Rys. 3.1 Geometria płata



Rys 3.2 Położenie średniej cięciwy odniesienia

W szybowcach najczęściej stosowany jest obrys trapezowy lub wielotrapezowy, przy czym prostokąt jest szczególnym przypadkiem trapezu w którym $l_1=l_2$ (Rys.3.3)



Rys.3.3 obrys trapezowy

Charakterystycznym parametrem obrysu trapezowego jest stosunek cięciw:

$$\psi = \frac{l_2}{l_1} \quad (3.2)$$

określający wraz z rozpiętością zbieżność trapezu.

Powierzchnia skrzydła trapezowego (połówki płata):

$$S = l_1 \cdot \frac{b}{4} \cdot (1 + \psi) \quad (3.6)$$

Średnia cięciwa odniesienia:

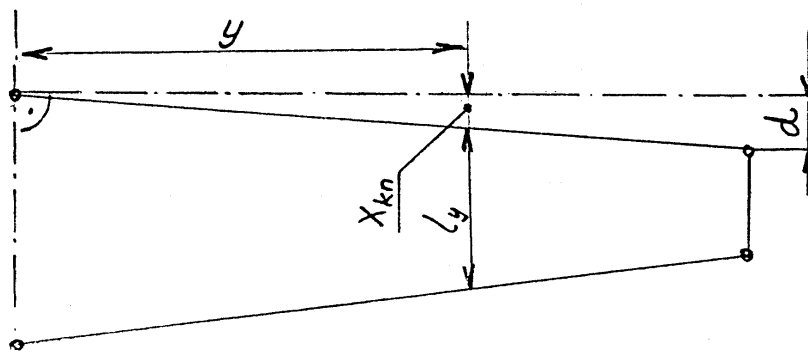
$$l_0 = \frac{2}{3} \cdot l_1 \cdot \left(1 + \psi - \frac{\psi}{1 + \psi}\right) \quad (3.7)$$

i jej odległość od płaszczyzny symetrii szybowca:

$$y_{l_0} = \frac{b}{6} \cdot \left[3 - \left(\frac{2 - \psi}{1 - \psi} - \frac{2 \cdot \psi}{1 - \psi^2}\right)\right] \quad (3.8)$$

Krawędź natarcia skrzydła oddalona jest od prostej prostopadłej do płaszczyzny symetrii szybowca i przechodzącej przez krawędź natarcia cięciwy " l_1 ", o wielkość: " X_{kn} " (Rys.3.4), określoną przez zależność:

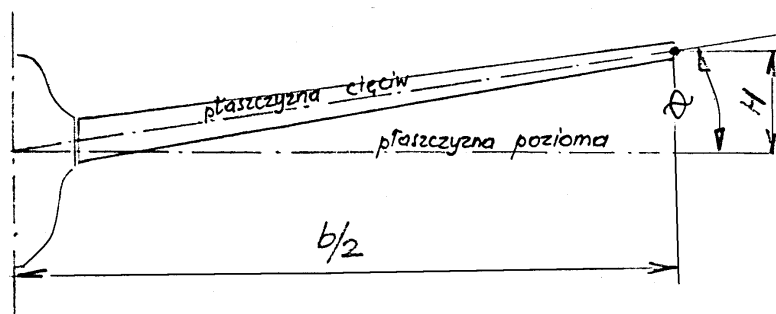
$$X_{kn} = \frac{2 \cdot d}{b} \cdot y \quad (3.9)$$



Rys 3.4 Geometria krawędzi natarcia

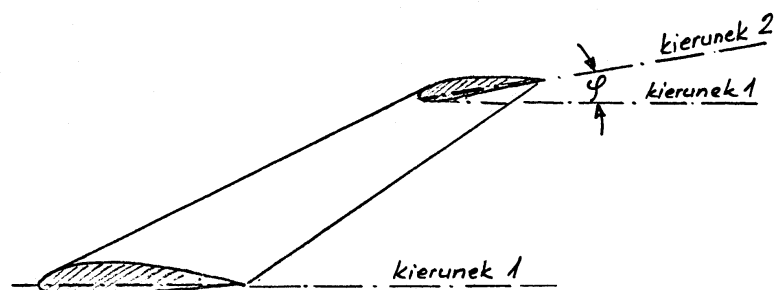
Wznios skrzydła określony jest przez kąt " θ " zawarty pomiędzy płaszczyzną cięciw skrzydła, a płaszczyzną poziomą (Rys.3.5) którego wielkość wynika z zależności:

$$\Theta = \arctg \frac{2 \cdot H}{b} \quad (3.10)$$



Rys. 3.5 Wznios skrzydła

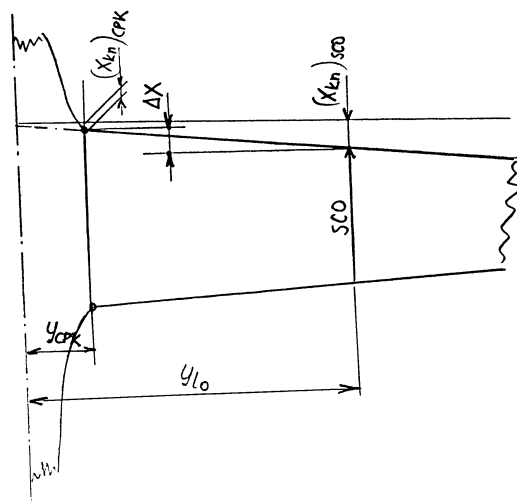
Zwicherungie geometryczne skrzydła wynika z różnicy kąтового położenia cięciw wzdłuż rozpiętości (Rys.3.6) Zwicherungie może być dokonane na całej półrozsponie lub na jej części. Może ono być stałe lub zmienne. Na rys.3.6.pokazano zwicherungie stałe na całej połowie rozpiętości płata, gdzie jako kierunek 1 podano kierunek cięciwy w płaszczyźnie symetrii, a jako kierunek 2 podano kierunek cięciwy końcówki skrzydła.



Rys. 3.6 Zwicherungie geometryczne skrzydła.

Aby wyznaczyć położenie SCO na rzucie bocznym sylwetki szybowca należy znaleźć przesunięcie SCO względem cięciwy przykadłubowej CPK (Rys.3.7)

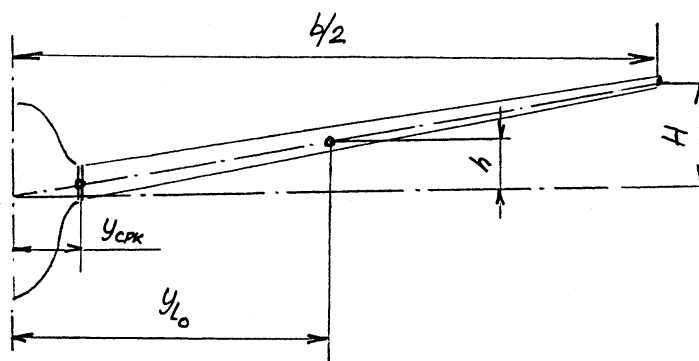
$$\Delta x = (x_{kn})_{SCO} - (x_{kn})_{CPK} = \frac{2 \cdot d}{b} \cdot (y_{l0} - y_{CPK}) \quad (3.11)$$



Rys. 3.7 Usytuowanie SCO i CPK

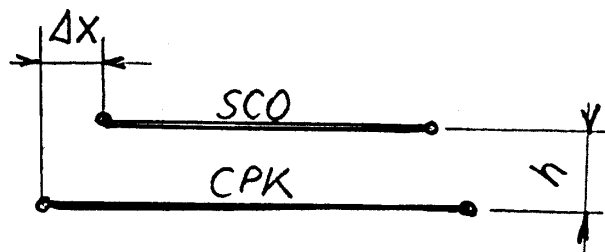
Usytuowanie pionowe obu cięciw pokazano na rys. 3.8. Wzajemna odległość SCO i CPK w pionie wynosi:

$$h = \frac{2 \cdot H}{b} \cdot (y_{l0} - y_{CPK}) \quad (3.12)$$

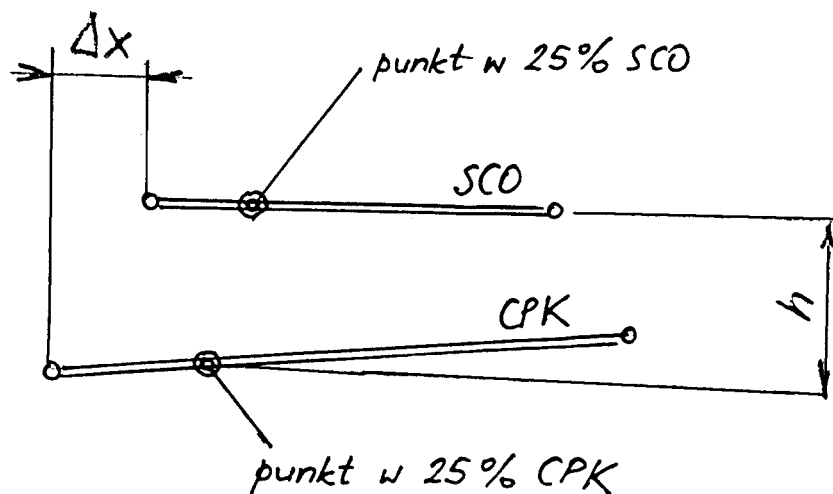


Rys 3.8 Pionowe usytuowanie SCO i CPK

Gdy skrzydło nie jest zwichrzone geometrycznie wówczas SCO i CPK są równoległe (Rys.3.9). Natomiast w przypadku zwichrzenia (Rys.3.10) odległość pionową wyznacza się dla punktu leżącego w 25% długości cięciwy



Rys.3.9 SCO i CPK na nie zwichrzonym skrzydle



Rys.3.10 SCO i CPK na skrzydle zwieczonym geometrycznie

3.1.2. Lotka

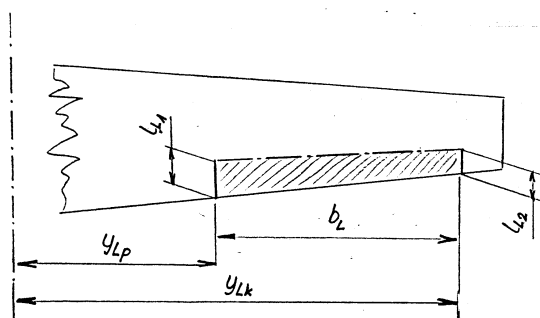
Podstawowymi parametrami lotki są wielkości identyczne jak dla skrzydła o obrysie trapezowym (lotki są z reguły trapezami), ponadto istotnym jest określenie współrzędnych początku lotki " y_{Lp} " i końca " y_{Lk} " (Rys.3.1.1).

Gabaryty lotki wyznaczają:

l_{L1} - cięciwa u nasady (czoła) lotki

l_{L2} - cięciwa na końcu lotki

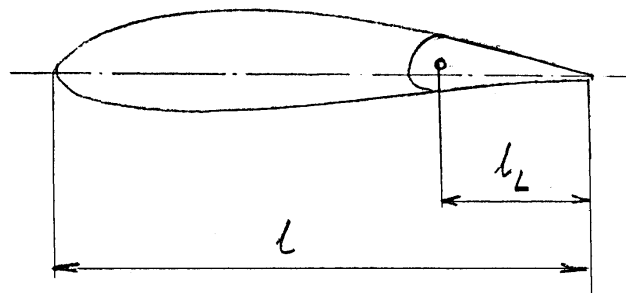
$b_{Ly} = y_{Lk} - y_{Lp}$ - rozpiętość lotki



Rys. 3.11 Usytuowanie lotki na skrzydle

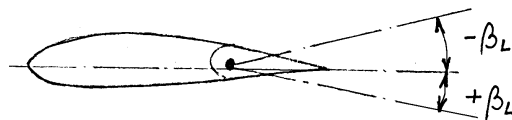
Cięciwa lotki (Rys 3.12) ograniczona jest osią obrotu i krawędzią spływu. Stosunek cięciwy lotki do cięciwy całego profilu nazwano "głębokością" lotki:

$$\tau_L = \frac{l_L}{l} \quad (3.13)$$



Rys. 3.12 Głębokość i cięciwa lotki

Wychylenia lotki (Rys. 3.13) są zazwyczaj różnicowe, tzn. lotka wychyla się do góry na większy kąt niż lotka na przeciwnym skrzydle wychylana do dołu.



Rys. 3.13 wychylenia lotki

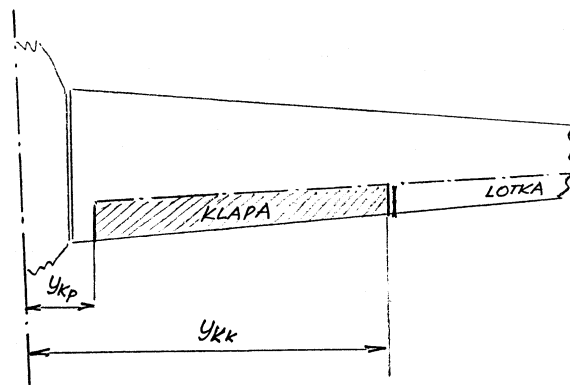
Wszystkie parametry geometryczne lotki, dla odróżnienia oznacza się dodatkowym indeksem "L", np.: " l_L ", " b_L ", " S_L ", itd.

Wykorzystanie lotki jako kłapy (klapolotka) omówiono przy podawaniu geometrii kłapy (rozdział:3.1.3).

3.1.3 Kłapa

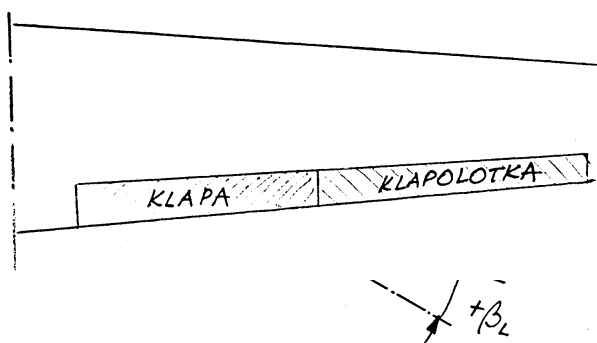
Kłapa klasyczna (w przykadłubowej partii skrzydła) posiada charakterystykę identyczną jak lotka i dotyczą jej wszystkie wielkości podane dla lotki, z tym , że dla odróżnienia opatrywane są indeksem "K" np.: " l_K ", " b_K ", " S_K " itd.

Usytuowanie kłapy na skrzydle pokazano na Rys. 3.14.



Rys. 3.14 Usytuowanie kłapy na skrzydle

W przypadku gdy lotka wykorzystywana jest jako klapa mamy do czynienia z tzw. "klapolotką" (Rys.3.15). Wówczas klapolotka wychylana jest jako klapa o kąt " β_K " i względem tego położenia wychyla się jako lotka o kąty " $+\beta_L$ " do dołu i " $-\beta_L$ " do góry Rys.(3.16).

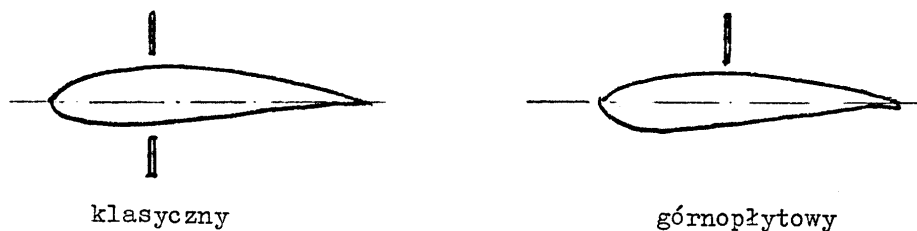


Rys. 3.15. Klapa i klapolotka

Rys. 3.16 Wychylenia klapolotki

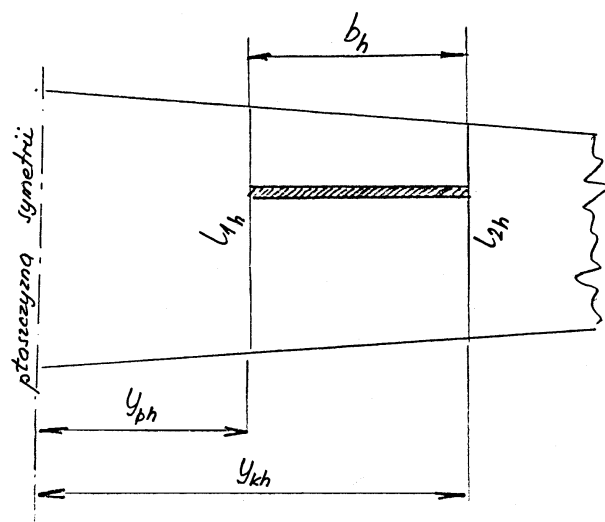
3.1.4. Hamulec aerodynamiczny

W szybownictwie stosowany jest hamulec aerodynamiczny typu płytowego, przy czym płyty wysuwane są bądź na powierzchni górnej skrzydła, bądź na górnej i dolnej (Rys.3.17).



Rys. 3.17 Hamulec aerodynamiczny - płytowy

Usytuowanie hamulca na skrzydle pokazano na rys.3.18.



Rys. 3.18 Usytuowanie hamulca aerodynamicznego na skrzydle

Wielkościami charakterystycznymi skrzydła na partii hamulca są:

Cięciwy: l_{1h} początku hamulca i l_{2h} na końcu, rozpiętość hamulca b_h oraz współrzędne: początku y_{ph} i końca y_{kh} hamulca.

Powierzchnia skrzydła na partii hamulca:

$$S_h^* = (l_{1h} + l_{2h}) \cdot \frac{b_h}{2} \quad (3.14)$$

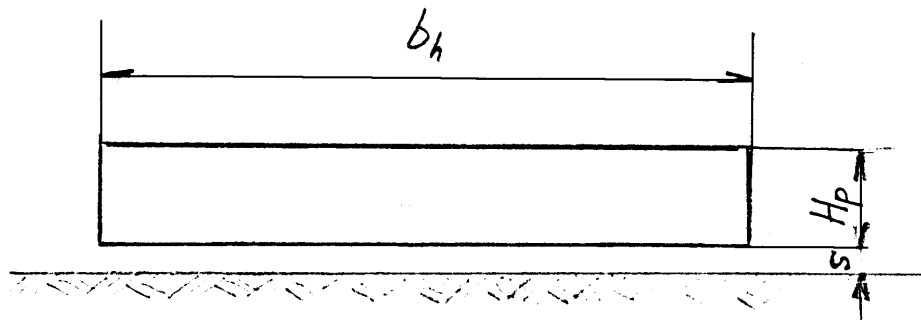
Płyta hamulca (Rys.3.19) scharakteryzowana jest przez:

- wysokość płyty " H_p ",
- szczelinę pomiędzy powierzchnią skrzydła a spodem płyty " s ",
- powierzchnię płyty:

$$S_p = H_p \cdot b_h \quad (3.15)$$

- powierzchnię odniesienia płyty:

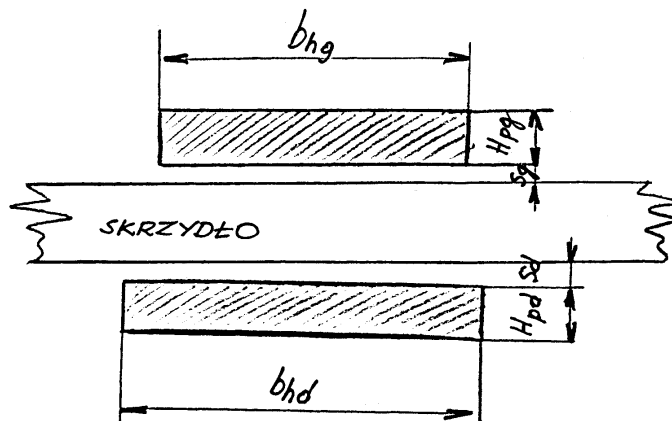
$$S_h = b_h \cdot (H_p + s) \quad (3.16)$$



Rys. 3.19 Geometria płyty hamulca górnopłytowego

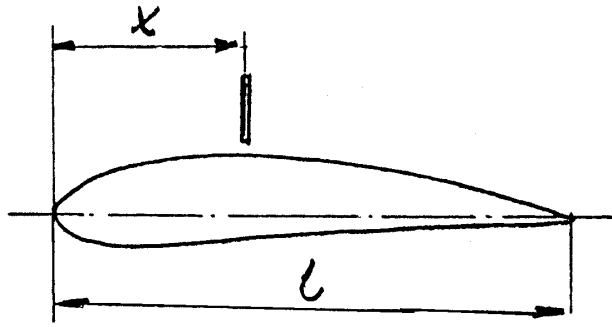
W przypadku hamulca klasycznego (wysuwanego na górnej i dolnej powierzchni skrzydła), (Rys.3.20) parametry płyt górnej i dolnej mogą być zróżnicowane. Wówczas powierzchnia odniesienia płyt wynosi:

$$S_h = b_{hg} \cdot (H_{pg} + S_g) + b_{hd} \cdot (H_{pd} + S_d) \quad (3.17)$$



Rys. 3.20 Geometria hamulca klasycznego

Istotnym parametrem hamulca jest jego położenie wzdłuż cięciwy (Rys.3.21) określone stosunkiem x/l .

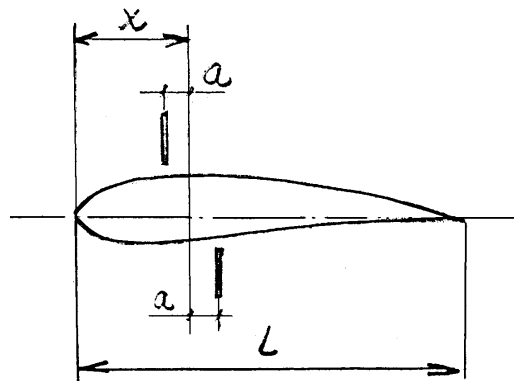


Rys. 3.21 Położenie wzdłuż cięciwy - hamulec górnopłytowy

W przypadku układu klasycznego (płyta górna i dolna) gdy położenie płyt wzdłuż cięciw jest wzajemnie przesunięte (Rys.3.22) wielkość "x" wyznaczona jest linią środkową między obu płytami.

"Procentowością" hamulca nazwano stosunek:

$$p_h = \frac{x}{l} \quad (3.18.)$$



Rys. 3.22 Położenie wzdłuż cięciw - hamulec klasyczny

3.2. USTERZENIA

3.2.1. Usterzenie wysokości.

Obrysy usterzenia wysokości szybowców są albo trapezami, albo formami zbliżonymi, dającymi się opisać trapezem zastępczym. Parametry geometryczne usterzenia wysokości są więc identyczne jak w przypadku skrzydła trapezowego, różnicę stanowi jedynie fakt podziału pomiędzy ster i statecznik określony "głębokością" steru

$$\tau_H = \frac{l_{H\text{steru}}}{l_H} \quad (3.19)$$

gdzie: $l_{H\text{steru}}$ - cięciwa steru /od osi obrotu do krawędzi spływu/

l_H - cięciwa całego usterzenia

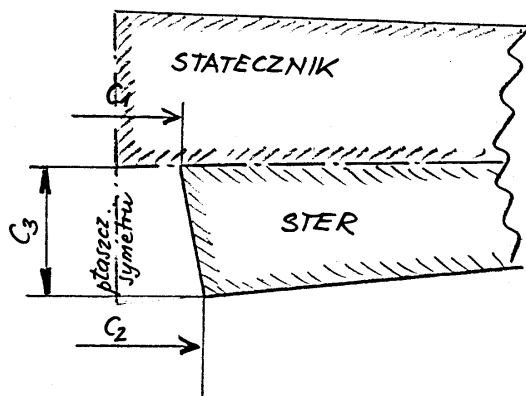
Głębokość określa się w przekroju średniej cięciwy odniesienia usterzenia wysokości.

Wielkości geometryczne charakteryzujące usterzenie wysokości wyróżnia się indeksem "H"

np.: l_H , S_H , λ_H , itd.

Ponieważ usterzenie wysokości składa się ze steru i ze statecznika, odpowiednie wielkości geometryczne steru oznacza się wyróżnikiem "ster" np.: $b_{H\text{ster}}$, $S_{H\text{ster}}$ itd., natomiast wielkości odnoszące do statecznika wyróżnikiem "stat" np.: $S_{H\text{stat}}$, $b_{H\text{stat}}$ itd.

Ster wysokości może obejmować całą rozpiętość usterzenia "b_H" lub może składać się z dwóch połówek. W drugim przypadku w sterze często wykonuje się wykrój, dla umożliwienia wychyleń steru kierunku (Rys.3.23).



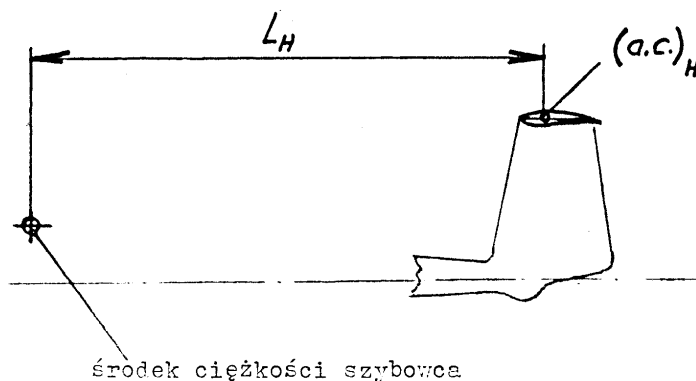
Rys. 3.23 wykrój w sterze wysokości

Należy wówczas określić powierzchnię wykroju:

$$S_w = \frac{1}{2} \cdot (C_1 + C_2) \cdot C_3 \quad (3.20)$$

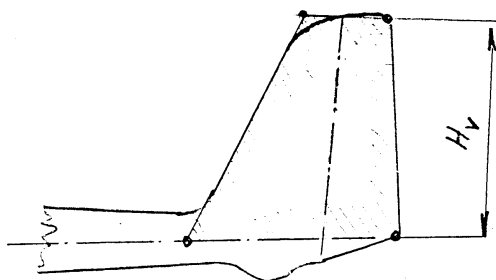
Ramieniem usterzenia wysokości nazwano odległość pomiędzy punktem leżącym w 25% średniej cięciwy odniesienia usterzenia wysokości (a.c.)_H, a środkiem ciężkości sztybowca (Rys.3.24).

Rys. 3.24 Ramię usterzenia wysokości



3.2.2. Usterzenie kierunku

Rzeczywisty obrys usterzenia kierunku zastępuje się trapezem dobranym do kształtu usterzenia (Rys.3.25), tak, iż dolna krawędź trapezu opiera się na przedłużeniu osi kadłuba a, górna przebiega, przez średnią linii wierzchołka usterzenia.



Rys.3.25 Obrys usterzenia kierunku

Charakterystyka geometryczna usterzenia jest identyczna jak dla skrzydła trapezowego z tą tylko różnicą, iż wielkość "b/2" zastąpiona jest przez wysokość usterzenia kierunku "H" (Rys.3.25),

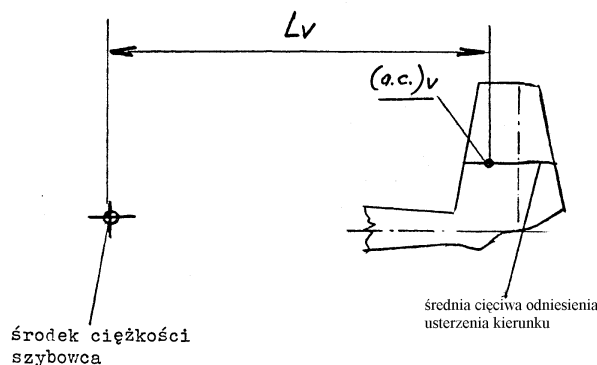
natomiast oś pozioma kadłuba zastępuje linię płaszczyzny symetrii szybowca w przypadku skrzydła.

Wielkości odnoszące się do usterzenia kierunku oznaczają się indeksem "v" np.: S_v , l_v , itd. Wielkości odniesione do steru zaopatruje się indeksem "ster", a do statecznika indeksem "stat" np.: $S_{v\text{ ster}}$, $l_{v\text{ stat}}$ itd.

Przez głębokość steru kierunku rozumie się stosunek cięciwy steru do cięciwy usterzenia w przekroju średniej cięciwy odniesienia usterzenia kierunku:

$$\tau_v = \frac{l_{v\text{ steru}}}{l_v} \quad (3.21)$$

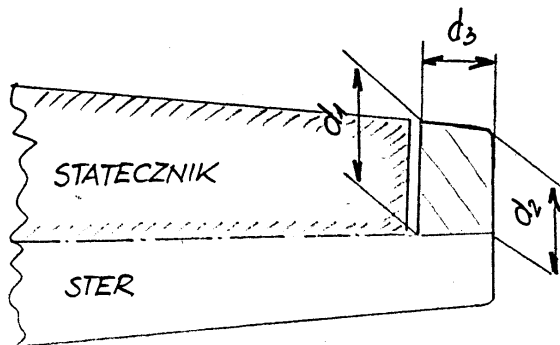
Ramieniem usterzenia kierunku nazwano odległość pomiędzy punktem leżącym w 25% średniej cięciwy odniesienia usterzenia kierunku ($(a.c.)_v$), a środkiem ciężkości szybowca (Rys.3.26).



Rys. 3.26 Ramię usterzenia kierunku

3.2.3. Wyważenia rogowe

Dla obniżenia wielkości momentu zawiasowego steru wysokości lub kierunku stosuje się wyważenia rogowe (Rys.3.27).



Rys. 3.27 Wyważenia rogowe steru

Powierzchnia wyważenia rogowego:

$$S_w = \frac{1}{2} \cdot (d_1 + d_2) \cdot d_3 \quad (3.22)$$

W przypadku steru wysokości wyważenie rogowe jest symetryczne na lewej i prawej połowie steru czyli:

$$S_{wH} = 2 \cdot S_w = (d_1 + d_2) \cdot d_3 \quad (3.23)$$

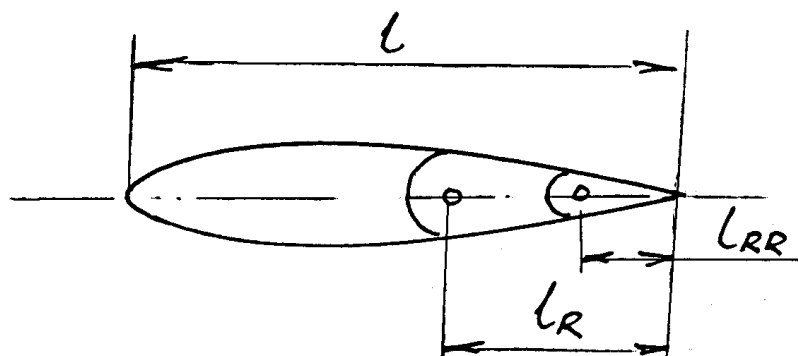
3.3 KLAPKA WSPOMAGAJACA

Klapki wspomagające, a więc dociażające zwiększające moment zawiasowy powierzchni sterowej, lub odciażające zmniejszające tenże moment mogą być stosowane na lotkach i usterzeniach.

Najczęściej klapkę odciażającą stosuje się na usterzeniu wysokości.

Zastosowanie klapki wprowadza podwójne załamanie profilu (rys.3.28) i wówczas powierzchnia nośna o cięciwie "l" posiada powierzchnię sterową o cięciwie "l_R" oraz klapkę o cięciwie "l_{RR}"

Indeks "R" wprowadzono jako ogólny i w przypadku usterzenia wysokości zmienia się on w indeks "H", usterzenia kierunku w indeks "V" czy lotki w indeks "L"



Rys. 3.28 Powierzchnia nośna z powierzchnią sterową i klapką w przekroju poprzecznym

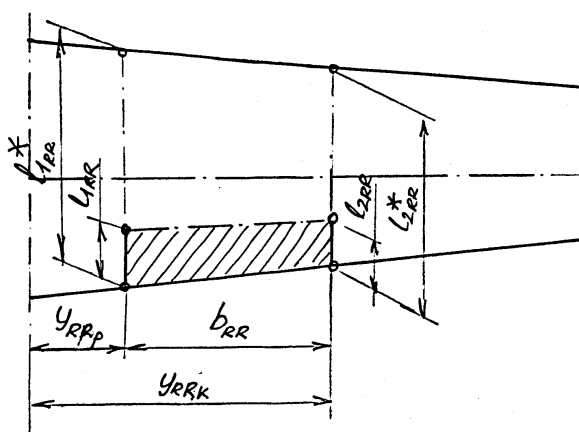
Głębokość klapki określona jest zależnością:

$$\tau_{RR} = \frac{l_{RR}}{l} \quad (3.24)$$

Na rys.3.29 zdefiniowano wielkości: l_{1RR}, l_{2RR}, b_{RR}, oraz l^{*}_{1RR}, l^{*}_{2RR}.

Powierzchnia klapki wynosi:

$$S_{RR} = \frac{b_{RR}}{2} \cdot (l_{1RR} + l_{2RR}) \quad (3.25.)$$



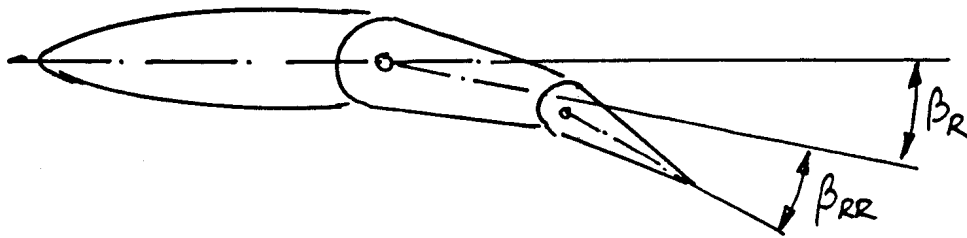
Rys 3.29 Usytuowanie klapki

Powierzchnia nośna objęta klapką:

$$S_{RR}^* = \frac{b_{RR}}{2} \cdot (l_{1RR}^* + l_{2RR}^*) \quad (3.26)$$

Najczęściej stosuje się klapkę niesymetryczną, tzn. umieszczoną tylko na jednej połowie usterzenia wysokości, czy na jednej lotce, chociaż pojawiają się również układy symetryczne.

Kąt wychylenia klapki " β_{RR} " mierzony jest względem cięciwy powierzchni sterowej. W przypadku ogólnym gdy wychylona jest powierzchnia sterowa i klapka (na rysunku dociążająca) oznaczenie kątów wychyleń podano na rys.3.30.



Rys. 3.30 Kąty wychyleń powierzchni sterowej i klapki

Jeżeli powierzchnię nośną na której zastosowano powierzchnię sterową z klapką oznaczmy ogólnie jako " S_0 ", to współczynnik wpływu klapki wyniesie:

$$f_{RR} = \frac{S_{RR}^*}{S_0} \quad (3.27)$$

O tym czy klapka wspomagająca pełni rolę klapki dociążającej, czy odciążającej /trymera/ decyduje wzajemna relacja kątów wychyleń " β_R " i " β_{RR} ", przy czym jako plus oznaczono kąt wychylenia do dołu, a jako minus do góry. (Tab.3.1).

Kwalifikacja klapki	β_P	β_{RR}
Dociążająca	+	+
	-	-
Odciążająca / trymer/	+	-
	-	+

Tab.3.1 Kwalifikacja klapki

4. CHARAKTERYSTYKI AERODYNAMICZNE

4.1. SKRZYDŁO

4.1.1. Dobór profilu skrzydła

Profil skrzydła decyduje o osiąгах i własnościach lotnych szybowca. Dobór profilu dokonywany jest wg kryteriów uzależnionych od rodzaju szybowca, różnorodnych odpowiadających celowi jaki stawia sobie konstruktor. Najczęściej występującymi kryteriami są:

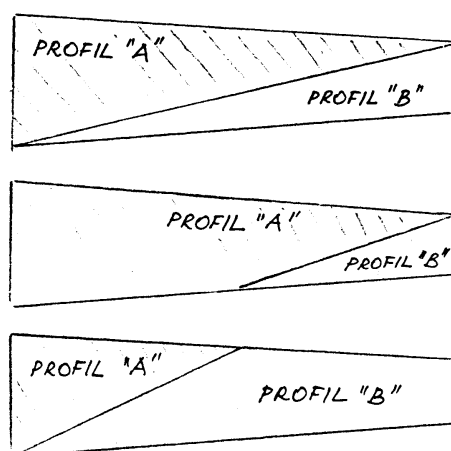
- wielkość współczynnika siły nośnej dla krytycznego kąta natarcia,
- wielkość współczynnika oporu w interesujących konstruktora zakresach kątów natarcia,
- łagodny przebieg przeciągnięcia,
- strome pochylenie charakterystyki wyporowej skrzydła,
- charakterystyka profilowa przy zmiennej, geometrii profilu uzyskiwanej dzięki, klapie wysklepiająco - prędkościowej,
- symetria lub prawie symetria charakterystyki profilu dla dodatnich i ujemnych kątów natarcia.

Związek wymienionych kryteriów z rodzajem szybowca przedstawiono w tablicy 4.1.

Kryterium\Szybowiec	szkolny	treningowy	wyczynowy	akrobacyjny	specjalny
Wysoki współczynnik siły nośnej dla krytycznego kąta natarcia	X	X	X		
Niski współczynnik oporu w przedziałach prędkości lotu			X		
Niski współczynnik oporu w przedziałach prędkości lotu			X		

Tab. 4.1 Kryteria doboru profilu skrzydła w zależności od rodzaju szybowca

Skrzydło może posiadać jednolity profil wzdłuż rozpiętości albo zmienny i to w różny sposób. Najczęściej występujące sposoby mieszania profili pokazano na Rys.4.1



Rys. 4.1 Sposoby mieszania profili

4.1.2. Charakterystyki tunelowe

Własności aerodynamiczne profilu lotniczego określa się na podstawie dmuchań w tunelu aerodynamicznym. Wyniki podawane są w katalogach profili w postaci wykresów współczynników aerodynamicznych w funkcji kąta natarcia przy stałej liczbie Reynolds'a:

$$Re = \frac{v \cdot l}{\nu} \quad (4.1)$$

gdzie:

v - prędkość przepływu,

l - długość cięciwy profilu,

ν - kinematyczny współczynnik lepkości powietrza

$$\nu = 14,53 \cdot 10^{-6} \text{ [m}^2/\text{s]}$$

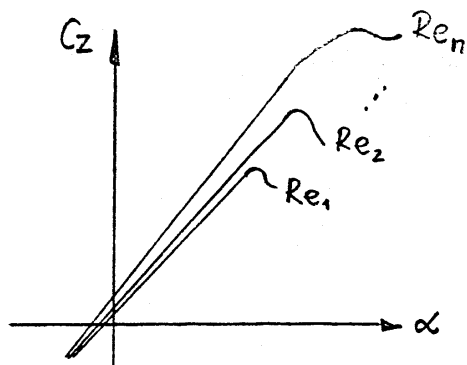
Przebiegi zależności współczynników aerodynamicznych w funkcji kąta natarcia dotyczą:

-współczynnika siły nośnej. " C_z " (Rys.4.2),

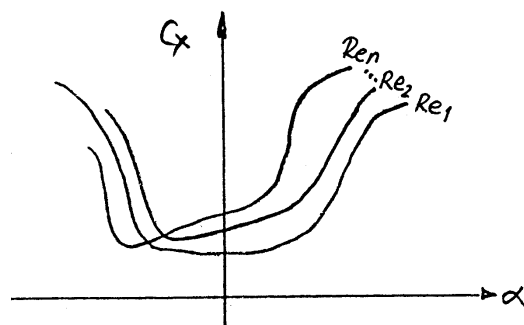
-współczynnika siły oporu " C_x " (Rys.4.3),

-współczynnika momentu "Cm" (Rys.4.4).

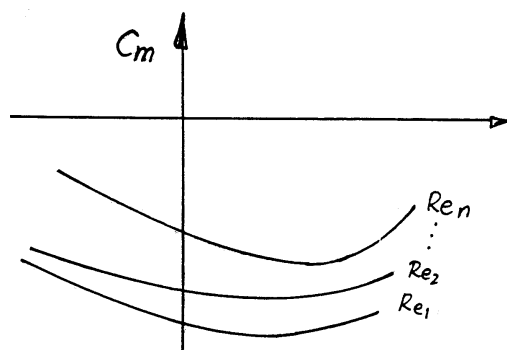
W niektórych katalogach podawana jest zależność $C_z = f(C_x)$.



Rys.4.2 $C_z = f(\alpha)$



Rys.4.3 $C_x = f(\alpha)$

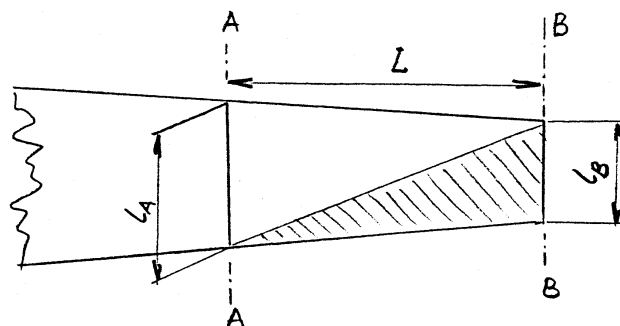


Rys.4.4 $C_z = f(\alpha)$

Uwaga: w niektórych katalogach profilowych moment pochylający jest podawany jako dodatni a zadzierający jako ujemny

4.1.3. Mieszana charakterystyka profilowa

W przypadku gdy na skrzydle występuje profil mieszany, przy liniowym przejściu profilu "A" w profil "B" (Rys.4.5) należy wyznaczyć mieszaną charakterystykę profilową skrzydła zakładając jego wydłużenie: $\lambda = \infty$



Rys.4.5 Parametry mieszania profili

Pierwszym krokiem obliczeniowym jest wyznaczenie liczb Reynoldsa dla profilu "A" i "B" w rozpatrywanym zakresie kątów natarcia, biorąc pod uwagę konkretny szybowiec o założonej masie "m" i powierzchni nośnej "S".

Dla każdego z rozpatrywanych kątów natarcia należy określić prędkość lotu z zależności:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot Cz_A}} \quad (4.2)$$

oraz liczbę Reynolds'a wg zależności (4.1), która poprzez prędkość związana jest ze współczynnikiem "Cz_A". Ten z kolei jest funkcją liczb Reymolds'a, rachunek należy więc prowadzić drogą kolejnych przybliżeń. Ustaliwszy liczbę Reynolds'a dla profilu "A", należy wyznaczyć ją także dla profilu "B":

$$Re_B = Re_A \frac{l_B}{l_A} \quad (4.3)$$

Algorytm obliczenia podano w tablicy 4.2 gdzie przez stałą "F" oznaczono wielkość:

$$F = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S}} \cdot \frac{l_A}{\nu} \quad (4.4)$$

Lp.	Oznaczenie	operacja	1	2	3		n
1	α					..	
2	Cz _{A1}						
3		(2) ^{1/2}					
4	Re _{A1}	F/(3)					
5	Cz _{A2}	f(Re _A)					
6		(5) ^{1/2}					
7	Re _{A2}	F/(6)					
8	itd.						

1) Dla profilu "A"

Lp.	oznaczenie	operacja	1	2	3		n
1	Re _{An}						
2	Re _B	$l_B/l_A^*(1)$					

2) Dla profilu "B"



Dla wyznaczonych liczb "Re₁" oraz "Re₂" należy odczytać z charakterystyk tunelowych wartości "Cz_A" i "Cz_B" dla kolejnych kątów natarcia "α" a następnie dokonać zmieszania tych współczynników korzystając ze współczynników mieszania:

$$k_A = \frac{1}{3} \cdot \frac{2 \cdot l_A + l_B}{l_A + l_B} \quad (4.5)$$

$$k_B = 1 - k_A \quad (4.6)$$

uzyskując jako wynik:

$$Cz_\infty = k_A \cdot Cz_A + k_B \cdot Cz_B \quad (4.7)$$

czyli współczynnik "mieszany" siły nośnej dla skrzydła o wydłużeniu nieskończonym. Postępując identycznie z pozostałymi współczynnikami uzyskuje się współczynnik "mieszany" oporu profilowego skrzydła o wydłużeniu nieskończonym

$$Cx_\infty = k_A \cdot Cx_A + k_B \cdot Cx_B \quad (4.8)$$

i współczynnik "mieszany" momentu względem punktu w 25% cięciwy:

$$Cm_\infty = k_A \cdot Cm_A + k_B \cdot Cm_B \quad (4.9)$$

Algorytm obliczeń zestawiono w tablicy 4.3.

Jeżeli pomiędzy przekrojami A-A i B-B istnieje zwichrzenie geometryczne wówczas kąt natarcia wynosi:

$$\alpha_y = \frac{\alpha_B - \alpha_A}{L} \cdot y^* + \alpha_A = \alpha_A + Ey^* \quad (4.10)$$

gdzie:

y^* - współrzędna wzdłuż rozpiętości mierzona od profilu "A"

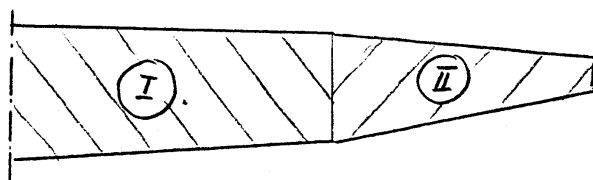
$$E = \frac{\alpha_A - \alpha_B}{L} \quad (4.11)$$



Lp.	Oznaczenie	operacja	1	2		n
1	y^*					
2		$E^*(1)$				
3	α_y	$\alpha_A + (2)$				
4	l_A					
5	l_B					
6		$2^*(4)$				
7		$(6)+(5)$				
8		$(4)+(5)$				
9		$(7)/(8)$				
10	k_A	$(9)/3$				
11	k_B	$1-(10)$				
12	Re_A	tab. 4.2				
13	Cz_A					
14		$(10)*(13)$				
15	Cz_B					
16		$(11)*(15)$				
17	Cz_{00}	$(14)+(16)$				
18	Cx_A					
19		$(10)*(18)$				
20	Cx_B					
21		$(11)*(20)$				
22	Cx_{00}	$(19)+(21)$				
23	Cm_A					
24		$(10)*(23)$				
25	Cm_B					
26		$(11)*(25)$				
27	Cm_{00}	$(24)+(26)$				

Tab. 4.3. Algorytm wyznaczania charakterystyki "mieszanej" skrzydła o wydłużeniu nieskończonym

Jeżeli mamy do czynienia ze skrzydłem o stałym profilu, ale o obrysie trapezowym, również należy dokonać mieszania charakterystyk, ponieważ zróżnicowanie współczynników aerodynamicznych następuje w skutek różnych liczb Reynoldsa'a w przekrojach końcowych trapezu "A" i "B".



Rys. 4.6 Skrzydło o obrysie złożonym i złożonej kombinacji profili

Rozpatrując dla przykładu skrzydło pokazane na rysunku 4.6, posiadające na partii "I" profil stały, ale charakterystykę mieszaną z racji obrysu trapezowego, oraz na partii "II" też charakterystykę mieszaną z racji zróżnicowania profili i obrysu trapezowego, należy znaleźć charakterystykę wypadkową wg zależności:

$$Cz_{\infty} = k_I \cdot Cz_I + k_{II} \cdot Cz_{II} \quad (4.12)$$

gdzie:

$$k_I = \frac{S_1}{S_1 + S_2} \quad \text{oraz} \quad k_{II} = \frac{S_2}{S_1 + S_2} \quad (4.13)$$

natomiast Cz_I jest współczynnikiem "mieszanym" na partii "I" oraz Cz_{II} jest współczynnikiem mieszanym na partii "II", a wielkości S_1 oraz S_2 są powierzchniami partii "I" i partii "II".

Analogicznie jak ze współczynnikiem siły nośnej "Cz" należy postąpić ze współczynnikiem oporu:

$$Cx_{\infty} = k_I \cdot Cx_I + k_{II} \cdot Cx_{II} \quad (4.14)$$

oraz ze współczynnikiem momentu:

$$Cm_{\infty} = k_I \cdot Cm_I + k_{II} \cdot Cm_{II} \quad (4.15)$$

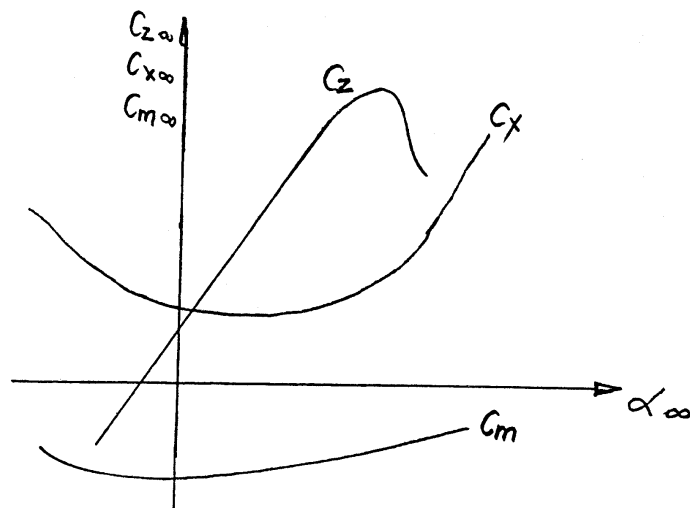
Algorytm obliczeń zestawiono na tablicy 4.4



Lp	oznaczenie	operacja		
1	α_y			
2	Cz_I			
3	$k_I \cdot Cz_I$	$k_I \cdot (2)$		
4	Cz_{II}			
5	$k_{II} \cdot Cz_{II}$	$k_{II} \cdot (4)$		
6	Cx_I			
7	$k_I \cdot Cx_I$	$k_I \cdot (6)$		
8	Cx_{II}			
9	$k_{II} \cdot Cx_{II}$	$k_{II} \cdot (8)$		
10	Cm_I			
11	$k_I \cdot Cm_I$	$k_I \cdot (10)$		
12	Cm_{II}			
13	$k_{II} \cdot Cm_{II}$	$k_{II} \cdot (10)$		
14	Cz_{niesk}	$(3)+(5)$		
15	Cx_{niesk}	$(7)+(9)$		
16	Cm_{niesk}	$(11)+(13)$		

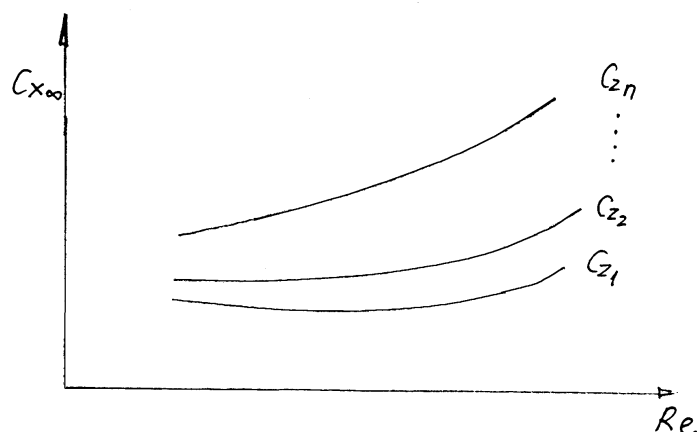
Tab.4.4 Algorytm obliczenia złożonej charakterystyki mieszanej skrzydła

Wypadkową charakterystykę mieszaną dla całego skrzydła, przy założeniu nieskończonego wydłużenia należy przedstawić w postaci wykreślnej (Rys. 4.7).



Rys.4.7. Wynikowa charakterystyka mieszana dla skrzydła o wydłużeniu nieskończonym

Dla ułatwienia obliczeń wygodnie jest również wykonać wykresy zależności $C_x = f(Re)$ przy $C_z = \text{const.}$ (Rys. 4.8)



Rys.4.8 Charakterystyki $C_{x\infty} = f(Re)$

Gdy szybowiec wyposażony jest w klapę wysklepiającą - prędkościową (klapa wychyłana do dołu i do góry) wówczas każde położenie klapy jak gdyby stwarza nowy profil o odmiennej charakterystyce. Dla każdej rozpatrywanej liczby Reynoldsa podawany jest pęk charakterystyk dla zadanych wychyleń klapy.

Charakterystykę mieszaną skrzydła należy wówczas wyznaczyć dla każdego z przyjętych do obliczeń charakterystycznych wychyleń klapy. Do wychyleń charakterystycznych należeć będą co najmniej:

- maksymalne dodatnie wychylenie klapy (do dołu),
- maksymalne ujemne wychylenia klapy (do góry), oraz
- konfiguracja gładka (klapa w położeniu neutralnym).

Pragnąc, dla celów zawodniczych, dokładniej wyznaczyć osiągi szybowca "klapowego" należy także sporządzić charakterystyki dla wychyleń klapy pośrednich.

Oczywiście dane uzyskane w tunelu aerodynamicznym ograniczają się zazwyczaj do kilku tylko wychyleń klapy i kilku liczb Reynoldsa. Zakresy interesujące nas pod względem obliczeniowym muszą więc być wyznaczone drogą interpolacji danych wyznaczonych przez podane w katalogach charakterystyki aerodynamiczne.

4.1.4. Charakterystyka skrzydła o zadanym wydłużeniu

Skończona wartość wydłużenia skrzydła " λ " wpływa na wartość wielkości aerodynamicznych w sposób następujący:

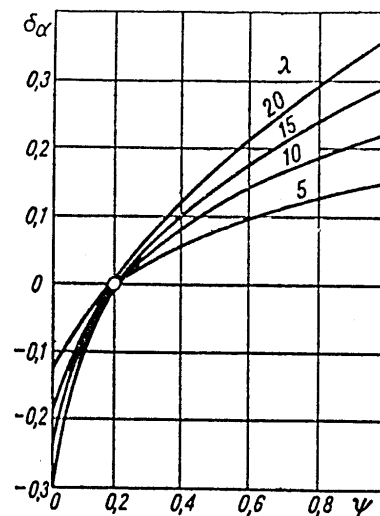
- kąt natarcia ulega wzrostowi o wielkość indukowaną,
- ulega zmianie wielkość pochylenia charakterystyki wyporowej,
- współczynnik oporu ulega wzrostowi o wielkość oporu indukowanego.

Indukowany kąt natarcia jest równy:

$$\alpha_i = \frac{C_z}{\Pi \lambda} (1 + \delta_\alpha) \quad (4.16)$$

gdzie δ_α - jest współczynnikiem korekcyjnym uwzględniającym obrys skrzydła.

Przebieg zależności $\delta_\alpha = f(\lambda, \psi)$ podano wykreślnie na rysunku 4.9 dla skrzydła o obrysie trapezowym.

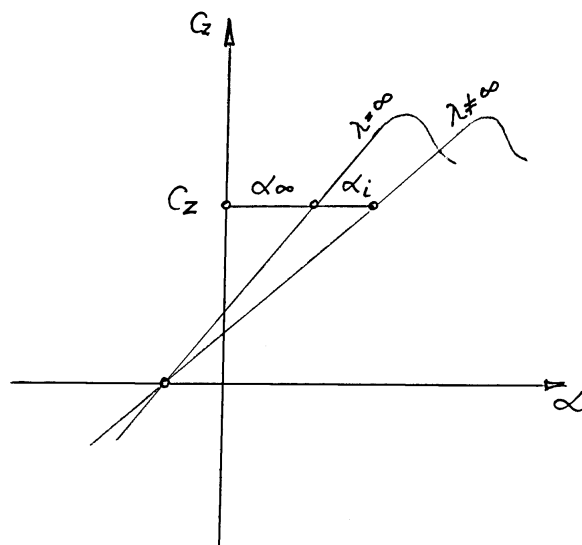


Rys.4.9 Współczynnik korekcyjny kąta indukowanego

Zmiana kąta natarcia o wielkość indukowaną:

$$\alpha_{skrz} = \alpha_\infty + \alpha_i \quad (4.17)$$

powoduje spadek pochylenia charakterystyki wyporowej (Rys. 4.10).



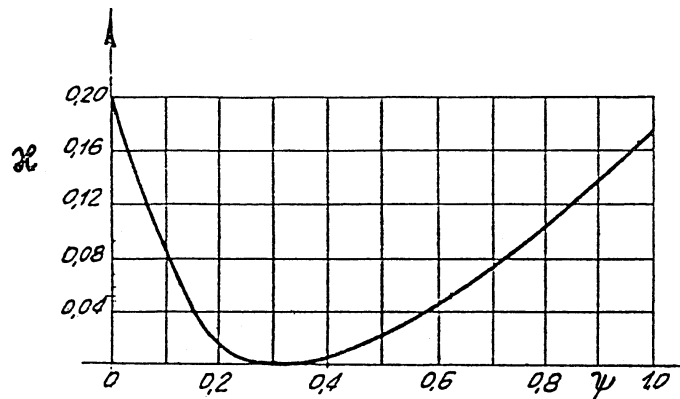
Rys.4.10 Zmiana pochylenia charakterystyki wyporowej

Zmianę pochylenia wywołaną skończonym wydłużeniem skrzydła określa zależność:

$$\frac{dC_z}{d\alpha} = \frac{\left(\frac{dC_z}{d\alpha}\right)_\infty}{1 + \frac{\left(\frac{dC_z}{d\alpha}\right)_\infty}{\Pi \cdot \lambda} \cdot (1 + \chi)} \quad (4.18)$$

gdzie: χ - jest współczynnikiem korekcyjnym uwzględniającym obrys skrzydła.

Przebieg zależności: $\chi = f(\psi)$ dla skrzydła o obrysie trapezowym podano wykreślnie na rysunku 4.11.



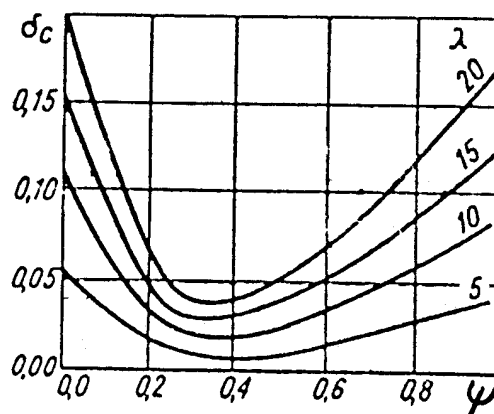
Rys.4.11. Współczynnik korekcyjny pochylenia charakterystyki wyporowej

Współczynnik oporu indukowanego związanego ze skończonym wydłużeniem skrzydła wynosi:

$$C_{x_i} = \frac{C_z^2}{\Pi \cdot \lambda} \cdot (1 + \delta_c) \quad (4.19)$$

gdzie: δ_c - jest współczynnikiem korekcyjnym uwzględniającym obrys skrzydła.

Przebieg zależności $\delta_c = f(\lambda, \psi)$ dla skrzydła o obrysie trapezowym podano wykreślnie na rysunku 4.12.



Rys.4.12. Współczynnik korekcyjny oporu indukowanego

Dla uproszczenia zapisu stosuje się określenie "wydłużenia efektywnego", i tak:

$$\lambda_{ea} = \frac{\lambda}{1 + \delta_a} \quad (4.20)$$

$$\lambda_{ec} = \frac{1}{1 + \delta_c} \quad (4.21)$$

Jeżeli mamy wątpliwości co do gładkości skrzydła, jakie będzie wychodzić z produkcji seryjnej, lub jakie będzie po kilkuletniej eksploatacji, można dołożyć dodatkowy opór wynikający ze stanu technicznego skrzydła, zazwyczaj przyjmowany jako 10% minimalnego oporu profilowego :

$$\Delta Cx = 0,1 \cdot (Cx_{\infty})_{\min} \quad (4.22)$$

i wówczas całkowity współczynnik oporu skrzydła wyniesie:

$$Cx_{skrz} = Cx_{\infty} + Cx_i + \Delta Cx \quad (4.23)$$

Algorytm obliczania charakterystyki skrzydła o skończonym wydłużeniu podano w tab.4.5.



Arkusz Microsoft Excel

Lp	Oznaczenie	operacja	
1	α_{00}		
2	Cz_{00}		
3	Cx_{00}		
4	Cz_{00}^2	$(2)^2$	
5		$\Pi \lambda_{e\alpha} = \text{const}$	
6	α_i	$(2)/(5)$	
7	α_{skrz}	$(1)+(6)$	
8		$\Pi \lambda_{ec} = \text{const}$	
9	Cx_i	$(4)/(8)$	
10		$(3)+(9)$	
11	ΔCx	$0,1 Cx_{00 \min} = \text{const}$	
12	Cx_{skrz}	$(10)+(11)$	

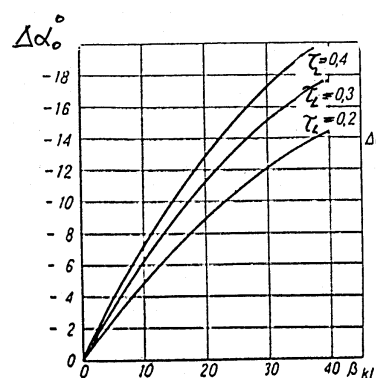
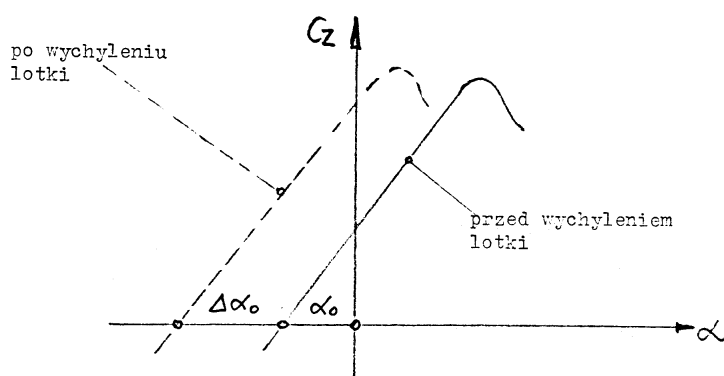
Tab.4.5. algorytm obliczania skrzydła o zadanym wydłużeniu

4.2. LOTKA

Lotka stanowi ruchomą część profilu płata nośnego. Wychylenie lotki wprowadza zmianę:

- kąta zerowej siły nośnej: $\Delta \alpha_0$,
- kąta natarcia na skrzydło na partii z wychyloną lotką: $\Delta \alpha_L$,

Zmiana kąta zerowej siły nośnej /Rys.4.13/ jest funkcją głębokości lotki " τ_L " i kąta wychylenia lotki " β_L ". Przebieg tej zależności w postaci wykresnej podano na rys.4.14.



Rys. 4.13 zmiana zerowej nośności po wychyleniu lotki

Rys.4.14. Zmiana zerowej nośności w wyniku wychylenia lotki.

Zmiana kąta natarcia na skrzydło wywołana wychyleniem lotki i kąt " β_L " wynosi:

$$\Delta \alpha_L = \frac{d\alpha}{d\beta_L} \cdot K_{\beta} \cdot \beta_L \quad (4.24)$$

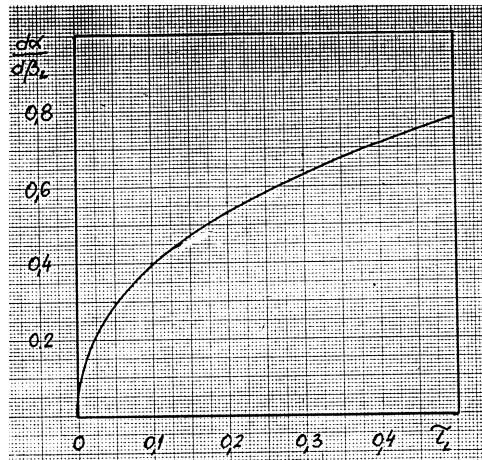
gdzie:

$\frac{d\alpha}{d\beta_L}$ - zmiana kąta natarcia wywołana wychyleniem lotki podana na rys. 4.15 w funkcji głębokości

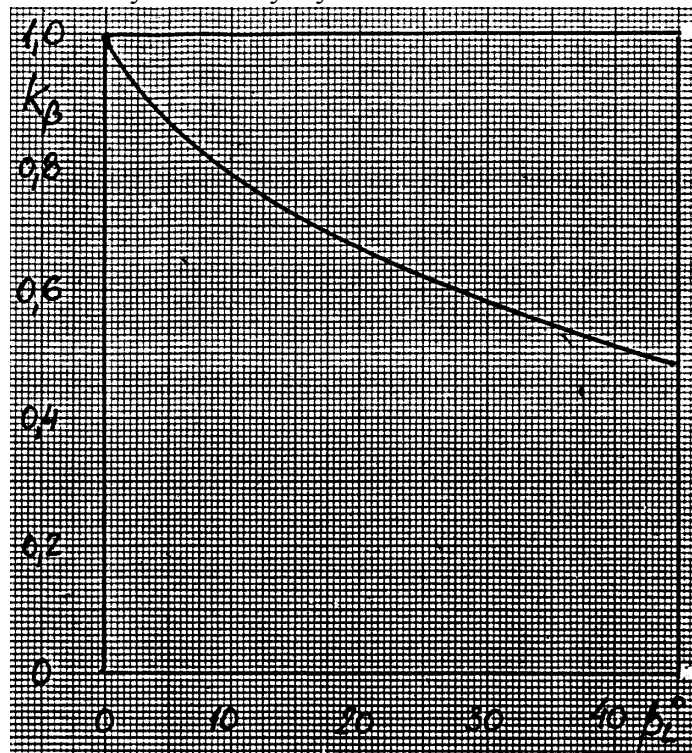
lotki

K_β - współczynnik korekcyjny wychylenia podany na rys. 4.16 w funkcji kąta wychylenia lotki.

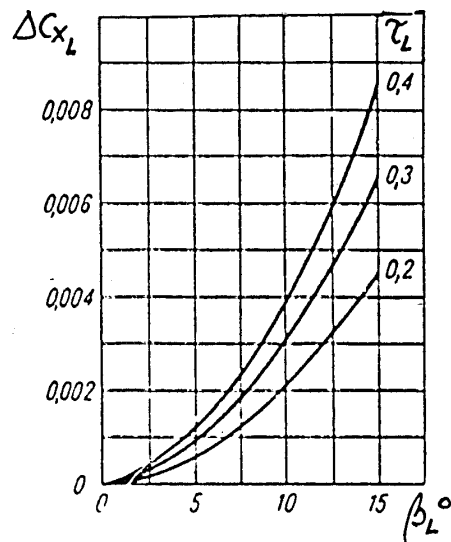
Przyrosty współczynnika oporu wywołane wychyleniem lotki podano na wykresie (Rys.4.17).



Rys.4.15. Zmiana kąta natarcia wywołana wychyleniem lotki



Rys.4.16. Współczynnik korekcyjny wychylenia



Rys.4.17 Przyrost współczynnika oporu w skutek wychylenia lotki

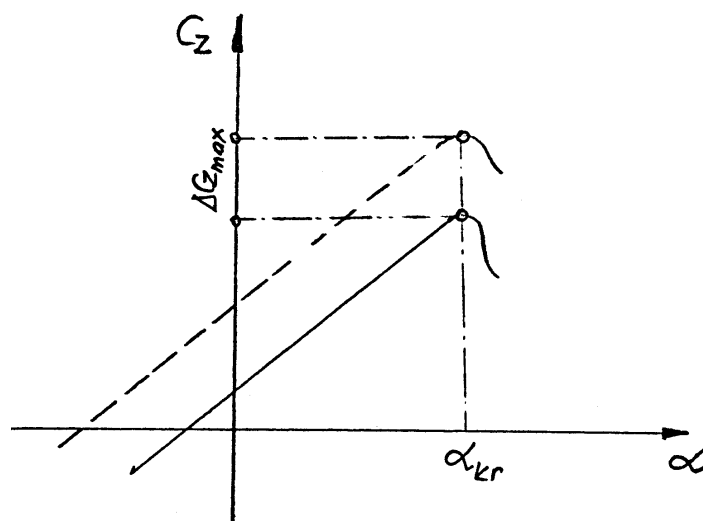
4.3. KLAPA

Jak już wspomniano przy omawianiu charakterystyki skrzydła rola klapy w szybownictwie polega na:

- zmianie geometrii profilu poprzez wychylenia do góry i do dołu,
- powodowaniu zwiększenia wysklepienia profilu dla zmiany charakterystyki głównie przy małej prędkości lotu.

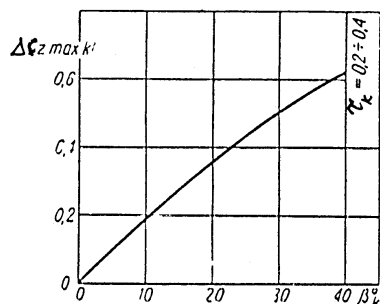
Rolę klapy wysklepiająco -prędkościowej omówiono przy opisie charakterystyki aerodynamicznej skrzydła, natomiast niniejszy rozdział poświęcony jest typowej klapie wysklepiającej, podnoszącej współczynnik siły nośnej.

Przyrost wielkości współczynnika siły nośnej " ΔC_z " uzyskiwany jest przez wychylenie klapy i jednocześnie przesunięcie charakterystyki wyporowej profilu (Rys.4.18).



Rys.4.18. Przyrost współczynnika siły nośnej w wyniku wychylenia klapy przy krytycznym kacie natarcia

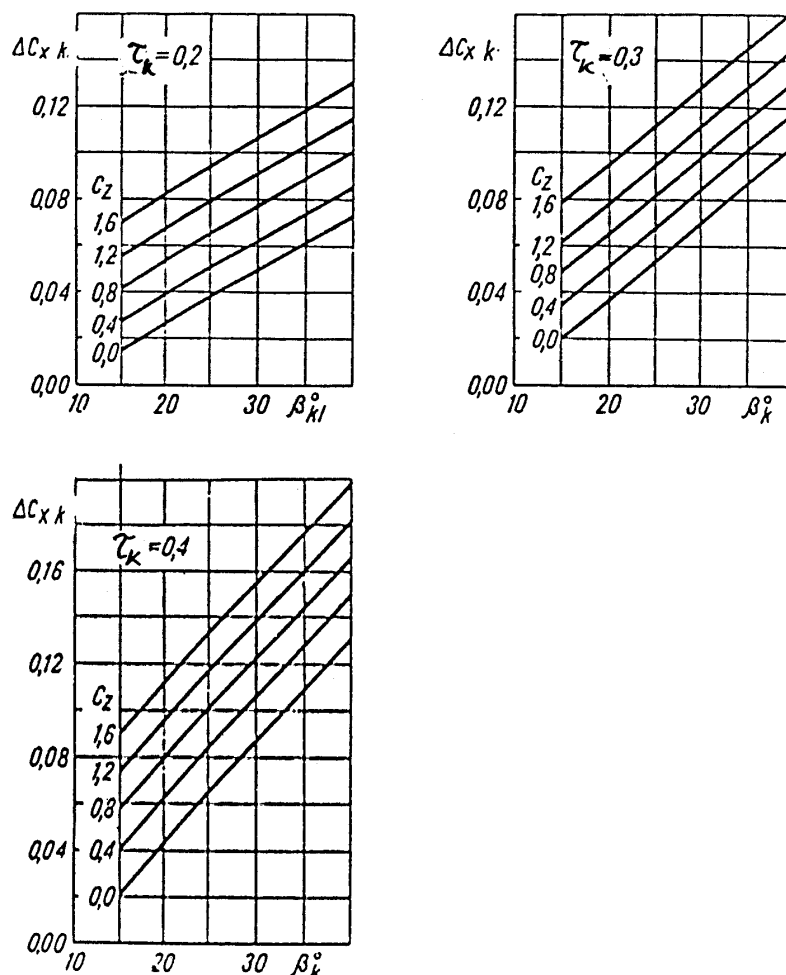
Wielkość przyrostu w funkcji kąta wychylenia kłapy " β_k " dla typowej kłapy o głębokości od 20 do 40 % podano na rysunku 4.19., dla maksymalnej wartości współczynnika siły nośnej przy krytycznym kącie natarcia " α_{kr} ".



Rys.4.19. wielkość przyrostu współczynnika $\Delta C_{z_{\max}}$ w funkcji kąta wychylenia kłapy

Zmiany kąta natarcia na skrzydle spowodowane wychyleniem kłapy są identyczne do omówionych dla lotki.

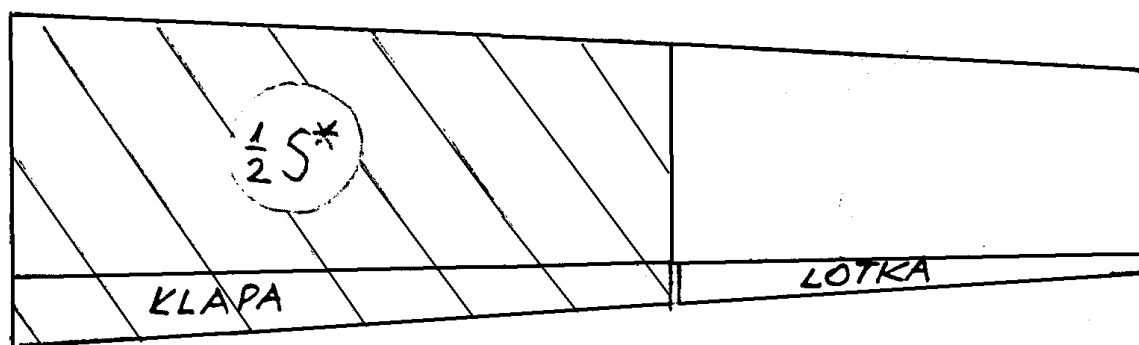
Przyrosty oporu, wyrażone współczynnikiem " C_x ", dla różnych głębokości kłapy, przy stałej wartości współczynnika siły nośnej przedstawiono na rysunku 4.20.



Rys.4.20. Przyrosty współczynnika oporu wywołane wychyleniem kłapy

Współczynniki aerodynamiczne, przedstawione na rysunku 4.19 i 4.20 dotyczą części skrzydła objętej kłapą. W odniesieniu do całego skrzydła (Rys.4.21) wymagają redukcji przez przemnożenie ich przez stosunek powierzchni skrzydła na partii kłapy "S*" do całej powierzchni płata nośnego "S". I tak np.:

$$(\Delta C_{z_{\max}})_{skrz} = \Delta C_{z_{\max,k}} \frac{S^*}{S} \quad (4.25)$$



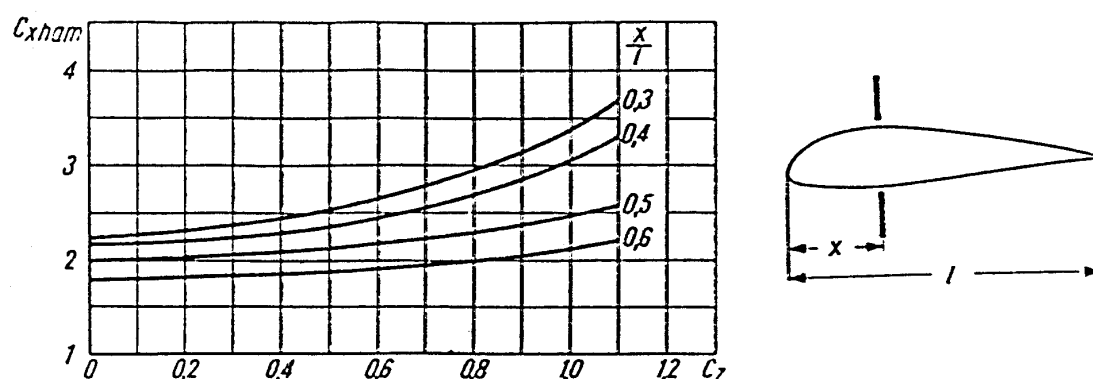
Rys. 4.21. Powierzchnia skrzydła na partii klapy.

4.4 HAMULEC AERODYNAMICZNY

Zadaniem hamulca aerodynamicznego jest zaburzenie opływu i spowodowanie przez to wzrostu oporu.

W hamulcu klasycznym, posiadającym płyty wysuwane na górnej i dolnej powierzchni skrzydła (patrz rys.3.22) zasadniczą rolę spełnia płyta górna (około 80 % efektywności hamulca) z uwagi na znacznie intensywniejszy wpływ zaburzenia na powierzchni górnej.

Wielkość współczynnika oporu hamulca w odniesieniu do powierzchni obu płyt (górnej i dolnej) przedstawiono na rysunku 4.22 w zależności od położenia hamulca wzdłuż cięciwy i od wielkości współczynnika siły nośnej na skrzydle.



Rys.4.22. Współczynnik oporu hamulca aerodynamicznego

W przypadku hamulca górnopłytowego (patrz Rys.3.21) współczynnik oporu hamulca należy zmniejszyć o 20 % i odnieść go do powierzchni tejże płyty.

W odniesieniu do szybowca współczynnik oporu hamulca:

$$Cx_h = Cx_{ham} \frac{S_p}{S} \quad (4: 26)$$

gdzie "S_p" jest powierzchnią obu płyt w przypadku hamulca klasycznego (suma na obu skrzydłach) i jednej w przypadku hamulca górnopłytowego.

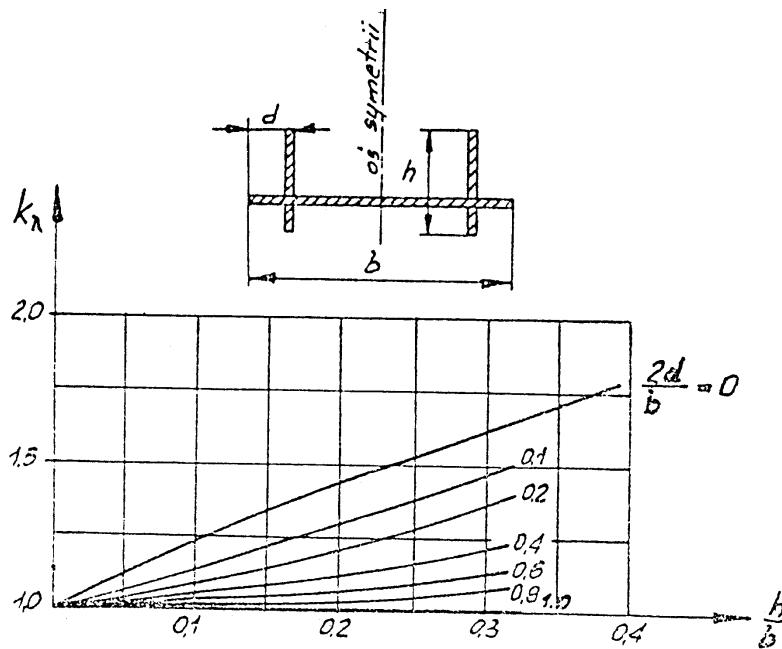
Wpływ hamulca na przesunięcie kąta zerowej nośności skrzydła oraz na wielkość pochylenia charakterystyki wyporowej omówiono w rozdziale 5, natomiast sposoby określenia skuteczności aerodynamicznej hamulca podano w rozdziale 6.

4.5. USTERZENIE WYSOKOŚCI

Zazwyczaj usterzenie posiada obrys trapezowy lub dający się przybliżyć trapezem. Usterzenie kierunku względem usterzenia wysokości jest umieszczane centralnie, w płaszczyźnie symetrii szybowca. Podwójne usterzenie kierunku może pojawić się jedynie w przypadku szybowca specjalnego i wówczas wysłużenie efektywne określa zależność:

$$\lambda_{e_H} = k_\lambda \cdot \lambda_H \quad (4.27)$$

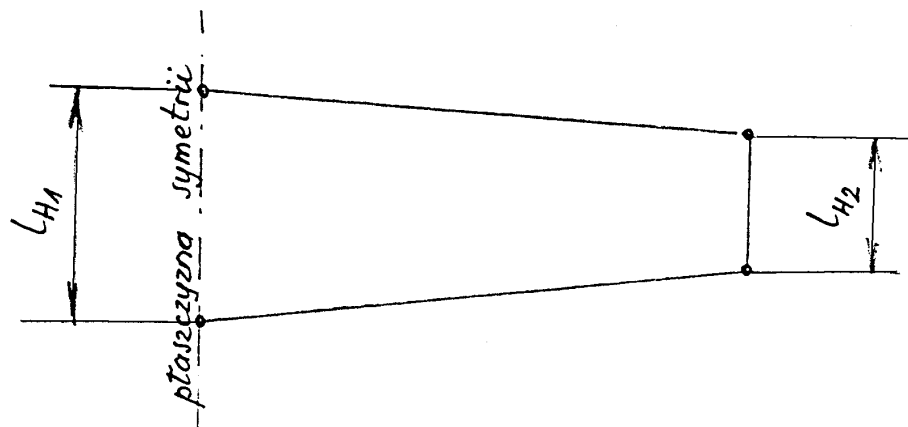
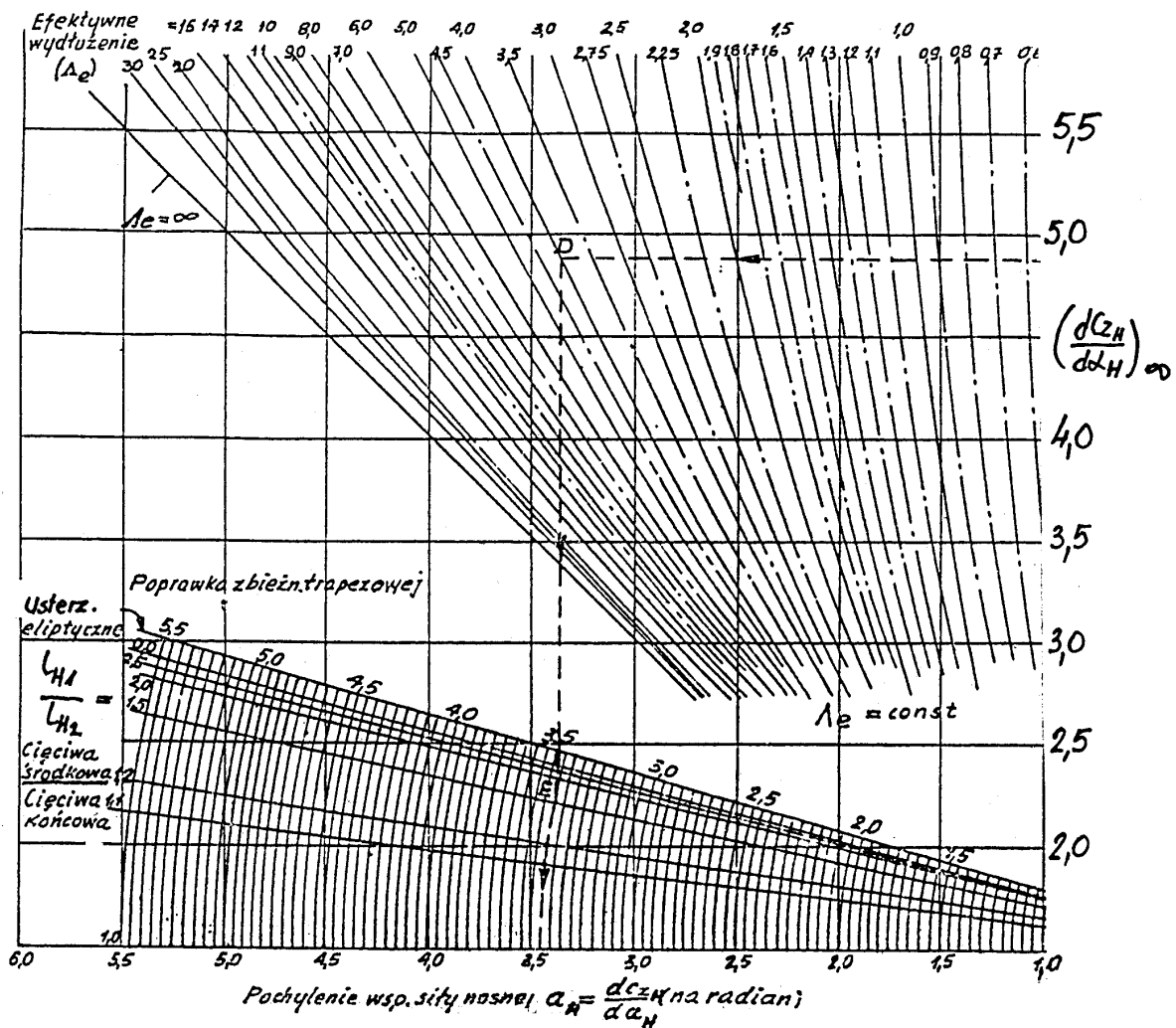
gdzie współczynnik korekcyjny " k_λ " jest określony poprzez wykres na rysunku 4.23, a wielkość " λ_H " jest geometrycznym wydłużeniem usterzenia wysokości.



Rys. 4.23. Współczynnik wydłużenia efektywnego usterzenia wysokości.

Znając, wg danych katalogowych pochylenie charakterystyki wyporowej usterzenia, dla wydłużenia nieskończonego $\left(\frac{dC_{z_H}}{d\alpha_H} \right)_\infty$, można wyznaczyć pochylenie dla zadanego kształtu usterzenia na podstawie nomogramu (Rys.4.24),uzyskując wielkość dla zadanego wydłużenia " λ_H ":

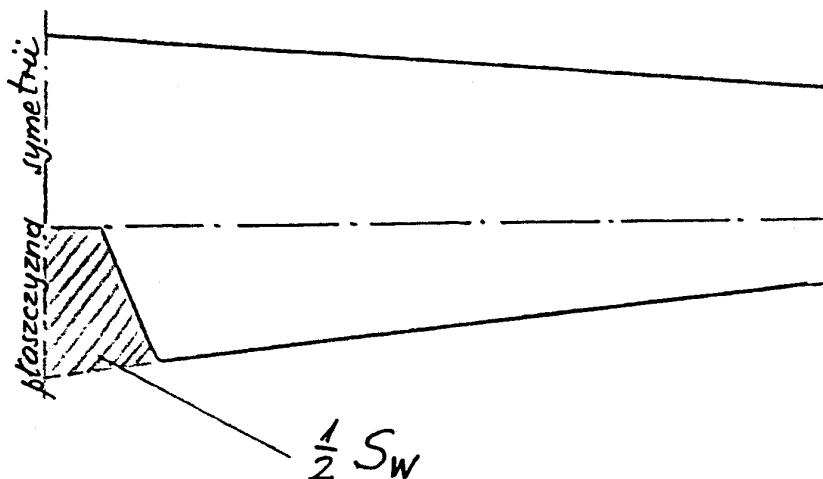
$$a_H^* = \left(\frac{dC_{z_H}}{d\alpha_H} \right)_{\lambda_H} \quad (4.28)$$



Rys. 4.24. Pochylenie charakterystyki wyporowej usterzenia wysokości

Wykroj w sterze wysokości (Rys 4.25) wpływa na wielkość pochylenia charakterystyki poprzez współczynnik "k_w" równy:

$$k_w = 1 - 1,2 \cdot \frac{S_w}{S_H} \quad (4.29)$$



Rys.4.25. Wykroj w sterze wysokości

natomiast wpływ kadłuba ujmuje współczynnik " k_{HK} ", równy:

$$k_{HK} = 0,9 \div 0,95 \quad (4.30)$$

Ostatecznie więc wynikowe pochylenie charakterystyki wyporowej usterzenia wysokości wynosi:

$$a_H = \frac{dC_{z_H}}{d\alpha_H} = k_w \cdot k_{HK} \cdot \left(\frac{dC_{z_H}}{d\alpha_H} \right)_{\lambda H} \quad (4.31)$$

Wychylenie steru wysokości o kąt " β_H " powoduje, analogicznie jak lotka, na skrzydle, zmianę kąta natarcia na usterzeniu:

$$\Delta\alpha_H = \frac{d\alpha_H}{d\beta_H} \cdot k_\beta \cdot \beta_H \quad (4.32)$$

gdzie:

$\frac{d\alpha_H}{d\beta_H}$ - należy odczytać z wykresu podanego przy charakterystyce lotki (rys4.15)

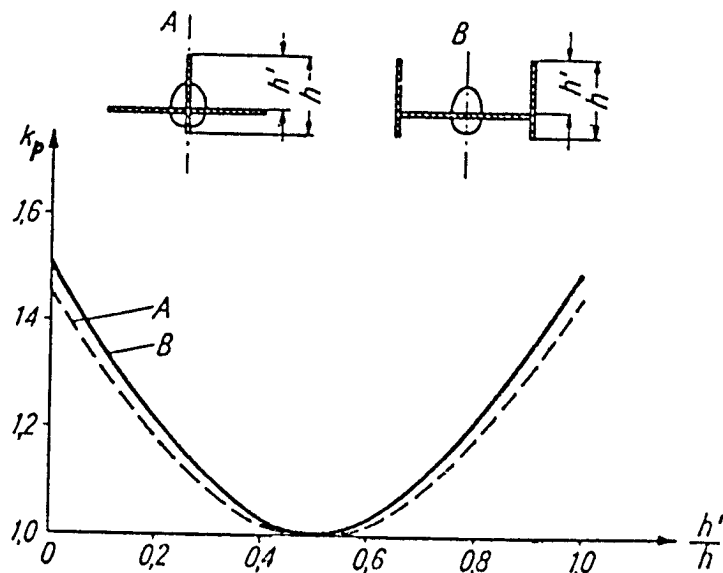
k_β - współczynnik podany na rys.4.16.

4.6. USTERZENIE KIERUNKU

Podobnie jak w przypadku usterzenia poziomego, wzajemne usytuowanie usterzeń wpływa na wielkość wydłużenia efektywnego. Jakkolwiek usterzenie kierunku z reguły ustawione jest centralnie w płaszczyźnie symetrii), to jednak w szybowcach specjalnych może wystąpić usterzenie kierunku podwójne.

Wpływ usytuowania wzajemnego usterzeń obejmuje współczynnik " k_p " (Rys 4.26) i wówczas:

$$\lambda_{ev} = k_p \cdot \lambda_v \quad (4.33)$$

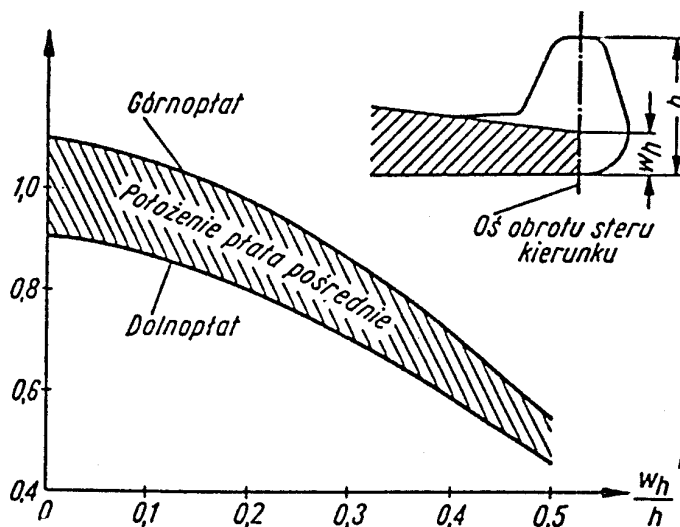


Rys.4.26. Współczynnik wydłużenia efektywnego usterzenia kierunku

Znając pochylenie charakterystyki profilowej dla profilu zastosowanego na usterzeniu kierunku $\left(\frac{dC_{z_v}}{d\alpha_v}\right)_\infty$, wartość uzależnioną od obrysu usterzenia należy określić wg nomogramu (Rys.4.24) uzyskując:

$$a_v^* = \left(\frac{dC_{z_v}}{d\alpha_v}\right)_{\lambda_v} \quad (4.34)$$

Wpływ obecności kadłuba na pochylenie charakterystyki usterzenia kierunku ujmuje współczynnik "k_{VK}" (Rys.4.27)



Rys.4.27 Wpływ kadłuba na pochylenie charakterystyki wyporowej usterzenia kierunku

Ostatecznie pochylenie charakterystyki wyporowej usterzenia kierunku wynosi:

$$a_v = \frac{dC_{z_v}}{d\alpha_v} = k_p \cdot k_{VK} \cdot \left(\frac{dC_{z_v}}{d\alpha_v}\right)_{\lambda_v} \quad (4.35)$$

Podobnie jak w przypadku usterzenia wysokości wychylenie steru o kąt " β_v " powoduje zmianę kąta natarcia na usterzeniu kierunku:

$$\Delta\alpha_v = \frac{d\alpha_v}{d\beta_v} \cdot k_\beta \cdot \beta_v \quad (4.36)$$

gdzie:

$\frac{d\alpha_v}{d\beta_v}$ - należy odczytać z wykresu (rys. 4.15)

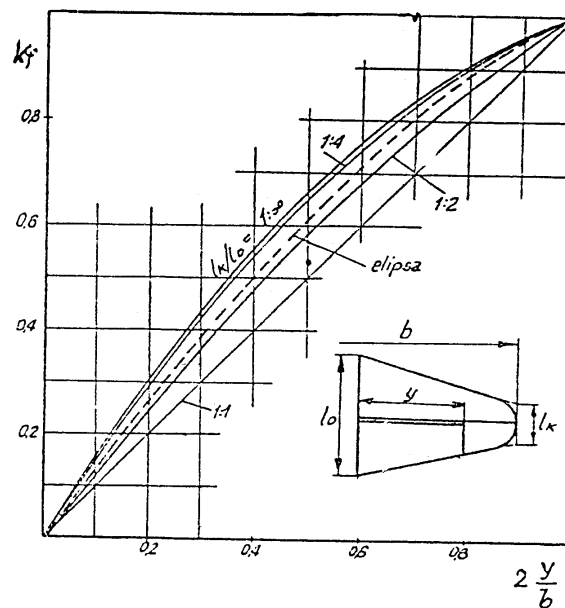
k_β - współczynnik podany na rys. 4.16

4.7. CZĘŚCIOWA POWIERZCHNIA STEROWA

Gdy mamy do czynienia z powierzchnią sterową nie obejmującą całej rozpiętości usterzenia wówczas zmiana kąta natarcia usterzenia (wysokości lub kierunku) " α_R " pod wpływem wychylenia powierzchni sterowej o kąt " β_R " ulega zmniejszeniu poprzez współczynnik redukcyjny " k_f ":

$$\Delta\alpha_f = k_f \cdot \Delta\alpha \quad (4.37)$$

gdzie wielkość współczynnika " k_f " podana jest na wykresie (Rys.4.28).



Rys. 4.28 Wpływ częściowej powierzchni sterowej

4.8. KLAPKA WSPOMAGAJĄCA

Wychylenie klapki wspomagającej o kąt " β_{RR} " (Rys.3.30) powoduje przyrost kąta natarcia powierzchni nośnej na partii objętej rozpiętością klapki " b_{RR} ":

$$\Delta\alpha_{RR}^* = \frac{d\alpha}{d\beta_{RR}} \cdot k_\beta \cdot \beta_{RR} \quad (4.38)$$

gdzie:

$\frac{d\alpha}{d\beta_{RR}}$ - wg rys. 4.15

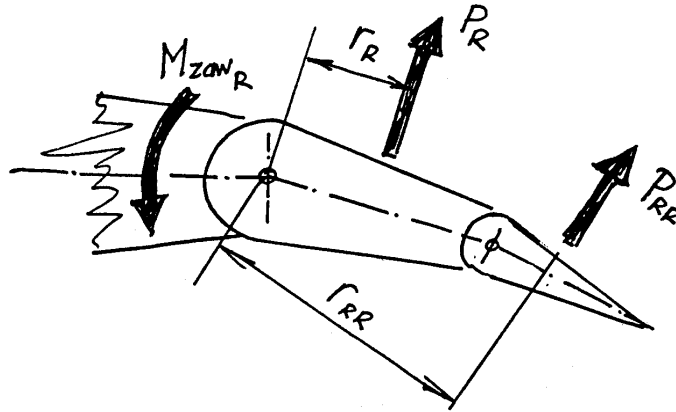
k_β - wg rys. 4.16

Uśredniony przyrost kąta natarcia odniesiony do całej powierzchni nośnej wynosi:

$$\Delta\alpha_{RR} = \Delta\alpha_{RR}^* \cdot f_{RR} \quad (4.39)$$

gdzie " f_{RR} " wg zależności (3.27).

Wpływ klapki wspomagającej na wielkość momentu zawiasowego powierzchni sterowej przedstawiono na rys.4.29.



Rys. 4.29. Moment zawiasowy powierzchni sterowej względem jej osi obrotu dla układu z klapką.

Jeżeli oznaczmy przez " P_R " siłę na powierzchni sterowej wywołaną wychyleniem tejże powierzchni o kąt " β_R ", a przez " P_{RR} " siłę wywołaną wychyleniem klapki, a ramię siły " P_R " przez " r_R " i ramię siły " P_{RR} " przez " r_{RR} ", to moment zawiasowy względem osi obrotu powierzchni sterowej wyniesie:

$$M_{zaw_R} = P_R \cdot r_R + P_{RR} \cdot r_{RR} \quad (4.40)$$

W przypadku klapki dociążającej drugi wyraz zależności (4.40) ma znak dodatni. Dla klapki odciążającej (wychylonej przeciwnie do wychylenia powierzchni sterowej) drugi wyraz ma znak ujemny. W stanach całkowitego odciążenia drążka sterowego moment zawiasowy powierzchni sterowej jest równy zero:

$$P_R \cdot r_R + P_{RR} \cdot r_{RR} = 0$$

a stąd:

$$P_{RR} = -P_R \cdot \frac{r_R}{r_{RR}} \quad (4.41)$$

Zależność (4.41) jest wskazówką dla projektującego jak dokonać doboru wielkości klapki dla zaprojektowanej powierzchni sterowej. Klapkę odciążającą (trymer) można dobrać tak, iż będzie ona dawała pełne odciążenie w pewnym zakresie prędkości lotu, zaś poza nim odciążenie częściowe, pamiętając o ograniczonej możliwości wykorzystania wychyleń klapki. Klapkę dociążającą stosować będzie się tam, gdzie moment zawiasowy powierzchni sterowej jest zbyt mały, aby zapewnić dostateczny, wymagany przepisami gradient sił na drążku sterowym jako funkcję prędkości lotu.

5. ROZKŁADY OBCIĄŻEŃ AERODYNAMICZNYCH

5.1 ROZKŁADY CIŚNIEŃ WZDŁUŻ CIĘCIWY

Wielkościami pozwalającymi na wyznaczenie rozkładów ciśnień wzdłuż cięciwy są:

- współczynniki aerodynamiczne powierzchni nośnej,
- prędkość lotu związana z kątem natarcia, wywołująca ciśnienie dynamiczne:

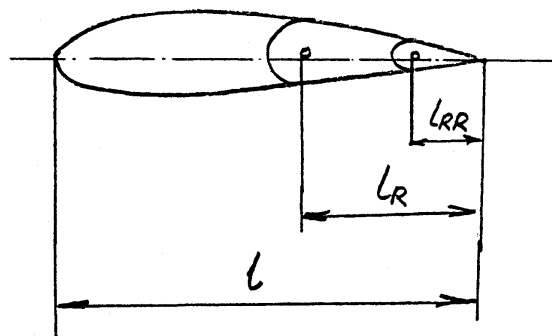
$$q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \quad (5.1)$$

- głębokość powierzchni sterowej (rys.5.1):

$$\tau_R = \frac{l_R}{l} \text{ dla profilu załamanego jednokrotnie}$$

$$\tau_{RR} = \frac{l_{RR}}{l} \text{ dla profilu z załamaniem części wychylanej (np. klapka$$

wyważająca na sterze)



Rys.5.1 Głębokość powierzchni sterowej

5.1.1. Profil nie załamany.

Rozkład ciśnień na profilu nie załamanym (Rys.5.2) znajdującym się na zadanym kącie natarcia " α ", charakterystyczne ciśnienia wynoszą:

$$p_0 = (11 \cdot C_n - 60 \cdot C_m) \cdot \frac{1}{8} \cdot q \quad (5.2)$$

$$h_0 = (25 \cdot C_n + 300 \cdot C_m) \cdot \frac{1}{8} \cdot q \quad (5.3)$$

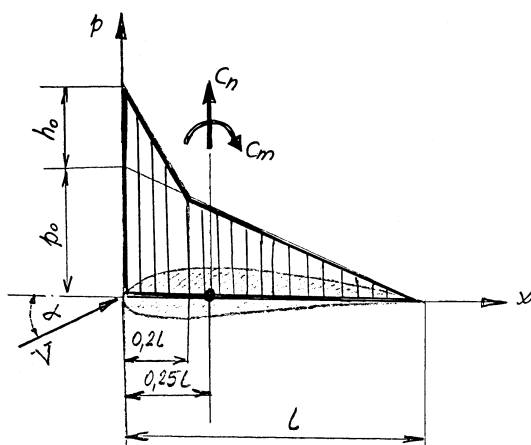
gdzie:

" $C_n \cong C_z$ " jest współczynnikiem siły normalnej do powierzchni nośnej,

" C_m " jest współczynnikiem momentu względem punktu leżącego w 25% cięciwy profilu.

" q " jest ciśnieniem dynamicznym wynikającym z prędkości lotu szybowca " V ".

Wszystkie powyższe wielkości uzależnione są od kąta natarcia " α ".



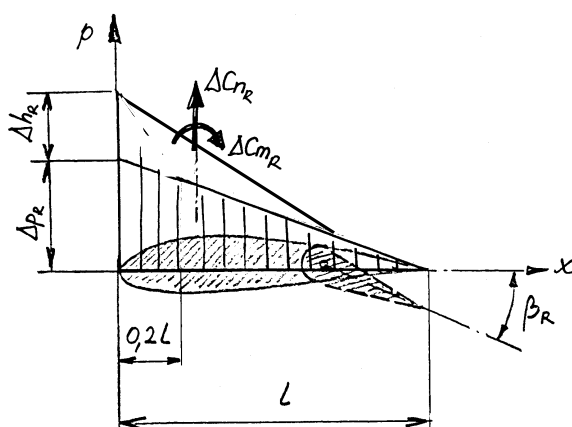
Rys. 5.2 Rozkład ciśnień na profilu nie załamanym

5.1.2. Profil jednokrotnie załamany

Rozkład przyrostu ciśnień wywołanych wychyleniem części ruchomej profilu o kąt " β_R " (Rys.5.3) scharakteryzowany jest wielkościami:

$$\Delta p_R = [(2 \cdot \tau_R - 0,5) \cdot \Delta C_{n_R} - 6 \cdot \Delta C_{m_R}] \cdot \frac{1}{\tau_R} \cdot q \quad (5.4)$$

$$\Delta h_R = (0,5 \cdot \Delta C_{n_R} + 6 \cdot \Delta C_{m_R}) \cdot \frac{1}{\tau_R \cdot (1 - \tau_R)} \cdot q \quad (5.5)$$



Rys. 5.3 Rozkład ciśnień na profilu jednokrotnie załamanym

W zależnościach (5.4) i (5.5) przyrosty współczynników aerodynamicznych wynoszą:

$$\Delta Cn_R = \frac{dCz}{d\alpha} \cdot \Delta\alpha \approx \Delta Cz_R \quad (5.6)$$

$$\Delta Cm_R = \frac{\Delta Cm_R}{\Delta Cn_R} \cdot \Delta\alpha \approx \frac{\Delta Cm_R}{\Delta Cz_R} \cdot \Delta\alpha \quad (5.7)$$

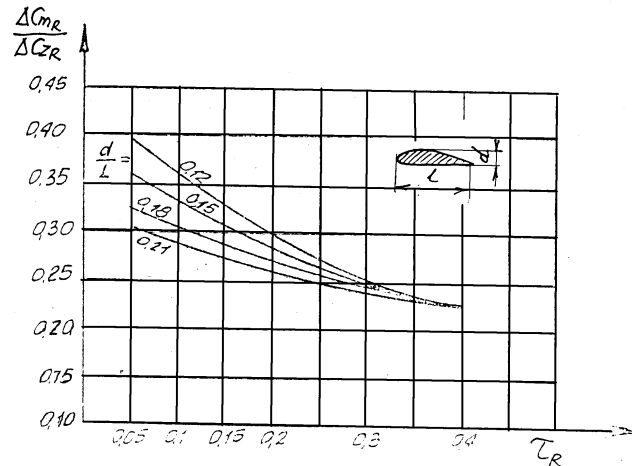
gdzie:

$\frac{dCz}{d\alpha}$ - pochylenie charakterystyki wyporowej powierzchni nośnej

$\Delta\alpha$ - przyrost kąta natarcia wywołany wychyleniem powierzchni sterowej
(wg wzorów 4.24, 4.32 lub 4.36)

$\frac{\Delta Cm_R}{\Delta Cz_R}$ - zmiana przyrostu momentu wg zależności podanej wykreślnie na

rys5.4



Rys.5.4. Zmiana przyrostu współczynnika momentu ze zmianą współczynnika siły nośnej dla wychylonej powierzchni sterowej

5.1.3. Profil dwukrotnie załamany

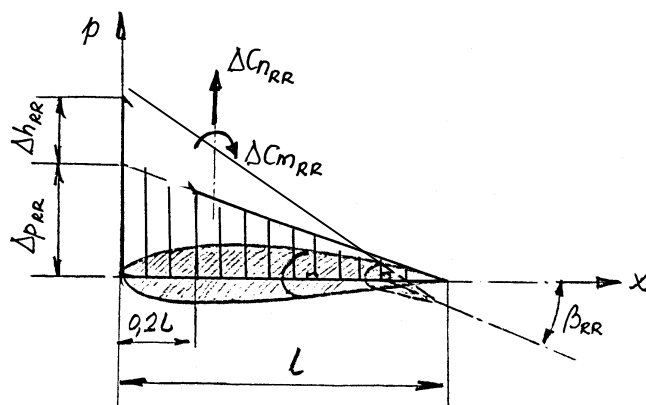
Profil dwukrotnie załamany posiada dwie części ruchome. Pierwsza o cięciwie " l_R " i druga o cięciwie " l_{RR} " (wg rys.5.1).

Gdy wychylona jest część ruchoma o cięciwie " l_{RR} " wielkości charakterystyczne przyrostów (Rys.5.5) wynoszą:

$$\Delta p_{RR} = [(2 \cdot \tau_{RR} - 0,5) \Delta Cn_{RR} - 6 \cdot \Delta Cm_{RR}] \cdot \frac{1}{\tau_{RR}} \cdot q \quad (5.8)$$

$$\Delta h_{RR} = (0,5 Cn_{RR} + 6 \Delta Cm_{RR}) \cdot \frac{1}{\tau_{RR} (1 - \tau_{RR})} \cdot q \quad (5.9)$$

Wielkości występujące w powyższych zależnościach są analogiczne do wielkości dla profilu jednokrotnie załamanego.

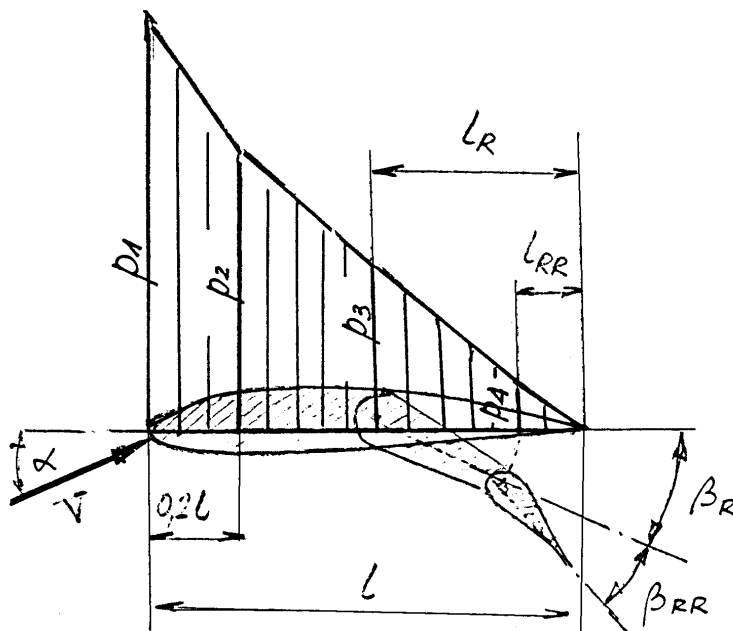


Rys. 5.5. Rozkład ciśnień na profilu dwukrotnie załamanym pochodzący od drugiego załamania

5.1.4. Wynikowy rozkład ciśnień

W przypadku gdy powierzchnia nośna w locie z prędkością "V" przy odpowiadającym jej ciśnieniu dynamicznym "q" znajduje się na kącie natarcia " α " i posiada wychyloną powierzchnię sterową pierwszą o kąt " β_R " i drugą o kąt " β_{RR} " to wynikowy rozkład ciśnień (Rys.5.6.) określają zależności:

$$\begin{aligned} p_1 &= p_0 + h_0 + \Delta h_R + \Delta p_{RR} + \Delta h_{RR} \\ p_2 &= 0,8(p_0 + \Delta p_R + \Delta p_{RR}) + \frac{0,8 - \tau_R}{1 - \tau_R} \Delta h_R + \frac{0,8 - \tau_{RR}}{1 - \tau_{RR}} \Delta h_{RR} \\ p_3 &= (p_0 + \Delta p_R + \Delta p_{RR}) \tau_R + \frac{\tau_R - \tau_{RR}}{1 - \tau_{RR}} \Delta h_{RR} \\ p_4 &= (p_0 + \Delta p_R + \Delta p_{RR}) \tau_{RR} \end{aligned} \quad (5.10)$$



Rys.5.6 Wynikowy rozkład ciśnień

5.2. ROZKŁADY WSPÓŁCZYNNIKA SIŁY NOŚNEJ WZDŁUŻ ROZPIĘTOŚCI SKRZYDŁA

Istnieją różne analityczne metody obliczania rozkładu współczynnika, siły nośnej wzdłuż rozpiętości skrzydła i w przypadku posiadania oprogramowania komputerowego obliczanie to nie przedstawia trudności, o ile tylko komputer jest w danym momencie do dyspozycji.

Jednakże dla szybkiej informacji wstępnej, potrzebnej konstruktorowi dobrze jest uciec się do empirycznej metody Schrenk'a dającej w stosunku do metod analitycznych błąd na tyle mały, iż w zastosowaniach technicznych nie jest istotny. Z tego więc względu omówiono tutaj algorytmy tejże metody.

5.2.1. Rozkład normalny

Rozkład normalny obliczany jest dla skrzydła:

- o profilu stałym wzdłuż rozpiętości,
- o profilu zmiennym wzdłuż rozpiętości.

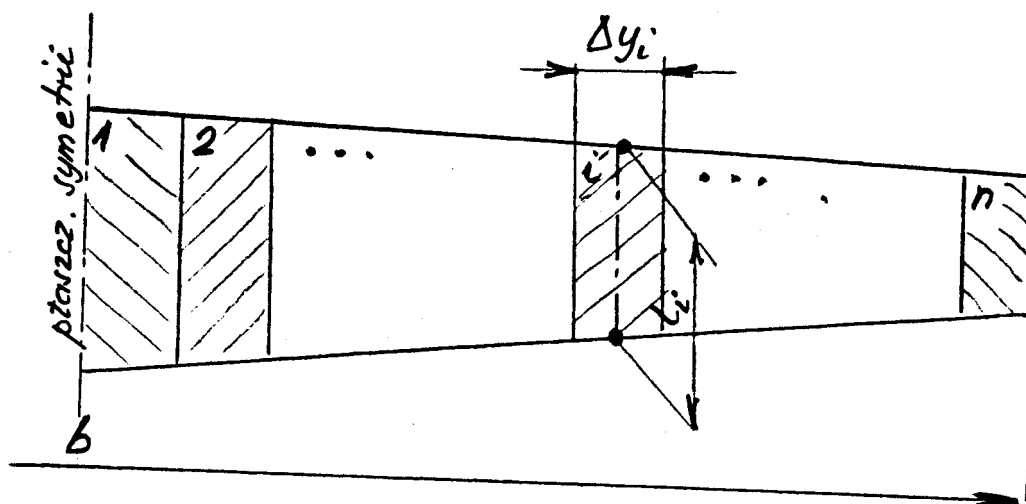
Jeżeli profil na skrzydle jest stały to pochylenie charakterystyki wyporowej $dC_z/d\alpha = const$

Znając pochylenie charakterystyki dla wydłużenia nieskończonego $(dC_z/d\alpha_\infty)$, pochylenie dla zadanego wydłużenia należy wyznaczyć wg zależności (4.18).

Dla rozpatrywanego kąta natarcia skrzydła " α " wielkość współczynnika siły nośnej w przekroju " i " skrzydła wynosi:

$$C_{z_i} = \frac{1}{2} \cdot \frac{dC_z}{d\alpha} \cdot \alpha \cdot \left[1 + \frac{4S}{\Pi b l_i} \sqrt{1 - \left(\frac{2y_i}{b} \right)^2} \right] \quad (5.11)$$

Aby obliczenie przeprowadzić tabelarycznie należy skrzydło podzielić na " n " segmentów obliczeniowych ($i = 1, 2, \dots, n$). Każdy segment (Rys.5.7) scharakteryzowany jest przez cięciwę na środku segmentu " l_i " i szerokość segmentu " Δy_i ".

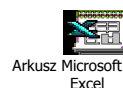


Rys. 5.7. Obliczeniowy podział skrzydła na segmenty

Należy również wyznaczyć wartość stałych:

$$A_1 = \frac{1}{2} \cdot \frac{dC_z}{d\alpha} \cdot \alpha \quad (5.12)$$

$$A_2 = \frac{4S}{\Pi b} \quad (5.13)$$



Algorytm obliczeń podano w tab.5.1

Lp	Oznaczenie	Operacja\segment	1	2		n
1	y_i					
2	$2/b \cdot y_i$	$2/b \cdot (1)$				
3	Δy_i					
4	l_i					

5		(2)^2				
6		1-(5)				
7		(6)^0.5				
8	A ₂ /l _i	A ₂ /(4)				
9		(7)*(8)				
10		1+(9)				
11	Cz _i	A ₁ *(10)				

Tab.5.1 obliczanie rozkładu normalnego dla skrzydła o stwłym profilu

W przypadku profilu zmiennego wzdłuż rozpiętości należy wyznaczyć średnią wartość pochylenia charakterystyki wyporowej według zależności:

$$\left(\frac{dC_z}{d\alpha}\right)_{\text{sr}} = \frac{2}{S} \sum_{i=1}^n \left(\frac{dC_z}{d\alpha}\right)_i \cdot l_i \cdot \Delta y_i \quad (5.14)$$

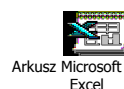
Wielkość współczynnika siły nośnej określa wówczas zależność:

$$C_{z_i} = \frac{1}{2} \left(\frac{dC_z}{d\alpha}\right)_{\text{sr}} \cdot \alpha \cdot \left[\frac{\left(\frac{dC_z}{d\alpha}\right)_i}{\left(\frac{dC_z}{d\alpha}\right)_{\text{sr}}} + \frac{4S}{\Pi b l_i} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{2y_i}{b}\right)^2} \right] \quad (5.15)$$

Należy wyznaczyć wartość stałej:

$$A_3 = \frac{1}{2} \left(\frac{dC_z}{d\alpha}\right)_{\text{sr}} \cdot \alpha \quad (5.16)$$

Algorytm obliczeń podano w tab. 5.2.



L.p	Oznaczenie	operacja\segment	1	2		n
1	y _i					
2	2/b*y _i	2/b*(1)				
3	Δy _i					
4	l _i					
5	(dCz/dα) _i					
6		(3)*(4)				
7		(5)*(6)				
8		suma (7)				
9	(dCz/dα) _{sr}	2/S*(8)				
10		(2)^2				
11		1-(10)				
12		(11)^.5				
13	A ₂ /l _i	A ₂ /(4)				
14		(5)/(9)				
15		(12)*(13)				
16		(14)+(15)				
17	Cz _i	A ₃ *(16)				

Tab. 5.2. Obliczanie rozkładu normalnego dla skrzydła o profilu zmiennym wzdłuż rozpiętości

5.2.2. rozkład zerowy pochodzący od zwiczenia skrzydła

Współczynnik zerowego rozkładu pochodzącego od zwiczenia skrzydła wynosi:

$$Cz_{0_i} = \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{dCz}{d\alpha_\infty} \right)_i \cdot (\alpha_{s_i} - \alpha_0) \quad (5.17)$$

gdzie:

$\left(\frac{dCz}{d\alpha_\infty} \right)_i$ - pochylenie charakterystyki wyporowej dla nieskończonego

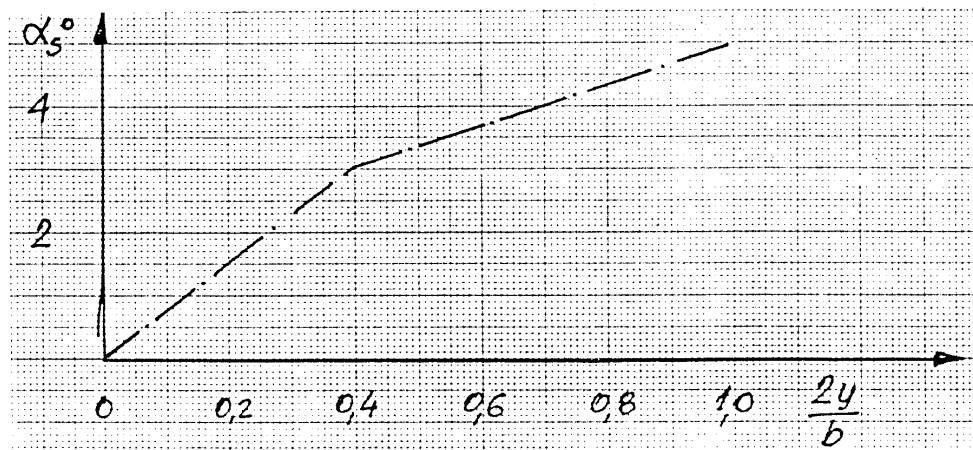
wydłużenia skrzydła

α_{s_i} - kąt zwichrzenia skrzydła, czyli kąt zawarty między kierunkiem cięciwy

podstawowej (w płaszczyźnie symetrii szybowca) a kierunkiem cięciwy w przekroju "i"

α_0 - kierunek zerowej nośności skrzydła zwichrzonego.

Dla ułatwienia obliczeń wygodnie jest wykonać wykres kąta zwichrzenia $\alpha_s = f(y)$, rysunek 5.8



Rys. 5.8 przebieg zwichrzenia wzdłuż rozpiętości skrzydła

Kierunek zerowej nośności skrzydła zwichrzonego określa zależność:

$$\alpha_0 = \frac{\sum_{i=1}^n \left(\frac{dCz}{d\alpha_\infty} \right)_i \cdot \alpha_{s_i} \cdot l_i \cdot \Delta y_i}{\sum_{i=1}^n \left(\frac{dCz}{d\alpha_\infty} \right)_i \cdot l_i \cdot \Delta y_i} \quad (5.18)$$

Po wprowadzeniu wielkości średniego pochylenia charakterystyki wyporowej dla wydłużenia nieskończonego:

$$\left(\frac{dCz}{d\alpha_\infty} \right)_{\bar{s}r} = \frac{2}{S} \sum_{i=1}^n \left(\frac{dCz}{d\alpha_\infty} \right)_i \cdot l_i \cdot \Delta y_i \quad (5.19)$$

kierunek zerowej nośności:

$$\alpha_0 = \frac{2}{S} \sum_{i=1}^n \frac{\left(\frac{dCz}{d\alpha_\infty} \right)_i}{\left(\frac{dCz}{d\alpha_\infty} \right)_{\bar{s}r}} \cdot \alpha_{s_i} \cdot l_i \cdot \Delta y_i \quad (5.20)$$

Algorytm obliczeń podano w tab.5.3.



Arkusz Microsoft Excel

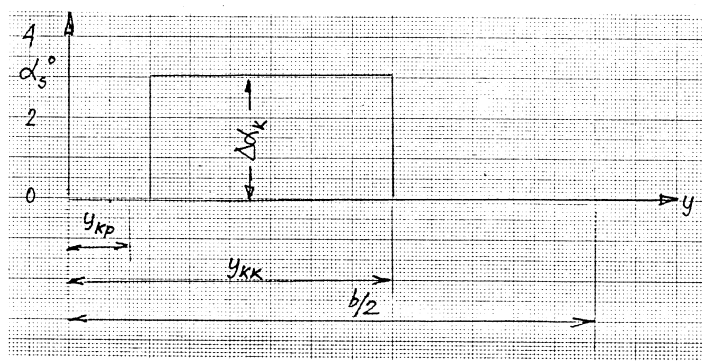
L.p	Oznaczenie	Operacja/Segment	1	2		n
1	y_i					
2	l_i					

3	Δy_i				
4	$(dC_z/d\alpha_{00})_i$				
5		$(2) \cdot (3)$			
6		$(4) \cdot (5)$			
7		Suma (6)			
8	$(dC_z/d\alpha_{00})_{\text{sr}}$	$2/S \cdot (7)$			
9		$(4)/(8)$			
10	α_{si}				
11		$(9) \cdot (10)$			
12		$(5) \cdot (11)$			
13		Suma(12)			
14	α_0	$2/S \cdot (13)$			
15	$\alpha_{si} - \alpha_0$	$(10) - (14)$			
16	C_{z0i}	$0.5 \cdot (4) \cdot (15)$			

Tab. 5.3. obliczanie rozkładu zerowego od zwichrzenia skrzydła

5.2.3. Rozkład zerowy pochodzący od wychylenia kłap

Jeżeli na szybowcu zastosowano klasyczną kłapę wysklepiającą (Rys.3.14), to mamy do czynienia ze skrzydłem zwichrzonym aerodynamicznie na partii kłapy. Przebieg zwichrzenia podano wykreślnie na rys.5.9.



Rys. 5.9. Przebieg zwichrzenia skrzydła wywołany wychyleniem kłapy

Dokonując podziału skrzydła na segmenty obliczeniowe należy ich szerokość dobrać tak, aby początek i koniec kłapy pokrywały się z początkiem lub końcem segmentu (szerokości segmentów " Δy_i " nie muszą być jednakowe).

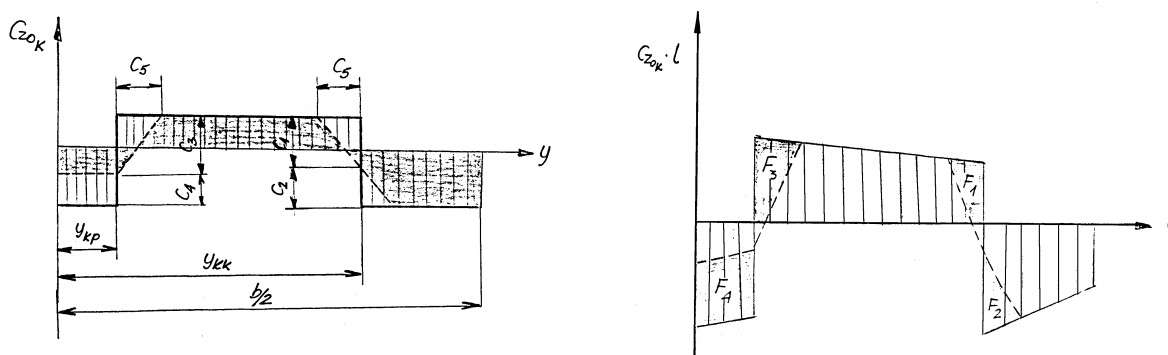
Obliczenie rozkładu zerowego od wychylenia kłapy przebiega według zależności (5.17) i (5.20), pamiętając iż wielkość: $\alpha_{si} = \Delta \alpha_k$ występuje tylko na segmentach zawartych na rozpiętości kłapy, natomiast na pozostałych jest równa zero.

Zwichrzenie spowodowane wychyleniem kłapy jest zwichrzeniem aerodynamicznym wynikającym z przesunięcia kąta wyporu zerowego na charakterystyce wyporowej profilu:

$$\Delta \alpha_k = \frac{d\alpha}{d\beta_k} \cdot k_\beta \cdot \beta_k \quad (5.21)$$

gdzie " β_k " jest kątem wychylenia kłapy, a pozostałe czynniki należy określić wg rys. 4.15 i 4.16. Algorytm obliczenia jest taki sam jak podany w tablicy 5.3.

Obliczony rozkład zerowy spowodowany wychyleniem klapy przedstawiono na wykresie (Rys.5.10).



Rys. 5.10 Rozkład zerowy spowodowany wychyleniem klapy

Skokowa zmiana wielkości współczynnika siły nośnej na początku i na końcu klapy ulega złagodzeniu, jak pokazano linią kreskowaną, i wynikowy rozkład podaje pole zacienione. Sposób określenia poprawki brzegowej wyznaczają wielkości:

C_1, C_2, C_3 i C_4 , oraz C_5 .

Jako wielkość zasięgu poprawki wzdłuż rozpiętości przyjmuje się wartość $C_5 = \frac{1}{4} b_k$, gdzie " b_k " jest rozpiętością klapy.

Dla wyznaczenia przebiegu linii kreskowanej konieczne jest określenie wielkości C_1, C_2, C_3 i C_4 . W tym celu należy wykreślić przebieg iloczynu rzędnej rozkładu zerowego i cięciwy:

$$C_{z0k} \cdot l = f(y)$$

Na wykresie tym (Rys.5.10 po prawej)/ wielkości pól muszą spełniać warunek: $F_1=F_2$ oraz $F_3=F_4$, co uzyskać można przez odpowiedni dobór wielkości C_1, C_2, C_3 i C_4 .

5.2.4. Rozkład pochodzący od wychylenia lotek.

Lotki w szybowcu wychylają się różnicowo (dla likwidacji odwrotnego momentu kierunkowego, powodowanego siłą oporu, zróżnicowaną różnymi w zakręcie prędkościami opływu skrzydła lewego i prawego) i dlatego należy rozpatrywać płat (lewe i prawe skrzydło) w całości. Podobnie jak w przypadku klapy, rozkład sprowadza się do wyznaczenia rozkładu, zerowego według zależności (5.17), gdzie wielkość kąta " α_{si} " jest zwichrzeniem wywołanym wychyleniem lotki, natomiast kierunek zerowej nośności " α_0 " określony jest przez zależność:

$$\alpha_0 = \frac{1}{S} \sum_{i=1}^n \left(\frac{dC_z}{d\alpha_\infty} \right)_i (\Delta\alpha_{L_1} + \Delta\alpha_{L_2}) l_i \Delta y_i \quad (5.22)$$

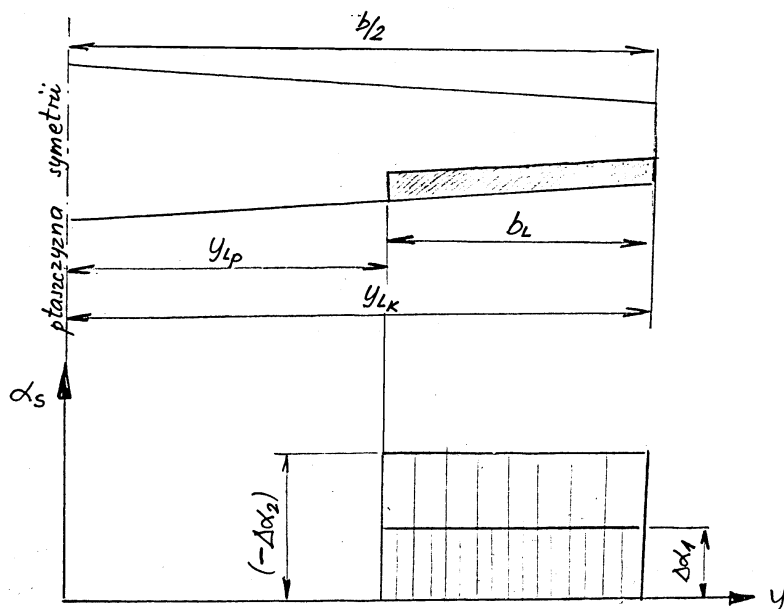
gdzie:

$\left(\frac{dC_z}{d\alpha_\infty} \right)_{sr}$ - jest określone przez zależność (5.19),

$\Delta\alpha_{L_1}, \Delta\alpha_{L_2}$ - kąty natarcia wywołane przez wychylenia lotek " β_{L_1} " i " β_{L_2} "

wyznaczone wg zależności (4.24).

Indeksem "1" oznaczono tutaj wartości odnoszące się do lotki wychylonej do dołu, a indeksem "2" do lotki wychylonej do góry. Uwaga odnośnie doboru podziału na segmenty obliczeniowe skrzydła podana przy klapie, dotyczy także lotki, tzn. początek i koniec lotki muszą wypaść na brzegach segmentów. Zwichrzenie aerodynamiczne skrzydła wywołane przez wychylenie lotki najlepiej podać wykreślnie (Rys.5.11)



Rys.5.11. Przebieg zwichrzenia aerodynamicznego wywołanego wychyleniem lotki

Należy przy tym pamiętać iż lotka wychylona do dołu daje przyrost " $\Delta\alpha_{L_1}$ " dodatni, zaś lotka wychylona do góry " $\Delta\alpha_{L_2}$ " przyrost ujemny.

Algorytm obliczeń podano w tablicy 5.4

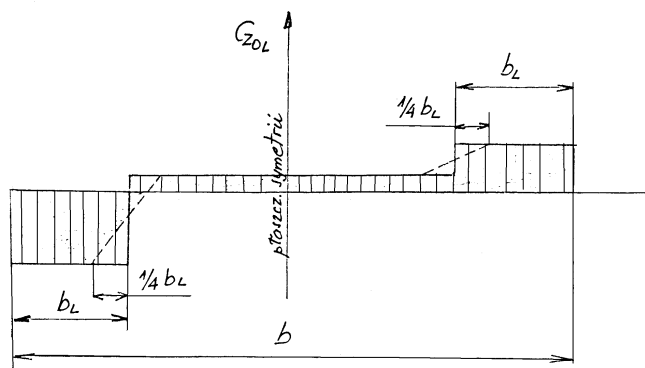


Partia skrzydła			nie objęta lotką			objęta lotką		
L.p	Oznaczenie	Oper.\Segment	1	2	3	4		n
1	y_i							
2	l_i							
3	Δy_i							
4		(2)*(3)						
5	$(dC_z/d\alpha_{00})_i$							
6		(4)*(5)						
7		suma (6)						
8	$(dC_z/d\alpha_{00})_{\text{śr}}$	$2/S*(7)$						
9		(5)/(9)						
10	$\Delta\alpha_1+\Delta\alpha_2$							
11		(10)*(4)						
12		(9)*(11)						
13		suma (12)						
14	α_0	$1/S*(13)$						

15		$0.5 \cdot (5)$						
16	$\alpha_1 - \alpha_0$	$\alpha_1 - (14)$						
17	$Cz_{0Li}^{(1)}$	$(16) \cdot (5)$	----	----	----			
18	$\alpha_2 - \alpha_0$	$\alpha_2 - (14)$						
19	$Cz_{0Li}^{(2)}$	$-(18) \cdot (5)$	----	----	----			
20	$Cz_{0Li}^{(0)}$	$-(14) \cdot (5)$				----	----	----

Tab. 5.4 Obliczanie rozkładu zerowego od wychylenia różnicowego lotek

Wyznaczony rozkład spowodowany wychyleniem lotek podano na rysunku 5.12.



Rys.5.12 Rozkład zerowy spowodowany wychyleniem lotek

Poprawkę brzegową u nasady lotki (linia kreskowana) określa się w sposób taki sam jak pokazany na rys.5.10.

Wykorzystanie zależności (5.17) dla obliczenia wielkości współczynnika rozkładu zerowego " Cz_{0L} " prowadzi do zależności:

- na partii lotki wychylonej do dołu:

$$Cz_{0Li}^{(1)} = \frac{1}{2} \left(\frac{dCz}{d\alpha_\infty} \right)_i (\Delta\alpha_1 - \alpha_0) \quad (5.23)$$

- na partii lotki wychylonej do góry (przeciwnie skrzydło):

$$Cz_{0Li}^{(2)} = -\frac{1}{2} \left(\frac{dCz}{d\alpha_\infty} \right)_i (\Delta\alpha_2 - \alpha_0) \quad (5.24)$$

gdzie znak minus oznacza wypór skierowany do dołu

- na partii skrzydeł nie objętych lotką:

$$Cz_{0Li}^{(0)} = -\frac{1}{2} \left(\frac{dCz}{d\alpha_\infty} \right)_i \alpha_0 \quad (5.25)$$

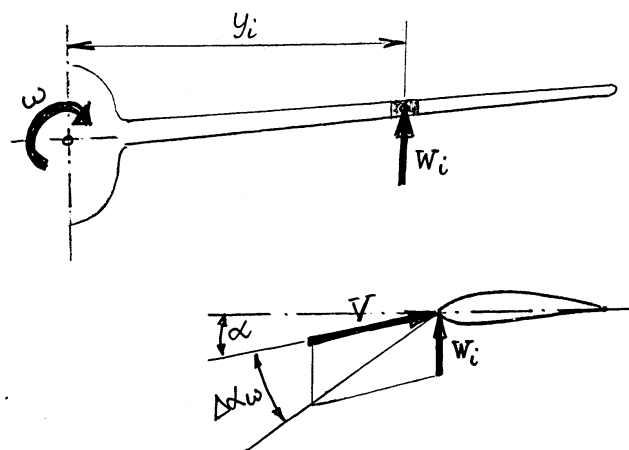
gdzie znak minus związany jest z ujemną wartością wynikowego kąta zwichrzenia skrzydła w skutek wychylenia lotek.

5.2.5. Rozkład pochodzący od obrotu ustalonego względem osi podłużnej

Rozkład wywołany przez obrót ustalony sprowadza się do wyznaczenia rozkładu zerowego (zależność 5.17) dla zwichrzenia aerodynamicznego spowodowanego obrotem.

Obrót z ustaloną prędkością kątową " ω " powoduje iż w dowolnym przekroju "i" skrzydła pojawia się pionowa prędkość przepływu " w_i " (Rys.5.13) równa:

$$W_i = \omega y_i \quad (5.26)$$

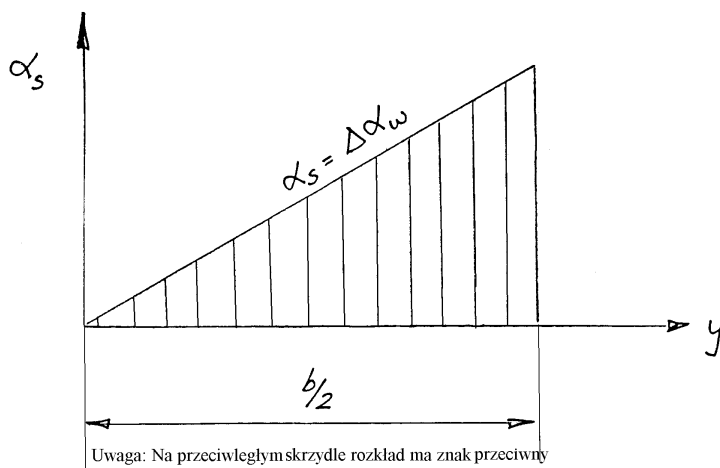


Rys. 5.13 Wpływ obrotu na pionową składową opływu skrzydła

Gdy lot odbywa się przy prędkości "V" wówczas obrót ustalony powoduje liniowy przyrost kąta natarcia wzdłuż rozpiętości skrzydła, który dla przekroju "i" wynosi:

$$\Delta\alpha_\omega = \arctg \frac{W_i}{V} \approx \frac{\omega}{V} y_i \quad (5.27)$$

Przebieg zwichrzenia aerodynamicznego $\Delta\alpha_\omega = f(y)$ pokazano na rysunku 5.14.



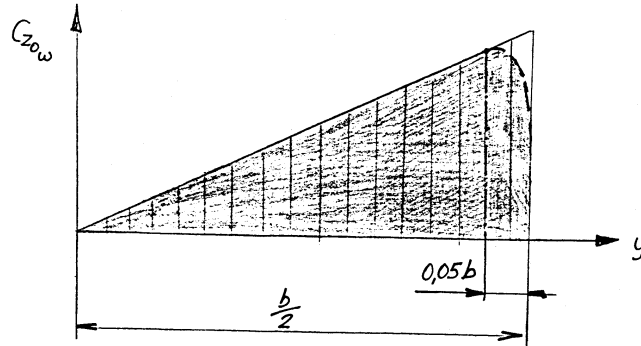
Rys. 5.14 Rozkład zwichrzenia aerodynamicznego wywołany obrotem dookoła osi podłużnej

Ponieważ zwichrzenie na skrzydle przeciwnym ma znak przeciwny (odwrotny jest kierunek prędkości pionowej "w_i") kąt zerowej nośności: $\alpha_0 = 0$

Wobec powyższego zależność (5.17) przybiera postać:

$$Cz_{0\omega} = \frac{1}{2} \left(\frac{dCz}{d\alpha_\infty} \right)_i \frac{\omega}{V} y_i \quad (5.28)$$

Ponieważ wyrażenie: $\frac{1}{2} \frac{\omega}{V} = const$ rozkład jest funkcją iloczynu $\left(\frac{dC_z}{d\alpha_\infty} \right)_i y_i$ a gdy profil jest stały wzdłuż rozpiętości, albo układ profili posiada taką samą wartość wyrażenia $\left(\frac{dC_z}{d\alpha_\infty} \right)_i = const$ wówczas wykres współczynnika siły nośnej od obrotu jest funkcją liniową rozpiętości (Rys. 5.15)



Rys.5.15. Rozkład wywołany obrotem wokół osi podłużnej

Poprawkę brzegową, (linia przerywana) można wprowadzić przez przemnożenie rzędnych rozkładu przez rzędne wykresu rozkładu normalnego na partii $0,05b$ od końca skrzydła, wyznaczonego dla wielkości: $\left(\frac{dC_z}{d\alpha} \right) \alpha = 1$.

5.2.6. Rozkład normalny przy wysuniętym hamulcu aerodynamicznym

Zgodnie z geometrią hamulca (Rys.3.18) hamulec wprowadza zaburzenie opływu skrzydła na partii od y_{ph} do y_{kh} , czyli na rozpiętości b_h .

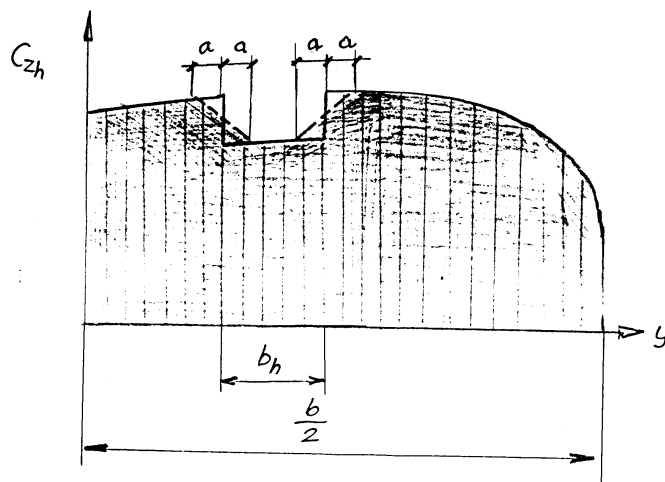
W wyniku zaburzenia dochodzi do spadku pochylenia charakterystyki wyporowej, który w sposób ścisły powinien być wyznaczony na podstawie badań tunelowych profilu z wysuniętym hamulcem aerodynamicznym. Jednakże najczęściej dmuchaniami takimi konstruktor nie dysponuje i wówczas należy dokonać korekty rozkładu normalnego przy pomocy współczynnika korekcyjnego k_{ham} . Badania w locie szybowców pozwalają na przyjęcie około 20% spadku nośności skrzydła na partii hamulca, wobec czego współczynnik redukcyjny wyniesie:

$$k_{ham} = 0,8$$

Rzędne rozkładu normalnego, wyznaczone wg zależności (5.15) należy na rozpiętości hamulca skorygować wg zależności:

$$(C_{z_i})_{ham} = k_{ham} \cdot C_{z_i} \quad (5.29)$$

Schematycznie przebieg rozkładu normalnego z wysuniętym hamulcem pokazano na rys.5.16.



Rys.5.16. Rozkład normalny z wysuniętym hamulcem aerodynamicznym

Poprawkę brzegową (linia przerywana) należy wprowadzić na odcinkach $a = \frac{1}{4} b_h$.

W rezultacie otrzymuje się rozkład normalny wynikowy:

$Cz_{h_i}^* = f(y)$ zacieniowany na rys. 5.16.

Po wysunięciu hamulca dochodzi do spadku nośności skrzydła (co wynika z niecki rozkładu normalnego na rys.5.16). Jeżeli ma być zachowana nośność, nie zmieniona należy rzędne wykresu:

$Cz_{h_i} = f(y)$ skorygować poprzez współczynnik:

$$k_{kor} = \frac{\sum_{i=1}^n Cz_{h_i}^* \cdot l_i}{\sum_{i=1}^n Cz_i \cdot l_i} \quad (5.30)$$

gdzie: $Cz_{h_i}^*$ rzędna wykresu wg rys.5.16 przy obniżonej nośności

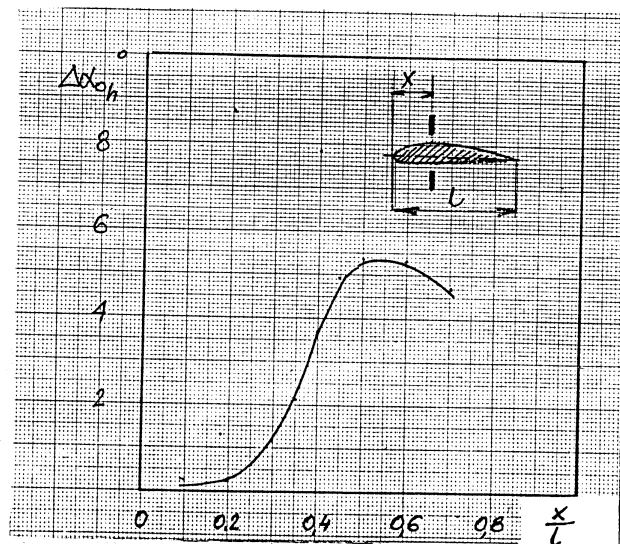
Cz_i - rzędna wykresu rozkładu normalnego z hamulcem aerodynamicznym schowanym (skrzydło gładkie).

Wówczas skorygowany rozkład normalny z hamulcem wysuniętym określa zależność:

$$Cz_{hi} = \frac{1}{k_{kor}} Cz_{h_i}^* \quad (5.31)$$

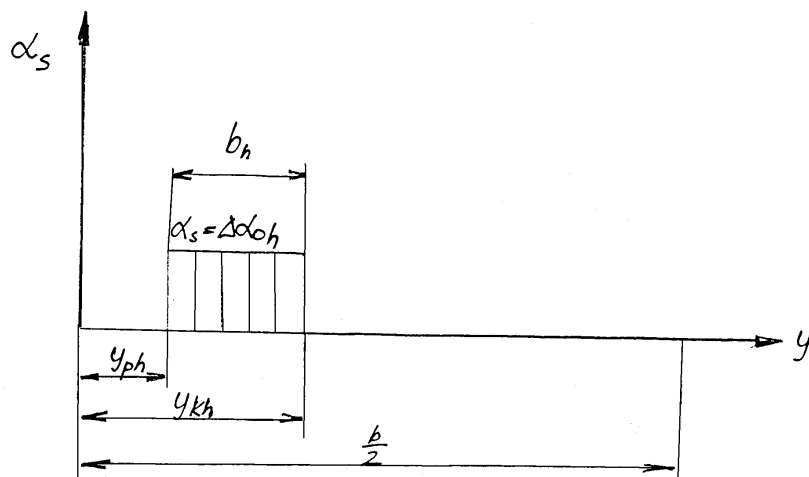
5.2.7. Rozkład zerowy wywołany wysunięciem hamulca aerodynamicznego

Wysunięcie hamulca aerodynamicznego powoduje przesunięcie kąta zerowego współczynnika siły nośnej o wartość " $\Delta\alpha_{0h}$ ". Przesunięcie to zależy od położenia hamulca względem cięciwy skrzydła (Rys.5.17)



Rys. 5.17 Wpływ położenia hamulca na wielkość przesunięcia kąta zerowej siły nośnej na partii hamulca aerodynamicznego

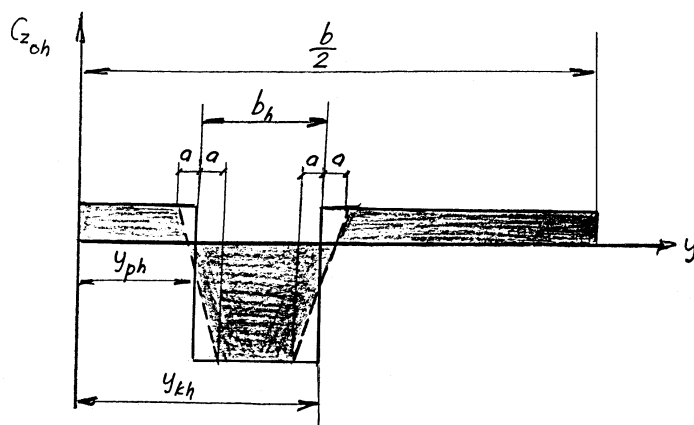
Skrzydło na partii hamulca jest zwichrzone aerodynamicznie (Rys.5.18).



Rys. 5.18. Zwichrzenie aerodynamiczne skrzydła wywołane wysunięciem hamulca aerodynamicznego

Rozkład zerowy od tego zwichrzenia wyznacza się wg zależności (5.17) i (5.20).

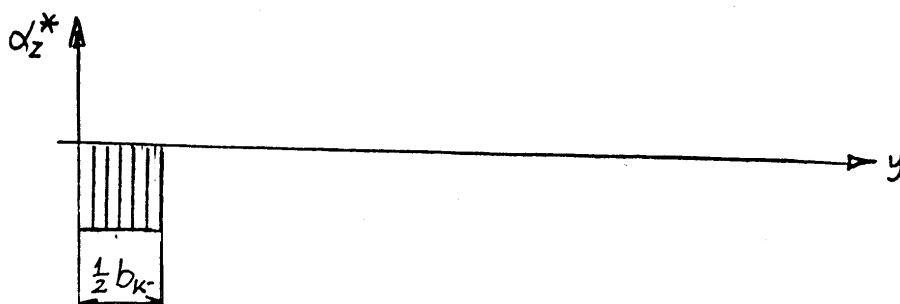
Schematycznie przebieg rozkładu zerowego spowodowanego wysunięciem hamulca pokazano na rysunku 5.19. Poprawka brzegowa jest identyczna jak dla rozkładu normalnego (linia kreskowana). Wynikowy układ rozkładu zerowego zacieniono na rys.5.19.



Rys.5.19 Zerowy rozkład spowodowany wysunięciem hamulca aerodynamicznego

5.2.8. Rozkład zerowy wywołany obecnością kadłuba

Kadłub względem skrzydła zaklinowany jest o kąt " α_z ", ujemny. Przy zerowej nośności skrzydła kadłub będzie więc dawał wypór ujemny. Prawie zawsze konstruktor nie dysponuje dmuchaniami kadłuba w połączeniu ze skrzydłem, podającymi wielkość współczynnika siły nośnej. Dlatego rachunek należy przeprowadzić w sposób przybliżony. Fakt zaklinowania kadłuba stwarza pozorne zwichrzenie skrzydła na rozpiętości od zera do $1/2 b_k$, gdzie " b_k " jest szerokością kadłuba na 25% cięciwy przykadłubowej skrzydła, co pokazano na rys.5.20.



Rys.5.20 Zwichrzenie wywołane obecnością kadłuba

Przyjmuje się w przybliżeniu iż nośność kadłuba jest niższa niż skrzydła i w przybliżeniu:

$$\left(\frac{dC_z}{d\alpha}\right)_{kadl} = \eta(2\Pi) \quad (5.32)$$

Przeto:

$$\Delta C_{z_{kadl}} = \eta \cdot 2\Pi \cdot \alpha_z \quad (5.33)$$

W odniesieniu do $\left(\frac{dC_z}{d\alpha}\right)_{skrz}$ mamy do czynienia z pozornym zmniejszeniem kąta zaklinowania:

$$\Delta C_{z_{kadl}} = 2\Pi \frac{\alpha_z}{\left(\frac{dC_z}{d\alpha}\right)_{skrz}} \eta \cdot \frac{dC_z}{d\alpha} = \alpha_z^* \left(\frac{dC_z}{d\alpha}\right)_{skrz} \quad (5.34)$$

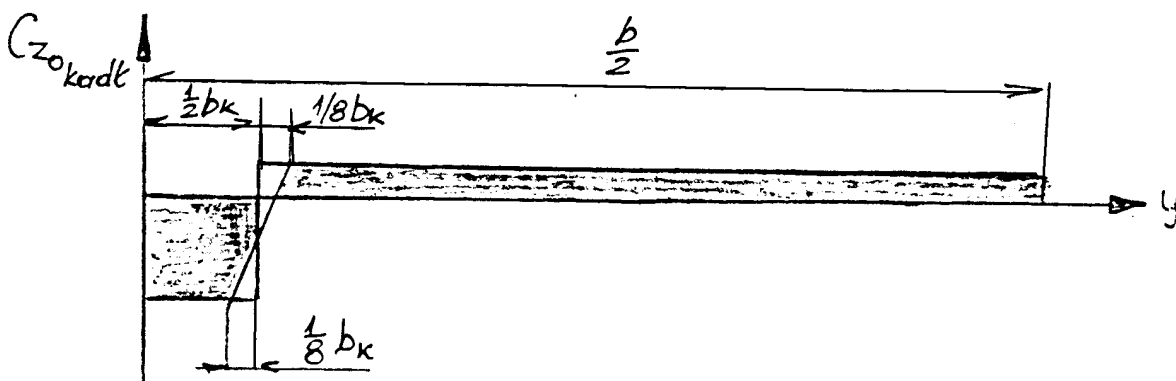
gdzie:

$$\alpha_z^* = \frac{2\Pi\eta}{\left(\frac{dC_z}{d\alpha}\right)_{skrz}} \alpha_z \quad (5.35)$$

jest efektywnym kątem zaklinowania kadłuba względem skrzydła. W obliczeniach przyjmuje się, iż $\eta = 0,8$ i wówczas:

$$\alpha_z^* \cong \frac{5,03\alpha_z}{\left(\frac{dC_z}{d\alpha}\right)_{skrz}} \quad (5.36)$$

Dalszy tok obliczeń przebiega wg zależności (5.17) i (5.20). Poprawkę brzegową można przyjąć $1/8 b_k$ (rys.5.21)



Rys.5.21. Rozkład zerowy wywołany obecnością kadłuba

6. WŁASNOŚCI LOTNE

6.1. CHARAKTERYSTYKA AERODYNAMICZNA PŁATOWCA

6.1.1. Opór szkodliwy

Opór stawiany przez wszystkie elementy szybowca z wyjątkiem skrzydła nazwano oporem szkodliwym.

Współczynnik oporu szkodliwego szybowca odniesiony jest do powierzchni nośnej "S", natomiast współczynniki oporu poszczególnych elementów szybowca, podawane w katalogach wyników pomiarów tunelowych, odniesione są do charakterystycznych powierzchni tych elementów "S_{char}".

Na przykład dla usterzenia powierzchnią charakterystyczną jest powierzchnia usterzenia (np. "S_H" dla usterzenia wysokości), dla kadłuba charakterystyczną jest powierzchnia przekroju poprzecznego itp.

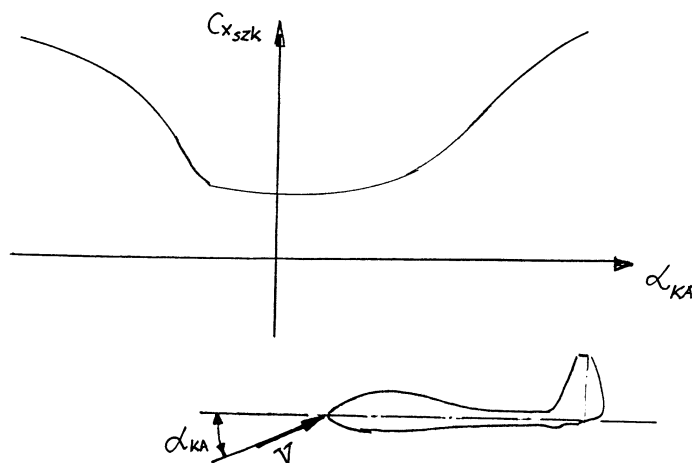
Współczynnik oporu szkodliwego szybowca wyrażony więc będzie zależnością:

$$Cx_{szk} = \frac{\sum_{i=1}^n Cx_{el} \cdot S_{char}}{S} \quad (6.1)$$

gdzie: Cx_{el} - jest współczynnikiem oporu elementu odniesionym do jego powierzchni charakterystycznej,

- sumowanie dotyczy wszystkich elementów oprócz skrzydła ($i=1,2,3 \dots n$).

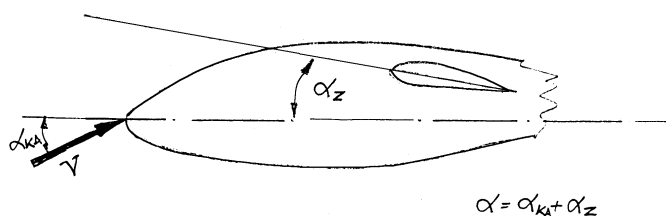
W katalogach wyników badań tunelowych opór poszczególnych elementów szybowca podawany jest jako wartość stała, podczas gdy badania w locie lub pomiary tunelowe modeli wskazują, że opór szkodliwy szybowca zmienia się wraz ze zmianą kąta natarcia. Wartość współczynnika oporu jest niska w okolicy małych kątów natarcia i wzrasta przy dodatnim lub ujemnym wzroście tegoż kąta " α_{KA} " (Rys.6.1), którym jest kąt zawarty pomiędzy kierunkiem strugi a umowną osią kadłuba (ciąciwą) do jakiej odniesiono wyniki pomiarów. tunelowych lub prób w locie.



Rys. 6.1 Zmiana współczynnika oporu szkodliwego z kątem natarcia kadłuba

Zając wielkość kąta zaklinowania skrzydła można odnieść współczynnik oporu szkodliwego do kąta natarcia skrzydła " α " (Rys.6.2)

$$\alpha = \alpha_{KA} + \alpha_Z \quad (6.2)$$



Rys. 6.2. Kąty natarcia kadłuba i skrzydła.

Ocena wielkości współczynnika oporu szkodliwego szybowca oparta na sumowaniu oporów poszczególnych elementów szybowca obarczona jest błędem popełnianym przy każdym wyrażeniu składowym sumy. Dlatego najkorzystniej jest posiadać wyniki pomiarów tunelowych na modelu projektowanego szybowca, co jednak z kolei jest bardzo drogie. Korzystnym wyjściem z sytuacji jest przyjęcie przebiegu oporu szkodliwego wraz z kątem natarcia na podstawie prób w locie innych szybowców o podobnym układzie sylwetki.

Jednym z podstawowych punktów programu próby szybowca w locie jest pomiar biegunowej prędkości, na podstawie której można wyznaczyć współczynniki aerodynamiczne szybowca "Cz" i "Cx" (patrz rozdział 6.2), wiążąc je z kątem natarcia " α ".

Mając policzone teoretycznie wielkości współczynnika oporu skrzydła dla poszczególnych kątów natarcia, można wyznaczyć opór szkodliwy z zależności:

$$Cx_{szk} = Cx_{szyb} - Cx_{skrz} \quad (6.3)$$

Mając do dyspozycji wyniki prób w locie kilku szybowców, można wyznaczyć dla nich przebiegi współczynnika oporu szkodliwego i na ich podstawie oszacować charakter przebiegu dla szybowca projektowanego.

6.1.2. Charakterystyka oporowa szybowca

Charakterystykę oporową szybowca (biegunową Lilienthala) przedstawia się w postaci zależności:

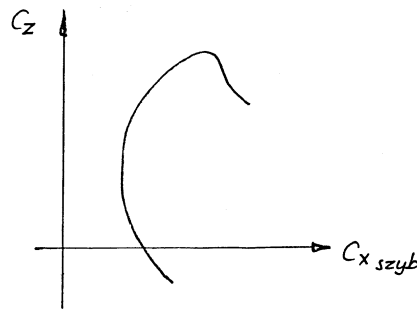
$$Cz = f(Cx_{szyb}) \quad (6.4)$$

Ponieważ elementem wytwarzającym siłę nośną jest zasadniczo płat nośny (wypór na kadłubie jest pomijalny) przeto $Cz_{szyb} = Cz$.

Współczynnik oporu szybowca jest sumą oporu skrzydła i oporu szkodliwego:

$$Cx_{szyb} = Cx_{skrz} + Cx_{szk} \quad (6.5)$$

Przebieg tej zależności pokazano na rys.6.3.



Rys.6.3. Charakterystyka oporowa szybowca

Algorytm obliczeń ujęto w tab.6.1.

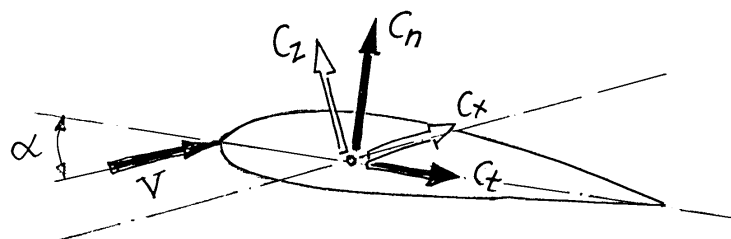


L.p.	Oznaczenie	Operacja
1	α_{KA}	
2	Cx_{szk}	
3	α	(1)+ α_Z
4	Cz	
5	Cx_{skrz}	
6	Cx_{szyb}	(2)+(5)

Tab. 6.1 Wyznaczanie charakterystyki oporowej szybowca

6.1.3. Współczynniki siły normalnej i stycznej

Zgodnie z zasadami aerodynamiki siłą nośną "Pz" nazwano składową siły aerodynamicznej działającą prostopadle do kierunku strugi powietrza, zaś siłą oporu nazwano składową równoległą do tejże strugi (Rys.6.4).



Rys.6.4. Współzależność współczynników aerodynamicznych

W przypadku analizy wytrzymałościowej lub przy rozpatrywaniu stateczności statycznej podłużnej interesują nas składowe siły aerodynamiczne skierowane:

- prostopadle do cięciwy (średniej cięciwy odniesienia), czyli siła normalna "Pn",
- stycznie do cięciwy, czyli siła styczna "Pt".

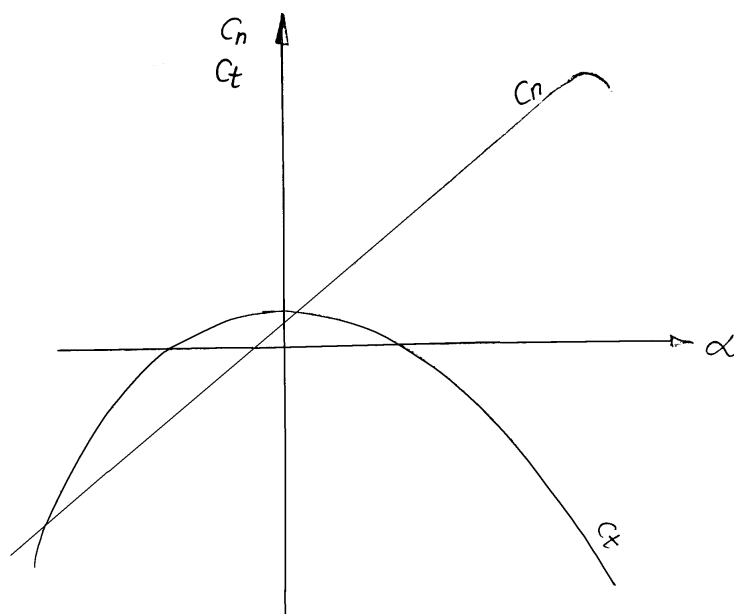
Siły te, podobnie jak siły Pz i Px określone są ich współczynnikami aerodynamicznymi Cn i Ct.

Zgodnie z rys. 6.4. zależności wiążące ze sobą współczynniki aerodynamiczne i kąt natarcia przedstawiają się następująco:

$$C_n = C_z \cos \alpha + C_x \sin \alpha \quad (6.6)$$

$$C_t = C_x \cos \alpha - C_z \sin \alpha \quad (6.7)$$

Przebieg zależności $C_n = f(\alpha)$ oraz $C_t = f(\alpha)$ podano na rysunku 6.5.



Rys. 6.5. Przebieg współczynników C_n i C_t w funkcji kąta natarcia

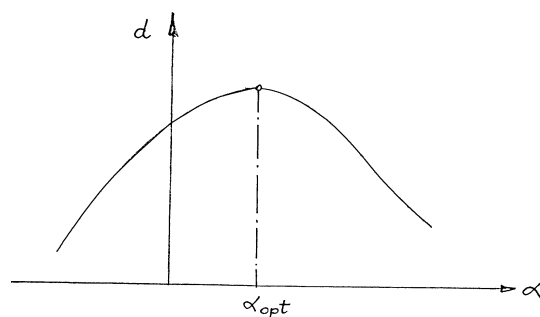
6.2. BIEGUNOWA PRĘDKOŚCI I OSIĄGI SZYBOWCA

Biegunową prędkości nazwano zależność prędkości opadania szybowca od prędkości po torze w locie ślizgowym.

Doskonałość szybowca jest stosunkiem współczynnika siły nośnej do współczynnika oporu:

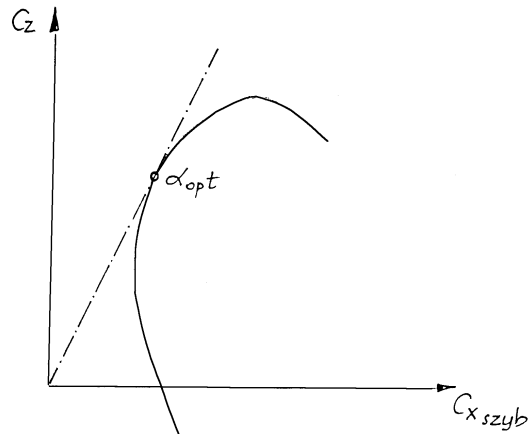
$$d = \frac{C_z}{C_{x_{szyb}}} \quad (6.8)$$

i jest ona funkcją kąta natarcia (Rys.6.6).



Rys. 6.6 Doskonałość w funkcji kąta natarcia

Maksymalna wartość doskonałości pojawia się przy kącie natarcia " α_{opt} ", określonym w układzie $C_z = f(C_x)$ przez styczną do charakterystyki oporowej szybowca wykreśloną z początku układu współrzędnych (Rys.6.7).



Rys.6.7 Sposób wyznaczania kąta " α_{opt} "

Prędkość lotu po torze:

$$V = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_z}} \quad (6.9)$$

gdzie:

g – przyspieszenie ziemskie

m - masa szybowca w locie

ρ – gęstość powietrza

Prędkość opadania:

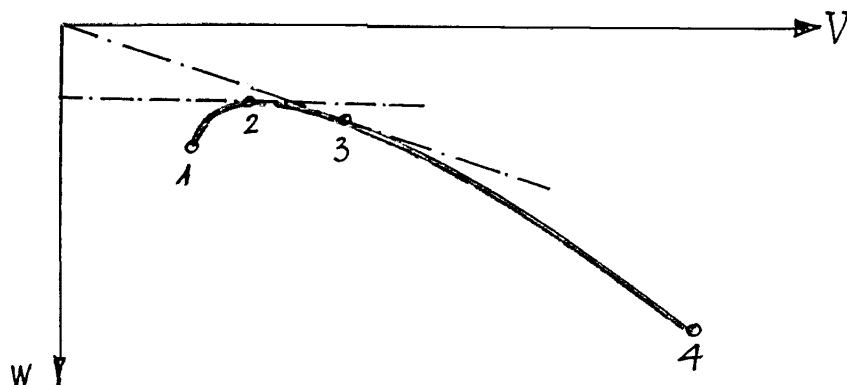
$$W = \frac{V}{d} \quad (6.10)$$

Podstawiając do zależności (6.10) wielkości (6.8) i (6.9) uzyskuje się:

$$W = \sqrt{\frac{2mg C_{x_{szyb}}}{\sigma S C_z^2}} \quad (6.11)$$

Biegunową prędkości szybowca wyznacza się dla lotu na poziomie morza ($H=0m$), zatem należy przyjąć $\sigma = \sigma_0$ wg danych atmosfery standard.

Kształt biegunowej prędkości szybowca przedstawiono na rys.6.8.



Rys. 6.8. Biegunowa prędkości szybowca

Biegunowa prędkości pozwala na określenie osiągnięć szybowca.

Punkt "1" (początek krzywej) oznacza wartość minimalnej prędkości lotu (przeciągnięcie). Punkt "2" (punkt styczności linii równoległej do osi "V" z biegunową) określa minimalną wartość

opadania szybowca. Punkt "3" (punkt styczności linii wychodzącej z początku układu współrzędnych z biegunową) określa prędkości odpowiadające maksymalnej doskonałości Punkt "4" podaje maksymalną prędkość lotu (koniec krzywej).

Wielkości podawane jako osiągi scharakteryzowano w postaci tabelarycznej (Tab.6.2.)

OSIĄGI	V [km/h]	w [m./s]
Prędkość minimalna		/
Minimalne opadanie		
Maksymalna doskonałość d=____ przy		
Prędkość maksymalna		/

Tab. 6.2 Osiągi szybowca

Algorytm obliczania biegunowej prędkości podano w tab.6.3, gdzie przez "B" określano stałą:

$$B = \sqrt{\frac{2mg}{\sigma S}} \quad (6.12)$$

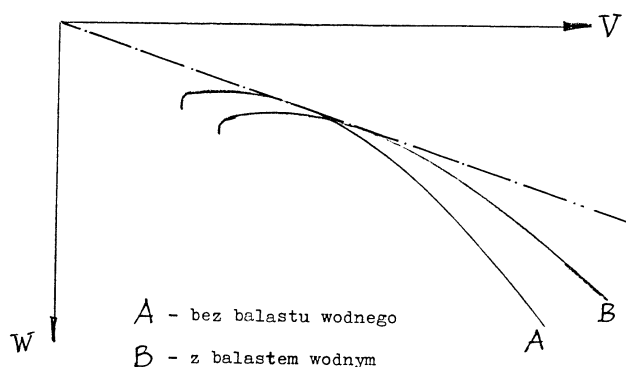


L.p.	Oznaczenie	Operacja	
1	α		
2	Cz		
3	Cx _{szyb}		
4		(2) ^{0.5}	
5	V [m./s]	B/4	
6	d	(2)/(3)	
7	W [m./s]	(5)/(7)	

Tab. 6.3. Obliczanie biegunowej prędkości

Szybowce zawodnicze z reguły wyposaża się w balast wodny, zwiększający obciążenie powierzchni nośnej. Biegunowe dla szybowca z wodą i bez wody różnią się ponieważ wartość stałej "B" jest większa dla lotu z balastem.

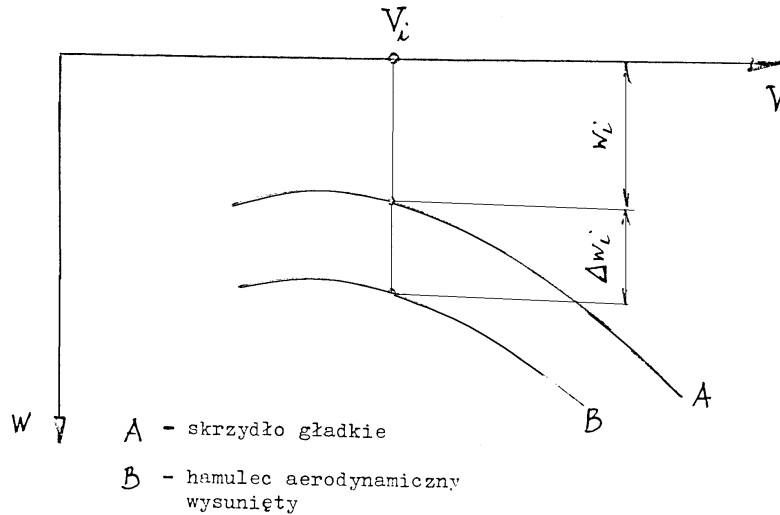
Układ biegunowych prędkości dla lotu z balastem wodnym i bez balastu podano na rys.6.9.



Rys. 6.9. Wpływ balastu wodnego na przebieg biegunowej prędkości

Otwarcie hamulca aerodynamicznego, powodujące znaczny przyrost oporu wywołuje w konsekwencji spadek doskonałości, a zatem przyrost prędkości opadania, przy danej prędkości lotu.

Układ biegunowych prędkości dla lotu bez hamulca i z wysuniętym hamulcem aerodynamicznym podano na rys.6.10 gdzie dla rozpatrywanej prędkości lotu " V_i " prędkość opadania " w_i " doznaje, w wyniku wysunięcia hamulca, przyrostu o wielkość " Δw_i ".



Rys. 6.10. Wpływ wysuniętego hamulca aerodynamicznego na przebieg biegunowej prędkości

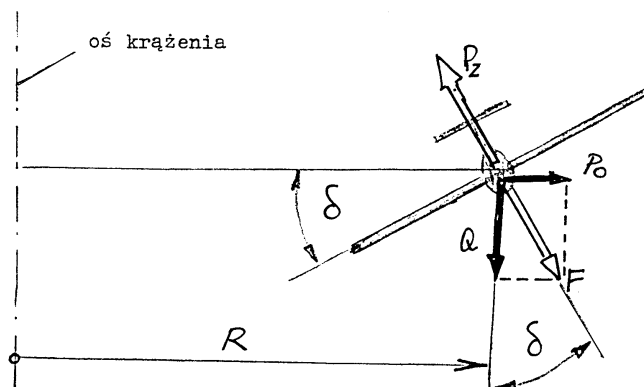
6.3. BIEGUNOWA KRAŻENIA I CHARAKTERYSTYKA SZYBOWCA W KOMINIE TERMICZNYM

6.3.1. Biegunowa krążenia

Szybowiec krąży z przechyleniem o kąt " δ " zapewniającym warunek równowagi (Rys.6.11):

$$P_z = F \quad (6.13)$$

gdzie siła F jest wypadkową siły ciężkości $Q = m \cdot g$ oraz siły odśrodkowej $P_o = m \cdot \frac{V^2}{R}$



Rys. 6.11 Szybowiec w krążeniu

Z warunku równowagi sił w kierunku osi pionowej wynika:

$$P_z \cdot \cos \delta = Q \quad (6.14)$$

gdzie:

$$P_z = \frac{1}{2} \rho V_\delta^2 S \quad (6.15)$$

$$Q = mg \quad (6.16)$$

Indeks " δ " przy prędkości zastosowano dla zwrócenia uwagi, iż jest to prędkość podczas krążenia. Wstawienie (6.15) i (6.16) do (6.14) prowadzi do zależności:

$$\frac{1}{2} \rho V_{\delta}^2 S C_z \cos \delta = mg \quad (6.17)$$

Łatwo zauważyć iż ciężar szybowca równoważony jest przez siłę aerodynamiczną o współczynniku siły nośnej pomniejszonym o cosinus kąta przechylenia, a zatem współczynnik siły "niosącej" ciężar szybowca w krążeniu:

$$C_{z_{\delta}} = C_z \cos \delta \quad (6.18)$$

Z zależności (6.17) wynika wartość prędkości lotu w krążeniu:

$$V_{\delta} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_z \cos \delta}} \quad (6.19)$$

Porównanie zależności (6.19) z zależnością (6.9) prowadzi do zależności:

$$V_{\delta} = \frac{V}{\sqrt{\cos \delta}} \quad (6.20)$$

gdzie "V" jest prędkością lotu prostoliniowego (bez przechylenia). Opór szybowca nie zależy od przechylenia, wobec czego:

$$C_{x_{\delta}} = C_x \quad (6.21)$$

Korzystając z zapisów (6.19) i (6.21) można określić doskonałość szybowca w krążeniu:

$$d_{\delta} = \frac{C_{z_{\delta}}}{C_{x_{\delta}}} = \frac{C_z \cos \delta}{C_x} = d \cdot \cos \delta \quad (6.22)$$

gdzie "d" jest doskonałością szybowca w locie bez krążenia. Prędkość opadania w krążeniu:

$$W_{\delta} = \frac{V_{\delta}}{d_{\delta}} = \frac{V}{\sqrt{\cos \delta} \cdot d \cos \delta} = \frac{W}{\sqrt{\cos^3 \delta}} \quad (6.23)$$

Z rysunku 6.11 wynika iż:

$$\operatorname{tg} \delta = \frac{P_0}{Q} = \frac{m \frac{V_{\delta}^2}{R}}{mg} = \frac{V_{\delta}^2}{gR} \quad (6.24)$$

gdzie "R" jest promieniem krążenia.

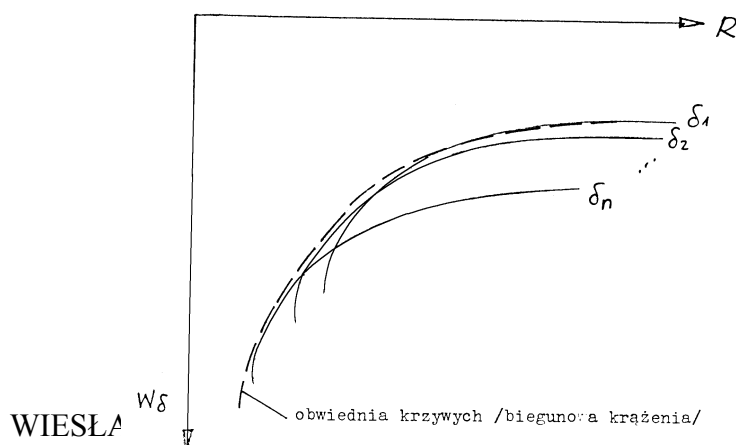
Biegunową krążenia nazwano zależność prędkości opadania szybowca w krążeniu " w_{δ} " od promienia krążenia "R", przy stałe zmieniającym się kącie przechylenia (wraz z promieniem). Podstawą wyznaczenia biegunowej krążenia jest biegunowa prędkości szybowca w locie ślizgowym. Algorytm obliczeń przedstawia się następująco:

Dla założonego kąta przechylenia ($\delta = \text{const}$) dla rozpatrywanego promienia "R" z zależności (6.24) należy wyznaczyć wielkość " V_{δ} ". Następnie z zależności (6.20) należy określić "V". Dla tego "V" należy odczytać z biegunowej prędkości opadanie szybowca w locie ślizgowym "w" i wstawić je do zależności (6.23) aby otrzymać wielkość " w_{δ} ".

Całość operacji należy powtórzyć dla innych wartości promienia krążenia "R". W wyniku uzyska się krzywą: $w_{\delta} = f(R)$ dla ustalonego kąta przechylenia " δ ".

Następnie należy założyć inny kąt przechylenia i dla niego powtórzyć operację wyznaczając drugą i dalsze krzywe $w_{\delta} = f(R)$. Operację należy przeprowadzić dla kątów $\delta = \delta_1, \delta_2, \dots, \delta_n$ celem uzyskania pęku krzywych.

Obwiednia tego pęku jest biegunową krążenia szybowca. Na tej obwiedni oczywiście dla każdego promienia "R" występuje inna wartość kąta przechylenia " δ ". Schematycznie biegunową krążenia



towaniu szybowców"

przedstawiono na rys.6.12.

Rys.6.12. Biegunowa krążenia

Tabelaryczny układ algorytmu obliczeniowego dla jednej krzywej z pęku ($dla = const$) przedstawiono w tab.6.4.



Arkusz Microsoft
Excel

L.p.	Oznaczenie	Operacja	1	2		n
1	δ_1					
2	R					
3	$\text{tg } \delta_1$					
4	$\text{tg } \delta_1 * g$	(3)*9.81				
5		(2)*(4)				
6	V_δ	(5)^0,5				
7	$\cos \delta_1$					
8	$(\cos \delta_1)^{0,5}$	(7)^0,5				
9	V	(6)*(8)				
10	W	z biegunowej prędkości				
11	$\cos^3 \delta_1$	(7)^3				
12	$(\cos^3 \delta_1)^{0,5}$	(11)^0,5				
13	W_δ	(10)*(12)				

Tab. 6.4 Algorytm wyznaczania biegunowej krążenia

6.3.2. Charakterystyka szybowca w kominie termicznym

0 zdolności, szybowca do wznoszenia się w kominie termicznym decydują:

- biegunowa krążenia,
- charakterystyka komina termicznego.

Nałożenie na siebie biegunowej krążenia i charakterystyki komina pozwala wnioskować o zachowaniu się szybowca w kominie.

Kominem termicznym nazwano obszar wznoszącego się powietrza. Zakłada się iż jest on walcem o promieniu "R" w którym powietrze wznosi się z prędkością określoną przez jej profil wzdłuż promienia komina.

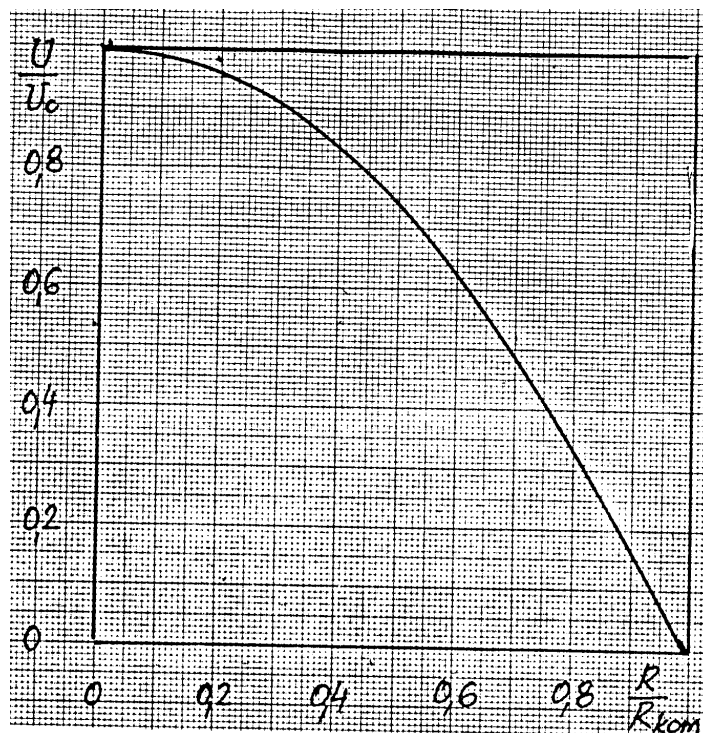
Kształt komina termicznego (profil prędkości wznoszenia się powietrza w kominie) nie jest jeszcze dzisiaj dokładnie znany. Dotychczasowe badania wskazują na duże zróżnicowanie tychże profili. Jednakże dla celów technicznych, gdzie chodzi nam, o porównanie własności kolejnych rozpatrywanych wariantów projektowanego szybowca przyjęcie jednego ustalonego, wzorcowego profilu rozkładu "noszeń" w kominie, prowadzi do założonego celu.

Najczęściej przyjmuje się rozkład:

$$\frac{U}{U_c} = 1 - \left(\frac{R}{R_{kom}} \right)^2 \quad (6.25)$$

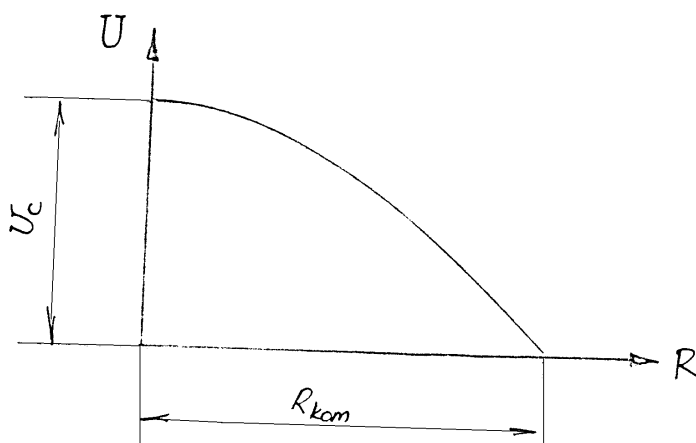
gdzie: U_c - prędkość prądu pionowego w kominie w centrum ($R=0$)

Przebieg zależności (6.25) podano wykreślnie (Rys.6.13)



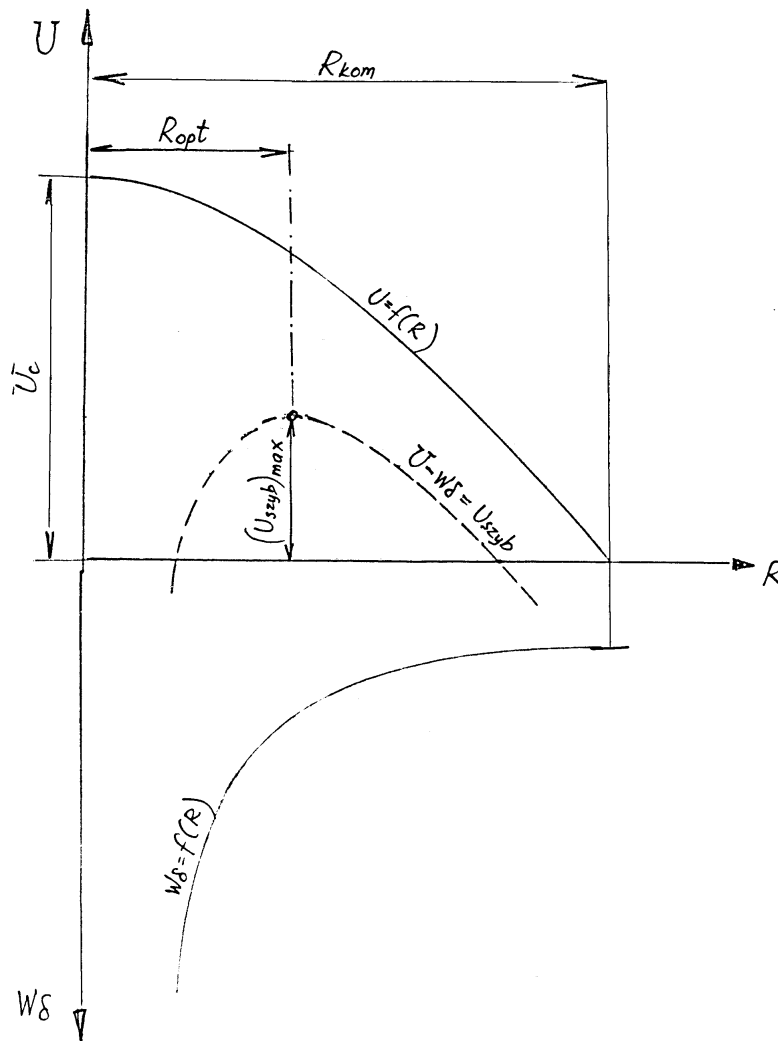
Rys.6.13 Przebieg funkcji prędkości wznoszenia się powietrzaw kominie termicznym

Zakładając różne intensywności komina (wartości wznoszenia się powietrza w centrum) uzyskuje się profile prędkości dla danej intensywności komina o promieniu " R_{kom} ", czyli zależność: $U = f(R)$ pokazaną na rys.6.14.



Rys.6.14 Profil wznoszenia się powietrza w kominie o intensywności U_c

Nałożenie na siebie zależności: $U = f(R)$ oraz $W_{\delta} = f(R)$ pokazane na rys.6.15, pozwala na znalezienie wielkości wznoszenia się szybowca w kominie w zależności od promienia krążenia.



Rys. 6.15. Charakterystyka szybowca w krążeniu

Przez odjęcie rzędnych biegunowej krążenia od rzędnych profilu prędkości wznoszenia się powietrza w kominie dla zadanego promienia "R" i wykonanie tej operacji dla kolejnych promieni prowadzi do krzywej:

$$U_{szyb} = U - w_{\delta} \quad (6.26)$$

która określa wznoszenie się szybowca w kominie termicznym o zadanej intensywności w centrum komina " U_C ".

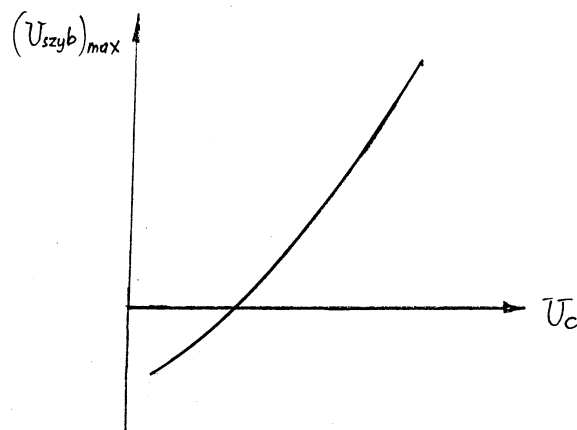
Jak widać z rys. 6.15, maksymalna wartość wznoszenia się szybowca w kominie pojawia się dla optymalnego promienia krążenia " R_{opt} ".

Jeżeli profil prędkości w kominie zostanie standaryzowany, oczywistym jest, że zdolność szybowca do wznoszenia się zależy jedynie od biegunowej krążenia, a na jej kształt ma wpływ konstruktor przez odpowiedni dobór parametrów szybowca.

Jeżeli krzywe $U = f(R)$ oraz $W_{\delta} = f(R)$ zostaną wyrażone analitycznie, wyznaczenie krzywej

$$U_{szyb} = f(R) \text{ można zaprogramować na komputer.}$$

Wynik obliczeń w postaci krzywej $(U_{szyb})_{max} = f(U_C)$ czyli maksymalnego wznoszenia się szybowca w kominie w funkcji jego intensywności pokazano schematycznie na rys.6.16.



Rys. 6.16 Maksymalne wznoszenie się szybowca w kominie w zależności od intensywności komina

Dla kominów o niskiej intensywności krzywa $U_{szyb} = f(R)$ może zejść poniżej poziomu osi "R" i wówczas $(U_{szyb})_{max}$ może mieć wartość ujemną. Nie ma wówczas wznoszenia w kominie, lecz opadanie i komina szybowiec nie potrafi wykorzystać.

6.4. SKUTECZNOŚĆ HAMULCA AERODYNAMICZNEGO

6.4.1. Podejście do lądowania

Zadaniem hamulca aerodynamicznego jest ułatwienie podejścia do lądowania przez odpowiednie ustalenie kąta toru schodzenia. Wymaga się aby doskonałość szybowca przy prędkości podejścia $V_{pod} = 1.3V_S$, (gdzie "V" jest prędkością przeciągnięcia szybowca) zredukowana działaniem hamulca aerodynamicznego nie była większa niż $d_{ham} = 7$.

Przy maksymalnej masie szybowca w locie "m" wartość współczynnika siły nośnej wynosi:

$$C_z = \frac{2mg}{\rho S V_{pod}^2} \quad (6.27)$$

i odpowiada mu wielkość współczynnika: oporu szybowca (Rys.6.7): Cx_{szyb} .

Wysunięty hamulec aerodynamiczny stwarza dodatkowy opór wyrażony współczynnikiem: Cx_h (wg zależności 4.26), powodując, że całkowity współczynnik oporu szybowca z wysuniętym hamulcem aerodynamicznym wynosi:

$$(Cx_{szyb})_h = Cx_{szyb} + Cx_h \quad (6.28)$$

Doskonałość szybowca w locie z wysuniętym hamulcem aerodynamicznym wynosi:

$$d_{ham} = \frac{C_z}{(Cx_{szyb})_h} \quad (6.29)$$

Jeżeli d jest wyższa niż 7, wówczas zachodzi konieczność powiększenia powierzchni płyty hamulca zgodnie z zależnością (4.26), aby, uzyskać wzrost wartości Cx_h .

6.4.2. Ograniczenie maksymalnej prędkości lotu nurkowego

Drugim zadaniem hamulca aerodynamicznego jest ograniczenie maksymalnej wartości prędkości lotu nurkowego do wielkości V_{NE} (gdzie " V_{NE} " jest maksymalną dopuszczalną prędkością lotu szybowca, przy torze nachylonym pod kątem " γ " (Rys.6.17). Wielkość kąta nachylenia toru lotu nurkowego wynosi:

$\gamma = 45^\circ$ dla szybowców dopuszczonych do lotów chmurowych oraz wykonywania akrobacji,

$\gamma = 30^\circ$ w innych przypadkach.

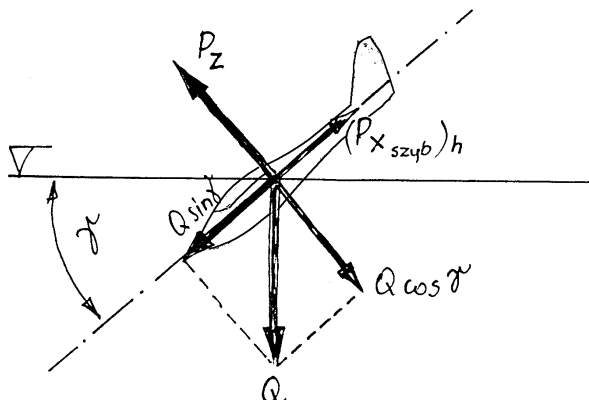
Z warunku równowagi sił wzdłuż toru lotu wynika:

$$Q \sin \gamma = (P_{x_{szyb}})_h = (C_{x_{szyb}} + C_{x_h}) q_{NE} S \quad (6.30)$$

a ponieważ $Q = mg$ oraz $q_{NE} = \frac{1}{2} \rho V_{NE}^2$, wymagana wartość współczynnika oporu hamulca wynosi:

$$C_{x_h} = \frac{mg \sin \gamma - C_{x_{szyb}} \frac{\rho}{2} V_{NE}^2 S}{\frac{\rho}{2} V_{NE}^2 S} \quad (6.31)$$

i należy ją dobrać wg zależności (4.26).



Rys. 6.17 Lot nurkowy

7. RÓWNOWAGA PODŁUŻNA

7.1 WSPÓLCZYNNIK MOMENTU POCHYLAJĄCEGO KADŁUB

Współczynnik momentu pochylającego kadłub względem punktu leżącego w 25 % średniej cięciwy odniesienia skrzydła wynosi:

$$Cm_K = Cm_{oK} + Cz \cdot \Delta x_K \cdot \frac{1}{l_o} \quad (7.1)$$

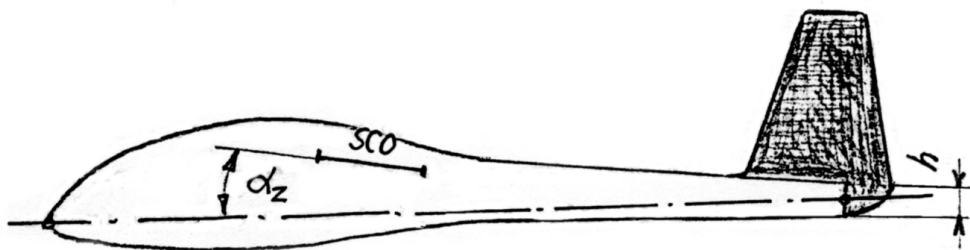
gdzie Cm_{oK} jest współczynnikiem momentu pochylającego kadłub dla współczynnika siły nośnej skrzydła $Cz = 0$, a „ Δx_K ” jest przesunięciem punktu przyłożenia siły nośnej na skrzydle względem punktu 25 % średniej cięciwy odniesienia wywołanym obecnością kadłuba.

Współczynnik Cm zależy od kąta zaklinowania skrzydła α_z względem linii zerowej nośności kadłuba. Jeżeli nie dysponuje się wynikami badań tunelowych modelu szybowca projektowanego, należy przyjąć że:

linia zerowej nośności kadłuba jest prostą łączącą czubek nosa kadłuba, z punktem leżącym w połowie wysokości kadłuba na końcu (Rys. 7.1 wielkość $\frac{1}{2} h$), współczynnik Cm_{oK} określony jest przybliżoną zależnością:

$$Cm_{oK} = -0,108 \cdot \alpha_z \quad (7.2)$$

gdzie α_z należy wstawić w radianach.

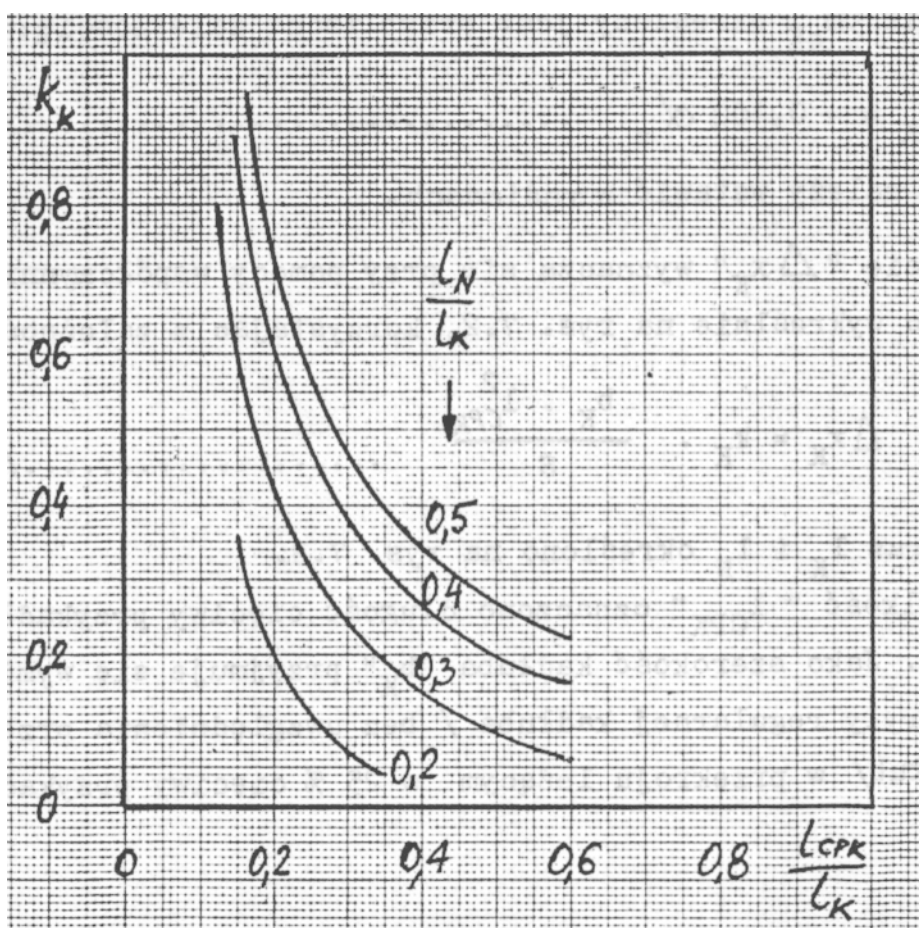


Rys. 7.1 Dane geometryczne kadłuba

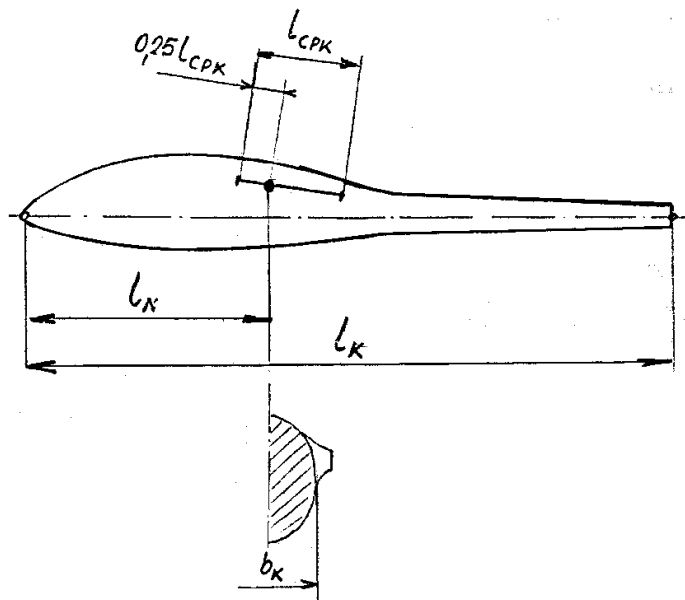
Przesunięcie „ Δx_K ” wyznacza się przy pomocy współczynnika „ k_K ” podanego wykreślnie na rys. 7.2, korzystając z zależności

$$\Delta x_K = k_K \cdot \frac{b_K \cdot l_{CPK}^2}{S} \quad (7.3)$$

gdzie: b_K oraz l_K i l_N określono na rys. 7.3. Przez wielkość „ l_{CPK} ” oznaczono długość cięciwy przykadłubowej skrzydła. Jako szerokość kadłuba „ b_K ” przyjmuje się wymiar szerokości bryły regularnej kadłuba (bez uwzględnienia przejścia skrzydło – kadłub) w przekroju leżącym w 25 % cięciwy przykadłubowej (rys.7.3).



Rys. 7.2. Określenie współczynnika k_K



Rys. 7.3 Dane geometryczne dla określenia współczynnika k_K

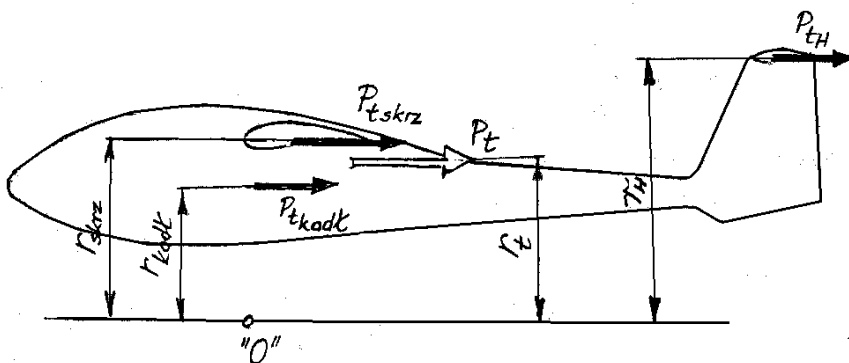
7.2. WSPÓŁCZYNNIK MOMENTU POCHYLAJĄCEGO SZYBOWIEC BEZ SIŁY NA USTERZENIU WYSOKOŚCI

Dla wyznaczenia momentu pochylającego szybowiec bez siły na usterzeniu wysokości wygodnie jest najpierw znaleźć wartość i położenie wypadkowej siły stycznej szybowca.

Zakładając, że siła styczna skrzydła P_{tskrz} jest zaczepiona na średniej cięciwie odniesienia skrzydła, siła styczna kadłuba, $P_{tkadł} = P_{xkadł}$ zaczepiona jest w środku ciężkości bryły kadłuba, oraz siła styczna usterzenia wysokości $P_{tH} = P_{xH}$ jest zaczepiona na cięciwie usterzenia (Rys. 7.4) można wyznaczyć położenie siły wypadkowej względem dowolnego punktu „O”, po wyznaczeniu ramion poszczególnych sił: r_{skrz} , $r_{kadł}$, r_H , korzystając z zależności:

$$r_t = \frac{P_{tskrz} \cdot r_{skrz} + P_{tkadł} \cdot r_{kadł} + P_{tH} \cdot r_H}{P_{tskrz} + P_{tkadł} + P_{tH}} \quad (7.4)$$

$$P_t = P_{tskrz} + P_{tkadł} + P_{tH}$$



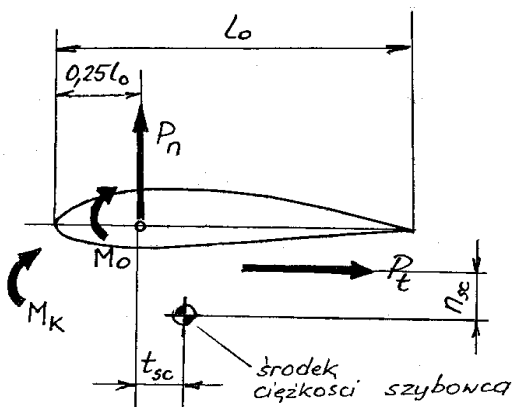
Rys. 7.4 Położenie wypadkowej siły stycznej szybowca

Wypadkowa siła styczna szybowca:

$$P_t = P_{tskrz} + P_{tkadł} + P_{tH} \quad (7.5)$$

a jej współczynnik wynosi C_t .

Układ sił i momentów działających na szybowiec przedstawiono na rysunku 7.5.



Rys. 7.5 Układ sił i momentów

Moment pochylający działający na szybowiec względem środka ciężkości szybowca wynosi:

$$M_{bu} = M_k + M_o + P_n \cdot t_{sc} + P_t \cdot n_{sc} \quad (7.6)$$

gdzie „ M_o ” jest momentem pochylającym skrzydła względem punktu leżącego w 25 % średniej cięciwy odniesienia skrzydła.

W zależności (7.6) nie wzięto pod uwagę siły normalnej na usterzeniu wysokości „ P_H ”, dlatego moment ten nazwano momentem „bez siły na usterzeniu wysokości”.

Warto pamiętać iż przy układaniu równania (7.6) przyjęto, iż jako moment dodatni uważa się moment zadzierający, jako ujemny traktuje się moment pochylający.

Dzieląc obustronnie zależność (7.6) przez $0.5 \rho V^2 S l_o$ uzyskuje się współczynnik momentu pochylającego szybowiec bez siły na usterzeniu wysokości:

$$Cm_{bu} = Cm_k + Cm_o + Cn \cdot \frac{t_{sc}}{l_o} + Ct \cdot \frac{n_{sc}}{l_o} \quad (7.7)$$

gdzie zgodnie z zależnością (7.1); przy założeniu że $Cz = Cn$ zależność (7.7) można zapisać jako:

$$Cm_{bu} = Cm_{oK} + Cm_o + Cn \left(\frac{t_{sc}}{l_o} + \frac{\Delta x_K}{l_o} \right) + Ct \cdot \frac{n_{sc}}{l_o} \quad (7.8)$$

Wprowadzając oznaczenia:

$$\frac{t_{sc}}{l_o} = t, \quad \frac{n_{sc}}{l_o} = n, \quad \frac{\Delta x_K}{l_o} = \Delta t$$

równanie (7.8) przybiera postać:

$$Cm_{bu} = Cm_{oK} + Cm_o + Cn \cdot (t + \Delta t) + Ct \frac{n_{sc}}{l_o} \quad (7.9)$$

Jak widać z rysunku 7.5. współczynnik „ Cm_{bu} ” wyznaczany jest dla momentu obliczanego względem środka ciężkości szybowca, który w locie przybiera różne położenia w zależności od stanu załadowania. Dlatego wielkość „ Cm_{bu} ” należy wyznaczyć dla obliczeniowych położań środka ciężkości szybowca w locie (patrz tablica 2.3).

Algorytm wyznaczania współczynnika „ Cm_{bu} ” podano w tablicy 7.1. Obliczenie należy powtórzyć dla wszystkich obliczeniowych położań środka ciężkości szybowca w locie. W tym celu wygodnie jest przygotować uprzednio zestawienie danych (Tab.7.2).

Charakter przebiegu krzywych $Cm_{bu} = f(\alpha)$ dla różnych położań środka ciężkości szybowca w locie podano na wykresie (Rys.7.6). Dla celów obliczeniowych wygodniejszą może być forma wykreślenia zależności $Cm_{bu} = f(Cz)$, przy wykorzystaniu zależności $Cz = f(\alpha)$

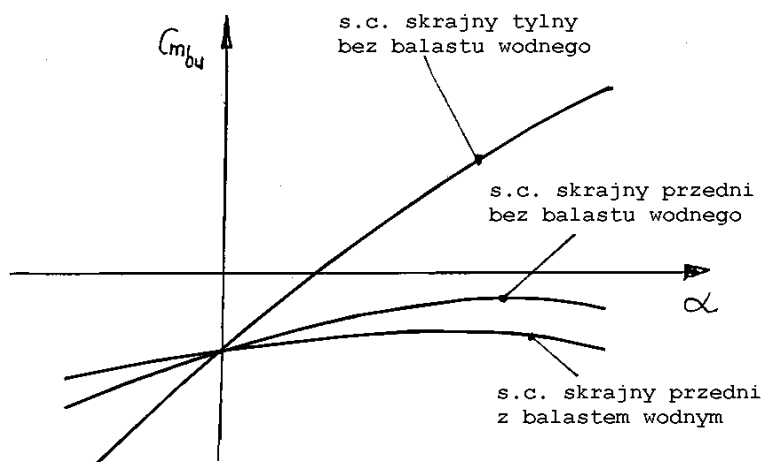
Tab. 7.1 Algorytm obliczania współczynnika „ $C_{m_{bu}}$ ”



L.p.	Oznaczenie	Operacja						
1.	α							
2.	C_n							
3.	C_t							
4.	t_{sc}							
5.	n_{sc}							
6.	Δx_K							
7.	C_{m_0}							
8.	$C_{m_{0K}}$							
9.	t	4. / l_0						
10.	Δt	6. / l_0						
11.	n	5. / l_0						
12.	$t + \Delta t$	9. + 10.						
13.		2. * 12.						
14.		3. * 11.						
15.		7. + 8.						
16.	$C_{m_{bu}}$	13. + 14. + 15.						

Tab. 7.2 Zestawienie danych do obliczeń współczynnika „ $C_{m_{bu}}$ ”

Wielkość	Położenie środka ciężkości		
t_{sc}			
n_{sc}			
$t = t_{sc} / l_0$			
$n = n_{sc} / l_0$			
Δx_K			
$\Delta t = \Delta x_K / l_0$			
$t + \Delta t$			
C_{m_0}			
$C_{m_{0K}}$			



Rys. 7.6 Zależność $C_{m_{bu}} = f(\alpha)$

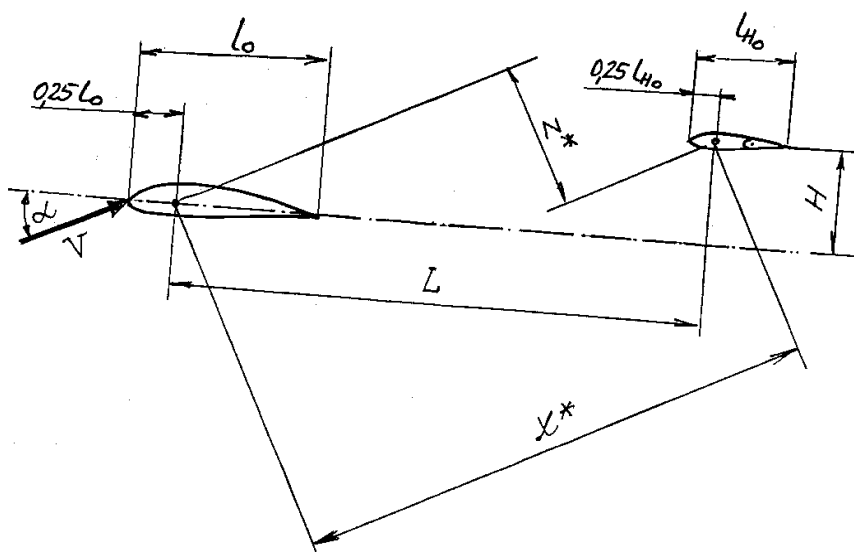
KĄT ODCHYLENIA STRUG

Struga spływająca ze skrzydła i atakująca usterzenie wysokości ulega odchyleniu względem kierunku napływu na skrzydło (Rys. 7.7).



Rys. 7.7 Kąt odchylenia strug za skrzydłem

Kąt odchylenia zmienia się wraz z kątem natarcia (wielkość współczynnika siły nośnej C_z) i wraz z odległością od usterzenia (Rys. 7.8).

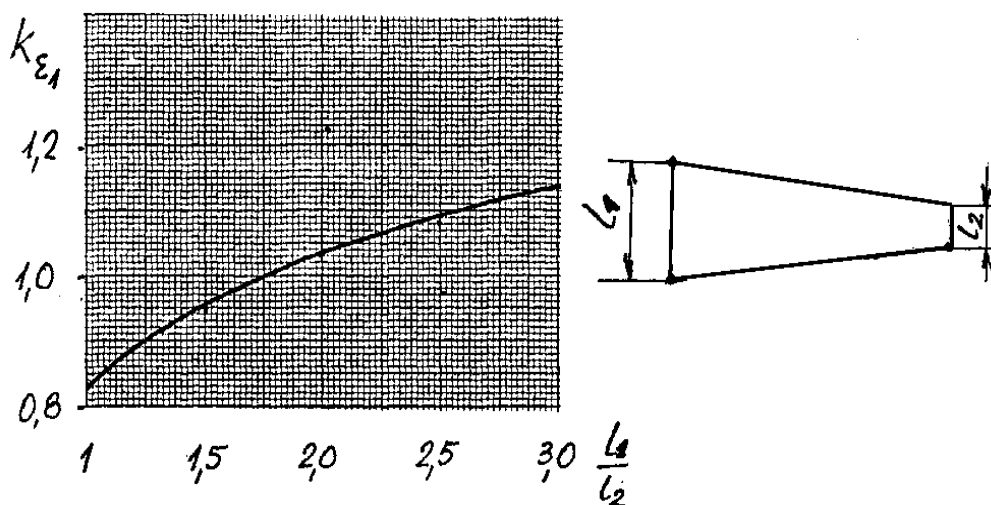


Rys. 7.8 Parametry kąta odchylenia strug za skrzydłem w okolicy usterzenia wysokości

Wielkość kąta odchylenia strugi w radianach określona jest zależnością:

$$\varepsilon = \frac{2 \cdot C_z}{\Pi \cdot \lambda} \cdot k_{\varepsilon 1} \cdot k_{\varepsilon 2} \quad (7.10)$$

Współczynnik „ $k_{\varepsilon 1}$ ” ujmuje wpływ kształtu skrzydła i dla obrysu trapezowego jego wartość podano na rys. 7.9.



Rys. 7.9 Wartość współczynnika $k_{\varepsilon 1}$. Zależność analityczna

$$k_{\varepsilon 1} = -0,0557576 \cdot \left(\frac{l_1}{l_2} \right)^2 + 0,371697 \frac{l_1}{l_2} + 0,516757$$

Współczynnik „ $k_{\varepsilon 2}$ ” ujmuje odległość usterzenia wysokości od skrzydła i jego wartość podano na rys. 7.10 w uzależnieniu od parametrów:

$$\begin{aligned} x^* &= L \cdot \cos \alpha - H \cdot \sin \alpha \\ z^* &= H \cdot \cos \alpha + L \cdot \sin \alpha \end{aligned} \quad (7.11)$$

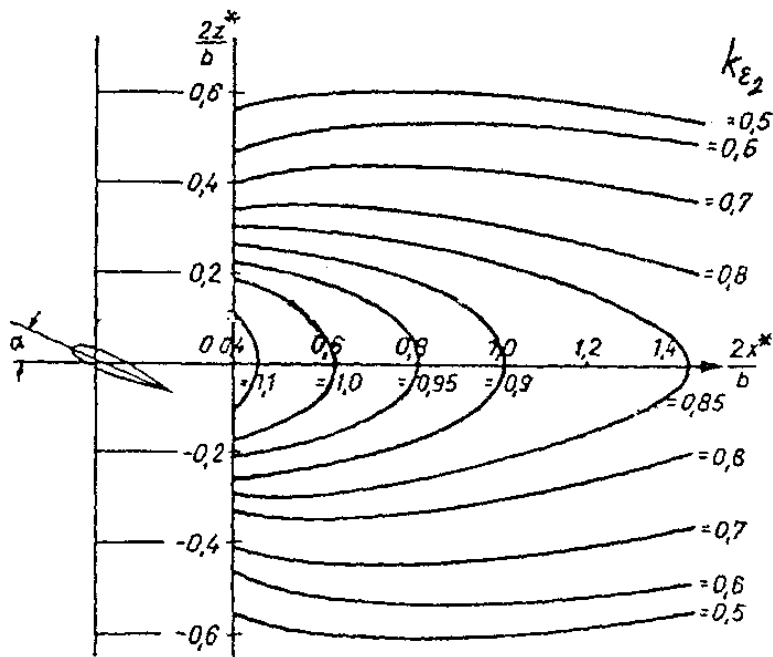
w postaci zależności:

$$k_{\varepsilon 2} = f\left(\frac{2x^*}{b}, \frac{2z^*}{b}\right)$$

gdzie w wyżej podanych zależnościach:

b – rozpiętość płata nośnego

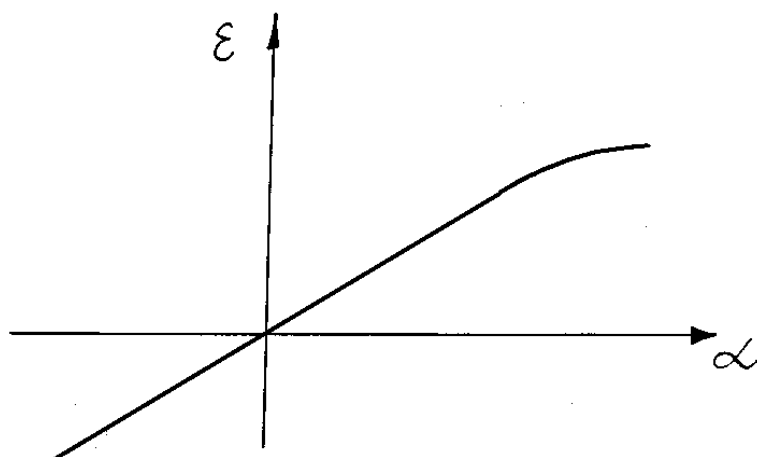
λ – wydłużenie płata nośnego.



Rys. 7.10 Wartość współczynnika k_{ϵ_2}

Algorytm obliczania kąta odchylenia strug za skrzydłem w okolicy usterzenia wysokości podano w tablicy (Tab. 7.3)

Charakter przebiegu zależności $\epsilon = f(\alpha)$ przedstawiono na rys. 7.11



Rys. 7.11 Charakter przebiegu $\epsilon = f(\alpha)$

Podobnie jak w przypadku współczynnika momentu pochylającego szybowiec bez siły na usterzeniu wysokości, dla celów obliczeniowych wygodniejszym może być sporządzenie wykresu $\epsilon = f(C_z)$.

Tab. 7.3 Wyznaczanie kąta odchylenia strug



Lp.	Oznaczenie	Operacja							
1.	α								

2.	$\sin \alpha$								
3.	$\cos \alpha$								
4.	$L^* \sin \alpha$	$L^* 2.$							
5.	$L^* \cos \alpha$	$L^* 3.$							
6.	$H^* \sin \alpha$	$H^* 2.$							
7.	$H^* \cos \alpha$	$H^* 3.$							
8.	x^*	$5. - 6.$							
9.	z^*	$7. + 4.$							
10.	$2x^*/b$	$2/b^* 8.$							
11.	$2z^*/b$	$2/b^* 9.$							
12.	$k_{2\varepsilon}$								
13.	l_1/l_2								
14.	$k_{1\varepsilon}$								
15.	$k_{1\varepsilon} \cdot k_{2\varepsilon}$	$14. \cdot 12.$							
16.	Cz								
17.	$(2/\Pi\lambda) \cdot Cz$	$2/\Pi\lambda^* 16.$							
18.	$\varepsilon [\text{rad}]$	$15. \cdot 17.$							

WYCHYLENIA STERU WYSOKOŚCI W STANACH RÓWNOWAGI

W stanach równowagi podłużnej moment pochylający szybowiec bez siły na usterzeniu wysokości jest kompensowany momentem pochodzącym od siły na usterzeniu wysokości działającą na ramieniu L_H względem środka ciężkości szybowca:

$$M_{bu} = P_H \cdot L_H \quad (7.12)$$

Zależność (7.12) po rozpisaniu elementów składowych wyrażen na moment i siłę przybiera postać:

$$Cm_{bu} \cdot S \cdot q \cdot l_o = \frac{dCz}{d\alpha_H} \cdot \alpha_H \cdot S_H \cdot q_H \cdot L_H \quad (7.13)$$

W szybowcu, gdzie brak jest strumienia zaśmigłowego $q_H = q$ i wówczas z równania (7.13) wynika:

$$\alpha_H = \frac{Cm_{bu} \cdot S \cdot l_o}{\frac{dCz}{d\alpha_H} \cdot S_H \cdot L_H} \quad (7.14)$$

Wprowadzając oznaczenie:

$$\chi_H = \frac{S_H \cdot L_H}{S \cdot L} \quad (7.15)$$

uzyskuje się wyrażenie (7.14) w postaci:

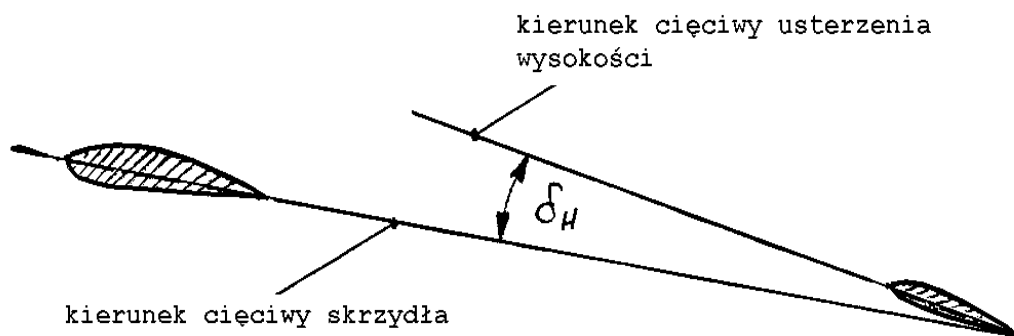
$$\alpha_H = \frac{Cm_{bu}}{\frac{dCz_H}{d\alpha_H} \cdot \chi_H} \quad (7.16)$$

Wielkość „ χ_H ” nazwano „współczynnikiem objętościowym usterzenia wysokości” i jest ona poprzez wielkość „ L_H ” zależna od położenia środka ciężkości szybowca w locie. Również wielkość „ Cm_{bu} ” zależy od położenia środka ciężkości w locie.

Zatem wielkość kąta natarcia na usterzeniu α_H dla uzyskania stanu równowagi podłużnej szybowca jest funkcją położenia środka ciężkości. Z drugiej strony wiadomo, że kąt na usterzeniu wysokości jest sumą kąta natarcia skrzydła i kąta odchylenia strugi za skrzydłem. Ponadto usterzenie wysokości z reguły jest zaklinowane względem skrzydła o kąt „zaklinowania” „ δ_H ” (Rys.7.12). Wychylenie steru wysokości o kąt „ β_H ” wywołuje przyrost kąta natarcia na usterzeniu o wielkość „ $\Delta\alpha_H$ ” (zależność 4.32).

Wynikowy kąt natarcia na usterzeniu wysokości:

$$\alpha_H = \alpha - \varepsilon + \delta_H + \Delta\alpha_H \quad (7.17)$$



Rys. 7.12 Kąt zaklinowania usterzenia wysokości względem skrzydła

Po uwzględnieniu zależności (4.32) i (7.16) równanie (7.17) przybierze postać:

$$\frac{Cm_{bu}}{\frac{dCz_H}{d\alpha_H} \chi_H} = \alpha - \varepsilon + \delta_H + \frac{d\alpha_H}{d\beta_H} k_\beta \cdot \beta_H \quad (7.18)$$

Z zależności (7.18) wynika wielkość kąta wychylenia steru wysokości zapewniającego stan równowagi podłużnej. Oznaczając to wychylenie przez „ β_{Hr} ” uzyskuje się:

$$\beta_{Hr} = \frac{1}{k_\beta \cdot \frac{d\alpha_H}{d\beta_H}} \left(\frac{Cm_{bu}}{\frac{dCz_H}{d\alpha_H} \cdot \chi_H} - \alpha + \varepsilon - \delta_H \right) \quad (7.19)$$

W zależności (7.19) występuje wielkość

„ Cm_{bu} ” oraz „ χ_H ”. Obie są zależne od położenia środka ciężkości.. Obliczenia kąta „ β_{Hr} ” należy przeprowadzić dla każdego z obliczeniowych położen środka ciężkości w locie.

Ponadto wartość współczynnika „ k_β ” zależy od kąta „ β_H ”, zatem rachunek wymaga kolejnych przybliżeń, dla każdego kąta wychylenia steru wysokości.

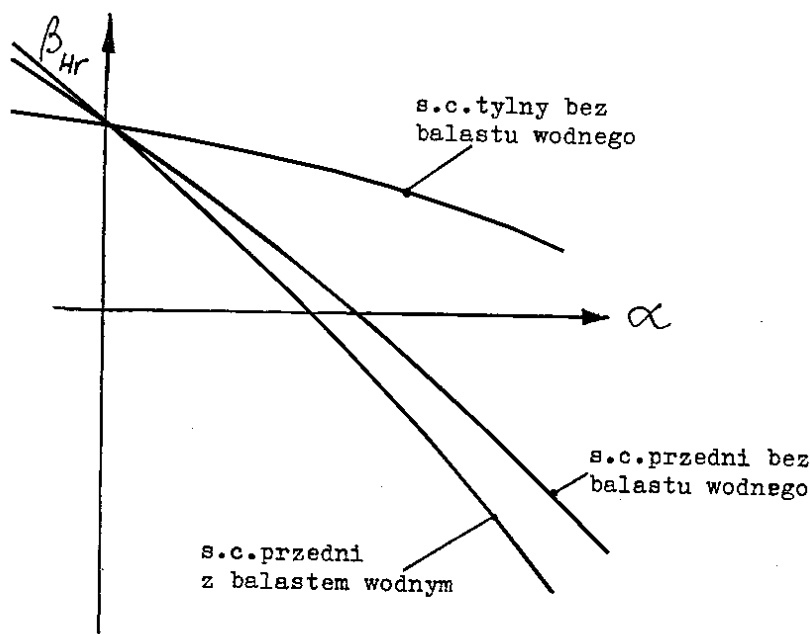
Algorytm obliczeń dla jednego z zadanych położen środka ciężkości szybowca w locie podano w tab.7.4. Kształt przebiegu zależności: $\beta_{Hr} = f(\alpha)$ podano na rysunku 7.13.

Tab. 7.4 Obliczanie kąta wychylenia steru wysokości w stanach równowagi podłużnej



Lp.	Oznaczenie	Operacja	
-----	------------	----------	--

*	I przybliżenie						
1.	α						
2.	ε						
3.	δH						
4.		2. - 1. - 3.					
5.	C_{mbu}						
6.	$(dC_{ZH}/d\alpha_H) \cdot \chi_H$						
7.		5. / 6.					
8.		7. + 4.					
9.	$(d\alpha_H/d\beta_H) \cdot k_\beta$						
10.	β_{Hr}	8. / 9.					
*	II przybliżenie						
11.	$k_\beta = f(\beta_H)$	wg rys. 4.16					
12.	$(d\alpha_H/d\beta_H) \cdot k_\beta$	$(d\alpha_H/d\beta_H) \cdot 11.$					
13.	β_{Hr}	8. / 12.					
*	ewentualne dalsze przybliżenia						



Rys. 7.13 Przebieg zależności kąta wychylenia steru wysokości w stanie równowagi od kąta natarcia na skrzydle

8. STATECZNOŚĆ

Stateczność jest to zdolność układu do przywracania stanu równowagi z którego układ został wytrącony.

Stateczność statyczna mówi o tym czy układ posiada tendencję do przywracania stanu równowagi, natomiast stateczność dynamiczna określa sposób w jaki układ powraca do równowagi w czasie.

8.1 PODŁUŻNA STATECZNOŚĆ STATYCZNA

Stan równowagi podłużnej określony jest sumą momentów względem osi poprzecznej szybowca równą zero, czyli:

$$M = M_{bu} + P_H \cdot L_H = 0 \quad (8.1)$$

Przez podzielenie (8.1) przez $S \cdot q \cdot l$ uzyskuje się współczynnিকową postać równania równowagi:

$$Cm = Cm_{bu} + \frac{Cz_H \cdot S_H \cdot q_H \cdot L_H}{q \cdot S \cdot l_o} \quad (8.2)$$

Uwzględniając (7.15) i pamiętając, że dla szybowca $q_H = q$, zależność (8.2) przybiera postać:

$$Cm = Cm_{bu} + Cz_H \cdot \chi_H = Cm_{bu} + \frac{dCz_H}{d\alpha_H} \cdot \chi_H \quad (8.3)$$

Skrzydło szybowca podczas lotu ulega odkształceniu skrętnemu „ φ ” które przemieszczając kątowno cięciwy skrzydła wpływa na zmianę kąta natarcia na skrzydle:

$\alpha_{skrz} = \alpha + \varphi$. Ponieważ w locie, szczególnie z dużą prędkością odkształcenie skrętne nie może być pominięte, w analizie stateczności uwzględniono je.

Kąt natarcia na usterzeniu wysokości z uwzględnieniem podatności skrzydła wynosi:

$$\alpha_H = \alpha + \varphi - \varepsilon + \delta_H + \Delta\alpha_H \quad (8.4)$$

Po wstawieniu (8.4) do (8.3):

$$Cm = Cm_{bu} + \frac{dCz}{d\alpha_H} \chi_H (\alpha + \varphi - \varepsilon + \delta_H + \Delta\alpha_H) \quad (8.5)$$

Po wstawieniu (4.32) do (8.5):

$$Cm = Cm_{bu} + \frac{dCz_H}{d\alpha_H} \chi_H \left(\alpha + \varphi - \varepsilon + \frac{d\alpha_H}{d\beta_H} k_\beta \cdot \beta_H \right) \quad (8.6)$$

Zapalem podłużnej stateczności statycznej nazwano wyrażenie:

$$ZS = \frac{dCm}{dCz} = \frac{dCm_{bu}}{dCz} + \frac{dCz_H}{d\alpha_H} \chi_H \frac{d}{dCz} \left(\alpha + \varphi - \varepsilon + \delta_H + \frac{d\alpha_H}{d\beta_H} k_\beta \beta_H \right) \quad (8.7)$$

Ponieważ kąt zaklinowania usterzenia wysokości jest stały ($\delta_H = \text{const}$) więc jego pochodna: $d\delta_H/dCz = 0$, przeto:

$$ZS = \frac{dCm_{bu}}{dCz} + \frac{dCz_H}{d\alpha_H} \chi_H \left(\frac{d\alpha}{dCz} + \frac{d\varphi}{dCz} - \frac{d\varepsilon}{dCz} + \frac{d\alpha_H}{d\beta_H} k_\beta \cdot \beta_H \right) \quad (8.8)$$

Przy przyjęciu iż moment zadzierający traktowany jest jako dodatni, układ jest stateczny statycznie gdy $ZS < 0$.

8.1.1 Zapas podłużnej stateczności statycznej z drążkiem trzymanym

Gdy drążek jest trzymany to kąt wychylenia steru wysokości „ β_H ” jest stały, a jego pochodna względem „ Cz ” jest równa zeru.

Zapas stateczności z drążkiem trzymanym wyniesie więc:

$$(ZS)_{DT} = \frac{dCm_{bu}}{dCz} + \frac{dCz_H}{d\alpha_H} \chi_H \cdot \left(\frac{d\alpha}{dCz} + \frac{d\varphi}{dCz} - \frac{d\varepsilon}{dCz} \right) \quad (8.9)$$

Dla ułatwienia obliczeń wygodnie jest wykonać wykresy pochodnych:

$$\frac{\partial C m_{bu}}{\partial C z} = f(C z) ; \quad \frac{d \alpha}{d C z} = f(C z) ; \quad \frac{d \varphi}{d C z} = f(C z) ; \quad \frac{d \varepsilon}{d C z} = f(C z) \quad (8.10)$$

według ogólnego schematu podanego na rys 8.1 dla funkcji $F = f(C z)$ korzystając z zależności:

$$\left(\frac{d F}{d C z} \right)_i = \frac{F_{i+1} - F_{i-1}}{C z_{i+1} - C z_{i-1}}$$

Algorytm wyznaczania zapasu podłużnej stateczności statycznej z drążkiem trzymanym przedstawiono w tablicy 8.1.

8.1.2 Zapas podłużnej stateczności statycznej z drążkiem puszczone

Gdy drążek jest puszczone, kąt wychylenia steru wysokości „ β_H ” ustala się tak, aby moment zawiasowy steru był równy zero.

Moment zawiasowy steru wysokości:

$$M_{zaw_H} = C m_{zaw_H} \cdot S_{Hsteru} \cdot l_{Hsteru} \cdot q \quad (8.10)$$

posiada współczynnik momentu zależny od kąta natarcia na usterzeniu ze sterem niewychylonym i od kąta wychylenia steru:

$$C m_{zaw_H} = b_1 \alpha_{H_0} + b_2 \beta_H \quad (8.11)$$

aby moment „ M_{zaw_H} ” był równy zero, jego współczynnik musi być równy zero, a zatem:

$$b_1 \alpha_{H_0} + b_2 \beta_H = 0 \quad (8.12)$$

stąd:

$$\beta_H = -\frac{b_1}{b_2} \alpha_{H_0} \quad (8.13)$$

Pochodna kąta wychylenia steru względem współczynnika „ $C z$ ” wynosi:

$$\frac{d \beta_H}{d C z} = -\frac{b_1}{b_2} \frac{d \alpha_{H_0}}{d C z} = -\frac{b_1}{b_2} \left(\frac{d \alpha}{d C z} + \frac{d \varphi}{d C z} - \frac{d \varepsilon}{d C z} \right) \quad (8.14)$$

Po wstawieniu (8.14) do (8.8):

$$(Z S)_{DP} = \frac{d C m_{bu}}{d C z} + \frac{d C z_H}{d \alpha_H} \chi_H \left(1 - \frac{b_1}{b_2} \frac{d \alpha_H}{d \beta_H} k_\beta \right) \left(\frac{d \alpha}{d C z} + \frac{d \varphi}{d C z} - \frac{d \varepsilon}{d C z} \right) \quad (8.15)$$

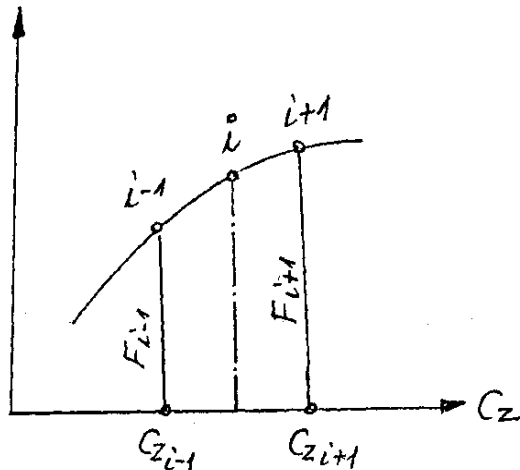
Z porównania (8.9) i (8.15) wynika, że:

$$(Z S)_{DP} = (Z S)_{DT} - \frac{b_1}{b_2} \frac{d C z_H}{d \alpha_H} \chi_H \frac{d \alpha_H}{d \beta_H} k_B \left(\frac{d \alpha}{d C z} + \frac{d \varphi}{d C z} - \frac{d \varepsilon}{d C z} \right) \quad (8.16)$$

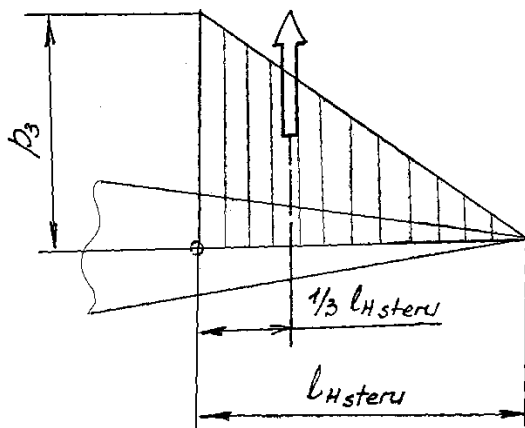
Ponieważ: $k_\beta = f(\beta)$ wg rys. 4.16, w obliczeniach zapasu stateczności z drążkiem puszczonego przyjmuje się średnio $k_\beta = 0,75 = \text{const.}$

Aby wyznaczyć współczynniki „ b_1 ” oraz „ b_2 ” należy wyznaczyć moment zawiasowy na podstawie rozkładu ciśnień wzdłuż cięciwy (Rys.8.2).

$$M_{zaw_H} = \frac{1}{2} p_3 \cdot S_{Hsteru} \cdot \frac{1}{3} l_{Hsteru} = \frac{p_3}{6} S_{Hsteru} \cdot l_{Hsteru} \quad (8.17)$$



Rys. 8.1 Wyznaczanie pochodnej funkcji $F = f(Cz)$



Rys. 8.2. Wyznaczanie momentu zawiasowego steru wysokości

Dla profilu jednokrotnie załamanego wg (5.10):

$$p_3 = (p_o + \Delta p_R) \cdot \tau_R \quad (8.18)$$

W przypadku usterzenia wysokości $\tau_R = \tau_H$

Wg (5.2):

$$p_o \cong (11 \cdot Cz_H - 60 \cdot Cm_{oH}) \cdot \frac{q}{8} \quad (8.19)$$

Na usterzeniu wysokości prawie zawsze stosowany jest profil symetryczny posiadający $Cm_{oH} = 0$. Wówczas:

$$p_o = \frac{11}{8} q \frac{dCz_H}{d\alpha_H} \alpha_{Ho}$$

(8.20)

Wg (5.4):

$$\Delta p_R = \left[(2\tau_H - 0.5) \frac{dCz_H}{d\alpha_H} \cdot \frac{d\alpha_H}{d\beta_H} k_\beta \beta_H - 6 \frac{\Delta Cm_H}{\Delta Cz_H} \cdot \frac{dCz_H}{d\alpha_H} k_\beta \beta_H \right] \frac{q}{\tau_H} \quad (8.21)$$

Po wstawieniu (8.20) i (8.21) do (8.18):

$$p_3 = \left\{ \frac{11}{8} \frac{dCz_H}{d\alpha_H} \tau_H \alpha_{H_0} + \left[(2\tau_H - 0.5) \frac{dCz_H}{d\alpha_H} \frac{d\alpha_H}{d\beta_H} k_\beta \cdot \beta_H - 6 \frac{\Delta Cm_H}{\Delta Cz_H} \cdot \frac{dCz_H}{d\alpha_H} \cdot \frac{d\alpha_H}{d\beta_H} k_\beta \cdot \beta_H \right] \right\} q \quad (8.22)$$

Po wstawieniu (8.22) do (8.17):

$$Mzaw_H = \left\{ \frac{11}{48} \frac{dCz_H}{d\alpha_H} \tau_H \cdot \alpha_H + \frac{1}{6} \left[(2\tau_H - 0.5) - 6 \frac{\Delta Cm_H}{\Delta Cz_H} \right] \frac{dCz_H}{d\alpha_H} \cdot \frac{d\alpha_H}{d\beta_H} k_\beta \cdot \beta_H \right\} q \cdot S_{Hsteru} \cdot l_{Hsteru} \quad (8.23)$$

Z drugiej strony z zależności: (8.10) i (8.11):

$$Mzaw_H = (b_1 \alpha_{H_0} + b_2 \beta_H) q \cdot S_{Hsteru} \cdot l_{Hsteru} \quad (8.24)$$

Porównując w zależnościach (8.23) i (8.24) wyrażenia przy wielkościach α_{oH} oraz β_H uzyskuje się wielkości stałych b_1 oraz b_2 w postaci:

$$b_1 = \frac{11}{48} \frac{dCz_H}{d\alpha_H} \tau_H \quad (8.25)$$

$$b_2 = \left[\frac{2\tau_H - 0.5}{6} - \frac{\Delta Cm_H}{\Delta Cz_H} \right] \frac{dCm_H}{d\alpha} \cdot \frac{d\alpha_H}{d\beta_H} k_\beta \quad (8.26)$$

Algorytm wyznaczania zapasu podłużnej stateczności statycznej z drążkiem puszczonego przedstawiono w tablicy 8.2., gdzie przez K_m oznaczono stałą:

$$K_m = \frac{dCz_H}{d\alpha_H} \cdot \frac{d\alpha_H}{d\beta_H} k_\beta \cdot \chi_H$$

Łatwo zauważyć, że wyrażenia określające podłużną stateczność statyczną z drążkiem trzymanym i drążkiem puszczonego zależą od położenia środka ciężkości szybowca w locie. Dlatego zapasy stateczności należy wyznaczyć dla wszystkich obliczeniowych położenia środka ciężkości, powtarzając dla każdego z nich algorytmy określone w tablicach 8.1 i 8.2.

Tab. 8.1 Obliczanie zapasu podłużnej stateczności statycznej z drążkiem trzymanym



Lp.	Oznaczenie	Operacja						
-----	------------	----------	--	--	--	--	--	--

1.	Cz							
2.	dCm _{bu} /dCz							
3.	dα/dCz							
4.	dφ/dCz							
5.	dε/dCz							
6.		3. + 4. + 5.						
7.	(dCz/dα _H) * χ _H							
8.		6. * 7.						
9.	(ZS) _{DT}	2. + 8.						

Tab. 8.2 Obliczanie zapasu podłużnej stateczności statycznej z drążkiem

puszczonym



Lp.	Oznaczenie	Operacja						
1.	Cz							
2.	dCm _{bu} /dCz							
3.	dα/dCz							
4.	dφ/dCz							
5.	dε/dCz							
6.		3. + 4. + 5.						
7.	(b ₁ /b ₂)*K _m							
8.		6. * 7.						
9.	(ZS) _{DP}	2. + 8.						

8.2. PODŁUŻNA STATECZNOŚĆ DYNAMICZNA

Szybowiec jest stateczny dynamicznie, gdy jest zdolny do wytlumienia w czasie oscylacji wywołanych wytrąceniem go ze stanu równowagi.

Zagadnienie sprowadza siły do rozwiązania "równania charakterystycznego" układu równań ruchu szybowca:

$$A \cdot r^4 + B \cdot r^3 + C \cdot r^2 + D \cdot r + E = 0 \quad (8.27)$$

gdzie: "r" jest pierwiastkiem równania charakterystycznego, a wielkości: A, B, C, D i E są funkcjami aerodynamicznych i konstrukcyjnych parametrów szybowca lub stałymi i tak:

$$\begin{aligned}
 A &= 1 \\
 B &= Cx + \frac{dCz}{d\alpha} + \overline{m}_q \\
 C &= \frac{dCz}{d\alpha} \overline{m}_q + \mu \cdot \overline{m}_w \\
 D &= \left(\overline{m}_q \frac{dCz}{d\alpha} + 1,5 \cdot \mu \cdot \overline{m}_w \right) Cx + \overline{m}_q \left(0,5 - K \frac{dCz}{d\alpha} \right) Cz^2 \\
 E &= \mu \cdot \overline{m}_w \frac{Cz^2}{2}
 \end{aligned} \quad (8.28)$$

Wielkościami występującymi w zależnościach /8.28/ są:

$$\begin{aligned}
 \overline{m}_q &= \frac{l_o}{i_y \cdot L_H} \cdot \chi_H \frac{dCz_H}{d\alpha_H} \\
 i_y &= \frac{I_y \cdot g}{Q \cdot L_H} \\
 Q &= m \cdot g \\
 \mu &= \frac{m \cdot g}{g \cdot \rho \cdot S \cdot l_o} = \frac{m}{\rho \cdot S \cdot l_o} \\
 \overline{m}_w &= \frac{l_o}{i_y \cdot L_H} \left[\chi_H \frac{dCz_H}{d\alpha_H} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) - t \frac{dCz}{d\alpha} \right] \\
 t &= \frac{t_{sc}}{l_o} \\
 K &= \frac{1 + \delta_c}{\Pi \cdot \lambda}
 \end{aligned} \tag{8.29}$$

gdzie: t_{sc} wg rys. 7.5, a δ_c wg rys. 4.12.

Szybowiec jest dynamicznie stateczny, czyli wykazuje tendencję do zamierania oscylacji w czasie, wówczas gdy pierwiastki równania charakterystycznego mają znak ujemny o ile są rzeczywiste, lub o ile są zespolone to ich części rzeczywiste są ujemne.

Stan taki pojawia się wówczas gdy wyrażenia A, B, C, D i E są większe od zera, a wyróżnik Routh'a Hurwitz'a:

$$R = BCD - AD^2 - B^2E > 0 \tag{8.30}$$

Zazwyczaj równanie charakterystyczne ma dwie pary pierwiastków zespolonych. Wówczas równanie czwartego stopnia po wprowadzeniu założeń upraszczających daje się zastąpić iloczynem dwóch równań drugiego stopnia:

$$\left(r^2 + B \cdot r + C \right) \left[r^2 + \left(\frac{D}{C} - \frac{BE}{C^2} \right) r + \frac{E}{C} \right] = 0 \tag{8.31}$$

Pierwsze równanie iloczynu daje parę pierwiastków zespolonych r_1 i r_2 które określają szybkie, silnie tłumione oscylacje szybowca. Drugie równanie iloczynu daje parę pierwiastków zespolonych określających oscylacje powolne słabiej tłumione.

Dla projektującego interesującym jest czas $t_{1/2}$, w którym amplituda spada o połowę a także okres wahań T.

Określając pierwiastki równań w postaci zespolonej:

$$r = \xi + \eta_i \tag{8.32}$$

czas malenia amplitudy do połowy określa zależność:

$$t_{1/2} = \frac{\ln 2}{(-\xi)} \tau_T \tag{8.33}$$

gdzie:

$$\tau_T = \frac{\mu \cdot l_o}{V} \quad (8.34)$$

Okres wahań określa wzór:

$$T = \frac{2 \cdot \Pi}{\eta} \cdot \tau_T \quad (8.35)$$

Obliczenia zależności (8.33) i (8.35) należy przeprowadzić dla oscylacji szybkich i wolnych.

Podobnie jak w przypadku stateczności statycznej, stateczność dynamiczna wymaga rozpatrzenia wszystkich obliczeniowych położań środków ciężkości szybowca w locie, gdyż wyrażenia tworzące współczynniki równania charakterystycznego są zależne od położenia środka ciężkości.

8.3 STATECZNOŚĆ BOCZNA

Stan równowagi szybowca wokół osi poprzecznej (równowaga podłużna) występuje w formie izolowanej, natomiast stan równowagi wokół osi pionowej (równowaga kierunkowa) i osi podłużnej (równowaga przechyłania) są ze sobą powiązane i nie występują oddzielnie. Dlatego ten złożony stan równowagi nazwano równowagą boczną.

Dlatego przy rozpatrywaniu stateczności mówimy także o stateczności statycznej i dynamicznej bocznej. Zagadnienie stateczności bocznej wymaga analizy tylko dla układów szybowców niekonwencjonalnych. W przypadku szybowców konwencjonalnych fakt symetrii płatu względem płaszczyzny pionowej przechodzącej przez jego oś podłużną stwarza automatycznie warunki dogodne dla poprawnej stateczności bocznej. Z tego względu obliczeń tej stateczności na ogół nie przeprowadza się. Sprawdzenie prawidłowości charakterystyki „bocznej” szybowca dokonywane jest podczas prób w locie i dopiero gdy wykażą one ewentualne nieprawidłowości, konstruktor musi przedsięwziąć środki zaradcze, różne, dla różnych indywidualnych przypadków niestateczności bocznej szybowca.

9. WŁASNOŚCI KORKOCIĄGOWE

Z uwagi na skomplikowany charakter zjawisk związanych z korkociągiem szybowca, ścisła analiza tego stanu lotu jest złożona. Dlatego w praktyce stosuje się analizę uproszczoną, opartą na równaniu korkociągu o postaci:

$$\frac{\sin 2\alpha_K}{\alpha_K - (\alpha_r - \alpha_z)} = \frac{\left(A + \sqrt{A^2 + B \cdot \sin \alpha_K - D - C \cdot \operatorname{tg} \alpha_K}\right)^2 + D}{E} \quad (9.1)$$

gdzie: 1) w lewej stronie równania korkociągu:

α_K – kąt pomiędzy kierunkiem głównej podłużnej osi bezwładności szybowca a kierunkiem napływającej strugi powietrza.

$\alpha_r = \frac{d\alpha}{d\beta_H} \beta_H$ – kąt natarcia na skrzydło, jaki osiąga szybowiec w locie prostoliniowym po wychyleniu steru wysokości o kąt β_H taki jaki ustala się w korkociągu,

α_z – kąt zaklinowania kadłuba względem skrzydła.

2) w prawej stronie równania korkociągu stałe A, B, C, D i E wynoszą:

$$\begin{aligned}
 A &= a^* \frac{mg}{S} \beta_v \\
 B &= b^* \frac{mg}{S_v} \frac{b^2}{L_v} \\
 C &= c^* \frac{mg}{S} L_v \\
 D &= b^2 \cdot v^2 \\
 E &= \frac{I_z - I_x}{\left(\frac{dCm}{d\alpha} \right)_{opt}} \cdot \frac{1}{\rho \cdot S \cdot l_o}
 \end{aligned}
 \tag{9.2}$$

gdzie: $v = \sqrt{\frac{1+3\Psi}{24(1+\Psi)}}$

W zależnościach (9.2) występują uprzednio już wprowadzone oznaczenia, natomiast stałe, ustalone empirycznie wynoszą:

$$a^* = 0.29 \quad b^* = 0.0097 \quad c^* = 0.667$$

Na rysunku 9.1. podano siatkę krzywych lewej strony równania korkociągu. Każda z nich dotyczy wartości: $\alpha_r - \alpha_z = \text{const}$.

Po wyznaczeniu stałych A,B,C,D i E należy obliczyć wartość prawej strony równania korkociągu i wielkość tej wartości dla poszczególnych wartości α_K pozwoli na wykreślenie krzywej korkociągu" (Rys.8.2).

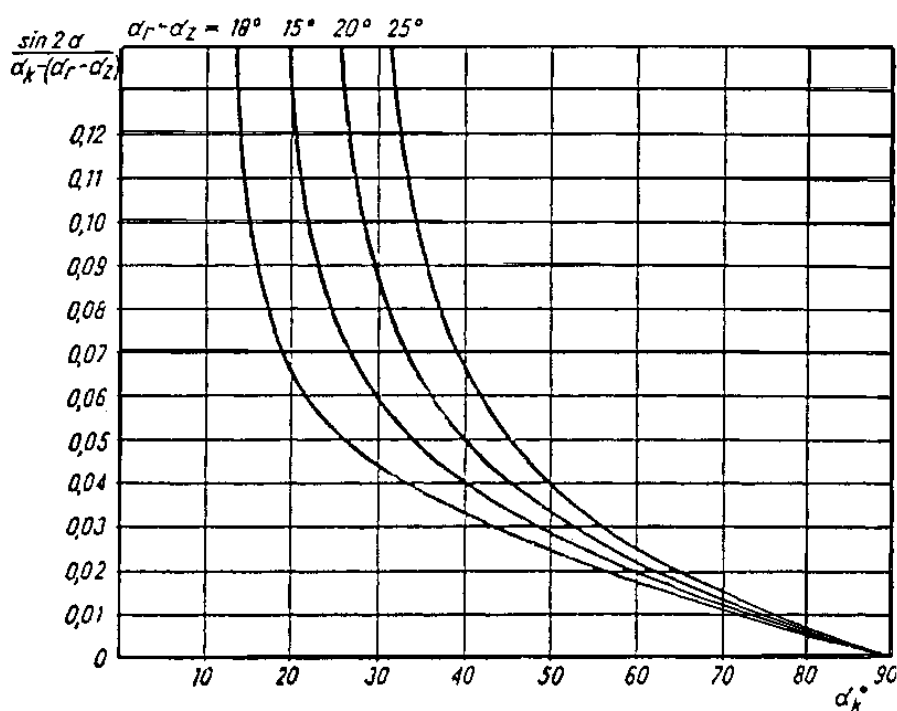
Punkt przecięcia się "krzywej korkociągu" z tą linią siatki która odpowiada wartości:

$$\alpha_r - \alpha_z = \alpha_{kr} \text{ skrzydła}$$

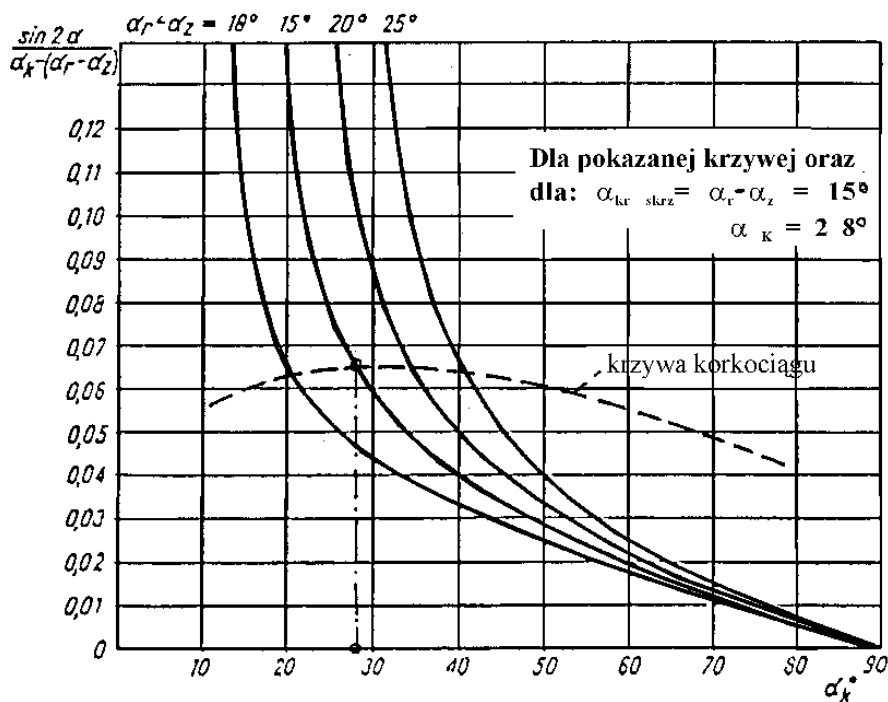
określa kąt korkociągu α_K , mówiący o tym jaki charakter będzie miał korkociąg (stromy czy płaski).

Parametry równania korkociągu zależą od położenia środka ciężkości szybowca w locie, dlatego rachunek należy powtórzyć dla wszystkich obliczeniowych położen środka ciężkości.

Algorytm obliczeń podano w tablicy 9.1.



Rys. 9.1 Siatka krzywych lewej strony równania korkociągu



Rys. 9.2 Krzywa korkociągu

Tab. 9.1 Obliczanie własności korkociągowych

Lp.	Oznaczenie	Operacja						
1.	α_k		20°	30°	40°	50°	60°	65°
2.	$\sin \alpha_k$		0,342	0,50	0,643	0,756	0,866	0,906
	$\operatorname{tg} \alpha_k$		0,364	0,577	0,839	1,191	1,732	2,144
3.	$A^2 + B \cdot \sin \alpha_k - D - C \cdot \operatorname{tg} \alpha_k$							
4.	$\sqrt{A^2 + B \cdot \sin \alpha_k - D - C \cdot \operatorname{tg} \alpha_k}$	$\sqrt{1.}$						
5.	$A + \sqrt{A^2 + B \cdot \sin \alpha_k - D - C \cdot \operatorname{tg} \alpha_k}$	$A + 4.$						
6.	$\left(A + \sqrt{A^2 + B \cdot \sin \alpha_k - D - C \cdot \operatorname{tg} \alpha_k}\right)^2$	$(5.)^2$						
7.	$\left(A + \sqrt{A^2 + B \cdot \sin \alpha_k - D - C \cdot \operatorname{tg} \alpha_k}\right)^2 + D$	$6./D$						
8.	$\frac{\left(A + \sqrt{A^2 + B \cdot \sin \alpha_k - D - C \cdot \operatorname{tg} \alpha_k}\right)^2 + D}{E}$	$7./E$						

10. OBCIĄŻENIA SZYBOWCA

10.1 STANY OBCIĄŻEŃ W LOCIE SWOBODNYM

10.1.1 Lot nieustalony

Przeprowadzając analizę masową i aerodynamiczną szybowca stosowano pojęcie masy szybowca. W przypadku obciążeń, gdzie mamy do czynienia z siłami wygodniej jest operować ciężarem szybowca Q , związanym liniowo z masą poprzez zależność:

$$m = \frac{Q}{g} \quad (10.1)$$

W nie ustalonym stanie lotu, szybowiec porusza się po torze zakrzywionym (Rys.10.1). Stan chwilowej równowagi zachodzi pomiędzy siłą nośną P_z a wypadkową siłą masową W :

$$P_z = W \quad (10.2)$$

a ponieważ siła odśrodkowa:

$$P_o = m \frac{V^2}{R} = \frac{Q}{g} \cdot \frac{V^2}{R} \quad (10.3)$$

to na podstawie (10.1) i (10.3/) można zapisać, iż siła wypadkowa:

$$W = n \cdot Q \quad (10.4)$$

W powyższych zależnościach R jest promieniem krzywizny toru lotu, natomiast n jest pewną wielokrotnością ciężaru szybowca w locie.

Z (10.2) i (10.4) wynika:

$$n = \frac{P_z}{Q} \quad (10.5)$$

Powyższą wielokrotność ciężaru n nazwano współczynnikiem obciążenia.

Rozwijając wyrażenie (10.5) uzyskuje się:

$$n = \frac{1}{2} \rho \frac{S}{Q} C_z \cdot V^2 = A \cdot V^2 \quad (10.6)$$

gdzie czynnik:

$$A = \frac{1}{2} \rho \frac{S}{Q} C_z \quad (10.7)$$

zależy od współczynnika siły nośnej C_z i od wysokości lotu poprzez gęstość powietrza ρ .

Wielkością charakterystyczną współczynnika A jest także stosunek S/Q będący odwrotnością obciążenia powierzchni nośnej:

$$p_s = \frac{Q}{S} \quad (10.8)$$

Jest to podstawowy parametr obciążeń szybowca określony przez stan załadowania (głównie przez pilota i balast wodny).

Zależność (10.6) nazwano funkcją obciążeń w locie, natomiast jej współrzędne: $n = f(V)$ dobrano tak z uwagi na fakt, iż prędkość jest najważniejszym parametrem lotu kontrolowanym przez pilota.

Opisane powyżej zależności charakteryzują lot nieustalony symetryczny. Niesymetryczne stany lotu nieustalonego omówione zostaną przy rozpatrywaniu obciążeń poszczególnych zespołów szybowca (np. obciążenia wywoływane wychyleniem lotek, steru kierunku).

W zależności (10.2) jest mowa o sile nośnej P_z . Określenie to dotyczy całkowitej nośności szybowca, omówionej bliżej w rozdziale 10.1.2.

10.1.2. Lot ustalony

Lot ustalony jest szczególnym przypadkiem lotu nieustalonego dla którego tor lotu posiada promień krzywizny równy nieskończoności (tor prostoliniowy). W takim przypadku siła nośna równoważy ciężar szybowca i wobec tego

$$n = 1 \quad (10.9)$$

Prostoliniowość toru lotu zapewnia równowagę momentów względem osi poprzecznej szybowca:

$$M_{bu} = P_H \cdot L_H \quad (10.10)$$

Stąd siła na usterzeniu zapewniająca równowagę wynosi:

$$P_H = \frac{M_{bu}}{L_H} \quad (10.11)$$

Ciężar szybowca równoważony jest siłą nośną skrzydła i siłą na usterzeniu wysokości (Rys.10.2)

$$Q = Pz_{skrz} + P_H = Pz \quad (10.12)$$

Współczynnik siły nośnej szybowca:

$$Cz_{szyb} = \frac{Pz_{skrz} + P_H}{\frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S} \quad (10.13)$$

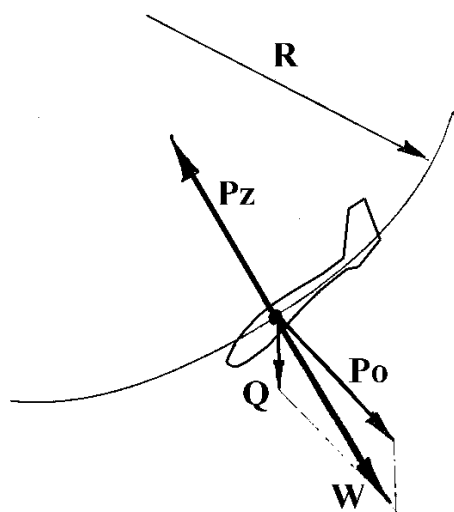
Z (10.11) i (10.13) wynika:

$$Cz_{szyb} = Cz_{skrz} + \frac{M_{bu}}{\frac{1}{2} \rho \cdot V^2 S \cdot L_H} = Cz_{skrz} + \frac{Cm_{bu}}{L_H} l_o \quad (10.14)$$

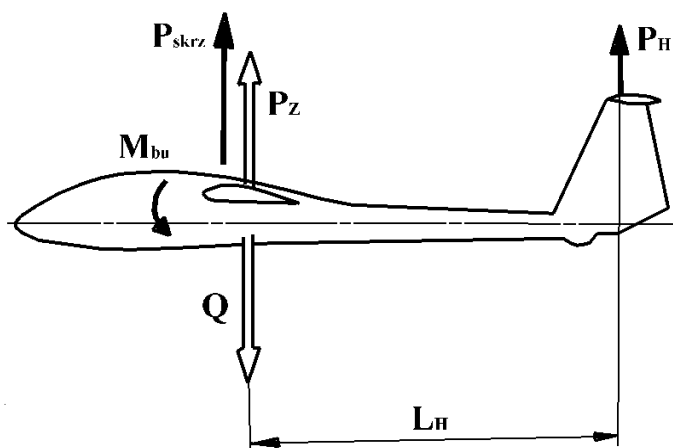
Z zależności (10.14) wynika, iż wielkość Cz_{szyb} jest także funkcją położenia środka ciężkości szybowca w locie.

Każda wartość Cz_{szyb} odpowiada określonemu kątowi natarcia, a temu z kolei określona wartość współczynnika oporu szybowca. Zależność $Cz_{szyb} = f(Cx_{szyb})$ nazwano biegunową równowagi, zależną od położenia środka ciężkości szybowca w locie. Przebieg biegunowej równowagi dla określonego środka ciężkości pokazano schematycznie na rys. 10.3

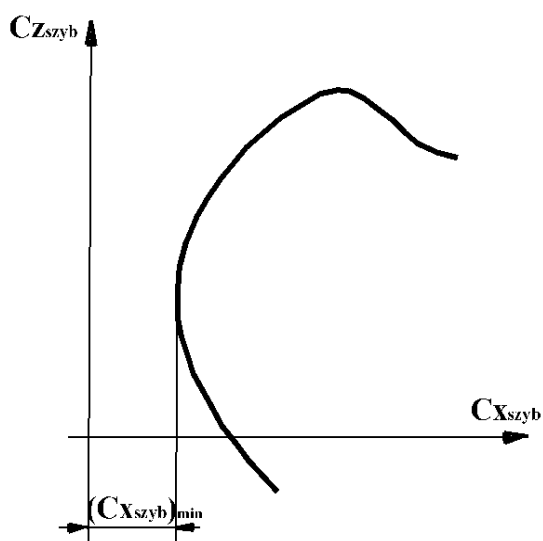
W locie ustalonym nie może dochodzić do zmian prędkości lotu ΔV , co z kolei prowadziło do zakrzywienia toru lotu i przejścia w stan nieustalony.



Rys. 10.1 Ruch szybowca po torze zakrzywionym



Rys. 10.2 Lot po torze prostoliniowym, ustalony



Rys. 10.3 Biegunowa równowagi

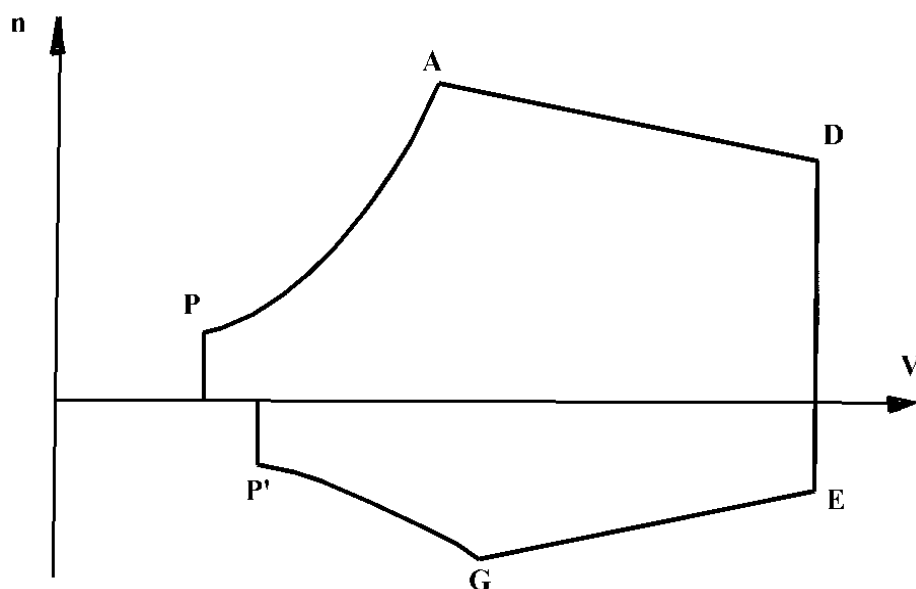
10.1.3 Obwiednia obciążeń sterowanych

Linie ograniczającą obszar możliwych obciążeń szybowca w locie wywołanych przez sterowanie nazywano obwiednią obciążeń sterowanych. Obwiednie tę wyznaczają charakterystyczne punkty: P, A, D, E, G i P'. Ich położenie na wykresie $n = f(V)$ zależy od kategorii obciążeniowej szybowca.

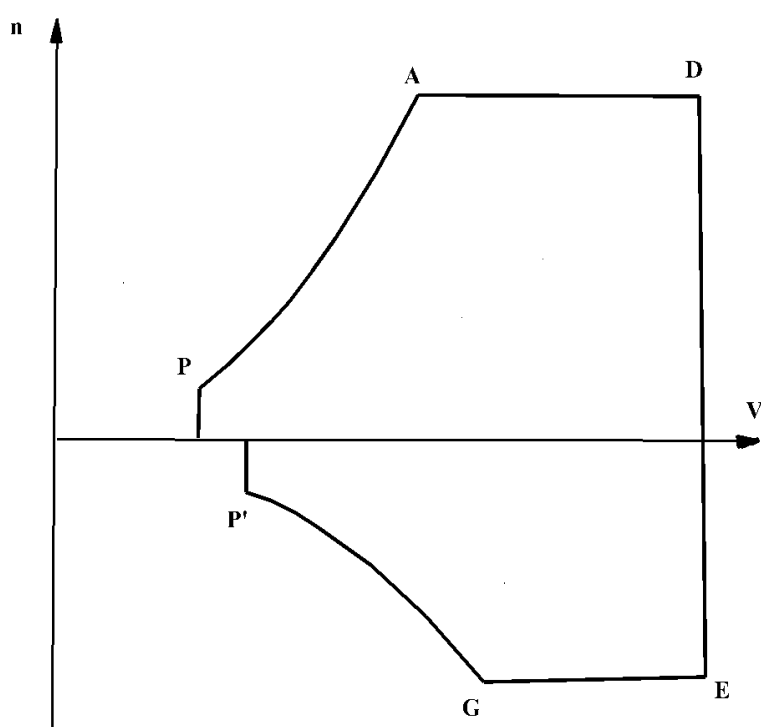
Przepisy budowy szybowców wyróżniają dwie kategorie: kat. U (użytkową) szybowców obciążonych normalnie, oraz kat. A (akrobacyjną) szybowców wysoko obciążonych.

Wartości współczynników obciążenia dla poszczególnych punktów obwiedni obciążeń sterowanych i odpowiadające im prędkości lotu zestawiono w tabl. 10.1.

Przebiegi $n = f(V)$ dla szybowców kat. A i kat. U przedstawiono schematycznie na rys. 10.4 i rys. 10.5.



Rys. 10.4 Obwiednia obciążeń sterowanych szybowca kategorii użytkowej U



Rys. 10.5 Obwiednia obciążeń sterowanych szybowca kategorii akrobacyjnej A

Tab. 10.1 Charakterystyka punktów obwiedni obciążeń sterowanych

Punkt		P	A	D	E	G	P'
Wielkość							
Współcz. obciąż. „n”	Kat. U	1,0	5,3	4,0	-1,5	-2,65	-1,0
	Kat. A	1,0	7,0	7,0	-5,0	-5,0	-1,0
prędkość		V_S	V_A	V_D	V_D	V_G	$V_{S'}$

Obwiednię obciążeń sterowanych należy wyznaczać dla maksymalnego ciężaru szybowca w locie (maksymalny załadunek i maksymalny balast wodny).

Obciążenie powierzchni nośnej:

$$p_s = \frac{Q_{\max}}{S} \quad (10.16)$$

Charakterystyczne prędkości obwiedni wynoszą:

Prędkość przeciągnięcia:

$$V_s = 1,277 \sqrt{\frac{p_s}{C_{z_{\max}}}} \quad (10.17)$$

gdzie współczynnik 1,277 dotyczy wysokości $H = 0$ m i wartości prędkości w metrach na sekundę, jeżeli obciążenie powierzchni nośnej wyrażone jest w Newtonach na metr kwadratowy.

Prędkość brutalnego sterowania:

$$V_A = V_s \sqrt{n_A} \quad (10.18)$$

Prędkość lotu nurkowego:

dla kategorii obciążeniowej U:

$$V_D = 5 \cdot \sqrt[3]{\frac{p_s}{(C_{x_{szyb}})_{\min}}} \quad (10.19)$$

gdzie $(C_{x_{szyb}})_{\min}$ – jest minimalną wartością współczynnika oporu szybowca wg rys. 10.3.

UWAGA: p_s do wzoru 10.19 wstawiać w $[daN/m^2]$.

dla kategorii obciążeniowej A

$$V_D = 0,972 \cdot p_s + 55,6 \quad (10.20)$$

Prędkość lotu w punkcie G obwiedni:

$$V_G = V_s' \cdot \sqrt{|n_G|} \quad (10.21)$$

Prędkość przeciągnięcia w locie odwróconym:

$$V_s' = 1,277 \sqrt{\frac{p_s}{|C_{z_{\min}}|}} \quad (10.22)$$

gdzie $|C_{z_{\min}}|$ jest bezwzględną wartością współczynnika siły nośnej przy ujemnym krytycznym kącie natarcia (lot odwrócony).

Aby podane wyżej prędkości wyrazić w kilometrach na godzinę należy ich wartość przemnożyć przez 3,6. Zabieg ten jest konieczny, albowiem wykres obwiedni obciążeń wykonuje się dla prędkości w kilometrach na godzinę, gdyż prędkościomierze pokładowe w szybowcach wyskalowane są w takich jednostkach. Linia P-A jest zbiorem punktów, w których szybowiec osiąga maksymalny współczynnik siły nośnej. Dlatego określa się ją jako linię przeciągnięcia. Jest ona parabolą o równaniu:

$$n = \left(\frac{V}{V_s} \right)^2 \quad (10.23)$$

Analogicznie dla lotu odwróconego linia P'-G jest zbiorem punktów, w których szybowiec osiąga minimalny współczynnik siły nośnej (przeciągnięcie w locie odwróconym). Jej równanie ma postać:

$$n = - \left(\frac{V}{V_s'} \right)^2$$

(10.24)

Algorytm obliczania linii przeciągnięcia podano w tablicy 10.2.

Tab. 10.2 Obliczanie krzywych przeciągnięcia



Lp.	Oznaczenie	Operacja							
Lot normalny									
1.	V		V_S		...			...	V_A
2.	V / V_S	1. / V_S							
3.	n	(2.) ²							
4.	1,25*n	1,25 * 3.							
Lot odwrócony									
5.	V		V_S'						V_G
6.	V / V_S'	5. / V_S'							
7.	n	- (6.) ²							
8.	1,25*n	1,25 * 7.							

Prędkość maksymalna lotu nurkowego V_D wg zależności (10.19) lub (10.20) jest wielkością teoretyczną, stosowaną w obliczeniach. W praktyce podaje się prędkość nieprzekraczalną V_{NE} , która z prędkością V_D złączona jest relacją:

$$V_{NE} \leq 0,9 \cdot V_{DF} \quad (10.25)$$

gdzie prędkość V_{DF} jest prędkością lotu nurkowego zademonstrowanego podczas prób w locie i musi ona spełniać warunek:

$$0,9 \cdot V_D \leq V_{DF} \leq V_D \quad (10.26)$$

W tablicy 10.2. obliczono również wartość 1,25 n, która jest wykorzystywana przy obliczaniu obciążeń od podmuchów.

Obwiednia obciążeń od podmuchów

W przypadku rozpatrywania obciążeń symetrycznych od podmuchów, możemy mieć do czynienia z podmuchi równoległym do płaszczyzny symetrii szybowca skierowanym dowolnie. Zawsze jednak podmuch taki można rozłożyć na składową poziomą (równoległą do prędkości lotu) i pionową (prostopadłą do kierunku prędkości lotu), (Rys.10.6).

Składowa pozioma powoduje wzrost prędkości lotu o wielkość U_H i wówczas prędkość po podmuchu wyniesie: $V_U = V + U$. Tym samym ciśnienie dynamiczne po podmuchu wyniesie:

$$q_U = \frac{1}{2} \rho \cdot (V + U_H)^2 \quad (10.27)$$

Na ogół podmuchy w atmosferze termicznej posiadają małe składowe poziome i wpływ ich na ciśnienie dynamiczne jest skompensowany przyjęciem równoważnych intensywności podmuchów (prędkości prądu powietrza). Składowa pionowa podmuchu U wywołuje przyrost kąta natarcia:

$$\Delta\alpha = \arctg \frac{U}{V} \approx \frac{U}{V} \quad (10.28)$$

a tym samym przyrost współczynnika siły nośnej:

$$\Delta C_z = k \cdot \frac{dC_z}{d\alpha} \cdot \Delta\alpha = k \cdot \frac{dC_z}{d\alpha} \cdot \frac{U}{V} \quad (10.29)$$

gdzie "k" jest współczynnikiem złagodzenia podmuchu wyrażonym zależnością:

$$k = \frac{0,88 \cdot \mu}{5,3 + \mu} \quad (10.30)$$

a parametr masowy μ wynosi:

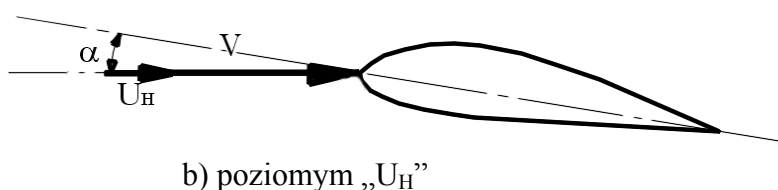
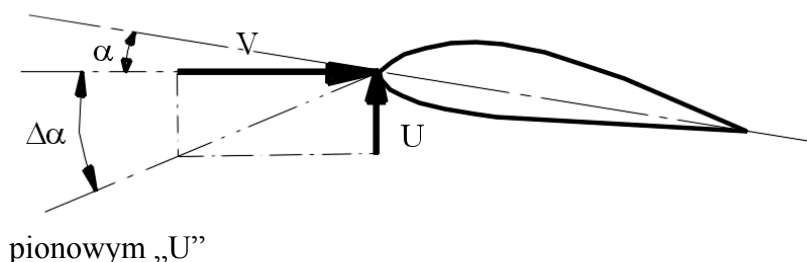
$$\mu = \frac{2 \frac{m}{S}}{\rho \cdot \frac{dC_z}{d\alpha} \cdot l_o} \quad (10.31)$$

Przyrostowi siły nośnej wywołanej podmuchem:

$$\Delta P_z = \left(k \cdot \frac{dC_z}{d\alpha} \cdot \frac{U}{V} \right) \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 = \frac{k}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot \frac{dC_z}{d\alpha} \cdot U \cdot V \quad (10.32)$$

towarzyszy przyrost siły masowej:

$$\Delta n = \frac{k}{2} \cdot \rho \cdot \frac{S}{Q} \cdot \frac{dC_z}{d\alpha} \cdot U \cdot V \quad (10.33)$$



Rys. 10.6 Przyrost kąta natarcia wywołany podmuchem

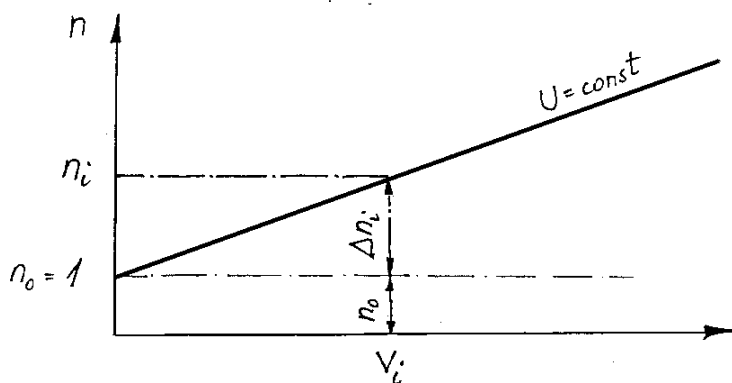
Dla lotu na zadanej wysokości w przypadku działania podmuchu o stałej intensywności ($U = \text{const}$) natomiast przy zmieniającej się prędkości lotu, współczynnik obciążenia Δn jest liniową funkcją prędkości lotu:

$$\Delta n = B \cdot V \quad (10.34)$$

gdzie:

$$B = \frac{k}{2} \cdot \rho \cdot \frac{S}{Q} \cdot \frac{dC_z}{d\alpha} \cdot U \quad (10.35)$$

Przed podmuchiemy szybowiec znajduje się w ustalonym locie ślizgowym dla którego: $n_0 = 1$. Po zadziałaniu podmuchu współczynnik obciążenia wynosi: $n = n_0 + \Delta n = 1 + \Delta n$ (Rys.10.7).



Rys. 10.7 Współczynnik obciążenia po zadziałaniu podmuchu

Na podstawie wieloletnich doświadczeń ustalono, iż atmosferę wzorcową można pod względem jej burzliwości podzielić na:

spokojną, w której pionowe podmuchy sięgają do $U = \pm 7,5$ m/s

burzliwą, w której ~pionowe podmuchy sięgają do $U = \pm 15$ m/s

W atmosferze spokojnej szybowiec musi być wymiarowany obciążeniami od podmuchów przy prędkości V_D ; natomiast w atmosferze burzliwej prędkość lotu może być ograniczona do wartości V_{RA} , przy zachowaniu warunku: $V_{RA} \geq V_A$. Jako dodatnie określono podmuchy działające z dołu do góry, natomiast ujemnymi są podmuchy działające przeciwnie.

Budując obwiednię obciążeń od podmuchów należy obliczyć charakterystyczne jej punkty: A^* , D^* , E^* i G^* , wg wskazań określonych w tabelicy 10.3.

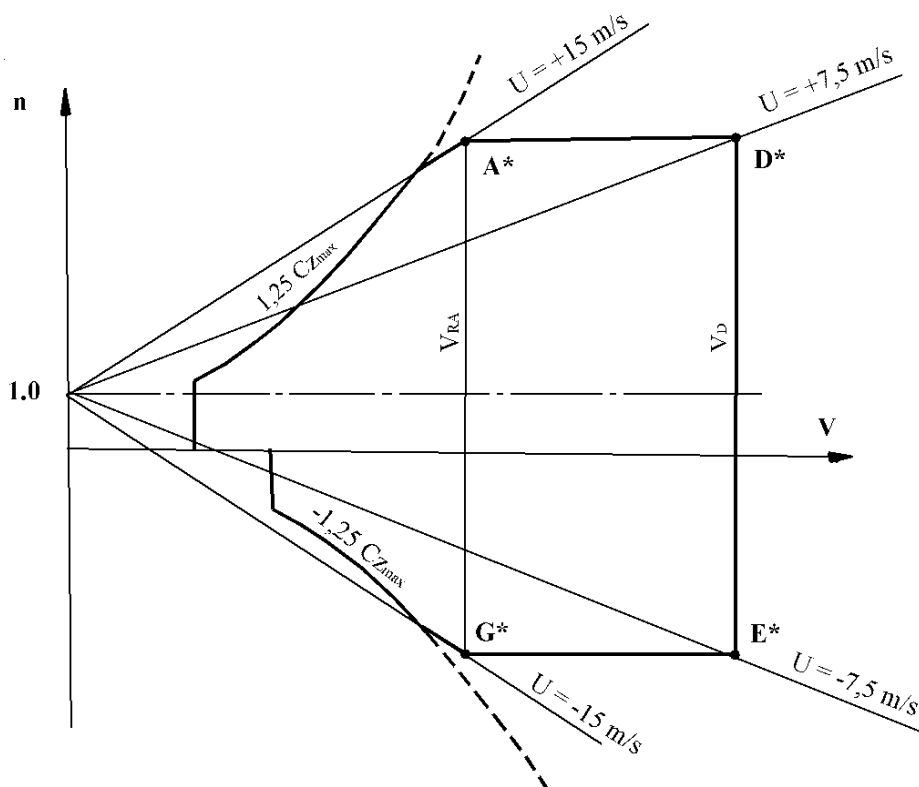
Tab. 10.3 Punkty obwiedni obciążeń od podmuchów

Punkt	Prędkość	Podmuch U [m/s]
A^*	V_{RA}	+ 15
D^*	V_D	+ 7,5
E^*	V_D	- 7,5
G^*	V_{RA}	-15

Przyjmuje się iż w przypadku podmuchu współczynnik $C_{z_{\max}}$ może chwilowo wzrosnąć do wartości $C_{z_{\max}} = 1,25 C_{z_{\max}}$, a linie przeciągnięcia są określone odpowiednio przez zależności:

$$n = 1,25 \left(\frac{V}{V_s} \right)^2 \quad \text{oraz} \quad n = -1,25 \left(\frac{V}{V_s} \right)^2 \quad (10.36)$$

Przebieg zależności $n = f(V)$ od podmuchów pokazano na rys. 10.8.



Rys. 10.8 Obwiednia obciążeń od podmuchów

Linie przeciągnięcia (zwiększone o 25 %) ograniczają w sposób naturalny możliwą wielkość współczynnika obciążenia w zakresie do prędkości nieco poniżej V_{RA} . Obwiednię dla prędkości wyższych wyznaczają proste podmuchów, oraz linie łączące punkty: A^* i D^* na gałęzi dodatniej oraz punkty E^* i G^* na gałęzi ujemnej.

Obwiednię obciążeń od podmuchów należy wyznaczyć dla maksymalnego ciężaru w locie tak samo jak obwiednię obciążeń sterowanych. Jest to krzywa podstawowa, określająca wielkość V_{RA} i V_D .

Ponadto koniecznie należy wyznaczyć drugi wariant obwiedni obciążeń od podmuchów dla minimalnego ciężaru szybowca w locie. Parametr masowy (zależność 10.31) jest funkcją ciężaru i decyduje o wartości współczynnika złagodzenia podmuchów k , a tym samym, o wielkości przyrostu współczynnika obciążenia od podmuchu. W przypadku stosowania balastu wodnego, gdzie różnica ciężaru maksymalnego i minimalnego w locie jest duża, konfiguracja bezbalastowa z minimalnym załadunkiem może dać wyższe współczynniki obciążeń niż konfiguracja z maksymalnym ciężarem szybowca w locie.

10.1.5 Obwiednie obciążeń dla szybowców z klapą prędkościową

Kłapa prędkościowa (wychylana do dołu i do góry) powoduje zmianę geometrii profilu, co pociąga za sobą zmianę parametrów aerodynamicznych szybowca. Dla zbudowania obwiedni obciążeń należy wyznaczyć te parametry dla granicznych konfiguracji kłapy:

maksymalnie wychylonej do dołu – (+)

maksymalnie wychylonej do góry – (-)

w położeniu nie wychylonym (neutralnej) - (0).

Najwygodniej jest zebrać poszczególne wielkości tabelarycznie (Tab. 10.4).

Tab. 10.4 Aerodynamiczne parametry szybowca z klapą prędkościową

Wychylenie	maks. do dołu	neutrum	maks. do góry
------------	---------------	---------	---------------

kłapy	„+”	„0”	„-”
Parametr			
$dC_z/d\alpha$			
$C_{z_{max}}$			
$C_{z_{min}}$			
$(C_{x_{szyb}})_{min}$			

Rzut oka na tę tablicę pozwala zorientować się, iż należy obliczyć trzy wartości prędkości przeciągnięcia i brutalnego sterowania, a także trzy wartości prędkości lotu nurkowego w kategorii U, a jedną wartość w kategorii A. Fakt istnienia trzech prędkości przeciągnięcia pociąga za sobą istnienie trzech linii przeciągnięcia

W związku z komplikacją układu wprowadzono następujące ustalenia:

Wyznacza się trzy prędkości przeciągnięcia i trzy krzywe przeciągnięcia, dla każdej z charakterystycznych konfiguracji kłapy opisanej w tablicy 10.5.

Oblicza się prędkość lotu nurkowego dla kłapy w neutrum i maksymalnie wychylonej do góry. Jako V_D wybiera się wartość większą.

Dla kłapy wychylonej do dołu oblicza się prędkość nurkowania zwaną V_F , która wynika z warunków:

$$V_F \leq \begin{cases} 1.4 \cdot V_S \\ 2.0 \cdot V_{S+} \end{cases} \quad (10.37)$$

gdzie: V_S - prędkość przeciągnięcia dla kłapy w neutrum

V_{S+} - prędkość przeciągnięcia dla kłapy maksymalnie wychylonej do dołu.

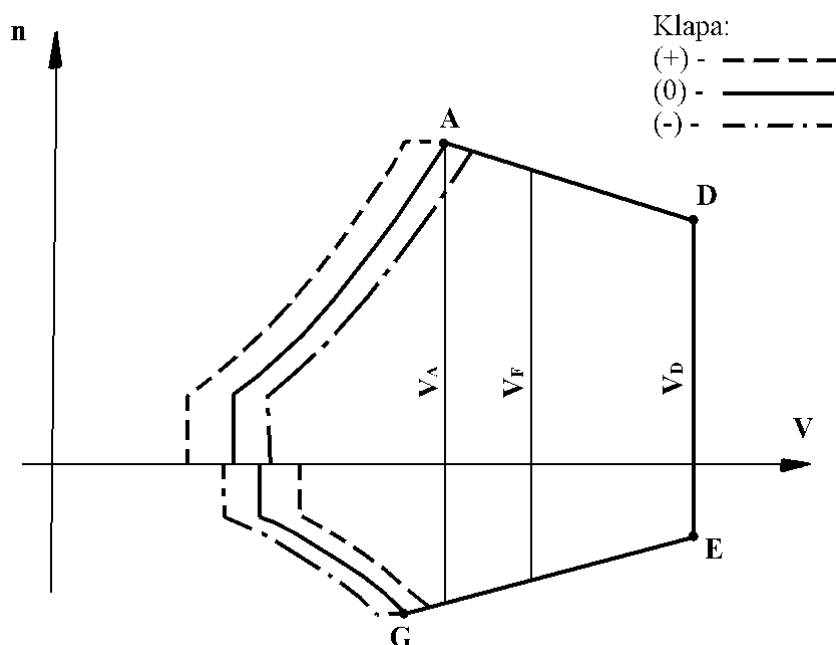
Należy przyjąć większą z pośród wartości wynikających z (10.37)

Prędkość brutalnego sterowania należy wyznaczyć dla konfiguracji z klapą w neutrum.

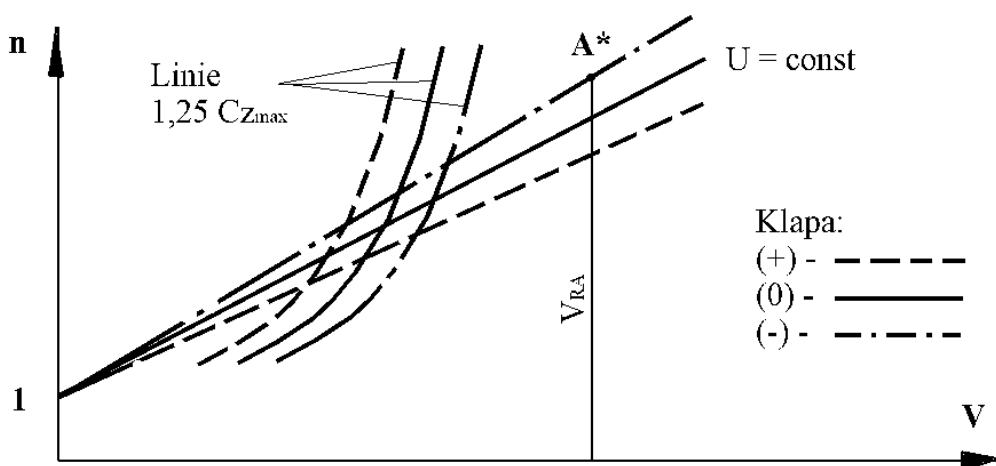
Obwiednię obciążeń sterowanych uzyskaną przy zastosowaniu powyższych ustaleń przedstawiono na rys. 10.9. Dotyczy ona szybowca kategorii obciążeniowej U. Dla kategorii A krzywa wygląda analogicznie, z tym że linie A-D i E-G przebiegają poziomo.

W przypadku działania podmuchu przyrost współczynnika obciążenia zależy od pochodnej $dC_z/d\alpha$ (formuła 10.33), a jest ona zmienna dla poszczególnych konfiguracji kłapy. Stąd dla ustalonej wartości podmuchu pionowego $U = \text{const}$ istnieją trzy proste podmuchu (Rys.10.10). Punkt obwiedni A wyznacza najwyższą wartość współczynnika obciążenia (zazwyczaj dla kłapy wychylonej do góry). Podobna sytuacja zachodzi dla wszystkich pozostałych podmuchów. W rezultacie obwiednia obciążeń ma postać pokazaną na rys. 10.11.

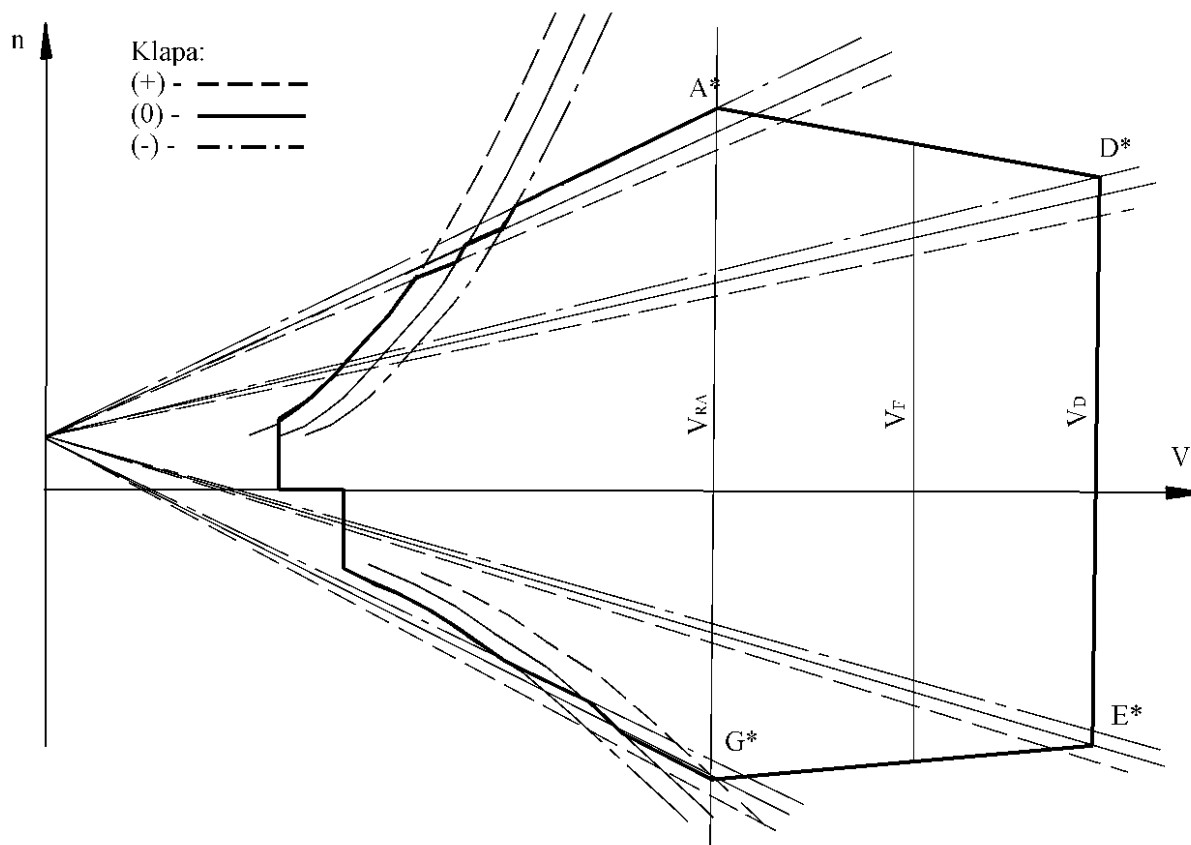
Obwiednię obciążeń od podmuchów należy wyznaczyć dla maksymalnej i minimalnej masy w locie, analogicznie jak dla szybowca bezklapowego. Wielkość prędkości V_{RA} ustala się również z warunku: $V_{RA} \geq V_A$.



Rys. 10.9 Obwiednia obciążeń sterowanych dla szybowca z kłapą prędkościową



Rys. 10.10 Obciążeniowy efekt podmuchu w przypadku szybowca z kłapą prędkościową



Rys. 10.11 Obwiednia obciążeń od podmuchów szybowca z klapą prędkościową.

10.2 OBCIĄŻENIA W LOTACH WLECZONYCH

10.2.1 Lot holowany za samolotem

Prędkość lotu holowanego za samolotem V_T ustalana jest przez konstruktora jako maksymalna dopuszczalna prędkość w tym stanie lotu. Warunkiem ograniczającym jej wielkość jest z jednej strony wielkość współczynnika obciążenia, z drugiej zaś możliwość brutalnego sterowania w locie holowanym. Z powyższych względów należy respektować warunek iż: $V_T \leq V_A$. Najczęściej spotykaną wartością jest:

$$V_T \cong 0,8 \cdot V_S \sqrt{n_A} \quad (10.38)$$

W warunku równowagi szybowca wokół osi poprzecznej (Rys.10.12) pojawia się człon pochodzący od siły w linie.

Napięcie w linie w ustalonym locie holowanym równoważy siłę oporu szybowca:

$$P_l = P_{x_{szyb}} \quad (10.39)$$

Siła w linie P_l względem środka ciężkości szybowca działa na ramieniu r_l dając moment:

$$M_l = P_l \cdot r_l \quad (10.40)$$

Stan równowagi podłużnej opisuje więc równanie:

$$M_{bu} + P_l \cdot r_l = P_H \cdot L_H \quad (10.41)$$

a stąd siła na usterzeniu dająca równowagę w ustalonym locie holowanym wynosi:

$$P_H = \frac{1}{L_H} (M_{bu} + P_{x_{szyb}} \cdot r_l) \quad (10.42)$$

Siła ta wraz z siłą nośną na skrzydle $P_{z_{skrz}}$, daje wypadkową nośność szybowca:

$$P_{z_{skrz}} + P_H = Q \cdot n_o \quad (10.43)$$

a stąd współczynnik obciążenia w ustalonym locie holowanym wynosi:

$$n_o = \frac{P_{z_{skrz}} + P_H}{Q} \quad (10.44)$$

Źródłem przyrostu obciążenia w locie holowanym może być:

- szarpnięcie liną spowodowane odchyleniem szybowca od linii lotu, po zbyt późnej reakcji pilota na to odchylenie, podmuch pionowy lub poziomy.

Graniczne zmiany położenia szybowca względem osi samolotu (Rys.10.13) określono w tablicy 10.5. Zmiany położenia do góry i do dołu dają przyrosty obciążenia symetrycznego. Odchylenie w bok jest źródłem obciążenia niesymetrycznego. Siła w linie pojawiająca się podczas szarpnięcia wynosi:

$$P_{l_{szarp}} = 1,2 \cdot P_{nom} \quad (10.45)$$

Nominalna siła w linie:

$$P_{nom} = 1,3 \cdot Q_{max}$$

gdzie Q jest maksymalnym ciężarem w locie z pełnym balastem wodnym i pełnym załadunkiem. Ponadto musi być spełniony warunek iż: $P_{nom} \geq 5000$ N. O ile w linie stosowany jest bezpiecznik zrywowy, wówczas siła P_{nom} jest równa sile zrywającej bezpiecznik.

Siła szarpnięcia wywołuje moment (Rys.10.14) zadzierający lub pochylający, zależnie od kierunku szarpnięcia, działając względem środka ciężkości na ramieniu r_{szarp} . Moment ten musi zrównoważyć siła na usterzeniu, pojawiająca się w wyniku reakcji pilota na szarpnięcie poprzez odpowiednie wychylenie steru:

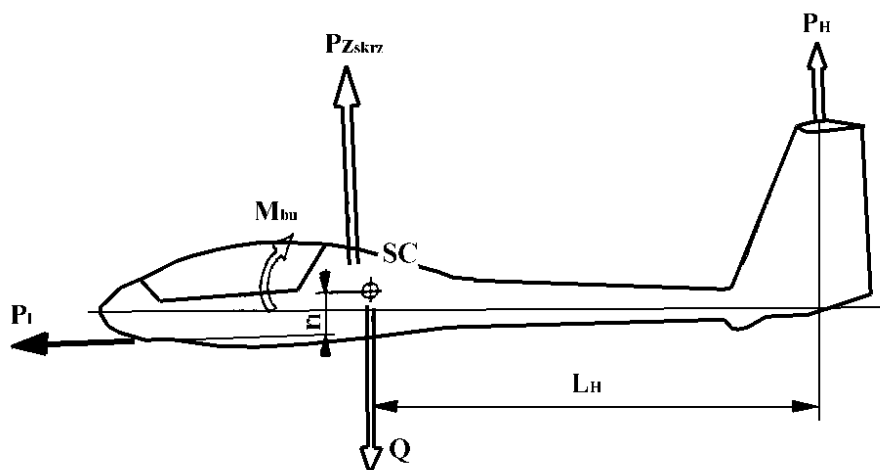
$$P_{l_{szarp}} \cdot r_{szarp} = \Delta P \cdot L_H \quad (10.46)$$

skąd siła na usterzeniu (przyrost wywołany reakcją pilota):

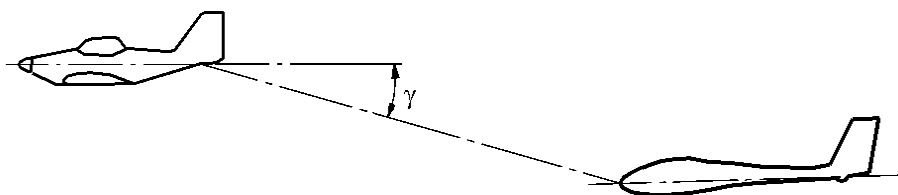
$$\Delta P_H = \frac{P_{l_{szarp}} \cdot r_{szarp}}{L_H} \quad (10.47)$$

Współczynnik obciążenia powstający w konsekwencji reakcji pilota wynosi:

$$\Delta n = \frac{P_{skrz} + \Delta P_H}{Q} \quad (10.48)$$



Rys. 10.12 Ustalony lot holowany



Rys. 10.13 Odchylenie toru lotu od osi samolotu holującego

Tab. 10.5 Graniczne odchylenia toru lotu szybowca od osi samolotu

Odchylenie	Kąt odchylenia γ [°]
Do góry	+ 20
Do dołu	- 40
Na boki	± 30

Wynikowy współczynnik obciążenia podczas szarpnięcia:

$$n = n_o + \Delta n \quad (10.49)$$

Ponieważ prędkość maksymalna lotu holowanego jest niższa od prędkości V_A , wielkości współczynnika obciążenia w locie holowanym nie są dla szybowca wymiarujące, gdyż ich ewentualny nadmierny przyrost jest skutecznie blokowany liniami przecignięcia.

Podmuch poziomy daje efekt opisany formułą (10.27) i tutaj ważne są uwagi podane w rozdziale 10.4.1.

Podmuch pionowy powoduje wzrost współczynnika obciążenia wg formuły (10.33). Wypadkowy współczynnik obciążenia podczas podmuchu jest taki sam jak podano w formule (10.49). Ze względów opisanych powyżej przy formule (10.49) podmuchy w locie holowanym nie są na ogół wymiarującymi dla struktury szybowca.

10.2.2. Wzlot przy pomocy wyciągarki

Maksymalną dopuszczalną prędkość wzlotu przy pomocy wyciągarki należy ustalać, biorąc pod uwagę współczynnik obciążenia sterowanego n_A korzystając z zależności:

$$V_w = V_s \sqrt{n_A - \frac{Q_s}{Q} (n_A - 1)} \quad (10.50)$$

gdzie: Q_s jest ciężarem płata nośnego.

Jeżeli stosowany jest bezpiecznik zrywowy liny wyciągarkowej wówczas można ustalić prędkość V_T biorąc pod uwagę nośność w bezpiecznika P_{bezp} wg zależności:

$$V_w = V_s \sqrt{1 + \frac{P_{bezp}}{Q}} \quad (10.51)$$

Tor lotu podczas ciągu jest linią złożoną z odcinków krzywoliniowych i ustalonej fazy prostoliniowej (Rys.10.15). Ponieważ wzlot przy pomocy wyciągarki nie jest lotem swobodnym nawet w ustalonej fazie ciągu (stała prędkość wzlotu, tor prosty) współczynnik obciążenia wyjściowego nie jest równy 1.0, ale znacznie wyższy. Siła nośna musi bowiem równoważyć nie tylko składową ciężaru prostopadłą do toru lotu, ale również podobną składową siły w linie:

$$P_z = Q^* + P_{liny}^* \quad (10.52)$$

gdzie: Q^* - składowa ciężaru prostopadła do toru lotu

P_{liny}^* - składowa siły w linie prostopadła do toru lotu.

Współczynnik obciążenia podstawowego (bez działania podmuchów) zmienia się w znacznym zakresie. W momencie kiedy szybowiec rusza z miejsca, współczynnik obciążenia jest ujemny i równy:

$$n_o = \frac{(-Q_s)}{Q} \quad (10.53)$$

gdzie Q_s jest ciężarem skrzydła działającym oczywiście do dołu. W miarę rozpędzania się szybowca rośnie prędkość a wraz z jej kwadratem siła nośna. Współczynnik obciążenia poprzez zero osiąga wartość dodatnią, w ustalonej fazie wzlotu sięga wielkości $n_o = 2,3$ do $2,5$.

Schematycznie zmianę współczynnika obciążenia pokazano na rys. 10.16.

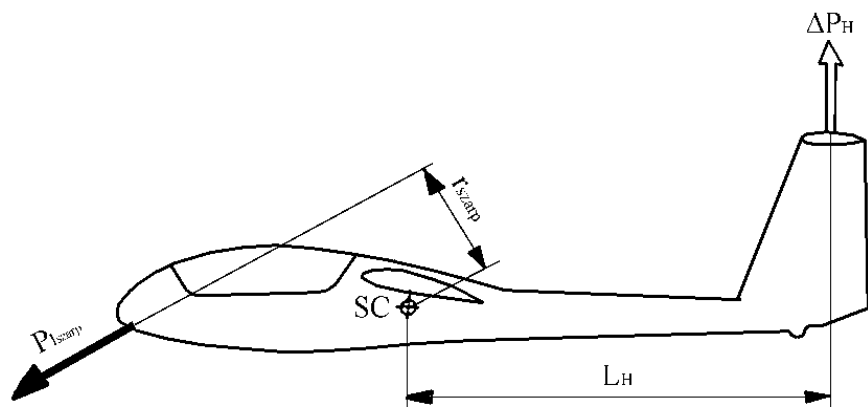
W obliczeniach obciążeń wartość n_o przyjmuje się jako stałą. Podmuchy poziome powodują wzrost współczynnika obciążenia wg formuły (10.27) (zmiana ciśnienia dynamicznego), co jest wpływem stosunkowo niewielkim. Podmuch pionowy daje przyrost współczynnika obciążenia wg formuły (10.33), który składa się ze współczynnikiem obciążenia podstawowego o dosyć wysokim poziomie.

Zaistniałą sytuację pokazano na rys.10.17. O ile dodatnia wartość współczynnika obciążenia jest wyraźnie ograniczona linią przeciągnięcia i Δn nie może osiągać dużej wartości, to wartość ujemna może być znaczna. Sytuacja może być dla struktury szybowca krytyczna o ile konstruktor przyjął wysoką wartość prędkości dopuszczalnej przy wzlocie za wyciągarką, kierując się przyjęciem wysokiej wartości obciążenia niszczącego bezpiecznik zrywowy liny wyciągarkowej.

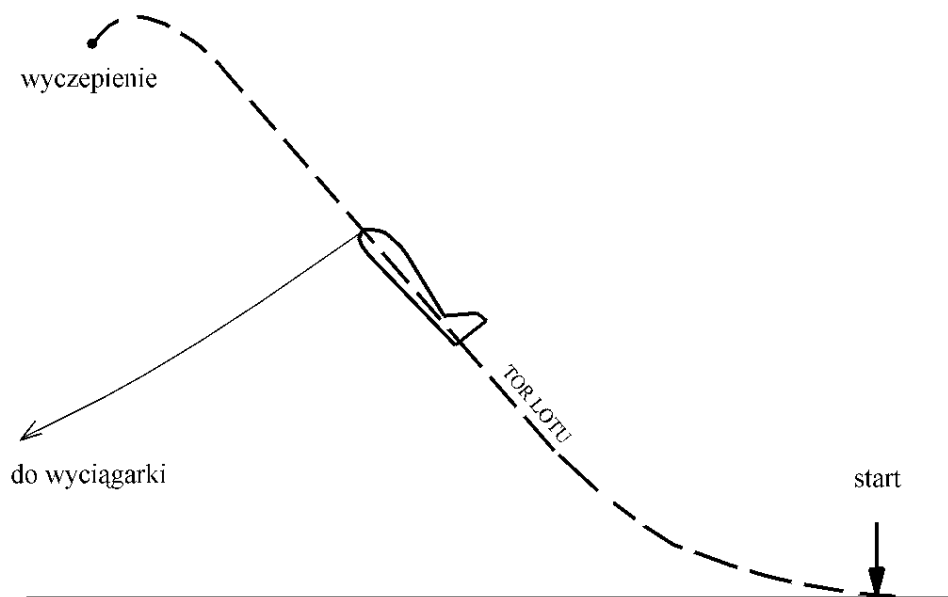
10.3 OBCIĄŻENIA NA ZIEMI

Obciążenia szybowca na ziemi dotyczą stanów:

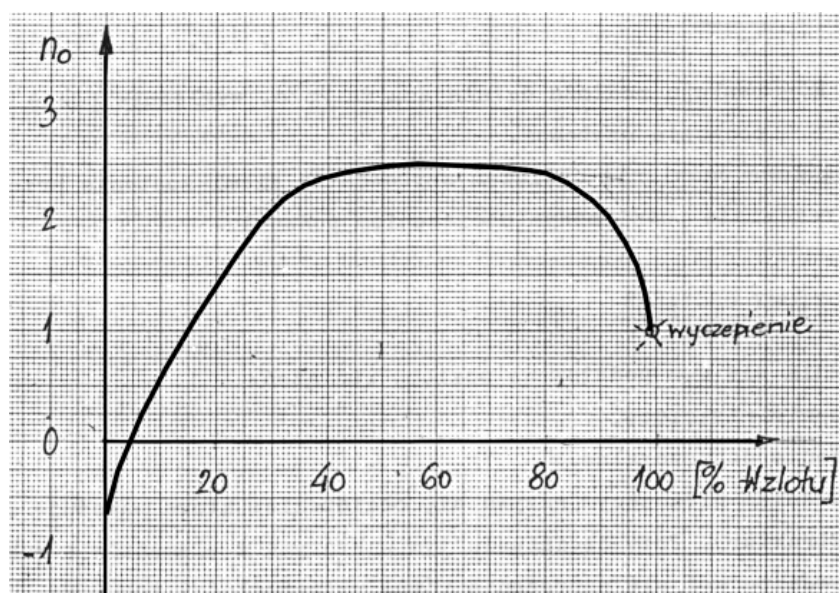
rozbiegu podczas startu za samolotem lub wyciągarką, w tym ostatnim przypadku bardzo krótkiego, dobiegu przy lądowaniu, kołowania po lotnisku przy pomocy traktora, samochodu lub przetaczania ręcznego.



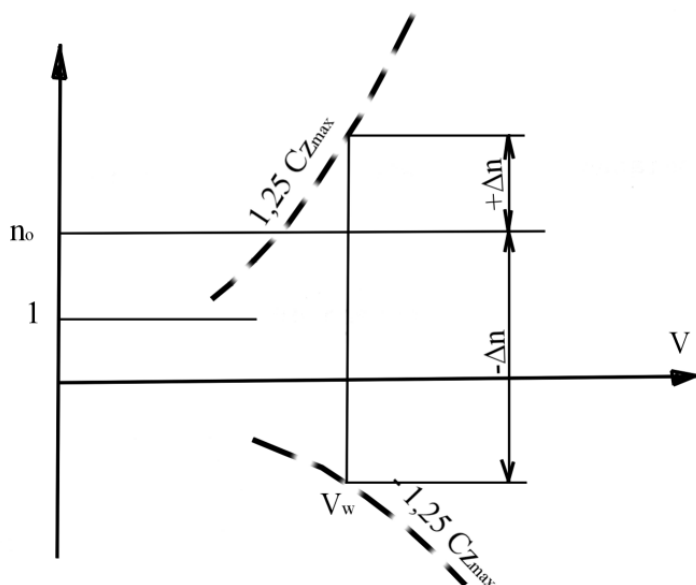
Rys. 10.14 Szarpnięcie liną holowniczą



Rys. 10.15 Wzlot przy pomocy wyciągarki



Rys. 10.16 Współczynnik obciążenia podstawowego podczas wzlotu przy pomocy wyciągarki



Rys. 10.17 Działanie podmuchu podczas wzlotu przy pomocy wyciągarki

Wielkością obciążającą szybowiec jest wartość reakcji podłoża oddziałującego na toczące się koło podwozia. Współczynnik obciążenia na ziemi wyrazi się zatem zależnością:

$$n = \frac{R}{Q} \quad (10.54)$$

gdzie: R – reakcja podłoża działająca na koło, względnie płożę podwozia szybowca.

Szczegółowe omówienie obciążeń szybowca na ziemi zostanie przedstawione w rozdziale poświęconym obciążeniom podwozia.

10.4 POZIOMY OBCIĄŻENÍ

Rozróżnia się dwa podstawowe poziomy obciążeń:

obciążenie niszczące,

obciążenie dopuszczalne.

Obciążeniem niszczącym nazywa się obciążenie, które powoduje zniszczenie. struktury. Przy obciążeniu tym w którymś z elementów struktury szybowca pojawi się naprężenie równe wytrzymałości tworzywa. Obciążenie dopuszczalne jest obciążeniem, jakie może pojawić się w trakcie użytkowania szybowca i w stosunku do obciążenia niszczącego posiada wartość obniżoną przez wprowadzenie współczynnika bezpieczeństwa, który można zdefiniować jako:

Współczynnik bezpieczeństwa = obciążenie niszczące / obciążenie dopuszczalne

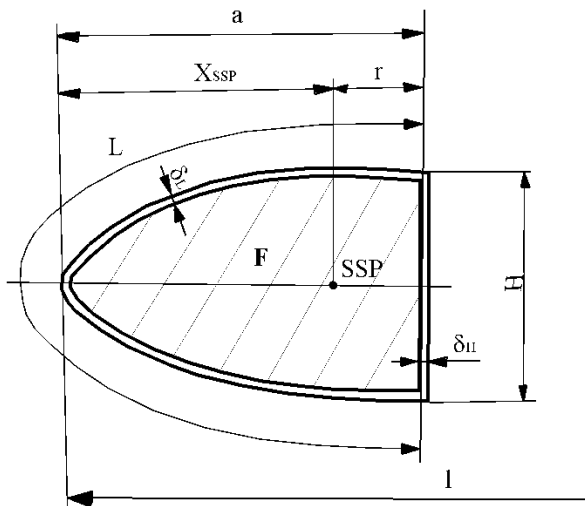
Obciążenie niszczące jest niezależne od konstruktora, a wynika. z charakterystyki wytrzymałościowej tworzywa. Natomiast obciążenie dopuszczalne wynika z wartości przyjętego współczynnika bezpieczeństwa.

W dokumentacji obciążeń szybowca wielkość obciążenia obliczana jest dla poziomego dopuszczalnego. W przypadkach szczególnych, gdzie obciążenie dotyczy poziomu niszczącego, fakt ten jest wyraźnie zaznaczony przy omawianiu sposobu wyznaczania danego obciążenia.

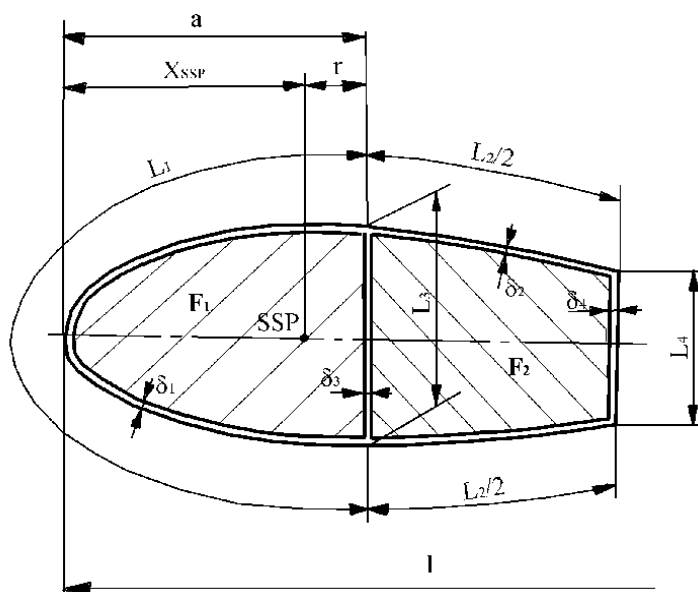
11. OBCIĄŻENIA SKRZYDŁA

11.1 OBLICZENIA WSTĘPNE

Celem obliczeń wstępnych jest przygotowanie danych niezbędnych dla wyznaczenia obciążeń. Aby móc obliczyć moment skręcający trzeba znać położenie środka sił poprzecznych w przekroju skrzydła (Rys.11.1). Zależy ono od rodzaju zastosowanego kesonu skrzydła. W praktyce najczęściej stosowane są kesony: jednoobwodowy i dwuobwodowy (Rys.11.2).



Rys. 11.1 Położenie środka sił poprzecznych w kesonie jednoobwodowym



Rys. 11.2 Położenie środka sił poprzecznych w kesonie dwuobwodowym

W przypadku kesonu jednoobwodowego środek sił poprzecznych położony jest w połowie wysokości profilu i w odległości r od ścianki pionowej kesonu (mierzonej do przodu):

$$r = \frac{2F}{H} \cdot \frac{\phi_H}{\phi_L + \phi_H} \quad (11.1)$$

gdzie:

$$\phi_L = \frac{L}{\delta_L} ; \quad \phi_H = \frac{H}{\delta_{Hred}} ;$$

$$\delta_{Hred} = \delta_H \frac{G_H}{G_L} \quad (11.2)$$

G_H - moduł sprężystości postaciowej ścianki kesonu

G_L - moduł sprężystości postaciowej pokrycia kesonu

Grubość ścianki δ_H zredukowano w stosunku modułów sprężystości, przyjmując materiał pokrycia kesonu jako podstawowy, do którego odnoszone będą obliczenia.

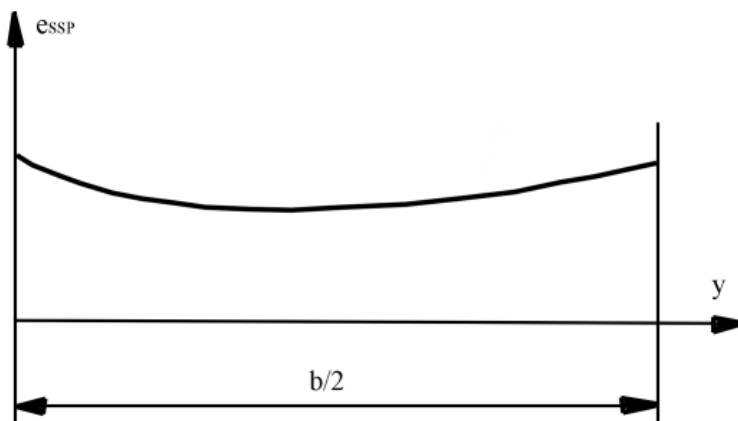
Położenie środka sił poprzecznych (w skrócie SSP) wynosi:

$$X_{SSP} = a - r \quad (11.3)$$

natomiast wyrażone w części cięciwy:

$$e_{SSP} = \frac{X_{SSP}}{l} \quad (11.4)$$

Dla ułatwienia dalszych obliczeń warto wykonać wykres położenia SSP wzdłuż rozpiętości: $e_{SSP} = f(y)$ pokazany na rys. 11.3.



Rys. 11.3 Położenie środka sił poprzecznych wzdłuż rozpiętości skrzydła

Dla kesonu dwuobwodowego odległość r wynosi:

$$r = \frac{2}{L_3} \left[F_1 - \frac{(F\phi_3 + F_1\phi_2)\phi_1}{\phi_1\phi_2 + \phi_2\phi_3 + \phi_1\phi_3} \right] \quad (11.5)$$

przy czym:

$$\phi_1 = \frac{L_1}{\delta_1} ; \quad \phi_2 = \frac{L_2}{\delta_{2red}} + \frac{L_4}{\delta_{4red}} ; \quad \phi_3 = \frac{L_3}{\delta_{3red}} ; \quad F = F_1 + F_2$$

$$\delta_{2red} = \delta_2 \cdot \frac{G_2}{G_1} ; \quad \delta_{3red} = \delta_3 \cdot \frac{G_3}{G_1} ; \quad \delta_{4red} = \delta_4 \cdot \frac{G_4}{G_1}$$

gdzie:

G_1 - moduł sprężystości postaciowej materiału pokrycia przedniego obwodu kesonu, przyjętego jako podstawowy

G_2 - taki sam moduł dla pokrycia obwodu drugiego

G_3 - dla ścianki środkowej

G_4 - dla ścianki tylnej.

Analogicznie jak dla kesonu przedniego obowiązują i tutaj formuły (11.3) i (11.4) oraz należy również sporządzić wykres zależności $e_{SSP} = f(y)$.

Algorytm wyznaczania położenia SSP podano w tablicy 11.1 dla kesonu jednoobwodowego i w tablicy 11.2 dla kesonu dwuobwodowego.

Dla uwzględnienia w obliczeniach obciążeń podatności skrętnej skrzydła należy wyznaczyć sztywność skrętną kesonu GJ_0 gdzie:

G - moduł sprężystości postaciowej materiału do którego odnoszona jest sztywność wynikowa

J_0 - wielkość charakteryzująca keson (jedno- lub dwuobwodowy).

W obliczeniach sztywności skrętnej najczęściej, jako podstawowy przyjmuje się materiał obwodu przedniego (moduł G_1), natomiast w pozostałych obwodach dokonuje się redukcji grubości pokryw i ścianek, jak pokazano przy omawianiu obliczania położenia SSP.

Tab. 11.1 Algorytm wyznaczania położenia SSP w kesonie jednoobwodowym



Lp.	Oznaczenie	Operacja					
1.	y_i						
2.	F						
3.	H						
4.	L						
5.	δ_H						
6.	δ_L						
7.	δ_{Hred}	$G_H/G_L * 5.$					
8.	φ_H	3. / 7.					
9.	φ_L	4. / 6.					
10.	2F/H	2 (2. / 3.)					
11.	φ_H/φ_L	8. / 9.					
12.	r	10. * 11.					
13.	a						
14.	x_{SSP}	13. – 12.					
15.	l						
16.	e_{SSP}	14. / 15.					

Tab. 11.2 Algorytm wyznaczania położenia SSP w kesonie dwuobwodowym



Lp.	Oznaczenie	Operacja					
1.	y_i						
2.	F_1						
3.	F_2						
4.	F	2. + 3.					
5.	L_1						
6.	L_2						
7.	L_3						
8.	L_4						
9.	δ_1						
10.	δ_2						
11.	δ_3						
12.	δ_4						
13.	δ_{2red}	$G_2/G_1 * 10.$					
14.	δ_{3red}	$G_3/G_1 * 11.$					
15.	δ_{4red}	$G_4/G_1 * 12.$					
16.	φ_1	5. / 9.					
17.		6. / 13.					
18.		8. / 15.					

19.	φ_2	17. + 18.					
20.	φ_3	7. / 14.					
21.	$F * \varphi_3$	4. * 20.					
22.	$F_1 * \varphi_2$	2. * 19.					
23.		21. + 22.					
24.		23. * 16.					
25.	$\varphi_1 * \varphi_2$	16. * 19.					
26.	$\varphi_2 * \varphi_3$	19. * 20.					
27.	$\varphi_1 * \varphi_3$	16. * 20.					
28.		25. + 26. + 27.					
29.		24. / 28.					
30.		2. – 29.					
31.	$2/L_3$	2/ 7.					
32.	r	30. * 31.					
33.	a						
34.	X_{SSP}	33. – 32.					
35.	l						
36.	e_{SSP}	34. / 35.					

Tab. 11.3 Algorytm wyznaczania sztywności skrętnej kesonu jednoobwodowego



Lp.	Oznaczenie	Operacja					
1.	y_i						
2.	F						
3.	F^2	2. ²					
4.	$4 * F^2$	4 * 3.					
5.	L						
6.	δ_L						
7.	φ_L	5. / 6.					
8.	H						
9.	δ_H						
10.	δ_{Hred}	$G_H / G_L * 9.$					
11.	φ_H	8. / 10.					
12.	$\varphi_L + \varphi_H$	7. + 11.					
13.	J_0	4. / 12.					
14.	GJ_0	$G_L * 13.$					

Dla kesonu jednoobwodowego:

$$J_0 = \frac{4F^2}{\phi_L + \phi_H} \quad (11.6)$$

Dla kesonu dwuobwodowego:

$$J_0 = 4 \frac{F_1^2 \phi_2 + F_2^2 \phi_1 + F^2 \phi_3}{\phi_1 \phi_2 + \phi_2 \phi_3 + \phi_1 \phi_3} \quad (11.7)$$

Oznaczenia wielkości identyczne jak w przypadku obliczania SSP.

Algorytmy obliczania sztywności skrętnej kesonu jednoobwodowego i dwuobwodowego podano odpowiednio w tablicach 11.13 i 11.14.

Dalszym krokiem obliczeń wstępnych jest zestawienie danych geometrycznych. Dzieląc skrzydło na segmenty obliczeniowe (Rys 5.7) należy tabelarycznie zestawzić wielkości:

Δy_i - szerokość segmentu,

L_i - cięciwa na środku segmentu,

ΔS_i - powierzchnia segmentu.

Następnie należy zebrać wielkości dotyczące rozkładu współczynnika siły nośnej, a więc:

$(C_{zN=1})$ - współczynniki rozkładu normalnego dla wartości $(dC_z/d\alpha)\alpha = 1.0$

$(C_{z0})_i$ - współczynniki rozkładu zerowego (od zwichrzenia, od kłapy wzgl. spowodowany obecnością kadłuba)

(ΔC_{z10}) - współczynniki spowodowane wychyleniem lotki o kąt $\beta_L = 10^\circ$.

Przyjmując, że rozkład masy skrzydła wzdłuż rozpiętości jest proporcjonalny do powierzchni, ciężar segmentu uzyskuje się z zależności:

$$\Delta Q_{s_i} = \frac{Q_s}{S} \cdot \Delta S_i \quad (11.8)$$

Założenie powyższe uwzględnia również fakt, iż zebro zamykające i okucia główne skrzydła wprowadzają lokalny wzrost masy, który skompensowany jest przyjęciem, iż skrzydło sięga do płaszczyzny symetrii szybowca (obszar pierwszego segmentu) co w rzeczywistości nie ma miejsca. Zestawienie danych skrzydła pokazano w tablicy 11.5.

Tab. 11.4 Algorytm wyznaczania sztywności skrętnej kesonu dwuobwodowego.



Lp.	Oznaczenie	Operacja							
1.	y_i								
2.	F_1								
3.	F_2								
4.	F	2. + 3.							
5.	L_1								
6.	L_2								
7.	L_3								
8.	L_4								
9.	δ_1								
10.	δ_2								
11.	δ_3								
12.	δ_4								
13.	δ_{2red}	$(G_2/G_1) * 10.$							
14.	δ_{3red}	$(G_3/G_1) * 11.$							
15.	δ_{4red}	$(G_4/G_1) * 12.$							
16.	φ_1	5. / 9.							
17.		6. / 13.							
18.		8. / 15.							
19.	φ_2	17. + 18.							
20.	φ_3	7. / 14.							
21.	F_1^2	2. ²							
22.	F_2^2	3. ²							
23.	F^2	4. ²							

24.	$F_1^2 \cdot \varphi_2$	21. * 19.							
25.	$F_2^2 \cdot \varphi_1$	22. * 16.							
26.	$F_2^2 \cdot \varphi_3$	23. * 20.							
27.		25. + 26.							
28.		4 * 27.							
29.	$\varphi_1 \cdot \varphi_2$	16. * 19.							
30.	$\varphi_2 \cdot \varphi_3$	19. * 20.							
31.	$\varphi_1 \cdot \varphi_3$	16. * 20.							
32.		29. + 30. + 31.							
33.	J_0	28. / 32.							
34.	GJ_0	$G_1 \cdot 33.$							

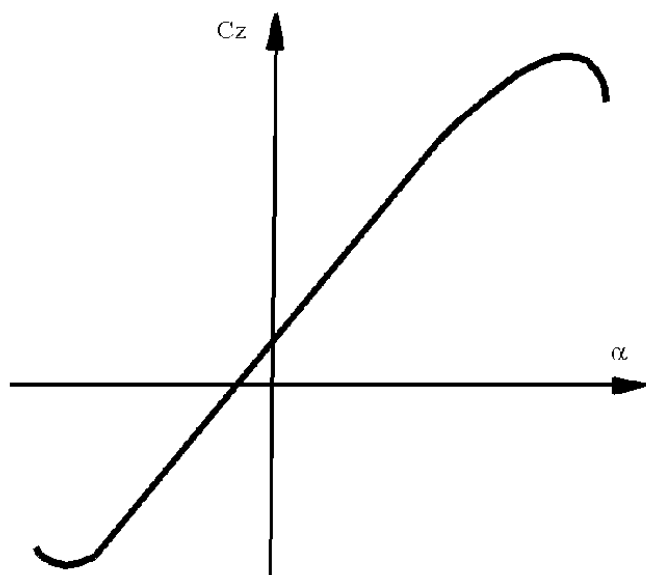


Tab. 11.5 Zestawienie danych dla skrzydła.

Lp.	Oznaczenie	Operacja							
1.	y_i								
2.	Δy_i								
3.	l_i								
4.	ΔS_i								
5.	$(C_{Z_{N=1}})_i$								
6.	$(C_{Z_0})_i$								
7.	$(\Delta C_{Z_{10}})_i$								
8.	ΔQ_S	$(Q_S/Q) \cdot 4.$							
9.	e_{SSPi}								
10.	$(GJ_0)_i$								

W przypadku szybowca z klapą prędkościową, lub w przypadku obliczeń konfiguracji z wysuniętym hamulcem aerodynamicznym tablica 11.5 ulega odpowiednio rozszerzeniu o konieczne pozycje danych.

W analizie charakterystyk aerodynamicznych szybowca poszczególne wielkości podawano w funkcji kąta natarcia skrzydła α . W przypadku wyznaczania obciążeń parametrem wygodniejszym jest współczynnik siły nośnej skrzydła C_z , dlatego też wygodnie jest wykonać wykres zależności $C_z = f(\alpha)$ w całym zakresie kątów natarcia dodatnich i ujemnych (Rys.11.4) korzystając z danych tablicy 4.5.



11.2 RODZAJE OBCIĄŻEŃ SKRZYDŁA

Obciążenia, z uwagi na ruch szybowca pod ich wpływem, dzielą się na: symetryczne i niesymetryczne.

Obciążenia symetryczne dają wypadkową leżącą w płaszczyźnie symetrii szybowca, a ich skutkiem jest przesunięcie i obrót wokół osi poprzecznej. Obciążenia niesymetryczne dają wypadkową leżącą poza płaszczyzną symetrii szybowca, a ich skutkiem jest przesunięcie i obrót wokół osi podłużnej i pionowej.

Z uwagi na miejsce powstawania, obciążenia dzielą się na: obciążenia w locie i obciążenia na ziemi. Skutek jaki obciążenia wywołują pozwala na dalszy ich podział na eksploatacyjne i awaryjne. Obciążenia eksploatacyjne nie mogą naruszać struktury szybowca z narzuconym marginesem bezpieczeństwa, natomiast obciążenia awaryjne mogą sięgać nawet wytrzymałości granicznej struktury lub wykazywać pewien margines bezpieczeństwa określony wymaganiami zależnymi od konkretnego przypadku obciążenia.

11.3 ZESPÓŁ OBCIĄŻEŃ SKRZYDŁA

Na zespół obciążeń skrzydła składają się:

obciążenia normalne (siła poprzeczna i moment gnący),

obciążenia styczne (siła poprzeczna i moment gnący)

obciążenia skręcające (moment skręcający).

Aby wyznaczyć zespół obciążeń skrzydła należy je podzielić na segmenty obliczeniowe (wg rys.5.7)

11.3.1 Obciążenia normalne

Składowa siły aerodynamicznej prostopadła (normalna) do płaszczyzny cięciw powstająca na segmencie „i” wynosi:

$$\Delta P n_i = C n_i \cdot q \cdot \Delta S \quad (11.9)$$

gdzie przyjmuje się iż w przybliżeniu:

$$C n_i \cong C_z \cdot (C z_{N=1})_i + C z_{0i} \quad (11.10)$$

gdzie:

C_z - współczynnik siły nośnej całego szybowca w rozpatrywanym przypadku obciążenia
($C z_{N=1}$)_i - współczynnik siły nośnej na rozpatrywanym segmencie i wzdłuż

rozpiętości dla ($dC_z/d\alpha$) $\alpha = 1.0$

$C z_{0i}$ - współczynnik siły nośnej rozkładu ~zerowego (pochodzącego od geometrycznego zwiczenia skrzydła i wpływu kadłuba

q - ciśnienie dynamiczne.

Siła masowa powstająca na segmencie i:

$$\Delta P m_i = n_i \cdot \Delta S_i \frac{Q_s}{S} \quad (11.11)$$

gdzie: n_i - współczynnik obciążenia na segmencie i w rozpatrywanym stanie lotu. Dla obciążeń symetrycznych wartość $n_i = \text{const.}$ dla całej rozpiętości skrzydła. Dla obciążeń niesymetrycznych wartość ta jest zmienna

Q_s - ciężar skrzydła.

Siła poprzeczna normalna na segmencie i skrzydła:

$$\Delta T n_i = \Delta P n_i - \Delta P m_i \quad (11.12)$$

Siła poprzeczna normalna w przekroju dowolnego segmentu j:

$$T_j = \sum_{i=n}^{i=j} \Delta T n_i \quad (11.13)$$

Sumowanie przebiega tutaj od końca skrzydła ku kadłubowi: ($i = n, n-1, \dots, 2, 1$).

Przyrost momentu gnącego na segmencie i wynosi:

$$\Delta M n_i = T n_{(i+1)} \cdot \Delta y_{g_i} \quad (11.14)$$

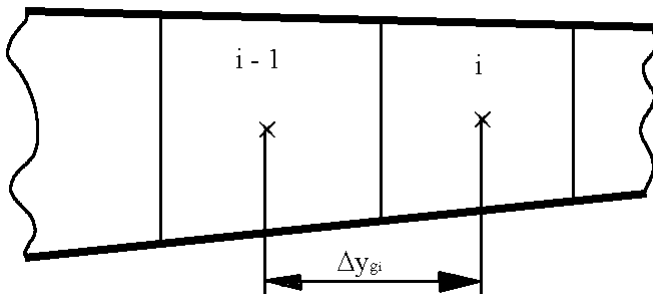
gdzie:

Δy_{g_i} – odległość pomiędzy środkami ciężkości segmentów i oraz i+1 (Rys. 11.5)

Moment gnący normalny w przekroju dowolnego segmentu j:

$$M n_j = \sum_{i=n}^{i=j} \Delta M n_i \quad (11.15)$$

Algorytm obliczeń zginania normalnego podano w tablicy 11.6.



Rys. 11.5 Odległość między sąsiednimi segmentami skrzydła

Tab. 11.6 Algorytm obliczania zginania normalnego



Lp.	Oznaczenie	Operacja					
1.	y_i						
2.	ΔS_i						
3.	$q \cdot \Delta S_i$						
4.	$(Cz_{N=1})$						
5.		$Cz \cdot 4.$					
6.	Cz_{0i}						
7.	Cn_i	$5. + 6.$					
8.	ΔPn_i	$3. \cdot 7.$					
9.	$(\Delta Q_S/S) \cdot \Delta S_i$	$(\Delta Q_S/S) \cdot 2.$					
10.	ΔPm_i	$n_i \cdot 9.$					
11.	ΔTn_i	$8. - 9.$					
12.	Tn_i	$\Sigma 11.$					
13.	Δy_{gi}						
14.		$12. \cdot 13.$					
15.	Mn_i	$\Sigma 14.$					

11.3.2 Obciążenia styczne

Przy obliczaniu obciążeń stycznych czyni się następujące założenia upraszczające: rozkład obciążenia stycznego wzdłuż rozpiętości jest proporcjonalny do rozkładu normalnego, współczynniki obciążenia wywołują siły masowe działające prostopadle do płaszczyzny cięciw skrzydła, wypadkowa obciążenia stycznego leży w płaszczyźnie cięciw skrzydła.

Przy powyższych założeniach siła styczna na segmencie i skrzydła wynosi:

$$\Delta Tt_i = \frac{Ct}{Cn} \Delta Pn_i \quad (11.16)$$

gdzie:

ΔPn_i - wg rozkładu obciążeń normalnych (z tab.11 .6)

Cn , Ct – odczytane z wykresu (rys. 6.5) dla współczynnika siły nośnej szybowca w rozpatrywanym stanie lotu, sporządzonego dla samego skrzydła (za pośrednictwem wykresu rys. 11.4).

Siła poprzeczna styczna w przekroju dowolnego segmentu j wynosi:

$$Tt_j = \sum_{i=n}^{i=j} \Delta Tt_i \quad (11.17)$$

Przyrost momentu gnącego na segmencie i wynosi:

$$\Delta Mt_i = Tt_{(i+1)} \Delta y_{gi} \quad (11.18)$$

Moment gnący styczny w przekroju dowolnego segmentu j :

$$Mt_j = \sum_{i=n}^{i=j} \Delta Mt_i \quad (11.19)$$

Algorytm obliczeń zginania statycznego podano w tabelicy 11.7.

Tab. 11.7 Algorytm obliczania zginania stycznego

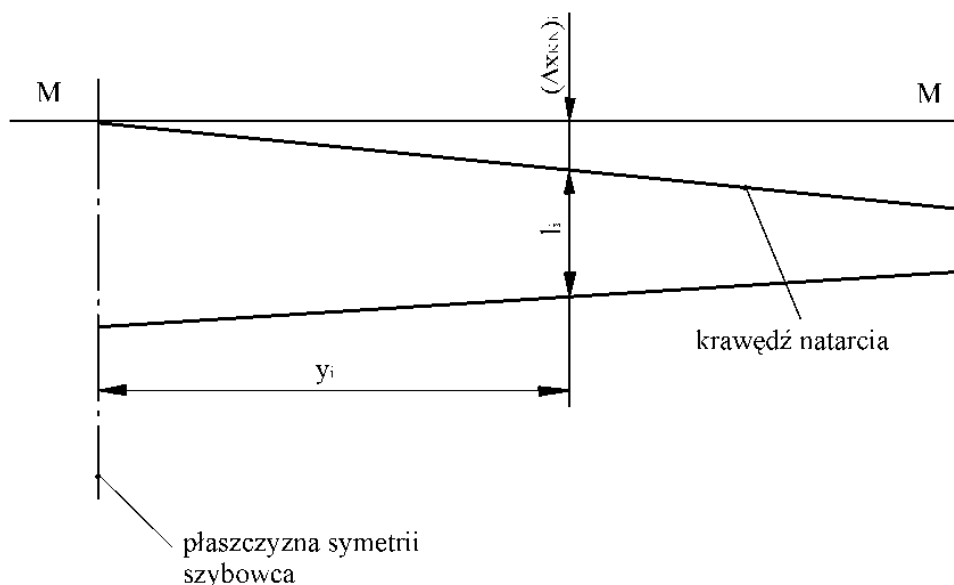


Lp.	Oznaczenie	Operacja					
1	y_i						
2	$\Delta P n_i$	Z tab. 11.6.					
3	$\Delta T t_i$	$(C t / C n) \cdot 2.$					
4	$T t_i$	$\Sigma 3.$					
5	Δy_{gi}						
6		$4. \cdot 5.$					
7	$M t_i$	$\Sigma 6.$					

11.3.3 Obciążenia skręcające

Moment skręcający odniesiony jest do środka sił poprzecznych przekroju skrzydła. Linia SSP może mieć zróżnicowany przebieg wzdłuż rozpiętości, dlatego moment skręcający należy wyznaczyć za pośrednictwem momentu względem linii prostopadłej do płaszczyzny symetrii szybowca (prosta M-M), który w dalszej kolejności przelicza się na moment skręcający względem SSP.

Zazwyczaj jako linię M-M przyjmuje się prostą przechodzącą przez teoretyczny punkt natarcia profilu w płaszczyźnie symetrii szybowca (Rys.11.6).



Rys. 11.6 Prosta M-M dla wyznaczenia momentu skręcającego

Dla każdego segmentu "i" należy wyznaczyć odległość krawędzi natarcia skrzydła od prostej M-M $(\Delta x_{KN})_i$ oraz podać ją w postaci bezwymiarowej:

$$e_{xi} = \frac{(\Delta x_{KN})_i}{l_i} \quad (11.20)$$

Przyrost momentu skręcającego względem prostej M-M wywołany obciążeniem na segmencie "i" (Rys. 11.7) wynosi:

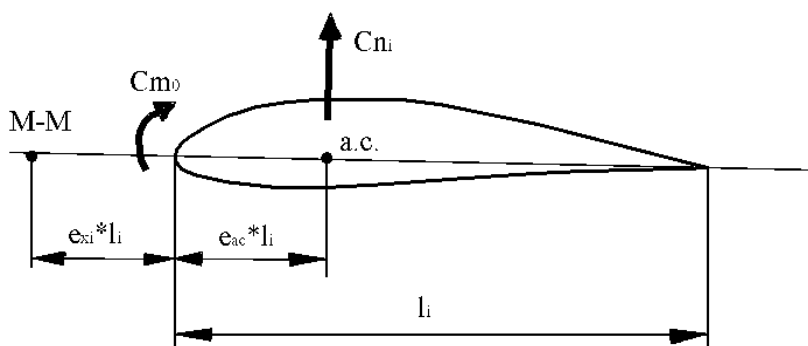
$$\Delta M_{Mi} = C m_{Mi} \cdot q \cdot \Delta S_i \cdot l_i \quad (11.21)$$

$$C m_{Mi} = C m_0 - C n_i (e_{ac} + e_{xi}) = C m_0 - [C z \cdot (C z_{N=1})_i + C z_{0i}] (e_{ac} + e_{xi}) \quad (11.22)$$

gdzie:

$C_{m_{0i}}$ - współczynnik momentu względem środka aerodynamicznego

$e_{ac\ i}$ - bezwymiarowe położenie środka aerodynamicznego (dla współczesnych profili 25 % cięciwy).



Rys. 11.7 Układ obciążenia skręcającego w przekroju skrzydła

Moment skręcający względem prostej M-M w przekroju dowolnego segmentu j wynosi:

$$M_{Mj} = \sum_{i=n}^{i=j} \Delta M_{Mi} \quad (11.23)$$

Moment skręcający skrzydło względem środka sił poprzecznych w przekroju dowolnego segmentu j wynosi:

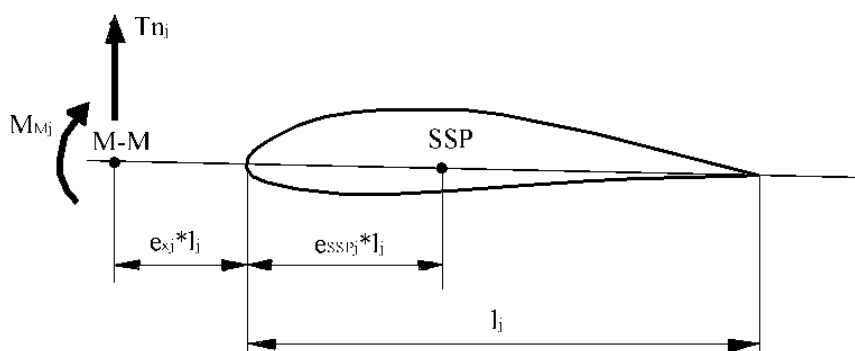
$$M_{Sj} = M_{Mj} + T_{nj} (e_{xj} + e_{SSPj}) \cdot l_j \quad (11.24)$$

gdzie:

T_{nj} - siła poprzeczna normalna w przekroju segmentu j

e_{SSPj} - bezwymiarowe położenie środka sił poprzecznych w przekroju dowolnego segmentu j (Rys. 11.8).

Algorytm obliczeń momentu skręcającego podano w tablicy 11.8.



Rys. 11.8 Odniesienie momentu skręcającego do SSP.

Tab. 11.8 Algorytm wyznaczania skręcenia.



Lp.	Oznaczenie	Operacja						
1	y_i							

2	ΔS_i							
3	l_i							
4		2. * 3.						
5		q * 4.						
6	C_{m0i}							
7	$C_{ZN=1}$							
8		$C_z * 7.$						
9	C_{z0i}							
10		8. + 9.						
11	e_{xi}							
12		$e_{ac} + 11.$						
13		10. * 12.						
14	$C_{m_{Mi}}$	6. - 13.						
15	ΔM_{Mi}	5. * 14.						
16	M_{Mj}	Σ 15.						
17	e_{SSP}							
18		11. + 17.						
19		18. * 3.						
20	Tn_j	z tab. 11.6.						
21		19. * 20.						
22	M_{Sj}	16. + 21.						

11.3.4 Uwzględnienie podatności skrętnej skrzydła

Sztywność skrętna skrzydła decyduje o wielkości kąta skręcenia dla danego momentu skręcającego, czyli o podatności skrętnej struktury. Wielkość kąta o jaki doznaje skręcenia segment i wynosi:

$$\Delta\varphi_i = \frac{M_{Si}}{(GJ_0)_i} \Delta y_i \quad \text{gdzie:} \quad (11.25)$$

$(GJ_0)_i$ - sztywność skrętna średnia dla

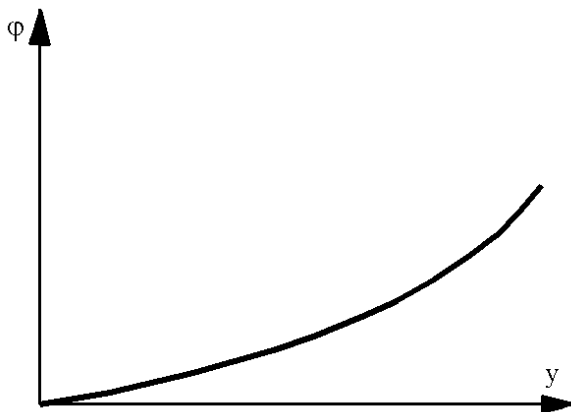
segmentu i

M_{Si} - moment skręcający na środku segmentu i.

Kąt skręcenia skrzydła w przekroju dowolnego segmentu j:

$$\varphi_j = \sum_{i=1}^{i=j} \Delta\varphi_i \quad (11.26)$$

Schematycznie przebieg zależności $\varphi_j = f(y)$ podano na rys. 11.9.



Rys. 11.9 Kąt skręcenia skrzydła w funkcji rozpiętości.

Algorytm obliczenia kąta skręcenia skrzydła podano w tab.11.9.

Tab. 11.9 Algorytm obliczania kąta skręcenia skrzydła



Lp.	Oznaczenie	Operacja							
1.	y_i								
2.	M_{Si}								
3.	$(GJ_0)_i$								
4.	Δy_i								
5.		2. / 3.							
6.	$\Delta \varphi_i$	4. * 5.							
7.	φ_i	Σ 6.							

Kąt skręcenia skrzydła staje się jego zwichrzeniem geometrycznym, jest przeto źródłem dodatkowego zerowego rozkładu współczynnika siły nośnej wzdłuż rozpiętości. Obliczanie tego rozkładu podano w rozdziale 5.2.2. W wyniku obliczenia tego rozkładu uzyskuje się dla każdego segmentu obliczeniowego wartość Cz_0 którą dla odróżnienia od innych rozkładów zerowych oznaczono jako $Cz_{0\varphi}$.

W wyniku pojawienia się rozkładu zerowego ulega modyfikacji zależność (11.10) stając się:

$$Cn_i \cong Cz(Cz_{N=1})_i + Cz_{0i} + Cz_{0\varphi_i} \quad (11.27)$$

Podobnie modyfikacji ulega zależność (11.22) przyjmując postać:

$$Cm_{M_i} = Cm_0 - [Cz(Cz_{N=1})_i + Cz_{0i} + Cz_{0\varphi_i}] \cdot (e_{ac} + e_{X_i}) \cdot l_i \quad (11.28)$$

Ponieważ zwichrzenie skrzydła spowodowane skręcaniem modyfikuje wartość momentu skręcającego, a zatem i kąta skręcenia, rachunek wymaga drogi kolejnych przybliżeń.

11.3.5 Uwzględnienie załamania profilu

W przypadku wychylenia klapy lub lotki profil skrzydła zostaje załamany, co uzewnętrznia się w powstaniu przyrostu współczynnika siły nośnej ΔCz_β i współczynnika momentu profilu ΔCm_β określonych zależnościami:

$$\Delta C_{z_\beta} = \frac{dC_z}{d\alpha} \Delta \alpha \quad (11.29)$$

oraz:

$$\Delta C_{m_\beta} = \frac{\Delta C_{m_R}}{\Delta C_{z_R}} \Delta C_{z_\beta} \quad (11.30)$$

W powyższych zależnościach wielkość $\Delta \alpha$ jest przyrostem kąta natarcia na skrzydle wywołanym wychyleniem ruchomej części profilu (lotki, klapy) i wylicza się go wg zależności (4.24) korzystając z wykresu 4.15. Zmianę współczynnika momentu profilowego wywołaną wychyleniem części ruchomej profilu $\Delta C_{m_R}/\Delta C_{z_R}$ należy wyznaczyć wg rys. 5.4.

Dla profilu załamanego (z uwzględnieniem także podatności skrętnej skrzydła) zależność (11.27) ulega dalszej modyfikacji:

$$Cn_i \cong Cz(C_{z_{N=1}})_i + Cz_{0i} + Cz_{0\varphi} + \Delta C_{z_\beta} \quad (11.31)$$

Natomiast zależność (11.28) przybiera postać:

$$Cm_{Mi} = Cm_0 + \Delta C_{m_\beta} - [Cz(C_{z_{N=1}})_i + Cz_{0i} + Cz_{0\varphi} + \Delta C_{z_\beta}] (e_{ac} + e_{Xi}) \cdot l_i \quad (11.32)$$

11.4 SYMETRYCZNE OBCIĄŻENIA W LOCIE

Obciążenia symetryczne pojawiające się w locie odpowiadają różnym punktom obwiedni obciążeń sterowanych i od podmuchów, przy czym konstruktor musi wyznaczyć te obciążenia dla przypadków wymiarujących strukturę.

Wielkość współczynnika siły nośnej na skrzydle wynika z warunku równowagi sił w kierunku normalnym:

$$P_z + P_H = n \cdot Q \quad (11.33)$$

po rozpisaniu wzoru na siłę nośną P_z otrzymuje się:

$$\frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot Cz + P_H = n \cdot Q \quad (11.34)$$

stąd:

$$Cz = \frac{nQ - P_H}{\frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2} = \frac{nQ - P_H}{q \cdot S} \quad (11.35)$$

gdzie: $q = \frac{1}{2} \rho V^2$ jest ciśnieniem dynamicznym odpowiadającym

prędkości lotu V .

Siła na usterzeniu wysokości potrzebna do równowagi:

$$P_H = C_{m_{bu}} \cdot q \cdot S \cdot l_0 \cdot \frac{1}{L_H} \quad (11.36)$$

Z zależności (11.35) i (11.36) wynika:

$$Cz = \frac{nQ}{qS} - \frac{C_{m_{bu}} \cdot l_0}{L_H} \quad (11.37)$$

Ponieważ współczynnik siły nośnej jest funkcją współczynnika momentu $C_{m_{bu}}$, a ten z kolei zależy od C_z , poprzez zależność rys. 11.4., rachunek wymaga drogi kolejnych przybliżeń.

11.4.1 Obciążenia sterowane

Obciążenia sterowane scharakteryzowane są przez wielkość współczynnika obciążenia n oraz prędkość lotu V , które można odczytać z obwiedni obciążeń sterowanych dla wyznaczanego punktu obwiedni, wymiarującego dla struktury skrzydła.

W pierwszym przybliżeniu należy założyć iż $P_H = 0$ i wówczas:

$$C_z = \frac{nQ}{qS} \quad (11.38)$$

Dla obliczonej wielkości C_z należy z rys. 7.6, za pośrednictwem rys. 11.4, wyznaczyć wielkość $C_{m_{bu}}$ a stamtąd siłę P_H , która w drugim przybliżeniu będzie już nieco inna z racji wyznaczenia C_z za pośrednictwem zależności (11.37). Tę samą drogę wykorzystuje się w dalszych przybliżeniach, z tym że rachunek jest szybko zbieżny.

Znając C_z i n dalsze obliczenia należy przeprowadzić wg rozdziału 11.3.

11.4.2 Obciążenia od podmuchów

Obciążenie wywołane podmuchiem nakłada się na obciążenie jakie działa na skrzydło w ustalonym locie ślizgowym ($n = 1$).

Wielkość współczynnika siły nośnej na skrzydle w locie ustalonym należy wyznaczyć z zależności (11.37) pamiętając iż $n = 1$. Rachunek wymaga drogi kolejnych przybliżeń identycznie jak dla przypadku obciążeń sterowanych.

Do uzyskanego w ten sposób współczynnika siły nośnej w ustalonym stanie wyjściowym C_{z_r} należy dodać przyrost współczynnika siły nośnej wywołany podmuchiem o intensywności U , dla jakiej określony jest obliczany punkt obwiedni obciążeń od podmuchów (albo $U = \pm 15$ m/s przy prędkości V_{RA} , albo $U = \pm 7,5$ m/s przy prędkości V_D). Przyrost ten wynosi:

$$\Delta C_{z_U} = \frac{dC_z}{d\alpha} \cdot k \frac{U}{V} \quad (11.39)$$

gdzie współczynnik k określono w równaniu (10.30).

$$C_{z_U} = C_{z_r} + \Delta C_{z_U} \quad (11.40)$$

Całkowita wartość współczynnika siły nośnej na skrzydle po zaistnieniu podmuchu wynosi:

i dla tej wielkości należy przeprowadzić obliczenia wg rozdziału 11.3. jako C_z traktując wielkość C_{z_U} .

11.5 NIESYMETRYCZNE OBCIĄŻENIA W LOCIE

Niesymetryczne obciążenia w locie wywoływane są:
sterowaniem lotkami wprowadzającym nieustalony stan lotu,
obrotem wokół osi podłużnej w ustalonym stanie lotu.

Brutalne sterowanie lotkami (stan nieustalony) charakteryzuje się narastającą prędkością kątową obrotu wokół osi podłużnej szybowca. Obrót ustalony odbywa się przy stałej prędkości kątowej (brak przyspieszeń kątowych).

11.5.1 Brutalne sterowanie lotkami

Analiza obciążeń skrzydła wywołanych brutalnym sterowaniem lotkami wymaga rozpatrzenia przypadków:

pełnego wychylenia lotek przy prędkości V_A i przy współczynniku obciążenia $n = 2/3 n_A$, oraz wychylenia lotek o wielkość $1/3$ pełnego wychylenia przy prędkości V_D i współczynniku obciążenia $n = 2/3 n_D$, przy czym wielkości n_A oraz n_D są różne dla kategorii obciążeniowych U i A, zgodnie z tab.10.1.

Wartość współczynnika siły nośnej C_z należy określić zgodnie z zależnościami (11.36) i (11.37) drogą kolejnych przybliżeń dla współczynnika obciążenia n dla rozpatrywanego przypadku brutalnego sterowania lotkami.

Zakładając; dla ułatwienia rachunku, iż w pierwszym przybliżeniu skrzydło będzie traktowane jako idealnie sztywne, wartość współczynnika C_n dla segmentu i skrzydła wynosi:

$$C_{n_i} = [C_z(C_{z_{N=1}})_i + C_{z_{0i}} + (\Delta C_{z_L})_i] \quad (11.41)$$

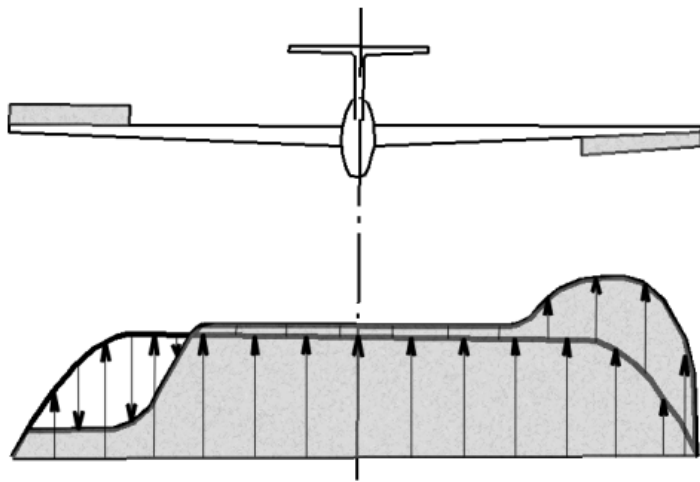
gdzie $(\Delta C_{z_{0L}})$ jest rzędną rozkładu zerowego współczynnika siły nośnej na skrzydle, pochodzącego od wychylenia lotek (Rys.5.12).

Rachunek wymaga jednoczesnego prowadzenia obliczeń dla lewego i prawego skrzydła, dlatego przyrost współczynnika siły nośnej na skrzydle z wychyloną lotką do dołu zostanie oznaczony jako $(\Delta C_{z_{0L}})_i = \Delta C_{z_1}$, a z lotką wychyloną do góry jako $(\Delta C_{z_{0L}})_i = \Delta C_{z_2}$. Zakładając ponadto, że zgodnie z rys.11.10 lotka wychylona jest do dołu na skrzydle prawym, a do góry na lewym, wielkość współczynnika siły normalnej będzie wynosić: dla segmentu i na skrzydle prawym:

$$(C_{n_i})_1 = [C_z(C_{z_{N=1}})_i + C_{z_{0i}} + \Delta C_{z_1}] \quad (11.42)$$

a na skrzydle lewym:

$$(C_{n_i})_2 = [C_z(C_{z_{N=1}})_i + C_{z_{0i}} + \Delta C_{z_2}] \quad (11.43)$$



Rys. 11.10 Układ obciążenia po wychyleniu lotek

Odpowiednio wartości sił aerodynamicznych na płacie wyniosą:

na skrzydle prawym

$$(\Delta Pz_i)_1 = (Cn_i)_1 \cdot q \cdot \Delta S_i \quad (11.44)$$

a na skrzydle lewym:

$$(\Delta Pz_i)_2 = (Cn_i)_2 \cdot q \cdot \Delta S_i \quad (11.45)$$

Rzut oka pozwala zorientować się, iż wynikowe obciążenia na skrzydle lewym i prawym nie są sobie równe, co stwarza niesymetrię względem płaszczyzny symetrii szybowca i jest źródłem momentu przechylającego:

$$M_X = \sum_{i=1}^{i=n} (\Delta Pz_i)_1 \cdot y_i - \sum_{i=1}^{i=n} (\Delta Pz_i)_2 \cdot y_i \quad (11.46)$$

Moment ten wywołuje przyspieszenie kątowe:

$$\varepsilon_X = \frac{M_X}{J_X} \quad (11.47)$$

gdzie J_X jest momentem bezwładności szybowca względem osi podłużnej.

Siła masowa na segmencie i wynosi:

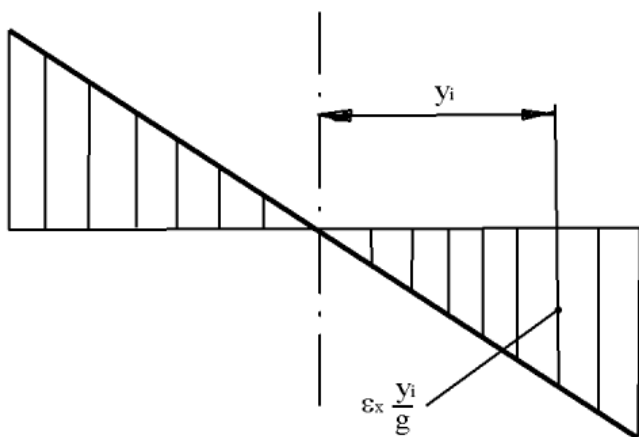
$$\Delta P_{mas\ i} = \frac{Q_s}{Q} \Delta S_i \cdot n_{Xi} \quad (11.48)$$

gdzie:

Q_s – jest ciężarem skrzydła

$$n_{Xi} = n \pm \varepsilon_X \frac{y_i}{g} \quad (11.49)$$

Rozkład współczynnika obciążenia wywołanego obrotem szybowca $\varepsilon_X \frac{y_i}{g}$ przedstawiono na rys. 11.11., z którego wynika iż na skrzydle prawym będzie on dodawał się z wartością współczynnika obciążenia symetrycznego n , na lewym zaś odejmował.



Rys. 11.11 Rozkład współczynnika obciążenia wywołanego przyspieszeniem kątowym

Algorytm obliczenia momentu przechylającego M_X podano w tablicy 11.10.

Tab. 11.10 Algorytm obliczania momentu przechylającego



Lp.	Oznaczenie	Operacja						
1.	y_i							
2.	ΔS_i							
3.	$(C_{Z_{N=1}})_i$							
4.	C_{Z0i}							
5.	$q * \Delta S_i$	$Q * 2.$						
6.	$C_Z * (C_{Z_{N=1}})_i$	$C_Z * 3.$						
7.		$6. + 4.$						
	SKRZYDŁO PRAWE							
8.	ΔC_{Z1}							
9.	$(C_{n_i})_1$	$7. + 8.$						
10.	$(\Delta P_{Z_i})_1$	$5. * 9.$						
11.		$10. * 1.$						
12.	$M_{X_{praw}}$	$\Sigma 11.$						
	SKRZYDŁO LEWE							
13.	ΔC_{Z2}							
14.	$(C_{n_i})_2$	$7. + 13.$						
15.	$(\Delta P_{Z_i})_2$	$5. * 14.$						
16.		$15. * 1.$						
17.	$M_{X_{lew}}$	$\Sigma 16.$						
	MOMENT PRZECHYLAJĄCY							
18.		$12. + 17.$						

Siła poprzeczna normalna na segmencie i wynosi :
na skrzydle prawym:

$$\Delta T_{n_i} = (\Delta P_{Z_i})_1 - \frac{Q_s}{Q} \Delta S_i \left(n + \varepsilon_x \frac{y_i}{g} \right) \quad (11.50)$$

na skrzydle lewym

$$\Delta T_{n_i} = (\Delta P_{Z_i})_2 - \frac{Q_s}{Q} \Delta S_i \left(n - \varepsilon_x \frac{y_i}{g} \right)$$

(11.51)

Dalszy rachunek zginania normalnego przebiega wg algorytmu wskazanego w tablicy 11.6, pozycje: 12 do 16.

Algorytm obliczania zginania normalnego podano w tablicy 11.11.

Tab. 11.11 Algorytm obliczania zginania normalnego w przypadku brutalnego sterowania lotkami.



Lp.	Oznaczenie	Operacja							
1	y_i								
2	$(\varepsilon_x/q) \cdot y_i$	$\varepsilon_x/q \cdot 1.$							
3	ΔS_i								
4	$(Q_s/Q) \cdot \Delta S_i$	$Q_s/Q \cdot 3.$							
SKRZYDŁO PRAWE									
5	$(\Delta Pz_i)_1$	Wg tab. 11.10 poz. 10							
6		$n + 2.$							
7		$4. \cdot 6.$							
8	ΔTn_i	$5. - 7.$							
9	Tn_j	$\Sigma 8.$							
10	Δy_{gi}								
11		$9. + 10.$							
12	Mn_j	$\Sigma 11.$							
SKRZYDŁO LEWE									
13	$(\Delta Pz_i)_2$	Wg tab. 11.10 poz. 15							
14		$n - 2.$							
15		$4. \cdot 14.$							
16	ΔTn_i	$13. - 15.$							
17	Tn_j	$\Sigma 16.$							
18	Δy_{gi}								
19		$17. + 18.$							
20	Mn_j	$\Sigma 19.$							

Dla wyznaczenia zginania stycznego należy wyznaczyć współczynnik Ct_i wg zależności:

$$Ct_i = \frac{Ct}{Cz} [Cz(Cz_{N=1})_i + Cz_{0i}] + \Delta Ct_{Li} \quad (11.52)$$

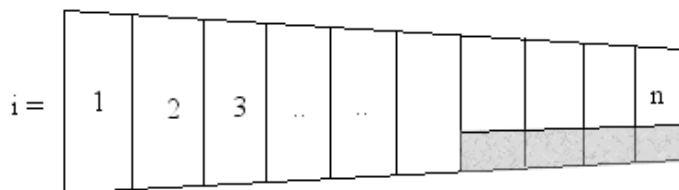
gdzie:

Ct_i - współczynnik siły styczney wyznaczony wg wyk.6.5 ale sporządzonego tylko dla skrzydła,
 ΔCt_{Li} - przyrost współczynnika siły styczney tylko na partii lotki (rys.11.12) wyznaczony jako $\Delta Ct_{Li} \approx \Delta Cx_i$ wg wykresu 4.20.

Przyrost siły poprzecznej styczney na segmencie i, wynosi:

$$\Delta Tt_i = Ct_i \cdot q \cdot \Delta S_i \quad (11.53)$$

Dalszy rachunek wg tab. 11.7 poz. 3 do 7.
 Algorytm obliczania zginania stycznego podano w tab.11.12.



Rys. 11.12 Partia rozpiętości objęta lotką.

Lp.	Oznaczenie	Operacja							
1.	y_i								
2.	...	...						partia	lotki

Tab. 11.12 Algorytm obliczania zginania stycznego w przypadku brutalnego sterowania

lotkami.



Lp.	Oznaczenie	Operacja								
1.	y_i									
2.	ΔS_i									
3.	$q \cdot \Delta S_i$	$q \cdot 2.$								
4.		poz. 7. z tab.11.10								
5.		$(C_t/C_z) \cdot 4.$								
SKRZYDŁO PRAWE										
6.	ΔC_{tLi}									
7.	C_{ti}	5. + 6.								
8.	ΔT_{ti}	3. * 7.								
9.	T_{ti}	Σ 8.								
10.	Δy_{gi}									
11.		9. * 10.								
12.	M_{ti}	Σ 11.								
SKRZYDŁO LEWE										
13.	ΔC_{tLi}									
14.	C_{ti}	5. + 13.								
15.	ΔT_{ti}	3. * 14.								
16.	T_{ti}	Σ 15.								
17.	Δy_{gi}									
18.		16. * 17.								
19.	M_{ti}	Σ 18.								

Obliczenie skręcania wymaga wyznaczenia współczynnika momentu względem prostej M-M (Rys.11.6) podanego przez zależność (11.28) bez członu uwzględniającego skręcenie skrzydła (w pierwszym przybliżeniu założono bowiem skrzydło sztywne) natomiast z członami wywołanymi wychyleniem lotki: ΔC_{mL} oraz ΔC_{z1} albo ΔC_{z2} (ogólnie ΔC_{zL})

$$C_{m_{Mi}} = C_{m_0} - [C_z(C_{z_{N=1}})_i + C_{z_{0i}} + \Delta C_{zL}] + (e_{ac} + e_{xi}) \cdot l_i + \Delta C_{mL} \quad (11.54)$$

gdzie wyrażenie ΔC_{m_L} należy wyznaczyć wg rys.5.4 pamiętając iż wynika ono z zależności $\Delta C_{m_L} = f(\Delta C_{z_L})$ i dla wychylenia lotki do dołu ma, znak ujemny (pochylenie) a dla wychylenia do góry znak dodatni (zadzieranie).

Przyrost momentu skręcającego na segmencie i wynosi:

$$\Delta M_{M_i} = C_{m_{M_i}} \cdot q \cdot \Delta S_i \cdot l_i \quad (11.55)$$

Dalszy tok obliczeń wg tab. 11.8 poz. 15 do 22.

Algorytm obliczeń podano w tablicy 11.13.

W dalszych przybliżeniach należy skrzydło traktować jako elastyczne. Po obliczeniu wielkości kąta skręcenia wg algorytmu podanego w tablicy 11.9, należy wyznaczyć rozkład współczynnika siły nośnej zerowy wywołany skręceniem wg rozdziału 5.2.2. (wielkość C_{z_0}) We wszystkich zależnościach dotyczących zginania normalnego, stycznego i skręcania w miejsce wyrazu C_{z_0} należy wstawić sumę $C_{z_0} + C_{z_{0\phi}}$. Dalszy przebieg obliczeń jest identyczny jak dla skrzydła sztywnego.

11.5.2 Obrót ustalony względem osi podłużnej

Obrót ustalony jest stanem lotu w którym szybowiec obraca się wokół osi podłużnej ze stałą prędkością kątową ω_x , a więc bez przyspieszenia kątowego, a zatem $\epsilon_x = 0$.

Obciążenia pochodzące od obrotu ustalonego należy wyznaczyć, podobnie jak w przypadku brutalnego sterowania, dla stanów:

pełnego wychylenia lotek przy prędkości V_A i przy współczynniku obciążenia $n = \frac{2}{3} n_A$, oraz wychylenia lotek o wielkość $\frac{1}{3}$ pełnego wychylenia przy prędkości V_D i współczynniku obciążenia $n = \frac{2}{3} n_D$.

Stała prędkość kątowa obrotu powstaje wówczas gdy moment obracający szybowiec M_x , wyznaczony wg algorytmu podanego w tablicy 11.10, będzie w równowadze z momentem tłumiącym.

W wyniku obrotu na skrzydle powstaje rozkład współczynnika siły normalnej $C_{z_{0\omega}}$ (w zależności 5.28), przy czym na skrzydle z wychyloną lotką do dołu (prawym) posiada on wartość ujemną, na przeciwnym zaś dodatnią. Lewe i prawe skrzydło wytwarzają moment tłumiący działający w tym samym kierunku, a przeciwny do momentu wywołanego wychyleniem lotek (rys. 11.13). Jego wielkość wynosi:

$$M_{TL} = 2 \sum_{i=1}^{i=n} C_{z_{0\omega i}} \cdot \Delta S_i \cdot q \cdot y_i \quad (11.56)$$

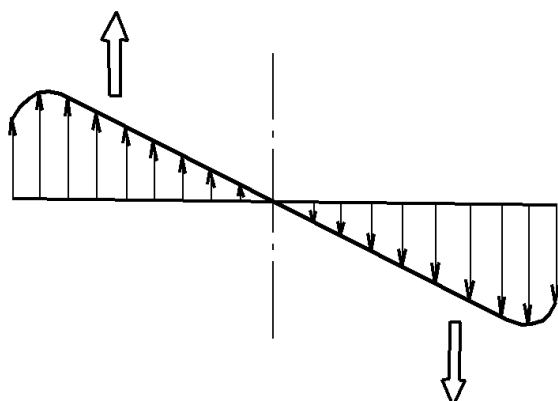
Tab. 11.13 Algorytm obliczania momentu skręcającego w przypadku brutalnego

sterowania lotkami.



Lp.	Oznaczenie	Operacja							
1.	y_i								
2.	ΔS_i								
3.	$\Delta S_i \cdot q$	2. * q							
4.	l_i								
5.	$\Delta S_i \cdot l_i \cdot q$	3. * 4.							
6.			Wg tab. 11.10. poz. 7.						
7.	e_{ac}								

8.	e_{xi}								
9.		7. + 8.							
10.	$(e_{ac}+e_{xi}) \cdot l$	4. * 9.							
11.	Cm_0								
SKRZYDŁO PRAWE									
12.	ΔCz_1								
13.	ΔCm_1								
14.		6. + 12.							
15.		10. * 14.							
16.		11. + 13.							
17.	Cm_{Mi}	16. – 15.							
18.	ΔM_{Mi}	5. * 17.							
19.	M_{Mj}	Σ 18.							
20.	e_{SSP}								
21.		8. + 20.							
22.		21. * 4.							
23.	Tn_j		Z tablicy 11.6						
24.		22. * 23.							
25.	M_{Sj}	19. + 24.							
SKRZYDŁO LEWE									
26.	ΔCz_2								
27.	ΔCm_2								
28.		6. + 26.							
29.		10. * 28.							
30.		11. + 27.							
31.	Cm_{Mi}	30. – 29.							
32.	ΔM_{Mi}	5. * 31.							
33.	M_{Mj}	Σ 32.							
34.	e_{SSP}								
35.		8. + 34.							
36.		35. * 4.							
37.	Tn_j		Z tablicy 11.6						
38.		36. * 37.							
39.	M_{Sj}	33. + 38.							



Rys. 11.13 Moment aerodynamiczny tłumiący.

Wstawiając do (11.56) zależność (5.28) uzyskuje się:

$$M_{TE} = 2 \sum_{i=1}^{i=n} \left[\frac{1}{2} \left(\frac{dCz}{d\alpha_{\infty}} \right)_i \frac{\omega_X}{V} y_i \right] \Delta S_i \cdot q \cdot y_i = \frac{\omega_X}{V} q \sum_{i=1}^{i=n} \left(\frac{dCz}{d\alpha_{\infty}} \right)_i \Delta S_i y_i^2 \quad (11.57)$$

Z warunku

równości $M_X = M_{TL}$ wynika:

$$M_X = \omega_X \frac{q}{V} \sum_{i=1}^{i=n} \left(\frac{dCz}{d\alpha_{\infty}} \right)_i \Delta S_i y_i^2 \quad (11.59)$$

Prędkość kątowna jak ustali się w stanie równowagi momentów wynosi:

$$\omega_X = \frac{M_X \cdot V}{q \sum_{i=1}^{i=n} \left(\frac{dCz}{d\alpha_{\infty}} \right)_i \Delta S_i y_i^2} \quad (11.60)$$

Algorytm wyznaczania prędkości kątownej obrotu ω_X podano w tablicy 11.14.

Tab. 11.14 Algorytm wyznaczania prędkości kątownej obrotu.



Lp.	Oznaczenie	Operacja						
1.	y_i							
2.	ΔS_i							
3.	$(dCz/d\alpha_{\infty})_i$							
4.	y_i^2	1. ²						
5.	$\Delta S_i \cdot y_i^2$	2. * 4.						
6.		3. * 5.						
7.		Σ 6.						
8.		Q * 7.						
9.	M_X		Wg tab. 11.10 poz. 18.					
10.	$M_X \cdot V$	9. * V						
11.	ω_X	10. / 8.						

Współczynnik siły aerodynamicznej normalnej, na dowolnym segmencie i wynosi:
na skrzydle prawym:

$$(Cn_i)_1 = [Cz(Cz_{N=1})_i + Cz_0 - Cz_{0\omega_i} + \Delta Cz_1] \quad (11.61)$$

na skrzydle lewym:

$$(Cn_i)_2 = [Cz(Cz_{N=1})_i + Cz_0 - Cz_{0\omega_i} + \Delta Cz_2] \quad (11.62)$$

gdzie:

$$Cz_{0\omega_i} = \frac{1}{2} \left(\frac{dCz}{d\alpha_{\infty}} \right)_i \frac{\omega_X}{V} y_i$$

ω_X - wyznaczone z zależności (11.59)

Cz - współczynnik siły nośnej wyznaczony wg zależności (11.36) i (11.37) drogą kolejnych przybliżeń.

Wielkość siły aerodynamicznej na segmencie i:
na skrzydle lewym:

$$(\Delta Pz_i)_1 = (Cn_i)_1 \cdot q \cdot \Delta S_i \quad (11.63)$$

- na skrzydle prawym:

$$(\Delta Pz_i)_2 = (Cn_i)_2 \cdot q \cdot \Delta S_i \quad (11.64)$$

Siła masowa na segmencie i:

$$\Delta P_{mas} = n \frac{Q_s}{Q} \Delta S_i \quad (11.65)$$

Siła poprzeczna normalna na segmencie i:
na skrzydle prawym:

$$\Delta Tn_i = (\Delta Pz_i)_1 - \Delta P_{mas i} \quad (11.65)$$

na skrzydle lewym:

$$\Delta Tn_i = (\Delta Pz_i)_2 - \Delta P_{mas i} \quad (11.65)$$

Dalszy rachunek zginania normalnego przebiega wg algorytmu podanego w tab.11.6 poz. 12 do 16.
Algorytm obliczeń zginania normalnego w przypadku obrotu ustalonego podano w tab.11.15.

Tab. 11.15 Algorytm wyznaczania zginania normalnego w przypadku obrotu ustalonego



Lp.	Oznaczenie	Operacja							
1	y_i								
2	ΔS_i								
3	$(dCz/d\alpha_\infty)_i$								
4	$(Cz_{N=1})_i$								
5	Cz_{0i}								
6	$(\omega_x/V)*y_i$	$(\omega_x/V)*1.$							
7	$Cz_{0\omega i}$	$0,5*3.*6.$							
8	$Cz*(Cz_{N=1})_i$	$Cz*4.$							
9		$8.+5.$							
SKRZYDŁO PRAWE									
10	ΔCz_1								
11	$(Cn_i)_1$	$9.+10.-7.$							
12	$(\Delta Pz_i)_1$	$q*2.*11.$							
13	$\Delta P_{mas i}$	$(Q_s/Q)*n*2.$							
14	ΔTn_i	$12.-13.$							
15	Tn_i	$\Sigma 14.$							
16	Δy_{gi}								
17		$15.*16.$							
18	Mn_i	$\Sigma 17.$							
SKRZYDŁO LEWE									
19	ΔCz_2								
20	$(Cn_i)_2$	$9.+19.+7.$							
21	$(\Delta Pz_i)_2$	$q*2.*20.$							
22	ΔTn_i	$21.-13.$							
23	Tn_i	$\Sigma 22.$							
24	Δy_{gi}								
25		$23.*24.$							
26	Mn_i	$\Sigma 25.$							

Aby wyznaczyć zginanie styczne należy obliczyć współczynnik C_{t_i} wg zależności:

$$C_{t_i} = \frac{C_t}{C_z} [C_z(C_{z_{N=1}})_i + C_{z_{0i}} + C_{z_{0\omega i}}] + \Delta C_{t_{Li}} \quad (11.66)$$

gdzie wielkości składowe powyższego wyrażenia omówiono przy formule (11.52) i (11.61).

Przyrost siły poprzecznej stycznej na segmencie i wyznacza zależność (11.53). Dalszy rachunek wg tab.11.7 poz. 3 do 7.

Algorytm obliczania zginania stycznego jest taki sam jak dla przypadku brutalnego sterowania lotkami, przy czym wyrażenie na współczynnik siły stycznej C_t wzbogacone jest o człon pochodzący od obrotu ustalonego. Przebieg obliczenia podano w tablicy 11.16.

Aby obliczyć moment skręcający należy wyznaczyć współczynnik momentu względem prostej $M - M$ (Rys.11.6). Podobnie jak w przypadku brutalnego sterowania lotkami należy w pierwszym przybliżeniu założyć skrzydło sztywne. Postać współczynnika momentu podaje zależność (11.28) wzbogacona o człony wynikające z wychylenia lotek oraz z tłumienia aerodynamicznego wywołanego obrotem ustalonym, w związku z czym współczynnik ten będzie różny na obu skrzydłach.

Tab. 11.16 Algorytm wyznaczania zginania stycznego w przypadku obrotu

ustalonego 

Lp.	Oznaczenie	Operacja						
1.	y_i							
2.	ΔS_i							
3.	$q \cdot \Delta S_i$	$q \cdot 2.$						
4.			Poz.9. z tab. 11.15.					
5.		$(C_t/C_z) \cdot 4.$						
SKRZYDŁO PRAWE								
6.	$\Delta C_{t_{Li}}$							
7.	C_{t_i}	5. + 6.						
8.	ΔT_{t_i}	3. * 7.						
9.	T_{t_j}	Σ 8.						
10.	Δy_{gi}							
11.		9. * 10.						
12.	M_{t_j}	Σ 11.						
SKRZYDŁO LEWE								
13.	$\Delta C_{t_{Li}}$							
14.	C_{t_i}	5. + 13.						
15.	ΔT_{t_i}	3. * 14.						
16.	T_{t_j}	Σ 15						
17.	Δy_{gi}							
18.		16. * 17.						
19.	M_{t_j}	Σ 18.						

Na skrzydle prawym (lotka wychylona do dołu):

$$(C_{m_{Mi}})_1 = C_{m_0} - [C_z(C_{z_{N=1}})_i + C_{z_{0i}} - C_{z_{0\omega i}} + \Delta C_{z_1}] (e_{ac} + e_{Xi}) \cdot l_i + \Delta C_{m_L} \quad (11.67)$$

gdzie:

ΔC_{m_L} ma wartość ujemną (pochylenie),

i na skrzydle lewym (lotka wychylona do góry):

$$(Cm_{Mi})_2 = Cm_0 - [Cz(Cz_{N=1})_i + Cz_{0i} + Cz_{0\omega i} + \Delta Cz_2](e_{ac} + e_{Xi}) \cdot l_i + \Delta Cm_L \quad (11.68)$$

gdzie:

ΔCm_L ma wartość dodatnią (zadzieranie).

Przyrost momentu skręcającego na segmencie i wynosi:

$$\Delta M_{Mi} = (Cm_{Mi}) \cdot q \cdot \Delta S_i \cdot l_i \quad (11.69)$$

Tab. 11.17 Algorytm wyznaczania momentu skręcającego w przypadku obrotu



ustalonego

Lp.	Oznaczenie	Operacja							
1.	y_i								
2.	ΔS_i								
3.	$\Delta S_i \cdot q$	$q \cdot 2.$							
4.	l_i								
5.	$\Delta S_i \cdot l_i \cdot q$	$3. \cdot 4.$							
6.			Poz. 9. z tab. 11.15						
7.	e_{ac}								
8.	e_{xi}								
9.		$7. + 8.$							
10.		$9. \cdot 4.$							
11.	Cm_0								
12.	$Cz_{0\omega i}$		Poz. 7. z tab. 11.15						
SKRZYDŁO PRAWE									
13.	ΔCz_1								
14.		$13. - 12.$							
15.		$6. + 14.$							
16.		$10. \cdot 15.$							
17.	ΔCm_1								
18.		$11. + 17.$							
19.	$(Cm_{Mi})_1$	$18. - 16.$							
20.	$(\Delta M_{Mi})_1$	$5. \cdot 19.$							
21.	M_{Mj}	$\Sigma 20.$							
22.	e_{SSP}								
23.		$8. + 22.$							
24.		$23. \cdot 4.$							
25.	Tn_j								
26.		$24. \cdot 25.$							
27.	M_{Sj}	$21. + 26.$							
SKRZYDŁO LEWE									
28.	ΔCz_2								
29.		$28. + 12.$							
30.		$6. + 29.$							
31.		$10. \cdot 30$							
32.	ΔCm_2								
33.		$11. + 32.$							
34.	$(Cm_{Mi})_2$	$33. - 31.$							
35.	$(\Delta M_{Mi})_2$	$5. \cdot 34.$							
36.	M_{Mj}	$\Sigma 35.$							
37.	e_{SSP}								

38.		8. + 37.							
39.		38. * 4.							
40.	Tn _i								
41.		39. * 40.							
42.	M _{Sj}	36. + 41.							

gdzie:

$(C_{m_{Mi}}) = (C_{m_{Mi}})_1$ - dla skrzydła prawego, oraz:

$(C_{m_{Mi}}) = (C_{m_{Mi}})_2$ – dla skrzydła lewego.

Dalszy tok obliczeń wg tab.11.8. poz. 15 do 22.

Algorytm obliczeń momentu skręcającego podano w tablicy 11.17.

W dalszych przybliżeniach należy traktować skrzydło jako elastyczne. Po obliczeniu wielkości kąta skręcenia wg, algorytmu podanego w tab.11.9., należy wyznaczyć rozkład współczynnika siły nośnej zerowy, wywołany skręceniem wg wskazówek rozdziału 5.2.2. (wielkość $C_{z_{0\phi}}$). We wszystkich zależnościach dotyczących zginania normalnego i stycznego oraz skręcania, w miejsce wyrazu C_{z0} należy wstawić sumę $C_{z0} + C_{z_{0\phi}}$. Dalszy przebieg obliczeń jest identyczny jak dla skrzydła sztywnego.

11.6 OBCIĄŻENIA W KONFIGURACJACH SZCZEGÓLNYCH

Pod pojęciem konfiguracji szczególnej skrzydła rozumie się lot z wysuniętym hamulcem aerodynamicznym lub z wychyloną kłapą wysklepiającą obejmującą część rozpiętości skrzydła, stosowaną do lądowania lub krążenia w kominie termicznym.

Układ skrzydła z kłapą prędkościową (wychyloną do dołu i do góry) nie stanowi konfiguracji szczególnej, albowiem działanie kłapy wprowadza tutaj jakby zmianę profilu na „inny” (o innym wysklepieniu i innych charakterystykach aerodynamicznych) i każde wychylenie takiej kłapy należy traktować jak przypadek szybowca o innym profilu skrzydła.

Konfiguracja z wysuniętym hamulcem aerodynamicznym

Obciążenia skrzydła z wysuniętym hamulcem aerodynamicznym należy obliczać dla lotu przy prędkości „ V_D ” oraz przy współczynniku obciążenia równym: $n = 0$ oraz $n = 3,5$.

Współczynnik siły normalnej na segmencie „i” wynosi:

$$Cn_i = Cz \cdot Cz_{hi} + Cz_{0i} + Cz_{0hi} \quad (11.70)$$

gdzie:

Cz - współczynnik siły nośnej dla rozpatrywanego przypadku zależny od wielkości „ n ” i wyznaczony wg zależności (11.36) i (11.37) drogą kolejnych przybliżeń

Cz_{hi} - współczynnik rozkładu jednostkowego z wysuniętym hamulcem aerodynamicznym (Rys.5.16)

Cz_{0hi} - współczynnik rozkładu zerowego wywołanego wysunięciem hamulca aerodynamicznego (Rys.5.19)

Cz_{0i} - jak w poprzednich przypadkach jest to suma rozkładu zerowego od zwichrzenia geometrycznego skrzydła i od wpływu kadłuba.

Siła aerodynamiczna normalna na segmencie „i” wynosi:

$$\Delta P n_i = C n_i \cdot \Delta S_i \cdot q \quad (11.71)$$

Dalszy tok obliczeń wg.tab.11.6. poz. 9 do 15.

Algorytm obliczania zginania normalnego podano w tab.11.18.

Tab. 11.18 Algorytm obliczania zginani normalnego w przypadku lotu z wysuniętym hamulcem aerodynamicznym.



Lp.	Oznaczenie	Operacja							
1.	y_i								
2.	ΔS_i								
3.	$C_{z_{hi}}$								
4.		$C_z \cdot 3.$							
5.	$C_{z_{0i}}$								
6.	$C_{z_{0hi}}$								
7.	$C n_i$	$4. + 5. + 6.$							
8.	$\Delta S_i \cdot q$	$2. \cdot q$							
9.	$\Delta P n_i$	$7. \cdot 8.$							
10.	$(\Delta Q_S/S) \cdot \Delta S_i$	$(\Delta Q_S/S) \cdot 2.$							
11.	$\Delta P m_i$	$n_i \cdot 10.$							
12.	$\Delta T n_i$	$9. - 11.$							
13.	$T n_i$	$\Sigma 12.$							
14.	Δy_{gi}								
15.		$13. \cdot 14.$							
16.	$M n_i$	$\Sigma 15.$							

Współczynnik siły stycznej w przypadku lotu z hamulcem aerodynamicznym wysuniętym wynosi:

$$C t_i = \frac{C t}{C_z} C n_i = \frac{C t}{C_z} (C_z \cdot C_{z_{hi}} + C_{z_{0i}} + C_{z_{0hi}}) \quad (11.72)$$

Wartość siły stycznej na segmencie „i” wynosi:

$$\Delta P t_i = C t_i \cdot \Delta S_i \cdot q \quad (11.73)$$

Dalszy tok obliczeń wg tabo11.7,poz. 4 do 7.

Algorytm obliczenia zginania stycznego podano w tab.11.19 przy czym należy go uzupełnić wartością siły stycznej na płycie hamulca i wywołanym nią momentem gnącym stycznym.

Tab. 11.19 Algorytm obliczania zginania stycznego w przypadku lotu z wysuniętym hamulcem aerodynamicznym.



Lp.	Oznaczenie	Operacja							
1.	y_i								
2.	ΔS_i								

3.	$\Delta S_i \cdot q$								
4.	Cn_i		Z tab. 11.8. poz. 7.						
5.		$(Ct/Cn) \cdot 4.$							
6.	ΔPt_i	3. * 5.							
7.	Tt_j	$\Sigma 6.$							
8.	Δy_{gi}								
9.		7. * 8.							
10.	Mt_j	$\Sigma 9.$							
Ponadto obciążenie uzupełniające wg rys. 11.14.									

Siła na płycie hamulca wynosi:

$$Pt_{ham} = Cx_{ham} \cdot S_p \cdot q \quad (11.74)$$

gdzie:

Cx_{ham} - współczynnik oporu płyty hamulca (Rys.4.22)

S_p – powierzchnia płyty (lub płyt w hamulcu wielopłytkowym)

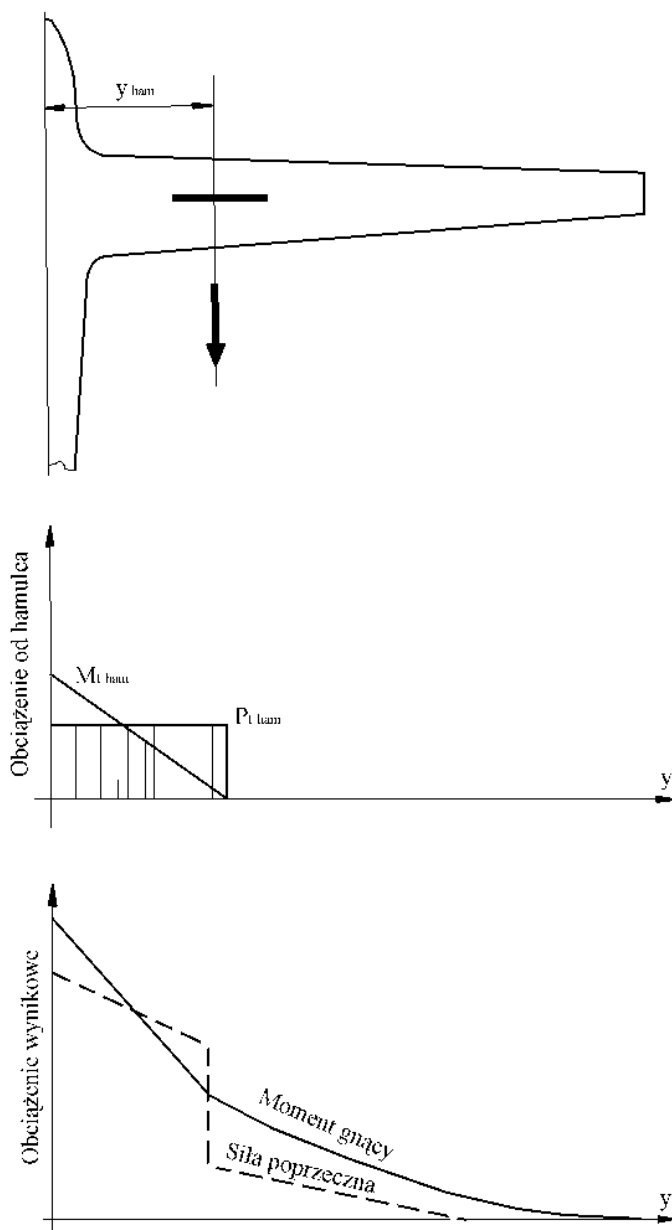
Siła ta względem płaszczyzny symetrii szybowca (Rys.11.14) daje moment styczny:

$$Mt_{ham} = Pt_{ham} \cdot y_{ham} \quad (11.75)$$

Wynikowy przebieg siły poprzecznej i momentu gnącego stycznego pokazano na rys. 11.14..

Obciążenia skręcające należy wyznaczyć wg algorytmu podanego w tablicy 11.8, gdzie w pozycji 10 należy wstawić wartość „ Cn_i ” wyznaczoną wg zależności (11.70).

Po wyznaczeniu kąta skręcenia można potraktować skrzydło jako elastyczne w sposób omówiony w poprzednich przypadkach obciążeń.



Rys. 11.14 Sytuacja zginania stycznego w przypadku lotu z wysuniętym hamulcem aerodynamicznym.

Konfiguracja z wychyloną kłapą wysklepiającą

Obciążenia skrzydła z wychyloną kłapą wysklepiającą należy obliczać dla lotu przy prędkości „ V_F ” (wg.10.37) oraz dla współczynników obciążenia:

sterowanego $n = 4$

wywołanego podmuchem o intensywności $U = 7.5 \text{ m/s}$ (podmuch pionowy).

Współczynnik siły normalnej na segmencie „i” wynosi:

$$Cn_i = Cz(Cz_{N=1}) + Cz_{0i} + Cz_{0Ki} \quad (11.76)$$

gdzie:

Cz – współczynnik siły nośnej dla rozpatrywanego przypadku zależny od wielkości „n” (obciążenia sterowanego lub obciążenia od podmuchów) wyznaczony wg zależności (11.36) i (11.37) drogą kolejnych przybliżeń,

Cz_{0Ki} – rozkład zerowy wywołany wychyleniem kłapy (Rys.5.10)

Siła aerodynamiczna normalna na segmencie „i” wynosi:

$$\Delta Pn_i = Cn_i \cdot \Delta S_i \cdot q \quad (11.77)$$

Dalszy tok obliczeń wg algorytmu w tab.11.6. poz. 9 do 15. Algorytm obliczania zginania normalnego podano w tab.11.20.

Tab. 11.20 Algorytm obliczania zginania normalnego w przypadku lotu z wychyloną klapą wysklepiającą



Lp.	Oznaczenie	Operacja							
1.	y_i								
2.	ΔS_i								
3.	$\Delta S_i \cdot q$	2. * q							
4.	$(C_{Z_{N=1}})_i$								
5.		$C_z \cdot 4.$							
6.	C_{z0i}								
7.	C_{z0Ki}								
8.	Cn_i	5. + 6. + 7.							
9.	ΔPn_i	3. * 8.							
10.	$(\Delta Q_S/S) \cdot \Delta S_i$	$(\Delta Q_S/S) \cdot 2.$							
11.	ΔPm_i	$n_i \cdot 10.$							
12.	ΔTn_i	9. – 11.							
13.	Tn_i	$\Sigma 12.$							
14.	Δy_{gi}								
15.		13. * 14.							
16.	Mn_i	$\Sigma 15.$							

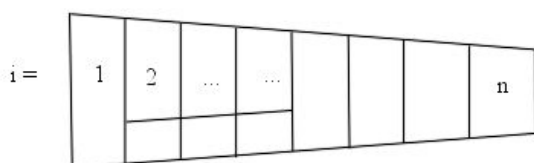
Współczynnik siły stycznej wynosi:

$$Ct_i = \frac{Ct}{Cn} Cn_i + \Delta Ct_{Ki} \quad (11.78)$$

gdzie:

Ct – współczynnik wyznaczony z rys.6.5, lecz wyznaczonego dla samego skrzydła

ΔCt_{Ki} – przyrost współczynnika siły stycznej wyznaczony wg wykresu 4.20, tylko na partii kłapy (Rys .11.15), przyjmując że: $\Delta Ct_K \approx \Delta Cx_K$.



Rys. 11.15 Partia rozpiętości objęta klapą

Lp.	Oznaczenie	Operacja							
1.	y_i								
2.	...		par	tia	klapy				

Siła poprzeczna styczna na segmencie „i” wynosi:

$$\Delta T t_i = C t_i \cdot \Delta S_i \cdot q \quad (11.79)$$

Dalszy rachunek wg tab.11.7 poz. 4 do 7. Algorytm obliczania zginania stycznego podano w tab. 11.21.

Tab. 11.21 Algorytm obliczania zginania stycznego w przypadku lotu z wychyloną klapą wysklepiającą 

Lp.	Oznaczenie	Operacja							
1.	y_i								
2.	$C n_i$		Poz. 8. z tab.11.20.						
3.		$(C t / C n) \cdot 2.$							
4.	$\Delta C t_K$								
5.	$C t_i$	3. + 4.							
6.	ΔS_i								
7.		6. * q							
8.	$\Delta P t_i$	5. * 7.							
9.	$T t_j$	Σ 8.							
10.	Δy_{gi}								
11.		9. * 10.							
12.	$M t_j$	Σ 11.							

Współczynnik momentu skręcającego względem prostej M-M wynosi:

$$C m_{M i} = C m_0 - [C z (C z_{N=1}) + C z_{0 i} + C z_{0 K i}] (e_{ac} + e_{Xi}) \cdot l_1 + \Delta C m_K \quad (11.80)$$

gdzie:

$C m_K$ – przyrost momentu wywołany wychyleniem klapy (wyznaczony wg rys. 5.4, pamiętając iż:
 $\Delta C m_K = f(\Delta C z_K)$)

Przyrost momentu skręcającego na segmencie „i” wynosi:

$$\Delta M_{M i} = C m_{M i} \cdot q \cdot \Delta S_i \cdot l_i \quad (11.81)$$

Dalszy tok obliczeń wg tab. 11.8 poz. 15 do 22. Algorytm obliczeń podano w tab. 11.12.

Po wyznaczeniu kąta skręcenia można potraktować skrzydło jako elastyczne w sposób omówiony w poprzednich przypadkach obciążeń.

Tab. 11.22 Algorytm obliczania momentu skręcającego w przypadku lotu z wychyloną klapą wysklepiającą 

Lp.	Oznaczenie	Operacja							
1.	y_i								
2.	ΔS_i								
3.	l_i								
4.	$\Delta S_i \cdot l_i \cdot q$	2. * 3. * q							
5.	$C m_0$								

6.	Cn_i		Poz. 8. z tab. 11.20						
7.	$(e_{ac}+e_{xi})$								
8.		3. * 7.							
9.	ΔC_{mK}								
10.		5. + 9.							
11.		6. * 8.							
12.	Cm_{Mi}	10. – 11.							
13.	ΔM_{Mi}	4. * 12.							
14.	M_{Mj}	Σ 13.							
15.	e_{SSP}								
16.		7. + 15.							
17.		16. * 3.							
18.	Tn_j		z tab. 11.6.						
19.		17. * 18.							
20.	M_{Sj}	14. + 19.							

11.7 OBCIĄŻENIA NA ZIEMI

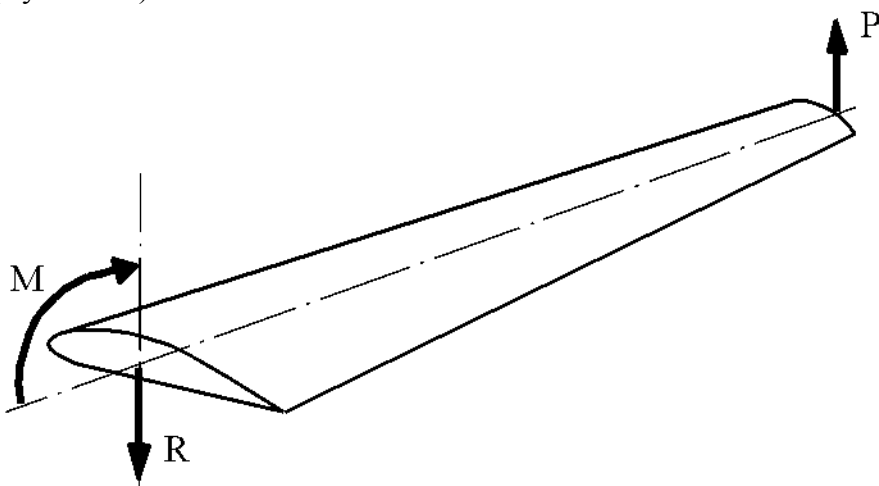
Brutalna obsługa

Skrzydło podczas montażu lub demontażu może być narażone na działanie sił związanych z czynnościami montażowymi.

Zakłada się iż na końcówkę skrzydła działa siła, skierowana prostopadle do płaszczyzny cięciw, o wartości równej podwójnej reakcji statycznej przy podparciu obu skrzydeł połączonych razem (o ile narzuca to typ konstrukcji) na końcówkach.

$$P = 2R_{stat} \quad (11.82)$$

Siła „P” obciążająca skrzydło zrównoważona jest reakcją i momentem u nasady skrzydła (Rys. 11.16).



Rys. 11.16 Obciążenia od brutalnej obsługi w płaszczyźnie pionowej

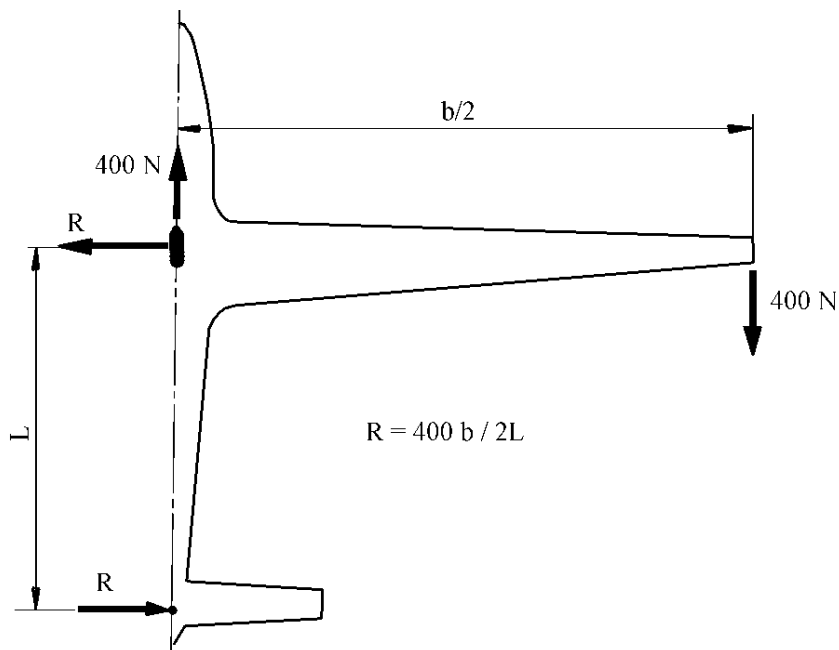
Obciążenie od brutalnej obsługi w płaszczyźnie równoległej do płaszczyzny cięciw jest identyczna jak w przypadku zahaczania skrzydłem o ziemię (Rozdział 11.7.2).

Zahaczenie skrzydłem o ziemię

Zahaczenie końcówką skrzydła o ziemię podczas rozbiegu lub dobiegu powoduje powstanie siły stycznej, leżącej w płaszczyźnie cięciw o wartości

$$T = 400 \text{ N}$$

Siła ta zrównoważona jest reakcjami na kole głównym i tylnym (względnie na płozach) lub na kole głównym i przednim (względnie na płozach), zgodnie z rys. 11.17.



Rys. 11.17 Zahaczenie końcówką skrzydła o ziemię

Lądowanie z uderzeniem o przeszkodę

Ponieważ lądowanie takie jest przypadkiem awaryjnym podane obciążenie jest niszczącym. Skrzydło poddane jest działaniu przyspieszenia dającego siły masowe skierowane do przodu w poziomie wywołane współczynnikiem obciążenia:

$$n_{\text{awar}} = 9$$

Na segmencie „i” skrzydła działa siła:

$$\Delta T t_i = \frac{Q_s}{S} n_{\text{awar}} \cdot \Delta S_i \quad (11.83)$$

Dalszy tok obliczeń wg algorytmu podanego w tab. 11.7 poz. 4 do 7.

ZESTAWIENIE OBCIĄŻEŃ SKRZYDŁA

Przypadki obciążeń skrzydła omówione w rozdziałach 11.4 do 11.7 w zasadzie są wymiarujące dla konfiguracji maksymalnej masy szybowca w locie (z balastem wodnym). Jednakże niektóre przypadki mogą dawać wyższe obciążenia w locie bez balastu, np. podmuchy. Dlatego przypadki podmuchów należy rozpatrywać także dla konfiguracji bezbalastowej.

Zestawienie rozpatrywanych przypadków obciążeń przedstawia się w postaci zbiorczych wykresów :

- momentów gnących normalnych,
- sił poprzecznych normalnych,
- momentów gnących stycznych,
- sił poprzecznych stycznych,
- momentów skręcających, oraz ewentualnie

momentów skręcających względem prostej M-M, przydatnych przy programowaniu prób wytrzymałościowych.

Wszystkie powyższe wyrazy są funkcją rozpiętości „y”.

12. OBCIĄŻENIA CZĘŚCI RUCHOMYCH SKRZYDŁA

OBCIĄŻENIA LOTKI

Obciążenia lotki należy wyznaczyć dla następujących stanów lotu:

prędkość „ V_A ” współczynnik obciążenia $n = \frac{2}{3} n_A$, oraz pełne wychylenie lotki do góry i do dołu, prędkość „ V_D ” współczynnik obciążenia $n = \frac{2}{3} n_D$, oraz $\frac{1}{3}$ pełnego wychylenia lotki do góry i do dołu.

Wielkość siły na lotce:

$$P_L = p_L \cdot S_L$$

(12.1)

gdzie:

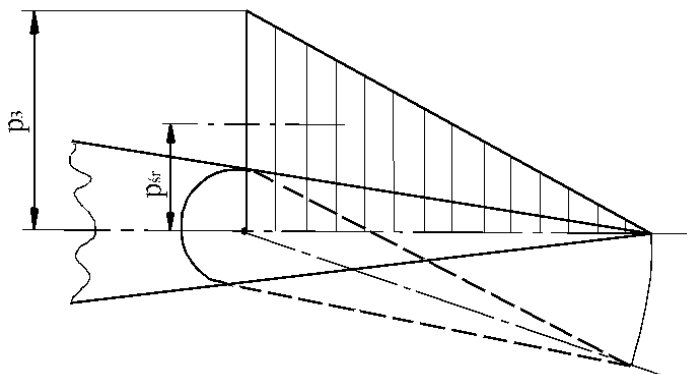
S_L – powierzchnia lotki,

p_L – średnie ciśnienie na lotce

Wartość średniego ciśnienia na lotce (Rys. 12.1) wynosi:

$$p_L = \frac{1}{2} \cdot p_3 \quad (12.2)$$

gdzie „ p_3 ” należy określić w oparciu o formułę (5.10).



Rys. 12.1 Średnie ciśnienie na lotce.

Uzyskane wyniki należy zestawiać tabelarycznie (tab. 12.1).

OBCIĄŻENIA KLAPY

Obciążenia kłapy należy wyznaczyć dla pełnego wychylenia kłapy do lądowania (lub krążenia w kominie) przy prędkości „ V_F ” oraz:

dla wyrwania do współczynnika $n = 4,0$

dla podmuchu $U = 7,5$ m/s.

Wielkość siły na klapie:

$$P_K = p_K \cdot S_K \quad (12.3)$$

gdzie:

S_K – powierzchnia kłapy

p_K – średnie ciśnienie na klapie, wyznaczone w sposób identyczny jak dla lotki.

Uzyskane wyniki obciążeń klapy należy przedstawić tabelarycznie (tab. 12.2)

Tab. 12.1 Zestawienie obciążeń lotki

Lp.	Przypadek obciążenia	n	V	p_L	P_L
1	pełne wychylenie	do góry	$\frac{2}{3} n_A$	V_A	
2		do dołu			
3	$\frac{1}{3}$ pełnego wychylenia	do góry	$\frac{2}{3} n_D$	V_D	
4		do dołu			

Tab. 12.2 Zestawienie obciążeń klapy

Lp.	Przypadek obciążenia	p_K	P_K
1.	Wyrwanie do $n = 4,0$		
2.	Podmuch $U = 7,5$ m/s		

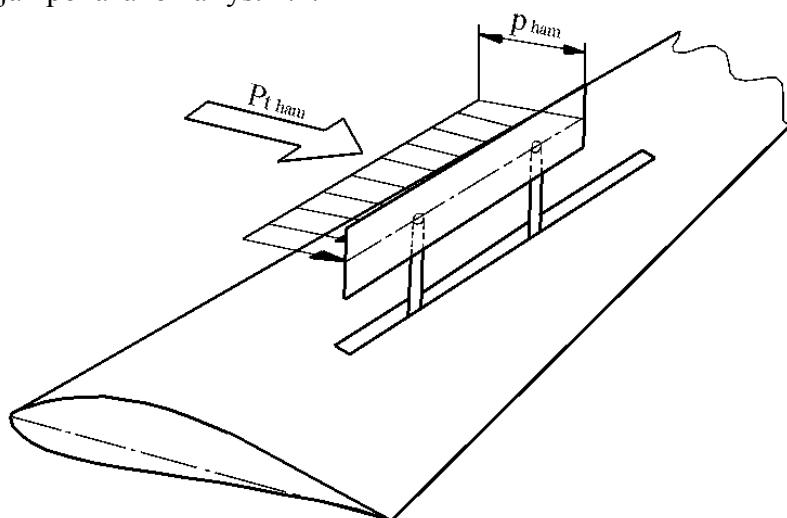
12.3. OBCIĄŻENIA HAMULCA AERODYNAMICZNEGO

Maksymalne obciążenie płyty hamulca aerodynamicznego pojawia się w locie z prędkością „ V_D ” gdy hamulce aerodynamiczne wykorzystywane są jako urządzenie do ograniczenia maksymalnej prędkości lotu.

Wielkość siły na płycie podana jest przez zależność (11.74). Siła ta działa na środku płyty hamulca aerodynamicznego. O ile hamulec jest wysuwany na górnej i dolnej powierzchni skrzydła wielkość siły na każdej z płyt, zgodnie z zależnością (11.74) jest proporcjonalna do powierzchni płyty. Zakłada się iż siła na płycie hamulca „ $P_{t\text{ham}}$ ” rozłożona jest równomiernie wzdłuż rozpiętości płyty dając obciążenie ciągle, równe:

$$P_{\text{płyty}} = \frac{P_{t\text{ham}}}{S_p} \quad (12.4)$$

jak pokazano na rys.12.2.



Rys. 12.2. Obciążenie płyty hamulca aerodynamicznego.

13. OBCIĄŻENIA USTERZENIA WYSOKOŚCI

Z uwagi na wpływ położenia środka ciężkości szybowca w locie na wielkość współczynnika „ C_{mbu} ” oraz ramienia siły na usterzeniu wysokości „ L_H ”, obciążenia należy wyznaczyć co najmniej dla lotu ze skrajnym przednim położeniem środka ciężkości przy masie maksymalnej i skrajnym tylnym położeniem przy masie minimalnej.

Obciążenia usterzenia wysokości wyznacza się dla przypadków:

wyrwań do charakterystycznych punktów obwiedni obciążeń sterowanych
brutalnych sterowań,
podmuchów pionowych.

WYRWANIA

Obciążenia od wyrwań należy wyznaczyć dla charakterystycznych punktów obwiedni obciążeń sterowanych tj. punktów: A, D, E i G. Siłę aerodynamiczną „ P_{Ha} ” należy wyznaczyć wg zależności (11.36) i (11.37), przy czym wielkościami wyjściowymi do obliczeń są: współczynnik obciążenia dla rozpatrywanego punktu obwiedni i odnośna prędkość lotu. Rachunek wymaga dokonania kilku przybliżeń.

Siła masowa wynosi:

$$P_{mas\ H} = m_H \cdot g \cdot n \quad (13.1)$$

gdzie:

m_H - masa usterzenia wysokości

n – współczynnik obciążenia w rozpatrywanym punkcie obwiedni obciążeń sterowanych.

Wypadkowa siła na usterzeniu:

$$P_H = P_{Ha} - P_{mas\ H} \quad (13.2)$$

BRUTALNE STEROWANIA

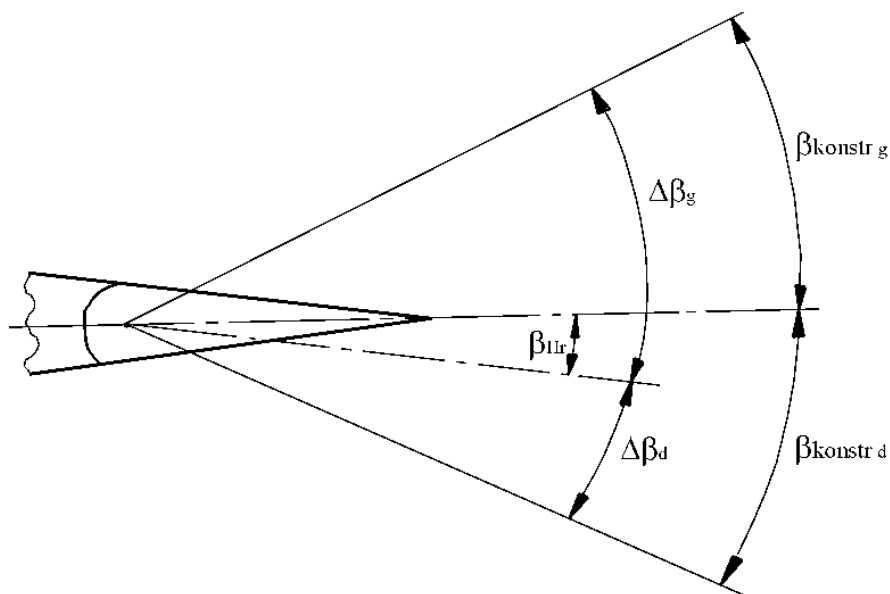
Stan początkowy to lot ustalony, w którym równowaga jest zapewniona obecnością na usterzeniu siły statycznej równoważącej moment pochylający. Siła ta zwana „ $P_{H\ stat}$ ” wyznaczana jest z zależności (11.36) i (11.37 drogą kolejnych przybliżeń dla współczynnika obciążenia $n = 1$, przy odpowiedniej dla danego przypadku prędkości lotu. Siłę statycznej odpowiada wychylenie steru wysokości zapewniające równowagę „ β_{Hr} ” (Rys.7.13).

Brutalne sterowanie sterem wysokości obejmuje przypadki:

lot przy „ V_A ” i pełne możliwe wychylenia steru do dołu i do góry,

lot przy „ V_D ” i 1/3 pełnych możliwych wychyleń do dołu i do góry.

W obu przypadkach pełne możliwe wychylenia do dołu i do góry, (Rys.13.1) liczone są od wychylenia w stanie równowagi „ β_{Hr} ” oczywiście innego przy „ V_A ” i innego przy „ V_D ”.



Rys. 13.1. Kąty wychyleń usterzenia wysokości.

W przypadku brutalnego sterowania przy prędkości „ V_A ” pełne możliwe wychylenia wynoszą: do dołu:

$$\Delta\beta_d = \beta_{konstr\ d} - \beta_{Hr} \quad (13.3)$$

do góry:

$$\Delta\beta_g = \beta_{konstr\ g} + \beta_{Hr} \quad (13.4)$$

Dla brutalnego sterowania przy prędkości „ V_D ” możliwe wychylenia wynoszą odpowiednio: $\frac{1}{3} \Delta\beta_d$ i $\frac{1}{3} \Delta\beta_g$.

Aby wyznaczyć przyrost siły na usterzeniu wysokości wywołany wychyleniem steru wygodnie jest sporządzić wykres zależności: $Cz_H = f(\beta_H)$.

Wielkość współczynnika siły na usterzeniu wysokości:

$$Cz_H = a_H \cdot \Delta\alpha_H \quad (13.5)$$

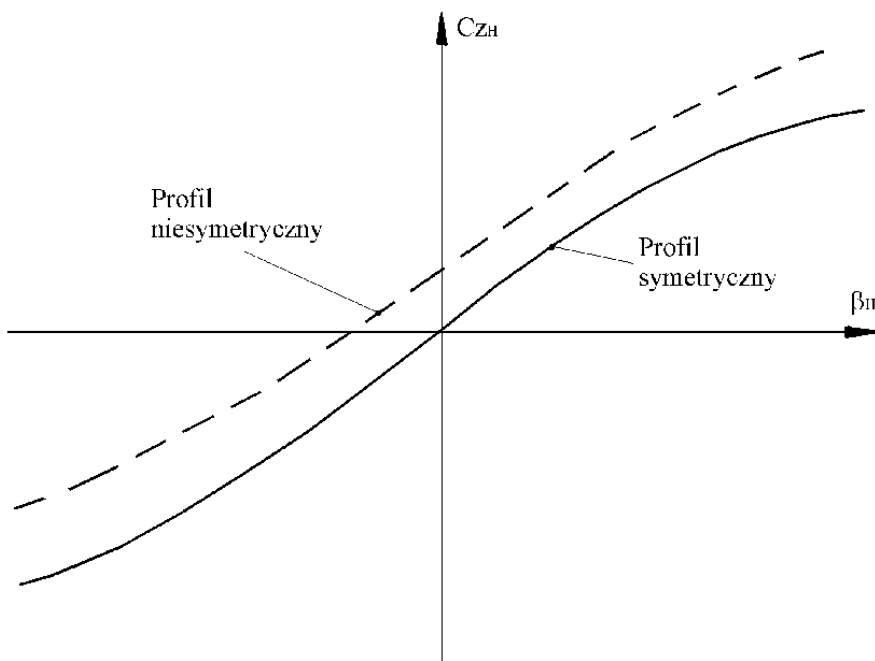
gdzie:

Cz_H - współczynnik siły na usterzeniu wysokości;

a_H - wg zależności (4.31),

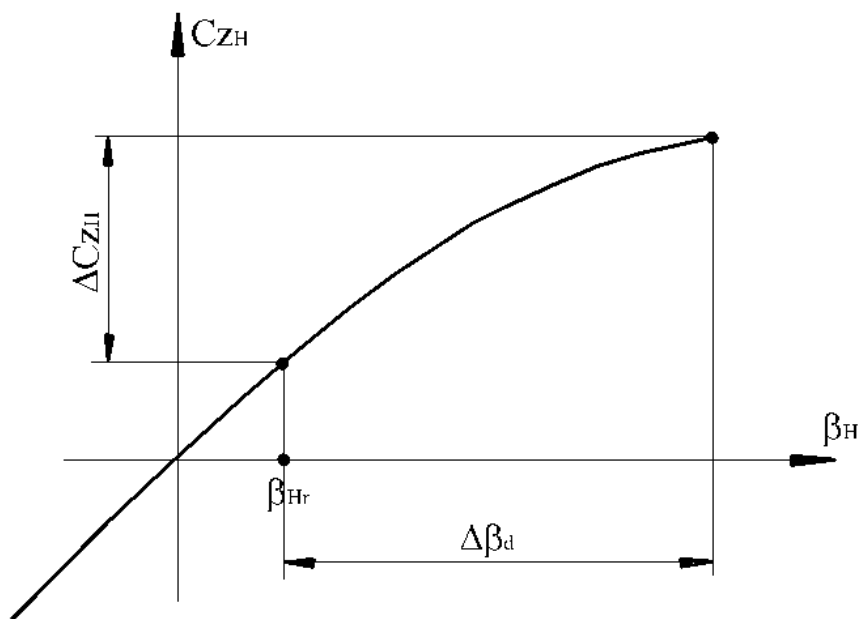
α_H - wg zależności (4.32).

Gdy na usterzeniu wysokości zastosowano profil symetryczny powyższa charakterystyka przechodzi przez środek układu współrzędnych, dla profilu symetrycznego nie (Rys.13.2).



Rys. 13.2 Zależność $C_{zH} = f(\beta_H)$

Znając wartość przyrostu wychylenia, np. „ $\Delta\beta_d$ ” łatwo jest wyznaczyć przyrost współczynnika siły „ ΔC_{zH} ” (Rys.13.3).



Rys. 13.3 Określenie przyrostu „ ΔC_{zH} ”

Przyrost siły na usterzeniu wywołany wychyleniem steru:

$$\Delta P_H = \Delta C_{zH} \cdot S_H \cdot q \quad (13.4)$$

zaburza równowagę podłużną i na ramieniu „ L_H ” względem środka ciężkości szybowca tworzy moment:

$$M_H = \Delta P_H \cdot L_H \quad (13.5)$$

Moment jest źródłem przyspieszenia

kątowego:

$$\varepsilon_y = \frac{M_H}{J_y} \quad (13.6)$$

gdzie w powyższych zależnościach:

C_{zH} - wynika z wykresu (rys.13.3),

S_H - powierzchnia usterzenia wysokości,

J_y - moment bezwładności szybowca względem osi „y”.

Siła masowa na usterzeniu wynosi:

$$P_{mas H} = m_H \cdot \varepsilon_y \cdot L_H \quad (13.7)$$

Wypadkowa siła obciążająca usterzenie wysokości:

$$P_H = P_{stat} + \Delta P_H - \Delta P_{mas H} \quad (13.8)$$

Dla szybowca kategorii obciążeniowej „A” (akrobacyjnego) należy wyznaczyć dodatkowo siłę statyczną „ P_{stat} ” oraz kąt wychylenia steru wysokości w stanie równowagi „ β_{Hr} ” dla lotu ustalonego odwróconego (plecowego). Przyrosty wychyleń steru wysokości: „ $\Delta\beta_d$ ” i „ $\Delta\beta_g$ ” należy określić w stosunku do wychylenia w stanie równowagi w locie odwróconym. Dalszy przebieg rachunku wg algorytmu określonego zależnościami (13.5) do (13.8).

Przyrost siły „ ΔP_H ” wywołany wychyleniem steru wysokości powoduje zmianę parametrów lotu prowadząc do wyrwania. Jednakże wielkość wynikowego współczynnika obciążenia szybowca ograniczona jest obwiednią obciążeń sterowanych, z tego więc względu wymagania JAR-22 dopuszczają wyznaczanie wielkości przyrostu siły „ ΔP_H ” odpowiadającego ograniczeniom narzuconym przez obwiednię obciążeń sterowanych.

Przyrost ten wówczas wynosi:

$$\Delta P_H = m \cdot g \cdot \Delta n \cdot \left[\frac{x_{SC}}{L_H} - \frac{S_H \frac{dC_{zH}}{d\alpha_H}}{S \frac{dC_z}{d\alpha}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) - \frac{\rho_0}{2m} \left(S_H \frac{dC_{zH}}{d\alpha_H} \cdot L_H \right) \right] \quad (13.9)$$

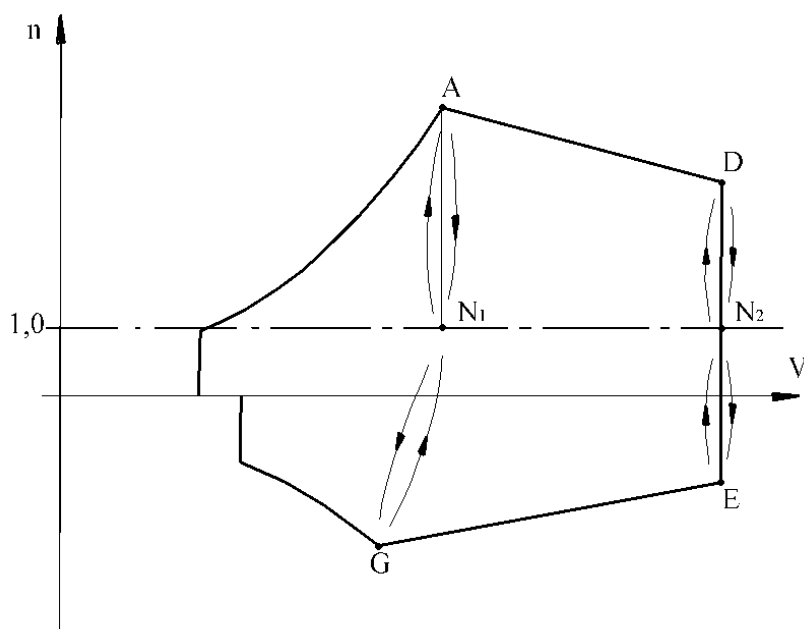
gdzie:

n - przyrost współczynnika obciążenia,

x_{SC} - odległość środka ciężkości szybowca od punktu leżącego w 25 % średniej cięciwy odniesienia skrzydła,

pozostałe oznaczenia jak w rozdziałach poprzednich.

Przyrosty współczynnika obciążenia „ Δn ” w przypadku kategorii obciążeniowych „U” i „A” należy obliczyć wg schematu pokazanego na rys.13.4 i wartości ujętych w tab.13.1.



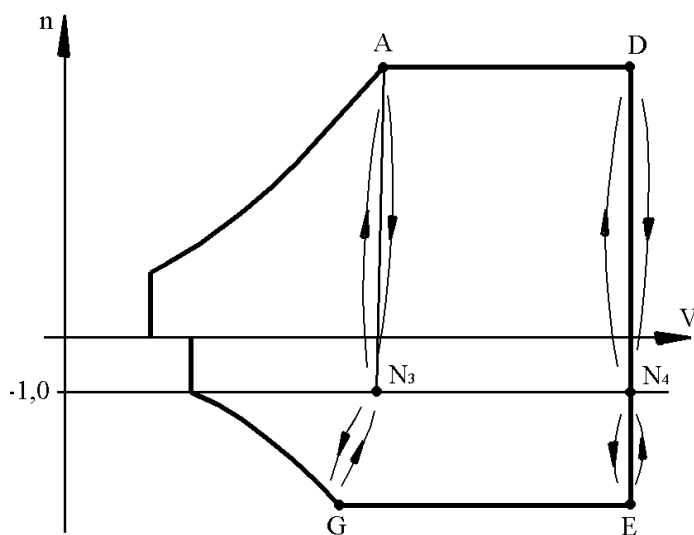
Rys. 13.4 Przyrosty współczynnika obciążenia „ Δn ” dla kategorii obciążeniowej „U” i „A”, w locie normalnym

Tab. 13.1 Wartości przyrostów „ Δn ” dla kategorii obciążeniowej „U” i „A”, w locie normalnym

Prędkość	Stan początkowy	Stan końcowy	Przyrost Δn
V_A	N_1	A	$n_A - 1$
	A	N_1	$1 - n_A$
	N_1	G	$n_G - 1$
	G	N_1	$1 - n_G$
V_D	N_2	D	$n_D - 1$
	D	N_2	$1 - n_D$
	N_2	E	$n_E - 1$
	E	N_2	$1 - n_E$

Dodatkowo, dla szybowców kategorii obciążeniowej „A” należy rozpatrzyć przypadek lotu odwróconego, obliczając przyrost współczynnika obciążenia wg schematu pokazanego na rys. 13.5 i wartości ujętych w tab. 13.2. Oczywiście siłę „ ΔPH ” w locie plecowym należy kojarzyć ze siłą „ P_{stat} ” również obliczoną dla lotu plecowego.

Dalszy tok obliczeń obciążenia usterzenia wysokości przebiega wg zależności (13.5) do (13.8).



Rys. 13.5 Przyrosty współczynnika obciążenia „Δn” dla kategorii obciążeniowej „A”, w locie odwróconym

Tab. 13.2 Wartości przyrostów „Δn” dla kategorii obciążeniowej „A”, w locie odwróconym.

Prędkość	Stan początkowy	Stan końcowy	Przyrost Δn
V_A	N_3	A	$n_A + 1$
	A	N_3	$-1 - n_A$
	N_3	G	$n_G + 1$
	G	N_3	$-1 - n_G$
V_D	N_4	D	$n_D + 1$
	D	N_3	$-1 - n_D$
	N_4	E	$n_E + 1$
	E	N_3	$-1 - n_E$

PODMUCHY

Obciążenia usterzenia wysokości od podmuchów należy wyznaczyć dla przypadków:
 podmuchów $U = \pm 15$ m/s przy prędkości V_{RA} ,
 podmuchów $U = \pm 7,5$ m/s przy prędkości V_D .

Siła statyczna wyznaczana jest analogicznie jak w przypadku brutalnego sterowania, w locie normalnym dla szybowców kategorii obciążeniowej „U” i „A” oraz w locie odwróconym dla kategorii „A”.

Przyrost siły na usterzeniu wywołany podmuchi wynosi:

$$\Delta P_H = \frac{\rho_0}{2} \cdot k_H \cdot \frac{dC_{z_H}}{d\alpha_H} S_H \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \cdot U \cdot V \quad (13.10)$$

gdzie:

k_H - współczynnik złagodzenia podmuchu wg (10.30)

$\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$ - pochodna kąta odchylenia strug za skrzydłem względem kąta natarcia skrzydła
pozostałe oznaczenia jak w rozdziałach poprzednich.

Dalszy tok obliczeń wg zależności (13.5) do (13.8).

13.4 ZESTAWIENIE WYNIKÓW

Wyniki uzyskane w toku obliczeń obciążeń usterzenia wysokości należy zestawić tabelarycznie (tab.13.3).

Tab. 13.3 Zestawienie obciążeń usterzenia wysokości

Przypadek			P_H [N]
1. Wyrwanie do punktu	A	A	
		D	
		E	
		G	
2. Brutalne sterowanie	V_A	do dołu	
		do góry	
	V_D	do dołu	
		do góry	
	V_A	obc. dodatnie	
		obc. ujemne	
	V_D	obc. dodatnie	
		obc. ujemne	
3. Podmuchy	V_{RA}	$U = + 15$ m/s	
		$U = - 15$ m/s	
	V_D	$U = + 7,5$ m/s	
		$U = - 7,5$ m/s	

14. OBCIĄŻENIA USTERZENIA KIERUNKU

Obciążenia usterzenia kierunku należy wyznaczyć dla maksymalnej masy w locie i przedniego położenia środka ciężkości szybowca.

Obciążenia wyznacza się dla przypadków:
brutalnych sterowań
podmuchów poziomych.

BRUTALNE STEROWANIA

Przyrost siły na usterzeniu pionowym wywołany wychyleniem steru kierunku należy wyznaczyć dla przypadków:

pełnego wychylenia sterów przy prędkości „ V_A ”, oraz
 $1/3$ pełnego wychylenia sterów przy prędkości „ V_D ”.

Wielkość przyrostu siły na usterzeniu pionowym określa zależność:

$$\Delta P_V = \frac{dC_{z_V}}{d\alpha_V} \Delta \alpha_V \Delta S_V \cdot q \quad (14.1)$$

gdzie:

$$- \frac{dC_{z_V}}{d\alpha_V} - \text{wg zależności (4.35)}$$

$\Delta\alpha_V$ – wg zależności (4.36), dla pełnego wychylenia steru kierunku w przypadku lotu z prędkością V_A lub dla 1/3 pełnego wychylenia w przypadku lotu z prędkością V_D .

Przyrost ten zaburza równowagę wokół osi pionowej dając moment:

$$M_V = \Delta P_V \cdot L_V \quad (14.2)$$

Moment ten jest źródłem przyspieszenia kątownego:

$$\varepsilon_z = \frac{M_V}{J_z} \quad (14.3)$$

gdzie „ J_z ” jest momentem bezwładności szybowca względem osi pionowej.

Siła masowa na usterzeniu kierunku:

$$P_{mas_V} = m_V \cdot \varepsilon_z \cdot L_V \quad (14.4)$$

gdzie „ m_V ” jest masą usterzenia kierunku.

Wypadkowa siła obciążająca usterzenie kierunku:

$$P_V = \Delta P_V - P_{mas_V} \quad (14.5)$$

PODMUCHY

Obciążenia usterzenia kierunku od podmuchów należy wyznaczać dla przypadków:

podmuchu poziomego $U_{poz} = 15$ m/s przy prędkości „ V_{RA} ”, oraz

podmuchu poziomego $U_{poz} = 7,5$ m/s przy prędkości „ V_D ”.

Przyrost siły na usterzeniu pionowym wywołany podmuchem wynosi:

$$\Delta P_V = \frac{dC_{z_V}}{d\alpha_V} k_V \frac{\rho_0}{2} S_V U_{poz} V \quad (14.6)$$

gdzie:

k_V - współczynnik złagodzenia podmuchu (należy przyjmować wartość $k = 1,2$).

Dalszy tok obliczeń przebiega zgodnie z zależnościami (14.2) do (14.5).

Przy obliczaniu wartości „ P_V ” należy sprawdzić czy:

$$\frac{dC_{z_V}}{d\alpha_V} k_V \frac{U_{poz}}{V} < C_{z_{max_V}} \quad (14.7)$$

gdzie „ $C_{z_{max_V}}$ ” jest maksymalnym możliwym współczynnikiem siły na usterzeniu kierunku.

Jeżeli warunek (14.7) nie jest spełniony wówczas do obliczeń należy przyjmować wartość „ $C_{z_{max_V}}$ ”.

14.3 ZESTAWIENIE WYNIKÓW

Wyniki uzyskane w toku obliczeń obciążeń usterzenia kierunku należy zestawić tabelarycznie (Tab.14.1). Ponieważ wychylenia steru kierunku są symetryczne, kierunek wychylenia (w lewo czy w prawo) nie gra roli. Gdyby jednak pojawił się układ o wychyleniach niesymetrycznych wówczas należałoby wyznaczyć obciążenia dla obu kierunków wychyleń.

Tab. 14.1 Zestawienie obciążeń usterzenia kierunku

Przypadek obciążenia		P_V [N]
1. Brutalne sterowanie	przy V_A	
	przy V_D	
2. Podmuch poziomy	$U = 15$ m/s przy V_{RA}	
	$U = 7,5$ m/s przy V_D	

OBCIĄŻENIA ZŁOŻONE ZESPOŁU USTERZEŃ

Jeżeli w szybowcu zastosowano specjalne rozwiązanie układu usterzeń (np. układ „T”, motylek i.t.p.) należy uwzględnić wzajemne oddziaływanie usterzeń i wpływ obciążeń złożonych (na usterzeniu wysokości i kierunku) na zginanie i skręcanie tylnej części kadłuba. Do tej grupy obciążeń należą także przypadki niesymetrii działania sił na usterzeniu wysokości.

15.1 OBCIĄŻENIA ZŁOŻONE

Należy przyjąć iż na usterzenie wysokości i kierunku działają jednocześnie następujące obciążenia:

na usterzeniu wysokości siła pionowa odpowiadająca przypadkowi wyrwania do punktu „A” obwiedni obciążeń sterowanych, natomiast na usterzeniu kierunku siła pozioma odpowiadająca przypadkowi brutalnego sterowania (pełne wychylenia steru kierunku) przy prędkości V_A , oraz na usterzeniu wysokości siła pionowa odpowiadająca przypadkowi wyrwania do punktu „D” obwiedni obciążeń sterowanych, natomiast na usterzeniu kierunku siła pozioma odpowiadająca przypadkowi brutalnego sterowania (1/3 pełnego wychylenia steru kierunku)

obciążenia od brutalnego sterowania na usterzeniach wysokości i kierunku przy prędkości V_A (pełne wychylenia sterów) równe:

75 % maksymalnych sił działających jednocześnie w przypadku kategorii obciążeniowej „U”, oraz 100 % maksymalnych sił działających jednocześnie w przypadku kategorii obciążeniowej „A”

obciążenia od brutalnego sterowania na usterzeniach wysokości i kierunku przy prędkości V_D (1/3 pełnych wychyleń sterów), równe:

75 % maksymalnych sił działających jednocześnie w przypadku kategorii obciążeniowej „U”, oraz 100 % maksymalnych sił działających jednocześnie w przypadku kategorii obciążeniowej „A”.

W przypadku gdy siły na usterzeniu wysokości wyznaczono metodą przyrostu współczynnika „n” (rozdział 13.2), do obciążeń złożonych należy wziąć maksymalną wartość siły obliczonej tą metodą.

15.2 NIESYMETRIA NA USTERZENIU WYSOKOŚCI

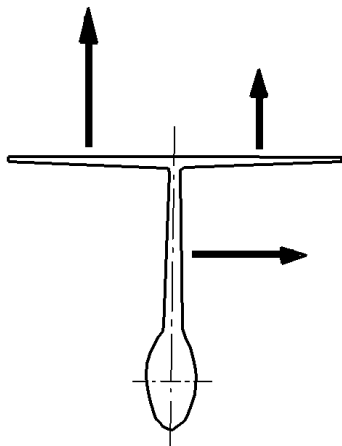
Obciążenie niesymetryczne usterzenia wysokości należy wyznaczyć dla przypadków:

wyrwania do punktu „A”, oraz

wyrwania do punktu „D”

obwiedni obciążeń sterowanych.

Niesymetrycznie rozłożone obciążenie na usterzeniu wysokości należy złożyć z obciążeniem na usterzeniu kierunku odpowiednio od brutalnego sterowania przy prędkości V_A , oraz od brutalnego sterowania przy prędkości V_D . Kierunek działania obciążenia na usterzeniu pionowym musi być taki aby dawał moment skręcający kadłub taki sam jak niesymetria obciążenia na usterzeniu wysokości (Rys.15.1).



Rys. 15.1 Kierunek obciążeń na usterzeniach wysokości i kierunku.

Niesymetria rozkładu siły na usterzeniu wysokości dotyczy obciążenia aerodynamicznego. Na jednej połowce usterzenia wysokości powstaje siła równa:

$$P_{H_{aer1}} = \frac{1}{2} P_{H_{aer}} (1 + k_n) \quad (15.1)$$

a na drugiej połowce:

$$P_{H_{aer2}} = \frac{1}{2} P_{H_{aer}} (1 - k_n) \quad (15.2)$$

Siły masowe (wyznaczone wg (13.1)) są identyczne na obu połówkach i wynoszą po $1/2 P_{masH}$. Wypadkowe siły na usterzeniu wysokości wynoszą: na jednej połowce:

$$P_{H1} = P_{H_{aer1}} - \frac{1}{2} P_{masH} \quad (15.3)$$

a na drugiej połowce:

$$P_{H1} = P_{H_{aer1}} - \frac{1}{2} P_{masH} \quad (15.4)$$

Wartości współczynnika niesymetrii „ k_n ” podano w tab.15.1.

Tab. 15.1. Wartość współczynnika niesymetrii „ k_n ”

	k _n	
Przypadek obciążenia	Kategoria obciążeniowa	
	„U”	„A”
Wyrwanie do punktu A obwiedni obciążeń	0,34	0,50
Wyrwanie do punktu D obwiedni obciążeń	0,15	0,15

15.3 BRUTALNE STEROWANIA POŁĄCZONE ZE ŚLIZGIEM

W przypadku usterzenia w układzie „T” obciążeniom podanym w rozdziale 15.1. musi towarzyszyć moment przechylający wywołany ślizgiem bocznym o kierunku zwiększającym skręcanie wywoływane przez siłę na usterzeniu pionowym, obciążające kadłub. Moment przechylający należy wyznaczyć dla lotu z prędkością V_A oraz V_D dla złożenia z odpowiednimi obciążeniami na usterzeniach. Wielkość momentu przechylającego określa zależność:

$$M_{prz} = 0,2\gamma \frac{\rho_0}{2} S_H \cdot b_H \cdot V \quad (15.5)$$

gdzie:

γ - kąt ślizgu (rad)

b_H - rozpiętość usterzenia wysokości

pozostałe wyrazy jak w poprzednich rozdziałach.

Wymagania JAR-22 nie przewidują konkretnej wartości kąta ślizgu. Należy przyjąć wartość przewidywaną przez konstruktora jako realną w eksploatacji.

PODMUCH POZIOMY Z WYINDUKOWANYM PRZECHYLANIEM

Obciążenie na usterzeniu w układzie „T” wywołane podmuchem poziomym (obciążającym usterzenie pionowe) należy skojarzyć z momentem przechylającym wyindukowanym na usterzeniu poziomym. Obliczenia należy przeprowadzić dla podmuchów poziomych przy:

prędkości V_{RA} dla podmuchu 15 m/s,

prędkości V_D dla podmuchu 7,5 m/s.

Wielkość momentu przechylającego:

$$M_{prz} = 0,2 \cdot k_H \frac{\rho_0}{2} U \cdot S_H \cdot b_H \cdot V \quad (15.6)$$

gdzie:

k_H – wg zależności (10.30)

U – odpowiednio 15 lub 7,5 m/s

pozostałe oznaczenia jak w poprzednich zależnościach.

ZESTAWIENIE WYNIKÓW

W zestawieniu wyników należy podać siły na usterzeniu poziomym, usterzeniu pionowym i moment przechylający. Kierunek momentu przechylającego jest zawsze taki, iż powiększa efekt skręcania kadłuba wywołanego siłą na usterzeniu pionowym. Zestawienie podaje się tabelarycznie (tab.15.2).

Tab. 15.2 Zestawienie obciążeń złożonych na zespole usterzeń

Przypadek obciążenia	P_H	P_V	M_{prz}
Wyrwanie do p. A			
Wyrwanie do p. D			
Jednoczesne brutalne sterowanie przy V_A			
przy V_D			

Niesymetria na usterzeniu wysokości	p. A			
	p. D			
Brutalne sterowanie ze ślizgiem	przy V_A			
	przy V_D			
Podmuch poziomy z wyindukowanym przechyleniem	przy V_{RA}			
	przy V_D			

16. OBCIĄŻENIA KADŁUBA

1 6.1. KOMASACJA MAS

Przy analizie rozkładu mas i położenia środka ciężkości szybowca (rozdz.2.2) bierze się pod uwagę szczegółową listę mas, nawet drobnych składających się na całość struktury szybowca.

Niejednokrotnie masy te leżą bardzo blisko siebie, dlatego celowym jest zastąpienie ich jedną masą reprezentatywną.

Korzystając z danych zawartych w tab.2.1 należy dokonać komasacji (scalenia) mas w sposób następujący:

zakładając iż masy m_1, m_2, m_3, m_4 leżą blisko siebie, można scalić je tworząc jedną masę zastępczą:

$$m_A = m_1 + m_2 + m_3 + m_4 \quad (16.1)$$

Z punktu widzenia obciążeń kadłuba wielkością istotną jest położenie masy "A" wzdłuż osi "x" (podłużnej) szybowca. Korzystając z wartości współrzędnych " x_i " w tab.2.1., w oparciu o rysunek 2.1, współrzędną masy skomasowanej wyznacza zależność :

$$x_A = \frac{m_1 x_1 + m_2 x_2 + m_3 x_3 + m_4 x_4}{m_A} \quad (16.2)$$

Postępując podobnie z pozostałymi masami w miejsce układu mas : $m_1, m_2, \dots, m_n$ o współrzędnych $x_1, x_2, \dots$

... x_n uzyskuje się układ skomasowany: $m_A, m_B, \dots, m_N$ o współrzędnych $x_A, x_B, \dots, x_N$ o znacznie niższej ilości mas składowych.

16.2. UKŁAD SIŁ OBCIĄŻAJĄCYCH

Poprzez wprowadzenie skomasowanego układu mas uproszczono rozkład szczegółowy podany w tablicy 2.1. Jednakże i tam ciągły rozkład masy już zastąpiono układem dyskretnym tyle tylko, że bardziej zagęszczonym.

Kadłub będzie zatem obciążony siłami masowymi skupionymi wywołanymi przez masy $m_A, m_B, \dots, m_N$ na które działa zadane przyśpieszenie. Drugim źródłem obciążeń są także punktowo przyłożone siły zewnętrzne (np. na haku zaczepu holowniczego, na kole podwozia w punkcie styku koła z podłożem, w punkcie działania wypadkowej siły na usterzeniu itp.).

Schemat układu sił podano na rys.16.1., natomiast zestawienie danych obliczeniowych ujęto w tab.16.1.

Ponieważ kadłub w obliczeniach traktuje się jak belkę zginaną podpartą w okuciach skrzydło/kadłub, reakcje w tychże okuciach traktowane są również jako siły wewnętrzne zapewniające stan równowagi.

Ponieważ najczęściej okucia zaprojektowane bywają tak, iż połączenie skrzydło/kadłub posiada dwa węzły (okucie przednie i tylne) w zestawieniu (tab.16.1) reakcje okuć oznaczono symbolami:

R_p - reakcja w okuciu przednim,

R_t - reakcja w okuciu tylnym.

Dla innych sił skupionych zewnętrznych użyto symboli:

P_{zacz} - siła w zaczepie od liny holowniczej,

P_k - siła będąca reakcją podłoża na toczące się koło (płoze) podwozia głównego,

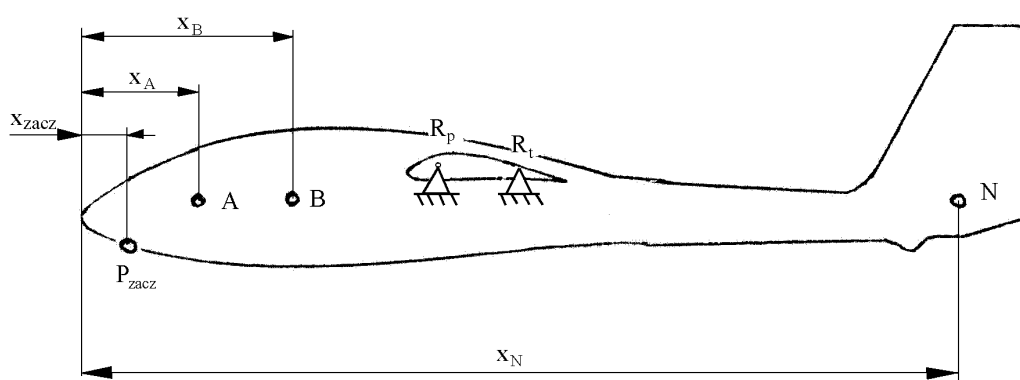
P_{kp} - dotyczy koła przedniego,

P_{kt} - dotyczy kółka tylnego (płozy) ,

P_h - wypadkowa siła na usterzeniu wysokości H

P_v - wypadkowa siła na usterzeniu kierunku

oraz w przypadku rozwiązań niekonwencjonalnych mogą wystąpić inne punkty przyłożenia sił i odpowiednie oznaczenia tychże sił (np. siła pochodząca od spadochronika hamującego o ile taki zastosowano itp.).



Rys.16.1. Schemat układu sił

Tab.16.1. Zestawienie danych obliczeniowych

Lp.	Siła			m_i		P_i		x_i		
1.	P_{zacz}			-----		P_{zacz}		X_{zacz}		
2.	A			m_A		-----		X_A		
3.	B			m_B		-----		X_B		
										
										
	R_p			-----		R_p		X_p		
										
	R_t			-----		R_t		X_t		
										
										
										
n	N			m_N		----		X_N		

16.3. WYZNIACZANIE OBCIĄŻEŃ

Zespół obciążeń kadłuba składa się ze:

- zginania pionowego,
- zginania poziomego
- skręcania

16.3.1. Zginanie pionowe

Pionowe siły masowe wywoływane obecnością mas A, B.....N zależą od przyspieszenia liniowego działającego na te masy.

Szybowiec m locie narażony jest na działanie współczynnika obciążenia $n = 1$ w locie ustalonym lub $n \neq 1$ w locie nieustalonym.

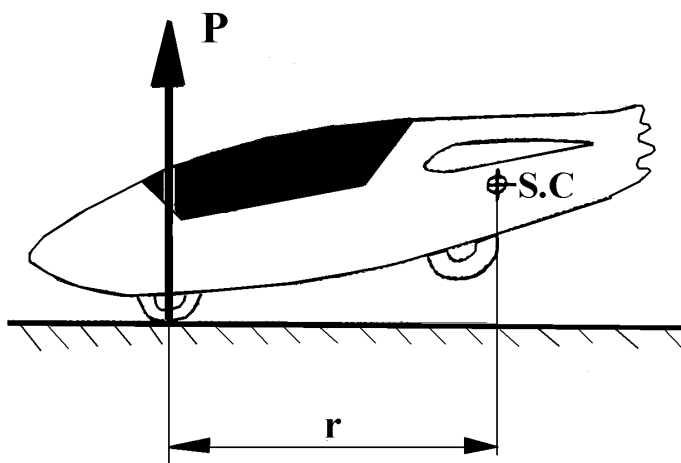
Współczynnik obciążenia wywołuje przyspieszenie liniowe:

$$a_{ni} = n \cdot g \quad (16.3)$$

które jest stałe wzdłuż długości kadłuba.

Obciążenie zewnętrzne (np. siła na kółku przednim) działa względem środka ciężkości szybowca na ramieniu „r” (rys.16.2) wywołując moment:

$$M = P \cdot r \quad (16.4)$$



Rys.16.2. Działanie siły zewnętrznej

Przyspieszenie liniowe wywołane obciążeniem zewnętrznym:

$$a_{Pi} = \frac{P}{m} \quad (16.5)$$

gdzie :

P- obciążenie zewnętrzne

m- masa szybowca w locie

Przyspieszenie to jest również stałe wzdłuż długości kadłuba,

Moment „M” jest źródłem przyspieszenia kąowego:

$$\varepsilon_y = \frac{M}{I_y} \quad (16.6)$$

wywołującego przyspieszenie liniowe zmienne wzdłuż długości kadłuba:

$$a_{ei} = \varepsilon_y \cdot (x_{sc} - x_i) \quad (16.7)$$

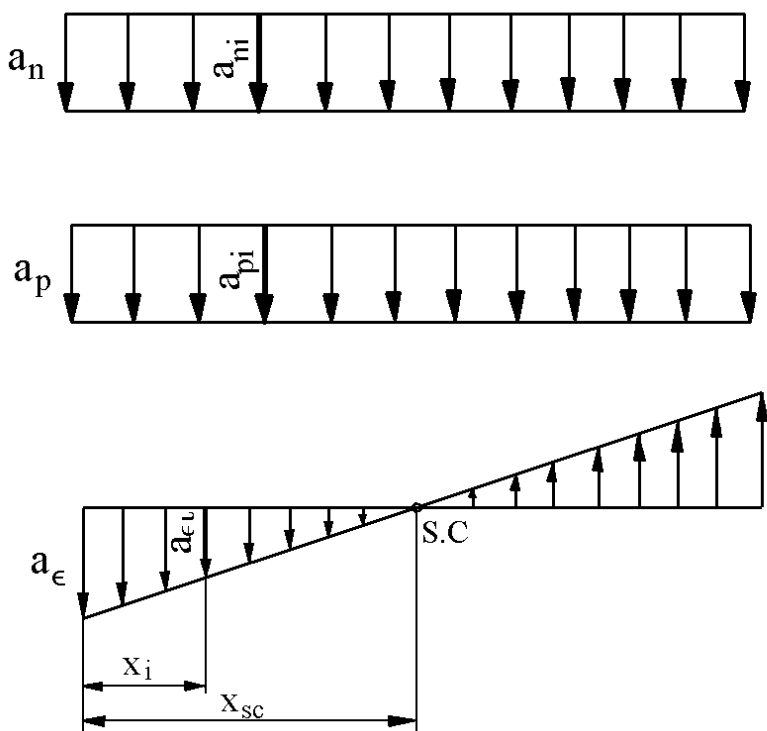
gdzie:

x_{sc} - współrzędna środka ciężkości szybowca

x_i - współrzędna rozpatrywanej masy, która doznaje przyspieszenia

Powstały układ przyspieszeń podano na rys.16.3. Wypadkowe przyspieszenie działające na masę „i” wynosi:

$$a_i = a_{ni} + a_{pi} + \varepsilon_y \cdot (x_{sc} - x_i) \quad (16.8)$$



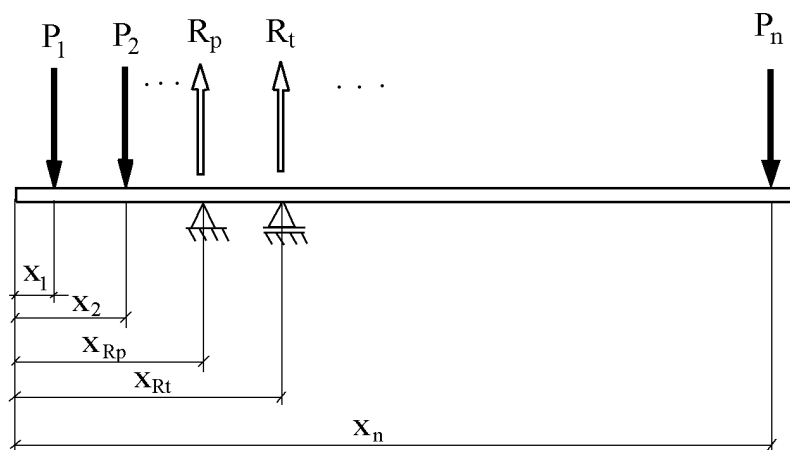
Rys.16.3. Układ przyśpieszeń wzdłuż długości kadłuba

Wówczas siła masowa masy „i” równa jest:

$$P_{mi} = m_i \cdot a_i \quad (16.9)$$

Siły zewnętrzne „P” i siły masowe „ P_{mi} ” tworzą wspólny układ $i=1,2,\dots,n$ sił obciążających kadłub.

Schemat „belki” kadłuba podpartej w okuciach skrzydło/kadłub przedstawiono na rys.16.4.



Rys.16.4. Model obliczeniowy (belka) kadłuba

Wielkość reakcji należy wyznaczyć z warunków równowagi belki:

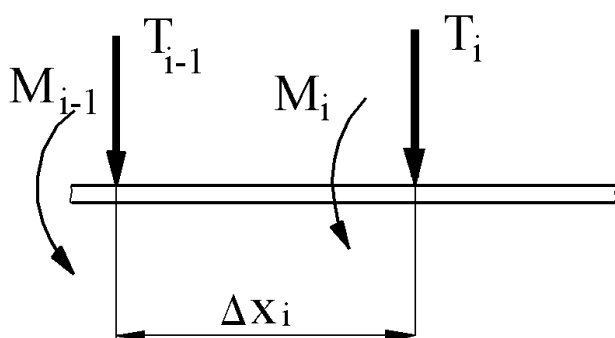
$$\sum_{i=1}^{i=n} P_i \cdot x_i + R_p \cdot x_{Rp} + R_t \cdot x_{Rt} = 0 \quad (16.10)$$

$$\sum_{i=1}^{i=n} P_i + R_p + R_t = 0$$

Po wyznaczeniu reakcji należy obliczyć siłę poprzeczną, która w dowolnym przekroju "j" wynosi :

$$T_j = \sum_{i=1}^{i=j} P_i \quad (16.11)$$

gdzie pod oznaczeniem „P” rozumie się zarówno siły zewnętrzne i masowe jak i reakcje (po kolei wszystkie siły na belce).



Rys.16.5. Przyrost momentu gnącego na belce kadłuba

Oznaczając przyrost odległości na belce pomiędzy dwiema kolejnymi siłami jako „ Δx_i ”, zgodnie z rys.16.5 wartość momentu gnącego, wywoływanego przez siłę "P" wynosi:

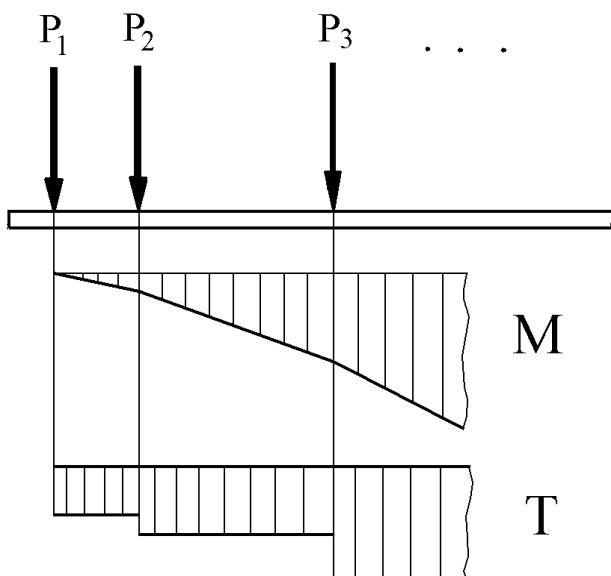
$$\Delta M_i = T_{i-1} \cdot \Delta x_i \quad (16.12)$$

moment gnący w dowolnym przekroju „j” belki wynosi:

$$M_j = \sum_{i=1}^{i=j} \Delta M_i \quad (16.13)$$

Przebiegi momentu gnącego i siły poprzecznej schematycznie pokazano na rys.16.6

W praktyce najczęściej siły poprzeczne skierowane do góry oznacza się jako dodatnie, zaś skierowane do dołu jako ujemne. Siły dodatnie wywołują moment dodatni, zaś ujemne ujemny. Na rys.16.6 przedstawiono zginanie pionowe ujemne.



Rys.16.6. Schematyczny przebieg momentu gnącego i siły poprzecznej

Algorytm obliczeń podano w tab.16.2.

Tab.16.2. Algorytm wyznaczania zginania pionowego kadłuba



Tab.16.2.xls

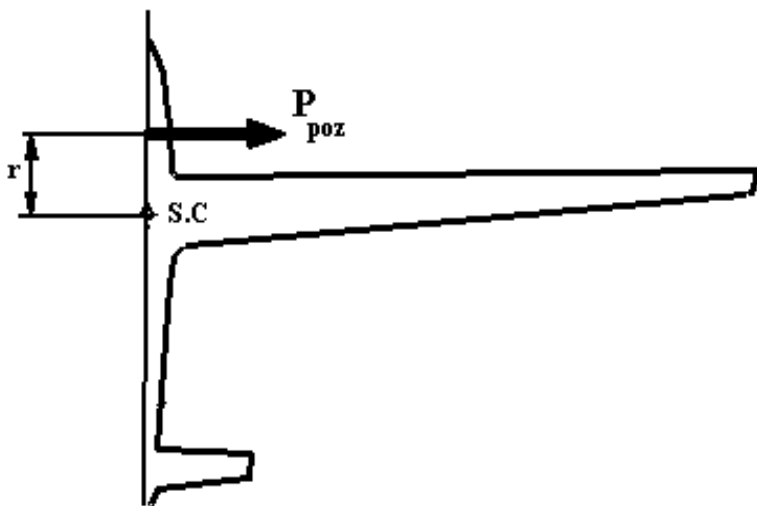
Lp.	Oznaczenie / Operacja	i	1	2	3	4
1	x_i					
2	P_i					
3	$T_j = \sum P_i$		0	0	0	0
4	$\sum P_i$					
5	$P_i \cdot x_i$					
6	$\sum P_i x_i$					
7	P_i					
8	T_j					
9	Δx_i					
10	$T_j \cdot \Delta x_i$					
11	M_j					

16.3.2. Zginanie poziome

W przypadku zginania poziomego współczynnik obciążenia w kierunku poziomym $n_{bocz} = 0$

Siła zewnętrzna boczna (np. obciążenie od liny holowniczej przy wzlocie przy pomocy wyciągarki) wywołuje moment (rys.16.7):

$$M_{poz} = P_{poz} \cdot r \quad (16.14)$$



Rys.16.7. Działanie obciążenia bocznego

Przyspieszenie liniowe w kierunku poziomym:

$$a_{bp} = \frac{P_{poz}}{m} \quad (16.15)$$

jest sta e wzdłuż długości kadłuba.

Moment „M” jest źródłem przyspieszenia kątownego:

$$\varepsilon_z = \frac{M_{poz}}{I_z} \quad (16.16)$$

gdzie „ I_z ” jest momentem bezwładności szybowca względem osi pionowej.

Wynikowe przyspieszenie liniowe działające na masę „ i ” (analogicznie jak w wyrażeniu 16.8) wynosi:

$$a_{bi} = a_{bp} + \varepsilon_z \cdot (x_{sc} - x_i) \quad (16.17)$$

Siła masowa pozioma wynosi:

$$P_{mbi} = a_{bi} \cdot m_i \quad (16.18)$$

Dalszy tok obliczeń przebiega wg zależności (16.10) do (16.13). Algorytm obliczeń jest identyczny jak w tab.16.2.

16.3.3. Skręcanie

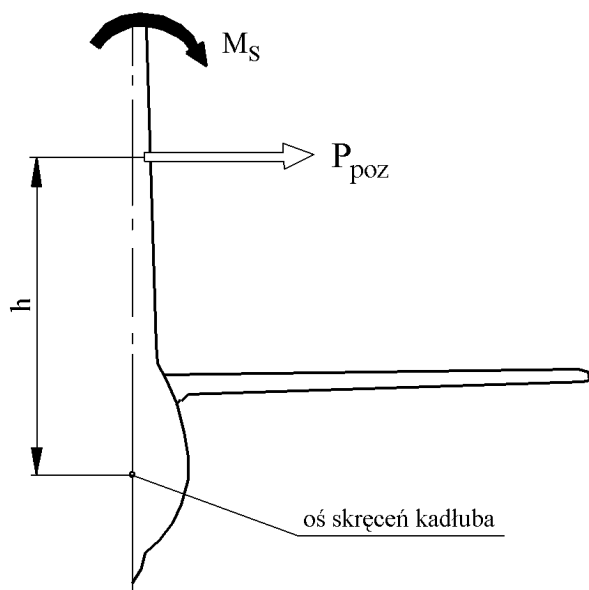
Skręcanie kadłuba wywoływane jest bocznym obciążeniem zewnętrznym (np. siła na usterzeniu kierunku skręcająca tylną część kadłuba lub siła na zaczepie przy bocznym działaniu liny, skręcająca przednią część kadłuba).

Moment obciążający kadłub (rys.16.8) wynosi:

$$M_s = P_{poz} \cdot h \quad (16.19)$$

gdzie „ h ” jest odległością punktu przyłożenia siły poziomej „ P ” od osi skręceń kadłuba. Moment skręcający odbierany jest przez okucia skrzydło/kadłub.

W przypadku siły na usterzeniu pionowym skrećanie obciąża więc tylną część kadłuba, w przypadku siły bocznej na zaczepie holowniczym obciążona jest część przednia kadłuba.



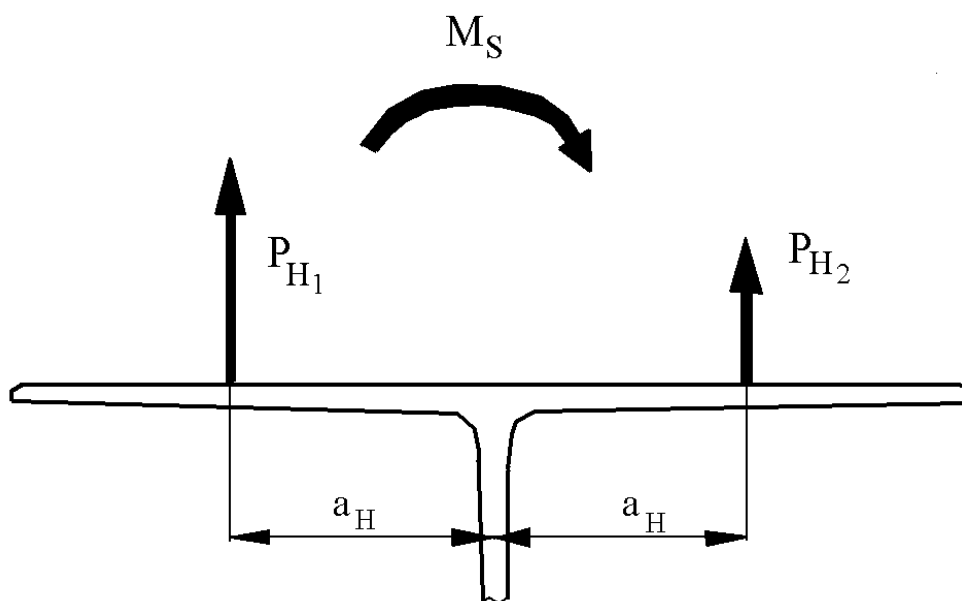
Rys.16.8. Skrećanie kadłuba od siły bocznej

Źródłem skrećania kadłuba może być również niesymetria obciążenia na usterzeniu wysokości (rys.16.9):

$$M_s = (P_{H1} - P_{H2}) \cdot a_H \quad (16.20)$$

gdzie:

P_{H1} i P_{H2} siły na połówkach statecznika wysokości
 a_H położenie tych sił na stateczniku.



Rys.16.9. Skrećanie kadłuba od niesymetrii obciążenia na usterzeniu poziomym

16.4. PRZYPADKI OBCIĄŻEŃ NIEZŁOŻONYCH

16.4.1. Wyrwania

Obciążenia kadłuba należy wyznaczyć dla wyrwań do punktów: A, D, E i G obwiedni obciążeń sterowanych (rys.10.4 i 10.5)

Obciążeniem zewnętrznym jest siła na usterzeniu wysokości, którą należy wyznaczyć wg zależności (11.36) i (11.37). Siła ta równoważy moment szybowca bez siły na usterzeniu wysokości, a więc nie ma tutaj obrotu szybowca dookoła osi „y”. Przyspieszenie masy „i” wynosi więc:

$$a_i = n \cdot g + \frac{P_H}{m} \quad (16.21)$$

gdzie „n” jest zależne od rozpatrywanego punktu obwiedni obciążeń sterowanych.

Dalszy rachunek przebiega wg algorytmu określonego zależnościami (16.9) do (16.13).

16.4.2. Podmuchy pionowe

W przypadku podmuchów pionowych na usterzenie wysokości działają siły:

- statyczna, wyznaczona z zależności (11.36) i (11.37) przy wartości $n = 1$, (siła P_{stat})
- dynamiczna wyznaczona wg zależności (13.10), (siła ΔP_H).

Siła ΔP_H wywołuje moment i związane z nim przyspieszenie kątowe ε_z . Przyspieszenie liniowe, pamiętając iż w stanie wyjściowym $n = 1$ wynosi:

$$a_i = g + \frac{\Delta P_H}{m} + \varepsilon_y \cdot (x_{sc} - x_i) \quad (16.22)$$

siła masowa wówczas wynosi:

$$P_{mi} = m_i \cdot a_i \quad (16.23)$$

Siły masowe wraz z obciążeniem zewnętrznym, przyłożonym na usterzeniu wysokości:

$$P_H = P_{stat} + P_H \quad (16.24)$$

tworzą układ sił na „belce” kadłuba. Dalszy tok obliczeń wg algorytmu określonego zależnościami (16.10) do (16.13) przedstawionego w tabelicy 16.2.

Obliczenia należy przeprowadzić dla podmuchów: $U = \pm 15$ m/s prędkości „ V_{RA} ” oraz $U = \pm 7,5$ m/s przy prędkości „ V_D ”.

16.4.3. Brutalne sterowania sterem wysokości

Obliczanie obciążeń kadłuba przebiega identycznie jak w przypadku podmuchów, tyle tylko, że siła „ ΔP_H ” wyznaczana jest przy pomocy zależności (13.4) lub (13.9), zależnie od przyjętej metody wyznaczania obciążeń usterzenia wysokości w przypadku brutalnego sterowania. Obliczenia należy wykonać dla wymiarującej wartości dodatniej i ujemnej siły na usterzeniu pochodzącej od brutalnego sterowania przy prędkości „ V_A ” lub „ V_D ” w zależności od tego, który z przypadków daje wyższe obciążenie.

16.4.4. Loty nieswobodne, obciążenie pionowe

W lotach nieswobodnych (lot holowany za samolotem lub wzlot przy pomocy wyciągarki) nagle zmiany siły w linie (szarpnięcia) wprowadzają dynamiczne obciążenie zewnętrzne o wartości:

$$\Delta P = 1,2 \cdot P_{nom} \quad (16.25)$$

Wielkość nominalnego obciążenia:

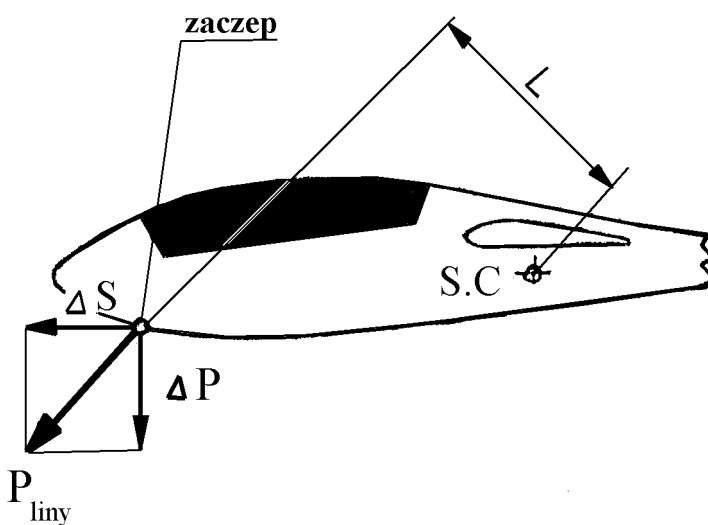
$$P_{nom} = 1,3 \cdot m \cdot g \quad (16.26)$$

gdzie „ m ” jest maksymalną masą szybowca w locie.

Moment względem środka ciężkości szybowca powodujący obrót (rys.16.10) wynosi:

$$M_{liny} = P_{liny} \cdot L \quad (16.27)$$

gdzie „ L ” jest odległością siły „ ΔP ” od środka ciężkości szybowca.



Rys.16.10. Działanie liny holowniczej

Przyśpieszenie kątowe wynosi:

$$\varepsilon_y = \frac{M_{liny}}{I_y} \quad (16.28)$$

Dalszy tok obliczeń wg zależności (16.22) i dalej wg zależności (16.9) do (16.13) oraz wg tablicy 16.2. Wpływ składowej „ ΔS ” na obciążenie rozciągające kadłuba jest pomijalny.

Należy rozpatrzyć przypadki:

Lot holowany z prędkością „ V_T ” i szarpnięcia liną:

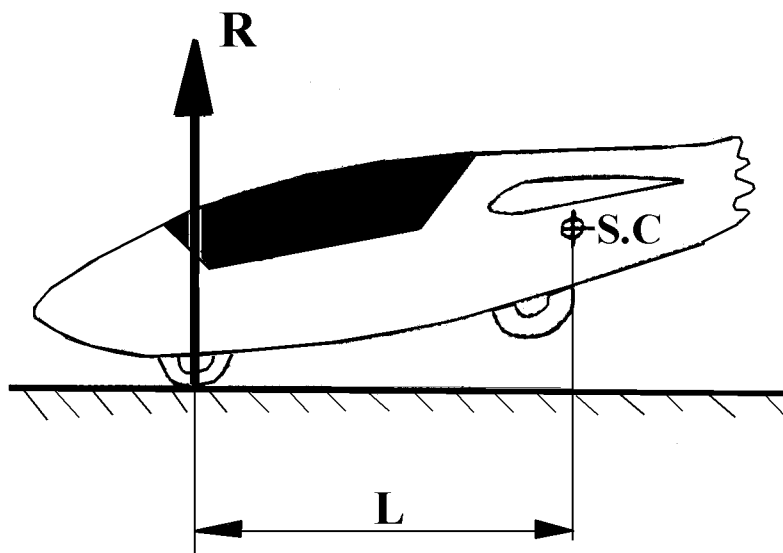
Do dołu pod kątem 40° w stosunku do poziomu

Do góry pod kątem 20° w stosunku do poziomu

Wzlot przy pomocy wyciągarki i szarpnięcie liną pod kątem 75° w stosunku do poziomu w kierunku do dołu.

16.4.5. Obciążenie od podłoża

Reakcja podłoża na koło (płozę) lądującego lub startującego względnie przetaczanego szybowca obliczana jest wg wskazówek rozdziału 17. Sposób wyznaczania obciążeń jest identyczny jak dla przypadku szarpnięć liną holowniczą, gdzie miejsce siły „ ΔP ” zajmuje reakcja podłoża „ R ” działająca na element podwozia (koło główne, kółko przednie, płoza tylna itp. zależnie od rozwiązań konstrukcyjnych), (rys.16.11)



Rys.16.11. Reakcja podłoża

Należy rozpatrzyć przypadki:

reakcji pionowej, w przypadku koła głównego i tylnego (płozy),

reakcji odchylonej do tyłu na kole głównym,

reakcji odchylonej do tyłu i do przodu (w przypadku kółka przedniego).

16.4.6. Podmuch poziomy

Siła na usterzeniu pionowym „ ΔP_v ” wyznaczona wg zależności (14.6) wywołuje moment i związane z nim przyspieszenie kątowe względem osi pionowej „ ε_z ”. W konsekwencji powstaje przyspieszenie liniowe o wartości określonej przez (16.17) i siłę masową wg zależności (16.18). Przebieg obliczeń określony, jest zależnościami (16.10) do (16.13) i ujęty w tablicy 16.2 lecz w płaszczyźnie poziomej.

16.4.7. Brutalne sterowanie sterem kierunku.

Siła na usterzeniu pionowym wyznaczana jest wg zależności (14.1). Tok obliczeń jest identyczny jak dla przypadku podmuchu poziomego. Obciążenie to działa w płaszczyźnie poziomej.

16.4.8. Loty nieswobodne, szarpnięcie liną w bok

Tok obliczeń również, podobny jest do przypadku podmuchu poziomego przy czym rolę siły „ ΔP_v ” przejmuje boczna składowa siły w linii holowniczej „ P_b ” liny.

Należy rozpatrzeć przypadki:

lot holowany za samolotem, szarpnięcie liną do przodu z odchyleniem w bok pod kątem 30° stosunku do płaszczyzny symetrii szybowca. Prędkość lotu równa „ V_T ”

wzlot przy pomocy wyciągarki, szarpnięcie liną w bok pod kątem 90° w stosunku do płaszczyzny symetrii szybowca w momencie ruszania z miejsca. Wielkość siły działającej w bok równa jest maksymalnemu ciężarowi szybowca w konfiguracji dopuszczonej do wzlotu przy pomocy wyciągarki.

16.4.9. Składowa boczna reakcji podłoża

Sposób wyznaczania obciążeń jak wyżej, z tym, że należy rozpatrzeć siły działające na:
kole przednim,
kółku tylnym (płozie)
o wielkościach podanych w rozdziale 17.

16.5. PRZYPADKI OBCIĄŻEN ZŁOŻONYCH

16.5.1. Obciążenia w płaszczyźnie poziomej

Obciążenia w płaszczyźnie poziomej nie występują w postaci izolowanej. Każdemu z przypadków opisanych w rozdziałach 16.4.6 do 16.4.9 towarzyszy zginanie pionowe wywołane ciężarem własnym mas szybowca (stan przy $n=1$).

Ponadto obciążenie zewnętrzne, boczne wywołuje skręcanie kadłuba (zależność 16.19.).

Zatem obciążenia w płaszczyźnie bocznej muszą być rozpatrywane łącznie z przynależnym zginaniem pionowym i skręcaniem.

16.5.2. Wyrwanie z brutalnym sterowaniem sterem kierunku

Należy rozpatrzeć przypadek jednoczesnego wystąpienia:

wyrwania do punktu A i brutalnego sterowania sterem kierunku przy V_A (obliczenia wg rozdziałów 16.4.1 i 16.4.7.), lub

wyrwania do punktu D i brutalnego sterowania sterem kierunku przy V_D (obliczenia wg rozdziałów jak wyżej).

W powyższych przypadkach występuje również skręcanie kadłuba wywoływane obciążeniem poziomym.

16.5.3. Jednoczesne brutalne sterowanie

Należy złożyć ze sobą obciążenie pionowe i poziome w przypadkach jednoczesnego brutalnego sterowania sterem wysokości (rozd. 16.4.3) i sterem kierunku (rozd. 16.4.7), biorąc po 75 % obciążeń pionowego i poziomego w przypadku szybowca kategorii obciążeniowej „A” i po 100 % dla kategorii obciążeniowej „A”.

Ponadto kadłub obciążony jest skręcaniem wywoływanym siłą na usterzeniu pionowym.

16.5.4. Brutalne sterowanie sterem kierunku wraz ze ślizgiem

Obciążenie wyznaczone wg rozdziału 16.4.7 należy złożyć ze skręcaniem wywołanym siłą poziomą oraz dodatkowo ze skręcaniem podanym zależnością (15.5).

16.5.5. Podmuch poziomy z wyindukowanym przechyleniem

Obciążenie wyznaczone wg rozdziału 16.4.6 należy złożyć ze skręcaniem wywołanym siłą poziomą oraz dodatkowo ze skręcaniem podanym zależnością (15.6).

16.5.6. Niesymetria obciążenia na usterzeniu wysokości

Obciążenie pionowe dla punktu A i D krzywej obciążeń sterowanych wyznaczone wg rozdziału 16.4.1 należy złożyć z obciążeniem poziomym odpowiednio przy prędkości V_A lub V_D wg rozdziału 16.4.7 oraz ze skręcaniem wywołanym siłą na usterzeniu pionowym oraz niesymetrią na usterzeniu poziomym określoną w rozdz.15.2.

16.6. ZESTAWIENIE WYNIKÓW

Wyniki obliczeń obciążeń kadłuba podaje się w postaci wykresów:

momentu gnącego i siły poprzecznej, pionowych,
momentu gnącego i siły poprzecznej, poziomych

w funkcji długości kadłuba „x”, oraz wartości momentu skręcającego.

17. OBCIĄŻENIA PODWOZIA

17.1. WARUNKI ŁADOWANIA

Podwozie szybowca obciążone jest siłą, wynikającą z przejścia energii lądowania:

$$E_L = m_{red} \cdot \frac{w_L^2}{2} \quad (17.1)$$

gdzie:

m_{red} - redukowana masa szybowca

w_L - prędkość opadania szybowca podczas lądowania przyjmowana jako 1,5 m/s.

Masę redukowaną szybowca określa zależność:

$$m_{red} = m \cdot \frac{1}{1 + \frac{L_p^2}{i_y^2}} \quad (17.2)$$

gdzie:

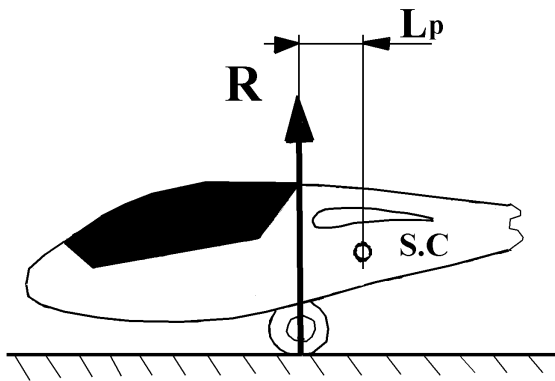
L_p - jest odległością punktu przyłożenia siły do koła lądującego szybowca od środka ciężkości (rys.17.1)

i_y - jest promieniem bezwładności szybowca względem osi poprzecznej „y” określonym zależnością:

$$i_y = \sqrt{\frac{I_y}{m}} \quad (17.3)$$

gdzie „ I_y ” jest momentem bezwładności szybowca względem osi „y”.

Energia lądowania „ E_L ” musi być przejęta przez układ amortyzujący którego charakterystyka decyduje o wielkości reakcji podłoża obciążającej płatowiec.



Rys.17.1. Mimośrodowość reakcji podłoża

17.2. CHARAKTERYSTYKA UKŁADU AMORTYZUJĄCEGO

Układem amortyzującym szybowca może być albo sam pneumatyk koła, albo zespół pneumatyka i amortyzatora. Aby wyznaczyć charakterystykę amortyzacji należy znać charakterystyki pneumatyka i amortyzatora.

Charakterystyki pneumatyka w postaci wykresu siły działającej na pneumatyk w funkcji ugięcia opony koła przedstawiono dla najczęściej stosowanych rozmiarów ogumienia:

na koła podwozia głównego:

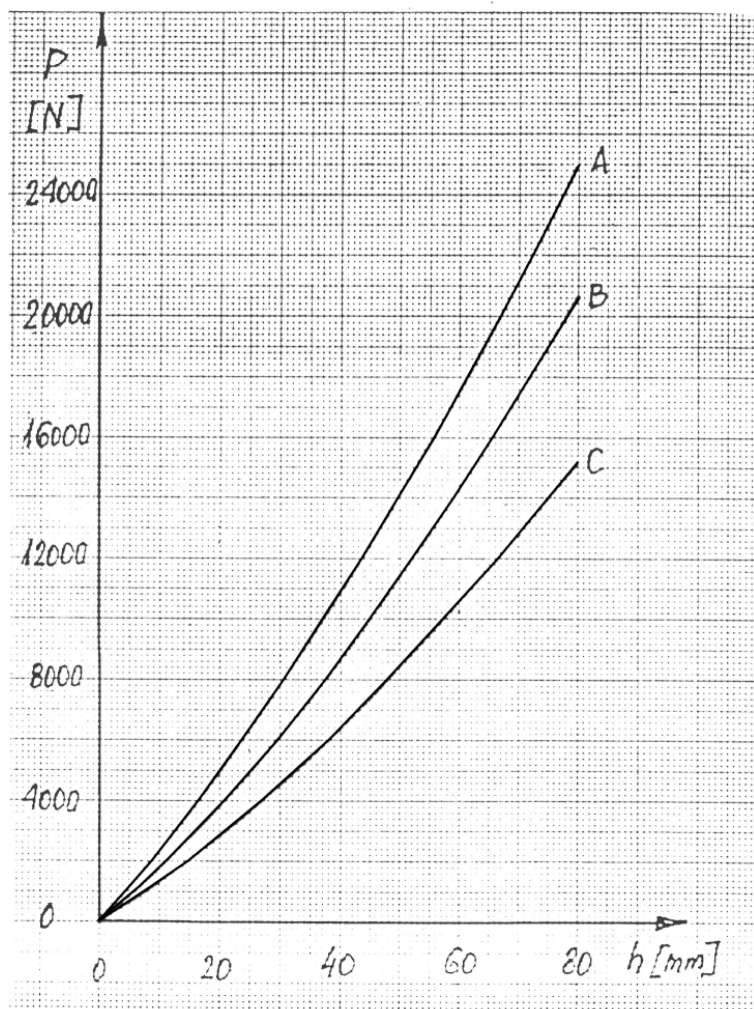
400 x 140 - rysunek 17.2

350 x 135 - rysunek 17.3

300 x 125 - rysunek 17.4, oraz

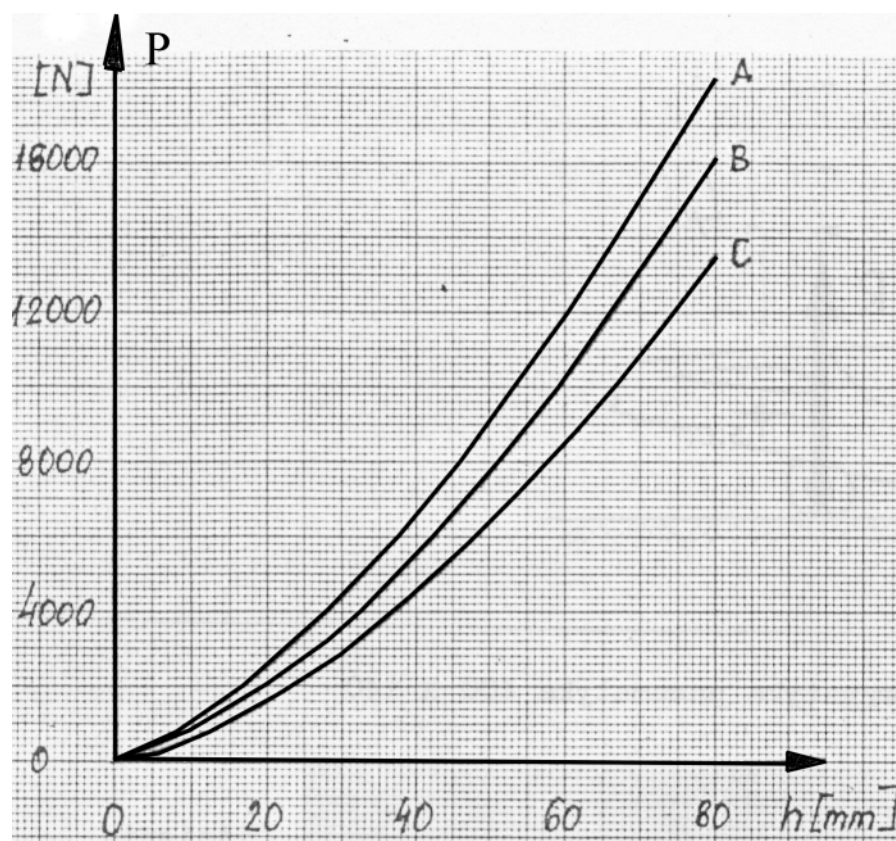
na koło przednie:

255 x 110 - rysunek 17.5 .



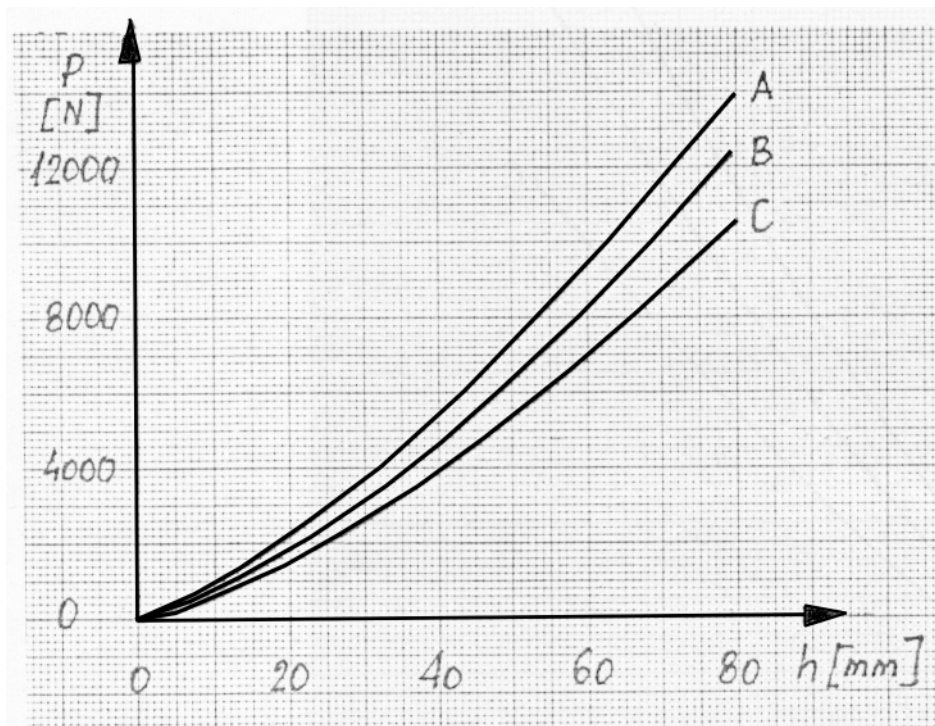
Rys.17.2. Charakterystyka pneumatyka 400 x 140

Ciśnienie w pneumatyku: A – 0,35 MPa, B – 0,25 MPa, C – 0,15 MPa,



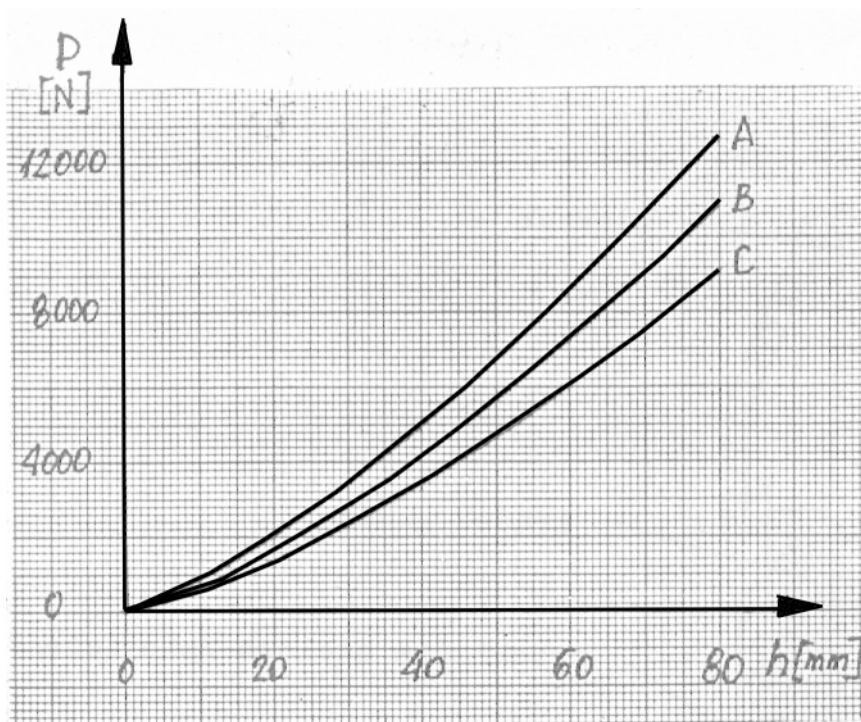
Rys.17.3. Charakterystyka pneumatyka 350 x 135

Ciśnienie w pneumatyku: A – 0,30 MPa, B – 0,25 MPa, C – 0,20 MPa



Rys.17.4. Charakterystyka pneumatyka 300 x 125

Ciśnienie w pneumatyku: A – 0,30 MPa, B – 0,25 MPa, C – 0,20 MPa



Rys.17.5. Charakterystyka pneumatyka 255 x 110

Ciśnienie w pneumatyku: A – 0,30 MPa, B – 0,25 MPa, C – 0,20 MPa

Charakterystyka amortyzatora zależy od jego typu i jest cechą indywidualną danego rozwiązania konstrukcyjnego. Na rys.17.6 przedstawiono charakterystykę amortyzatora z krążków gumowych (rys.17.7) często w szybowcach stosowanego. Przebieg charakterystyki takiego amortyzatora zależy

między innymi od wymiarów krążka i materiału, ilości zastosowanych krążków oraz długości skoku roboczego.

Jeżeli podwozie amortyzowane jest tylko samym pneumatykiem, charakterystykę amortyzacji należy sporządzić w oparciu o wykres $P = f(h)$ dla zastosowanego pneumatyka.

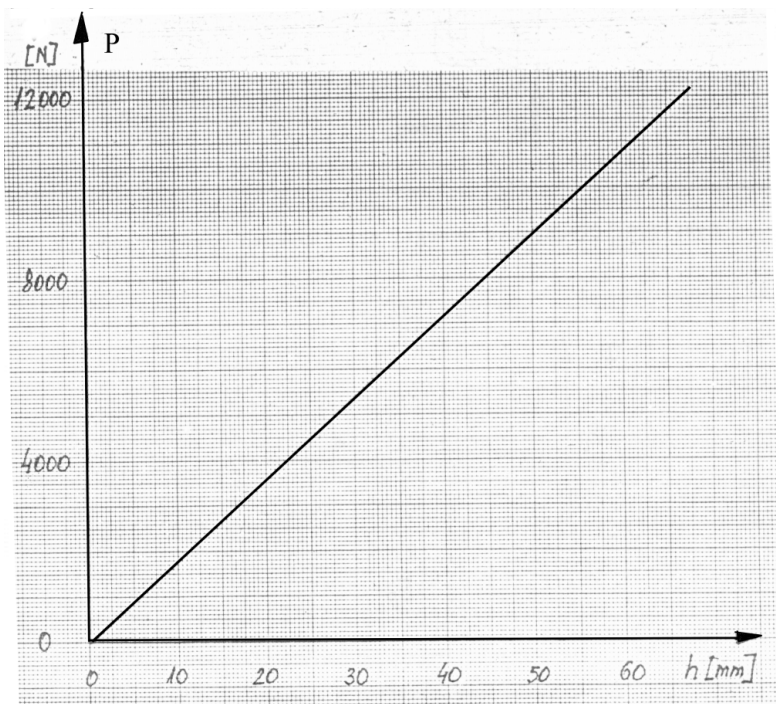
Dla każdego obciążenia „ P_i ” powodującego ugięcie opony „ h_i ” należy wyznaczyć energię przejmowaną przez pneumatyk „ E_{pi} ”, której wartość odpowiada polu zakreskowanemu na rys.17.8. Zakładając kolejne wartości siły „ P_i ” i planimetrując odpowiadające im powierzchnie pod wykresem uzyskuje się kolejne wartości energii przejętej przez pneumatyk „ E_{pi} ”. Wówczas można sporządzić wykres: $E_p = f/P$, czyli energii przejmowanej przez pneumatyk w funkcji siły „ P ” (rys.17.9). Wykres taki sporządza się oczywiście dla wybranej przez konstruktora wartości ciśnienia w pneumatyku.

Porównując energię, lądowania (wyrażenie 17.1) z energią przejmowaną przez ugięty pneumatyk:

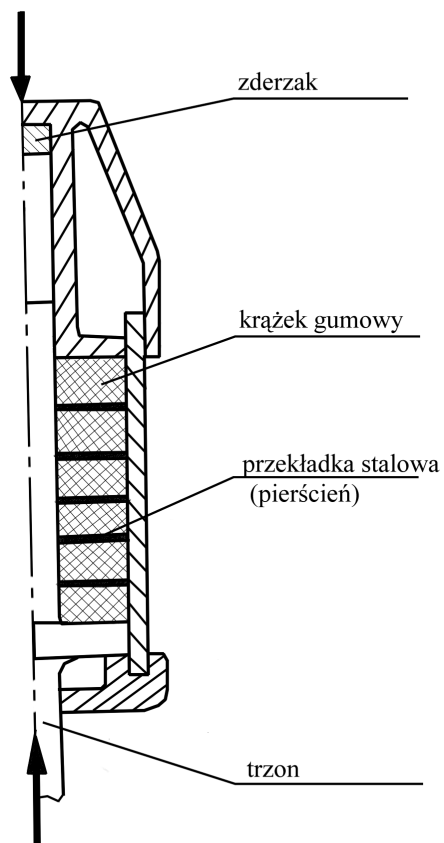
$E_p = E_L$, można odczytać z wykresu rys.17.9 wielkość reakcji podłoża „ R ”, obciążającego koło lądującego szybowca.

Znajomość wielkości reakcji podłoża „ R ” pozwala na określenie współczynnika obciążenia podczas uderzenia przy lądowaniu:

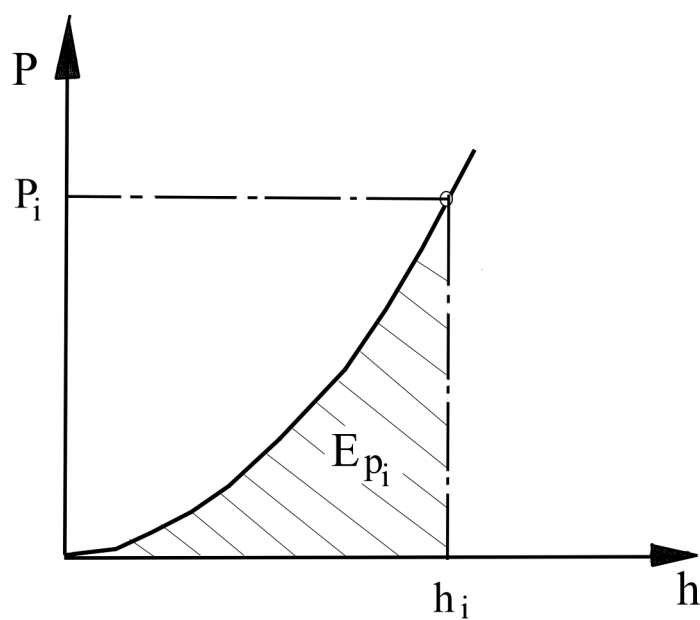
$$n_L = \frac{R}{m \cdot g} \quad (17.4)$$



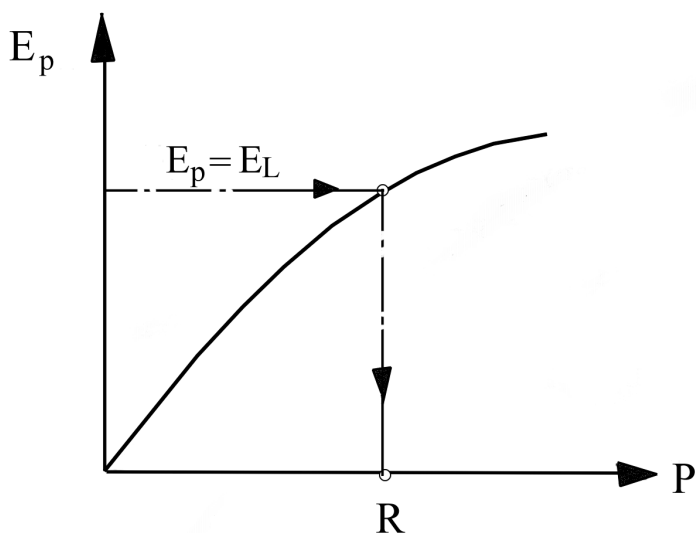
Rys.17.6. Charakterystyka amortyzatora z krążków gumowych



Rys.17.7. Amortyzator z krążków gumowych

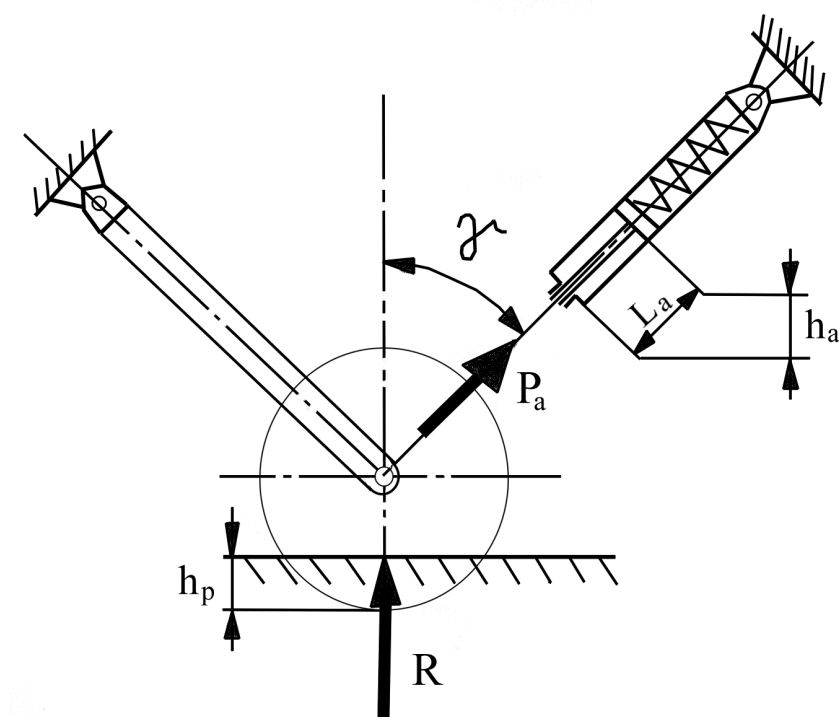


Rys.17.8. Określenie energii przejmowanej przez pneumatyk „ E_p ”



Rys.17.9. Energia „ E_p ” w funkcji siły „ P ”

Gdy układ amortyzujący składa się z pneumatyka i amortyzatora (rys.17.10) określonej wartości reakcji podłoża „ R ” odpowiada ugięcie pneumatyka „ h_p ” oraz przesunięcie amortyzatora „ L_a ” pod wpływem składowej reakcji podłoża w kierunku osi amortyzatora „ P_a ”.



Rys.17.10. Układ z amortyzatorem

Aby sporządzić charakterystykę amortyzacji układu złożonego należy dla siły „ R_i ” określić ugięcie pneumatyka „ h_{pi} ”. Następnie należy obliczyć składową reakcji podłoża działającą wzdłuż osi

amortyzatora: $P_{ai} = R_i \cdot \cos \gamma_i$. Dla siły „ P_{ai} ” należy określić przesunięcie trzonu amortyzatora „ L_{ai} ” i obliczyć jego składową pionową „ h_{ai} ”

Całkowite pionowe przesunięcie szybowca pod wpływem reakcji podłoża „ R_i ” wyniesie więc:

$$h_i = h_{pi} + h_{ai} \quad (17.5)$$

Wyrażenie (17.5) jest więc skokiem amortyzacji dla reakcji podłoża „ R_i ”.

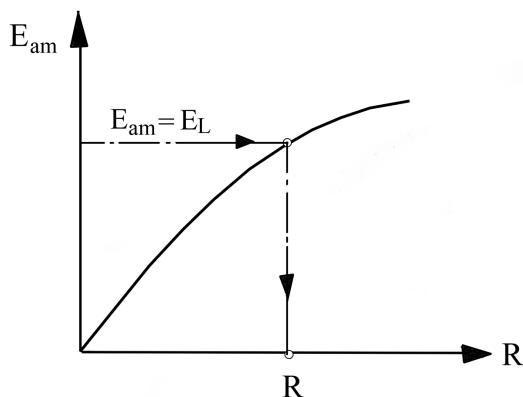
Powtarzając wyżej omówione operacje dla różnych wartości reakcji podłoża „ R_i ” można znaleźć zależność:

$$R = f(h) \quad (17.6)$$

czyli charakterystykę amortyzacji.

Postępując dalej podobnie jak w przypadku samego pneumatyka, należy obliczyć energię przejmowaną przez układ amortyzujący jako pole pod wykresem $R = f(h)$ dla określonej wartości reakcji podłoża „ R_i ”. Powtarzając operacje dla różnych wartości „ R_i ”, uzyskuje się

charakterystykę $E_{am} = f(R_i)$ schematycznie pokazaną na rys.17.11.



Rys.17.11. Energia przejmowana przez układ amortyzujący

Porównując energię lądowania z energią amortyzacji charakterystyka $R = f(h)$ wskazuje wartość reakcji podłoża odpowiadającej obliczonej energii lądowania.

Należy zwrócić uwagę iż obliczanie charakterystyki amortyzacji wymaga uwzględnienia układu kinematycznego podwozia, gdyż dla każdej wartości reakcji „ R_i ” uzyskuje się inną wartość kąta

„ γ_i ” czyli także zmienną wartość $h_a = L \cdot \cos \gamma_i$.

Algorytm obliczeń podano w tab.1.7.1.

Tab.17.1. Algorytm wyznaczania charakterystyki amortyzacji pneumatyk + amortyzator



Tab.17.1.xls

Lp.	Oznaczenie / Operacja	1	2	3		n
1	R_i					
2	h_{pi}					
3	γ_i					

4	$\cos\gamma_i$					
5	$P_{ai} = R_i \cdot \cos\gamma_i$					
6	L_{ai}					
7	$h_{ai} = L_{ai} \cdot \cos\gamma_i$					
8	$h_i = h_{pi} + h_{ai}$					

W przypadku, gdy skok amortyzatora „ L_a ” ulegnie „wyczerpaniu”, wówczas pręt tłoczyska oprze się o zderzak (rys.17.7) i przy dalszym wzroście siły „ R ” pracuje już tylko sam pneumatyk. Odbije się to na przebiegu charakterystyki amortyzacji w postaci załamania charakteru jej przebiegu.

17.3. PRZYPADKI OBCIĄŻEŃ PODWOZIA GŁÓWNEGO

Na ogół w szybowcach stosowane podwozie jest jednokołowe. O ile zastosowano układ dwukołowy (koło lewe i prawe) wówczas wielkość reakcji „ R_i ” obciąża oba koła równomiernie.

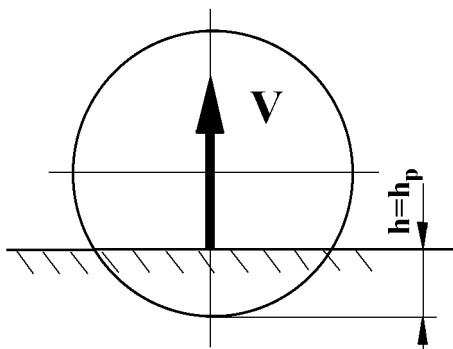
Ładowanie na jedno z kół omówiono oddzielnie.

17.3.1. Ładowanie ze składową pionową

W przypadku ładowania ze składową pionową jej wartość:

$$V = R \quad (17.7)$$

A skok amortyzacji wynosi $h(R)$ lub w przypadku samego tylko pneumatyka $h_p(R)$. (rys.17.12)



Rys.17.12. Ładowanie ze składową pionową

17.3.2. Ładowanie ze składową wzdłużną

Składowa pionowa wynosi:

$$V = R \quad (17.8)$$

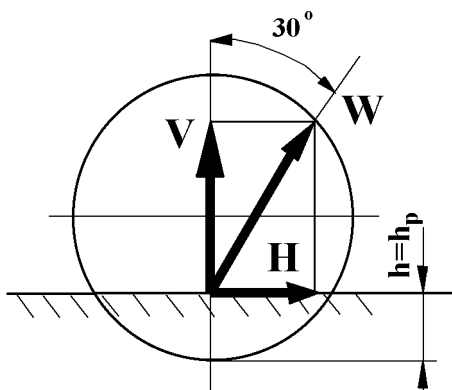
Składowa wzdłużna skierowana jest do tyłu (rys.17.13) i wynosi:

$$H = R \cdot \operatorname{tg} 30^\circ \quad (17.9)$$

Ugięcia amortyzacji są identyczne jak w przypadku 17.3.1.

Siły „V” i „H” przyłożone są na środku powierzchni styku opony z podłożem.
Wypadkowa siła obciążająca podwozie:

$$W = \sqrt{V^2 + H^2} \quad (17.10)$$



Rys.17.13. Ładowanie ze składową wzdłużną, koło główne

17.3.3. Ładowanie ze składową boczną

Składowa pionowa wynosi:

$$V = 0,5 \cdot R \quad (17.11)$$

Składowa boczna (skierowana w prawo lub lewo) wynosi:

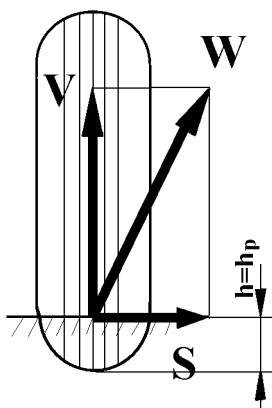
$$S = 0,3 \cdot R \quad (17.12)$$

Ugięcie amortyzacji odpowiada wartości siły „V”.

Wypadkowa siła obciążająca podwozie:

$$W = \sqrt{V^2 + S^2} \quad (17.13)$$

Sytuację przedstawia rys.17.14. Punkt przyłożenia sił „V” i „S” jak w przypadku 17.3.2.



Rys.17.14. Ładowanie ze składową boczną, koło główne

17.3.4. Lądowanie na jedno koło

Gdy szybowiec posiada podwozie główne dwukołowe, może podchodzić do lądowania z drobnym zwisem. Wówczas uderza o podłoże jednym (prawym lub lewym) kołem.

Energię lądowania „ E_L ” należy wówczas określić wg zależności (17.1) obliczając masę redukowaną jako:

$$m_{red} = m \cdot \frac{1}{1 + \frac{L_b^2}{i_x^2}} \quad (17.14)$$

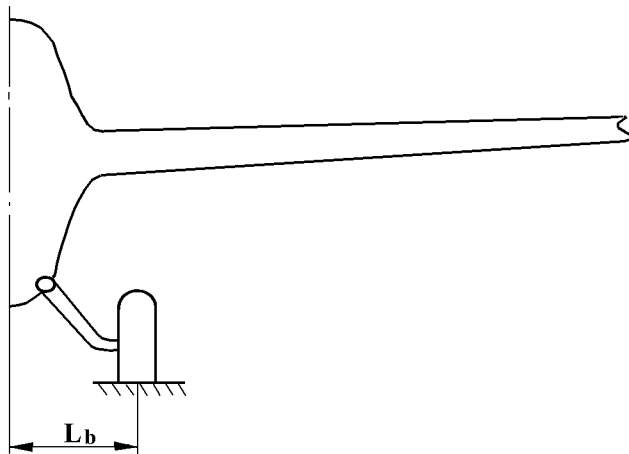
gdzie:

L_b - jest połową odległości między kołami (rys.17.15)

i_x - jest promieniem bezwładności względem osi „x” określonym zależnością: $i_x = \sqrt{\frac{I_x}{m}}$,

gdzie „ I_x ” jest momentem bezwładności szybowca względem osi „x”.

Dalszy rachunek przebiega jak dla podwozia jednokołowego.



Rys.17.15. Podwozie dwukołowe

OBCIĄŻENIA KÓŁKA PRZEDNIEGO

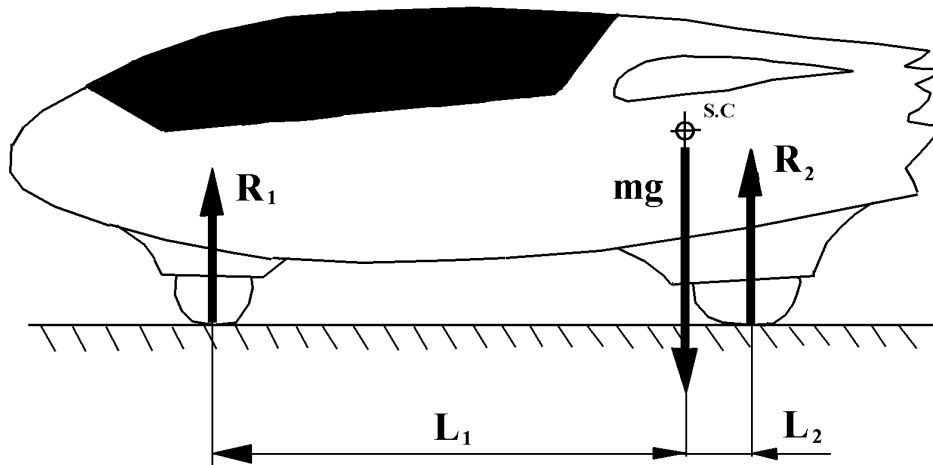
Obciążenia na kółku przednim są funkcją statycznego obciążenia szybowca o maksymalnej masie „ m ” (rys.17.16).

Reakcje statyczne na kole przednim i głównym wynoszą:
na kole przednim:

$$R_1 = m \cdot g \cdot \frac{L_2}{L_1 + L_2} \quad (17.15)$$

na kole tylnym:

$$R_2 = m \cdot g - R_1 \quad (17.16)$$



Rys.17.16. Reakcje statyczne

17.4.1. Ładowanie ze składową wzdłużną

Składowa pionowa wynosi:

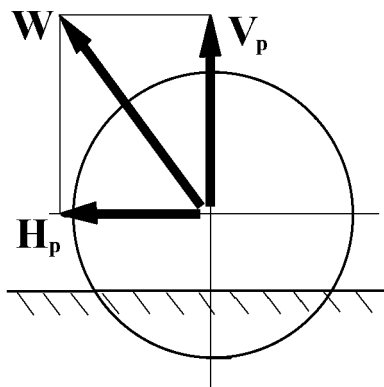
$$V_p = 2,25 \cdot R_1 \quad (17.17)$$

natomiast składowa pozioma, zwrócona do przodu:

$$H_p = 0,4 \cdot R_1 \quad (17.18)$$

gdzie indeks „p” wskazuje iż siły odnoszą się do kółka przedniego.

Punktem zaczepienia obu sił (rys.17.17) jest oś kółka przedniego. Ponieważ koło przednie amortyzowane jest z reguły tylko pneumatykiem, dalszy rachunek przebiega tak jak w przypadku koła głównego bez amortyzatora.



Rys.17.17. Lądowanie ze składową wzdłużną, kółko przednie

17.4.2. Lądowanie ze składową boczną

Składowa pionowa wynosi:

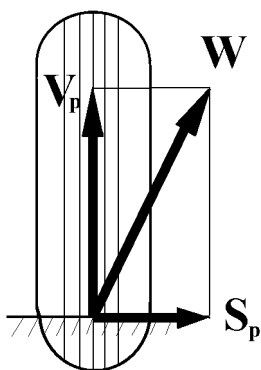
$$V_p = 2,25 \cdot R_1 \quad (17.19)$$

natomiast składowa boczna:

$$S_p = 0,7 \cdot R_1 \quad (17.20)$$

Punktem zaczepienia obu sił (rys.17.18) jest punkt na środku powierzchni styku pneumatyka z ziemią.

Składowa boczna skierowana jest poziomo w lewo lub w prawo.



Rys.17.18. Lądowanie ze składową boczną, kółko przednie

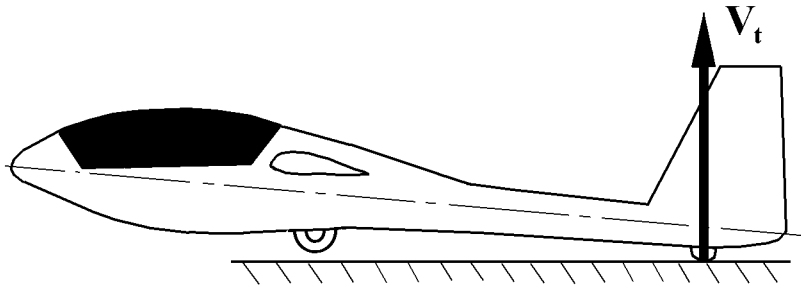
17.5. ŁADOWANIE NA KÓŁKO TYLNE (PŁOŻE)

17.5.1. Pionowe przyziemienie kółkiem tylnym (płoza)

Pionowa reakcja podłoża działająca na kółko lub płozę tylną wynosi:

$$V_t = 4 \cdot m \cdot g \cdot \frac{1}{1 + \frac{L_t^2}{i_y^2}} \quad (17.21)$$

gdzie „ L_t ” (rys.17.19) jest odległością punktu przyłożenia siły na kółku tylnym od środka ciężkości szybowca.



Rys.17.19. Siła na kółku tylnym (płozie)

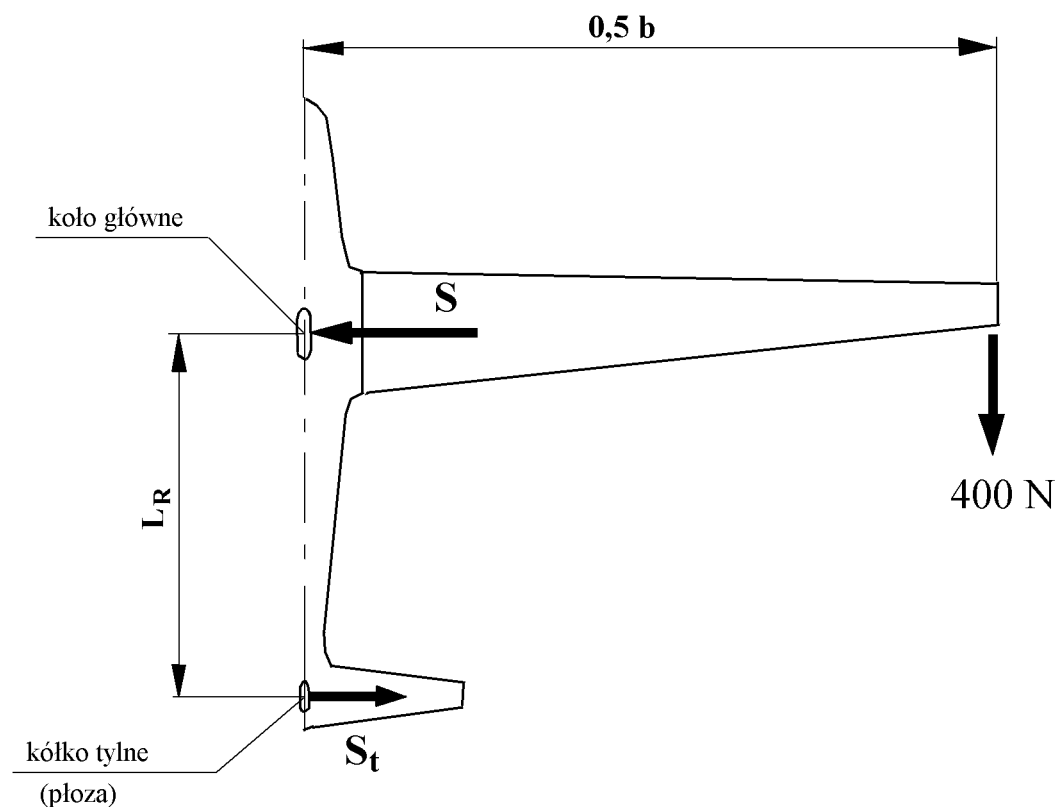
Szybowiec znajduje się w położeniu takim, iż koła podwozia głównego nie stykają się z podłożem. Indeks „t” oznacza, iż siły odnoszą się do koła tylnego (płozy).

17.5.2. Obciążenie boczne kółka tylnego (płozy)

Wartość siły skierowane w bok (rys.17.20) wynosi:

$$S_t = 400 \cdot \frac{b}{2L_R} \quad (17.22)$$

Składowej bocznej towarzyszy jednocześnie siła pionowa o wartości określonej formułą (17.21). Obie siły zaczepione są na środku powierzchni styku kółka (płozy) z podłożem. Przez L_R oznaczono odległość między kołami głównym i tylnym.



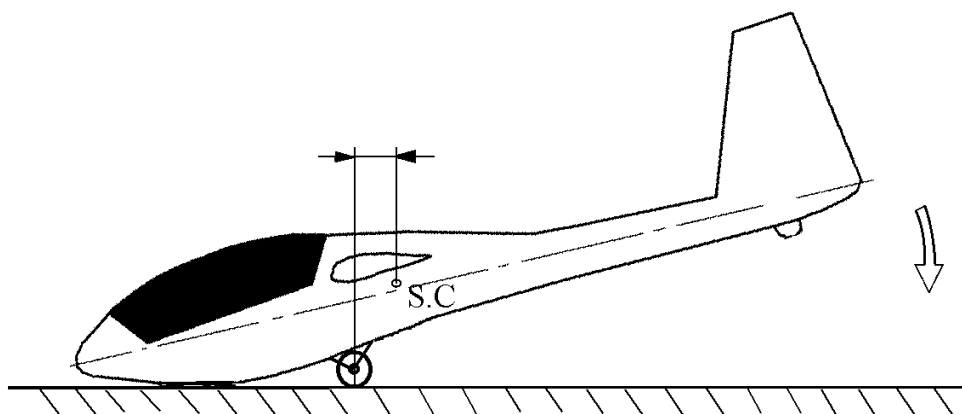
Rys.17.20. Siła boczna na kółku tylnym (płoze)

17.5.3. Uderzenie po obrocie

Jeżeli środek ciężkości szybowca pustego leży za punktem przyłożenia reakcji podłoża do koła głównego, wówczas należy wyznaczyć obciążenie kółka tylnego (płozy) jakie powstanie, gdy szybowiec z położenia o ogonie wzniesionym najwyżej jak to możliwe (rys.17.21) swobodnie opadnie na kółko tylne (płoze). Punktem obrotu szybowca jest punkt styku koła głównego z podłożem.

Sytuacja taka powstanie, jeżeli środek ciężkości szybowca z załogą leży przed punktem styku koła głównego z podłożem, a po opuszczeniu szybowca przez załogę może dojść do obrotu szybowca wokół punktu styku koła głównego z podłożem.

Jeżeli środek ciężkości szybowca pustego i załadowanego leży za punktem styku koła głównego z podłożem, niniejsze obciążenie nie występuje.



Rys.17.21. Uderzenie po obrocie

17.6. ZESTAWIENIE WYNIKÓW

Wyniki obliczeń poszczególnych przypadków obciążeń podwozia szybowca należy zestawić tabelarycznie (tab.17.2)

Tab.17.2. Zestawienie obciążeń podwozia

Przypadek obciążenia	V	H	S
	[N]		
Podwozie główne			
Lądowanie ze składową pionową		-----	-----
Lądowanie ze składową wzdłużną			-----
Lądowanie ze składową boczną		-----	
Lądowanie na jedno koło			
Kółko przednie			
Lądowanie ze składową wzdłużną			-----
Lądowanie ze składową boczną		-----	
Kółko tylne (płoza)			
Pionowe przyziemienie kółkiem tylnym (płoza)		-----	-----
Obciążenie boczne kółka tylnego (płozy)		-----	
Uderzenie po obrocie		-----	-----

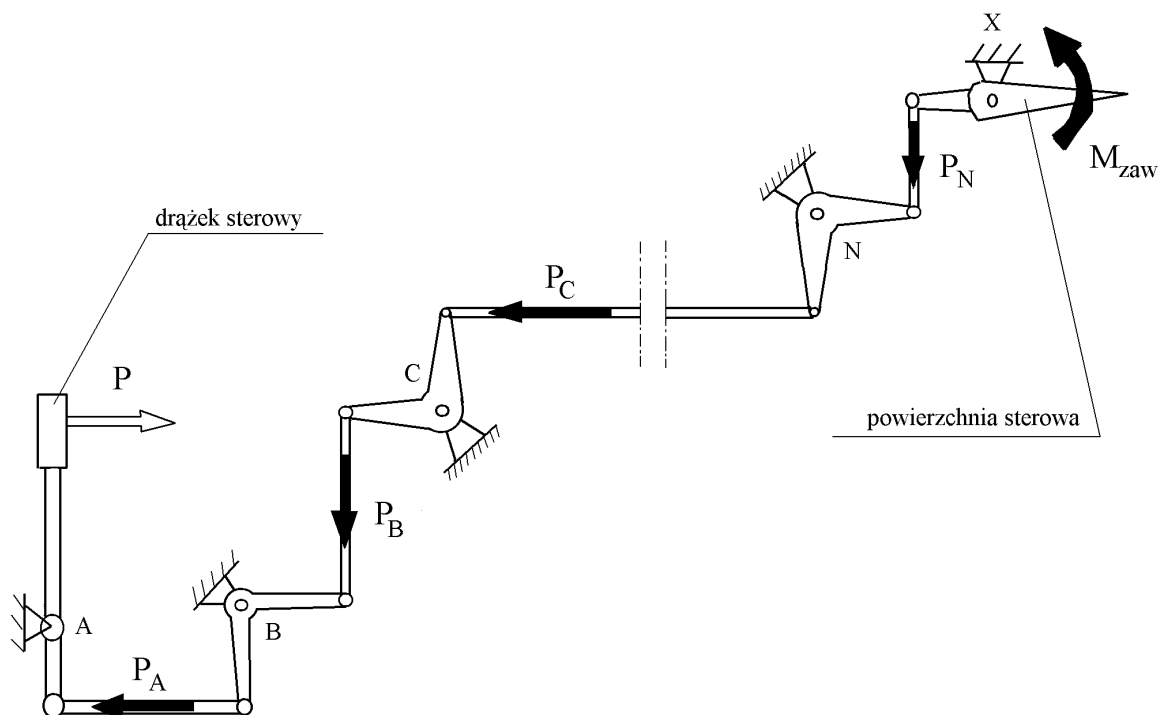
18. OBCIĄŻENIA UKŁADÓW STEROWANIA

Zadaniem układów sterowania jest przekazywanie sił wywieranych przez pilota na urządzeniach sterowniczych w kabinie (dźwignie sterowe, pedały, dźwignie) do miejsca ich odbioru w postaci momentu zawiasowego powierzchni sterowej lub momentu uruchamiającego urządzenie.

W związku z powyższym układy sterowania można podzielić na dwie grupy:
układy wychylające powierzchnie sterowe (ster wysokości, lotki i ster kierunku) oraz
układy uruchamiające urządzenia (klapy, hamulec aerodynamiczny, podwozie itp.)

18.1. ŁAŃCUCH KINEMATYCZNY UKŁADÓW STEROWANIA

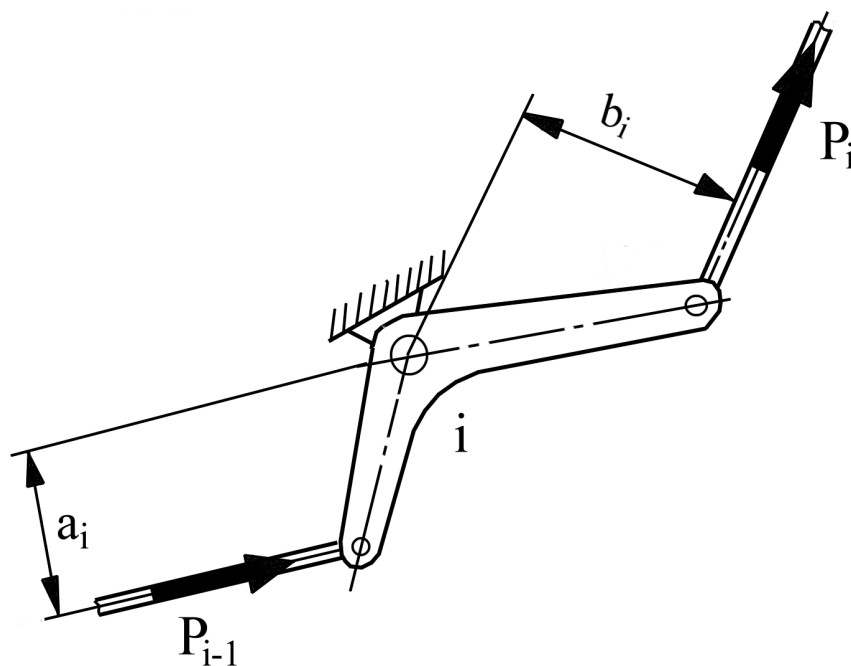
Łańcuch kinematyczny układu sterowania (rys.18.1) składa się z urządzenia sterowniczego w kabinie pilota, popychaczy lub linek i węzłów przełożeńowych.



Rys.18.1. Łańcuch kinematyczny układu sterowania

Przełożenie, realizowane w węźle „i” łańcucha (rys.18.2) określa zależność:

$$(e_p)_i = \frac{a_i}{b_i} \quad (18.1)$$



Rys.18.2. Węzeł przełozeniowy

Przełożenie to realizuje zmianę siły:

$$P_i = P_{(i-1)} \cdot (e_p)_i \quad (18.2)$$

Jeżeli łańcuch składa się z węzłów: A, B, C, ..., N, wówczas siły w poszczególnych odcinkach układu wynoszą:

$$P_A = P \cdot (e_p)_A$$

$$P_B = P_A \cdot (e_p)_B$$

$$P_C = P_B \cdot (e_p)_C$$

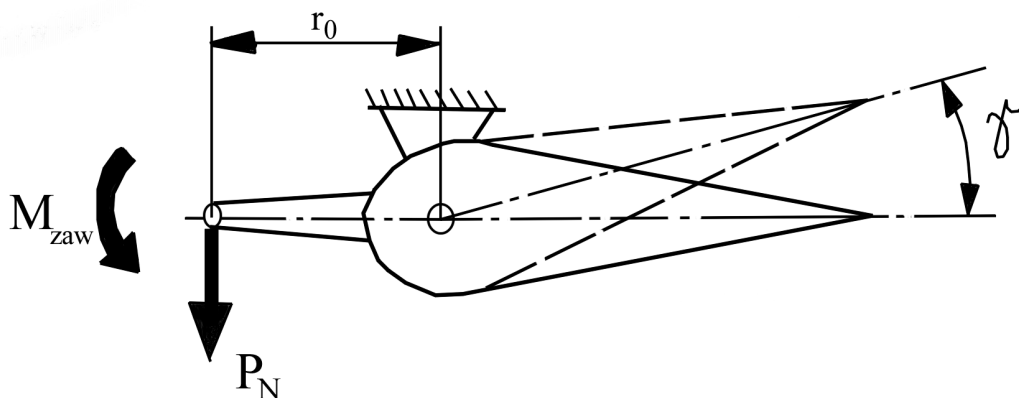
$$P_N = P_{(N-1)} \cdot (e_p)_N$$

(18.3)

Moment zawiasowy realizowany przez układ (dotyczy układu sterowania powierzchnią sterową) w węzle „X” (rys.18.3) wynosi:

$$M_{zaw} = P_N \cdot r_0 \quad (18.4)$$

Obliczenie powyższe wykorzystuje drogę łańcucha od siły pilota do momentu zawiasowego powierzchni sterowej. Algorytm obliczenia podano w tablicy 18.1., gdzie przez kąt „ γ ” (rys.18.3) oznaczono wychylenie powierzchni sterowej. Wielkości sił w poszczególnych węzłach A, B, C.....N należy wyznaczyć co najmniej dla kilku położeń powierzchni sterowej „ γ ”.



Rys.18.3. Moment zawiasowy

Układ sterowania należy również obliczyć wyznaczając siły pochodzące od znanego momentu zawiasowego. Rachunek wówczas przebiega od powierzchni sterowej do siły wywieranej przez pilota dla pokonania tego momentu zawiasowego, a zatem:

$$P_N = \frac{M_{zaw}}{r_0} \quad (18.5)$$

a dalsze siły w układzie:

$$P_{(N-1)} = \frac{1}{(e_p)_N} \cdot P_N$$

$$P_{(N-2)} = \frac{1}{(e_p)_{(N-1)}} \cdot P_{(N-1)} \quad (18.6)$$

$$P = \frac{1}{(e_p)_A} \cdot P_B$$

Algorytm obliczenia przebiega ja w tab.18.1 lecz od jej końca do początku.

Tab.18.1. Obliczanie sił w układzie sterowania



Tab.18.1.xls

Lp.	Oznaczenie / Operacja	i	1	2	3		n
1	γ						
2	P						
					WĘZEŁ A		
3	a_A						
4	b_A						
5	$(e_p)_A = a_A / b_A$						
6	$P_A = P \cdot (e_p)_A$						
					WĘZEŁ B		
7	a_B						
8	b_B						
9	$(e_p)_B = a_B / b_B$						
10	$P_B = P_A \cdot (e_p)_B$						
					WĘZEŁ N		
11	a_N						
12	b_N						
13	$(e_p)_N = a_N / b_N$						
14	$P_N = P_{N-1} \cdot (e_p)_N$						
					WĘZEŁ X		
15	r_o						
16	$M_{zaw} = P_N \cdot r_o$						

18.2. UKŁADY STEROWANIA POWIERZCHNIAMI STEROWYMI

Siły w układzie sterowania powierzchnią sterową należy wyznaczyć dla przypadku: siły wywieranej przez pilota na organa sterowania w kabinie „P”, której wartość ustalona jest dla każdego ze sterów, momentu zawiasowego powierzchni sterowej, powiększonego w stosunku do wartości rzeczywistej o 25%;

$$M_{\text{zaw-oblicz}} = 1,25 \cdot M_{\text{zaw-rzecz.}}$$

Jeżeli moment zawiasowy obliczeniowy daje siły w układzie niższe niż ustalona wymaganiami siła pilota, wówczas układ można wymiarować względem tych niższych sił, jednakże siły te nie mogą być mniejsze niż wywoływane siłą 0,6 P (60 % wysiłków pilota).

18.2.1. Układ sterowania sterem wysokości

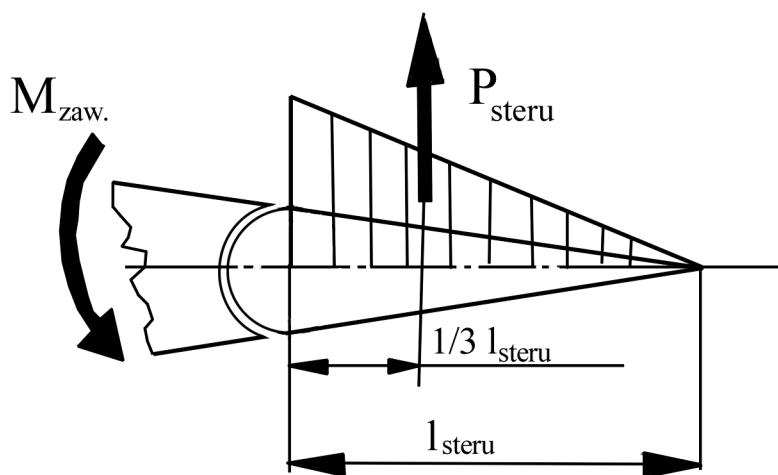
Moment zawiasowy steru wysokości, obliczeniowy (rys.18.4) przy założeniu, iż rozkład ciśnień, wzdłuż cięciwy usterzenia daje na sterze przebieg trójkątny, wynosi:

$$M_{\text{zaw-oblicz}} = \left(\frac{1}{3} \cdot P_{\text{Hsteru}} \cdot l_{\text{steru}} \right) \cdot 1,25 \quad (18.7)$$

gdzie:

P_{Hsteru} - siła na sterze wyznaczony na podstawie rozkładu ciśnień wzdłuż cięciwy usterzenia

l_{Hsteru} - średnia cięciwa steru wysokości



Rys.18.4. Obciążenie powierzchni sterowej momentem zawiasowym

Obciążenie układu sterowania sterem wysokości przez pilota należy wyznaczyć dla siły skierowanej do przodu lub do tyłu:

$$P = 350 \text{ N} \quad (18.8)$$

W przypadku gdy szybowiec stoi na ziemi może być narażony na podmuch i wówczas należy układ sprawdzić na siły wynikające z momentu zawiasowego o wartości:

$$M_{zaw.podm} = k \cdot S_{steru} \cdot l_{steru} \cdot q \quad (18.9)$$

gdzie:

$k = \pm 0,75$ jest współczynnikiem momentu,

S_{steru} - jest powierzchnią steru (za osią obrotu),

l_{steru} - jest cięciwą steru (za osią obrotu),

q – ciśnienie dynamiczne odpowiadające prędkości lotu 100 km/h

18.2.2. Układ sterowania lotkami

Obliczeniowy moment zawiasowy lotek, pochodzi od obu lotek, jednej wychylonej do dołu, drugiej do góry. Przyjmując rozkład ciśnień taki sam jak dla steru wysokości (rys 18.4) moment zawiasowy obliczeniowy wynosi:

$$M_{zaw.oblicz} = \left[\frac{1}{3} \cdot (P_{L-lew} - P_{L-praw}) L_L \right] \cdot 1,25 \quad (18.10)$$

gdzie:

P_{L-lew} - siła na lotce lewej (np. wychylonej do dołu)

P_{L-praw} - siła na lotce prawej wychylonej przeciwnie (tzn. do góry) posiada znak ujemny,

L_L - cięciwa lotki za osią obrotu (średnia).

Obciążenia układu sterowania lotkami przez pilota należy wyznaczyć dla siły skierowanej w lewo lub prawo:

$$P = 200 \text{ N} \quad (18.11)$$

Moment zawiasowy wywołany podmuchem na ziemi, podobnie jak dla steru wysokości wynosi:

$$M_{zaw.podm} = k \cdot S_L \cdot l_L \cdot q \quad (18.12)$$

z tą różnicą, iż wartość współczynnika momentu wynosi:

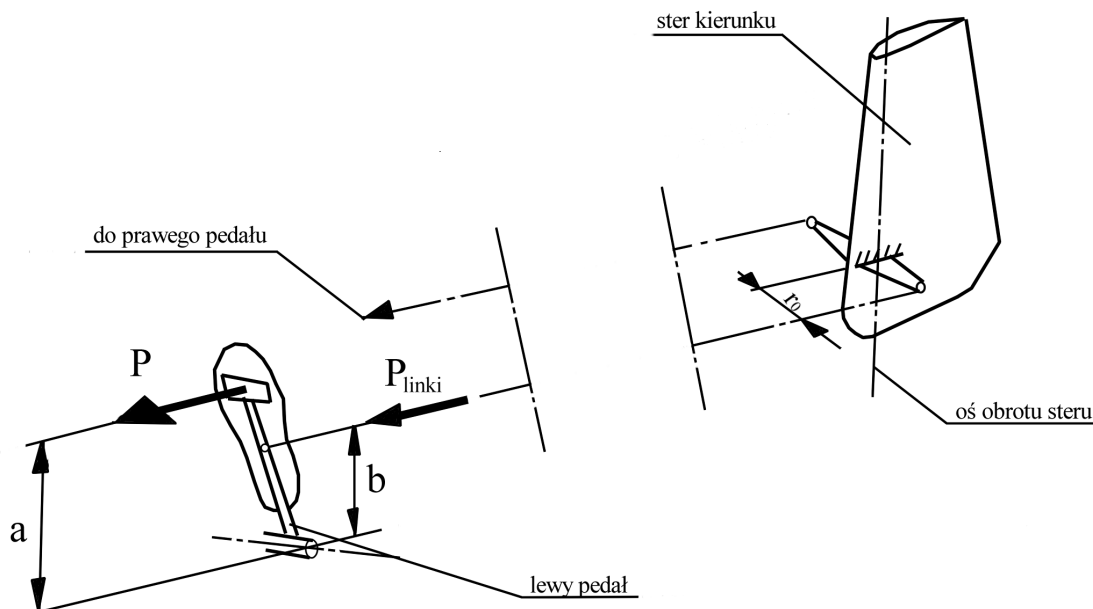
$k = \pm 0,75$ - dla lotki zablokowane w położeniu niewychylonym

$k = \pm 0,50$ - dla lotki mającej pełną swobodę ruchów.

Moment ten powstaje na lewej i na prawej lotce, zatem siła na drążku sterowym wynika z działania podmuchu na obie lotki jednocześnie.

18.2.3. Układ sterowania sterem kierunku

W układzie sterowania sterem kierunku najczęściej stosuje się system linkowy. Łańcuch kinematyczny wówczas znacznie upraszcza się (rys.18.5)



Rys.18.5. Układ sterowania sterem kierunku

Siła w lince pochodząca od nacisku pilota na pedał „P” wynosi:

$$P_{linki} = P \cdot \frac{a}{b} \quad (18.13)$$

i wywołuje moment zawiasowy:

$$M_{zaw} = P_{linki} \cdot r_0 \quad (18.14)$$

Obliczeniowy moment zawiasowy steru kierunku, wg założeń identycznych jak w przypadku steru wysokości i lotek, wynosi:

$$M_{zaw.obl.} = \left(\frac{1}{3} \cdot P_{Vsteru} \cdot L_{Vsteru} \right) \cdot 1,25 \quad (18.15)$$

gdzie:

P_{Vsteru} - siła na sterze kierunku

L_{Vsteru} - cięciwa steru kierunku za osią obrotu (średnia).

Obciążenia układu sterowania sterem kierunku pochodzące od nacisku pilota na pedał należy wyznaczyć dla siły:

$$P = 900 \text{ N} \quad (18.16)$$

działającej prostopadle do stopki pedału.

Podmuch na ziemi wywołuje moment zawiasowy:

$$M_{zaw} = k \cdot S_{Vsteru} \cdot L_{Vsteru} \cdot q \quad (18.17)$$

dla warunków identycznych jak w przypadku steru wysokości i lotek, z tym, że:

l_{Vsteru} - jest cięciwą steru kierunku za osią obrotu,

$k = 0,75$ jest współczynnikiem momentu.

Ponadto należy uwzględnić możliwość zaparcia się pilota o pedały dwoma nogami i wówczas na stopki obu pedałów jednocześnie należy przyłożyć siły:

$$P = 1000 \text{ N} \quad (18.18)$$

18.3. UKŁADY STEROWANIA URUCHAMIAJĄCE URZĄDZENIA

Układy sterowania uruchamiające urządzenia obciążane są siłami wywieranymi przez pilota na organa sterowania w kabinie.

Wartość siły „ P ” obciążającej poszczególne układy podana została tabelarycznie (tab.18.2).

W tablicy podano również wartości sił, na które należy liczyć układy wytrzymałościowo, wynikające ze sposobu przyłożenia obciążenia do różnego rodzaju urządzeń sterowniczych w kabinie pilota.

18.4. PODWÓJNY UKŁAD STEROWANIA

W przypadku szybowca dwumiejscowego wyposażonego w podwójny układ sterowania, zakłada się iż wszystkie siły wywierane przez pilota ulegają redukcji w stosunku:

$$P_{podw} = 0,75 \cdot P \quad (18.19)$$

przy czym siła „ P_{podw} ” może być przyłożona przez obu pilotów jednocześnie w kierunku: zgodnym
przeciwnym.

Przy wyznaczaniu obciążeń elementów układów sterowania należy brać pod uwagę obydwie możliwości działań pilotów.

Tab.18.2. Siły wywierane przez pilota na organa sterowania uruchamiające urządzenia

URZĄDZENIE	P [N]
Hamulec aerodynamiczny	350
Klapy	350
Zwalnianie haka zaczepu holowniczego	350
Chowanie i wypuszczanie podwozia	350
Pokrętła uruchamiane palcami	150
Siła wywierana przez rękę podpartą	600
Siła wywierana przez rękę nie podpartą	350
Siła wywierana palcami stopy (np. hamulce kół sterowane nogą)	750

19. SZCZEGÓLNE PRZYPADKI OBCIĄŻEŃ

Do obciążeń w grupie przypadków szczególnych należą takie, które wynikają z :
specjalnych wymagań konstrukcyjnych lub nietypowych rozwiązań,
zapewnienia bezpieczeństwa załogi w przypadkach awaryjnych.

19.1 . SPECJALNE WYMAGANIA KONSTRUKCYJNE

19.1.1. Obsługa naziemna

Obsługa naziemna może grozić, uszkodzeniem szybowca, gdy jest wykonywana przez osoby przypadkowe, a to może zdarzyć się w przypadku lądowania w terenie przygodnym. Dlatego wymaga się, aby pewne elementy konstrukcji były zdolne do przeniesienia sił obsługi. Skrzydło musi przenosić obciążenie siłą pionową skierowaną do góry i do dołu, przyłożoną na końcówce skrzydła, posiadającą wartość określoną przez formułę (11.82). Skrzydło musi także przenosić siłę poziomą, skierowaną do przodu i do tyłu, przyłożoną do końcówki skrzydła, posiadającą wartość $P = 400 \text{ N}$. Usterzenie wysokości musi przenieść obciążenie równe:

$$P = 0,03 \cdot m \cdot g \quad (19.1)$$

przy czym nie może ono być niższe niż 150 N. Siła "P" skierowana jest do góry i do dołu oraz do przodu i do tyłu i przyłożona jest do końcówki statecznika wysokości.

19.1.2 Uwzględnienie szarpnięć liny holowniczej

Zamocowanie zaczepów holowniczych musi być zdolne do przeniesienia obciążenia przykładanego przez linę holowniczą , o wartości:

$$P = 1,5 \cdot P_{nom} \quad (19.2)$$

gdzie:

P_{nom} - jest określone wzorem (16.26)

Siła „P” przykładana jest do zaczepu stosowanego do holowania za samolotem w następujących kierunkach:

poziomo do przodu,

do przodu i do dołu pod kątem 40° do poziomu,

do przodu i do góry pod kątem 20° do poziomu

do przodu i w bok pod kątem 30° do płaszczyzny symetrii szybowca.

W przypadku zaczepu do wzlotu przy pomocy wyciągarki siła „P” przykładana jest w kierunku:

poziomo do przodu,

do przodu i do dołu. pod kątem 75° do poziomu.

Ponadto do zaczepu stosowanego do wzlotu przy pomocy wyciągarki należy przyłożyć obciążenie skierowane poziomo w bok (prostopadle do płaszczyzny symetrii szybowca równe:

$$S = m \cdot g \quad (19.3)$$

gdzie „m” jest maksymalną masą szybowca w locie.

19.3. Obciążenia rozpraszaczy wirów (wingletów)

Obciążenie rozpraszaczy wirów powstaje w wyniku działania:

ślizgu

podmuchu poziomego.

W wyniku ślizgu na rozpraszaczu wirów powstaje siła aerodynamiczna o wartości:

$$P_{W\dot{s}liz} = 1,25 \cdot C_{Z\max W} \cdot \frac{\rho_0}{2} V_A^2 \cdot S_W \quad (19.4)$$

gdzie:

$C_{Z\max W}$ - maksymalny współczynnik siły nośnej profilu zastosowanego na rozpraszaczu wirów,

S_W - powierzchnia nośna rozpraszacza wirów.

Podmuch poziomy wywołuje na rozpraszaczu wirów obciążenie siłą :

$$P_{Wpodm} = k \cdot \frac{\rho_0}{2} \cdot S_W \cdot \frac{dC_{Zw}}{d\alpha_w} \cdot U \cdot V \quad (19.5)$$

gdzie:

k - współczynnik złagodzenia podmuchu wg (10.30)

$\frac{dC_{Zw}}{d\alpha_w}$ - pochodna siły na rozpraszaczu względem kąta natarcia.

Siłę „ P_{Wpodm} ” należy wyznaczyć dla warunków: $U = \pm 15$ m/s przy prędkości „ V_A ”, oraz $U = \pm 7,5$ m/s przy prędkości „ V_D ”.

Rozpraszacze wirów muszą być również zdolne do przejścia siły $P = 150$ N działającej w kierunku:

poziomo od i do kadłuba,

poziomo do przodu i do tyłu.

19.2. OBCIĄŻENIA AWARYJNE

19.2.1. Uderzenie o przeszkodę

Niezależnie od przypadku obciążenia skrzydła wg (11.83) obciążenie niszczące kadłuba wywołane współczynnikiem obciążenia działającym poziomo do przodu: $n_{awar} = 9$, musi powodować takie ewentualne zniszczenie konstrukcji, aby stwarzać pilotom realne szanse uniknięcia poważnych obrażeń ciała.

19.2.2. Obciążenia mas ruchomych.

Wszystkie masy ruchome w szybowcu muszą być zamocowane do elementów struktury tak, aby były zdolne bez oderwania się, przenosić obciążenie niszczące określone współczynnikiem obciążenia. „n” równym:

do góry: 4,5

do przodu : 9,0

do dołu: 4,5

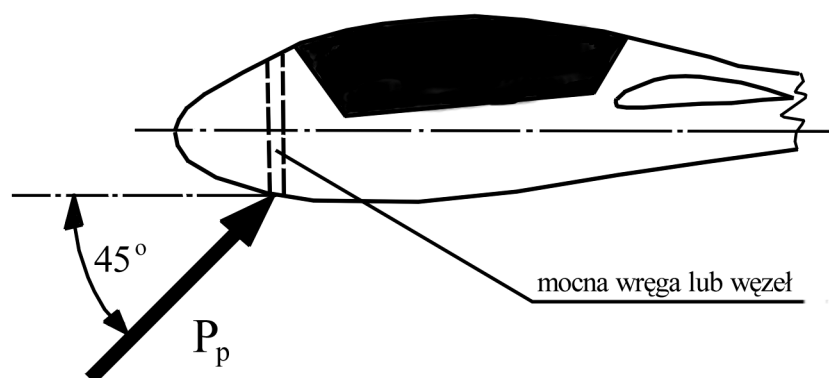
w bok: 3,0

19.2.3. Ładowanie z przytarciem o podłoże

Na najbardziej z przodu położony punkt struktury kadłuba, zdolny do przyjęcia takiego obciążenia działa siła o wielkości:

$$P_p = 6 \cdot m \cdot g \quad (19.6)$$

skierowana do tyłu i do góry pod kątem 45° do poziomu. Obciążenie powyższe jest obciążeniem niszczącym (rys.19.1)



Rys.19.1. Ładowanie z przytarciem

19.2.4. Ładowanie ze schowanym podwoziem

Szybowiec wyposażony w chowane podwozie musi być zdolny przenosić obciążenie, przyłożone w okolicy schowanego podwozia, do spodu kadłuba będące wypadkową: siły bezwładności wywołanej pionowym przyspieszeniem równym $n = 3$, oraz siły tarcia o podłoże wywołanej współczynnikiem tarcia o wartości $\mu = 0,5$.

Obciążenie to jest obciążeniem niszczącym.

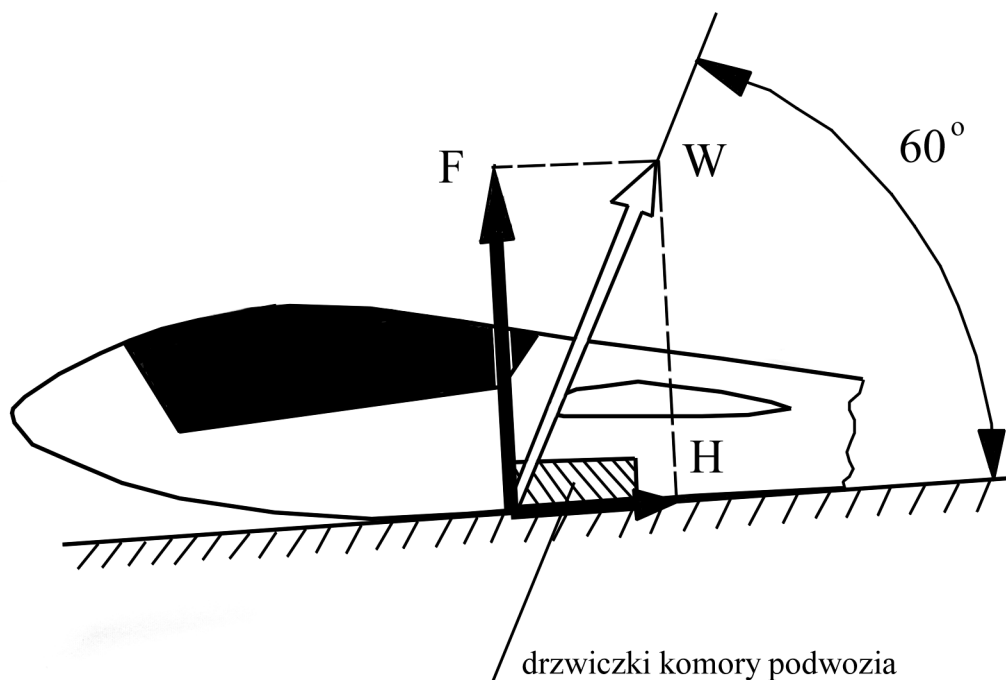
Zgodnie z oznaczeniami na rys.19.2 siły wynoszą:

$$F = 3 \cdot m \cdot g \quad (19.7)$$

$$H = \mu \cdot F = 0,5 \cdot 3 \cdot m \cdot g = 1,5 \cdot m \cdot g \quad (19.8)$$

$$W = \sqrt{F^2 + H^2} = 3,354 \cdot m \cdot g \quad (19.9)$$

Kąt działania wypadkowej w stosunku do poziomu wynosi 60°



Rys.19.2. Lądowanie ze schowanym podwoziem

19.2.5. Zamocowanie uprząży pilota

Węzły mocowania uprząży pilota w strukturze płatowca muszą być zdolne, do przeniesienia obciążeń niszczących równych 133 % obciążeń podanych w rozdziale 19.2.2. działających na ciało pilota siedzącego w kabinie i przypiętego pasami bezpieczeństwa.

20. OBLICZENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE

20.1. ROLA I CHARAKTER OBLICZEŃ WYTRZYMAŁOŚCIOWYCH

Obliczenia wytrzymałościowe prowadzone są w oparciu o wielkość, obciążeń działających na poszczególne zespoły szybowca, wyznaczonych wg wskazówek poprzednich rozdziałów. Celem tych obliczeń jest zwymiarowanie struktury szybowca przy uwzględnieniu więzów swobody konstrukcyjnej w postaci:

konieczności uzyskania wymaganego poziomu bezpieczeństwa konstrukcji,
dążenia do jak najniższej masy szybowca.

Ponieważ powyższe wymagania są wzajemnie sprzeczne, konstruktor musi przyjmować rozwiązania kompromisowe o zawężonym polu manewru.

Obliczenia wytrzymałościowe struktury płatowca, jak w każdej dziedzinie techniki, muszą opierać się na zakładanych modelach obliczeniowych, które symulują rzeczywiste warunki pracy konstrukcji w sposób bardziej lub mniej wierny oraz na danych wytrzymałościowych i sztywnościowych wybranego tworzywa konstrukcyjnego.

Modele obliczeniowe związane są z konkretnymi rozwiązaniami konstrukcyjnymi, dlatego trudno je ująć podręcznikowo w sposób wyczerpujący. Podane tutaj przykłady będą więc dotyczyć

rozwiązań typowych, najczęściej w szybownictwie spotykanych. W przypadkach szczególnych projektant musi sam tworzyć modele obliczeniowe, często będące mocno uproszczonym obrazem rzeczywistości. Rachunek wówczas należy traktować jako orientacyjny, natomiast dowodem wytrzymałościowym musi być próba statyczna.

Dane wytrzymałościowe i sztywnościowe tworzyw od dawna stosowanych w technice, jak np. drewno czy metal, są dobrze rozpoznane i zbadane, istnieją więc dla nich ustalone wartości wytrzymałości i charakterystyk sztywnościowych, podawane w wielu podręcznikach, normach lub sprawozdaniach. Wielkości te pozwalają na uzyskiwanie dość wiarygodnych wyników obliczeń wytrzymałościowych.

Inaczej sprawa przedstawia się w przypadku powszechnie dzisiaj stosowanych w szybownictwie kompozytów (włókna szklane, węglowe czy aramidowe przesycane żywicami syntetycznymi), które powstają w wytwórni szybowców w trakcie formowania elementów struktury płatowca. O ile własności materiałów wyjściowych (włókna, żywice) są znane i na ogół znormalizowane, to wytrzymałość czy sztywność wynikowa kompozytu zależy od wielu czynników jak np. układ struktury (ilość warstw i rodzaj tkaniny, zastosowany roving, rodzaj użyte żywicy przysysajacej, technika formowania swobodnego lub pod ciśnieniem itp.) warunki otoczenia podczas formowania, wprawa formierzy itp.

Konieczne jest tutaj doświadczenie praktyczne danego ośrodka konstrukcyjnego, albowiem na podstawie własnych prób i badań można statystycznie ustalić uzyskiwane w danych warunkach własności kompozytu wynikowego

20.2. WSPÓŁCZYNNIKI BEZPIECZEŃSTWA

Minimalny współczynnik bezpieczeństwa (patrz rozdz.10.4) stosowany w lotnictwie wynosi:

$$\nu = 1,5 \quad (20.1)$$

Wartość tę należy udowadniać w próbach wytrzymałościowych i stosować w obliczeniach, które oparte są na względnie wiernym modelu obliczeniowym.

O ile model jest wątpliwy należy przyjmować nieco wyższe wartości współczynnika bezpieczeństwa, tym wyższe im niższa jest wiarygodność modelu.

Dla szczególnych przypadków konstrukcyjnych, z góry wymagających zwiększonego marginesu bezpieczeństwa wymagania zdatności lotnej szybowców przewidują zwiększone wartości współczynnika bezpieczeństwa konstrukcji:

$$\nu^* = \xi \cdot \nu \quad (20.2)$$

gdzie:

ξ - mnożnik współczynnika bezpieczeństwa

ν^* - podwyższony współczynnik bezpieczeństwa

Przypadki, w których należy stosować mnożnik podano tabelarycznie (tab.20.1)

Tab.20.1. Mnożniki współczynnika bezpieczeństwa

ELEMENT STRUKTURY	Mnożnik ξ
Elementy metalowe odlewane, nie kontrolowane	2,00
Elementy metalowe odlewane, kontrolowane indywidualnie	1,25
Łożyska ślizgowe	2,00
Zawiasy ślizgowe powierzchni sterowych	4,45
Połączenia ślizgowe układów sterowania	2,22
Okucia o skomplikowanym modelu obliczeniowym	1,15
Dwupunktowe zawieszenia powierzchni sterowych (ster na 2 zawiasach)	1,5

Uprząż bezpieczeństwa pilota (w odniesieniu do obciążenia niszczącego)	1,33
--	------

20.3. CHARAKTERYSTYKA WYTRZYMAŁOŚCIOWA TWORZYW KONSTRUKCYJNYCH

Chociaż dominującym dzisiaj tworzywem stosowanym w budowie szybowców są różnego rodzaju kompozyty, to jednak wiele konstrukcji dawniejszych, drewnianych jest nadal eksploatowanych, ulega awariom i musi być remontowana. Konieczną jest wówczas dokumentacja wytrzymałościowa remontu oparta na znajomości charakterystyki drewna.

Istnieją pewne układy w szybowcu kompozytowym stosujące z reguły metal.

Należą tutaj: zaczepy holownicze, układy sterowania, podwozie itp. W związku z tym konieczna jest znajomość charakterystyki metali stosowanych w szybownictwie.

Najważniejszą jednak grupę charakterystyk tworzą własności kompozytów, w związku z czym ich charakterystyka podana zostanie w odniesieniu do najczęściej stosowanych kompozytów nośnych żywic epoksydowych i włókna wzmacniającego (szkło, węgiel).

20.3.1. Metale

Do budowy szybowców stosuje się stale węglowe i stopowe. Gatunki i własności mechaniczne stali stosowanych w Polsce podano, w tab.20.2., gdzie:

stale węglowe oznaczone są symbolami: 10, 20 i 45,

stale stopowe . 25 HM i 30 HGS.

Stopy aluminium dla zastosowań lotniczych i ich charakterystykę zebrano w tablicy 20.3 (stopy do obróbki plastycznej) i w tablicy 20.4 (stopy odlewnicze).

W elementach wykonujących wzajemny ruch (łożyska ślizgowe, zawiasy) stosowany jest mosiądz. Charakterystykę wytrzymałościową mosiądzów podano w tablicy 20.5.

Przytoczone charakterystyki dotyczą metali produkowanych przez hutnictwo krajowe. Na rynku dostępne są dzisiaj także materiały produkcji zagranicznej, niemniej jednak posiadają one zbliżone własności do wyrobów rodzimych, względnie wymagają doboru takich gatunków, które byłyby zamiennikami w stosunku do metali krajowych.

Tab.20.2. Własności mechaniczne stali

Materiał		Własności mechaniczne*				
Znak stali	Stan kwalifikacyjny	R _r [daN/mm ²]	Q _r [daN/mm ²]	a ₅ [%]	C [%]	U [daNm/cm ²]
10	normalizowany	34 ÷ 45	21	31	55	-
20	normalizowany	42 ÷ 52	25	25	55	-
45	normalizowany	61 ÷ 73	36	16	40	5
		minimum				
25HM	ulepszony**	75	60	15	55	10
30HGS	ulepszony**	110	95	10	45	5
*) Wielkości orientacyjne. Szczegółowe dane odnośnie poszczególnych wyrobów (blachy, pręty, rury,) podają normy przedmiotowe PN						
**) Własności mechaniczne stali, zależnie od grubości wyrobu ulepszanego cieplnie wg PN-60/H-84030, podaje tablica poniżej						

Zależność własności mechanicznych stali stopowych od średnicy pręta

Znak stali	R _r [daN/mm ²]	Q _r [daN/mm ²]	a ₅ [%]	C [%]	U [daNm/cm ²]
		minimum			
	Dla średnicy do 16 mm				
25HM	90 ÷ 105	65	12	50	10
30HGS	105 ÷ 120	90	10	45	5
	Dla średnicy powyżej 16 mm do 40 mm				
25HM	75 ÷ 90	60	15	50	10
30HGS	95 ÷ 110	75	10	45	5
	Dla średnicy powyżej 40 mm do 100 mm				
25HM	70 ÷ 85	50	15	55	9
30HGS	85 ÷ 100	60	11	45	5

Tab.20.3. Własności mechaniczne stopów aluminium

Gatunek			Stan kwalifikacyjny	Własności mechaniczne*				
Znak	Cecha	Nazwa		Rr	Qr	Rt	a_{10} [%]	
				[daN/ mm^2]				
AlMn1	PA1	Aluman	wyżarzony (miękki)	9	-	-	15	
AlMgSiMn	PA4	Anticorodal	dyspersyjnie utwardzony (przesycony i naturalnie starzony)	>20	-	-	>10	
AlCu4Mg1Mn	PA7	Dural	wyżarzony (miękki)	>20	>10	-	>10	
AlCu4Mg1Mn	PA7	Dural	dyspersyjnie utwardzony (przesycony i naturalnie starzony)	>40	>26	-	>10	
AlMg5Mn	PA20	Hydronalium	Nity	wyżarzony	27	-	16	23
AlCu2Mg	PA24	Dural		dyspersyjnie utwardzony (przesycony i naturalnie starzony)	30	-	19	24
AlCu4MnMg	PA25	Dural		dyspersyjnie utwardzony (przesycony i naturalnie starzony)	40	-	25	20
AlSi5	PA26	Stop spawalniczy	utwardzony zgniotem lub wyżarzony	-	-	-	-	

*) Wielkości orientacyjne. Szczegółowe dane dotyczące poszczególnych wyrobów (blachy, pręty, rury) i stanów podają normy przedmiotowe PN.

Tab.20.4. Odlewnicze stopy lekkie

Gatunek		Sposób lania	Oznaczenie sposobu lania	Własności mechaniczne		
Znak	Cecha			R _r [daN/ mm ²]	a ₅ [%]	HB [daN/ mm ²]
				minimum		
Odlewnicze stopy aluminium wg PN-61/H-88027						
AlSi11	AK11	w piasku	LP	15	4	50
		w kokili	LK	16	4	50
AlSi9	AK9	w piasku	LP	15	2	50
		w kokili	LK	15	2	50
AlSi7Mg	AK7	w piasku	LP	16	2	50
		w kokili	LK	16	2	50
AlSi5Cu2	AK52	w piasku	LP	16	-	65
		w kokili	LK	16	0,5	65
AlSi5Cu	AK51	w piasku	LP	16	-	65
		w kokili	LK	16	-	65
Odlewnicze stopy magnezu wg PN-55/H-88050						
MgAl8Zn Mn (Elektron)	ML5	niezależnie od sposobu lania	-	22	2,0	65

Tab.20.5. Własności mechaniczne mosiądzu

Wyrób i postać		Znak	Cecha	Stan kwalifikacyjny	Własności mechaniczne			
					R _r [daN/mm ²]	a ₁₀ [%]		
Pręt wyciskany		CuZn40Pb2	M58	-	37	18		
Pręt ciągniony		CuZn40Pb2	M58	miękki	35	25		
				półtwardy	40	12		
				twardy	45	5		
Pręt wyciskany		CuZn37	M63	-	28	35		
Pręt ciągniony		CuZn37	M63	miękki	30	35		
				półtwardy	38	15		
				twardy	40	10		
Blachy	zimnowalc.	CuZn37	M63	miękki	30	40		
	gorącowalc.			miękki	30	30		
	zimnowalc.			półtwardy	35	20		
	zimnowalc.			twardy	42	10		
Rury ciągnione		CuZn37	M63	wyżarzony	mi-	30	mi-	38
				półtwardy	ni-	34	ni-	30
				twardy	mum	41	mum	15

20.3.2. Drewno

Drewno stosowane w produkcji lotniczej występuje w postaci tarcicy lub sklejki.

Tarcica sosnowa lub świerkowa stosowana jest na pasy i podłużnice. Na płozy stosowany jest jesion.

Charakterystykę wytrzymałościową tarcicy lotniczej przedstawiono w tablicy 20.6.

Sklejka brzoza lub bukowa służy do wykonywania ścianek oraz pokryć. Włókna sklejk mogą być zorientowane równolegle i prostopadle (na zmianę w poszczególnych fornirach) do osi

elementu konstrukcyjnego lub diagonalnie Orientacja ta wynika z charakteru pracy elementu i odpowiedniego doboru własności, wytrzymałościowych sklejk zależnych od orientacji włókien. Charakterystykę wytrzymałościową sklejki podano w tablicy 20.7.

20.3.3. Kompozyt

Współczesne szybowce wykonywane są z różnych kompozytów. Kompozyt jest tworzywem sztucznym powstającym w procesie formowania struktury nośnej szybowca, poprzez przesycanie włókien szklanych, węglowych lub aramidowych żywicami syntetycznymi w postaci kompozycji laminującej z utwardzaczami.

Kompozyt powstaje w wyniku układania warstw tkanin (laminowania) i przesycania ich kompozycją laminującą (żywica z utwardzaczem) lub sznurów rovingu również przesasyconych w odpowiednich formach. Reakcja chemiczna kompozycji laminującej powoduje jej utwardzenie, a włókna tkanin lub rovingu tworzą wzmocnienie nośne kompozytu. Kompozyt miękki w stanie mokrym, po stwardnieniu (zżelowaniu)

kompozycji staje się materiałem sztywnym, przyjmującym kształt foremnika w którym został przesasycony i utwardzony.

Układanie kompozytu na mokro w stanie miękkim pozwala na formowanie różnych kształtów w tym nierozwijałnych, co stanowi jedną z najważniejszych cech tego tworzywa.

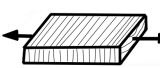
Materiały takie jak metal czy drewno, posiadają ustalone własności wytrzymałościowe już w postaci surowca pobieranego z magazynu, co najwyżej metale mogą być poddane obróbce cieplnej podwyższającej wytrzymałość lub uplastyczniającej dla dalszej przeróbki.

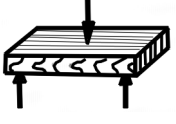
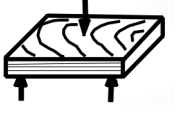
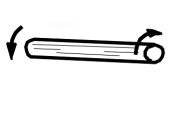
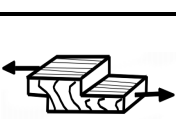
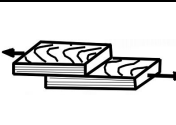
W przypadku kompozytu własności wytrzymałościowe surowców pobieranych z magazynu tj. tkanin, rovingu, żywic i utwardzacza nie są istotne, ważnym natomiast jest końcowy efekt wytrzymałościowy jaki daje utwardzony kompozyt.

Wadą kompozytu jest fakt, iż jego własności wytrzymałościowe ulegają zmianom wraz z temperaturą. Zarówno wytrzymałość, jak i sztywność kompozytu spadają w miarę wzrostu temperatury, stąd konieczność prowadzenia badań nad własnościami kompozytu i prowadzenia prób wytrzymałościowych struktur kompozytowych w temperaturze podwyższonej. W przypadku prób integralnych szybowca wymaga to budowania komór cieplnych, w których musi być zainstalowane stoisko badawcze.

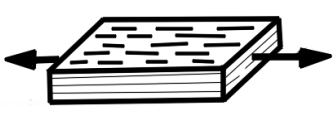
Inne własności posiada kompozyt rovingowy, a inne tkaninowy, inne też jest wykorzystanie obu typów kompozytu w strukturze płatowca. Skomplikowany obraz charakterystyki wytrzymałościowej kompozytów wymaga omówienia ich w oddzielnym podrozdziale.

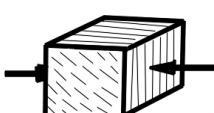
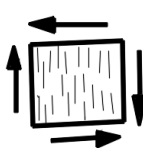
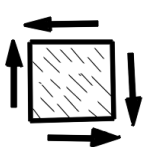
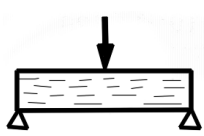
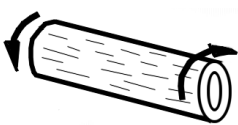
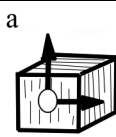
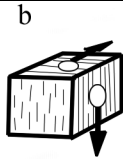
Tab.20.6. Własności wytrzymałościowe tarcicy lotniczej

Rodzaj drewna			Sosna			Świerk		Jesion	
Kategoria			S selekc.	1	2	1	2	1	2
			[daN/cm ²]						
	Wytrzymałość na rozciąganie Moduł sprężystości	R _t E _r /1000	800 130 ^{± 30}	700 120 ^{± 20}	600 100 ^{± 20}	650 120 ^{± 40}	550 110 ^{± 30}	1100 120 ^{± 20}	1000 100 ^{± 20}
	Wytrzymałość na rozciąganie Moduł sprężystości	R _t E _r /1000	35 5,0	30 4,0	25 3,0	25 4,0	20 3,0	60 6,0	50 5,0

	Wytrzymałość na ściskanie Moduł sprężystości	R_c $E_c/1000$	480 $130^{\pm 30}$	400 $120^{\pm 20}$	350 $100^{\pm 20}$	400 $120^{\pm 40}$	350 $110^{\pm 30}$	450 $120^{\pm 20}$	400 $100^{\pm 20}$
	Wytrzymałość na ściskanie Moduł sprężystości	R_c $E_c/1000$	45 5,0	40 4,0	35 3,0	25 4,0	20 3,0	70 6,0	60 5,0
	Wytrzymałość na zginanie Moduł sprężystości	R_g $E_g/1000$	800 $120^{\pm 20}$	700 $120^{\pm 20}$	650 $110^{\pm 20}$	750 $120^{\pm 35}$	650 $100^{\pm 20}$	950 $120^{\pm 30}$	850 $110^{\pm 20}$
	Wytrzymałość na zginanie Moduł sprężystości	R_g $E_g/1000$	750 $120^{\pm 20}$	650 $120^{\pm 20}$	600 $110^{\pm 20}$	700 $120^{\pm 35}$	600 $100^{\pm 20}$	900 $120^{\pm 30}$	800 $110^{\pm 20}$
	Wytrzymałość na skręcanie Moduł sprężystości postaciowej	R_s $G_0/1000$	130 9	110 8	70 7	110 8	75 7	150 12	120 10
	Wytrzymałość na ścinanie	R_t	60	50	40	50	40	110	90
	Wytrzymałość na ścinanie	R_t	60	50	40	50	40	110	90

Tab.20.7. Własności wytrzymałościowe sklejki lotniczej

Własności wytrzymałościowe sklejki lotniczej brzoazowej i bukowej (wartości przyjmowane do obliczeń wytrzymałościowych)			Grubość warstwy	
			0,3 mm	0,5 mm
			[daN/cm ²]	
	Wytrzymałość na rozciąganie Moduł sprężystości	R_t E_t	750 85000	750 100000
	Wytrzymałość na	R_{tx}	550	450

	rozciąganie Moduł sprężystości	E_x	35000	35000
	Wytrzymałość na ściskanie Moduł sprężystosci	R_{c+} E_+	650 85000	550 90000
	Wytrzymałość na ściskanie Moduł sprężystosci	$R_{c\ x}$ E_x	600 35000	500 35000
	Wytrzymałość na ścinanie Moduł sprężystosci	R_{t+} G_+	180 10000	180 10000
	Wytrzymałość na ścinanie Moduł sprężystosci	$R_{t\ x}$ G_x	360 40000	360 40000
	Wytrzymałość na zginanie Moduł sprężystosci	R_{g+} E_+	950 75000	800 80000
	Wytrzymałość na skręcanie Moduł sprężystosci	R_{s+} G_+	100 6000	100 6000
a  b 	Niszczący docisk sworzni	$p_{niszcz.}$	a b	750 550 700 500

20.4. CHARAKTERYSTYKA KOMPOZYTÓW

Z uwagi na zastosowanie, związane z charakterem pracy tworzywa kompozyty najogólniej należy podzielić na:

rovingowe

tkaninowe

w zależności od formy włókna zastosowanego do wytworzenia kompozytu.

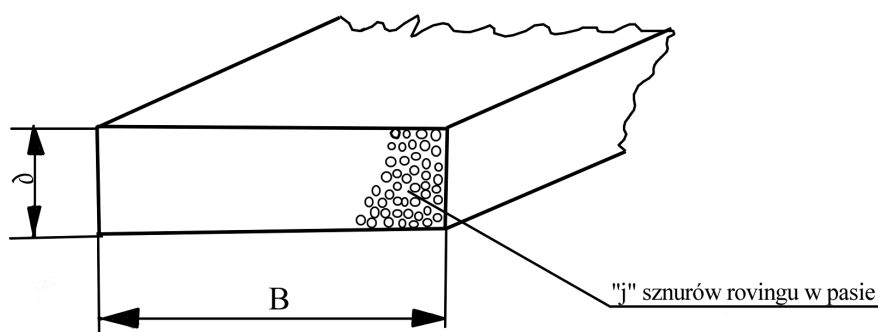
20.4.1. Kompozyt rovingowy

Kompozyt rovingowy stosowany jest na tzw. elementy wzdłużne struktur płatownca (pasy dźwigara, podłużnice, podłużne wzmocnienia lokalne np. burt, obrzeży osłony kabiny węzły wprowadzające siły skupione w konstrukcję skorupową itp.)

Powstaje on przez przesycanie sznura rovingowego, stanowiącego formę ciągłą, odwijanego ze szpuli i po przesyceniu układanego w foremniku pod napięciem zapewniającym prostoliniowość poszczególnych sznurów rovingu wzdłuż elementu konstrukcyjnego. Charakter struktury kompozytu rovingowego przypomina strukturę drewna sosnowego lub świerkowego, gdzie rolę włókien w drewnie, w kompozycie spełnia roving. Obliczenia kompozytu rovingowego będą więc wiązać się z wytrzymałością na rozciąganie i na ściskanie.

Pas z kompozytu rovingowego (rys.20.1) przy założonej szerokości „B” posiada, wynikową grubość „ δ ” zależną od ilości sznurów rovingu znajdujących się w pasie. Jeżeli ilość ta wynosi „j”, a przekrój poprzeczny jednego przesyczonego sznura wynosi „ f_0 ” to grubość pasa wynosi :

$$\delta = \frac{j \cdot f_0}{B} \quad (20.3)$$



Rys.20.1. Pas rovingowy

Wytrzymałość rovingu podawana jest albo w jednostkach naprężenia (najczęściej w MPa), albo w postaci siły niszczącej jeden sznur rovingu (N/sznur). Ten drugi sposób jest wygodniejszy, albowiem znając siłę jaka ma być przeniesiona z określonym współczynnikiem bezpieczeństwa, znajomość siły przenoszonej przez jeden sznur rovingu pozwala wyznaczyć ilość rovingów niezbędną w pasie dla zapewnienia bezpieczeństwa struktury. Zagadnienie to zostanie bliżej omówione w rozdziale poświęconym obliczeniom wytrzymałościowym dźwigara.

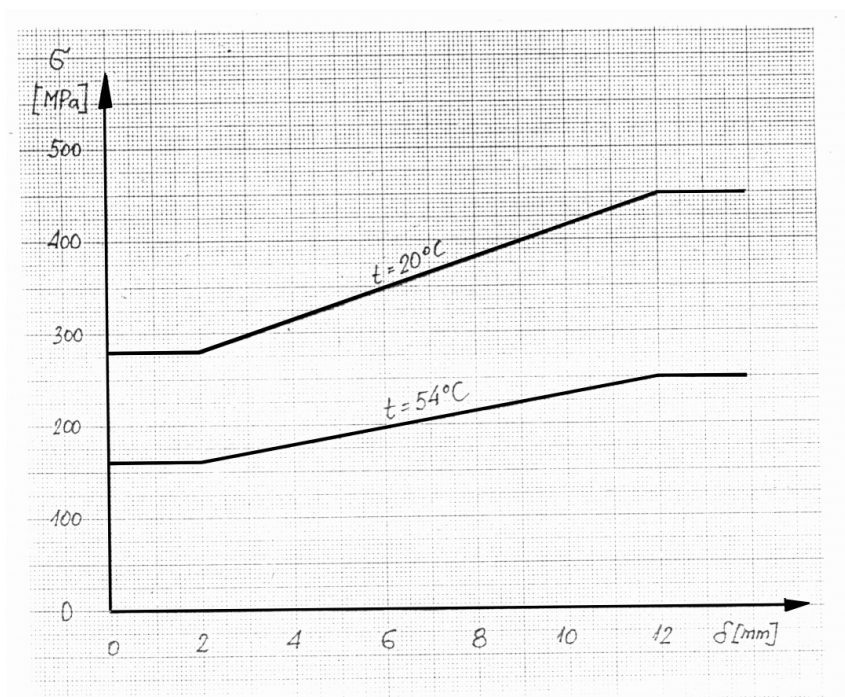
Wytrzymałość pasa rovingowego na rozciąganie nie zależy od jego grubości „ δ ”, natomiast na ściskanie tak. Wszystkie włókna wewnątrz pasa są dobrze podparte przez swoich „sąsiadów”, natomiast włókna zewnętrzne nie i łatwiej ulegają mikrowyboczeniu i niejako „wyłączają” się z przejmowania obciążenia. Im pas cieńszy, tym większy udział włókien zewnętrznych charakteryzuje przekrój pasa, tym więc i wytrzymałość na ściskanie niższa. Wyniki prób statycznych pozwoliły ustalić, iż zmienność ta zamyka się w granicach grubości od 4 do 12 mm. Poniżej 4 mm i powyżej 12 mm wpływ grubości zanika.

Drugim ważnym czynnikiem wpływającym na wartość wytrzymałości kompozytu jest temperatura. Stwierdzono doświadczalnie, iż w warunkach tropikalnych szybowiec może maksymalnie rozgrzać się do temperatury +54° C. Do takiego nagrzania może dojść w wózku transportowym, z którego wyjęty szybowiec i szybko zmontowany zdąży przestygnąć jedynie powierzchniowo. Przed zbytnim nagrzaniem się szybowca podczas postoju na słońcu częściowo chroni biały kolor powierzchni zewnętrznych płatownca kompozytowego wymagany warunkami certyfikacyjnymi. W lotnictwie stosowany jest obecnie roving szklany i węglowy. Dla rovingu szklanego wytrzymałość wyrażoną przy pomocy siły niszczącej jeden sznur rovingu podano dla temperatury 20°C i 54°C w postaci wykresu zależności (rys.20.2)

$$\sigma^* = f(\delta) \quad (20.4)$$

gdzie:

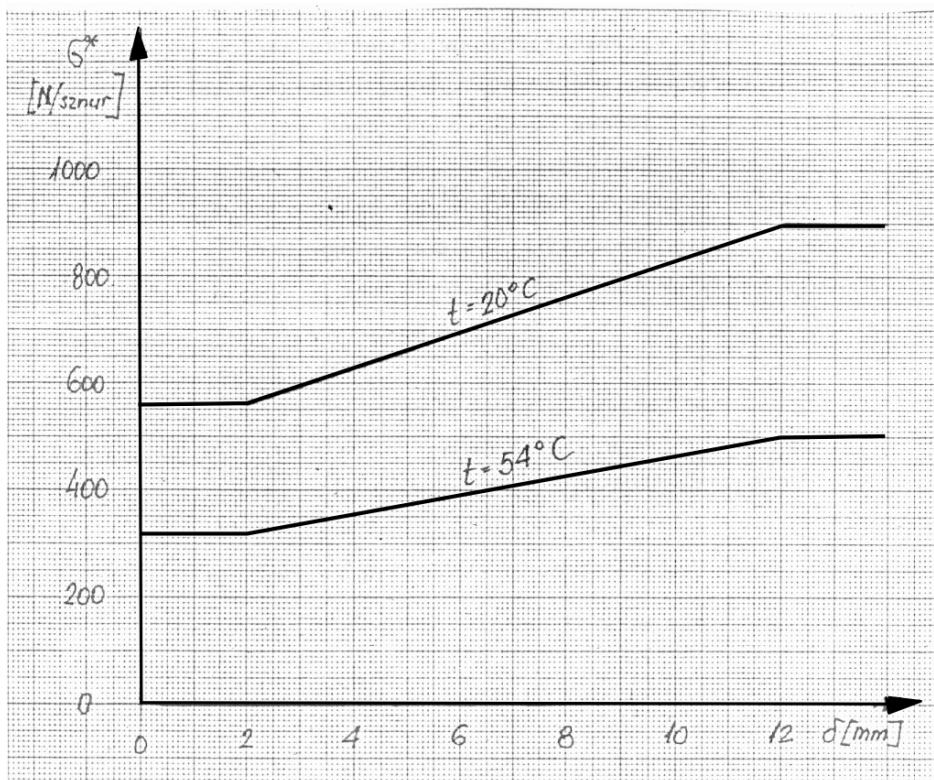
σ^* - wytrzymałość wyrażona w [N/sznur]



Rys.20.2. Wytrzymałość na ściskanie kompozytu rovingowego szklanego

Ponieważ w przypadku szkła przekrój poprzeczny jednego sznura rovingu wynosi $f_0 = 2\text{mm}^2$, wytrzymałość wyrażoną w MPa uzyskuje się z zależności (rys.20.3):

$$\sigma = \frac{\sigma^*}{f_0} \quad (20.5)$$



Rys.20.3 Nośność jednego sznura przesyconego rovingu szklanego

Oba wykresy dotyczą wytrzymałości na ściskanie. Na rozciąganie wytrzymałość niszcząca pasa rovingowego jest stała i wynosi:

około 450 MPa w temperaturze 20°C, oraz

około 250 MPa w temperaturze 54°C.

Dane powyższe dotyczą kompozytu przy użyciu kompozycji laminującej złożonej z żywicy epoksydowej i utwardzacza aminowego. Wagowy udział szkła w kompozycie wynosi 50 %.

Moduł sprężystości podłużnej kompozytu rovingowego szklanego:

$E = 350\,000 \text{ MPa}$ w temperaturze 20°C

W przypadku kompozytu węglowego, który znacznie później w porównaniu ze szkłem zyskał miejsce w budowie szybowców, istnieje o wiele uboższy materiał statystyczny dotyczący wyników prób wytrzymałościowych. Dlatego też i dane są nieco uboższe. Brak dotychczas badań ustalających regresję wytrzymałości na ściskanie wraz ze spadkiem grubości pasa (o ile takowa istnieje).

Roving węglowy jest cieńszy i powierzchnia przekroju poprzecznego jednego sznura przesyczonego wynosi :

$$f_0 = 1,02 \text{ mm}^2 \cong 1 \text{ mm}^2.$$

Wagowy udział węgla w kompozycie wynosi podobnie jak w przypadku szkła około 50 % .

Charakterystyka wytrzymałościowa kompozytu węglowego zależy od zastosowanego rodzaju włókna węglowego, różnego w zależności od wytwórcy, niemniej jednak można do obliczeń przyjmować wielkości przeciętne, podane poniżej.

Wytrzymałość kompozytu węglowego, przy zastosowaniu kompozycji laminującej epidianowej, wynosi: dla rozciągania:

około 1300 MPa w temperaturze 20°C, oraz

około 1000 MPa w temperaturze 54°C.

Natomiast w przypadku ściskania wytrzymałość wynosi:

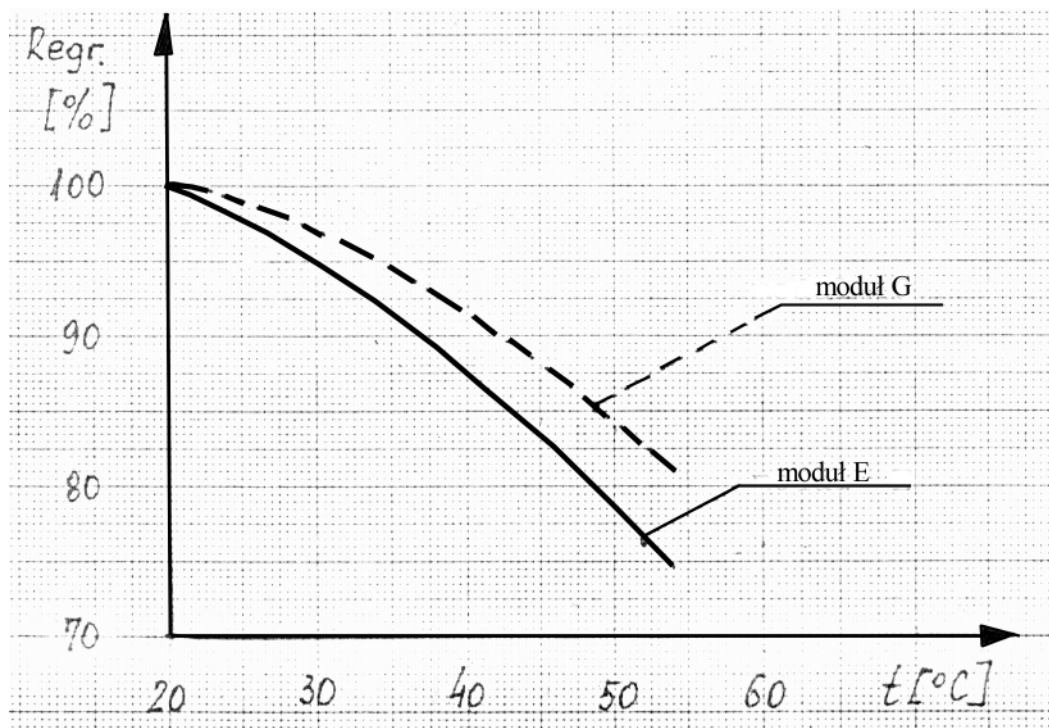
około 850 MPa w temperaturze 20°C, oraz

około 650 MPa w temperaturze 54°C.

Moduł sprężystości podłużnej kompozytu rovingowego węglowego wynosi :

$E = 1040000 \text{ MPa}$ w temperaturze 20°C

Moduł sprężystości podłużnej kompozytu spada wraz z temperaturą zarówno dla kompozytu węglowego jak i szklanego. Procentową regresję modułu w funkcji temperatury przedstawiono na rys.20.4.

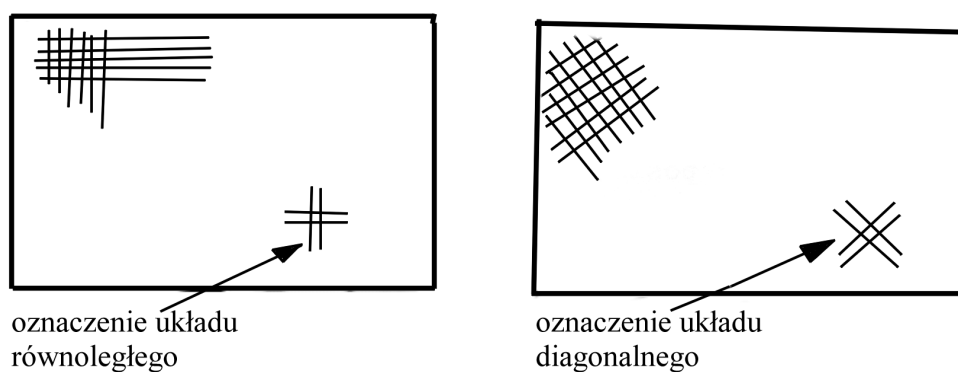


Rys.20.4. Procentowa regresja modułów sprężystości kompozytów w funkcji temperatury

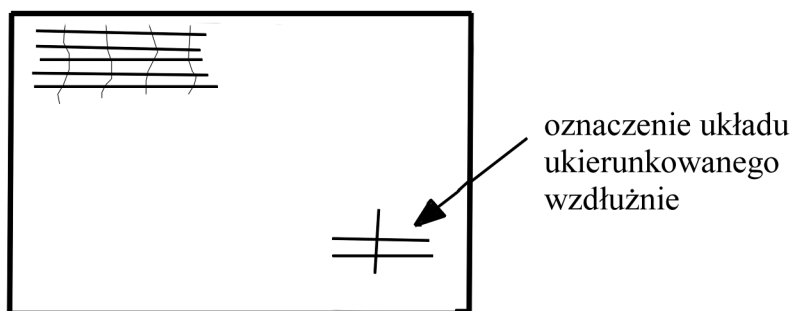
20.4.2. Kompozyt tkaninowy

Kompozyt tkaninowy stosowany jest na ścianki i pokrycia. Zależnie od roli jaką pokrycie czy ścianka spełniają włókna tkanin powinny przebiegać albo równoległe do głównych osi elementu albo diagonalnie (rys.20.5).

Rys.20.5. Układy włókien w kompozycie tkaninowym tkaniny o jednakowej ilości włókien w wątku i osnowie



tkaniny o różnej ilości włókien w wątku i osnowie



Powszechnie stosowane są tkaniny niemieckiej wytwórni włókien INTERGLASGEWEBE. Do najpopularniejszych w szybownictwie należą tkaniny oznaczone symbolami: 90070, 91110, 92110, 92125 i 92140 posiadających jednakową ilość nitek w wątku i osnowie. Różnią się one gramaturą i rodzajem splotu.

Tkanina 92145 różni się od pozostałych tym, iż posiada ukierunkowane własności, tzn. w jednym kierunku posiada układ rovingów, zaś w kierunku prostopadłym niewielką, tylko wiążącą w całość ilość nitek. Kompozyt z takiej tkaniny posiada wyraźnie ukierunkowane własności wytrzymałościowe podobnie jak kompozyt rovingowy.

Tkaniny INTERGLASGEWEBE są tkaninami szklanymi.

Dla scharakteryzowania kompozytu tkaninowego, oprócz własności wytrzymałościowych podaje się także informacyjnie grubości kompozytu w przypadku 1 warstwy tkaniny przesyconej: „ δ_{tk} ”.

Wytrzymałość kompozytu tkaninowego na rozciąganie i na ściskanie dotyczy kierunku wzdłuż włókien, natomiast moduły sprężystości podłużnej (E) oraz postaciowej (G) podawane są dla układu włókien równoległego i diagonalnego. Zestawienie wartości podano w tab.20.8.

Tab.20.8. Własności wytrzymałościowe kompozytu tkaninowego szklanego

TKANINA	δ_A	δ_B	Rr	Rc	E+	Ex	G+	Gx
	[mm]		[MPa]					
90070	0,07	0,10	350	350	23000	13000	4500	9500
91110	0,10	0,17	320	300	23000	12500	4400	9100
92110	0,15	0,20	350	350	23000	12500	4300	9000
92125	0,26	0,35	350	280	23000	12500	4300	8900
92140	0,36	0,50	350	350	23000	12500	4400	9100
92145	0,19	0,28	740	740	34000	-	4500	9100

Uwaga: δ_A - grubość kompozytu formowanego pod ciśnieniem

δ_B - grubość kompozytu formowanego ręcznie

Podobnie jak w przypadku kompozytów rovingowych wygodnym sposobem było podawanie nośności jednego sznura, dla kompozytu tkaninowego podaje się także nośność paska kompozytu o szerokości 1 cm zawierającego 1 warstwę danej tkaniny: R_r^* , R_c^* , E^* , G^* . Wielkości te zebrano w tab.20.9.

Tab.20.9. Nośność i moduły jednostkowe kompozytu tkaninowego szklanego

Tkanina	R_r^*	R_c^*	E_+^*	E_x^*	G_+^*	G_x^*
	[N/cm]					
90070	240	240	16000	9200	3200	6650

91110	320	300	23000	12600	4400	9100
92110	520	520	34500	18500	6400	13400
92125	910	730	60000	32000	11200	23000
92140	1260	1260	83000	45000	15800	33000
92145	1400	1400	64500	-	8600	-

Kompozyty tkaninowe węglowe wykonywane są z tkanin węglowych produkowanych również przez wytwórnię INTERGLASGEWEBE i oznaczonych : 98110, 98130, 98131, 98140, 98141, 98150, 98151, 98166 i 98355. Tkaniny japońskie firmy TORAYCA noszą oznaczenie: 6341, 6342, 6343 i 6141.

Charakterystykę wytrzymałościową kompozytu tkaninowego węglowego podano w tablicy 20.10 dla tkanin INTERGLASGEWEBE i w tab.20.11 dla tkanin TORAYCA.

Dla przesycania tkanin szklanych i węglowych stosowana jest taka sama żywica jak dla kompozytów rovingowych.

Na rynku pojawiają się także tkaniny hybrydowe posiadające włókna mieszane, tj. inne wzdłuż wątku i inne wzdłuż osnowy. Są one kombinacją węgla ze szkłem i węgla z aramidem.

Charakterystykę kompozytów hybrydowych, przy zastosowaniu takiej samej kompozycji laminującej jak w przypadku rovingu i tkanin jednorodnych pod względem rodzaju włókien, podano w tab.20.12. Tkaniny te oznaczono symbolami producenta INTERGLASGEWEBE, a mianowicie: 98310, 98320, 98330, 98340. W tablicy podano również materiał włókien w wątku i osnowie tkaniny hybrydowej.

Charakterystykę wytrzymałościową kompozytów z włókien aramidowych o nazwie KEVLAR podano w tablicy 20.13.

Tab.20.10. Charakterystyka wytrzymałościowa kompozytu tkaninowego węglowego z tkanin INTERGLASGEWEBE

Tkanina	R _r	R _c	E ₊
	[MPa]		
98110	565	445	47000
98130	490	450	45000
98131	540	500	47000
98140	485	425	47000
98141	540	500	47000
98150	420	250	44000
98151	540	500	47000
98166	550	540	49000
98355	420	220	40000

Tab.20.11. Charakterystyka wytrzymałościowa kompozytu tkaninowego węglowego z tkanin TORAYCA

Tkanina	R _r	E ₊
	[MPa]	
6341	570	58000
6342	890	96000
6343	430	48000
6141	670	65000

Tab.20.12. Charakterystyka wytrzymałościowa kompozytu tkaninowego hybrydowego

Tkanina	R _r	R _c	E ₊	Materiał	
	[MPa]			wątek	osnowa
98310	800	800	80000	A	W
98320	800	800	85000	A	W
98330	900	660	75000	S	W
98340	900	660	75000	S	W

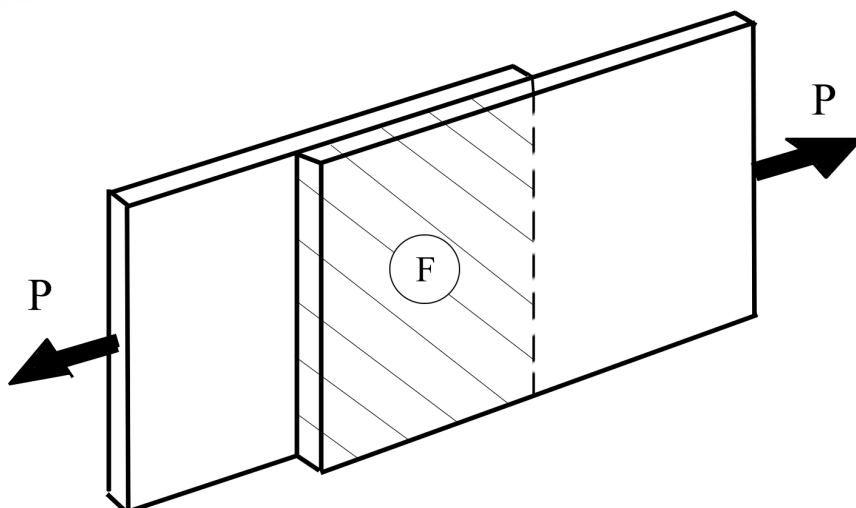
Uwaga: Oznaczenie materiału:
włókno aramidowe
włókno szklane
W- włókno węglowe

Tab.20.13. Własności wytrzymałościowe kompozytu aramidowego (KEVLAR)

Tkanina	R _r [*] [N/cm]
98655	2300
98660	3800

20.4.3. Skleiny i dociski w kompozycie

Żywica z utwardzaczem tworząca kompozycję laminującą jest jednocześnie lepiszczem kompozytu. Poszczególne warstwy tkaniny czy rovingu ulegają spojeniu podczas procesu utwardzania. Niejednokrotnie względy konstrukcyjne wymagają połączenia ze sobą dwóch elementów kompozytowych poprzez ich sklejenie (rys.20.6).



Rys.20.6. Skleina w kompozycie

F – powierzchnia skleiny

$$\tau = \frac{P}{F} - \text{naprężenie ścinające w spoinie}$$

Klejenie to może odbywać się w trakcie laminowania, kiedy nie doszło jeszcze do zżelowania kompozycji laminującej. Wówczas mówi się o klejeniu „na mokro”.

Jeżeli mamy natomiast połączyć ze sobą elementy kompozytowe wykonane wcześniej i utwardzone, stosuje się do tego również kompozycję laminującą, a proces klejenia nazywa się potocznie klejeniem „na sucho”.

W przypadku klejenia na mokro proces spojenia elementów klejonych jest znacznie korzystniejszy, co daje wyższą wytrzymałość spoiny.

W przypadku żywic epoksydowych wytrzymałość niszcząca sklejin wynosi

dla klejenia na mokro: $700 \left[\frac{N}{cm^2} \right]$

dla klejenia na sucho: $500 \left[\frac{N}{cm^2} \right]$

Pewne rozwiązania konstrukcyjne wymagają zamocowania elementu metalowego do kompozytu.

Wówczas w miejscu połączenia wykonuje się lokalne zgrubienie, poprzez miejscowe, nałożenie wielu warstw tkaniny aby uzyskać grubość kompozytu co najmniej 5 mm. W przypadku kompozytu cieńszego zamocowanie sworzniowe nie jest w stanie prawidłowo pracować. Niszczący docisk sworznia metalowego w kompozycie:

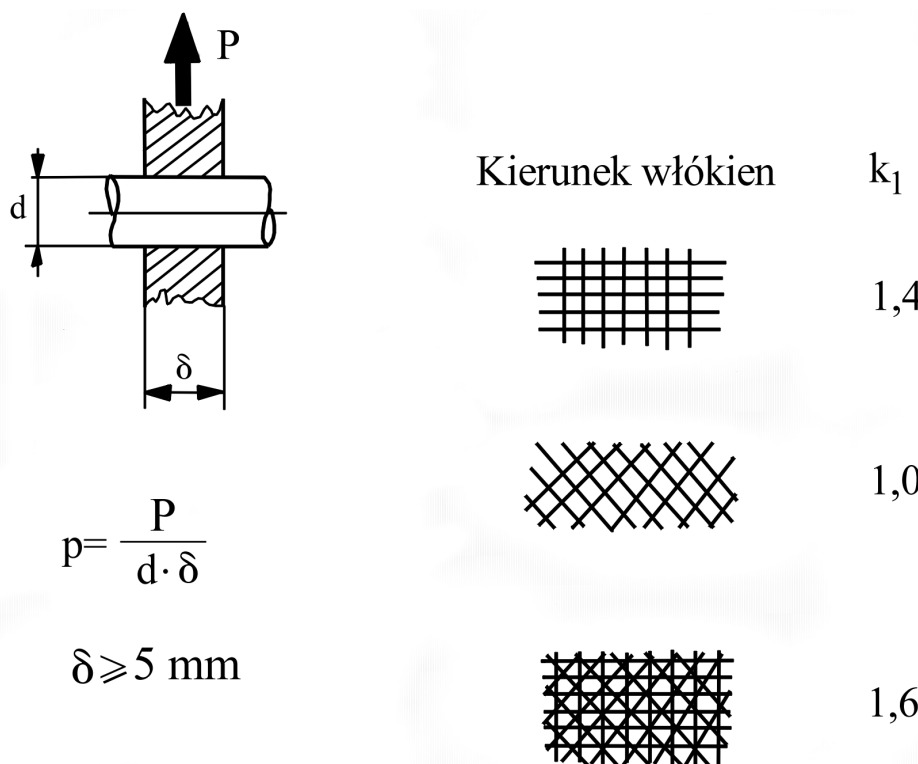
$$p_{niszcz} = k_1 \cdot k_2 \cdot 100 \text{ [MPa]} \quad \text{- w kompozycie szklanym} \quad (20.6)$$

$$p_{niszcz} = k_1 \cdot k_2 \cdot 150 \text{ [MPa]} \quad \text{- w kompozycie węglowym} \quad (20.7)$$

gdzie: k_1 współczynnik zależny od kierunku włókien wg rys.20.7.

$k_2=1$ gdy do otworu w laminacie wklejona jest tulejka i do niej wsadzany jest sworzень,

$k_2=0,8$ gdy sworzень jest wsadzany bezpośrednio do kompozytu.



Rys.20.7. Docisk sworznia w kompozycie

20.5. USTALANIE MASY TWORZYWA W ELEMENTE KONSTRUKCYJNYM

Dokonując analizy ciężarowej szybowca w fazie projektowania, musimy dokonać oceny masy elementów konstrukcyjnych. Jeżeli brak danych statystycznych, masę trzeba obliczyć na podstawie charakterystyki tworzywa, której jednym z elementów jest masa właściwa.

W przypadku tworzyw takich jak metal czy drewno masę elementu wyznacza się z zależności:

$$m_e = \gamma \cdot V_{el} \quad (20.8)$$

gdzie:

m_e -obliczana masa elementu konstrukcyjnego

-masa właściwa tworzywa

V_{el} -objętość tworzywa w elemencie.

Do tego celu konieczna jest, znajomość masy właściwej tworzyw. Dla drewna i metalu masę właściwą podano w tablicy 20.14.

Tab.20.14. Masy właściwe metali i drewna

Materiał	Rodzaj	Masa właściwa [g / cm ³]
Metale	Stale	7,85 – 7,88
	Stopy lekkie	2,70 – 2,80
Drewno	Tarcica sosnowa	0,42 – 0,46
	Tarcica świerkowa	0,35 – 0,40
	Tarcica jesionowa	0,55 – 0,6
	Sklejka brzoźowa	0,70
	Sklejka bukowa	0,80

W przypadku, kompozytów rovingowych masę elementu obliczamy przy pomocy texu rovingu, tj. masy sznura rovingowego długości 1 m. Tex podawany jest więc w g/m. Różne rovingi mają różny tex, lecz roving stosowany w lotnictwie ma najczęściej tex:

roving szklany: 2,4 g/m

roving węglowy: 0,8 do 0,2 g/m (zależnie od ilości włókien)

Dla kompozytów tkaninowych podaje się tzw. gramaturę czyli masę 1 m² tkaniny (tab.20.15). Ponieważ udział ciężarowy zbrojenia (roving, tkanina) w kompozycie wynosi 50 % przeto masę elementu kompozytowego uzyskuje się mnożąc objętość materiału przez tex lub gramaturę i następnie mnożąc przez dwa.

Tab.20.15. Gramatury różnych tkanin

Rodzaj tkaniny	Symbol	Gramatura [g / m ²]
Szklana	90070	80
	91110	110
	92110	161
	92125	280
	92140	395
	92145	215

Węglowa	98110	93
	98130	163
	98131	163
	98140	200
	98141	200
	98150	245
	98151	245
	98166	365
	98355	200
	6341	400
	6342	300
	6343	200
	6141	215
Hybrydowa	98310	112
	98320	132
	98330	150
	98340	170
Aramidowa (KEVLAR)	98655	285
	98660	470

21. WYTRZYMAŁOŚĆ SKRZYDŁA

21.1. RODZAJE STRUKTUR SKRZYDŁA

Przekrój skrzydła (rys.21.1) przenosi obciążenia przyłożone doń w postaci:

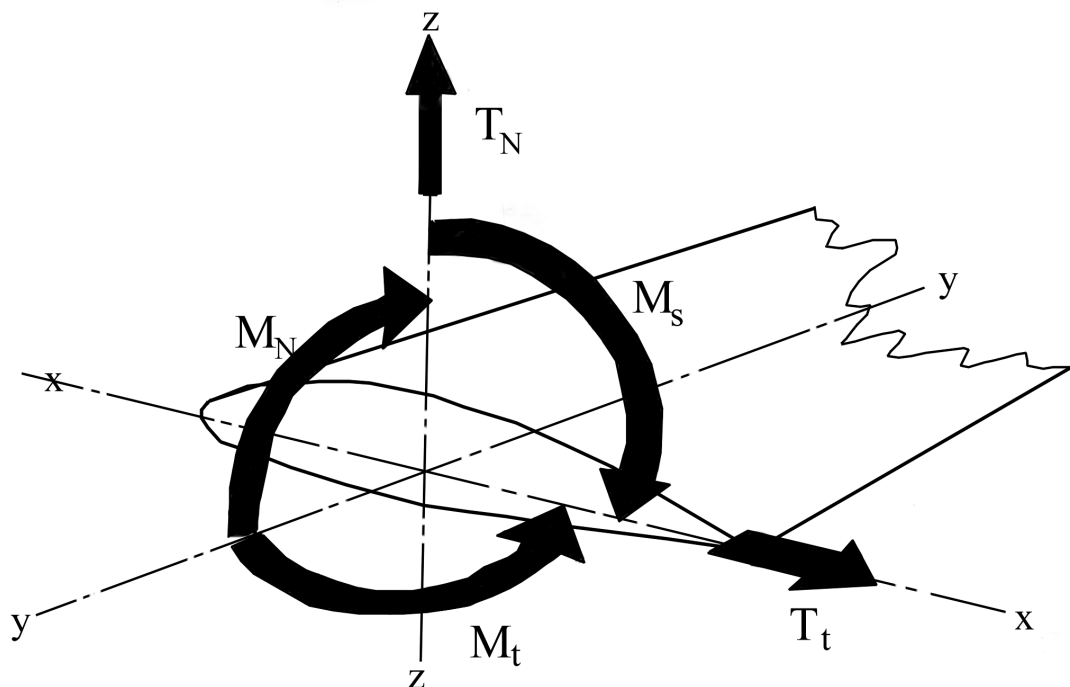
momentu gnącego normalnego „ M_N ”,

momentu gnącego stycznego „ M_t ”,

momentu skręcającego „ M_s ”,

siły poprzecznej normalnej „ T_N ”, oraz

siły poprzecznej stycznej „ T_t ”



Rys.21.1. Obciążenie przekroju skrzydła

Ponieważ głównym tworzywem szybowcowym jest niewątpliwie kompozyt, a w przypadku starych konstrukcji drewno, obliczenia wytrzymałościowe omówiono w odniesieniu do tych tworzyw. Wprawdzie budowane są również. szybowce metalowe, to jednak w odniesieniu do obliczeń struktur metalowych istnieje wiele podręczników omawiających problematykę bardzo szczegółowo, natomiast kompozyt i drewno posiadają literaturę raczej ubogą.

Ponieważ poprzez stosowanie zróżnicowanych co do kierunku sposobów orientacji włókien (równoległe lub diagonalnie) można wpływać na charakter pracy w przenoszeniu obciążeń poszczególnych elementów struktury skrzydła, można z dużym przybliżeniem wprowadzić rozdział funkcji tych elementów w stosunku do obciążeń, tak aby np. pasy dźwigara, przenosiły moment gnący normalny, pokrycie kesonu i ścianka dźwigara ścinanie i skręcanie itd. W przypadku konstrukcji bezdźwigarowej odpowiednim warstwom skorupy skrzydła można przypisać przynależne im funkcje w przenoszeniu obciążeń.

W związku z powyższym należy wyróżnić dwie główne grupy struktur nośnych skrzydła :
dźwigarową
skorupową.

Można sobie wprawdzie wyobrazić kompozytową strukturę półskorupową, ale jak dotąd nie znalazła ona miejsca wśród latających szybowców. Półskorupowy układ był natomiast stosowany w drewnie czego przykładem jest wielopodłużnicowe skrzydło szybowca SZD-24-4 „FOKA-4”.

21.2. DREWNIANA STRUKTURA DŹWIGAROWA SKRZYDŁA

Wiele szybowców użytkowanych do dzisiaj zostało zbudowanych w czasie, gdy drewno było podstawowym tworzywem konstrukcyjnym. Ulegając nieuniknionym uszkodzeniom w eksploatacji muszą być remontowane, w wielu wypadkach muszą być odtwarzane całe zespoły skrzydła, dlatego zachodzi konieczność dokonania ich obliczeń wytrzymałościowych.

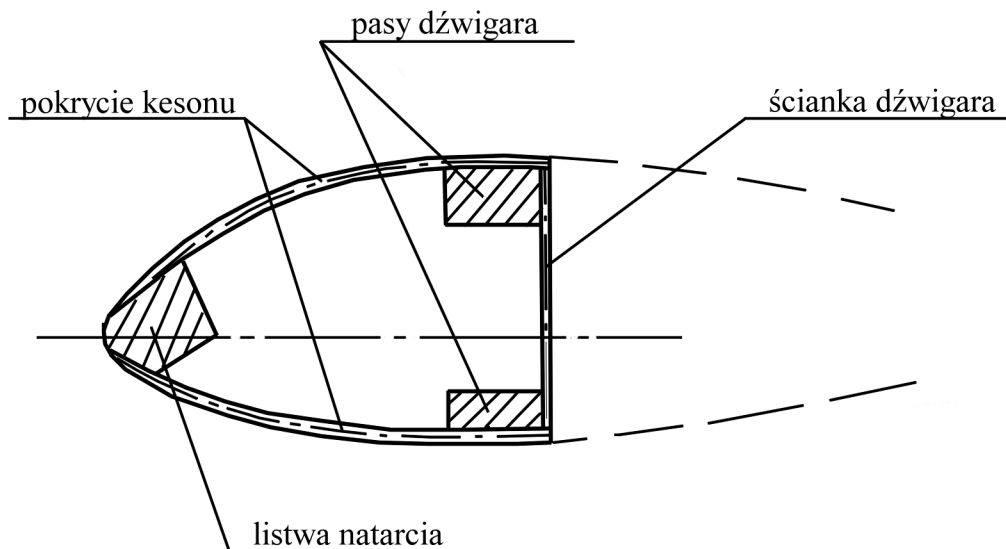
Wiele konstrukcji amatorskich, szczególnie w dziedzinie bardzo lekkich samolotów czy motoszybowców wykorzystuje dźwigarowy układ drewniany, jako najłatwiejszy technologicznie a bardzo przejrzysty w rachunku wytrzymałościowym.

Elementami nośnymi struktury są (rys.21.2)

dźwigar,

keson,

listwa natarcia.



Rys.21.2. Struktura skrzydła drewnianego z kesonem jednoobwodowym

Jest to najprostszy układ z kesonem jednoobwodowym. Część spływowa skrzydła jest tutaj pokryta płótnem, nienośnym z wytrzymałościowego punktu widzenia.

W przypadku kesonu dwuobwodowego część spływowa jest również kryta sklejką co tworzy dwa obwody kesonu (rys.21.3). Wówczas elementami nośnymi struktury są:

dźwigar,

oba obwody kesonu,

listwa natarcia,

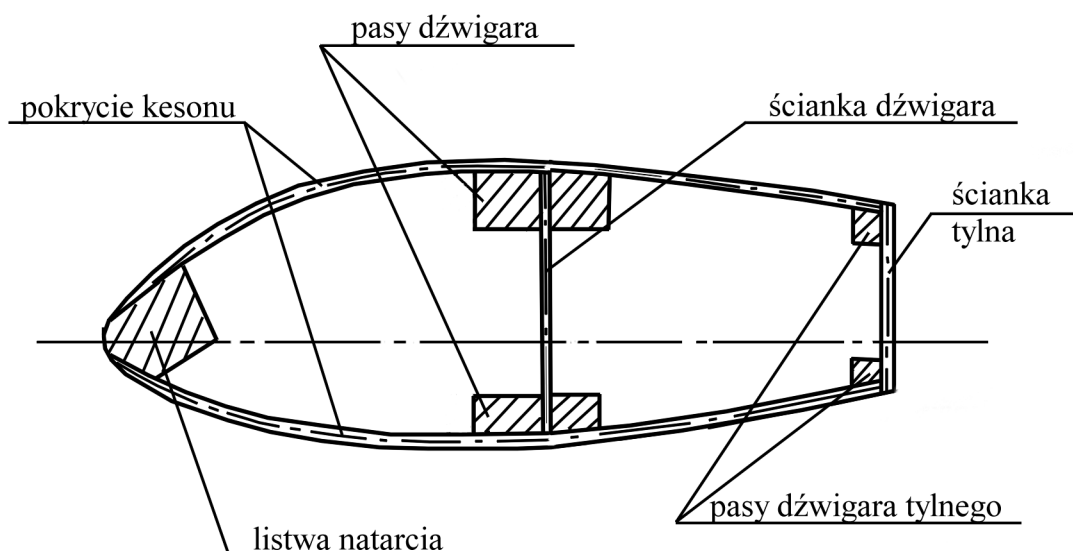
dźwigarek tylny, zamykający drugi obwód kesonu.

Najczęściej spotykanymi postaciami dźwigara są układy:

ceowy, stosowany zazwyczaj w konstrukcji z kesonem jednoobwodowym,

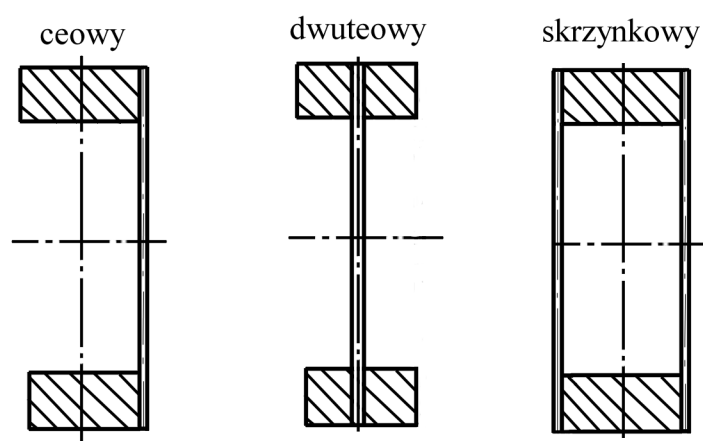
teowy w strukturze dwuobwodowej,

skrzynkowy stosowany w obu układach kesonów.



Rys.21.3. Struktura skrzydła drewnianego z kesonem dwuobwodowym

Pasy dźwigara łączone są ze ścianką lub ściankami (rys.21.4) przy pomocy klejenia. Poszczególne elementy struktury z racji ukierunkowania włókien (pasy mają włókna równoległe do osi dźwigara, ścianki sklejkowe kładzione są tak, aby włókna biegły diagonalnie względem osi) spełniają określoną rolę w przenoszeniu obciążeń.



Rys.21.4. Postacie dźwigarów drewnianych

W przypadku kesonu jednoobwodowego moment gnący normalny przejmowany jest przez pasy dźwigara, natomiast moment gnący styczny przez listwę natarcia i pasy dźwigara. Moment skręcający przejmuje pokrycie kesonu wraz ze ścianką dźwigara, siła poprzeczna normalna obciąża ściankę dźwigara; a siła poprzeczna styczna pokrycia kesonu. Gdy w konstrukcji skrzydła zastosowano keson dwuobwodowy, wówczas moment gnący normalny przejmowany jest przez pasy dźwigara, natomiast moment gnący styczny przez listwę natarcia i dźwigarek tylny. Siła poprzeczna normalna przejmowana jest przez ściankę dźwigara, siła poprzeczna styczna przez pokrycie kesonu, natomiast moment skręcający przejmują pokrycia kesonu wraz ze ścianką tylną.

21.2.1. Wytrzymałość dźwigara drewnianego

W przypadku dźwigara w kesonie jednoobwodowym przejmuje on moment gnący normalny i współpracuje z listwą natarcia w przejściu momentu gnącego stycznego, co wywołuje naprężenia w pasach.

Siły w pasach dźwigara (rys.21.5) wynoszą:
w pasie górnym:

$$P_g = P_1 + P_2 \quad (21.1)$$

przy czym obie ściskają pas górny,

w pasie dolnym:

$$P_d = P_1 - P_2 \quad (21.2)$$

przy czym siła P_1 pas rozciąga, a siła P_2 ściska

Odległość pomiędzy środkami przekrojów poprzecznych pasów wynosi:

$$h = H - \frac{\delta_g + \delta_d}{2} \quad (21.3)$$

zgodnie z oznaczeniami na rys. 21.5.

Siła w pasie wywoływana przez moment gnący normalny:

$$P_1 = \frac{M_N}{h} \quad (21.4)$$

a przez moment gnący styczny:

$$P_2 = \frac{M_t}{2 \cdot a} \quad (21.5)$$

o ile pas dźwigara górny i dolny mają taki sam przekrój.

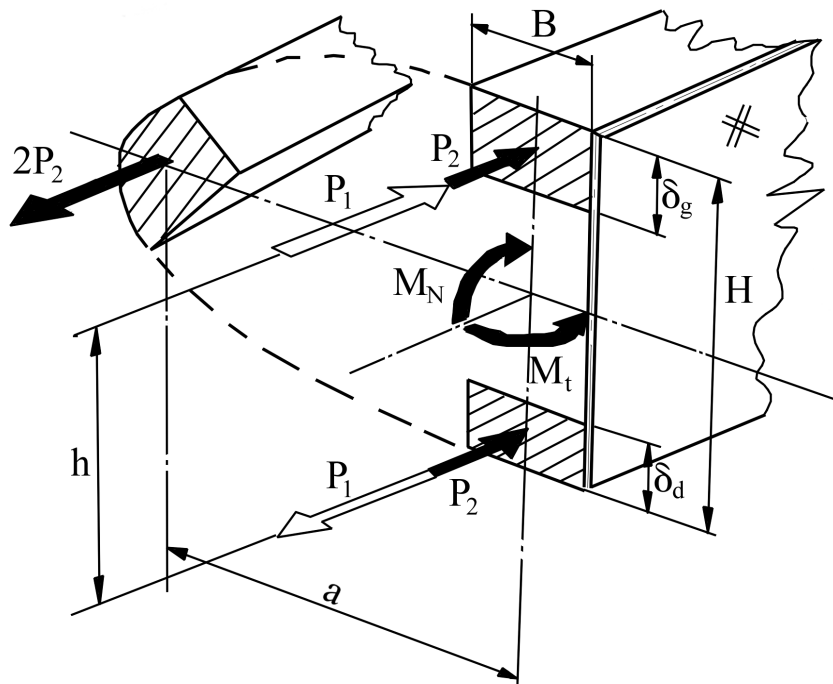
Najczęściej jednak grubość pasa górnego i dolnego są różne (pas dolny jest cieńszy, gdyż drewno na rozciąganie posiada wyższą wytrzymałość niż na ściskanie) wówczas siłę w pasie wywołaną zginaniem stycznym należy określić wg zależności:

w pasie górnym:

$$P_{2g} = 2 \cdot P_2 \cdot \frac{\delta_g}{\delta_g + \delta_d} \quad (21.6)$$

w pasie dolnym:

$$P_{2d} = 2 \cdot P_2 \cdot \frac{\delta_d}{\delta_g + \delta_d} \quad (21.7)$$



Rys.21.5. Siły w pasach dźwigara

Naprężenie w pasie górnym (ściskające, przy dodatnim momencie gnącym M_N) wynosi:

$$\sigma_c = \frac{P_g}{F_g} \quad (21.8)$$

gdzie:

$F_g = B \cdot \delta_g$ jest przekrojem poprzecznym pasa górnego.

Współczynnik bezpieczeństwa pasa górnego:

$$\nu_g = \frac{R_C}{\sigma_c} \quad (21.9)$$

gdzie:

R_C - wytrzymałość pasa na ściskanie (wg tab.20.6)

Podobnie naprężenie w pasie dolnym (rozciągające przy dodatnim momencie gnącym M_N) wynosi:

$$\sigma_r = \frac{P_d}{F_d} \quad (21.10)$$

gdzie:

$F_d = B \cdot \delta_d$ jest przekrojem poprzecznym pasa dolnego.

Współczynnik bezpieczeństwa pasa dolnego:

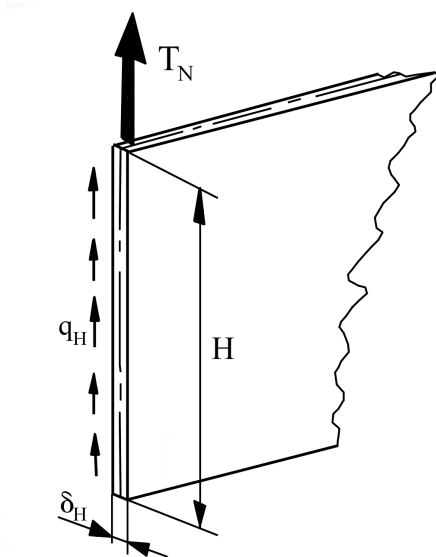
$$\nu_d = \frac{R_r}{\sigma_r}$$

gdzie:

R_r - wytrzymałość pasa na rozciąganie (wg tab.20.6).

Ścianka dźwigara przejmuje siłę poprzeczną normalną (rys.21.6), która wywołuje w sklejkach wydatek naprężeń stycznych:

$$q_H = \frac{T_N}{H} \quad (21.11)$$



Rys.21.6. Obciążenie ścianki dźwigara

Naprężenie ścinające w ściance wynosi:

$$\tau_H = \frac{q_H}{\delta_H} \quad (21.12)$$

oznaczenia wg rys. 21.6.

Współczynnik bezpieczeństwa ścianki (wstępny bez uwzględnienia skręcania):

$$\nu_H = \frac{R_t}{\tau_H} \quad (21.13)$$

gdzie:

R_t - wytrzymałość sklejki na ścinanie (wg tab.20.7)

Algorytm obliczeń dźwigara drewnianego podano w tab.21.1.

Tab.21.1. Algorytm obliczania wytrzymałościowego dźwigara drewnianego

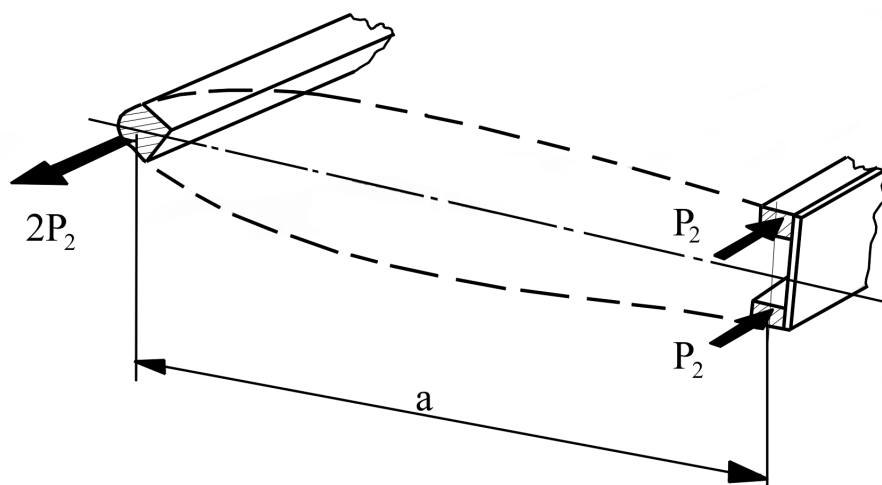


Tab.21.1.xls

Lp.	Oznaczenie / Operacja	1	2	3		n
1	y_i					
2	H					
3	δ_g					
4	δ_d					

5	B					
6	$0,5*(\delta_g + \delta_d)$					
7	$h = H - 0,5*(\delta_g + \delta_d)$					
8	M_N					
9	$P_1 = M_N / h$					
10	M_t					
11	a					
12	$P_2 = M_t / (2*a)$					
13	$P_g = P_1 + P_2$					
14	$F_g = \delta_g*B$					
15	$\sigma_c = P_g / F_g$					
16	$\nu_g = R_c / \sigma_c$					
17	$P_d = P_1 - P_2$					
18	$F_d = \delta_d*B$					
19	$\sigma_r = P_d / F_d$					
20	$\nu_d = R_r / \sigma_r$					
21	T_N					
22	$q_H = T_N / H$					
23	$\tau_H = q_H / \delta_H$					
24	$\nu_H = R_t / \tau_H$					
25	R_c					
26	R_r					
27	δ_H					
28	R_t					

Dla skrzydła o kesonie dwuobwodowym obliczenie dźwigara upraszcza się, albowiem dźwigar główny przejmuje tylko zginanie normalne. Moment gnący styczny przejmowany jest przez listwę natarcia i dźwigarek tylny (rys.21.7).



Rys.21.7. Przejmowanie momentu gnącego stycznego w skrzydle z kesonem dwuobwodowym

Jeżeli dźwigar posiada budowę skrzynkową, a więc dwie (lub więcej) ścianki wówczas w obliczeniach jako wielkość „ δ_H ” należy przyjąć łączną grubość wszystkich ścianek dźwigara.

Siła poprzeczna normalna w kesonie dwuobwodowym przeniesiona jest przez ściankę dźwigara głównego i ściankę tylną w proporcji ich sztywności na ścinanie:

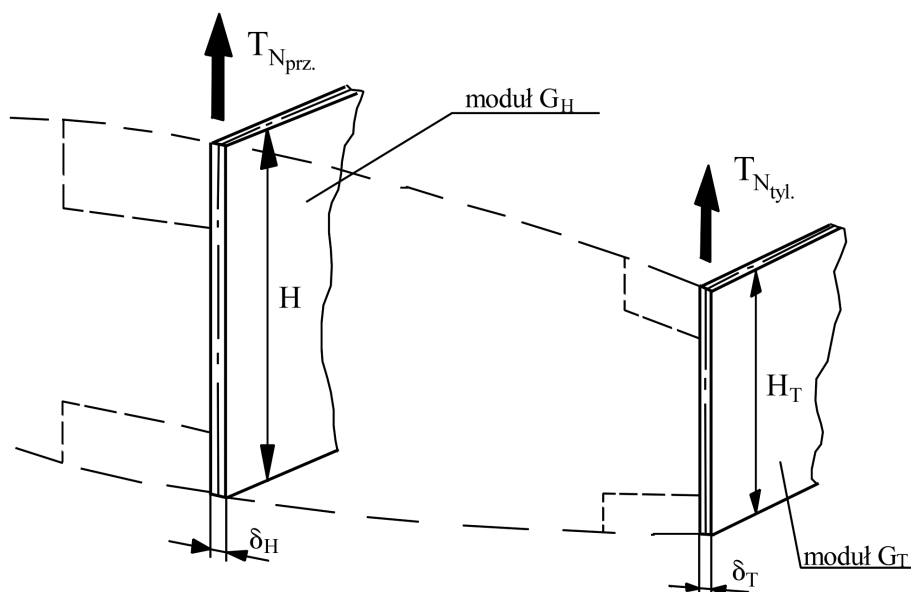
$$T_{N.prz} = T_N \cdot \frac{G_H \cdot H \cdot \delta_H}{G_H \cdot H \cdot \delta_H + G_T \cdot H_T \cdot \delta_T} \quad \text{w ściance dźwigara głównego} \quad (21.14)$$

$$T_{N.tyl} = T_N - T_{N.prz} \quad \text{w ściance tylnej} \quad (21.15)$$

gdzie:

G - moduł odkształcenia postaciowego

Oznaczenia wg rys.21.8.



Rys.21.8. Rozdział siły normalnej

Jeżeli naprężenie ścinające w ściance dźwigara osiągnie wartość

$$\tau_H = \tau_{kr} \quad (21.16)$$

wówczas ulega ona pofalowaniu i obraz pracy konstrukcji ulega zmianie. Docążane są pasy, maleje sztywność układu skrzydła. Nie można więc dopuścić, aby w zakresie obciążeń dopuszczalnych pofalowanie pojawiło się. Jeżeli wytrzymałość skrzydła drewnianego udowadniania jest tylko obliczeniowo, wówczas aż do poziomu obciążenia niszczącego nie należy dopuścić pofalowania. W przypadku próby statycznej jako dowodu wytrzymałościowego można dopuścić pofalowanie nieco wcześniejsze, jednakże struktura musi być zdolna do przenoszenia obciążenia aż do poziomu niszczącego.

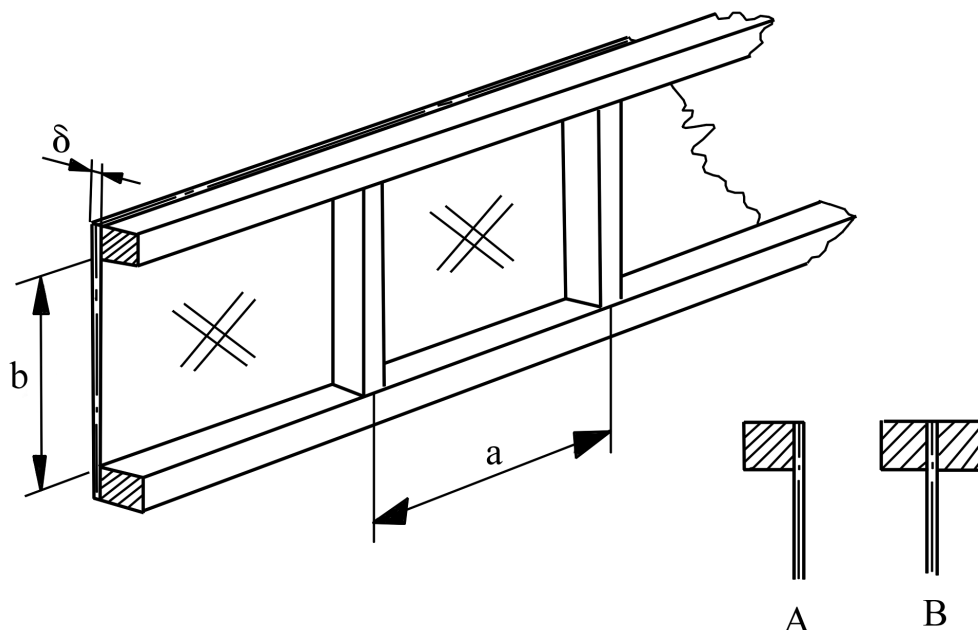
Przyjmując oznaczenia wg rys.21.9 naprężenie krytyczne wynosi:

dla jednostronnego klejenia do podłużnicy (rys 21.9 – A) :

$$\tau_{kr} \cong 107500 \cdot \frac{\delta}{b} \cdot \left(\frac{a}{b} \right)^{-0,7} \quad [N / cm^2] \quad (21.17)$$

dla klejenia z obu stron ścianki (rys 21.9 –B)

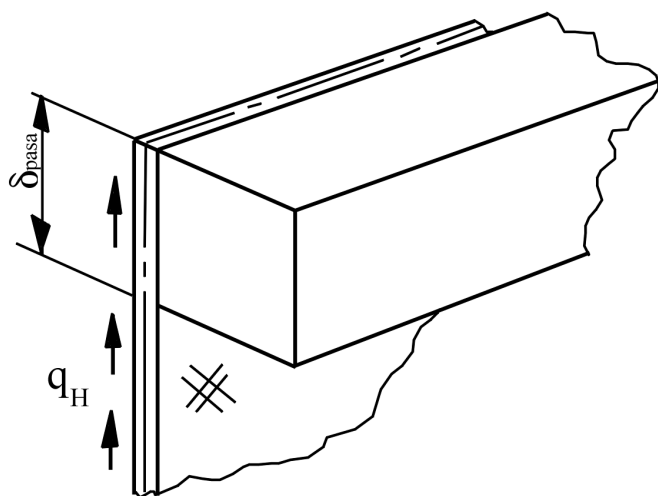
$$\tau_{kr} \cong 215000 \cdot \frac{\delta}{b} \cdot \left(\frac{a}{b} \right)^{-0,7} \quad [N / cm^2] \quad (21.18)$$



Rys.21.9. Dane dla naprężenia krytycznego w ścianie

Powyższe zależności odnoszą się do sklejk o diagonalnym przebiegu włókien, stosowanym z reguły na ścianki dźwigara.

Grubość pasa (szczególnie w dźwigarku tylnym) może być limitowana wytrzymałością skleiny pasa ze ścianką (rys.21.10.).



Rys.21.10. Skleina pasa ze ścianką

Naprężenie w skleinie :

$$\tau_{skl} = \frac{q_H}{\delta_{pasa}} \quad (21.19)$$

gdzie jako „ δ_{pasa} ” należy brać oczywiście pas węższy (zazwyczaj dolny).

Współczynnik bezpieczeństwa skleiny:

$$v_{skl} = \frac{\tau_{kl}}{\tau_{skl}} \quad (21.20)$$

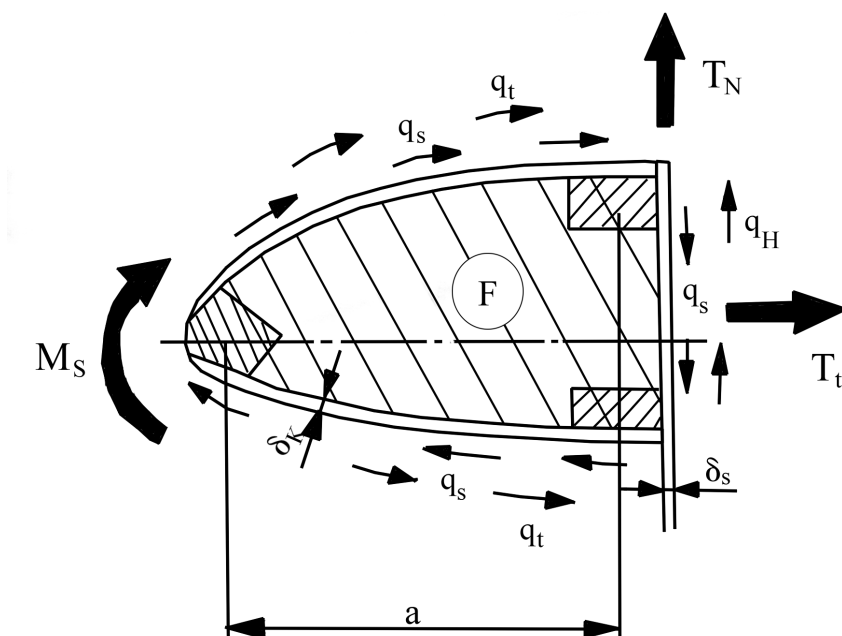
gdzie $\tau_{kl} \cong 400 \text{ N/cm}^2$ (decyduje ścinanie drewna na licu pasa).

21.2. Wytrzymałość kesonu

Pokrycia kesonu wraz ze ścianką, w przypadku układu jednoobwodowego, przejmują moment skręcający, który wywołuje wydatek naprężeń stycznych, zgodnie z oznaczeniami na rys.21.11:

$$q_s = \frac{M_s}{2 \cdot F} \quad (21.21)$$

Wydatek ten jest równomierny wzdłuż obwodu kesonu.

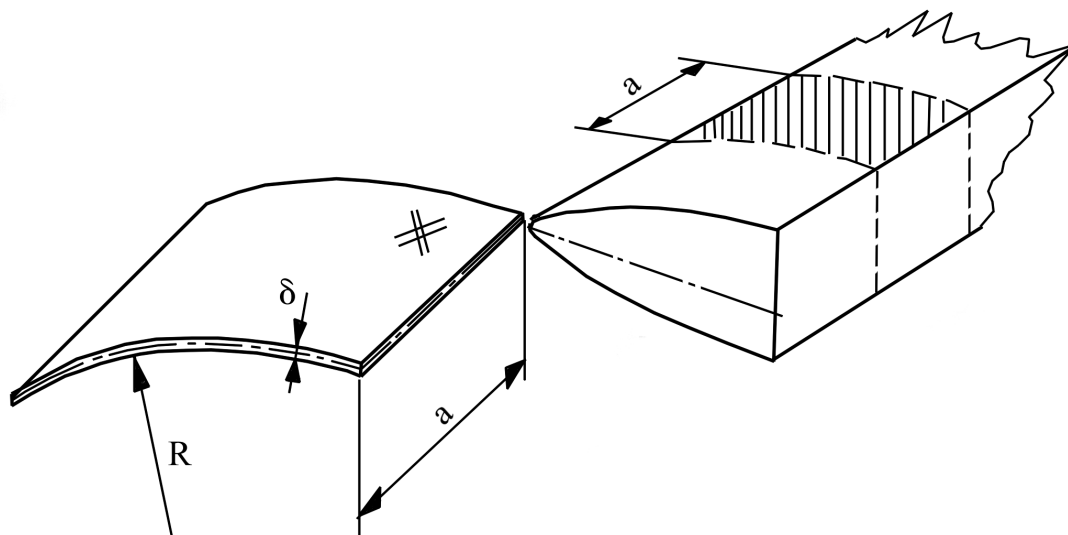


Rys.21.11. Obciążenie kesonu jednoobwodowego

Siła poprzeczna styczna wywołuje ścinanie pokrycia górnego i dolnego kesonu wydatkiem:

$$q_t = \frac{T_t}{2 \cdot a} \quad (21.22)$$

w ścianie pionowej powstaje wydatek „ q_H ” wyznaczony wg (21.12).



Rys.21.12. Dane dla naprężenia krytycznego w pokryciu kesonu

W zależności od znaku momentu skręcającego wydatek wynikowy w kesonie jest sumą:

$$q_K = q_s + q_t \quad (21.23)$$

w pokryciu górnym albo w dolnym.

W ścianie dźwigara wystąpi różnica lub suma wydatków, także zależnie od znaku momentu skręcającego i siły poprzecznej normalnej:

$$q_{HK} = q_H + q_s \quad (21.24)$$

co stanowi skorygowaną wartość w stosunku do (21.12) i algorytmu w tablicy 21.1.

Naprężenie tnące w pokryciu kesonu wynosi:

$$\tau_K = \frac{q_K}{\delta_K} \quad (21.25)$$

a w ścianie dźwigara:

$$\tau_{HK} = \frac{q_{HK}}{\delta_H} \quad (21.26)$$

Wielkość współczynnika bezpieczeństwa należy wyznaczyć analogicznie jak w (21.13).

Naprężenie krytyczne w sklejkę kesonu, stanowiącej powierzchnię zakrzywioną (rys.21.12), przy przyjęciu oznaczeń wg tegoż rysunku, wynosi:

$$\tau_{kr} \cong \frac{350000}{\left(\frac{R}{\delta}\right)^{1,2} \cdot \sqrt{\frac{a}{R}}} \quad [N/cm^2] \quad (21.27)$$

W stosunku do naprężenia krytycznego i jego wielkości należy stosować takie same założenia jak dla ścianki.

Wytrzymałość sklein pokryć kesonu z pasami dźwigara i z listwą natarcia należy wyznaczyć analogicznie do wskazań formuły (21.19).

Algorytm obliczeń wytrzymałościowych kesonu jednoobwodowego podano w tablicy 21.2.

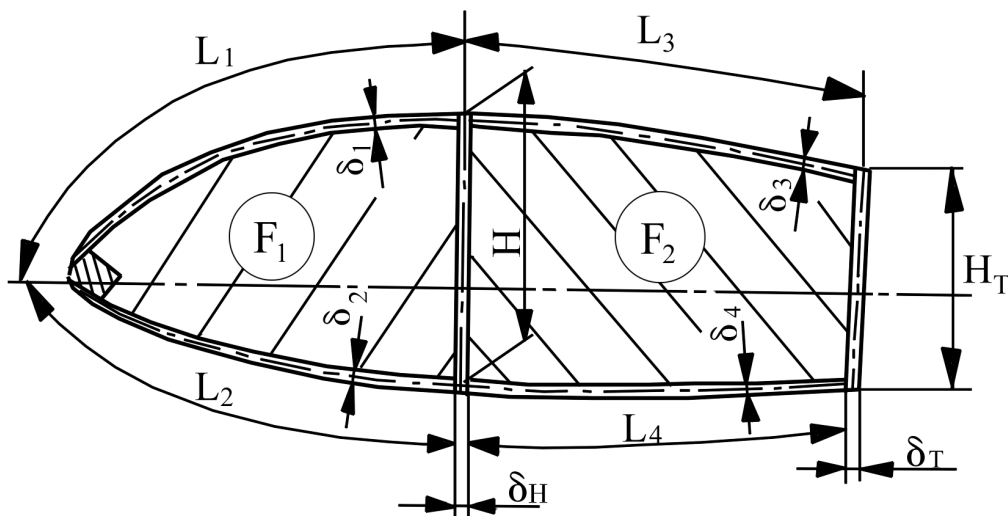
Tab.21.2. Algorytm obliczania wytrzymałościowego kesonu jednoobwodowego



Tab.21.2.xls

Lp.	Oznaczenie / Operacja	1	2	3		n
1	y_i					
2	M_s					
3	F					
4	$q_s = M_s / (2 \cdot F)$					
5	T_t					
6	a					
7	$q_t = T_t / (2 \cdot a)$					
8	$q_K = q_s + T_t$					
9	δ_K					
10	$\tau_K = q_K / \delta_K$					
11	q_H (wg tablicy 21.1)					
12	$q_{HK} = q_s + q_H$					
13	δ_H					
14	$\tau_{HK} = q_{HK} / \delta_H$					
15	$\nu_K = R_t / \tau_K$					
16	$\nu_{HK} = R_t / \tau_{HK}$					
17	R_t					

W kesonie dwuobwodowym wydatki są różne w przednim i tylnym obwodzie, zależnie od geometrii struktury kesonu (rys.21.13).



Rys.21.13. Geometria kesonu dwuobwodowego

Wprowadzając, zgodnie z oznaczeniami na wyżej wymienionym rysunku, wielkości:

$$F = F_1 + F_2$$

$$\Phi_1 = \frac{L_1}{\delta_1} + \frac{L_2}{\delta_2}$$

$$\Phi_2 = \frac{L_3}{\delta_3} + \frac{L_4}{\delta_4} + \frac{H_T}{\delta_T}$$

$$\Phi_3 = \frac{H}{\delta_H}$$

(21.28)

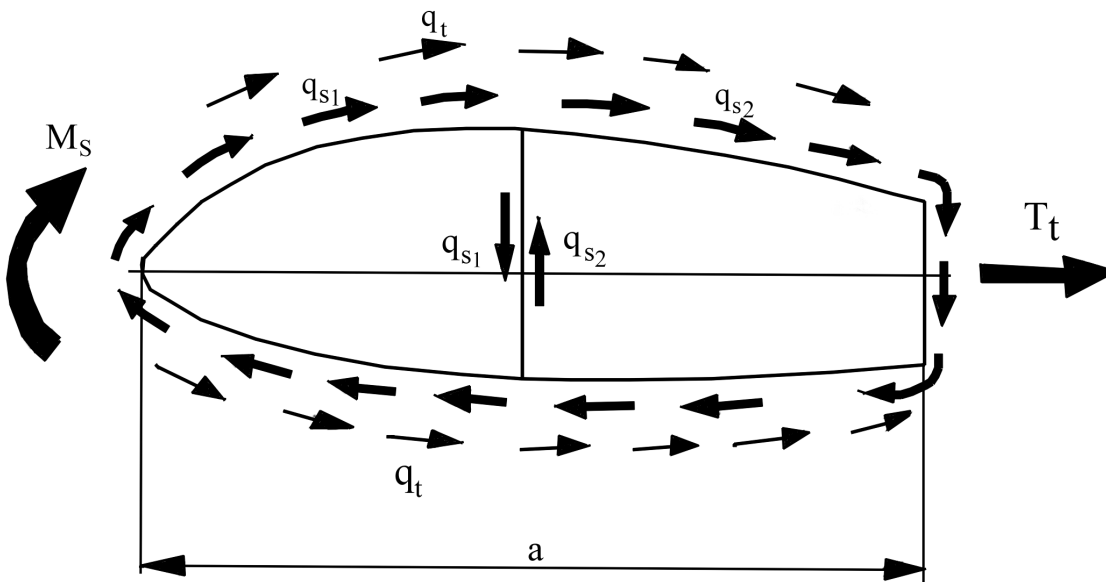
oraz oznaczając:

$$A = \frac{M_S}{2 \cdot (F_1^2 \cdot \Phi_2 + F_2^2 \cdot \Phi_1 + F^2 \cdot \Phi_3)} \quad (21.29)$$

gdzie „ M_S ” jest momentem skręcającym rozpatrywany przekrój skrzydła, wielkości wydatków naprężeń stycznych wynoszą (rys.21.14):

$$q_{s1} = A \cdot (F_1 \cdot \Phi_2 + F \cdot \Phi_3) \quad (21.30)$$

$$q_{s2} = A \cdot (F_2 \cdot \Phi_1 + F \cdot \Phi_3) \quad (21.31)$$



Rys.21.14. Wydatki naprężeń w kesonie dwuobwodowym

Zazwyczaj przekroje poprzeczne: kesonu przedniego „ F_1 ” i tylnego „ F_2 ” są zbliżone do siebie, wobec czego zbliżone są też wydatki naprężeń „ q_1 ” oraz „ q_2 ”. Ścianka dźwigara obciążona ich różnicą, praktycznie bliską zero, w kesonie dwuobwodowym skręcenia nie przejmuje.

W większości przypadków rozwiązania konstrukcyjne stwarzają uproszczenia, albowiem najczęściej $\delta_1 = \delta_2 = \delta_T$, $L_1 \approx L_2$, $L_3 \approx L_4$.

Naprężenia w poszczególnych odcinkach kesonu wynoszą:

$$\begin{aligned}
 \tau_1 &= \frac{q_{S1} + q_t}{\delta_1} \\
 \tau_2 &= \frac{q_t - q_{S1}}{\delta_2} \\
 \tau_3 &= \frac{q_{S2} + q_t}{\delta_3} \\
 \tau_4 &= \frac{q_t - q_{S2}}{\delta_4} \\
 \tau_H &= \frac{q_H + (q_{S1} - q_{S2})}{\delta_H} \\
 \tau_T &= \frac{q_{S2} + q_T}{\delta_T}
 \end{aligned}
 \tag{21.32}$$

Współczynniki bezpieczeństwa należy wyznaczyć podobnie jak w przypadku formuły (21.13). Algorytm obliczeń kesonu dwuobwodowego podano w tablicy 21.3.

Tab.21.3. Algorytm obliczania wytrzymałościowego kesonu dwuobwodowego



Tab.21.3.xls

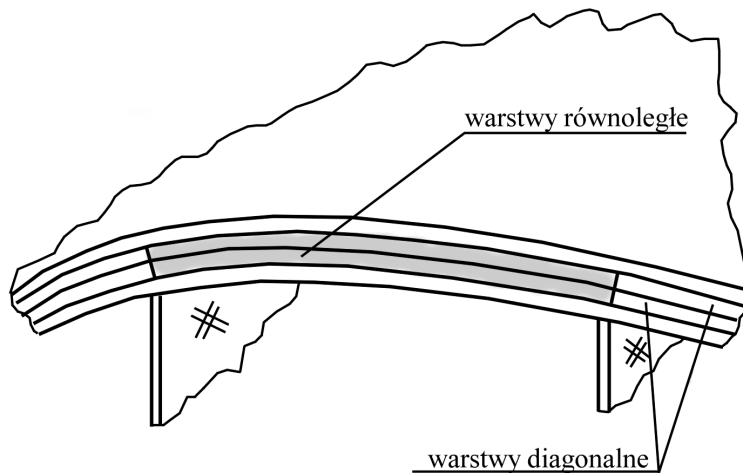
Lp.	Oznaczenie / Operacja	1	2	3		n
1	y_i					
2	M_s					
3	F_1					
4	F_2					
5	$F = F_1 + F_2$					
6	L_1					
7	L_2					
8	L_3					
9	L_4					
10	H					
11	H_T					
12	δ_1					
13	δ_2					
14	δ_3					
15	δ_4					
16	δ_H					
17	δ_T					
18	L_1 / δ_1					
19	L_2 / δ_2					
20	L_3 / δ_3					
21	L_4 / δ_4					
22	H_T / δ_T					
23	$\phi_1 = (L_1/\delta_1) + (L_2/\delta_2)$					
24	$\phi_2 = (L_3/\delta_3) + (L_4/\delta_4) + (H_T/\delta_T)$					

25	$\phi_3 = H / \delta_H$					
26	F_1^2					
27	F_2^2					
28	F^2					
29	$(F_1^2) \cdot \phi_2$					
30	$(F_2^2) \cdot \phi_1$					
31	$(F^2) \cdot \phi_3$					
32	$(F_1^2) \cdot \phi_2 + (F_2^2) \cdot \phi_1 + (F^2) \cdot \phi_3$					
33	$A = 0,5 \cdot M_s / [(F_1^2) \cdot \phi_2 + (F_2^2) \cdot \phi_1 + (F^2) \cdot \phi_3]$					
34	$F_1 \cdot \phi_2$					
35	$F_2 \cdot \phi_1$					
36	$F \cdot \phi_3$					
37	$F_1 \cdot \phi_2 + F \cdot \phi_3$					
38	$q_{s1} = A \cdot (F_1 \cdot \phi_2 + F \cdot \phi_3)$					
39	$F_2 \cdot \phi_1 + F \cdot \phi_3$					
40	$q_{s2} = A \cdot (F_2 \cdot \phi_1 + F \cdot \phi_3)$					
41	T_t					
42	a					
43	$q_t = 0,5 \cdot T_t / a$					
44	q_H (z tablicy 21.1)					
45	$q_{s1} + q_t$					
46	$q_t - q_{s1}$					
47	$q_{s2} + q_t$					
48	$q_t - q_{s2}$					
49	$q_H + q_{s1} - q_{s2}$					
50	$\tau_1 = (q_{s1} + q_t) / \delta_1$					
51	$\tau_2 = (q_t - q_{s1}) / \delta_2$					
52	$\tau_3 = (q_{s2} + q_t) / \delta_3$					
53	$\tau_4 = (q_t - q_{s2}) / \delta_4$					
54	$\tau_H = (q_H + q_{s1} - q_{s2}) / \delta_H$					
55	$\tau_T = (q_{s2} + q_t) / \delta_T$					
56	$\nu_1 = R_t / \tau_1$					
57	$\nu_2 = R_t / \tau_2$					
58	$\nu_3 = R_t / \tau_3$					
59	$\nu_4 = R_t / \tau_4$					
60	$\nu_H = R_t / \tau_H$					
61	$\nu_T = R_t / \tau_T$					
62	R_t					

21.3. DREWNIANA STRUKTURA SKORUPOWA SKRZYDŁA

W przypadku drewnianej struktury skorupowej nie występuje dźwigar a skorupa musi przenosić wszystkie rodzaje obciążeń. Aby to było możliwe w samej skorupie muszą być warstwy zdolne do przejmowania sił wzdłużnych i sił ścinających.

W drewnie uzyskuje się ten efekt przez zastosowanie układu mieszanego sklejek o włóknach zorientowanych równolegle do osi skrzydła (przejęcie sił wzdłużnych) i diagonalnie (przejęcie sił ścinających). Skorupa posiada więc budowę złożoną (rys.21.15).



Rys.21.15. Skorupa drewniana złożona

Ponieważ udział warstw diagonalnych w przenoszeniu sił wzdłużnych jest mały, a udział warstw wzdłużnych w przenoszeniu ścinania też jest mały, można obliczeniowo wydzielić warstwy równoległe i potraktować, je jako przenoszące moment gnący normalny i styczny, a warstwom diagonalnym przypisać przenoszenie ścinania i skręcania.

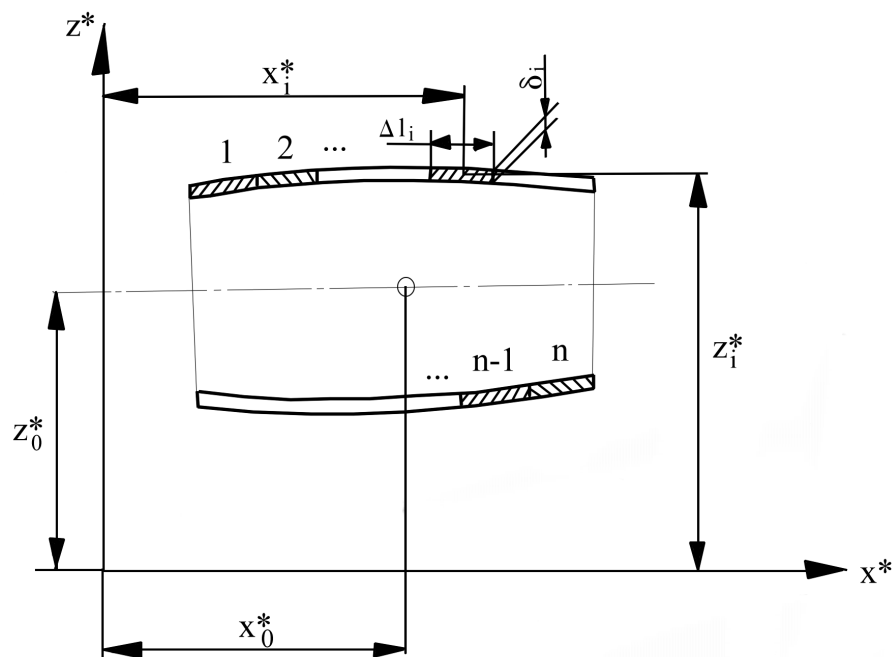
Geometrię warstw równoległych podano na rys.21.16. Położenie środka ciężkości układu warstw wyznaczają zależności:

$$x_0^* = \frac{\sum_{i=1}^{i=n} \Delta l_i \cdot \delta_i \cdot x_i^*}{\sum_{i=1}^{i=n} \Delta l_i \cdot \delta_i} \quad (21.33)$$

oraz:

$$z_0^* = \frac{\sum_{i=1}^{i=n} \Delta l_i \cdot \delta_i \cdot z_i^*}{\sum_{i=1}^{i=n} \Delta l_i \cdot \delta_i} \quad (21.34)$$

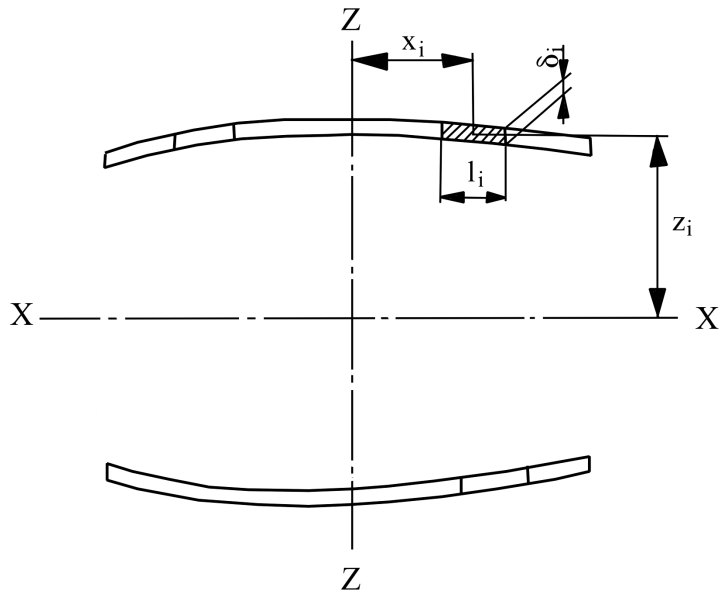
w odniesieniu do dowolnie wybranych osi prostopadłych „ x^* ” i „ z^* ”.



Rys.21.16. Geometria warstw równoległych

Najwygodniej jest oś „ x^* ” usytuować jako równoległą do cięciwy przekroju skrzydła.

Przez środek ciężkości przekroju należy przeprowadzić proste „X-X” i „Z-Z” określające przebiegi warstw neutralnych dla zginania normalnego i stycznego (rys.21.17).



Rys.21.17. Zginanie warstw równoległych

Napężenie normalne od zginania normalnego w segmencie przekroju „i”-tym wynosi:

$$\sigma_{N,i} = \frac{M_N}{I_X} \cdot z_i \quad (21.35)$$

gdzie:

$$I_X = \sum_{i=1}^{i=n} \Delta l_i \cdot \delta_i \cdot z_i^2 + \sum_{i=1}^{i=n} \Delta l \cdot \frac{\delta^3}{12} \quad (21.36)$$

Napężenie normalne od zginania stycznego w segmencie „i”-tym wynosi:

$$\sigma_i = \frac{M_t}{I_z} \cdot x_i \quad (21.37)$$

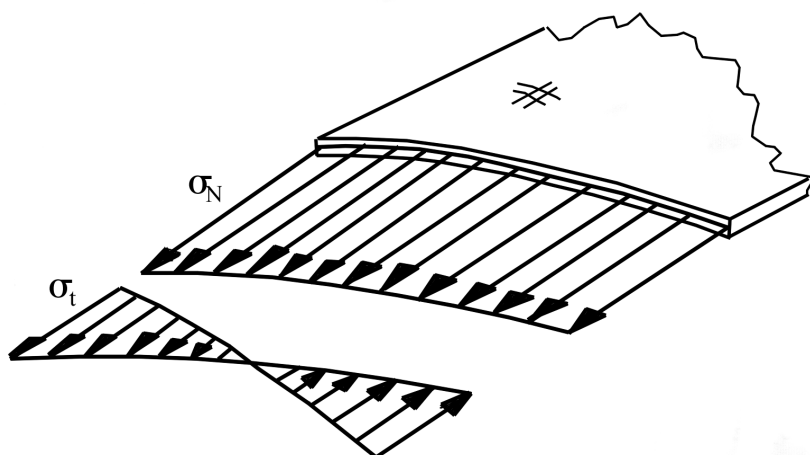
gdzie:

$$I_Z = \sum_{i=1}^{i=n} \Delta l_i \cdot \delta_i \cdot x_i^2 + \sum_{i=1}^{i=n} \Delta l^3 \frac{\delta}{12} \quad (21.38)$$

Wynik będzie tym bliższy rzeczywistości im na większą ilość segmentów „ Δl_i ” podzielona jest skorupa złożona z warstw równoległych.

Współczynnik bezpieczeństwa należy określić w stosunku do napężenia wypadkowego (rys.21.18), które osiąga maksimum w narożu, w którym sumują się napężenia od zginania normalnego i stycznego.

$$\sigma_{W.i} = \sigma_{N.i} + \sigma_{t.i} \quad (21.39)$$



Rys.21.18. Napężenie wypadkowe

O ile jest to rozciąganie, wówczas współczynnik bezpieczeństwa wynosi:

$$\nu = \frac{R_r}{\sigma_{W.i}} \quad (21.40)$$

a w przypadku ściskania należy współczynnik odnieść do „ R_C ”, przy czym obie wielkości podane są w tab.20.7.

Warstwy równoległe tworzą jak gdyby pas dźwigara „rozmażany” na znacznej długości cięciwy. Na końcach tego „pasa” zazwyczaj wklejone są ścianki, których zadaniem jest przeniesienie siły poprzecznej normalnej (rys.21.19). Napężenie tnące w ściankach wynosi:

$$\tau_H = \frac{T_N}{\sum_{i=1}^{i=n} H_i \cdot \delta_i} \quad (21.41)$$

Współczynnik bezpieczeństwa ścianek:

$$\nu_H = \frac{R_t}{\tau_H} \quad (21.42)$$

gdzie wartość „ R_t ” podano w tablicy 20.7.

Algorytm obliczania zginania normalnego i stycznego oraz ścinania normalnego podano w tab. 21.4.

Tab.21.4. Algorytm obliczania zginania normalnego i stycznego oraz ścinania normalnego w drewnianej strukturze skorupowej



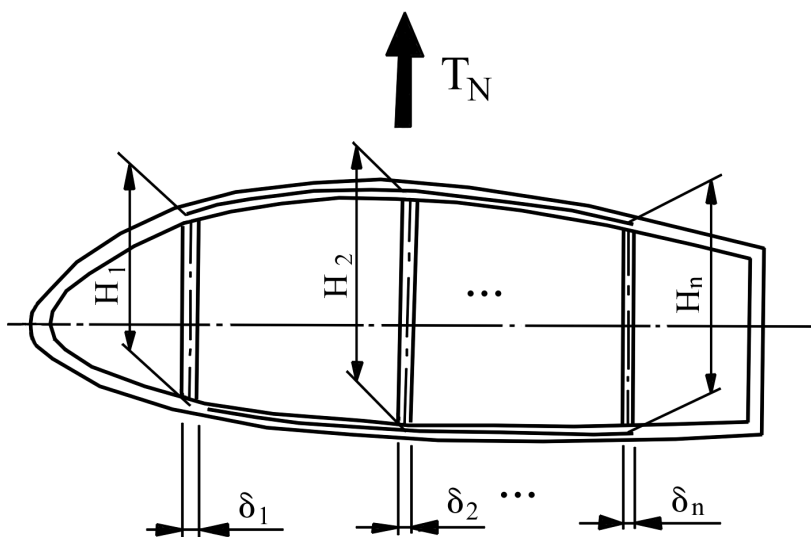
Tab.21.4.xls

Lp.	Oznaczenie / Operacja	1	2	3		n
1	i					
2	δi					
3	$\Delta l i$					
4	$\delta i^* \Delta l i$					
5	$x i^*$					
6	$z i^*$					
7	$\Sigma(\delta l i^* \Delta l i)$					
8	$(\delta l i^* \Delta l i)^*(x i^*)$					
9	$\Sigma((\delta l i^* \Delta l i)^*(x i^*))$					
10	$x o^* = \Sigma((\delta l i^* \Delta l i)^*(x i^*)) / \Sigma(\delta l i^* \Delta l i)$					
11	$(\delta i^* \Delta l i)^*(z i^*)$					
12	$z o^* = (\delta i^* \Delta l i)^*(z i^*) / \Sigma(\delta l i^* \Delta l i)$					
13	$x i = (x i^*) - (x o^*)$					
14	$z i = (z i^*) - (z o^*)$					
15	$x i^2$					
16	$z i^2$					
17	$(\delta i^* \Delta l i)^*(x i^2)$					
18	$(\delta i^* \Delta l i)^*(z i^2)$					
19	$\Sigma((\delta i^* \Delta l i)^*(z i^2))$					
20	δi^3					
21	$\delta i^3 / 12$					
22	$\Delta l i^*(\delta i^3 / 12)$					
23	$\Sigma(\Delta l i^*(\delta i^3 / 12))$					
24	$l x = [\Sigma((\delta i^* \Delta l i)^*(z i^2))] + [\Sigma(\Delta l i^*(\delta i^3 / 12))]$					
25	$\Sigma((\delta i^* \Delta l i)^*(x i^2))$					
26	Δl^3					
27	$\Delta l^3 / 12$					
28	$\delta i^*(\Delta l^3 / 12)$					
29	$\Sigma(\delta i^*(\Delta l^3 / 12))$					
30	$l z = [\Sigma((\delta i^* \Delta l i)^*(x i^2))] + [\Sigma(\delta i^*(\Delta l^3 / 12))]$					
31	$M_N / l x$					
32	$\sigma_{Ni} = (M_N / l x)^* z i$					

33	M_t / I_z					
34	$\sigma_{ti} = (M_t / I_z) \cdot x_i$					
35	$\sigma_{wi} = \sigma_{ni} + \sigma_{ti}$ (w narożu krytycznym)					
36	$\nu = R_r / \sigma_{wi}$					
37	M_N					
38	M_t					
39	R_r					

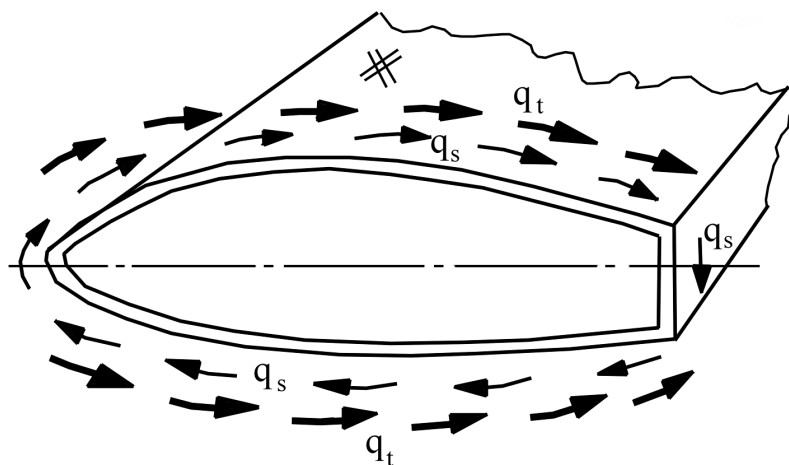
Ścianki pionowe:

Lp.	Oznaczenie / Operacja	1	2	3		n
1	Ścianka					
2	H_i					
3	δ_i					
4	$H_i \cdot \delta_i$					
5	$\Sigma(H_i \cdot \delta_i)$					
6	T_N					
7	$\tau_H = T_N / \Sigma(H_i \cdot \delta_i)$					
8	$\nu_H = R_t / \tau_H$					
9	R_t					



Rys.21.19. Ścianki pionowe

Moment skręcający i siła poprzeczna styczna przejmowane są przez warstwy diagonalne skorupy, które wraz ze ścianką tylną (o grubości zbliżonej do grubości warstw diagonalnych skorupy, z uwagi na fakt, iż ścianka ta przenosi obciążenia od zawiasów, kłap i lotek) tworzą keson. Zanedbując ścianki pionowe, można przyjąć iż skorupa tworzy keson jednoobwodowy (rys.21.20) przejmujący skręcanie i ścinanie styczne, przy czym wielkości wydatków naprężeń stycznych „ q_s ” oraz „ q_t ” określają zależności (21.21) i (21.22). Założenie to stawia rachunek po stronie bezpiecznej. Sposób obliczeń i algorytm podane są w rozdziale 21.2.2.



Rys.21.20. Keson z warstw diagonalnych

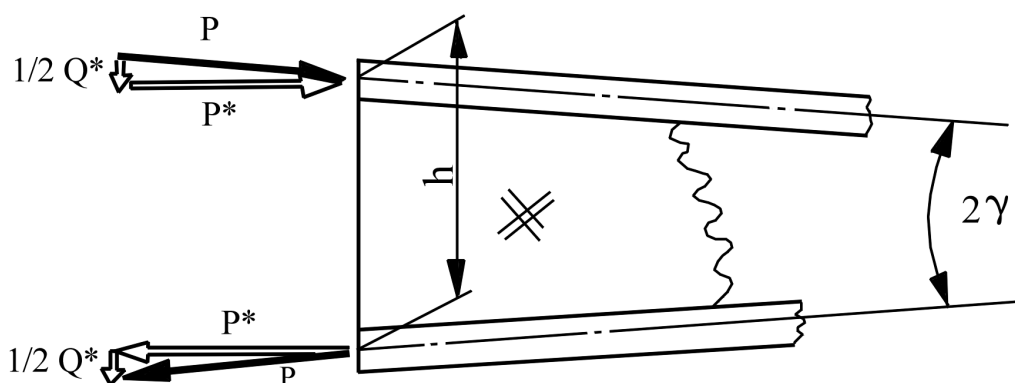
21.4. WPŁYW ZBIEŻNOŚCI

Jeżeli obrys skrzydła nie jest prostokątny, a np. trapezowy wówczas wysokość poszczególnych profili, a więc i dźwigara lub skorupy jest zbieżna wraz z rozpiętością (rys.21.21). Siła rozciągająca pas lub skorupę z warstw równoległych, względnie po drugiej stronie warstwy neutralnej siła ściskająca jest sumą geometryczną siły „ P^* ” wywoływanej momentem gnącym i składowej pionowej „ Q^* ”, która odciąża siłę poprzeczną normalną „ T_N ”. Wówczas do obliczeń należy przyjmować „ułożoną” siłę poprzeczną normalną:

$$T_N^* = T_N - Q^* \quad (21.43)$$

gdzie zgodnie z oznaczeniami na rys.21.21.:

$$Q^* = 2 \cdot \frac{M_N}{h} \cdot \operatorname{tg} \frac{\gamma}{2} \quad (21.44)$$



Rys.21.21. Wpływ zbieżności

21.5. KOMPOZYTOWA STRUKTURA SKRZYDŁA Z DŹWIGAREM

Struktura kompozytowa, podobnie jak drewno posiada ukierunkowane własności wytrzymałościowe.

Do przenoszenia naprężeń normalnych służyć będą pasy rovingowe lub tkaniny położone „równolegle” względnie tkaniny z uprzywilejowanym kierunkiem wzdłużnym (silna osnowa i bardzo słaby wątek).

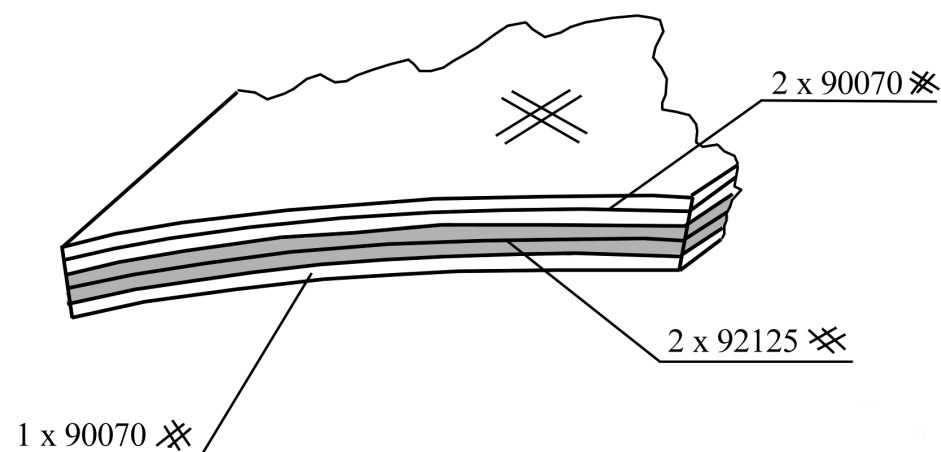
Naprężenia styczne przejmowane są przez tkaniny ułożone diagonalnie (pod kątem 45° do osi skrzydła).

Tablica 24.8. wskazuje na zróżnicowane własności poszczególnych tkanin. Tkaniny diagonalne, przenoszące ścinanie zazwyczaj powstają przez połączenie kilku różnych tkanin w jedną skorupę (rys.21.22). Poszczególne tkaniny przenoszą ścinanie proporcjonalnie do swej sztywności na ścinanie, określonej modulem „G”.

Złożoną skorupę można potraktować obliczeniowo jako jednorodną dokonując redukcji grubości wg zależności:

$$\delta_G = \delta_1 + \delta_2 \cdot \frac{G_2}{G_1} + \delta_3 \cdot \frac{G_3}{G_1} + \dots + \delta_n \cdot \frac{G_n}{G_1} \quad (21.45)$$

gdzie jako podstawową przyjęto tkaninę o grubości „ δ_1 ”.



Rys.21.22. Warstwy diagonalne skorupy

Dla przykładu na rys.21.22. grubość zastępcza skorupy wynosi:

$$\delta_G = 2 \cdot \delta_{92125} + 3 \cdot \delta_{90070} \cdot \frac{G_{90070}}{G_{92125}}$$

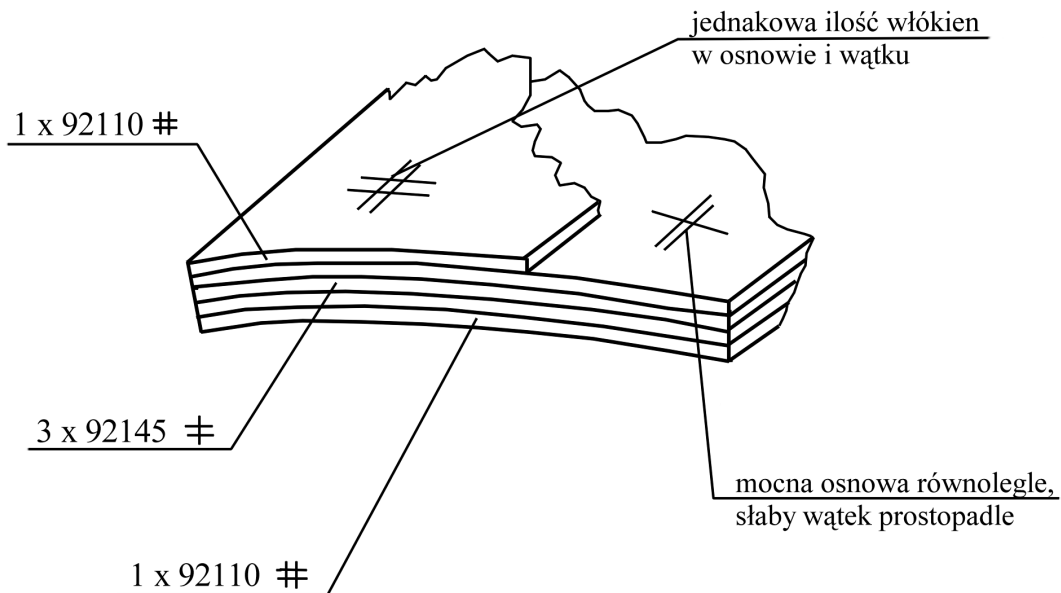
W przypadku tkanin równoległych przenoszących naprężenia normalne redukcja dokonywana jest w odniesieniu do modułu „E”:

$$\delta_E = \delta_1 + \delta_2 \cdot \frac{E_2}{E_1} + \delta_3 \cdot \frac{E_3}{E_1} + \dots + \delta_n \cdot \frac{E_n}{E_1} \quad (21.46)$$

Dla przykładu na rys.21.23 grubość zastępcza skorupy wynosi:

$$\delta_E = 3 \cdot \delta_{92145} + 2 \cdot \delta_{92110} \cdot \frac{E_{92110}}{E_{92145}} \quad (21.47)$$

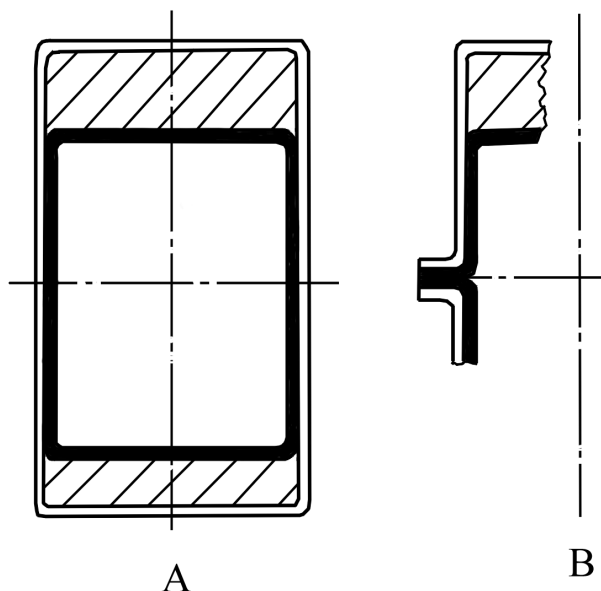
W powyższy sposób dokonuje się niejako „ujednolichenia” materiału skorupy.



Rys.21.23. Warstwy równoległe skorupy

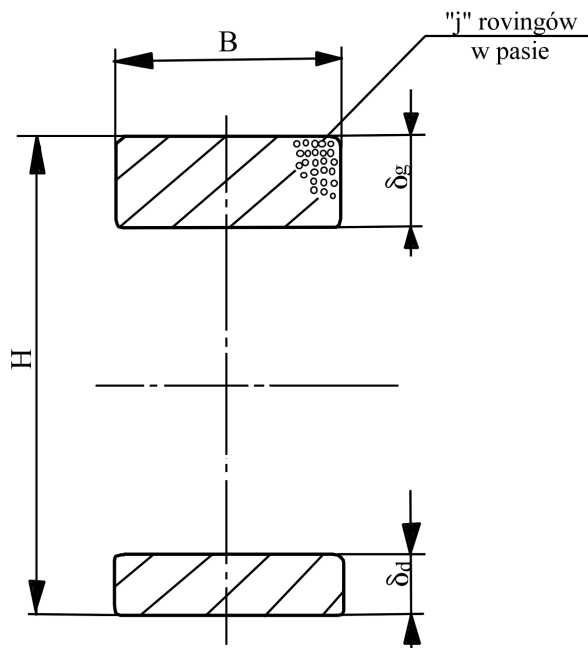
21.5.1. Wytrzymałość dźwigara kompozytowego

Dźwigar kompozytowy (rys.21.24) składa się z pasów oraz ścianki, która powstaje przez „owinięcie” pasów tkaninami w procesie formowania dźwigara (przykład „A”) lub sklejenie jego dwóch połówek w płaszczyźnie podziału na środku ścianki (przykład „B”).

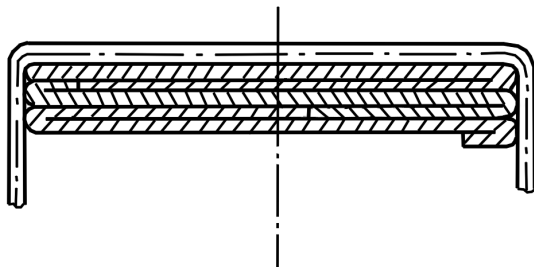


Rys.21.24. Dźwigar kompozytowy

Pas dźwigara kompozytowego zbudowany jest albo z rovingu (rys.21.25) albo z taśm tkaniny o ukierunkowanym układzie włókien tj. silnej osnowie często ze sznurów rovingu i słabym wątku poprzecznym do kierunku głównego. Pas powstaje przez układanie kolejnych taśm tkaniny ukierunkowanej (rys.21.26).



Rys.21.25. Obliczenie pasów dźwigara kompozytowego



Rys.21.26. Pas tkaninowy dźwigara kompozytowego

W przypadku pasa rovingowego, poszczególne sznury rovingu układa się we wiązkach. Jedna wiązka wg stosowanych obecnie technologii układania rovingów, zawiera po 20 lub 10 sznurów rovingu. Najczęściej stosowane są wiązki 20-to rovingowe. Obliczenie pasa w przekroju „y” wzdłuż rozpiętości skrzydła przebiega następująco : Z rysunku konstrukcyjnego należy odczytać ilość wiązek „M” w danym przekroju dźwigara. Ilość sznurów rovingu wynosi w przypadku wiązek 20-to sznurowych:

$$j = 20 \cdot M \quad (21.47)$$

Grubość pasa: przy szerokości „B” (rys.21.25)

$$\delta = \frac{j \cdot f_0}{B} \quad (21.48)$$

Szerokość dźwigara jest stała, zatem identyczny wzór określa grubość pasa dolnego, przy ilości wiązek odczytanych z rysunku dla pasa dolnego.

Po ustaleniu grubości pasów „ δ_g ” i „ δ_d ” należy wyznaczyć siłę pasową:

$$P = \frac{M_N}{h} \quad (21.49)$$

gdzie:

M_N - moment gnący normalny w przekroju „y” skrzydła.

$$h = H - \frac{\delta_g + \delta_d}{2} \quad (21.50)$$

Siła przypadająca na jeden sznur rovingu:

$$P_1 = \frac{P}{j} \quad (21.51)$$

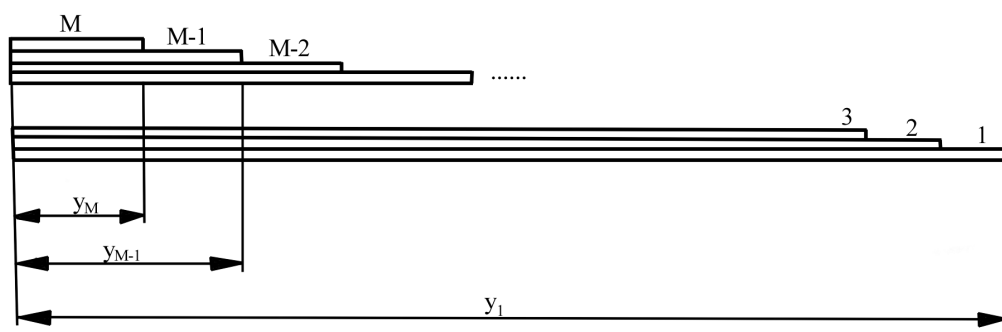
Współczynnik bezpieczeństwa:

$$\nu = \frac{\sigma^*}{P_1} \quad (21.52)$$

gdzie:

σ^* - jest nośnością jednego sznura wg rysunku 20.3 (wykres nośności w funkcji grubości pasa dla $t = 54^\circ\text{C}$)

Jeżeli współczynnik bezpieczeństwa nie osiągnie wymaganej wartości należy zwiększyć ilość rovingu w pasie i rachunek powtórzyć dla nowej geometrii pasa (wzrost grubości „ δ ”). Poszczególne wiązki rovingu układane są w skrzydle w sposób narastający od końcówki do czoła skrzydła (rys.21.27) w sposób przypominający resor. Narastanie ilości wiązek wynika z przebiegu momentu gnącego normalnego i geometrii (wysokości i szerokości) dźwigara.



Rys.21.27. Układanie wiązek wzdłuż dźwigara

Dla ułatwienia obliczeń wygodnie jest sporządzić wykres ilości wiązek rovingu w funkcji rozpiętości dźwigara (rys.21.28) w oparciu o rysunek konstrukcyjny dźwigara.

W przypadku pasa z taśm tkaniny „rovingowej” czyli o ukierunkowanych własnościach rachunek przebiega identycznie z tym, że zamiast ilości wiązek „M”, należy odczytać z rysunku konstrukcyjnego ilość taśm „N”, a następnie wyznaczyć siłę przypadającą na jedną taśmę:

$$P_{1TA} = \frac{P}{N} \quad (21.53)$$

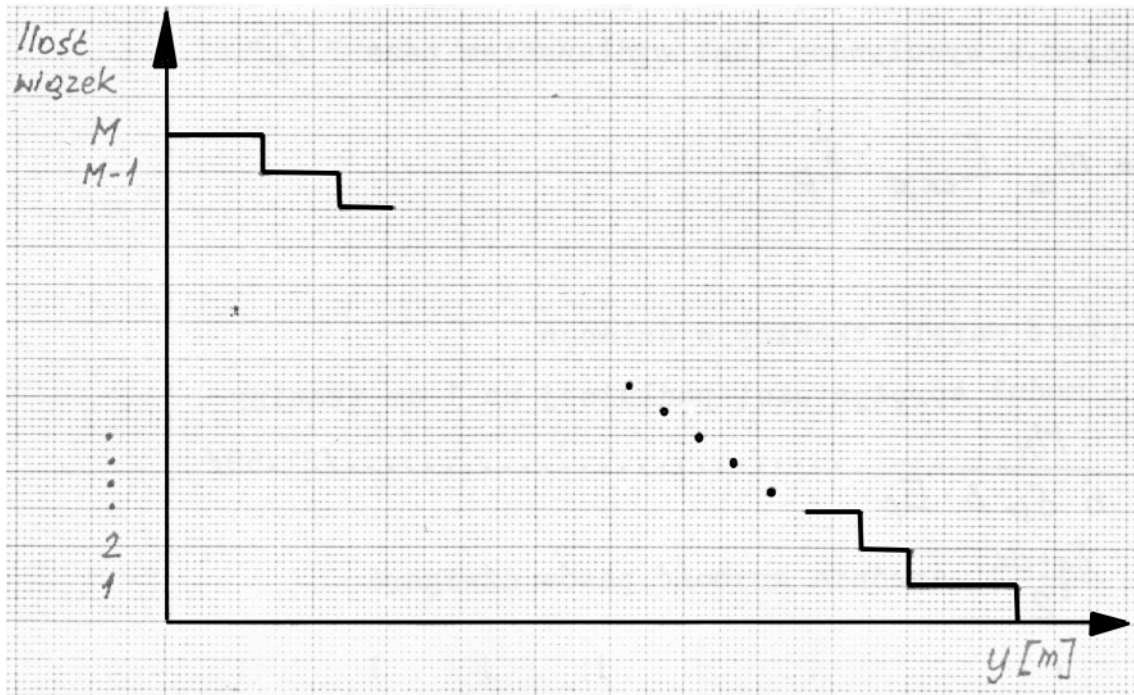
gdzie wartość siły „P” ustala się znając grubość pasa równą:

$$\delta = \frac{N \cdot \delta_{TA} \cdot b_{TA}}{B} \quad (21.54)$$

gdzie:

δ_{TA} - grubość tkaniny taśmy

b_{TA} - szerokość taśmy.



Rys.21.28. Wykres układu wiązek w pasie

Współczynnik bezpieczeństwa:

$$\nu_{TA} = \frac{\sigma_{TA}^*}{P_{1TA}} \quad (21.55)$$

gdzie:

$$\sigma_{TA}^* = b_{TA} \cdot \sigma_1^* \quad (21.56)$$

σ_1^* - nośność 1 cm szerokości tkaniny.

Ścianka dźwigara kompozytowego obciążona jest złożonym układem wydatków naprężeń stycznych i normalnych.

Wydatek naprężeń stycznych pochodzi od ścinania ścianki siłą poprzeczną normalną „ T_N ” o wielkości:

$$q_1 = \frac{T_N}{H} \quad (21.57)$$

oraz wydatek wywołany zbieżnością dźwigara wynosi:

$$q_2 = \frac{2 \cdot M_N}{h} \cdot \frac{\operatorname{tg} \gamma}{H} \quad (21.58)$$

gdzie wielkości „H” i „h” wg rys.21.25 i zależności (21.50), a wielkość „ γ ” wg rys.21.21.

Wydatek naprężeń normalnych zostaje wprowadzony w ściankę poprzez skleinę z pasem, a wywoływany jest wydłużeniem pasa „ ε_p ”.

$$q_3 = m_{tk} \cdot E_{tk.x} \cdot \varepsilon_p$$

gdzie:

m_{tk} - ilość warstw tkaniny w ściance

E_{tk} - moduł sprężystości podłużnej na 1 cm tkaniny

$$\varepsilon_p = \frac{M_N}{h \cdot \delta_{sr} \cdot B \cdot E_p} \quad (21.59)$$

$$\delta_{sr} = \frac{\delta_g + \delta_d}{2} \quad \text{średnia grubość pasów dźwigara}$$

B - szerokość pasa dźwigara

E_p - moduł sprężystości podłużnej materiału pasa.

Ponadto ściskanie międzypasowe ścianki jest powodem powstania wydatku naprężeń normalnych:

$$q_4 = \frac{2 \cdot M_N}{h^2} \cdot \varepsilon_p \quad (21.60)$$

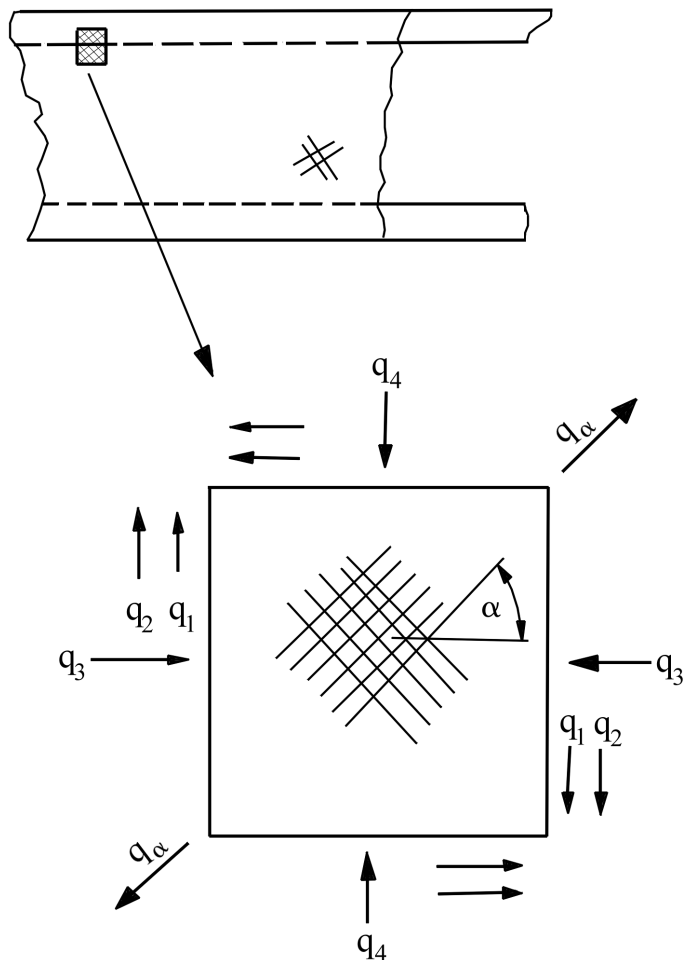
Sposób działania poszczególnych wydatków przedstawiono na rysunku 21.29.

Naprężenie działające wzdłuż włókien:

$$q_\alpha = q_4 \cdot \sin^2 \alpha + q_3 \cdot \cos^2 \alpha + 2 \cdot (q_1 + q_2) \cdot \sin 2\alpha \quad (21.61)$$

Ponieważ włókna w ściance przebiegają diagonalnie, więc $\alpha=45^\circ$, stąd $\sin^2 \alpha = 0,5 = \cos^2 \alpha$, $\sin 2\alpha = 1$, wobec tego:

$$q_\alpha = 0,5 \cdot (q_3 + q_4) + q_1 + q_2 \quad (21.62)$$



Rys.21.29. Układ wydatków naprężeń w ścianie dźwigara

Współczynnik bezpieczeństwa:

$$\nu = \frac{R_r^*}{q_\alpha} \text{ lub } \frac{R_c^*}{q_\alpha} \quad (21.63)$$

zależnie od znaku (rozciąganie, ściskanie) wydatku „ q_α ”. Na rysunku 21.29 przedstawiono sytuację w okolicy pasa górnego, który jest ściskany (stąd q_3 jest ujemne). Ściskanie międzypasowe z natury tworzy wydatek q_4 ujemny. Wynikowy wydatek wzdłuż włókien, zależnie od znaków wydatków składowych i kierunku przekątnej może być ujemny lub dodatni, stąd przy współczynniku bezpieczeństwa należy odnieść się do „ R_r^* ” lub „ R_c^* ”. Algorytm obliczeń w tab.21.5.

Tab.21.5. Algorytm obliczania dźwigara kompozytowego z rovingu i tkanin



Tab.21.5.xls

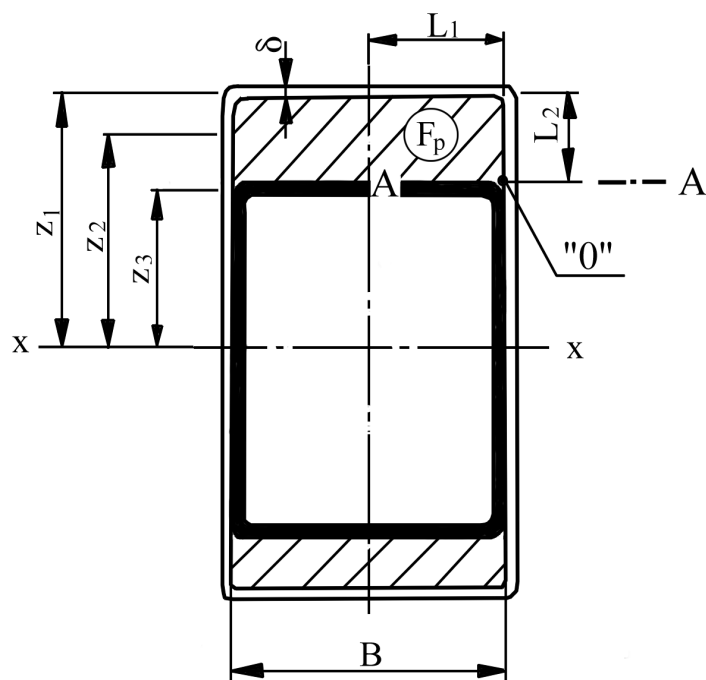
Lp.	Oznaczenie / Operacja	1	2	3		n
1	y					
2	H					
3	δg					
4	δd					
5	$\delta_{sr} = 0,5 * (\delta g + \delta d)$					
6	$h = H - \delta_{sr}$					

7	M_N					
8	$P = M_N / h$					
9	j					
10	$P_1 = P / j$					
11	σ^* (wg wykresu z rys.20.3)					
12	$\nu = \sigma^* / P_1$					
13	T_N					
14	$q_1 = T_N / H$					
15	$2 \cdot M_N / h$					
16	$\text{tg} \gamma / 2$					
17	$q_2 = 2 \cdot M_N / h \cdot (\text{tg} \gamma / 2)$					
18	$\delta_{sr} \cdot h$					
19	B					
20	$B \cdot E_p$					
21	$(\delta_{sr} \cdot h) \cdot (B \cdot E_p)$					
22	$\epsilon_p = M_N / ((\delta_{sr} \cdot h) \cdot (B \cdot E_p))$					
23	m_{tk}					
24	$E_{tk} \cdot m_{tk}$					
25	$q_3 = \epsilon_p \cdot (E_{tk} \cdot m_{tk})$					
26	h^2					
27	$2 \cdot M_N / (h^2)$					
28	$q_4 = \epsilon_p \cdot (2 \cdot M_N / h^2)$					
29	$0,5 \cdot (q_1 + q_2)$					
30	$q_3 + q_4$					
31	$q_\alpha = (0,5 \cdot (q_1 + q_2)) + (q_3 + q_4)$					
32	$\nu = R_{c(r)} / q_\alpha$					
33	E_p					
34	H					
35	γ					
36	$E_{tk} \cdot x$					
37	$R_{c(r)}$					

Ważną wielkością, która może zdecydować o wytrzymałości dźwigara jest ścinanie międzywarstwowe, powodujące „rozszczepienie się” poszczególnych sznurów rovingu lub ścięcie ścianek. Zagadnienie ścisłego modelu zniszczenia jest złożone i dokładny rachunek jest skomplikowany (B.Jancelewicz: „Uproszczona analiza wytrzymałościowa struktur kompozytowych w złożonym stanie obciążeń przy użyciu zastępczych modeli izotropowych”, Technika Lotnicza i Astronautyczna Nr 3, 6 i 7/1985).

Ponieważ jednak obliczenia noszą charakter inżynierski i służą do zwymiarowania konstrukcji, a dowodem wytrzymałościowym jest próba statyczna, można do zagadnienia podejść w sposób przybliżony szacując wielkość ścinania międzypasowego w oparciu o formułę określającą wydatek tego ścinania jako:

$$q_{mp} = A \cdot B \quad (21.64)$$



Rys.21.30. Obliczanie ścinania międzywarstwowego

Zgodnie z oznaczeniami na rys.21.30:

$$A = T_N \cdot \frac{S_x}{I_x} \quad (21.65)$$

gdzie:

T_N - siła poprzeczna normalna

I_x - moment bezwładności całego przekroju dźwigara

$$S_x = F_p \cdot z_2 + \delta L_1 \cdot z_1 + \delta L_2 \cdot z_2$$

Natomiast wyrażenie „B” wynosi:

dla pasa rovingowego:

$$B_p = \frac{F_p \cdot G_p}{F_p \cdot G_p + \delta \cdot (L_1 + L_2) \cdot G_s} \quad (21.66)$$

dla ścianki:

$$B_s = \frac{\delta (L_1 + L_2) \cdot G_s}{F_p \cdot G_p + \delta \cdot (L_1 + L_2) \cdot G_s} \quad (21.67)$$

gdzie „ G_p ” i „ G_s ” są modułami odkształcenia postaciowego odpowiednio pasa i ścianki.

Powyższe wzory dotyczą punktu „0”, w którym należy się spodziewać krytycznej wartości ścinania.

Naprężenie tnące w pasie:

$$\tau_p = \frac{A \cdot B_p}{B} \quad (21.68)$$

i w ściance:

$$\tau_s = \frac{A \cdot B_s}{\delta} \quad (21.69)$$

Współczynnik bezpieczeństwa w pasie na ścinanie międzywarstwowe wynosi:

$$\nu_p = \frac{R_{t.kl}}{\tau_p} \quad (21.70)$$

gdzie:

$R_{t.kl} \cong 700 \text{ N/cm}^2$ jest wytrzymałością skleiny pomiędzy sznurami rovingu, dokonanej przez kompozycję laminującą.

W ścianie dźwigara naprężenie styczne od ścinania międzywarstwowego wywoła wydatek:

$$q_s = \tau_s \cdot \delta \quad (21.71)$$

który jest dalszym składnikiem w sumie wydatków (21.62).

Współczynnik bezpieczeństwa określa nadal formuła (21.63).

21.5.2. Wytrzymałość kesonu

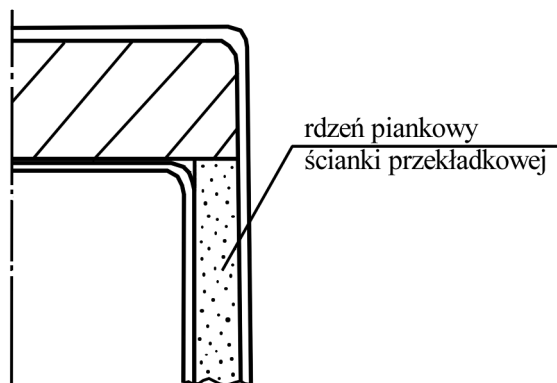
Wytrzymałość kesonu kompozytowego wymaga obliczeń identycznych jak w przypadku sklejki, z tym że grubość skorupy kesonu należy określić w oparciu o zależność (21.45).

Przebieg obliczeń podano w rozdziale 21.2 dla kesonu jedno- i dwuobwodowego, przy dźwigarowym typie konstrukcji skrzydła.

Kompozyt, jako tworzywo względnie młode, nie został jeszcze przebadany tak kompletnie jak drewno czy metal. Dlatego brak dotąd wzorów empirycznych, podobnych do (21.17), (21.18) czy (21.27), określających wielkość naprężeń krytycznych w ścianie lub pokryciu kesonu. Rachunek teoretyczny jest również bardzo skomplikowany i praktycznie niedostępny w praktyce inżynierskiej.

Z powyższych względów, dla zabezpieczenia się przed przedwczesną utratą stateczności ścianek i powłok stosuje się z reguły struktury przekładkowe z rdzeniami piankowymi z poliuretanu lub poliwinylu (rys.21.31).

Jakkolwiek struktury przekładkowe są bardzo korzystne z punktu widzenia sztywności skorupy na wyboczenie, to jednak czynnikiem niekorzystnym jest fakt znacznie trudniejszego remontu uszkodzeń w strukturze przekładkowej w stosunku do litej skorupy kompozytowej.



Rys.21.31. Przekładkowa budowa ścianki dźwigara

21.6. KOMPOZYTOWA STRUKTURA SKRZYDŁA SKORUPOWEGO

Obliczenia kompozytowej struktury są takie same jak w przypadku skorupy sklejkowej (rozdział 21.3) z tą różnicą iż należy dokonać obliczenia zastępczych grubości skorupy, a więc zgodnie z formułą (21.46) dla warstw o włóknach równoległych przejmujących zginanie, oraz wg formuły (21.45) dla warstw diagonalnych tworzących keson i ścianki.

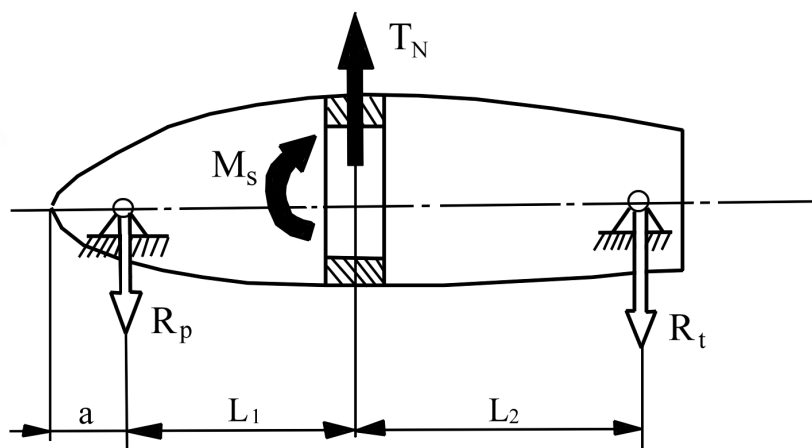
W przypadku skorup przekładkowych, rdzeń piankowy obliczeniowo traktuje się jako nienośny. Sprawdzenia jednak wymaga wartość ścinania pomiędzy okładziną a rdzeniem, przy czym decyduje tutaj wytrzymałość pianki na ścinanie, której wartość zależy od rodzaju zastosowanego tworzywa pianki.

21.7. ŻEBRO ZAMYKAJĄCE

21.7.1. Obciążenia żebra zamykającego

Żebro zamykające przejmuje ze skrzydła siłę poprzeczną normalną wprowadzoną weń za pośrednictwem ścianki dźwigara oraz moment skręcający wprowadzany wydatkiem naprężeń wzdłuż obwodu żebra.

Obciążenia zewnętrzne (rys.21.32) odbierane są przez reakcje zamocowania skrzydła do kadłuba za pośrednictwem żebra, do którego przymocowane są okucia mocujące.



Rys.21.32. Obciążenie żebra zamykającego

Wartość reakcji w okuciach wynosi:

$$R_p = T_N \cdot \frac{L_2}{L_1 + L_2} + \frac{M_s}{L_1 + L_2} \quad (21.72)$$

$$R_t = T_N \cdot \frac{L_1}{L_1 + L_2} - \frac{M_s}{L_1 + L_2} \quad (21.73)$$

Z wytrzymałościowego punktu widzenia żebro stanowi belkę obciążoną siłą poprzeczną „ T_N ”, momentem skręcającym wprowadzonym za pośrednictwem wydatków „ q_1 ” oraz „ q_2 ” i

reakcjami „ R_p ” i „ R_t ” (rys.21.33). Dla uproszczenia obliczeń można przyjąć iż na ogół struktura kesonu jest taka, iż $q_1 = q_2 = q$.

Moment gnący w przekroju „x” wynosi:

$$M_{gx} = q \cdot 2 \cdot F_x - R_p \cdot (x - a) + T_N \cdot (x - L_1 - a) \quad (21.74)$$

oraz towarzysząca mu siła poprzeczna:

$$T_x = q \cdot H_x - R_p + T_N \quad (21.75)$$

Siłę poprzeczną na końcu belki zamyka reakcja „ R_t ”.

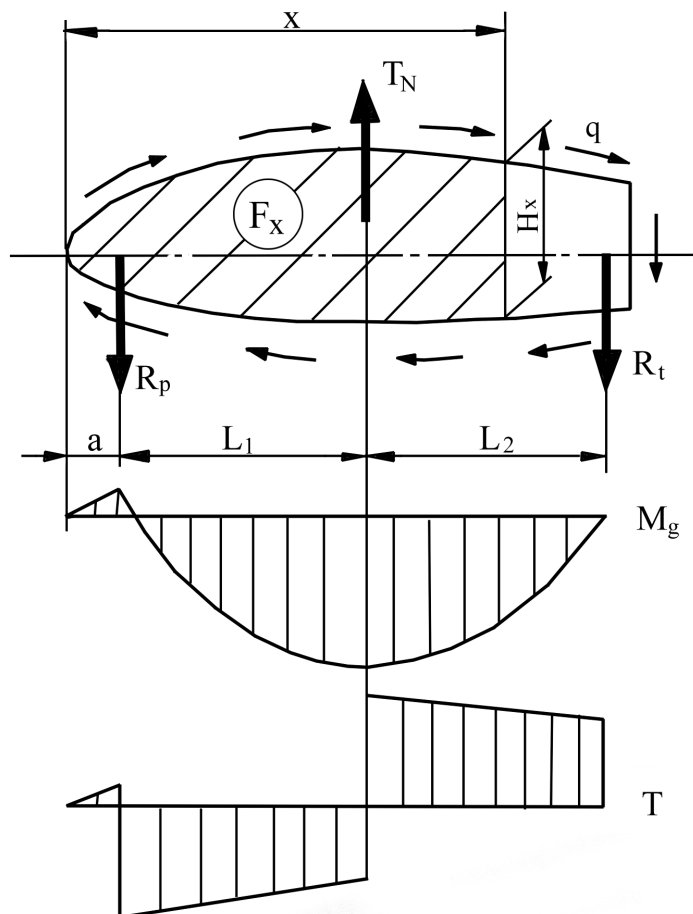
Algorytm obliczania momentu gnącego i siły poprzecznej na zębrze podano w tab.21.6.

Tab.21.6. Obliczanie momentu gnącego i siły poprzecznej na zębrze zamykającym skrzydła



Lp.	Oznaczenie / Operacja	1	2	3		n
1	x					
2	F_x					
3	$2 \cdot q \cdot F_x$					
4	x-a					
5	$R_p \cdot (x-a)$					
6	$L_1 - a$					
7	$x - (L_1 - a)$					
8	$T_N \cdot (x - (L_1 - a))$					
9	$M_{gx} = 2 \cdot q \cdot F_x + R_p \cdot (x-a) + T_N \cdot (x - (L_1 - a))$					
10	H_x					
11	$q \cdot H_x$					
12	$q \cdot H_x - R_p$					
13	$T_x = q \cdot H_x - R_p + T_N$					
14	q					
15	R_p					
16	T_N					
17	a					
18	L_1					

Żebro zamykające w skrzydle drewnianym wykonywane jest z drewna, natomiast w konstrukcjach kompozytowych z kompozytu lub kombinacji kompozytu z drewnem lub metalem.



Rys.21.33. Moment gnący i siła poprzeczna na żebrze

21.7.2. Żebro zamykające drewniane

Przykład rozwiązania konstrukcyjnego żebra drewnianego pokazano na rys.21.34. Żebro posiada pasy sosnowe lub świerkowe i ściankę sklejkową. Przy niezbyt wysokim obciążeniu żebra w ścianie mogą być wycięte otwory ulżeniowe.

Przyjmując oznaczenia wg rys.21.34, naprężenie w pasie żebra wynosi:

$$\sigma = \frac{P}{B \cdot \delta_p} \quad (21.76)$$

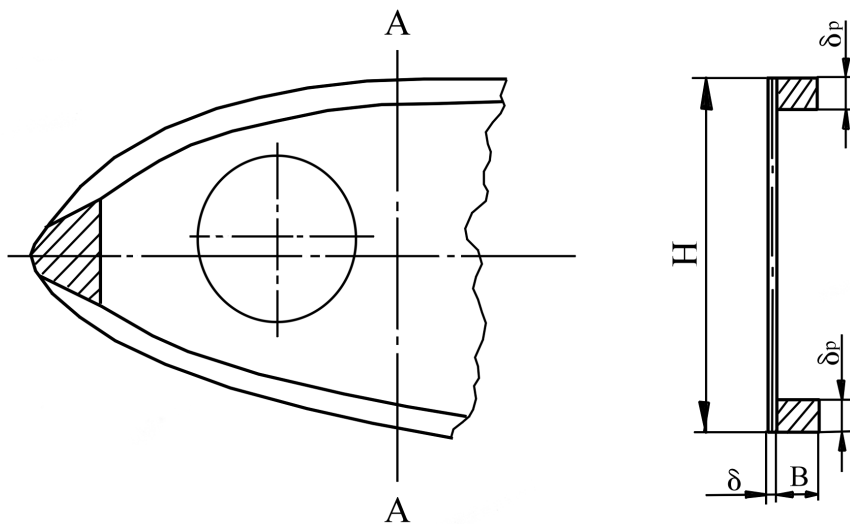
gdzie siła pasowa:

$$P = \frac{M_{gx}}{H - \delta_p} \quad (21.77)$$

Współczynnik bezpieczeństwa:

$$\nu = \frac{R_c}{\sigma} \quad (21.78)$$

gdzie „ R_c ” jest wytrzymałością drewna pasa żebra na ściskanie (decyduje pas ściskany).



Rys.21.34. Żebro zamykające drewniane

Naprężenia tnące w ściance:

$$\tau_H = \frac{T_X}{H \cdot \delta} \quad (21.79)$$

Współczynnik bezpieczeństwa:

$$\nu = \frac{R_{t,x}}{\tau_H} \quad (21.80)$$

Jeżeli w ściance wykonano otwór ulżeniowy, wówczas naprężenie ścinające w ścianie, przy średnicy otworu „d” wynosi:

$$\tau_H = \frac{T_X \cdot \beta}{(H - d) \cdot \delta} \quad (21.81)$$

gdzie „β” jest współczynnikiem koncentracji naprężeń przy otworze. Przyjęcie β=1,5 stawia rachunek po stronie zbliżonej do warunków rzeczywistych.

Z kolei należy sprawdzić wytrzymałość sklein łączących żebro ze ścianką dźwigara i z pokryciem (rys.21.35).

Naprężenie w skleinie żebra ze ścianką (za pośrednictwem pionowego klocka):

$$\tau_{1kl} = \frac{T_X}{H \cdot b_1} \quad (21.82)$$

i w skleinie żebra z pokryciem:

$$\tau_{2kl} = \frac{q}{b_2} \quad (21.83)$$

Przy wymaganym współczynniku bezpieczeństwa „ν” oraz wytrzymałości skleiny $R_{kl} = 400 \text{ N/cm}^2$ można wyznaczyć konieczną szerokość żebra:

$$b_2 = \frac{\nu \cdot q}{R_{kl}} \quad (21.84)$$

i szerokość klocka:

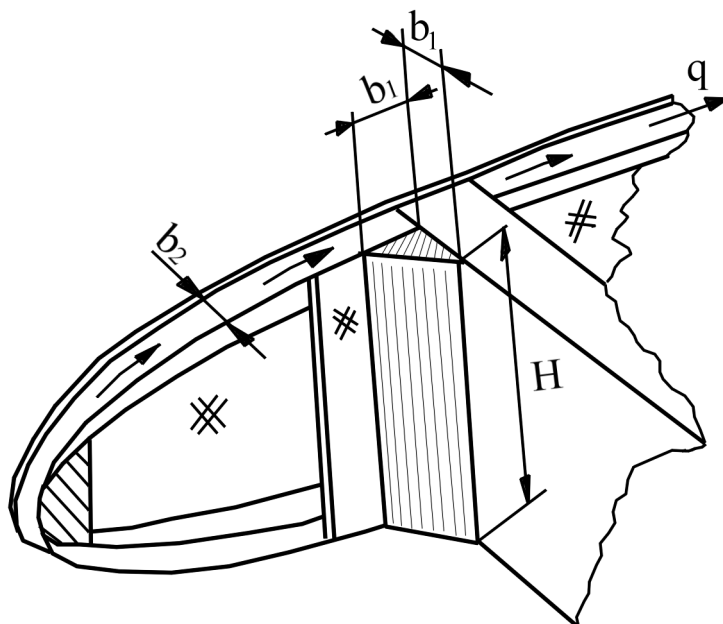
$$b_1 = \frac{\nu \cdot T_x}{H \cdot R_{kl}} \quad (21.85)$$

Algorytm obliczeń podano w tab.21.7.

Tab.21.7. Algorytm obliczeń żebra drewnianego



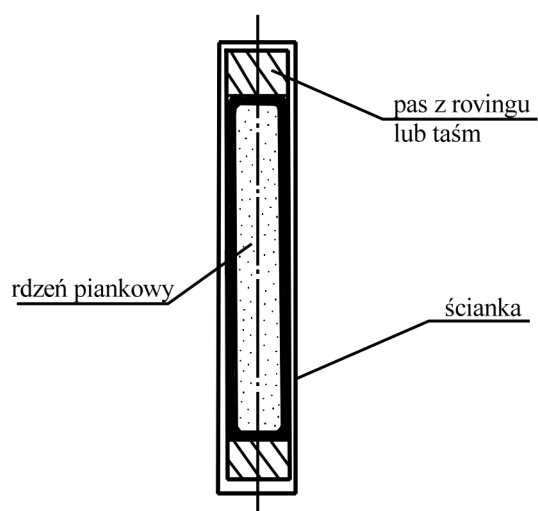
Lp.	Oznaczenie / Operacja	1	2	3		n
1	x					
2	M _{gx}					
3	B					
4	δ _p					
5	B*δ _p					
6	H					
7	H - δ _p					
8	P = M _{gx} / (H - δ _p)					
9	σ = P / B					
10	ν _{pasa} = R _c / σ					
11	T _x					
12	H*δ					
13	τ _H = T _x / (H*δ)					
14	ν _{ścianki} = R _t x / τ _H					
15	R _c					
16	R _t x					
17	δ					



Rys.21.35. Połączenie klejowe żebra ze ścianką dźwigara i pokryciem

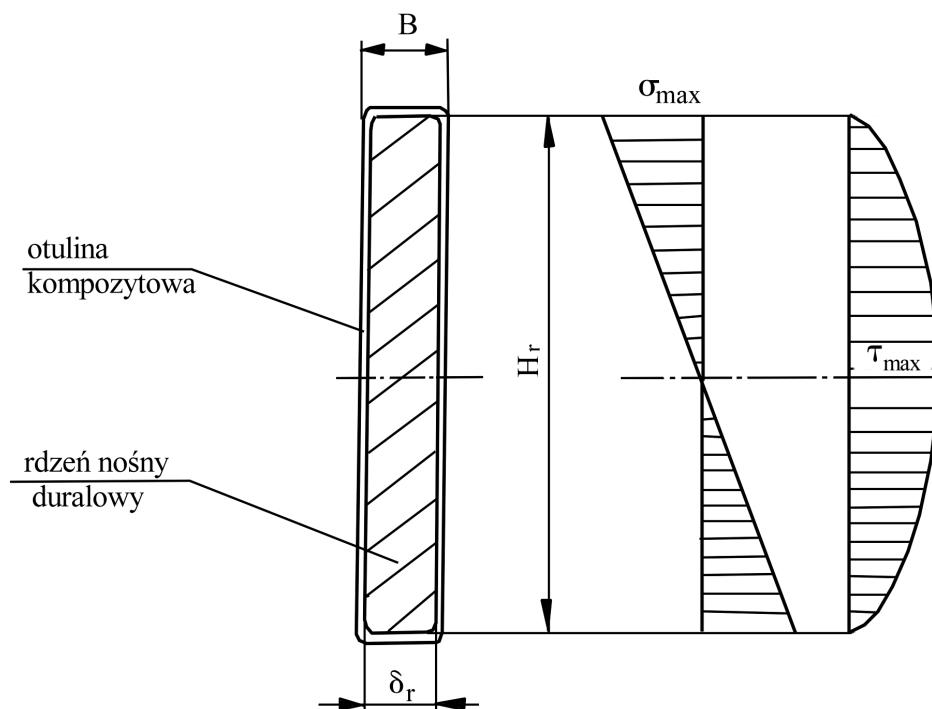
21.7.3. Żebro zamykające kompozytowe

Żebro zamykające kompozytowe posiada budowę podobną do dźwigara. Przekrój poprzeczny takiego żebra pokazano na rys.21.36. Z uwagi na konieczność zapewnienia dostatecznej sztywności stosuje się tutaj z reguły strukturę przekładkową.



Rys.21.36. Przekrój żebra kompozytowego

Rdzeń stanowi element nienośny, zatem struktura żebra jest identyczna jak dźwigara, zatem obliczenia wytrzymałościowe należy prowadzić wg zależności podanych w rozdziale 21.5.1. Często jednak z racji silnego obciążenia żebra i wymaganej sztywności żebro buduje się nakładając „otulinę” kompozytową na rdzeń z grubej blachy duralowej (6 do 8 mm), którą traktuje się jako nienośną, natomiast całe obciążenia przejmuje rdzeń (rys.21.37).



Rys.21.37. Żebro z rdzeniem duralowym

Napężenie wywołane momentem gnącym, zgodnie z oznaczeniami na rys.21.37:

$$\sigma = \frac{6 \cdot M_{gx}}{\delta_r \cdot H_r^2} \quad (21.86)$$

a współczynnik bezpieczeństwa wynosi:

$$\nu = \frac{R_{r.duralu}}{\sigma} \quad (21.87)$$

Napężenie od ścinania:

$$\tau = \frac{T_X}{H_r \cdot \delta_r} \cdot \beta \quad (21.88)$$

gdzie:

β - współczynnik kształtu przekroju, dla prostokąta równy 1,5

Wydatek napężenia ścinającego:

$$q = \tau \cdot \delta_r \quad (21.89)$$

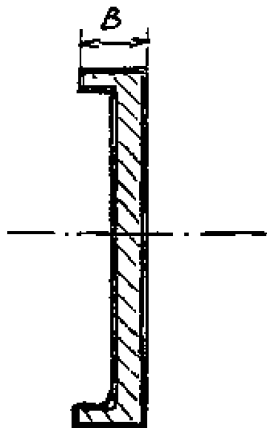
wywołuje w sklecinie żebra z pokryciem napężenie:

$$\tau_{skl} = \frac{q}{B} \quad (21.90)$$

dając współczynnik bezpieczeństwa:

$$\nu = \frac{R_{t.kl}}{\tau_{skl}} \quad (21.91)$$

gdzie $R_{t.kl}=700\text{N/cm}^2$. Może okazać się, iż współczynnik ten będzie niewystarczający, wówczas żebro może wymagać kształtu ceowego (rys.21.38) uzyskując w przekroju poprzecznym zwiększenie szerokości klejenia „B”. Obliczenie jest proste i nie wymaga tabelarycznego podawania algorytmu.



Rys.21.38. Ceowe żebro zamykające.

21.8. OKUCIA SKRZYDŁA

Okucia służą do połączenia skrzydeł między sobą i z kadłubem. W zależności od rozwiązania konstrukcyjnego rozróżnia się dwa podstawowe typy połączenia:

skrzydła lewe i prawe połączone ze sobą, a kadłub podwieszony do nich. Okucia skrzydło-kadłub przejmują tylko obciążenia siłą poprzeczną i momentem skręcającym. Zginanie zamyka się w układzie skrzydeł,

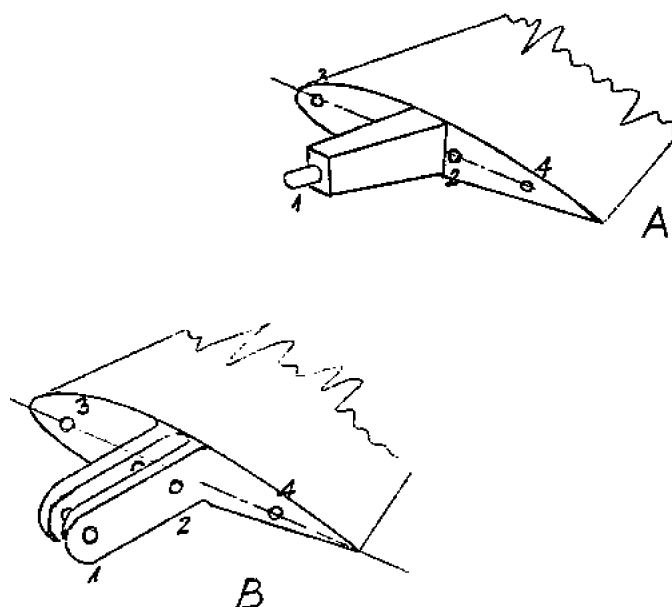
skrzydła łączone są z mostem centralnym w kadłubie, który uczestniczy w przenoszeniu zginania skrzydeł, przejmuje siłę poprzeczną i moment skręcający, przy czym układ posiada okucia główne i tylne o bardziej skomplikowanych funkcjach.

Układ pierwszy jest dzisiaj stosowany najczęściej oferuje bowiem rozwiązania prostsze i lżejsze.

Nie zawsze jednak może on być stosowany, z uwagi na ograniczenia narzucane typem przyjętego rozwiązania konstrukcyjnego węzła skrzydło-kadłub.

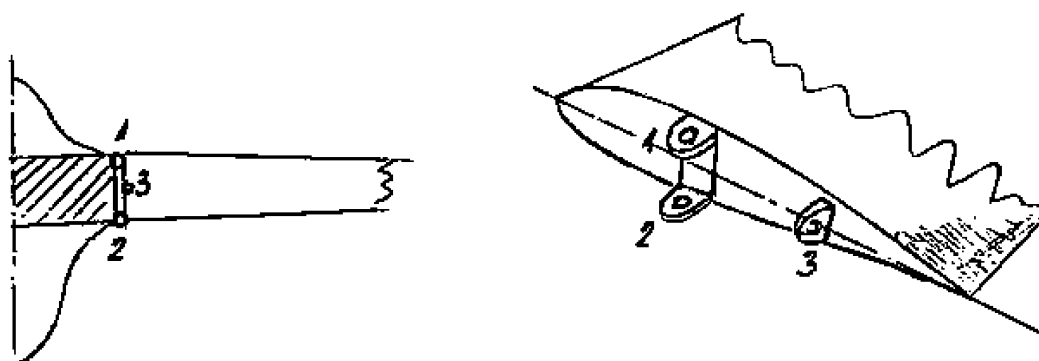
Rozwiązania konstrukcyjne okuć mogą być bardzo różne, z uwagi na konieczność dostosowania ich do konkretnej struktury skrzydła, niemniej jednak posiadają pewne wspólne elementy, których obliczenia wytrzymałościowe opierają się na podstawowych modelach ich pracy.

Typowe rozwiązania okuć w układzie pierwszym t.j. skrzydeł przenoszących zginanie normalne z podwieszonym kadłubem pokazano na rys.21.39. W układzie „A” kikut dźwigara zakończony trzpieniem (1) wchodzi w gniazdo (2) przeciwległego skrzydła i na odwrót, kadłub zaś jest podwieszony na trzpieniach wchodzących w gniazdo przednie (3) i tylne (4). W układzie „B” widłowy kikut dźwigara jednego ze skrzydeł nasuwany jest na pojedynczy kikut drugiego skrzydła. Oba kikuty spinane są dwoma sworzniami o osi poziomej (1) i (2) równoległej do osi podłużnej kadłuba. Podwieszanie jest identyczne jak w przypadku „A”, a więc w gniazdach (3) i (4).



Rys.21.39. Okucia skrzydło-kadłub w układzie kadłuba podwieszanego.

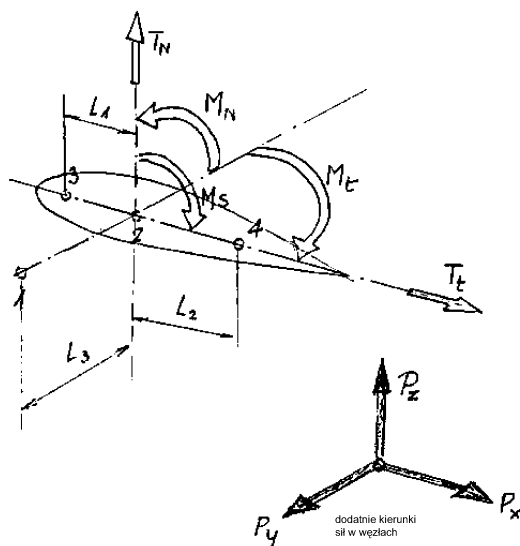
Układ drugi pokazano na rys.21.40. Wszystkie obciążenia ze skrzydeł przejmowane są przez most w centralnej partii kadłuba. Okucia związane z dźwigarem w postaci uszu połączonych z pasami dźwigara górnym i dolnym wchodzi w przeciwokucia widlaste kadłuba i spięte są sworzniem o osi pionowej. Okucie tylne wchodzi również w widlaste okucie kadłuba i połączone jest sworzniem o osi poziomej równoległej do cięciwy skrzydła. Moment gnący normalny przekazywany jest na most w kadłubie przez węzły (1) i (2), siła poprzeczna i moment skręcający przejmowany jest przez węzły (1), (2) i (3).



Rys.21.40. Okucia skrzydło-kadłub z mostem w partii centralnej kadłuba.

21.8.1. Obciążenia okuć

Układ sił obciążających węzły okuć o schemacie wg rys.21.39 pokazano na rys.21.41, z którego oznaczenia wykorzystano w zależnościach poniżej.



Rys.21.41. Obciążenia węzłów okuć w układzie z kadłubem podwieszonym.

Siły w węźle (1):

$$\begin{aligned} P_{x_1} &= 0 \\ P_{y_1} &= 0 \\ P_{z_1} &= -\frac{M_N}{L_3} \end{aligned} \quad (21.91)$$

Siły w węźle(2):

$$\begin{aligned} P_{x_2} &= 0 \\ P_{y_2} &= 0 \\ P_{z_2} &= \frac{M_N}{L_3} \end{aligned} \quad (21.92)$$

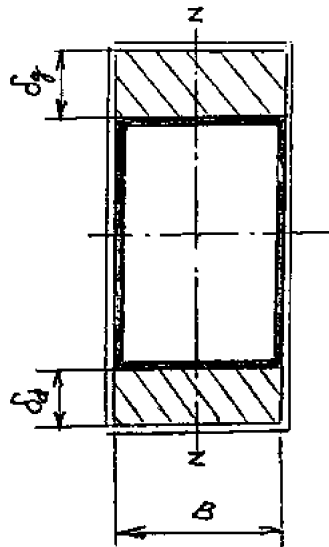
Siły w węźle(3):

$$\begin{aligned} P_{x_3} &= \frac{1}{2}T_t \\ P_{y_3} &= 0 \\ P_{z_3} &= T_N \frac{L_2}{L_1 + L_2} + M_S \frac{1}{L_1 + L_2} \end{aligned} \quad (21.93)$$

Siły w węźle(4):

$$\begin{aligned} P_{x_4} &= \frac{1}{2}T_t \\ P_{y_4} &= 0 \\ P_{z_4} &= T_N \frac{L_1}{L_1 + L_2} - M_S \frac{1}{L_1 + L_2} \end{aligned} \quad (21.94)$$

Moment gnący styczny „ M_t ” przejmowany jest przez zginanie wysięgnika (kikuta) dźwigara względem osi neutralnej, przebiegającej wzdłuż osi symetrii wysięgnika (Rys. 21.42.).



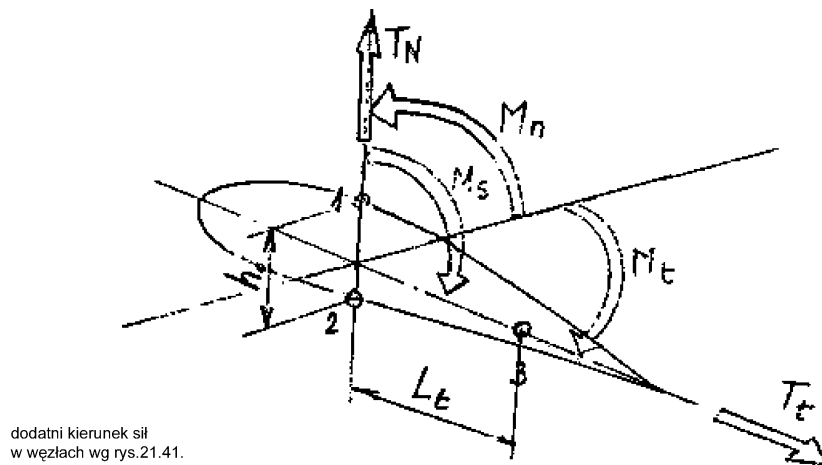
Rys.21.42. Zginanie momentem stycznym.

Przyjmując oznaczenia jak na rysunku 21.42 naprężenie w pasach dźwigara:

$$\sigma_{M_t} = \frac{6M_t}{B^2(\delta_g + \delta_d)} \quad (21.95)$$

sumuje się z naprężeniami od zginania normalnego, powodując dociążenie kikuta.

Układ sił obciążających węzły okuć o schemacie wg rys.21.40, pokazano na rys.21.43.



dodatni kierunek sił
w węzłach wg rys.21.41.

Rys.21.43. Obciążenie węzłów okuć w układzie z mostem w kadłubie.

Przyjmując oznaczenia wg tego rysunku oraz dodatnie kierunki sił wg rys.21.41., siły w poszczególnych węzłach okuć wynoszą:

Siły w węźle (1):

$$P_{x_1} = \frac{1}{4} T_t$$

$$P_{y_1} = \frac{M_N}{h_0} - \frac{M_t}{2L_t} \quad (21.96)$$

$$P_{z_1} = \frac{1}{2} T_N + \frac{1}{2} \frac{M_S}{L_t}$$

Siły w węźle (2):

$$\begin{aligned}
 P_{x_2} &= \frac{1}{4} T_t \\
 P_{y_2} &= -\frac{M_N}{h_0} - \frac{M_t}{2L_t} \\
 P_{z_2} &= \frac{1}{2} T_N + \frac{1}{2} \frac{M_S}{L_t}
 \end{aligned}
 \tag{21.97}$$

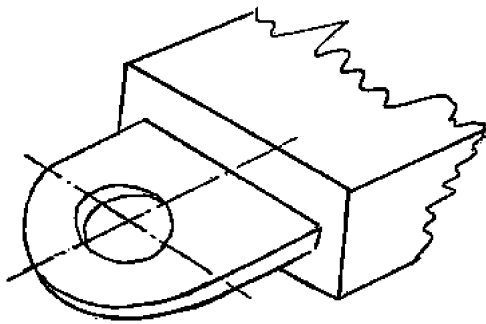
Siły w węźle (3):

$$\begin{aligned}
 P_{x_3} &= \frac{1}{2} T_t \\
 P_{y_3} &= \frac{M_t}{L_t} \\
 P_{z_3} &= -\frac{M_s}{L_t}
 \end{aligned}
 \tag{21.98}$$

Sposób przyjmowania powyższych sił w węzłach zależy od konstrukcyjnego rozwiązania okuć. Metoda obliczeń będzie więc wymagać podejścia indywidualnego, natomiast podane zostaną pewne ogólne zależności i wielkości ułatwiające zaprojektowanie okuć.

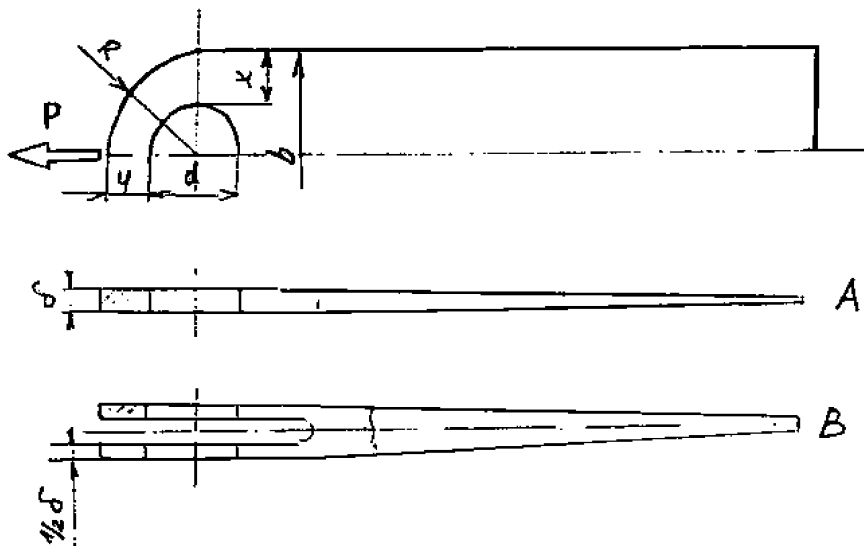
21.8.2 . Wytrzymałość okuć

Typowe okucie przejmujące obciążenie z pasa dźwigara przedstawiono na rys. 21.44.



Rys.21.44. Okucie pasa dźwigara.

Okucie może mieć ucho pojedyncze (układ „A”) lub widłowe (układ „B”). Geometrię okucia podano na rys.21 .45.



Rys.21.45. Geometria okucia pasa dźwigara.

Naprężenie w okuciu odniesione jest do przekroju poprzecznego przez środek otworu prostopadłego do osi podłużnej okucia:

$$\sigma = \frac{P}{K\delta(b-d)} \quad (21.99)$$

gdzie poszczególne oznaczenia podano na rys.21.45.

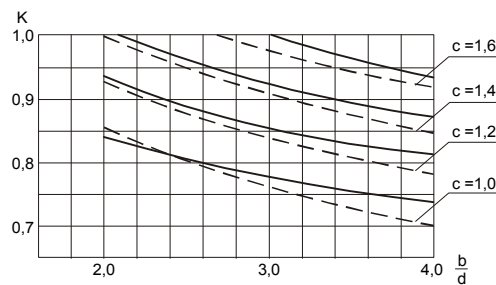
Usytuowanie otworu określa zależność:

$$c = \frac{y}{x} \quad (21.100)$$

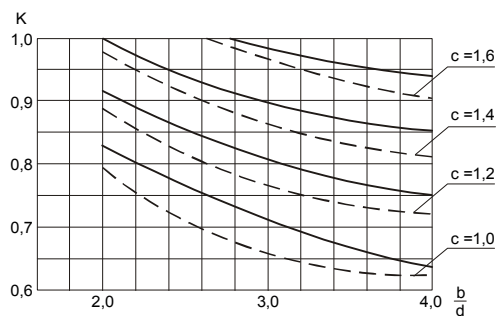
i od niej zależy wielkość współczynnika „K”, którego wielkość w formie zależności:

$$K = f(c, b, d) \quad (21.101)$$

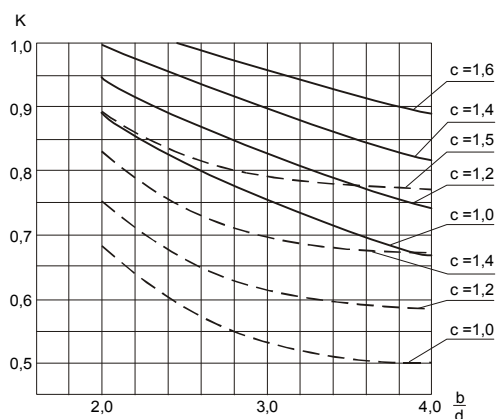
podano na rys.21.46.



Dla stali węglowej normalizowanej



Dla stali stopowej



Dla duralu

Rys.21.46. Współczynnik „K” dla okuć dźwigara.

UWAGA: linia ciągła dla ucha pojedynczego, kreskowana dla widłowego.

Współczynnik bezpieczeństwa okucia:

$$\nu = \frac{R_{Zm}}{\sigma} \quad (21.102)$$

gdzie wielkość „ R_{Zm} ” dotyczy wytrzymałości zmęczeniowej materiału okucia.

Warto zwrócić uwagę iż grubość okucia (rys.21.45) w miarę przekazywania siły z pasa na metal okucia wzrasta, celem zwiększenia płynności zmian sztywności układu pas-okucie.

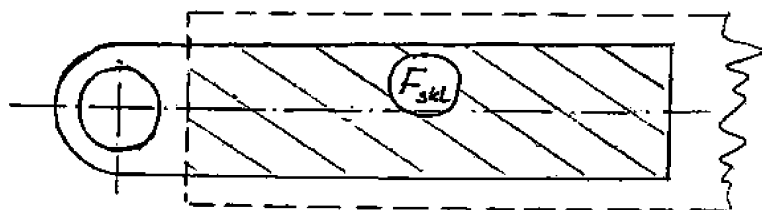
W przypadku gdy łączna grubość obu uszu w układzie widlastym nie jest równa grubości przeciwokucia z uchem pojedynczym, wówczas fakt ten należy uwzględnić w wyrażeniu (21.99).

Połączenie metalu z kompozytem pasa wymaga powleczenia powierzchni okucia warstwą pośredniczącą (zazwyczaj klej BWF-21) dla zapewnienia właściwej adhezji metalu do kompozytu, jeżeli do klejenia zastosowano kompozycję laminującą epidianową.

Naprężenie w skleinie (Rys.21.47) wynosi:

$$\tau_{skl} = \frac{P}{2F_{skl}} \quad (21.103)$$

gdzie „ F_{skl} ” jest powierzchnią skleiny po jednej stronie blachy.



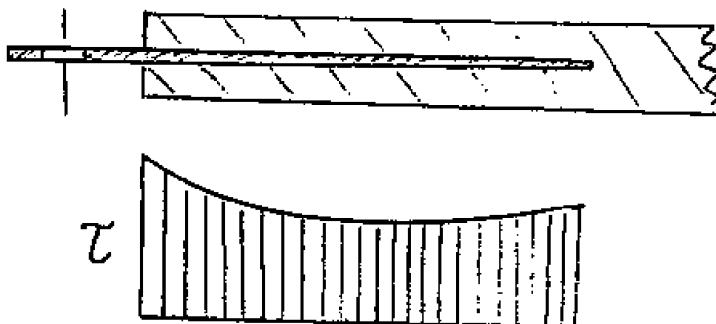
Rys.21.47. Skleina okucia.

Współczynnik bezpieczeństwa klejenia:

$$\nu = \frac{R_{tkl}}{\tau_{skl}} \quad (21.104)$$

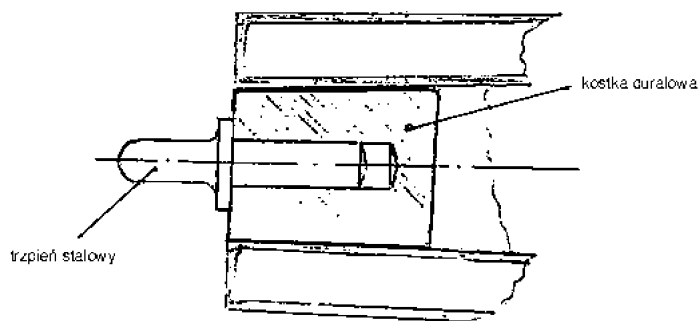
gdzie przy zastosowaniu kompozycji laminującej epidianowej wartość $R_{tkl} = 700 \text{ N/cm}^2$.

W obliczeniu tym założono równomierny rozkład naprężenia ścinającego wzdłuż skleiny, co ma miejsce na poziomie niszczącym. Na poziomie dopuszczalnym naprężenie koncentruje się na początku i na końcu skleiny (Rys.21.48). Łagodzący wpływ na przebieg naprężenia gnącego wywiera zbieżność blachy okucia na partii skleiny, co stopniowo zmienia stosunek sztywności blachy i kompozytu w miarę przekazywania obciążenia z pasa na okucie.



Rys.21.48. Przebieg ścinania wzdłuż skleiny.

Typowe połączenie trzpieniowe dźwigarów pokazano na rys.21.49.

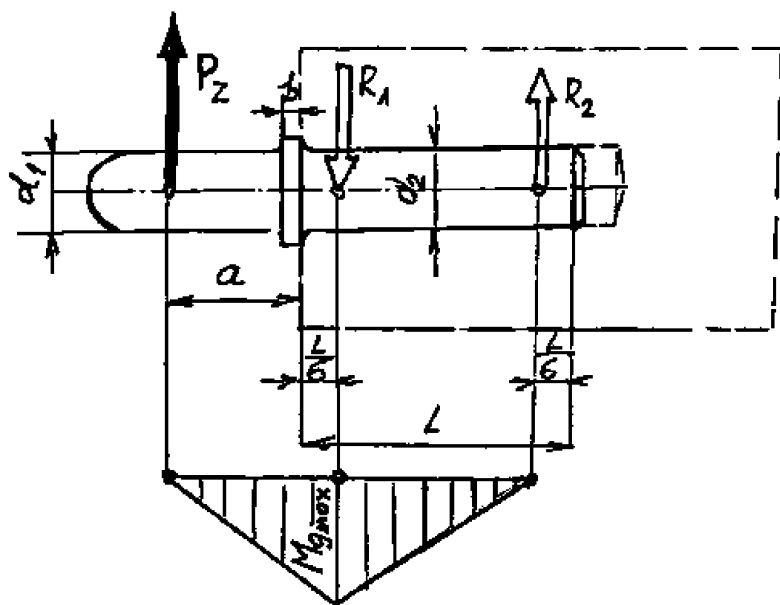


Rys.21.49. Okucie trzpieniowe.

Trząpień wystający z czoła dźwigara wprowadzany jest w gniazdo na żebrze przeciwnego skrzydła.

Trząpień osadzony jest w kostce duralowej, ta z kolei wklejona jest pomiędzy pasy i ścianki kikuta dźwigara.

Siła „ P_z ” powoduje zginanie i ścinanie sworznia.



Rys.21.50. Obciążenie sworznia.

Zgodnie z oznaczeniami na rysunku 21.50. maksymalny moment gnący wysięgnika trzpienia wynosi

$$M_{g \max}^* = P_z(a - b) \quad (21.105)$$

wywołując naprężenie:

$$\sigma_1 = \frac{M_{g \max}^*}{\Pi d_1^3} 32 \quad (21.106)$$

Ścinanie trzpieniowe wywołuje naprężenie:

$$\tau = \beta \frac{P_z}{\Pi d_1^2} 4 \quad (21.107)$$

gdzie $\beta=1,33$ jest współczynnikiem kształtu (dla przekroju kołowego).

Na partii trzpienia osadzonego w kostce maksymalny moment gnący wynosi:

$$M_{g \max} = P_z \left(a + \frac{L}{6} \right) \quad (21.108)$$

i wywołuje naprężenia od zginania:

$$\sigma_2 = \frac{M_{g \max}}{\Pi d_2^3} 32 \quad (21.109)$$

Ścinanie powodowane na tej partii trzpienia reakcją „ R_2 ” wynosi:

$$\tau = \beta \frac{R_2}{\Pi d^2} 4 \quad (21.110)$$

gdzie:

$$R_2 = \frac{a + \frac{L}{6}}{L - \frac{L}{6}} P_z = P_z \frac{6a + L}{5L} \quad (21.111)$$

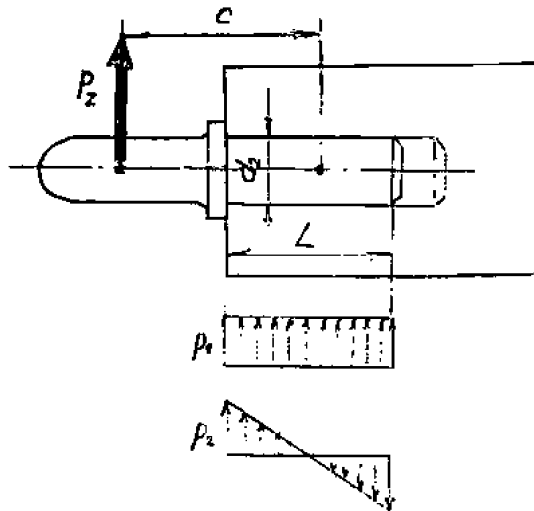
Współczynnik bezpieczeństwa należy odnieść do „ R_t ” i „ R_t ” stali zastosowanej na trzpień. Docisk w kostce duralowej zgodnie z rys.21.51. wynosi:

$$p = p_1 + p_2 = P_z \left(\frac{1}{Ld_2} + \frac{6c}{L^2 d_2} \right) \quad (21.112)$$

Współczynnik bezpieczeństwa:

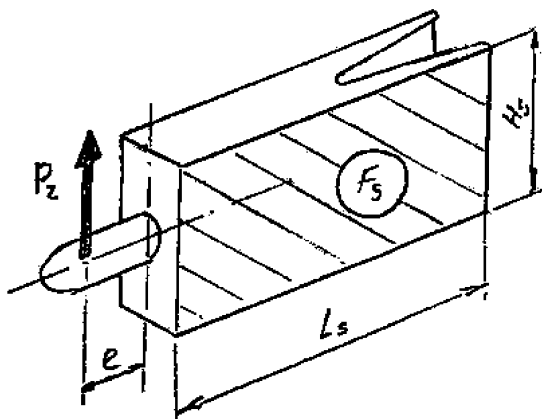
$$\nu = \frac{R_{cdur}}{p} \quad (21.113)$$

gdzie „ R_{cdur} ” jest wytrzymałością duralu na ściskanie.



Rys.21.51. Docisk trzpienia do kostki.

Kostka wklejona jest w kikut dźwigara poprzez powierzchnie boczne kostki „ F_s ” po obu stronach. (Rys.21.52).

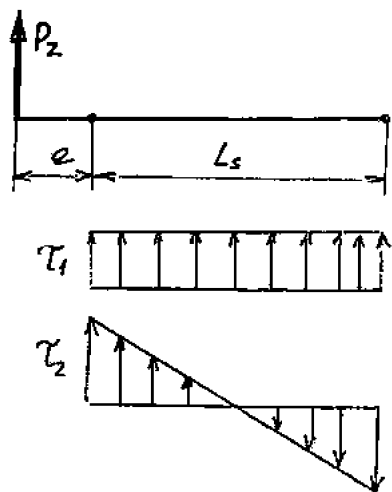


Rys.21.52. Skleina kostki ze ściankami kikuta dźwigara.

Przyjmując oznaczenia tego rysunku wielkość naprężenia stycznego (Rys.21.53) na bokach kostki wynosi:

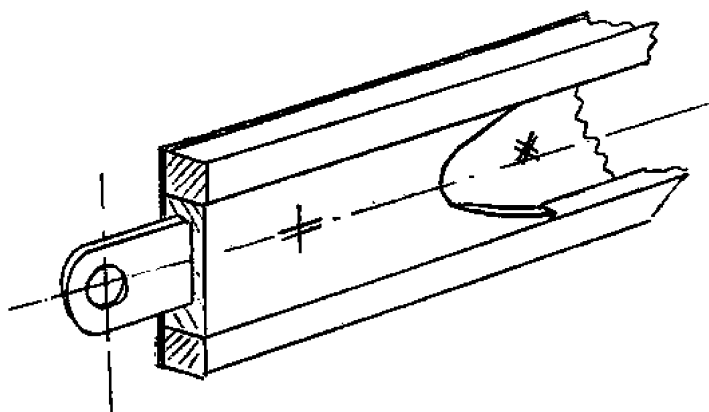
$$\tau = \tau_1 + \tau_2 = P_z \left(\frac{1}{2F_s} + 3 \frac{e + \frac{L}{2}}{F_s L} \right) \quad (21.114)$$

Współczynnik bezpieczeństwa skleiny wg zależności (21.104).



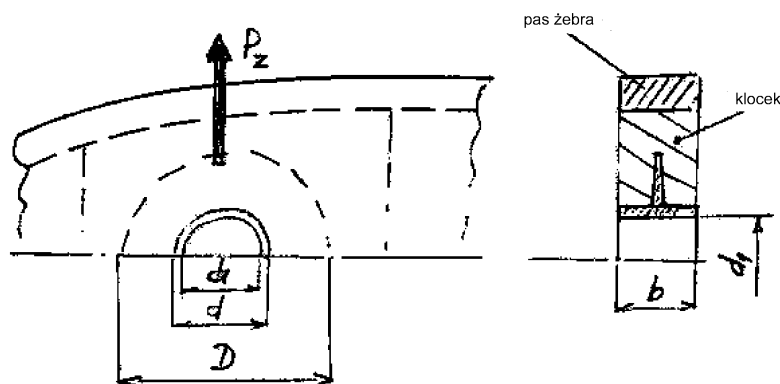
Rys.21.53. Naprężenia tnące w sklecinie kostki.

Okucie dźwigarka tylnego w przypadku układu okuć z mostem w kadłubie, wygląda podobnie jak okucie pasa dźwigara, z tym, że ustawione jest pionowo (Rys.21.54) i wklejone do dźwigarka tylnego za pośrednictwem klocka z rowingu lub tkanin rowingowych.



Rys.21.54. Okucie dźwigarka tylnego.

Obliczenie okucia dźwigarka tylnego przebiega tak samo jak obliczenie okucia pasa dźwigara. Okucie trzpieniowe wsuwane jest w gniazdo zamocowane na żebrze przeciwnego skrzydła, poprzez wklejenie pierścienia z łożyskiem (najczęściej kulowym) lub tuleją (Rys.21.55).



Rys.21.55. Gniazdo w zebrze dla trzpienia.

Powierzchnia klejenia pierścienia: zgodnie z oznaczeniami wyżej podanego rysunku:

$$F_{kl} = \frac{\Pi}{4} (D^2 - d^2) \quad (21.115)$$

Naprężenie tnące w skleinie (po obu stronach pierścienia):

$$\tau = \frac{P_z}{2F_{kl}} \quad (21.116)$$

Współczynnik bezpieczeństwa wg zależności (21.104).

Docisk trzpienia do tulei:

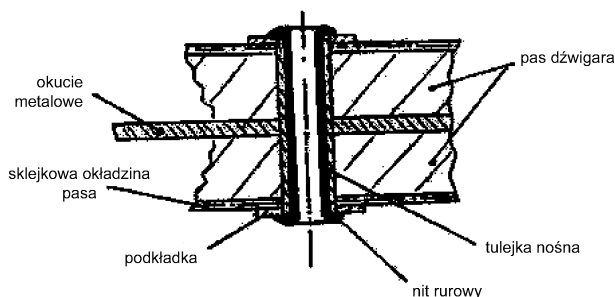
$$p = \frac{P_z}{bd_1} \quad (21.117)$$

Współczynnik bezpieczeństwa:

$$\nu = \frac{R_{cw}}{p} \quad (21.118)$$

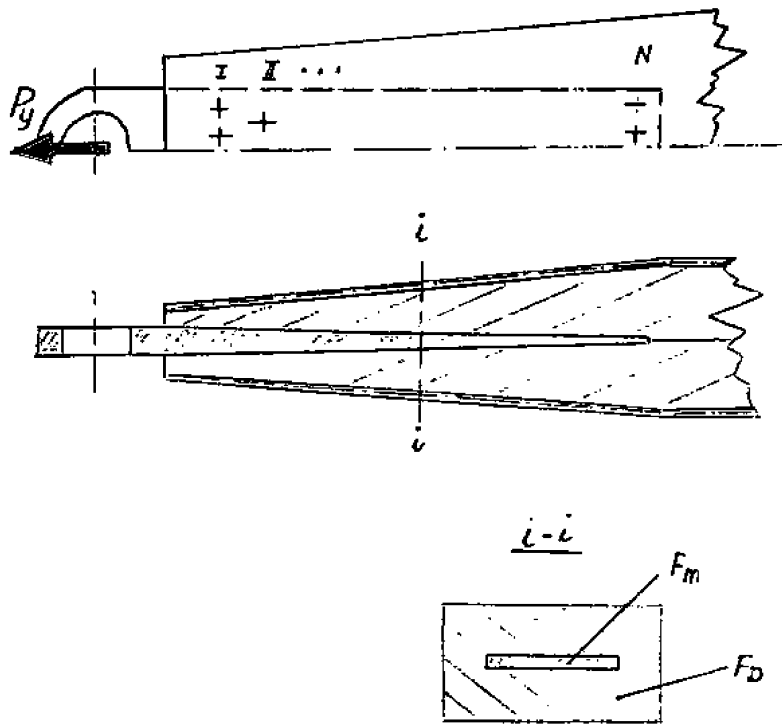
gdzie „ R_{cw} ” jest wytrzymałością na docisk tulei pierścienia lub wkładki tulejowej wprasowanej w pierścień np. mosiężnej.

Połączenie pasa dźwigara drewnianego z okuciem dokonywane jest za pośrednictwem szwu nitowego przy zastosowaniu nitów rurowych (Rys.21.56). Elementem nośnym połączenia jest tulejka mocowana przez nit. Pomiedzy czołami nita a sklejkowymi okładzinami pasa założona jest podkładka, dla zabezpieczenia sklejk przy rozklepywaniu nita.



Rys.21.56. Połączenie nitem rurowym.

Szew nitowy (Rys.21.57) obciążony jest siłą rozciągającą (lub ściskającą) „ P_y ”, która z pasa dźwigara musi zostać przekazana na okucie. Rozkład tej siły pomiędzy poszczególne rzędy nitów: I, II,.....N dokonywany jest przy założeniu, iż szew nitowy wymusza jednakowe wydłużenia względne drewna i metalu, które są proporcjonalne do sztywności przekrojów poprzecznych pasa „ F_D ” i okucia „ F_m ” przy modułach sztywności podłużnej „ E_D ” i „ E_m ”.



Rys.21.57. Szew nitowy.

Siła przenoszona przez „N-ty” rząd nitów w szwie wynosi:

$$P_N = P_y \frac{E_m F_{m_N}}{E_m F_{m_N} + E_D F_{D_N}} \quad (21.119)$$

z kolei rząd „N-1” obciążony jest siłą:

$$P_N = (P_y - P_N) \frac{E_m F_{m_{N-1}}}{E_m F_{m_{N-1}} + E_D F_{D_{N-1}}} \quad (21.120)$$

albowiem siła w pasie drewnianym jest niższa o wielkość „P_N”.

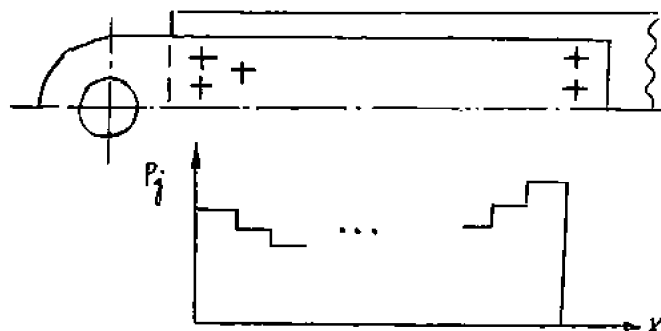
Na dowolnym rzędzie nitów „j” siła wynosi:

$$P_j = \left(P_y - \sum_{i=j+1}^N P_i \right) \frac{E_m F_{m_j}}{E_m F_{m_j} + E_D F_{D_j}} \quad (21.121)$$

Pierwszy rząd nitów przenosi siłę:

$$P_1 = P_y - \sum_{i=2}^N P_i \quad (21.122)$$

Rozkład ten nie jest równomierny, lecz krzywoliniowy, jak pokazano na rys.21.58. Złagodzenie nierównomierności zależy od stosunku przekrojów metalu i drewna, który należy starać się dobrać optymalnie.



Rys.21.58. Rozkład kolejnych sił przepływających z drewna na okucie.

W dowolnym przekroju „j” obciążenie w metalu okuci wynosi „ P_j ” zgodnie z zależnością (21.121), natomiast w drewnie obciążenie spada po przekazaniu siły na metal przez kolejne rzędy szwu i w przekroju „j” wynosi:

$$P_{Dj} = P_y - P_j \quad (21.123)$$

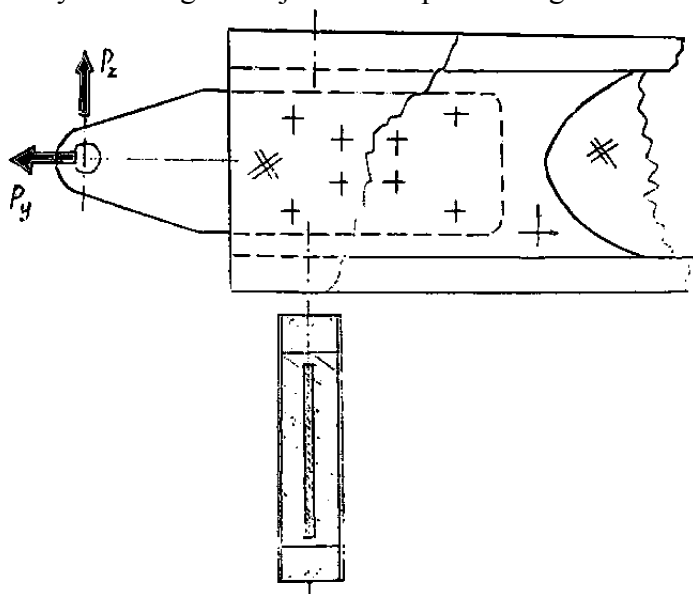
W każdym więc przekroju należy wyznaczyć naprężenia w drewnie i w metalu i sprawdzić współczynniki bezpieczeństwa w obu elementach tj w pasie i okuciu.

Siła przypadająca na jeden nit w rzędzie „j” szwu:

$$P_{nit} = \frac{P_j}{m_n} \quad (21.124)$$

gdzie przez „ m_n ” oznaczono ilość nitów w rzędzie.

Połączenie okucia tylnego z dźwigarkiem tylnym przedstawiono na rys.21.59. Okucie mocowane jest w dźwigarku pomiędzy pasami przy pomocy klocka z drewna lub sklejkki przy użyciu nitów rurowych analogicznie jak okucie pasa dźwigara.



Rys.21.59. Okucie tylne.

Układ sił obciążających nit „i” układu (Rys.21.60) wywołuje wypadkowe obciążenie nita równe:

$$P_{niti} = \vec{T}_{yi} + \vec{T}_{zi} + \vec{T}_{Mi} \quad (21.125)$$

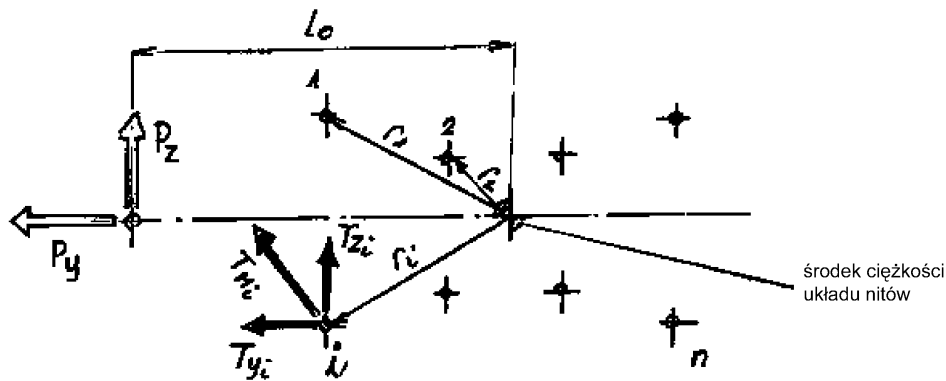
będące sumą wektorową składowych:

$$T_{yi} = \frac{P_y}{m_t} \quad (21.126)$$

$$T_{zi} = \frac{P_z}{m_t} \quad (21.127)$$

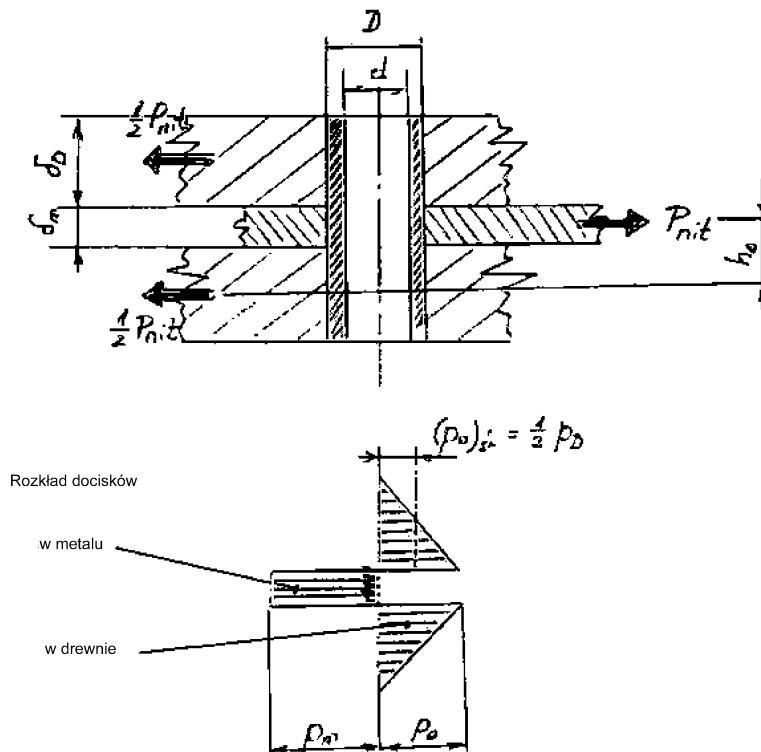
$$T_{Mi} = P_z \cdot L_0 \frac{r_i}{\sum_{i=1}^{r_i} r_i} \quad (21.128)$$

gdzie przez „ m_t ” oznaczono ilość nitów rurowych w okuciu tylnym.



Rys.21.60. Rozkład sił na nitach w okuciu tylnym.

Pracę nita w okuciu pasa dźwigara lub w okuciu tylnym ilustruje rys.21.61.



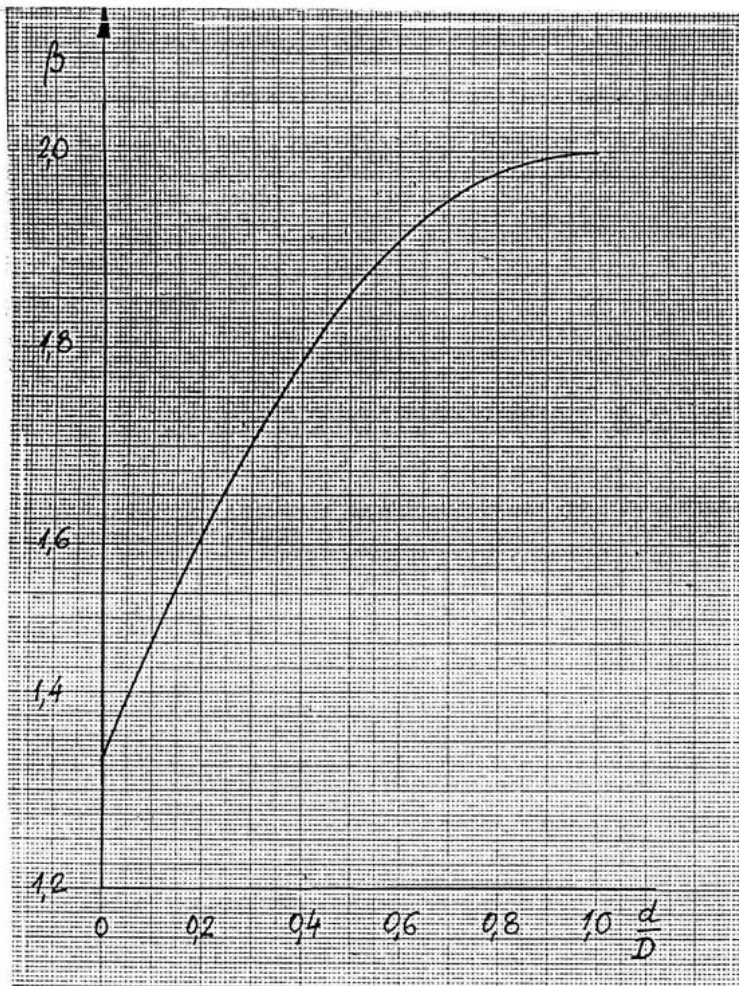
Rys.21.61. Praca nita rurowego (tulejki nośnej połączenia).

Tulejka nośna połączenia nitowego (zakłada się, iż sam nit nie pracuje, a służy tylko zaklepaniu tulejki nośnej) jest ścinana (przekrój dwucięty). Naprężenie tnące wynosi:

$$\tau = \frac{P_{nit}}{\Pi} \cdot \frac{4}{D^2 - d^2} \cdot \beta \quad (21.129)$$

gdzie oznaczenia podano na rys.21.61.

Współczynnik przekroju rurowego „ β ” podano na rys.21.61.



Rys.21.62. Współczynnik przekroju „b” przy ścinaniu przekroju rurowego o średnicach:
D – zewnętrznej
d – wewnętrznej

Ponadto tulejka nita rurowego jest zginana momentem:

$$M_{g_{\max}} = \frac{1}{2} P_{nit} \cdot h_0 \quad (21.130)$$

gdzie:

$$h_0 = \frac{1}{2} (\delta_m + \delta_D) \quad (21.131)$$

Moment gnący wywołuje naprężenia normalne w tulejce:

$$\sigma = \frac{M_{g_{\max}}}{D^4 - d^4} \cdot \frac{32}{\pi} D \quad (21.132)$$

Jakkolwiek maksymalna wartość ścinania i naprężenia od zginania tulejki nie pojawiają się w tym samym punkcie przekroju poprzecznego to przyjęcie, iż sumują się stawia rachunek po stronie bezpiecznej i wówczas naprężenie zastępcze w tulejce wynosi:

$$\sigma_z = \sqrt{\sigma^2 + 3\tau^2} \quad (21.133)$$

Współczynnik bezpieczeństwa:

$$\nu = \frac{R_{zm}}{\sigma_z} \quad (21.134)$$

gdzie „R_{zm}” jest wytrzymałością zmęczeniową materiału tulejki nita rurowego.

Docisk tulejki do okucia:

$$p_m = \frac{P_{nit}}{D \cdot \delta_m} \quad (21.135)$$

Współczynnik bezpieczeństwa:

$$\nu = \frac{R_c}{p} \quad (21.136)$$

gdzie „ R_c ” jest wytrzymałością na docisk materiału słabszego (albo tulejki, albo okucia).
Docisk tulejki do drewna w przypadku klocka sklejkowego:

$$p_d = \frac{P_{nit}}{D\delta_D} \quad (21.137)$$

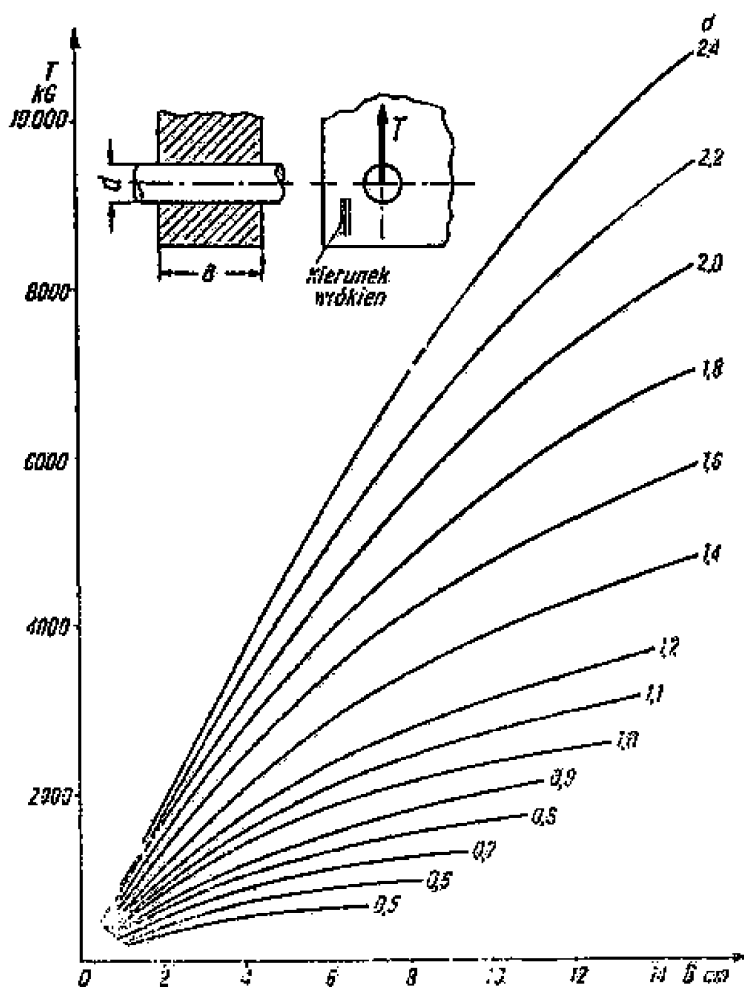
gdzie oznaczenia podano na rys.21.61, a przebieg docisku ma rozkład trójkątny.

Współczynnik bezpieczeństwa:

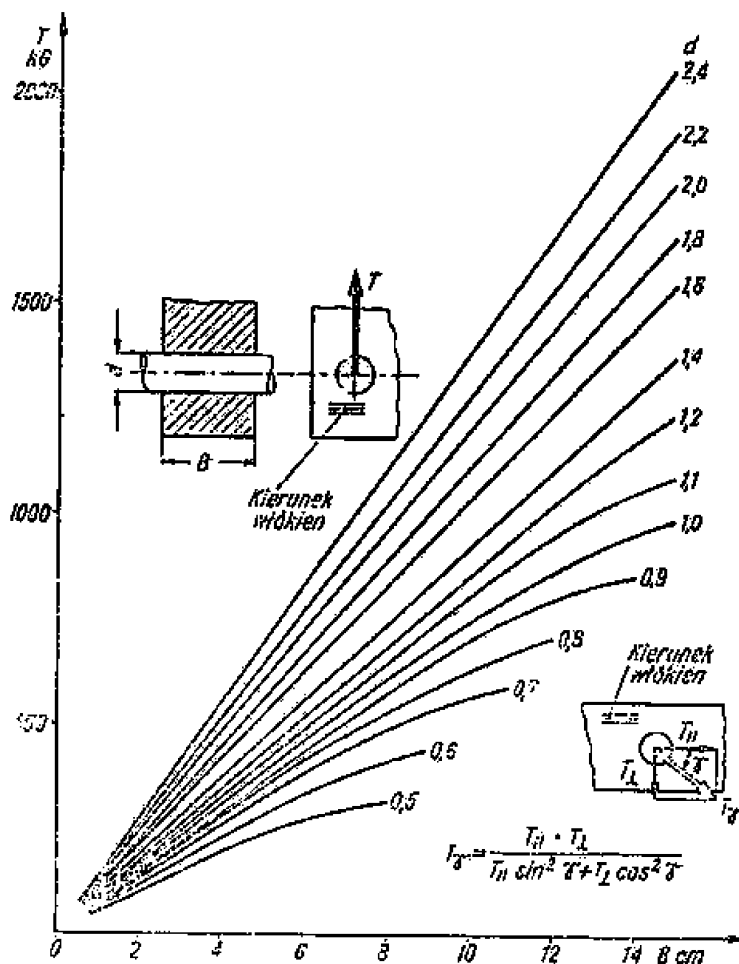
$$\nu = \frac{R_{c_{skl}}}{p_D} \quad (21.138)$$

gdzie wytrzymałość sklejkki na docisk „ R_c ” wg tablicy 20.7.

Jeżeli tulejka osadzona jest w drewnie wówczas niszczącą siłę docisku określają wykresy na rysunku 21.63 dla kierunku siły obciążającej nit równoległego do włókien i na rysunku 21.64 dla kierunku siły prostopadłego do włókien. Na tym ostatnim rysunku podano także zależność pozwalającą określić siłę działającą pod kątem „ γ ” do kierunku włókien.

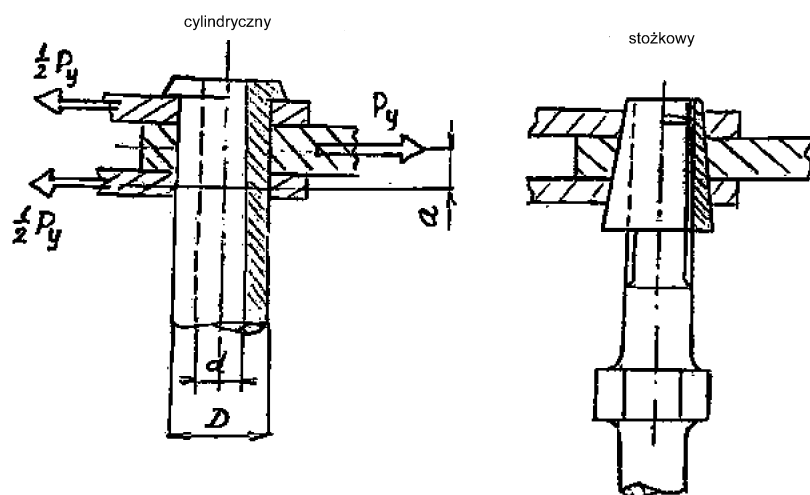


Rys.21.63. Siła niszcząca drewno przez docisk tulejki (kierunek siły równoległy do włókien).



Rys.21.64. Siła niszcząca drewno przez docisk tulejki (kierunek siły prostopadły do włókien).

Łączenie okuć z przeciwokuciami dokonywane jest za pośrednictwem sworzni cylindrycznych lub stożkowych (Rys.21.65).



Rys.21.65. Sworznie spinające okucia.

Sworzeń cylindryczny przechodzi przez górny i dolny zespół uszu okuć, natomiast sworzeń stożkowy rozpierany jest od wewnątrz układu uszu przy pomocy rzymskiej śruby.

Sworzeń jest ścinany siłą „ P_y ” tworząc układ dwucięty. Ponadto jest zginany momentem:

$$M_{g_{\max}} = P_y \cdot a \quad (21.139)$$

gdzie „ a ” pokazano na rys.21.65.

Sposób obliczania sworznia określają zależności (21.129), (21.132), (21.133), (21.134), (21.135) i (21.136).

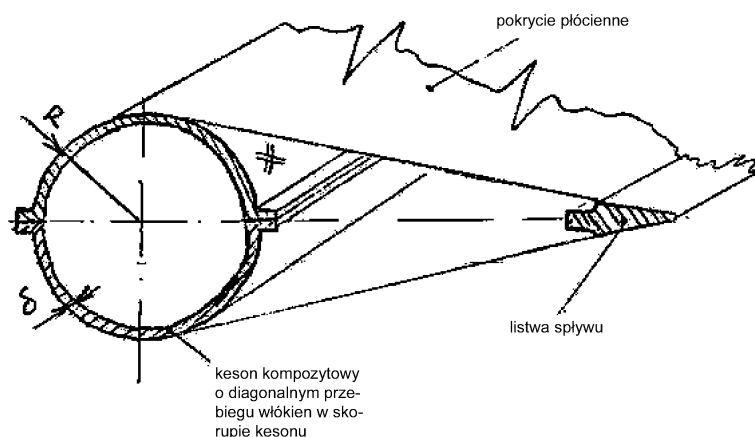
22. WYTRZYMAŁOŚĆ URZĄDZEŃ MECHANIZACJI PŁATA.

Urządzeniami mechanizacji płata są: kłapa, lotka i hamulec aerodynamiczny.

Kłapa i lotka pod względem wytrzymałościowym posiadają strukturę podobną do skrzydła. Mają więc, w przypadku struktury drewnianej, dźwigar i keson, jednoobwodowy w przypadku krycia partii spływowej płótnem i dwuobwodowy przy kryciu spływów sklejką.

Obliczanie wytrzymałościowe struktury drewnianej nie wymaga więc specjalnych objaśnień.

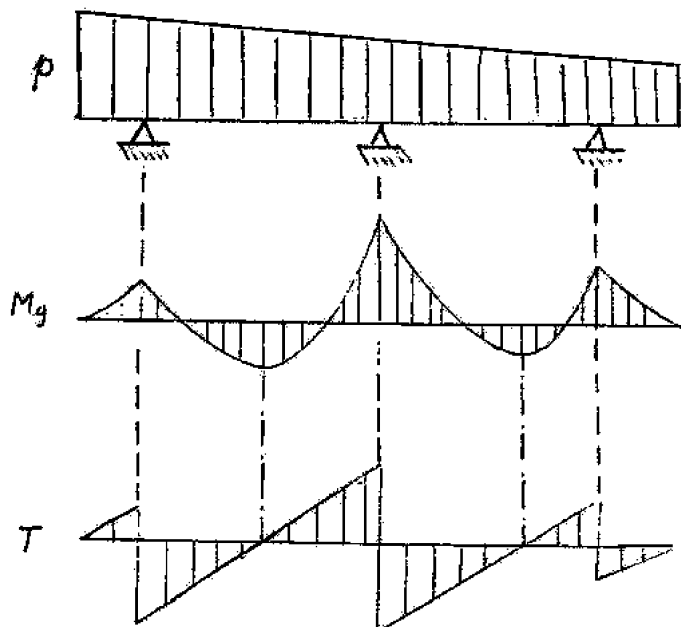
Nieco inaczej przedstawia się problem wytrzymałościowy w przypadku kłapy lub lotki z kompozytu. Często bowiem, jako element nośny służy rura kesonowa z kompozytu (Rys.22.1) do której doklejane są delikatne żeberka, a partia spływowa kryta jest płótnem.



Rys.22.1. Kłapa lub lotka kompozytowa.

Rura kesonowa wykonana jest z dwóch połówek skorupy diagonalnej z uwagi na uzyskanie dużej sztywności skrętniej kesonu kłapy czy lotki, zwanych dalej ogólnie powierzchnią sterową.

Powierzchnia sterowa podparta jest na kilku zawiasach wzdłuż rozpiętości, tworzy więc belkę wielopodporową obciążoną w sposób ciągły siłami „p”. (Rys.22.2).



Rys.22.2. Przebieg obciążeń powierzchni sterowej.

Reakcje w zawiasach, oraz przebieg momentów gnących i sił poprzecznych należy wyznaczyć, wykorzystując metody rozwiązywania belek statycznie niewyznaczalnych (np. metoda trzech momentów, energetyczna itp.).

22.1 WYTRZYMAŁOŚĆ POWIERZCHNI STEROWEJ.

Keson pokazany na rys. 22.1. przenosi moment skręcający powierzchnię sterową, obliczony względem środka sił poprzecznych kesonu, którym jest środek okręgu skorupy poprzez wydatek naprężeń stycznych:

$$q_s = \frac{M_s}{2\Pi\left(R - \frac{\delta}{2}\right)^2} \quad (22.1)$$

Siła poprzeczna wywołuje wydatek:

$$q_T = \frac{T}{\Pi\left(R - \frac{\delta}{2}\right)^\beta} \quad (22.2)$$

gdzie oznaczenia pokazano na rys.22.1, natomiast współczynnik „ β ” określa rys.21.62.

Naprężenie normalne od zginania:

$$\sigma = \frac{M_g}{D^4 - d^4} \cdot \frac{32}{\Pi} \quad (22.3)$$

gdzie:

$$D = 2R, \quad d = 2R - \delta$$

Wydatek naprężenia normalnego:

$$q_N = \sigma \cdot \delta \quad (22.4)$$

Wydatek działający wzdłuż kierunku włókien; zgodnie z (21.61):

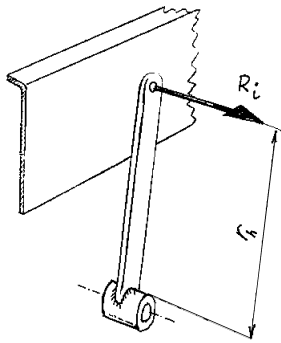
$$q_\alpha = q_s + q_T + 0,5q_N \quad (22.5)$$

Współczynnik bezpieczeństwa określa zależność (21.63).

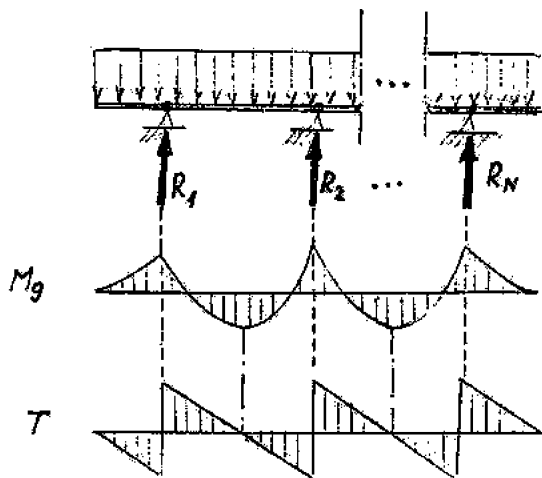
22.2. WYTRZYMAŁOŚĆ HAMULCA AERODYNAMICZNEGO.

Hamulec aerodynamiczny jest płytą (metalową lub kompozytową o strukturze przekładkowej) wysuwanej ze skrzydła na powierzchni górnej i dolnej, lub tylko górnej.

Płyta zamocowana jest do ramion hamulca (dwóch lub więcej) (Rys.22.3). Każde z ramion obciążone jest reakcją podporową „ R_i ” płyty hamulca (Rys.22.4).

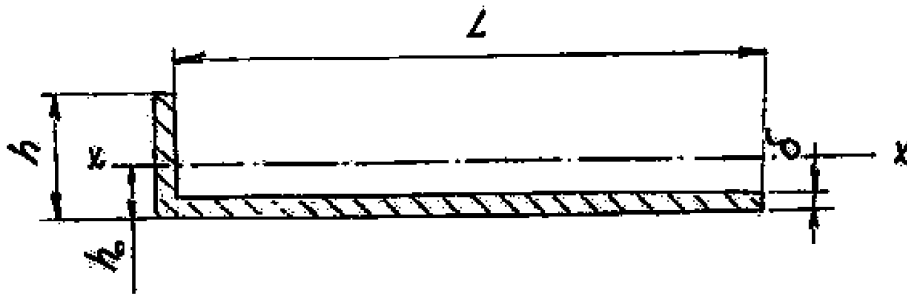


Rys.22.3. Ramię hamulca.



Rys.22.4. Obciążenie płyty hamulca.

Płyta hamulca wykonana jest albo z blachy duralowej, albo jako struktura kompozytowa.



Rys.22.5. Przekrój poprzeczny płyty duralowej hamulca.

W przypadku płyty metalowej obliczenia wymaga znalezienia położenia osi neutralnej przekroju poprzecznego. Przyjmując oznaczenia rys.22.5. położenie to określa zależność:

$$h_0 = \frac{L \cdot \delta^2 + h^2 \cdot \delta}{2\delta(L + h)} \quad (22.6)$$

maksymalne naprężenia normalne w skrajnym włóknie płyty:

$$\sigma = \frac{M_g (h - h_0)}{L\delta \left(h_0 - \frac{\delta}{2}\right)^2 + h\delta \left(\frac{h}{2} - h_0\right)^2 + \frac{\delta h^3}{12}} \quad (22.7)$$

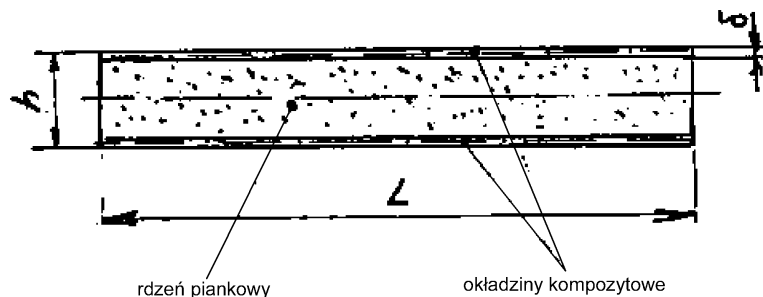
Średnie naprężenie tnące:

$$\tau = \frac{T}{\delta(L+h)} \quad (22.8)$$

Naprężenie zastępcze w rozpatrywanym przekroju płyty:

$$\sigma_z = \sqrt{\sigma^2 + 3\tau^2} \quad (22.9)$$

Współczynnik bezpieczeństwa należy odnieść do wytrzymałości duralu którego wykonano płytę. Jeżeli płyta hamulca wykonana jest z kompozytu w postaci struktury przekładkowej (Rys.22.6) wówczas jako pracujące zakłada się okładziny kompozytowe, po obu stronach piankowego rdzenia.



Rys.22.6. Przekrój poprzeczny kompozytowej płyty przekładkowej hamulca.

Siła wzdłużna ściskająca jedną, a rozciągająca drugą okładzinę:

$$P_{ok} = \frac{M_g}{h-\delta} \quad (22.10)$$

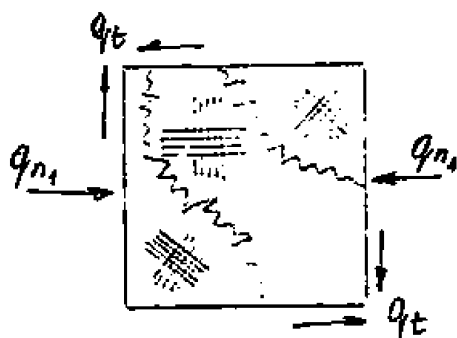
wywołuje wydatek naprężeń normalnych:

$$q_n = \frac{P_{ok}}{L} \quad (22.11)$$

Siła poprzeczna „T” wywołuje wydatek naprężeń stycznych:

$$q_T = \frac{T}{2L} \quad (22.12)$$

Jak widać z powyższych zależności płyta musi posiadać okładziny posiadające tkaniny równoległe, dla przeniesienia wydatku „ q_n ” i diagonalne dla przeniesienia wydatku „ q_t ”. Odpowiednie współczynniki bezpieczeństwa należy odnieść do wytrzymałości poszczególnych warstw, równoległej i diagonalnej. (Rys.22.7).



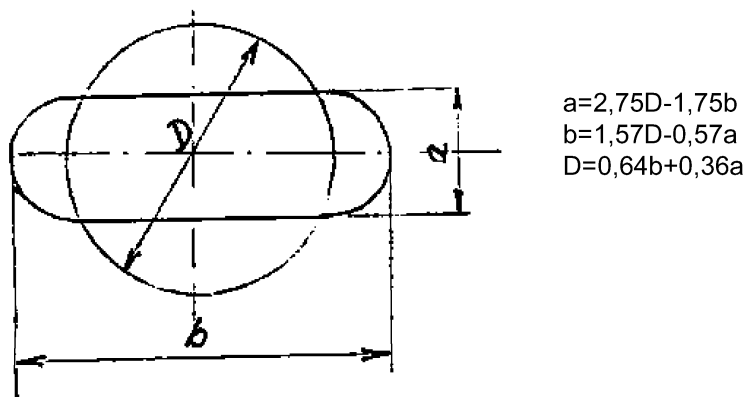
Rys.22.7. Wydatki naprężeń w kompozytowej okładzinie płyty.

Płyta hamulca zamocowana jest do ramienia w sposób umożliwiający obrót, w zawiązku z kinematyką hamulca, chowanego w skrzydle w skrzynce hamulcowej.

Ramię hamulca ,obciążone reakcją „ R_i ” poddane jest zginaniu momentem:

$$M_{g_R} = R_i \cdot r_h \quad (22.13)$$

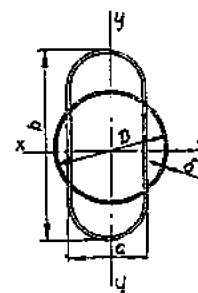
Najczęściej ramię hamulca, z uwagi na ciasnotę w skrzynce hamulcowej skrzydła wykonywane jest z rurki spłaszczonej (Rys.22.8).



Rys.22.8. Geometria rurki spłaszczonej.

Wielkości charakterystyczne przekroju rurek spłaszczonych podano w tabelicy 22.1.

Przekrój pierwotny	Przekrój spłaszczony				
$D \times \delta$	a	b	F [cm ²]	J_x [cm ⁴]	J_y [cm ⁴]
12x1	6	15,5	0,3456	0,0735	0,01716
14x1	8	17,5	0,4084	0,1203	0,03716
14x1,5	8	17,5	0,5891	0,1624	0,04775
16x1	8	20,5	0,4712	0,2044	0,04450
16x1,5	8	20,5	0,6833	0,2803	0,05745
18x1	10	22,3	0,5311	0,2900	0,07900
18x1,5	10	22,3	0,7775	0,3985	0,10460
20x1	10	25,7	0,5969	0,4485	0,09290
20x2	10	25,7	1,1310	0,7197	0,14550
22x1	10	29	0,6597	0,5764	0,10630
22x1	12	27,7	0,6597	0,5622	0,14800
22x1,5	11	28,3	0,9660	0,7933	0,16990
22x1,5	12	27,7	0,9660	0,7894	0,20020
22x2	12	27,7	1,2570	0,9837	0,24080
25x1	12	32,5	0,7540	0,8493	0,17710
25x1	14	31,3	0,7540	0,8432	0,23330
25x1,5	12	32,5	1,1074	1,2023	0,24030
25x2	12	32,5	1,4451	1,5090	0,28940
28x1	14	36	0,8483	1,2013	0,27310
28x1,5	14	36	1,2488	1,7110	0,37580
30x1	16	38	0,9111	1,4796	0,38000
35x1	18	44,7	1,0681	2,3907	0,52990
35x2	18	44,7	2,0740	4,3912	1,01380
40x1	20	50	1,2250	3,3551	0,81210
40x1,5	20	50	1,8140	4,8505	1,14720
40x1	22	59,2	1,3820	5,4423	1,18540



Tab.22.1. Momenty bezwładności rurek spłaszczonych z przekroju kołowego.

Zgodnie z oznaczeniami w tab.22.1. i rys.22.8, naprężenie normalne w przekroju ramienia u nasady (okolica spawu przy osi ramienia) wynosi:

$$\sigma = \frac{M_{gR}}{J_y} \cdot \frac{a}{2} \quad (22.14)$$

Średnie naprężenie ścinające:

$$\tau = \frac{R_t}{F} \quad (22.15)$$

wraz z naprężeniem normalnym tworzą naprężenie zastępcze:

$$\sigma_z = \sqrt{\sigma^2 + 3\tau^2} \quad (22.16)$$

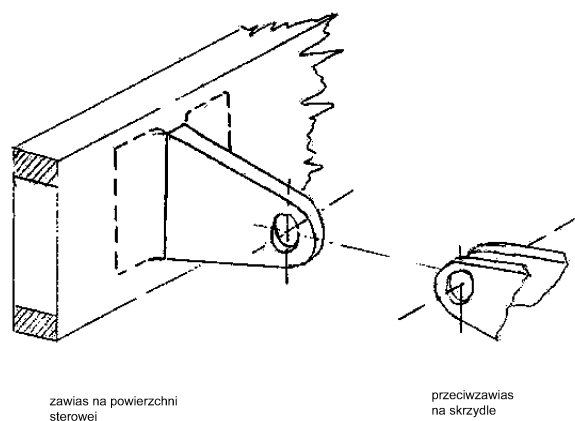
Współczynnik bezpieczeństwa:

$$\nu = k_{sp} \frac{R_r}{\sigma_z} \quad (22.17)$$

gdzie „ k_{sp} ” jest współczynnikiem osłabienia materiału rurki ramienia hamulca w okolicy spoiny spowodowane przegrzaniem. Najczęściej przyjmuje się iż $k_{sp}=0,8$.

22.3. ZAWIASY POWIERZCHNI STEROWYCH.

Powierzchnie sterowe (klapa, lotka) zawieszone są na skrzydle przy pomocy zawiasów. Najczęściej jest to układ zawiasu na powierzchni sterowej i przeciwwawiasu na skrzydle (Rys.22.9.).



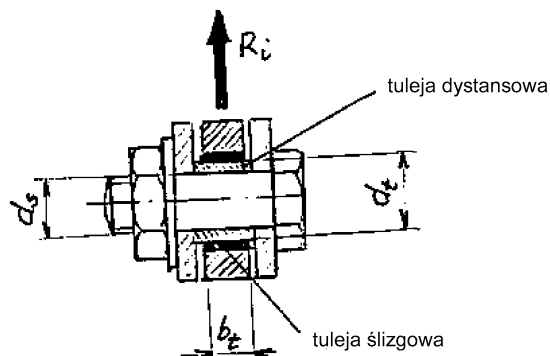
Rys.22.9. Zawieszenie powierzchni sterowej.

Zawias i przeciwwawias są z reguły mocno przewymiarowane ze względów sztywnościowych. Natomiast obliczenia wytrzymałościowe wymaga łożysko zawiasu. O ile jest to łożysko kulkowe, musi być dobrane tak, aby współczynnik bezpieczeństwa:

$$\nu = \frac{P_{nom}}{R} > 1,0 \quad (22.18)$$

gdzie „ P_{nom} ” jest dopuszczalnym obciążeniem zastosowanego łożyska.

W przypadku łożyska ślizgowego koniecznym jest sprawdzenie docisku między łożyskiem, a sworzniem (Rys.22.10). Bieżnią łożyska jest tulejka ślizgowa, ślizgająca się po tulei dystansowej.



Rys.22.10. Połączenie zawiasu z przeciwwawiasem łożyskiem ślizgowym.

Wg oznaczeń na rys.22.10 docisk wynosi:

$$p = \frac{R_i}{b_t \cdot d_t} \quad (22.19)$$

Współczynnik bezpieczeństwa:

$$\nu = \frac{R_{cd}}{p} \quad (22.20)$$

gdzie „ R_{cd} ” jest dociskiem niszczącym w materiale słabszym (tulei dystansowej albo tulejki ślizgowej).

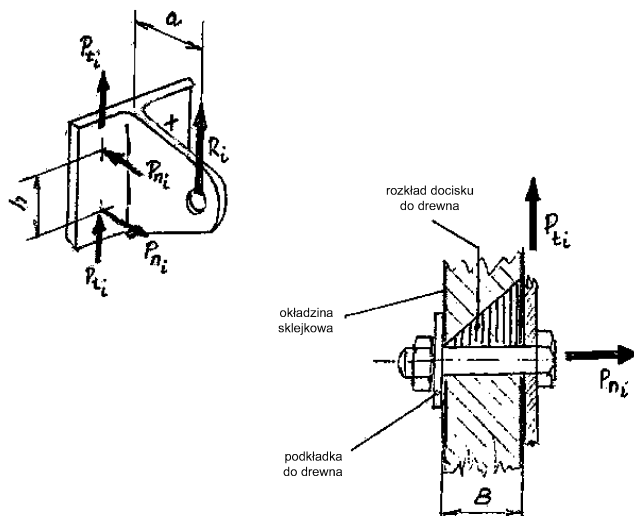
Sworzeń łączący okucie z przeciwokuciem jest dwucięty i naprężenie ścinające wynosi:

$$\tau = \frac{2R_i}{\Pi d_s^2} \quad (22.21)$$

gdzie współczynnik $\beta=1,33$.

Współczynnik bezpieczeństwa należy odnieść do wytrzymałości na ścinanie materiału sworznia łączącego.

Zamocowanie zawiasu i przeciwzawiasu do dźwigarka tylnego skrzydła i dźwigarka powierzchni sterowej dokonywane jest przy pomocy śrub. Rozkład obciążeń pomiędzy poszczególne śruby podano na rys.22.11.



Rys.22.11. Rozkład sił na poszczególne śruby zamocowania.

Zgodnie z oznaczeniami na nim, obciążenie „i”-tej śruby wynosi:

$$P_{ni} = R_i \frac{a}{2h} \quad (22.22)$$

$$P_{ti} = \frac{1}{4} R_i \quad (22.23)$$

Siła „ P_{ti} ” ścina sworzeń, dając naprężenie wg zależności (22.21) ścinające przekrój poprzeczny śruby oraz powoduje docisk do drewna, którego wartość niszczącą podają rysunki 21.63 i 21.64. Dla obliczenia współczynnika bezpieczeństwa należy brać tylko połowę wartości sił podanych na rys. 21.63 i 21.64, ponieważ zawias obciąża śrubę jednostronnie, dając nierównomierny rozkład docisku do drewna. Obniżenie siły do połowy wynika z założenia, iż docisk do drewna będzie posiadał trójkątny rozkład wzdłuż szerokości dźwigarka „B” (Rys.22.11).

Siła „ P_{ni} ” rozciąga śrubę wywołując naprężenie normalne:

$$\sigma = \frac{P_{ni}}{F_{rdz}} \quad (22.24)$$

gdzie:

F_{rdz} - powierzchnia przekroju poprzecznego rdzenia śruby.

Ponadto siła „ P_{ni} ” powoduje czołowy docisk podkładki do drewna do powierzchni licowej sklejki:

$$p = \frac{4P_{ni}}{\Pi(D^2 - d^2)} \quad (22.25)$$

Współczynnik bezpieczeństwa:

$$\nu = \frac{p_{niszcz}}{p} \quad (22.26)$$

gdzie niszczący docisk do lica sklejk wynosi: $p_{niszcz}=500\text{N/cm}^2$, „D” jest średnicą podkładki, a „d” średnicą otworu w podkładce.

Jeżeli powierzchnia podkładki do drewna okaże się niewystarczająca dla zachowania wymaganego współczynnika bezpieczeństwa, wówczas należy zaprojektować większą podkładkę specjalną.

Mocowanie zawiasu i przeciwwawiasu w przypadku konstrukcji

kompozytowej dokonywane jest przez właminowanie okucia do klocka w dźwigarku co daje silny i sztywny węzeł. Trudno ustalić tutaj model pracy takiego połączenia, jednakże próby statyczne wykazują, że dla występujących wielkości sił „ R_i ” w zawiasie zamocowanie to jest raczej przewymiarowane.

Gdy konsola do struktury kompozytowej mocowana jest przy pomocy śrub, tak jak w drewnie, dociski do klocka kompozytowego należy obliczyć biorąc pod uwagę nośność kompozytu podaną zależnościami (20.6) i (20.7) oraz rys.20.7.

23. WYTRZYMAŁOŚĆ USTERZEŃ.

23.1..USTERZENIE WYSOKIŚCI.

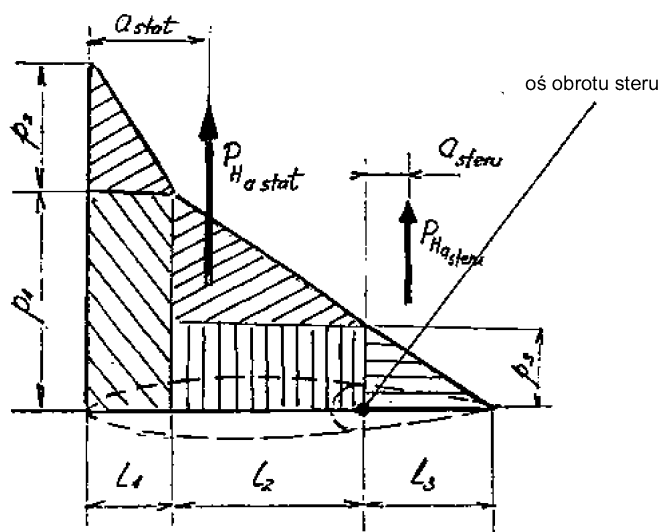
Najczęściej spotykanym układem jest usterzenie wysokości dzielone składające się ze statecznika i steru. W niektórych konstrukcjach stosowane jest usterzenie typu płytowego (nie dzielone), gdzie cała powierzchnia wychylana jest wraz z ruchem sterownicy.

Siła „ P_H ” wyznaczona w rozdziale 13, stanowi bezpośrednie obciążenie dla usterzenia płytowego, natomiast w przypadku usterzenia dzielonego należy wyznaczyć część siły „ P_H ” przypadającej na statecznik wysokości i część obciążającą ster.

23.11. Podział sił pomiędzy statecznik i ster.

Siła „ P_H ” składa się z obciążenia aerodynamicznego „ P_{Ha} ” oraz masowego „ $P_{mas H}$ ” zgodnie z wyrażeniem (13.2).

Rozkład obciążenia aerodynamicznego na usterzeniu wysokości pomiędzy statecznik i ster jest proporcjonalny do rozkładu ciśnień wzdłuż cięciwy (Rys.23.1).



Rys.23.1. Analityczny podział rozkładu ciśnień wzdłuż cięciwy usterzenia wysokości.

Wynikowy rozkład ciśnień, określony zależnościami (5.10) i podany na rys.5.6, określa ogólny przypadek profilu dwukrotnie załamanego.

Przykład wyznaczania podziału między ster i statecznik ograniczono na rys. 23.1, do profilu jednokrotnie załamanego, jako występującego najczęściej (w szybownictwie coraz powszechniej rezygnuje się z klapki wyważającej na rzecz trymera sprężynowego).

Dla celów analitycznych należy podzielić rozkład ciśnień na figury regularne (prostokąty i trójkąty). Część powierzchni wykresu na rys.23.1. odpowiadająca statecznikowi wynosi:

$$F_1 = p_1 \cdot l_1 + \frac{1}{2} p_2 \cdot l_1 + p_3 \cdot l_2 + (p_1 - p_3) \cdot l_2 \quad (23.1)$$

i odpowiadająca sterowi:

$$F_2 = \frac{1}{2} p_3 \cdot l_3 \quad (23.2)$$

Siła aerodynamiczna obciążająca statecznik wynosi:

$$P_{Hastat} = P_{Ha} \frac{F_1}{F_1 + F_2} \quad (23.3)$$

oraz ster:

$$P_{Haster} = P_{Ha} \frac{F_2}{F_1 + F_2} \quad (23.4)$$

Siła aerodynamiczna na sterze leży w odległości:

$$a_{steru} = \frac{1}{3} l_3 \quad (23.5)$$

co wynika z trójkątnego rozkładu na rys.23.1, na partii steru.

Położenie siły aerodynamicznej na stateczniku określa zależność:

$$a_{stat} = \frac{1}{F_1} \left[p_1 \frac{l_1^2}{2} + p_2 \frac{l_1^2}{6} + p_3 l_2 \left(l_1 + \frac{l_2}{2} \right) + (p_1 - p_3) \frac{1}{2} \left(l_1 + \frac{l_2}{3} \right) \right] \quad (23.6)$$

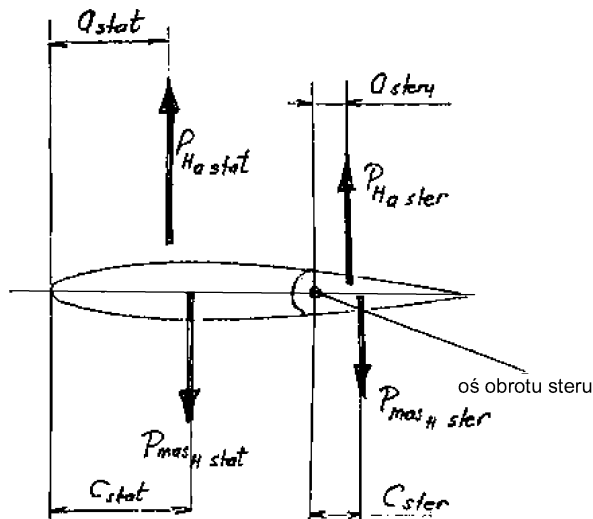
Siłę masową „ P_{masH} ” należy rozdzielić proporcjonalnie do masy, a więc:

$$P_{masHstat} = P_{masH} \frac{m_{stat}}{m_{stat} + m_{steru}} \quad (23.7)$$

obciąża statecznik, natomiast na ster działa:

$$P_{masHster} = P_{masH} - P_{masHstat} \quad (23.8)$$

Układ powyższych sił pokazano na rys.23.2., gdzie przez „ c ” oznaczono położenie środka ciężkości odpowiednio steru i statecznika.



Rys.23.2. Układ sił na usterzeniu wysokości.

Wynikowa siła na stateczniku:

$$P_{Hstat} = P_{Hastat} - P_{masHstat} \quad (23.9)$$

leży w odległości:

$$x_{0stat} = \frac{P_{Hastat} \cdot a_{stat} - P_{masHstat} \cdot c_{stat}}{P_{Hastat} - P_{masHstat}}$$

od krawędzi natarcia profilu na średniej cięciwie odniesienia usterzenia.

Wynikowa siła na sterze:

$$P_{Hster} = P_{Haster} - P_{masHster} \quad (23.10)$$

leży w odległości:

$$x_{0ster} = \frac{P_{Haster} \cdot a_{ster} - P_{masHster} \cdot c_{ster}}{P_{Haster} - P_{masHster}} \quad (23.11)$$

od osi obrotu steru.

Położenia sił w odniesieniu do cięciwy statecznika i steru wynoszą:

$$e_{0stat} = \frac{x_{0stat}}{l_{stat}} \quad (23.12)$$

$$e_{0ster} = \frac{x_{0ster}}{l_{ster}} \quad (23.13)$$

23.1.2. Obciążenia steru wysokości.

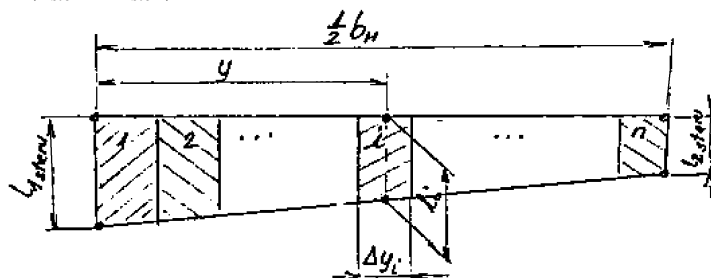
Ster wysokości jest powierzchnią sterową, a więc jego obciążenie giętne odpowiada przebiegowi przedstawionemu na rys.22.2, z tym, iż konkretny przebieg zależy od ilości podpór (zawiasów) steru. Zginanie nie wymaga więc dalszych komentarzy.

Omówienia natomiast wymaga skręcanie steru. Położenie środka sił poprzecznych (SSP) należy wyznaczyć zgodnie z uwagami w rozdziale 11.1., obliczając wielkość „ e_{SSP} ”.

Powierzchnię steru wysokości należy podzielić na segmenty obliczeniowe o powierzchni „ ΔS ” analogicznie jak w przypadku skrzydła, przyjmując „ n ” segmentów ($i = 1, 2, 3 \dots n$).

Średnie ciśnienie na sterze, zgodnie z oznaczeniami na rys.23.3. wynosi:

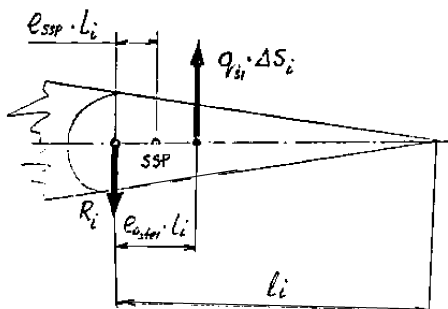
$$q_{sr} = \frac{2P_{Hster}}{(l_{1ster} + l_{2ster})b_H} \quad (23.14)$$



Rys.23.3. Podział steru na segmenty.

Moment skręcający od obciążenia na sterze w przekroju wg rys.23.4. wynosi:

$$(M_{Sa})_j = \sum_{i=n}^{i=j} q_{sr} (e_{0ster} - e_{SSP}) l_i \Delta S_i \quad (23.15)$$



Rys.23.4. Skręcanie steru wysokości.

Moment skręcający od reakcji w przekroju „j” wynosi:

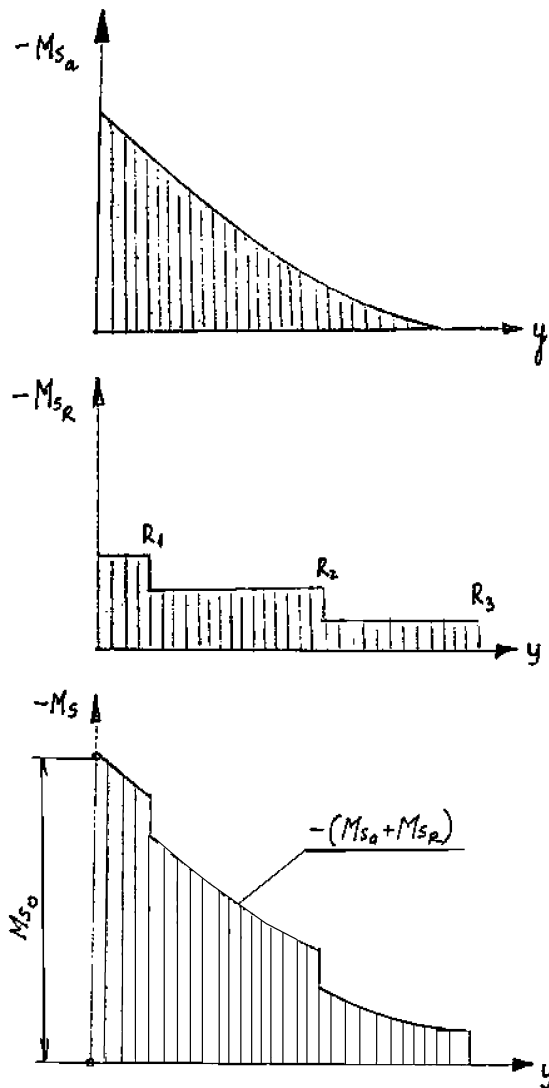
$$(M_{Sa})_j = \sum_{R_n}^{R_j} R_i \cdot e_{SSP} \cdot l_i \quad (23.16)$$

gdzie sumowanie dotyczy kolejnych iloczynów reakcji i jej ramienia względem SSP dla poszczególnych reakcji: $R_n, R_{n-1} \dots R_j$.

Wypadkowy moment skręcający, przy zachowaniu konwencji znaków momentu, wynosi:

$$M_{Sj} = -(M_{Sa})_j - (M_{SR})_j \quad (23.17)$$

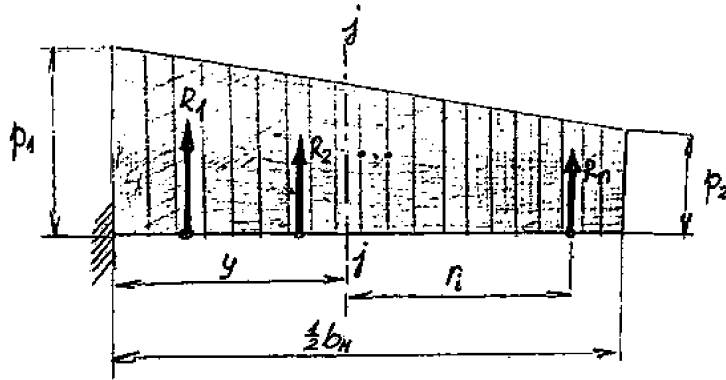
Przebieg tych momentów podano na rys.23.5, przy założeniu iż ster podparty jest na trzech zawiasach, po jednej stronie płaszczyzny symetrii szybowca oraz, że dźwignia układu napędowego steru odbierająca moment zawiasowy umieszczona jest na czole steru (wielkość „ M_{so} ”).



Rys.23.5. Przebieg momentu skręcającego ster wysokości.

W przypadku odbioru w odległości „Y” od płaszczyzny symetrii przebieg ulega modyfikacji (Rys.23.6).

zamocowania określa typ okuć statecznika wysokości mocujących go do kadłuba (lub usterzenia kierunku w przypadku układu „T”), jednak na ogół na małej bazie, co zbliża zamocowanie do modelu utwierdzenia.



Rys.23.7. Obciążenie statecznika wysokości.

Obciążenie ciągłe na belce statecznika wynosi:

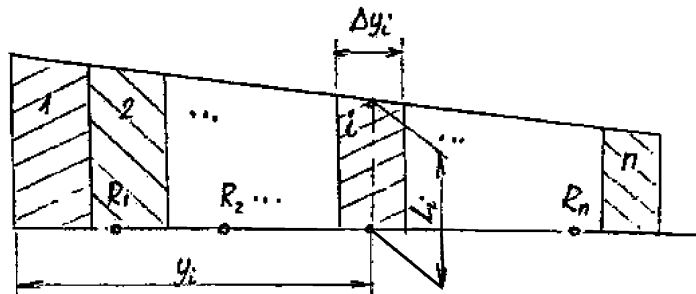
$$p_1 = \frac{P_{Hstat}}{b_H} \cdot \frac{2l_{1stat}}{l_{1stat} + l_{2stat}} \quad (23.18)$$

w płaszczyźnie symetrii szybowca, oraz:

$$p_1 = \frac{P_{Hstat}}{b_H} \cdot \frac{2l_{2stat}}{l_{1stat} + l_{2stat}} \quad (23.19)$$

na końcówce statecznika, przy czym „ l_{1stat} ” jest cięciwą statecznika w płaszczyźnie symetrii szybowca, a „ l_{2stat} ” na końcówce.

Dla wyznaczenia przebiegu obciążeń należy statecznik, podobnie jak ster, podzielić na segmenty obliczeniowe o powierzchni „ ΔS ” i szerokości „ Δy ” (Rys.23.8) oraz zlokalizować położenie zawiasów, a więc tym samym reakcji od steru: $R_1, R_2, \dots, R_n$.



Rys.23.8. Podział na segmenty statecznika wysokości.

Średnie obciążenie ciągłe na segmencie „ i ” wynosi:

$$p_i = p_2 + \frac{2(p_1 - p_2)}{b_H} \left(\frac{b_H}{2} - y_i \right) = p_2 + E \left(\frac{b_H}{2} - y_i \right) \quad (23.20)$$

Siła poprzeczna od obciążenia statecznika (bez reakcji steru) wynosi dla dowolnego przekroju „ j ”:

$$T_j^* = \sum_{i=n}^{i=j} p_i \cdot \Delta y_i \quad (23.21)$$

Moment gnący w przekroju „ j ”, zgodnie z oznaczeniami na rys.23.9 od obciążenia na stateczniku (bez reakcji steru) wynosi:

$$M_{gj}^* = M_{g(j+1)} + T_{(j+1)} \cdot \Delta y_{gi} \quad (23.22)$$

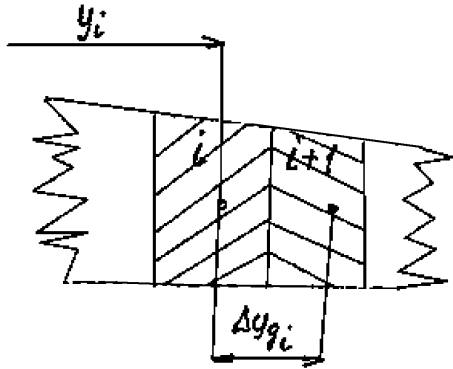
Siła poprzeczna od reakcji steru w przekroju „ j ”:

$$T_{Rj} = \sum_{R_n}^{R_j} R_i \quad (23.23)$$

Moment gnący od reakcji steru w przekroju „ j ”:

$$M_{g_{Rj}} = \sum_{R_n}^{R_j} R_i r_i \quad (23.24)$$

gdzie ramię „ r_i ” jest odległością poszczególnych reakcji od przekroju „ j ”.



Rys.23.9. Wielkości dla wyznaczenia momentu gnącego.

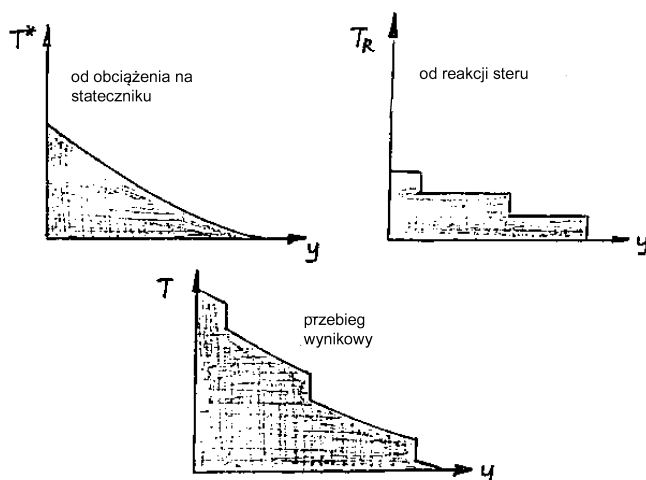
Wynikowa siła poprzeczna w przekroju „ j ”:

$$T_j = T_j^* + T_{Rj} \quad (23.25)$$

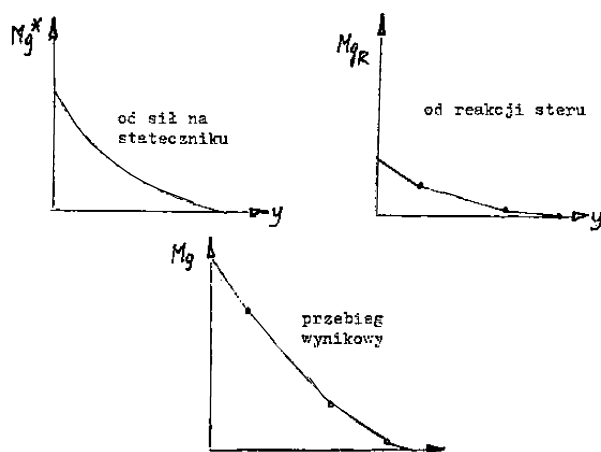
oraz wynikowy moment gnący w tym samym przekroju:

$$M_{g_j} = M_{g_j}^* + M_{g_{Rj}} \quad (23.26)$$

Przebieg siły poprzecznej wzdłuż rozpiętości podano na rysunku 23.10, a momentu gnącego na rys.23.11.



Rys.23.10. Przebieg siły poprzecznej na stateczniku (połówka steru zawieszona na 3 podporach).



Rys.23.11. Przebieg momentu gnącego dla warunków jak na rys.23.10.

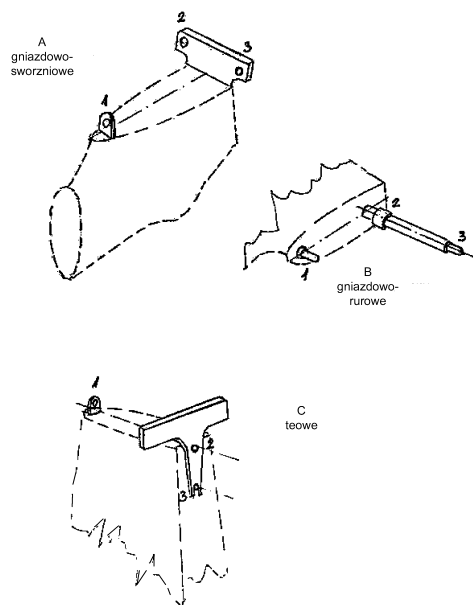
Algorytm obliczania zginania statecznika podano w tablicy 23.2.

$$M_{Sj} = -M_{Sj}^* - M_{SRj} \quad (23.29)$$

Statecznik wysokości może mieć strukturę drewnianą lub kompozytową o budowie takiej samej jak skrzydło. Wszystkie rozważania zawarte w rozdziałach 21.2 do 21.6 są aktualne również dla statecznika wysokości.

23.1.6. Okucia statecznika wysokości.

Różne przykłady rozwiązania okuć statecznika wysokości podano na rys.23.14. Są to oczywiście najbardziej typowe układy, jednakże może istnieć szereg innych rozwiązań.



Rys.23.14. Rodzaje okuć statecznika wysokości.

W układzie gniazdowo-sworzniowym w kadłubie znajdują się gniazda, w które wchodzi sworznie (czopy) względnie uszy przez które przetykany jest sworznie (Układ „A”).

W układzie gniazdowo-rurowym do kadłuba przymocowana jest rura z czopami, na którą nasuwane są gniazda w żebrach statecznika, lub sworznie też na stałe mocowany w kadłubie z nasuwanym gniazdem w żebrze statecznika (Układ „B”).

W układzie teowym okucie tylne w kształcie litery „T” wlaminiowane jest w statecznik i nałożone na usterzenie kierunku. Zamocowanie stanowi sworznie przechodzący przez gniazda lub uszy okucia (Układ „C”).

Każdy z przytoczonych układów musi być zdolny przenosić siłę poprzeczną, moment skręcający i moment gnący od niesymetrii obciążeń na obu połówkach usterzenia lub od symetrycznego obciążenia w przypadku układu gniazdowo-rurowego.

Obciążenia węzłów okuć układu „A”, przy wykorzystaniu oznaczeń na rys. 23.15. wynoszą:

$$R_1 = \frac{P_{Hstat}(e - f - b) - P_{Hster} \cdot b}{a - b} \quad (23.30)$$

$$R_2 = (P_{Hstat} + P_{Hster} - R_1) \frac{1}{2} = R_3 \quad (23.31)$$

gdzie: a, b, c - wymiary położenia węzłów okuć na stateczniku,

$$d = e - f$$

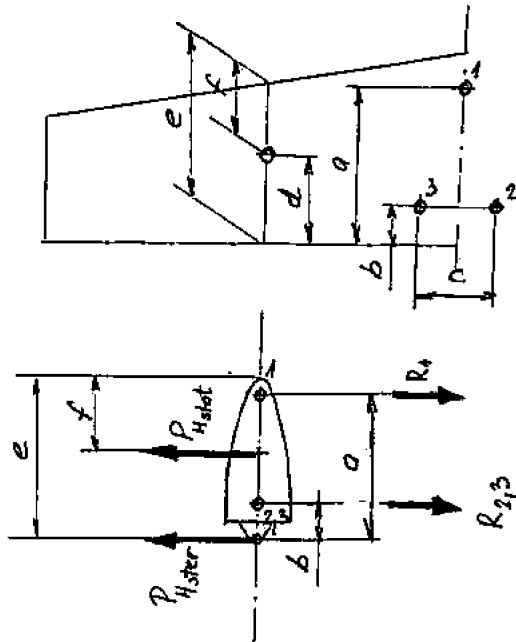
$e = (1 - \tau_H) l_{0H}$ - długość części środkowej cięciwy usterzenia wysokości na stateczniku,

τ_H - głębokość steru wysokości wg zależności (3.19),

l_{0H} - średnia cięciwa odniesienia usterzenia wysokości ,

$f = e_{0stat}e$,

e_{0stat} - wg zależności (23.12).



Rys.23.15. Obciążenia okuć gniazdowo-sworzniowych (Układ „A”).

Jeżeli siła na stateczniku działa niesymetrycznie (na jednej połowie usterzenia siła jest większa niż na drugiej), wówczas moment niesymetrii względem płaszczyzny symetrii szybowca „ M_{niesym} ” wywołuje reakcje:

$$S_2 = -S_3 = \frac{M_{\text{niesym}}}{c} \quad (23.32)$$

i reakcje R_2 oraz R_3 ulegają modyfikacji na:

$$R_2^* = R_2 \pm S_2 \quad (23.33)$$

oraz:

$$R_3^* = R_3 \pm S_3 \quad (23.34)$$

przy czym o znaku przy sile „S” decyduje kierunek niesymetrii.

Dla układu „B” wielkość reakcji na kołku przednim „ R_1 ” określa zależność:

$$R_1 = \frac{[P_{Hstat}(e-f-b) - P_{Hster} \cdot b]k_0}{a-b} \quad (23.35)$$

gdzie współczynnik „ k_0 ” określa stopień niesymetrii obciążenia, a dla przypadku symetrycznego $k_0 = 0,5$.

Reakcja na okuciu tylnym „ R_2 ” wynosi:

$$R_2 = R_2' + R_2'' \quad (23.36)$$

gdzie:

$$R_2' = (P_{Hstat} + P_{Hster})k_0 - R_1 \quad (23.37)$$

oraz:

$$R_2'' = -k_0(P_{Hstat} + P_{Hster})\frac{u}{t} \quad (23.38)$$

Reakcja „ R_3 ” wynosi:

$$R_3 = k_0(P_{Hstat} + P_{Hster}) - R_2'' \quad (23.39)$$

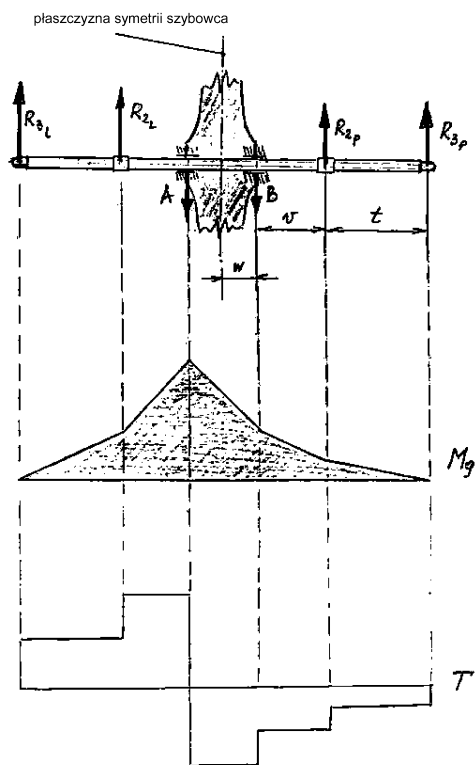
Rura okuć zamocowana jest w kadłubie. Przyjmując oznaczenia na rys.23.17, reakcje w zamocowaniu rury wynoszą:

$$A = \frac{R_{2L}(v+2w) + R_{3L}(t+v+2w) - R_{2P}v - R_{3P}(t+v)}{2w} \quad (23.40)$$

oraz:

$$B = R_{2L} + R_{3L} + R_{2P} + R_{3P} - A \quad (23.41)$$

Schemat przebiegu momentu gnącego i siły poprzecznej dla przypadku niesymetrii obciążenia podano na rys.23.17.

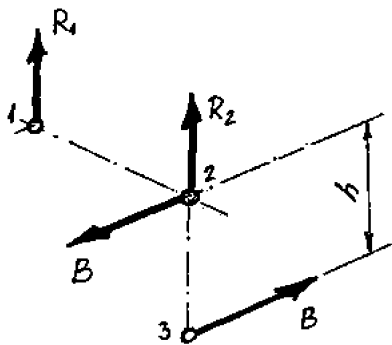


Rys.23.17. Obciążenia rury okuć.

W układzie teowym „C” reakcja na okuciu przednim określona jest wzorem (23.30), natomiast reakcja tylna (na rys.23.14. oznaczona przez symbol „2”) równa jest podwójnej wartości określonej wzorem (23.31). Obie te reakcje skierowane są pionowo.

Moment niesymetrii „ M_{niesym} ” przejmowany jest przez okucie „2” i „3” w postaci pary sił na bazie „h”. Układ obciążeń okuć pokazano na rys.23.18, gdzie parę sił od niesymetrii określa zależność:

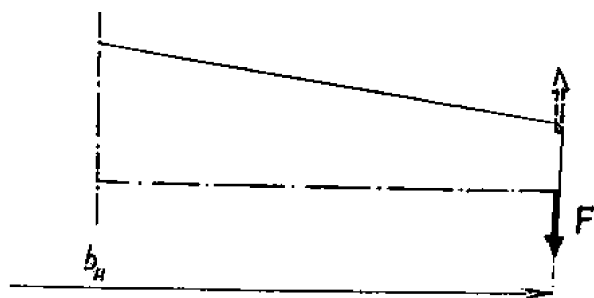
$$B = \pm \frac{M_{niesym}}{h} \quad (23.42)$$



Rys.23.18. Obciążenia okuć w układzie „C” (teowym).

Obciążenie działające w płaszczyźnie cięciw (głównie siła oporu usterzenia) jest na ogół bardzo małe i w praktycznych obliczeniach może być pominięte. Wyjątek stanowi jedynie przypadek brutalnej obsługi, w którym działa siła równa 3% maksymalnego ciężaru sztybowca w locie, lecz nie mniej niż 150 N, przyłożona poziomo do przodu lub do tyłu do końcówki usterzenia (Rys.23.19):

$$F = 0,03m \cdot g \geq 150N \quad (23.43)$$



Rys.23.19. Obciążenia od brutalnej obsługi w płaszczyźnie stycznej.

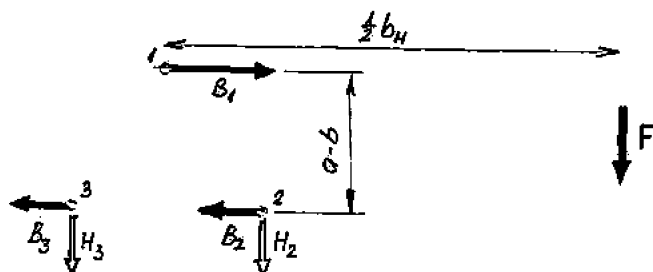
Obciążenia okuć w przypadku brutalnej obsługi w płaszczyźnie poziomej dla układu „A” wynoszą:

$$B_1 = -2B_2 = -2B_3 = F \frac{b_H}{2(a-b)} \quad (23.44)$$

oraz:

$$H_2 = H_3 = \frac{1}{2} F \quad (23.45)$$

co pokazano schematycznie na rys. 23.20.



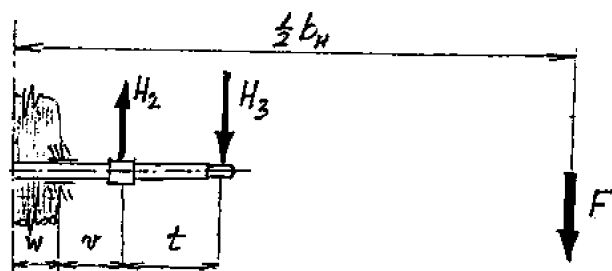
Rys.23.20. Obciążenie od brutalnej obsługi dla układu „A”.

Dla układu „B” reakcje spowodowane działaniem siły „F” na końcówce usterzenia (Rys.23.21) wynoszą:

$$H_2 = F \frac{\frac{b_H}{2} - t - v - w}{t} \quad (23.46)$$

oraz:

$$H_3 = H_2 + F \quad (23.47)$$



widok z góry

Rys.23.21. Obciążenia od brutalnej obsługi dla układu „B”.

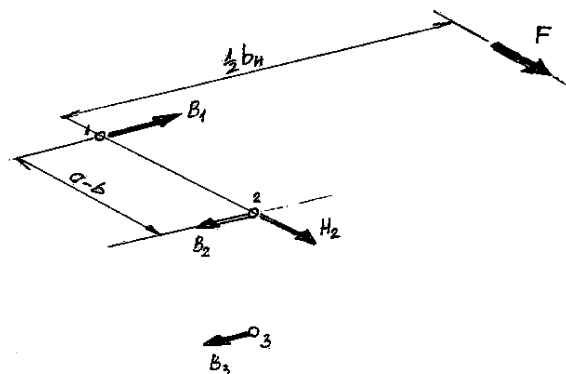
Okucie przednie zazwyczaj posiada luz poosiowy wobec czego nie bierze udziału w przenoszeniu obciążeń.

Reakcje od brutalnej obsługi dla układu „C” (Rys.23.22) wynoszą:

$$B_1 = F \frac{b_H}{2(a-b)} \quad (23.48)$$

oraz:

$$B_2 = B_3 = \frac{1}{2} B_1 \quad (23.49)$$



Rys.23.22. Obciążenia od brutalnej obsługi dla układu „C”.

Dla przeniesienia siły wzdłuż osi kadłuba najczęściej zaprojektowane bywa okucie tylne górne („2”) i wówczas:

$$H_2 = F \quad (23.50)$$

Obliczenia wytrzymałościowe okuć przebiegają, podobnie jak w przypadku okuć skrzydła, co omówiono w rozdziale 21.8.2.

Okucia skrzydłowe są jednak znacznie silniej obciążone, stąd ich wymiary są większe niż okuć statecznika. Szczególnie w przypadku okuć wykonanych w postaci uszu grubość blachy ucha jest mniejsza niż w przypadku skrzydła i sprawdzenie wytrzymałości ucha wg zależności (21.99) do (21.102) wymagać może uzupełnienia a obliczenie wycinania materiału ucha (Rys.23.23) wg zależności Morse'a:

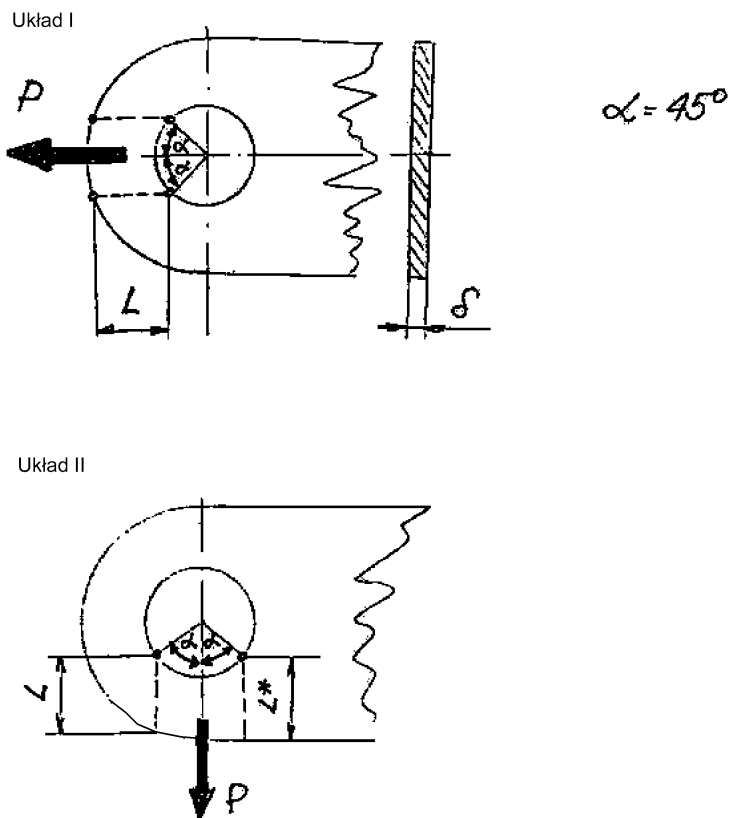
$$\tau = \frac{P}{F_{wyc}} \quad (23.51)$$

Powierzchnię wycinania materiału „ F_{wyc} ” określa zależność:

$$F_{wyc} = k_{wyc} \cdot L \cdot \delta \quad (23.52)$$

gdzie:

k_{wyc} - 1,75 (zmniejszenia powierzchni czynnej wycinania)
wielkości w zależnościach podano na rys.23.23.



Rys.23.23. Wycinanie ucha okucia wg Morse'a.

Powierzchnia wycinania „ F_{wyc} ” została tutaj określona dla siły „ P ” działającej wzdłuż osi okucia (Układ I).

Jeżeli obciążenia ucha działa prostopadle (Układ II) wówczas odcinek „ L ” jest mniejszy niż odcinek „ L^* ”, jednakże dla zachowania rachunku po stronie bezpiecznej, do obliczeń przyjmuje się wielkość powierzchni wycinania wg zależności (23.52).

23.2. USTERZENIE KIERUNKU.

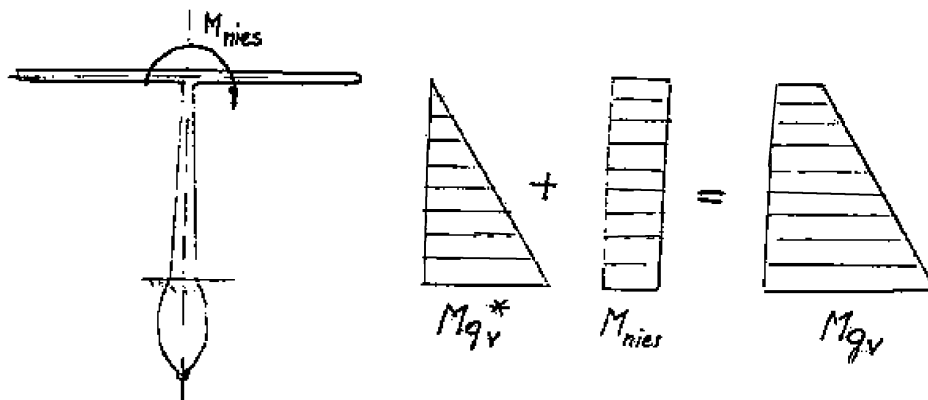
Podział siły na usterzeniu kierunku pomiędzy ster i statecznik należy przeprowadzić wg rozdziału 23.1.1.

23.2.1. Ster kierunku.

Ster kierunku posiada strukturę taką samą jak i inne powierzchnie sterowe, a więc i obliczenia wytrzymałościowe nie odbiegają od omówionych w rozdziale 22.1 i 22.3. Różnicę stanowi jedynie fakt, iż najczęściej ster kierunku bywa zawieszony na 2 zawiasach, co wymaga zastosowania współczynnika bezpieczeństwa wg tablicy 20.1.

23.2.2. Statecznik kierunku.

Obliczenia wytrzymałościowe statecznika kierunku przebiegają tak samo jak statecznika wysokości (rozdział 23.1.4). Należy przy tym pamiętać, iż w przypadku usterzenia typu „T”, zginanie może ulec podwyższeniu w skutek działania niesymetrii obciążenia na usterzeniu wysokości.



Rys.23.24. Obciążenia gnące statecznika kierunku dla układu „T”.

Moment zginający statecznik kierunku:

$$M_{gv} = M_{gv}^* + M_{nies} \quad (23.53)$$

gdzie:

M_{gv}^* - moment gnący od obciążenia na stateczniku kierunku,

M_{nies} - moment gnący wprowadzony przez niesymetryczne obciążenie na usterzeniu wysokości, stały wzdłuż wysokości statecznika kierunku.

24. WYTRZYMAŁOŚĆ SKORUPY KADŁUBA.

Kadłuby szybowców kompozytowych są strukturami skorupowymi. Kadłuby drewniane były z reguły układami półskorupowymi z podłużnicami przyjmującymi zginanie, współpracującymi z ewentualną warstwą sklejk o kierunku włókien równoległym do osi podłużnej kadłuba, oraz ze sklejki ułożonej diagonalnie przejmującej ścinanie i skręcanie.

Z punktu widzenia wytrzymałości kadłub stanowi ustrój o przekroju poprzecznym zamkniętym lub otwartym. Przekrój zamknięty występuje w tylnej części kadłuba i częściowo w partii centralnej. Przekrój otwarty pojawia się w przedniej części kadłuba, gdzie prawie całą jej długość zajmuje wykroj na kabinę pilota. Ponadto przekrój otwarty występuje w partii centralnej (miejsce wprowadzenia czoła dźwigara, drzwi luku podwoziowego pokrywa bagażnika itp.)

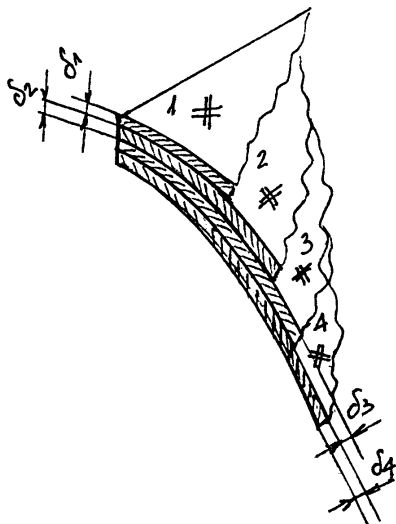
24.1. PRZEKRÓJ ZAMKNIĘTY.

24.1.1. Geometria przekroju.

Przekroje tylnej części kadłuba są najczęściej rurą o przekroju kołowym lub eliptycznym. Pod względem geometrii i struktury kadłub w części tylnej o przekroju zamkniętym jest symetryczny względem osi pionowej („z”) i poziomej („y”). Z racji tej symetrii położenie środka sił poprzecznych (SSP) pokrywa się z położeniem środka symetrii przekroju (środek koła czy środek elipsy).

Sposób wyznaczania parametrów geometrycznych podano dla układu skorupy kompozytowej, natomiast wskazane zostaną różnice w przypadku układu drewnianego.

Skorupa składa się z różnych tkanin, z których część kładziona jest równolegle (osnowa równoległa do osi kadłuba, wątek prostopadły), a część diagonalnie (wątek i osnowa wzajemnie prostopadłe do siebie leżą pod kątem 45° w stosunku do osi kadłuba). Przyjmując jedną z warstw jako podstawową (Rys.24.1), grubość innych warstw należy zredukować do warstwy podstawowej.



Rys.24.1. Różne warstwy skorupy.

Sposób redukcji zależy od wyznaczanego naprężenia. Dla. Określenia naprężeń normalnych konieczna jest redukcja, oparta na wielkości modułów sprężystości podłużnej „E”.

Grubość redukowana: przy zastosowaniu „m” tkanin:

$$\delta_E = \sum_{i=1}^{i=m} \delta_i \frac{E_i}{E_{podst}} \quad (24.1)$$

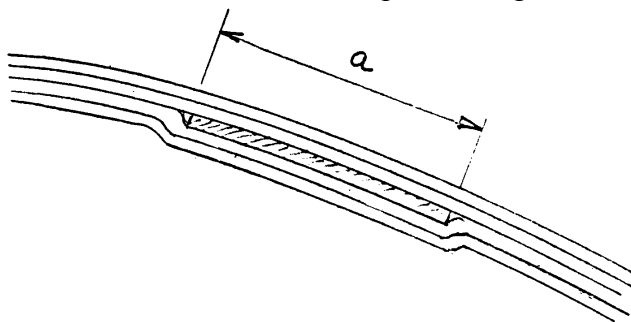
gdzie:

δ_i – grubość poszczególnych tkaniny,

E_i – moduł sprężystości danej warstwy (albo E_{0-90} albo E_{45-45} zależnie od kierunku włókien),

E_{podst} - moduł tkaniny przyjętej za podstawową, oczywiście z racji rozpatrywania naprężeń normalnych, będzie to tkanina o włóknach równoległych do osi kadłuba.

Wyznaczona grubość „ δ_E ” będzie stałą o ile na całym obwodzie przekroju położono jednakową ilość tkanin. O ile wystąpi układ tkanin pokazany na rys.24.2. wówczas „ δ_E ” będzie zmienną wzdłuż obwodu. Na odcinku „a” skorupa będzie grubsza o jedną warstwę.



Rys.24.2. Nierównomierna grubość skorupy.

Wielkością charakterystyczną dla geometrii przekroju kadłuba jest moment bezwładności. Przyjmując oznaczenia rys.24.3. wynosi on:

$$J_{yE} = \sum_{i=1}^{i=n} (\Delta l_i \cdot \delta_{Ei}) \cdot z_i^2 \quad (24.2)$$

względem osi „y” dla wyznaczania zginania pionowego, oraz:

$$J_{zE} = \sum_{i=1}^{i=n} (\Delta l_i \cdot \delta_{Ei}) \cdot y_i^2 \quad (24.3)$$

względem osi „z” dla wyznaczania zginania poziomego.

W powyższych zależnościach człon $\Delta l_i \delta_{Ei}$ jest polem przekroju poprzecznego skorupy na długości elementarnego segmentu „i” na jakie podzielono cały obwód skorupy ($i=1,2,\dots,n$).

Dla określenia naprężeń stycznych konieczna jest redukcja oparta na wielkości modułów sprężystości postaciowej „G”. Grubość podstawowa przy zastosowaniu „m” tkanin wynosi:

$$\delta_G = \sum_{i=1}^{i=m} \delta_i \frac{G_i}{G_{podst}} \quad (24.4)$$

gdzie:

G_i - moduł sprężystości postaciowej danej warstwy (albo G_{0-90} , albo G_{45-45} , zależnie od kierunku włókien),

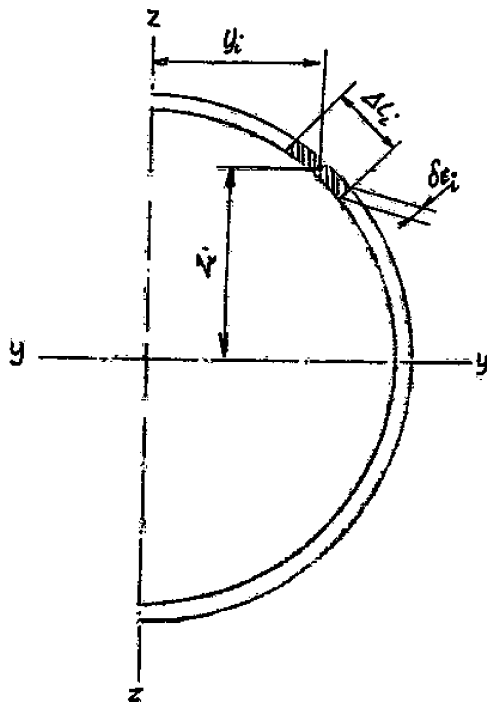
G_{podst} - moduł tkaniny przyjętej za podstawową, w tym przypadku o włóknach diagonalnych.

Momenty bezwładności, zgodnie z oznaczeniami na rys.24.3, przy zamianie „ δ_E ” na „ δ_G ” wynoszą odpowiednio:

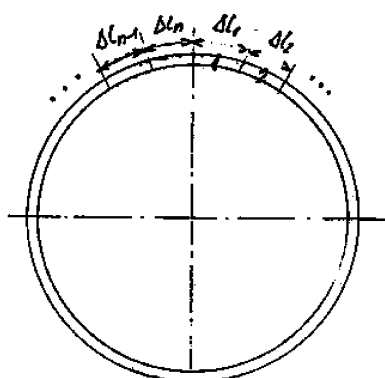
$$J_{yG} = \sum_{i=1}^{i=n} (\Delta l_i \cdot \delta_{Gi}) z_i^2 \quad (24.5)$$

oraz:

$$J_{zG} = \sum_{i=1}^{i=n} (\Delta l_i \cdot \delta_{Gi}) y_i^2 \quad (24.6)$$



Numeracja segmentów:



Rys.24.3. Geometria przekroju kadłuba.

Należy tutaj zaznaczyć, iż podział na segmenty o długości „ Δl_i ” powinien być taki, aby wielkość „ δ_E ” lub „ δ_G ” były stałe na tejże długości segmentu.

24.1.2. Zginanie przekroju zamkniętego.

Moment gnący działający w płaszczyźnie pionowej „ M_H ” wywołuje w dowolnym segmencie przekroju „ i ” naprężenie:

$$\sigma_{Hi} = \frac{-M_H}{J_{yE}} z_i \quad (24.7)$$

gdzie dla segmentów „ i ” leżących nad osią „ y ” wartość „ z_i ” jest dodatnią, natomiast moment gnący do góry jest dodatni ($M_H > 0$), stąd naprężenie jest ujemne (ściskanie). Dla segmentów pod osią „ y ” zachodzi rozciąganie ($z_i < 0$).

Moment gnący w płaszczyźnie poziomej „ M_v ” (zginanie boczne) wywołuje naprężenie:

$$\sigma_{vi} = \frac{-M_v}{J_{zE}} y_i \quad (24.8)$$

przy czym odpowiednio do położenia segmentu „ i ” może być to ściskanie lub rozciąganie, analogicznie jak dla zginania pionowego.

W przypadku jednoczesnego zginania pionowego i poziomego naprężenie wypadkowe wynosi:

$$\sigma_i = \sigma_{Hi} + \sigma_{vi} \quad (24.9)$$

24.1.3. Ścinanie przekroju zamkniętego.

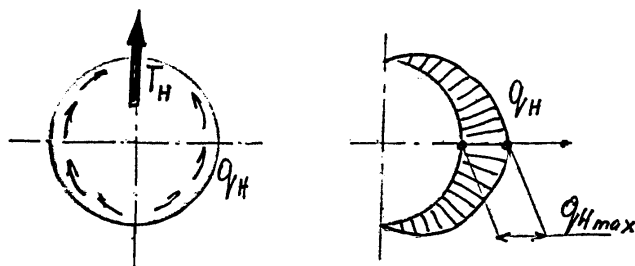
Wydatek naprężeń stycznych w segmencie „ j ”, wywołany działaniem siły poprzecznej pionowej „ T_H ” (Rys.24.4), przy przyjęciu oznaczeń wg rys.24.3 wynosi:

$$q_{Hi} = \frac{T_H}{J_{yG}} S_{Hj} \quad (24.10)$$

gdzie:

$$S_{Hj} = \sum_{i=1}^{i=j} (\Delta l_i \cdot \delta_{Gi}) z_i \quad (24.11)$$

Przebieg wydatku wzdłuż połówki obwodu pokazano na rys.24.4. Druga połówka obciążona jest, symetrycznie. Maksymalna wartość wydatku pojawia się w osi poziomej przekroju.



Rys.24.4. Przebieg wydatku od ścinania pionowego.

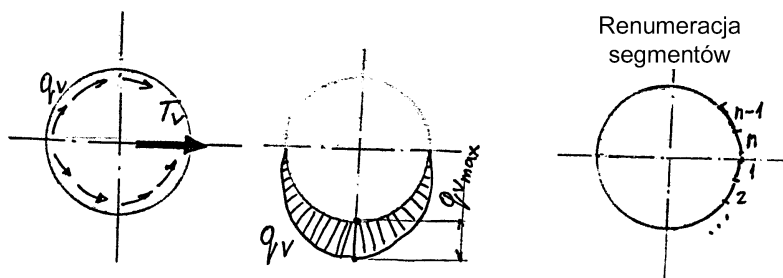
Działanie siły poziomej „ T_v ” (rys.24.5) wywołuje wydatek naprężeń stycznych:

$$q_{vi} = \frac{T_v}{J_{zG}} S_{vj} \quad (24.12)$$

gdzie:

$$S_{vj} = \sum_{i=1}^{i=j} (\Delta l_i \cdot \delta_{Gi}) y_i \quad (24.13)$$

Przebieg wydatku na połówce obwodu pokazano na rys.24.5. Maksymalna wartość wydatku pojawia się w osi pionowej.

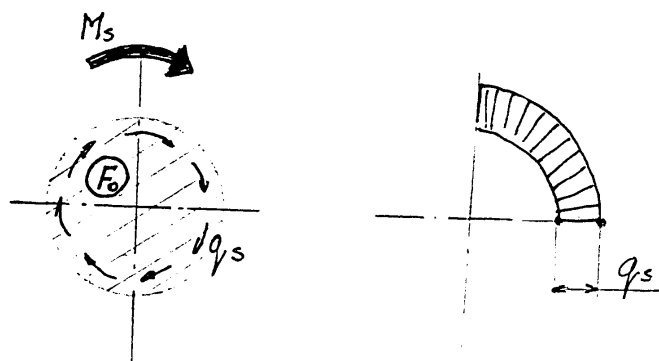


Rys.24.5. Przebieg wydatku od ścinania poziomego.

Zależności (24.12) i (24.13) są ważne po dokonaniu renumeracji segmentów przesuniętej o ćwierć obwodu.

Moment skręcający towarzyszący zginaniu bocznemu wywołuje wydatek naprężeń stały wzdłuż obwodu, (Rys.24.6) równy:

$$q_{si} = \frac{M_s}{2F_0} \quad (24.14)$$



Rys.24.6. Przebieg wydatku od skręcania.

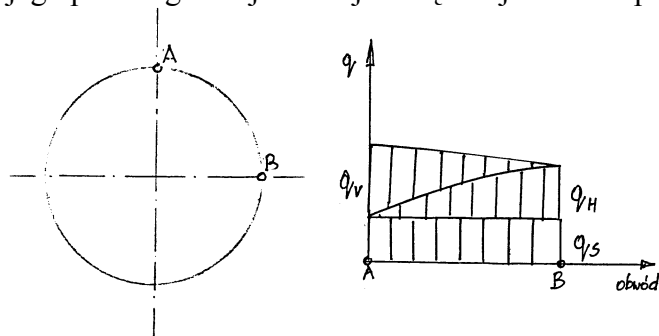
W przypadku działania siły bocznej, której towarzyszy skręcanie pojawi się więc suma (lub różnica, zależnie od ćwiartki obwodu) wydatków:

$$q_{bi} = q_{si} \pm q_{vi} \quad (24.15)$$

W przypadku jednoczesnego występowania zginania pionowego i poziomego, połączonego ze skręcaniem, wynikowy wydatek naprężenia stycznego w ćwiartce, w której znaki wszystkich wydatków są zgodne, wynosi:

$$q_i = q_{si} + q_{vi} + q_{Hi} \quad (24.16)$$

a jego przebieg w najbardziej obciążonej ćwiartce przekroju pokazano w rozwinięciu na rys.24.7.



Rys.24.7. Przebieg wydatku w ścinaniu pionowym i poziomym połączonym ze skręcaniem.

Naprężenie tnące w skorupie:

$$\tau_i = \frac{q_i}{\delta_{Gi}} \quad (24.17)$$

24.1.4. Naprężenia w skorupie.

Naprężenia wyznaczone przez zależności (24.7), (24.8) i (24.17) odnoszą się do warstwy podstawowej. Natomiast naprężenia wywołane przez zginanie w poszczególnej warstwie należy wyznaczyć z zależności:

$$\sigma_i = \sigma_{podst} \cdot \frac{E_i}{E_{podst}} \quad (24.18)$$

gdzie warstwa „i” jest jedną z $i = 1, 2, \dots, m$ warstw.

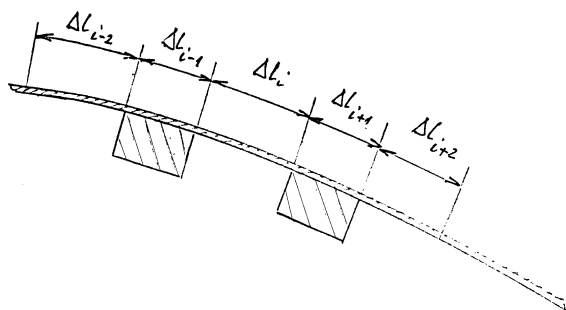
Podobnie należy wyznaczyć naprężenie tnące we warstwie „i”:

$$\tau_i = \tau_{podst} \cdot \frac{G_i}{G_{podst}} \quad (24.19)$$

Współczynniki bezpieczeństwa należy odnieść do nośności poszczególnych warstw.

24.1.5. Struktura drewniana.

Obliczenie struktury drewnianej przebiega analogicznie jak kompozytowej, z tą tylko różnicą, iż podział na segmenty narzuca układ konstrukcji półskorupowej (Rys.24.8).



Rys.24.8. Zasada podziału na segmenty struktury półskorupowej drewnianej.

Jeżeli pokrycie kładzione jest tylko z warstw sklejk diagonalnej można rachunek uprościć przyjmując, iż zginanie przenoszą tylko podłużnice, a ścinanie tylko pokrycie, co wynika z różnic modułów „E” i „G” dla podłużnic i dla sklejki pokrycia.

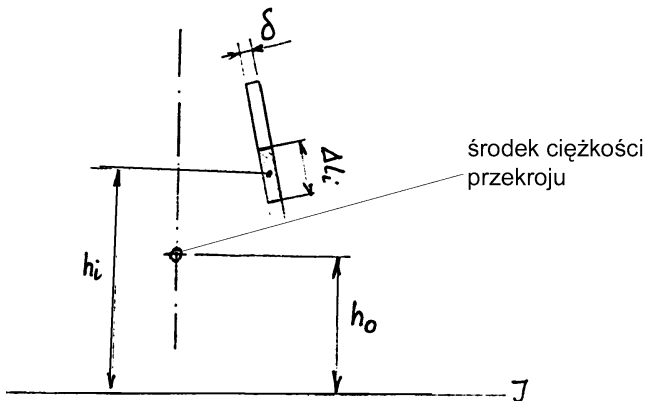
24.1.6. Tok obliczeń przekroju zamkniętego.

Algorytm obliczeń zginania pionowego i poziomego przedstawiono w tabelicy 24.1.

[illegible]

$$h_0 = \frac{\sum_{i=1}^{i=n} (\Delta l_i \cdot \delta_i) \cdot h_i}{\sum_{i=1}^{i=n} (\Delta l_i \cdot \delta_i)} \quad (24.21)$$

gdzie wielkość „ δ_i ” oznacza albo „ δ_E ” albo „ δ_G ” zależnie od redukcji (dla naprężeń normalnych lub stycznych).



Rys.24.10. Określenie położenia środka ciężkości przekroju.

Sumowanie rozciąga się na pół przekroju poprzecznego, ponieważ skorupa kadłuba jest symetryczna względem płaszczyzny symetrii szybowca. Środek ciężkości z racji tejże symetrii leży na osi pionowej wyznaczonej płaszczyzną symetrii.

Momenty bezwładności przekroju otwartego określają zależności (24.2) i (24.3) w przypadku wyznaczania naprężeń normalnych oraz zależności (24.5) i (24.6) dla naprężeń stycznych.

Położenie środka sił poprzecznych (SSP) przekroju otwartego określa, zgodnie z oznaczeniami rys.24.11, zależność:

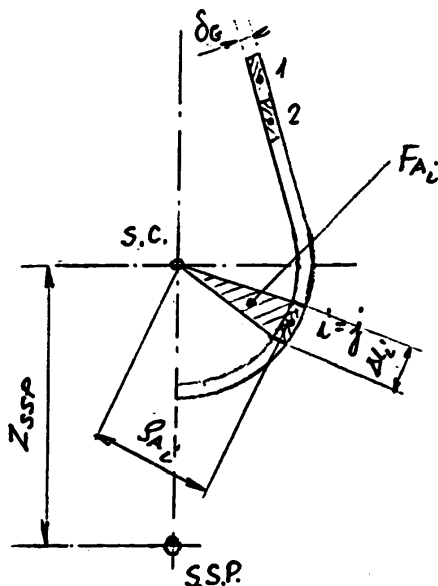
$$z_{SSP} = \frac{\sum_{i=1}^{i=n} S_j \cdot 2F_{Ai}}{J_{zG}} \quad (24.22)$$

przy czym:

$$S_j = \sum_{i=1}^{i=j} (\Delta l_i \cdot \delta_{Gi}) y_i \quad (24.23)$$

oraz:

$$2F_{Ai} = \Delta l_i \cdot \rho_{Ai} \quad (24.24)$$



Rys.24.11. Położenie SSP przekroju otwartego.

Algorytm wyznaczania położenia SSP podano w tablicy 24.3.

L.p.	Oznaczenie	Operacja																		
1.	i		1	2	...														n	
2.	Δl_i																			
3.	δ_{Gi}																			
4.		$(2) \cdot (3)$																		
5.	y_i																			
6.		$(4) \cdot (5)$																		
7.	S_j	$\sum_{i=1}^{i=j} (6)$																		
8.	ρ_{Ai}																			
9.	$\Delta l_i \rho_i$	$(2) \cdot (8)$																		
10.	$S_j \cdot 2F_{Ai}$	$(7) \cdot (9)$																		
11.		$\sum_{i=1}^{i=n} (10)$																		
12.	Z_{SSP}	$(11):J_{zG}$																		

Tab.24.3. Algorytm obliczania położenia SSP przekroju otwartego.



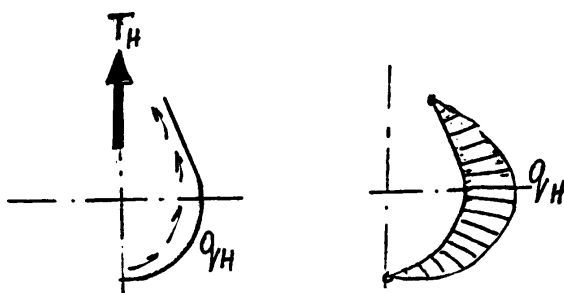
Obliczenia wg
tab.24.3.

24.2.2. Zginanie przekroju otwartego.

Wartość naprężeń normalnych wywołanych zginaniem pionowym i poziomym określona jest przez zależności (24.8) i (24.9), a dla stanu złożonego obciążeń przez zależność (24.9).

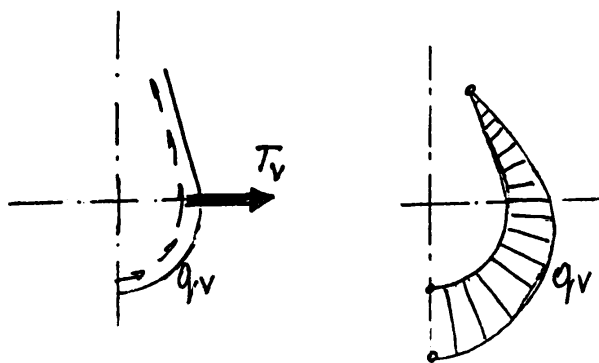
24.2.3. Ścinanie przekroju otwartego.

Ścinanie wywołane działaniem siły poprzecznej pionowej (Rys.24.12) stwarza wydatek naprężeń określony zależnością (24.10).



Rys.24.12. Przebieg wydatku od ścinania pionowego.

Wydatek naprężeń tnących wywołany siłą poprzeczną poziomą (Rys.24.13) określa zależność (24.12), przy czym nie zachodzi tutaj potrzeba dokonywania renumeracji segmentów, wydatek bowiem narasta od segmentu „1” aż do płaszczyzny symetrii szybowca, potem maleje do zera na segmencie „n-tym”.

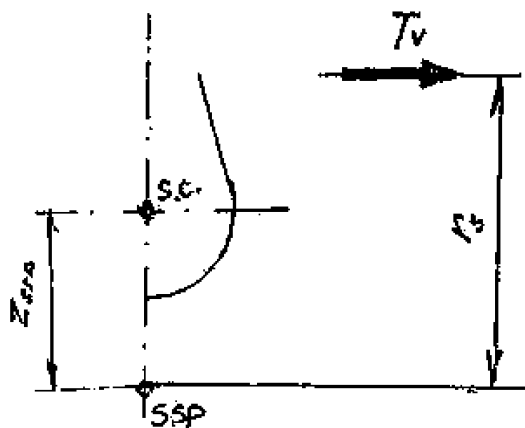


Rys.24.13. Przebieg wydatku od ścinania poziomego.

Ścinaniu siłą poziomą towarzyszy skręcanie wywołane działaniem siły poprzecznej bocznej na ramieniu „ r_s ” względem SSP przekroju (Rys.24.14) dającej moment skręcający:

$$M_s = T_v \cdot r_s \quad (24.25)$$

Z uwagi na skomplikowany sposób przenoszenia skręcania przez przekrój otwarty, działanie momentu skręcającego omówiono w oddzielnym rozdziale.



Rys.24.14. Skręcanie przekroju otwartego.

24.2.4. Skręcanie przekroju otwartego.

Moment skręcający w rozpatrywanym przekroju kadłuba powoduje powstanie naprężeń normalnych i stycznych.

Naprężenie normalne w „i-tym” segmencie przekroju wynosi:

$$\sigma_{si} = 2F_{si} \cdot E \cdot \frac{d^2 \varphi}{dx^2} \quad (24.26)$$

gdzie, zgodnie z oznaczeniami na rys.24.15:

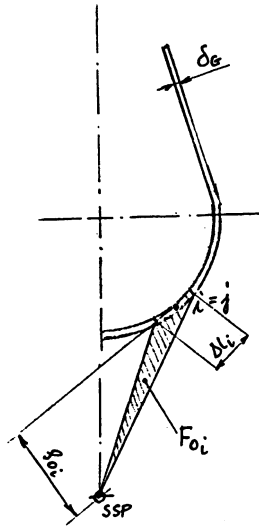
$$2F_{si} = \left[\frac{1}{f_p} \sum_{i=1}^{i=n} 2F_{0i} \cdot (\Delta l_i \cdot \delta_{Gi}) \right] - 2F_{0j} \quad (24.27)$$

$$f_p = \sum_{i=1}^{i=n} \Delta l_i \cdot \delta_{Gi} \quad (24.28)$$

$$2F_{0i} = \Delta l_i \cdot \rho_{0i} \quad (24.29)$$

$$2F_{0j} = \sum_{i=1}^{i=j} 2F_{0i} \quad (24.30)$$

„E” – jest modulem sprężystości podłużnej warstwy, którą przy wyznaczaniu naprężeń normalnych przyjęto jako podstawową dla redukcji grubości skorupy.



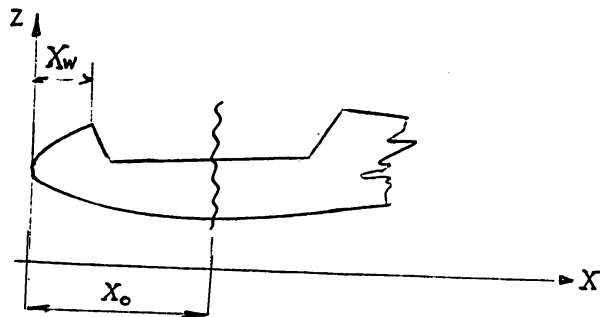
Rys.24.15. Oznaczenia wielkości dla wyznaczenia skręcania przekroju otwartego.

Trzecia pochodna kąta skręcenia względem długości „x”, w rozpatrywanym przekroju odległym od początku kadłuba o „x₀” (Rys.24.16), wynosi:

$$\frac{d^3\varphi}{dx^3} = \frac{M_s}{C_s} \quad (24.31)$$

gdzie:

$$C_s = E \sum_{i=1}^{i=n} (2F_{si})^2 \cdot (\Delta l_i \cdot \delta_{Ei}) \quad (24.32)$$



Rys.24.16. Położenie rozpatrywanego przekroju.

Druga pochodna kąta skręcenia:

$$\frac{d^2\varphi}{dx^2} = \int_{x_w}^{x_0} \frac{d^3\varphi}{dx^3} dx \quad (24.33)$$

Całka obejmuje zakres od „x_w” (początek wykroju) do rozpatrywanego przekroju leżącego w odległości „x₀”.

Dla jej obliczenia należy sporządzić wykres zależności:

$$\frac{M_s}{C_s} = f(x) \quad (24.34)$$

przedstawiony na rysunku 24.17, uprzednio wyznaczysz wartości „M_s” oraz „C_s” dla kilku przekrojów wzdłuż osi „X”, aby uzyskać dane do sporządzenia tego wykresu. Całkę stanowi pole pod wykresem, zacieniowane na rys.24.17.

15.		$(2) \cdot (14)$													
16.		$(13) \cdot (15)$													
17.		$\sum_{i=1}^{i=n} (16)$													
18.	C_s	$E \cdot (17)$													

Tab.24.4. Algorytm wyznaczania wielkości pomocniczych.



Obliczenia wg
tab.24.4.,24.5 i 24.6.

Dla naprężeń normalnych od skręcania przekroju otwartego podano algorytm w tablicy 24.5.

L.p.	Oznaczenie	Operacja													
1.	i		1	2	...										n
2.	$2F_{Si}$	z tab.24.4.													
3.	$d^2\phi/dx^2$	z rys.24.17.													
4.		$(2) \cdot (3)$													
5.	σ_{Si}	$E \cdot (4)$													

Tab.24.5. Algorytm obliczania naprężeń normalnych od skręcania przekroju otwartego.

Wydatek naprężeń stycznych od skręcania przekroju otwartego podaje tab.24.6.

L.p.	Oznaczenie	Operacja													
1.	i		1	2	...										n
2.	Δl_i														
3.	δ_{Ei}														
4.		$(2) \cdot (3)$													
5.	$2F_{Si}$	z tab.24.4.													
6.		$(4) \cdot (5)$													
7.		$\sum_{i=1}^{i=n} (6)$													
8.	M_s/C_s	z rys.24.17.													
9.		$- E \cdot (8)$													
10.	q_{Si}	$(7) \cdot (9)$													

Tab.24.6. Algorytm obliczania wydatku naprężeń stycznych od skręcania przekroju otwartego.

Określanie segmentów o najwyższym naprężeniu, obliczanie naprężeń w poszczególnych warstwach skorupy wyznaczenie współczynników bezpieczeństwa przebiega analogicznie jak dla przekroju zamkniętego.

25. ZESPOŁY KONSTRUKCYJNE KADŁUBA.

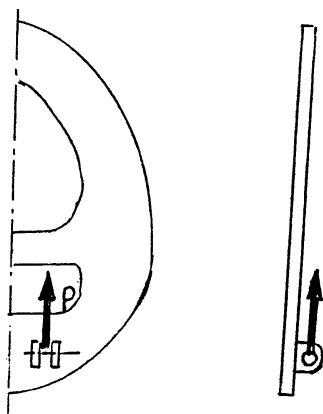
25.1. WRĘGI.

25.1.1. Obciążenie wręgi.

Wręgi kadłuba są na ogół znacznie przewymiarowane i wytrzymałościowo nie budzą zastrzeżeń, z wyjątkiem wręg do których wprowadzane są znaczne obciążenia skupione. Do takich wręg należą: wręgi, do których mocowane są okucia skrzydło-kadłub, wręgi, na których zawieszone jest podwozie, usterzenie wysokości, płozy, ewentualnie zaczepy holownicze (o ile są mocowane do wręg).

Obciążenie wręgi zależy od rozwiązania konstrukcyjnego, stąd istnieje duże zróżnicowanie i sposobu obciążenia i rozwiązania projektowego geometrii wręgi.

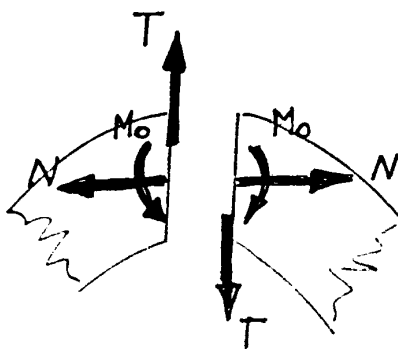
Dla zobrazowania sposobu przeprowadzenia obliczeń wytrzymałościowych, przedstawiono wręgę, do której zamocowano węzły podwozia, jak pokazano na rys.25.1.



Rys.25.1. Wręga z węzłami podwozia.

Obciążeniem wręgi są dwie siły „P” działające symetrycznie względem płaszczyzny symetrii sztybowca.

Wręga, jako struktura o zamkniętym pierścieniu jest statycznie niewyznaczalna, albowiem niewiadomymi są siły wewnętrzne (Rys.25.2), a mianowicie: normalna „N”, styczna „T” i moment „M₀”, pojawiające się w hipotetycznym przekroju na górze wręgi.



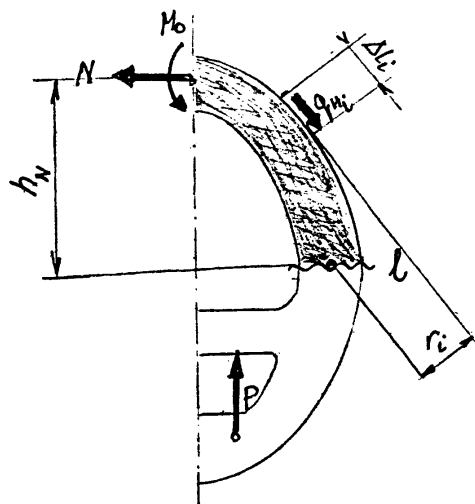
Rys.25.2. Statycznie niewyznaczalne wielkości obciążeń wręgi.

Z uwagi na symetrię względem osi pionowej wartość siły stycznej $T=0$, pozostaje więc układ 2 wielkości statycznie niewyznaczalnych: siła „N” i moment „M₀”. Należy je wyznaczyć jedną z metod obliczeń układów statycznie niewyznaczalnych (np. metodą energetyczną). Na wręgę działa, jako reakcja skorupy kadłuba, wydatek naprężeń stycznych, wyznaczony zgodnie z zależnością (24.10), jako wynik obciążenia siłą poprzeczną $T_H=2P$.

Wręga, obciążona jest w zasadzie momentem gnącym, który decyduje o jej wytrzymałości.

Przyjmując oznaczenia wg rys.25.3, moment gnący w przekroju „j” wynosi:

$$M_{gj} = M_0 + N \cdot h_N - \sum_{i=1}^{i=j} q_{Hi} \cdot \Delta l_i \cdot r_i \quad (25.1)$$



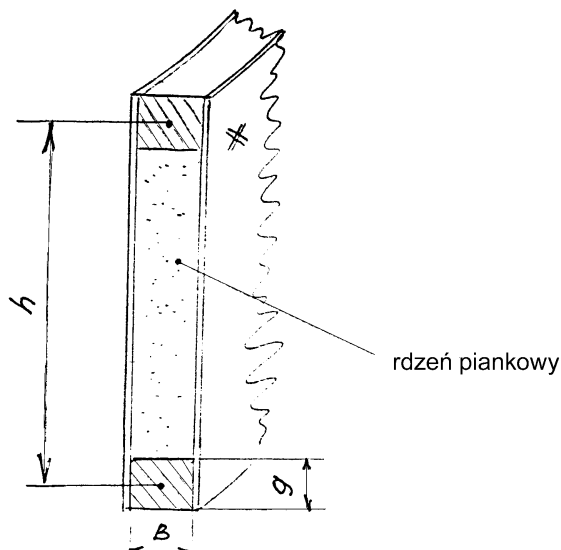
Rys.25.3. Moment gnący na wrędze.

25.1.2. Wytrzymałość wręgi.

Wręgi nośne silnie obciążone najczęściej posiadają strukturę typu dźwigarowego, najkorzystniej przejmującego zginanie (Rys.25.4). Pasy kompozytowe (najczęściej z rovingu) w przypadku struktury z tworzyw sztucznych, lub z drewna, poddane są działaniu naprężenia normalnego o wartości:

$$\sigma = \frac{M_{gj}}{h \cdot B \cdot g} \quad (25.2)$$

gdzie wielkości: „h”, „B”, „g” podano na rys.25.4.



Rys.25.4. Przekrój poprzeczny wręgi.

Współczynnik bezpieczeństwa należy odnieść do charakterystyki wytrzymałościowej zastosowanego materiału.

Ścianka wręgi, jakkolwiek posiada określony kierunek włókien względem osi przekroju, to jednak wzdłuż obwodu wręgi mamy ciągłą zmianę kąta między łukiem wręgi a włóknami. Dlatego udział ścianki wspomagający nośność pasów będzie zmienny od pełnej współpracy do nieznacznej tam gdzie kierunek włókien staje się diagonalny. Aby uniknąć niespodzianek spowodowanych ewentualnym wyboczeniem ścianki od ściskania, wewnątrz przekroju wręgi wypełnia się pianką podpierającą ścianki.

W strukturze kompozytowej stosuje się rdzenie z pianek poliuretanowych lub poliwinylowych. W strukturze drewnianej rdzeń wykonywany jest albo z balsy, albo z pianek poliwinylowych.

25.2. ZAMOCOWANIE ZACZEPU HOŁOWNICZEGO.

25.2.1. Obciążenia zaczepu.

Nominalna wartość siły w linie holowniczej określona jest przez zależność (16.26) jako:

$$P_{nom} = 1,3 \cdot m \cdot g$$

Przepisy budowy szybowców wymagają, aby zamocowanie zaczepu zostało zaprojektowane dla obciążenia:

$$P_{zacz} = 1,5 \cdot P_{nom} \quad (25.3)$$

dla zwiększenia bezpieczeństwa lotów wleczonych.

Obciążenie boczne dla przypadku wzlotu przy pomocy wyciągarki działające poziomo, prostopadle do płaszczyzny symetrii szybowca jest równe ciężarowi szybowca:

$$P_{zacz.bocz.} = m \cdot g \quad (25.4)$$

Kierunki działania obciążeń przyłożonych do zaczepu poprzez linę holowniczą określono w tablicy 25.1.

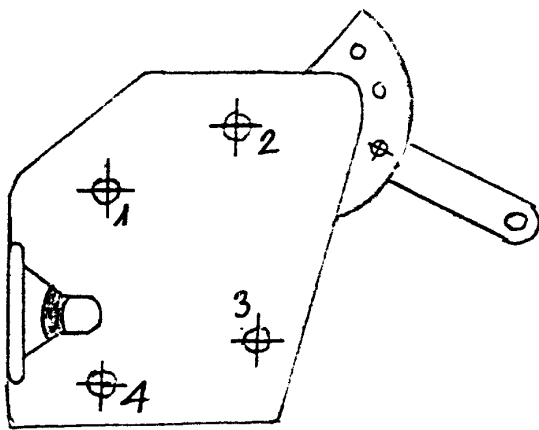
Lot	Wartość siły	Płaszczyzna działania	Kierunek działania siły obciążającej zaczep
Lot holowany za samolotem	$1,5P_{nom}$	w pionie	do przodu, poziomo do przodu i do góry pod kątem 20° do poziomu do przodu i do dołu pod kątem 40° do poziomu
		w poziomie	do przodu i w bok pod kątem 30° w lewo i prawo
Wzlot przy pomocy wyciągarki	$1,5P_{nom}$	w pionie	do przodu, poziomo do przodu i do dołu pod kątem 75° do poziomu
	mg	w poziomie	poziomo, prostopadle do płaszczyzny symetrii szybowca

Tab.25.1. Kierunki działania sił obciążających zamocowanie zaczepu holowniczego.

25.2.2. Zabudowa zaczepu.

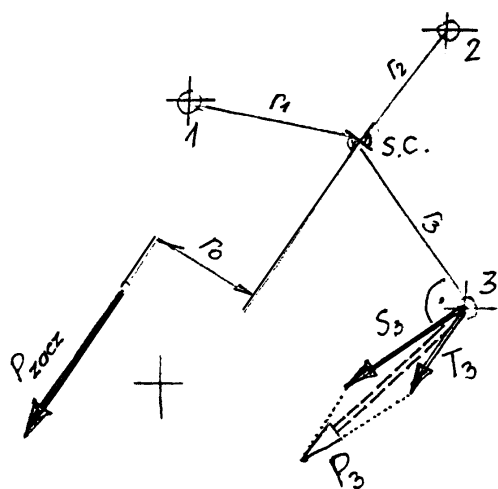
Zaczep mocowany jest do obudowy w formie puszkii kompozytowej lub między dwie ścianki równoległe do płaszczyzny symetrii szybowca.

W korpusie zaczepu (Rys.25.5) znajdują się 4 otwory, z których do zamocowania zaczepu najczęściej wykorzystuje się trzy (na rys.25.5 oznaczone przez 1,2 i 3). Odpowiednie usytuowanie tych otworów pozwala na ustawienie zaczepu pod różnym kątem w stosunku do osi podłużnej kadłuba, w zależności od sytuacji geometrycznej dolnej części kadłuba w partii przedniej.



Rys.25.5. Zaczep szybowcowy.

Schemat rozkładu obciążeń poszczególnych śrub mocujących dla siły w linii działającej pod jednym z kątów określonych położeniami granicznymi w tablicy 25.1, pokazano na rys.25.6.



Rys.25.6. Obciążenie śrub mocujących zaczep.

Zaczep poddany działaniu siły „P” obciążony jest momentem:

$$M_0 = P_{zacz} \cdot r_0 \quad (25.4)$$

gdzie: „ r_0 ” jest ramieniem siły „ P_{zacz} ” względem środka ciężkości układu śrub 1,2 i 3 wykorzystanych do zamocowania zaczepu.

Obciążenie poszczególnych śrub jest sumą wektorową:

$$\vec{P}_i = \vec{S}_i + \vec{T}_i \quad (25.5)$$

gdzie:

$$S_i = M_0 \frac{r_i}{\sum_{i=1}^n r_i^2} \quad (25.6)$$

oraz:

$$T_i = \frac{P_{zacz}}{n} \quad (25.7)$$

przy wykorzystaniu śrub 1,2.....n do zamocowania zaczepu.

Siła „ P_i ” powoduje ścinanie przekroju, oraz dociski do ścianki obudowy zaczepu.

Naprężenie tnące w śrubie mocującej (dwuciętej):

$$\tau = \beta \frac{P_i}{2f_s} \quad (25.8)$$

gdzie:

$\beta = 1,33$ (kołowy przekrój śruby),

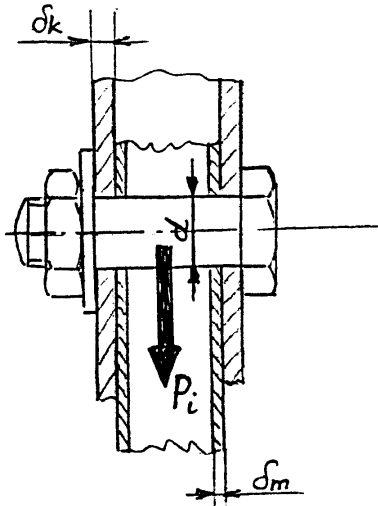
f_s - pole przekroju poprzecznego śruby.

Docisk śruby (Rys.25.7) do metalu zaczepu i do ścianki obudowy wynosi:
w metalu zaczepu:

$$p_m = \frac{P_i}{\delta_m \cdot d} \quad (25.9)$$

w kompozycie obudowy:

$$p_k = \frac{P_i}{\delta_k \cdot d} \quad (25.10)$$



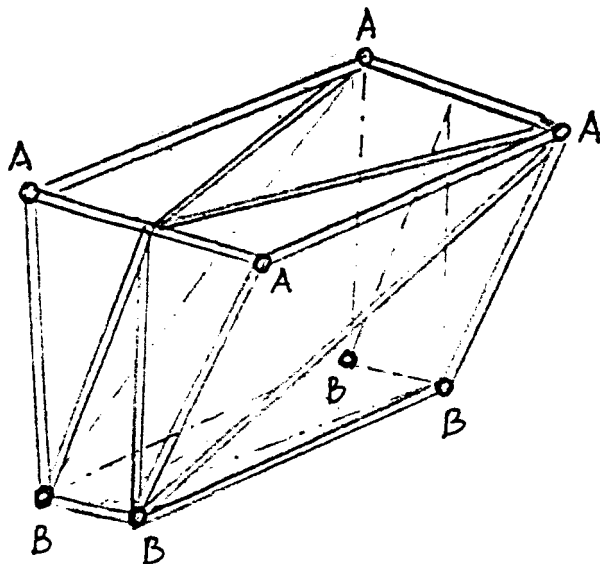
Rys.25.7. Dociski śruby mocującej.

Współczynniki bezpieczeństwa w metalu należy odnieść do materiału śruby, albo ścianki zaczepu, zależnie od tego który z materiałów jest słabszy. Natomiast współczynnik bezpieczeństwa w kompozycie należy wyznaczyć korzystając z nośności sworzni w kompozycie określonej zależnościami (20.6) i (20.7).

25.3. PARTIA CENTRALNA.

Partia centralna kadłuba stanowi najbardziej narażoną część kadłuba jest bowiem obciążona siłami połączenia skrzydło-kadłub oraz siłami w węzłach mocowania podwozia.

Często partia centralna posiada wzmocnienie skorupy nośnej w postaci przylaminowanej kratownicy przestrzennej (Rys.25.8.), przejmującej w węzłach siły skupione obciążające skorupę lokalnie. Węzły „A” przejmują siły ze skrzydła, węzły „B” z podwozia.



Rys.25.8. Kratownica partii centralnej.

25.3.1. Kratownica partii centralnej.

Obciążenie węzłów kratownicy zależy od rozpatrywanego przypadku obciążeń w locie lub na ziemi.

Wyznaczenie sił w poszczególnych prętach kratownicy należy przeprowadzić stosując metody podane w podręcznikach statyki.

Ponieważ pręty w kratownicy partii centralnej są na ogół smukłe konieczne jest sprawdzenie wielkości siły wybachającej pręt.

Zakładając, iż węzeł kratownicy stanowi zamocowanie przegubowe (Rys.25.9) siła krytyczna dla pręta o długości „l” wynosi:

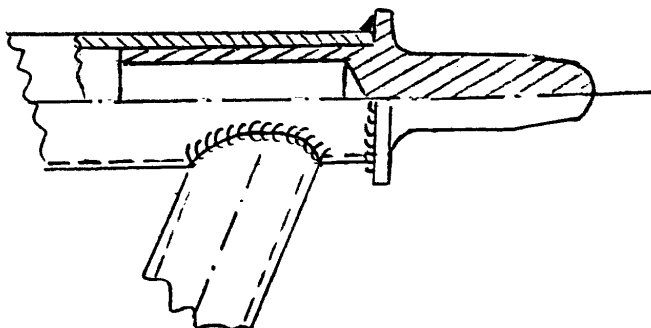
$$P_{kr} = \frac{\Pi^2 EJ}{l^2} c \quad (25.11)$$

gdzie:

J - moment bezwładności przekroju pręta kratownicy,

c=1 - dla podparcia przegubowego,

E - moduł sprężystości podłużnej materiału pręta.



Rys.25.9. Węzeł kratownicy.

Ponieważ wyboczenie pręta prowadzi do utraty zdolności kratownicy do przejmowania obciążeń współczynnik bezpieczeństwa należy określić jako:

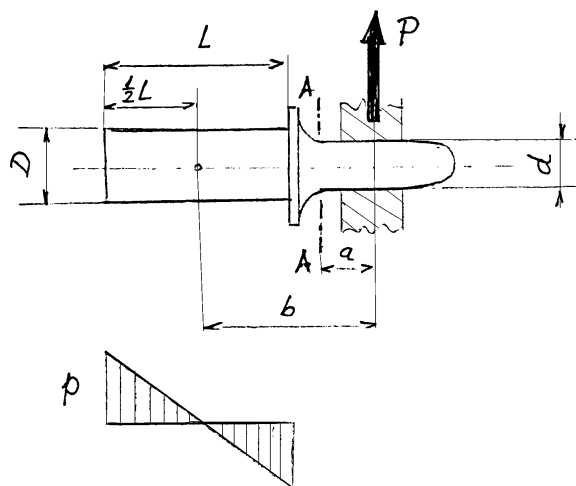
$$\nu = \frac{P_{kr}}{S_{pr}} \quad (25.12)$$

gdzie „ S_{pr} ” jest siłą obciążającą pręt kratownicy.

25.3.2. Węzeł kratownicy.

Węzeł kratownicy (np. węzeł połączenia skrzydło-kadłub, w którym czop kadłubowy wchodzi w gniazdo na żebrze skrzydła) w postaci czopa (Rys.25.9) jest wspawany w rurę kratownicy.

Wytrzymałość węzła, przy przyjęciu oznaczeń wg rys.25.10, wymaga wyznaczenia naprężeń od zginania czopa i docisków w zamocowaniu czopa do rury kratownicy.



Rys.25.10. Obciążenie węzła.

Moment gnący czop:

$$M_g = P \cdot a \quad (25.13)$$

wywołuje naprężenie od zginania czopa:

$$\sigma = \frac{32M_g}{\pi d^3} \quad (25.14)$$

Docisk „ p ” w zamocowaniu czopa w rurze kratownicy:

$$p = 24P \frac{b}{L^2 D} \quad (25.15)$$

Współczynnik bezpieczeństwa w czopie należy odnieść do materiału czopa, zaś współczynnik bezpieczeństwa na docisk do materiału rury lub czopa, zależnie który z nich jest słabszy.

Ścinanie czopa w przekroju A-A:

$$\tau = \beta \frac{4P}{\pi d^2} \quad (25.16)$$

gdzie $\beta=1,33$ (przekrój kołowy).

Współczynnik bezpieczeństwa należy odnieść do wytrzymałości materiału czopa na ścinanie.

25.4. RÓŻNE WĘZŁY I OKUCIA.

W skorupę nośną kadłuba wlaminiowane są różne okucia i węzły mocowania elementów. W przypadku konstrukcji drewnianej okucia te są łączone śrubami, sworzniami lub nitami rurowymi. Elementami takimi są: konsole mocowania elementów układów sterowania, okucia uprząży pilota, węzły mocowania siodelka i oparcia, zamocowanie płóz, zamocowanie tablicy przyrządów itp. Ponieważ węzły takie posiadają bardzo różnorodną budowę, nie da się podać jakichś ogólnych reguł, czy metod obliczeniowych w zakresie ich wytrzymałości.

Każde okucie, czy węzeł wymagają podejścia indywidualnego i przyjęcia modelu obliczeniowego najlepiej symulującego rzeczywisty sposób pracy okucia, oraz wyznaczenia obciążeń tego węzła również możliwie wiernie odtwarzającego rzeczywistość.

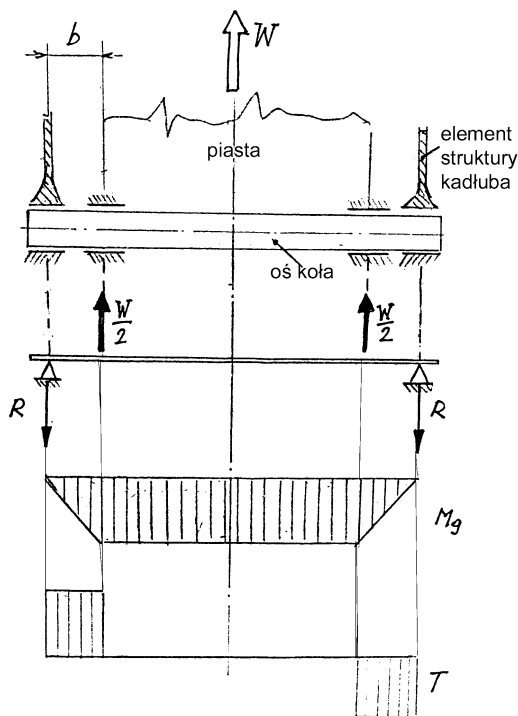
26. WYTRZYMAŁOŚĆ PODWOZIA.

Podwozie sztywne składa się z koła głównego, pełniącego zasadniczą rolę w przejmowaniu obciążeń wywołanych reakcją podłoża na lądujący sztywne, oraz z kół pomocniczych przedniego lub tylnego, względnie z płóz przedniej lub tylnej pełniących rolę podobną jak koła pomocnicze. Koła pomocnicze są z reguły układami stałymi, nieruchomymi. Koła główne mają układ bardzo zróżnicowany. Mogą występować w postaci konstrukcji chowanej w locie lub stałej. Mogą być amortyzowane tylko pneumatyką lub posiadać dodatkowo amortyzator. Z uwagi na dużą różnorodność konstrukcyjną tutaj mogą być omówione tylko układy najbardziej typowe.

26.1. KOŁA NIE CHOWANE W LOCIE (STAŁE).

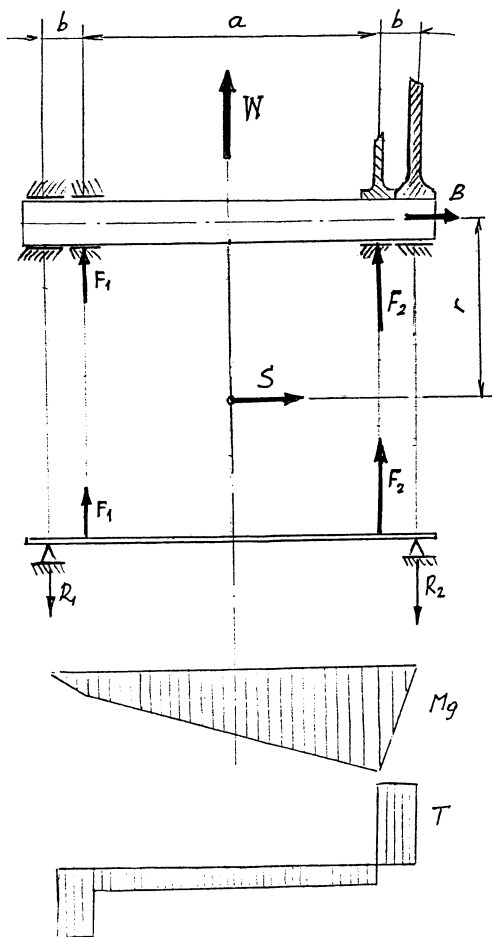
26.1.1. Nieruchome stałe koła pomocnicze lub koło główne.

Koło pomocnicze może być wyposażone w pneumatyk (opona z dętką lub bezdętkowa) lub w ogumienie lite. Pierwsze stosowane jest na koło przednie, drugie na tylne, chociaż nie jest to regułą, gdyż spotyka się i tylne kółka z pneumatyką, lub przednie z gumy litej. Podstawowym elementem nośnym koła stałego jest oś (Rys.26.1), której obciążenia dla przypadku symetrycznego działania wypadkowej siły „W” (reakcji podłoża) pokazano na wykresach momentu gnącego i siły poprzecznej.



Rys.26.1. Schemat obciążenia osi koła (przypadek symetryczny).

Gdy obciążenie działa niesymetrycznie, składowej „W” towarzyszy składowa boczna „S” (Rys.26.2) działająca w punkcie styku ugiętego pneumatyka z podłożem leżącym w odległości „r” od osi koła. Wartość momentu gnącego i siły poprzecznej pokazują wykresy.



Rys.26.2. Schemat obciążenia osi koła (przypadek niesymetryczny).

W przypadku obciążenia symetrycznego na oś działają symetrycznie siły po „ $W/2$ ”. Dają one reakcje w zamocowaniach osi również po „ $W/2$ ”. Maksymalny moment gnący wynosi:

$$M_g = \frac{1}{2} W \cdot b \quad (26.1)$$

i siła poprzeczna:

$$T = \frac{1}{2} W \quad (26.2)$$

Natomiast dla przypadku niesymetrycznego siły działające na oś koła wynoszą:

$$F_1 = \frac{1}{2} W - S \frac{r}{a} \quad (26.3)$$

oraz:

$$F_2 = \frac{1}{2} W + S \frac{r}{a} \quad (26.4)$$

Wartość reakcji pionowych:

$$R_1 = \frac{1}{2} W - S \frac{r}{a + 2b} \quad (26.5)$$

oraz:

$$R_2 = \frac{1}{2} W + S \frac{r}{a + 2b} \quad (26.6)$$

Reakcja boczna:

$$B = S \quad (26.7)$$

jest przejmowana przez powierzchnie oporową boczną piasty i węzła mocującego struktury. Maksymalny moment gnący wynosi:

$$M_g = \left(\frac{1}{2} W + S \frac{r}{a + 2b} \right) b \quad (26.8)$$

a maksymalna siła poprzeczna:

$$T = \frac{1}{2} W + S \frac{r}{a + 2b} \quad (26.9)$$

Obliczenia wytrzymałościowe osi polegają na sprawdzeniu współczynnika bezpieczeństwa na zginanie i ścinanie. Oś najczęściej jest rurą o średnicach: zewnętrznej „D” i wewnętrznej „d”.

Napężenie od zginania:

$$\sigma = \frac{32 M_g \cdot D}{\Pi(D^4 - d^4)} \quad (26.10)$$

oraz od ścinania:

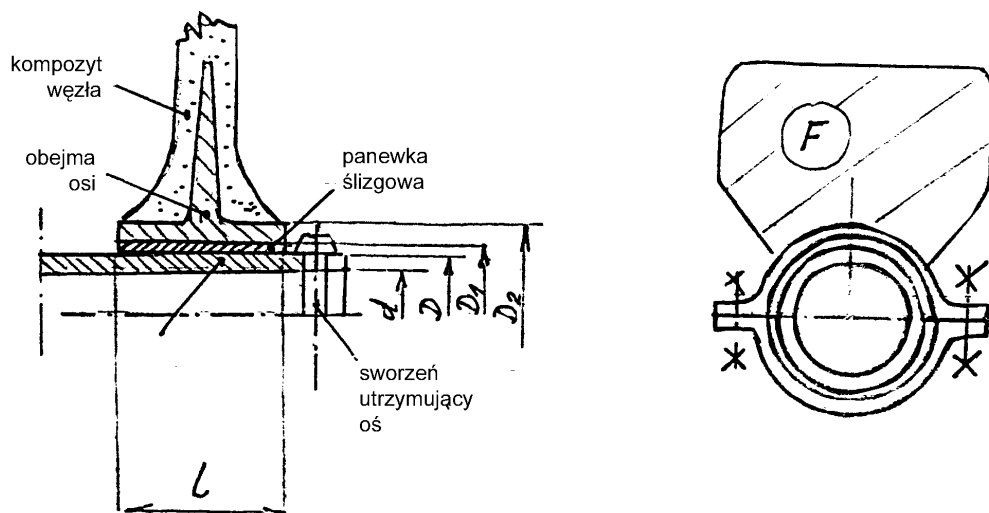
$$\tau = \frac{4T}{\Pi(D^2 - d^2)} \beta \quad (26.11)$$

gdzie „β” wg Rys.21.62.

Współczynniki bezpieczeństwa, należy odnieść do danych wytrzymałościowych materiału osi.

Piasty kół nie są obiektem projektowania przez konstruktora szybowca. Należą albo do części typowych, albo do wyrobów rynkowych produkowanych przez wyspecjalizowanych wytwórców osprzętu lotniczego. Dla dowodu wytrzymałościowego konieczna jest tylko znajomość nośności piasty podawana w specyfikacji tego zespołu podwozia.

Konstruktor natomiast musi zaprojektować węzeł mocowania osi koła w kompozycie struktury kadłuba (Rys.26.3).



Rys.26.3. Węzeł mocowania osi w kompozycie struktury kadłuba.

Obejma osi, dwuczęściowa, z wkładką w postaci panewki ślizgowej służy do zamocowania osi koła. Część górna właminowana jest do struktury, natomiast dolna, mocowana przy pomocy śrub pozwala na montaż osi. Właminowanie części górnej ułatwia jej grzebień o powierzchni „F” klejonej do kompozytu.

Docisk osi do panewki ślizgowej wynosi:

$$p_1 = \frac{R}{D \cdot l} \quad (26.12)$$

gdzie przez „R” oznaczono maksymalną wartość reakcji w węźle mocowania osi koła.

Docisk panewki do obejmy osi:

$$p_2 = \frac{R}{D_1 \cdot l} \quad (26.13)$$

Współczynniki bezpieczeństwa należy odnieść do wytrzymałości na docisk materiału poszczególnych elementów zespołu osi i łożyska.

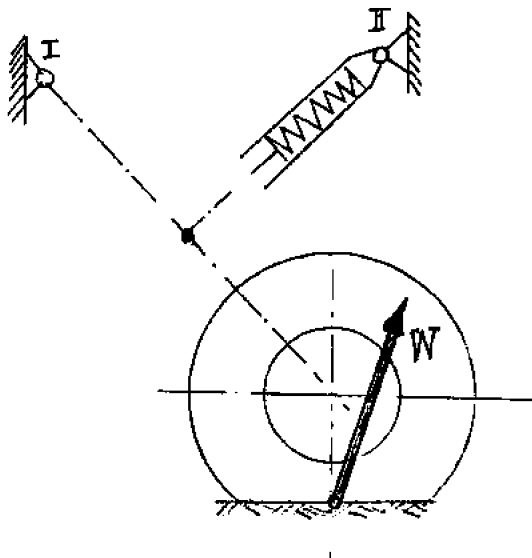
Docisk do kompozytu:

$$p_3 = \frac{R}{D_2 \cdot l} \quad (26.14)$$

należy skonfrontować z nośnością kompozytu na docisk określoną zależnościami (20.6) lub (20.7) zależnie od zastosowanego tworzywa.

26.1 .2. Koło główne nie chowane z amortyzatorem.

Schemat układu koła głównego nie chowanego , wyposażonego w amortyzator, zawieszonego na wahaczu podano na rys.26.4.



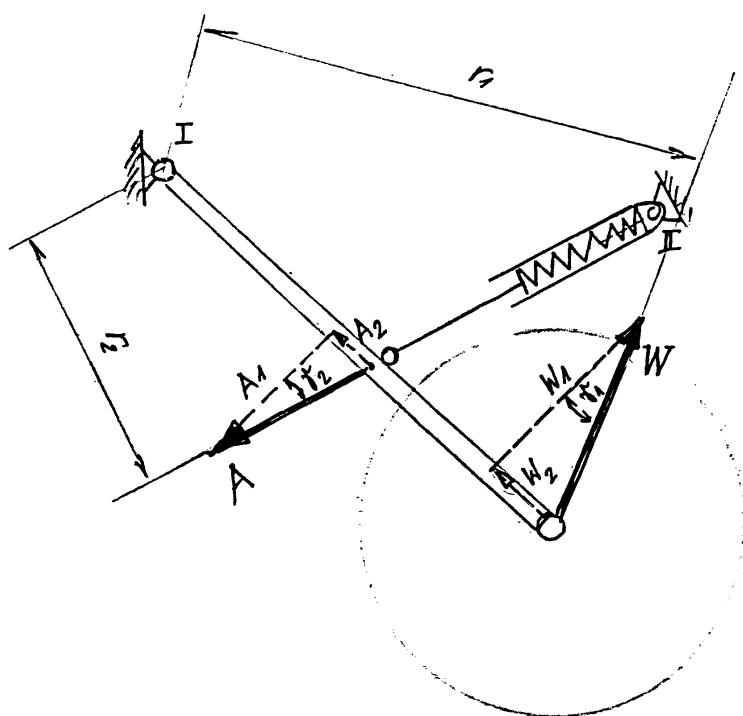
Rys.26.4. Schemat koła głównego nie chowanego z amortyzatorem, zawieszonego na wahaczu.

Dowolnie skierowana wypadkowa „W” wprowadza w wahacz składowe „W₁” zginająca wahacz i „W₂” ściskająca go (Rys.26.5). Podobnie siła w amortyzatorze „A” rozkłada się na składowe „A₁” i „A₂” także ściskające i gnące wahacz.

Siła w wahaczu:

$$A = W \frac{r_1}{r_2} \quad (26.15)$$

gdzie „r₁” i „r₂” wg rysunku 26.5.



Rys.26.5. Obciążenia wahacza.

Składowe obciążające wahacz:

$$W_1 = W \cdot \cos \gamma_1 \quad (26.16)$$

$$W_2 = W \cdot \sin \gamma_1 \quad (26.17)$$

oraz:

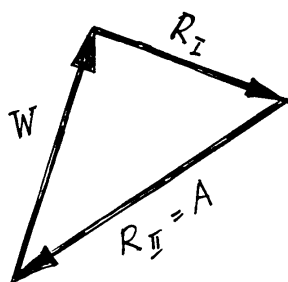
$$A_1 = A \cdot \cos \gamma_2 \quad (26.18)$$

$$A_2 = A \cdot \sin \gamma_2 \quad (26.19)$$

gdzie kąty γ_1 i γ_2 pokazano na rys.26.5.

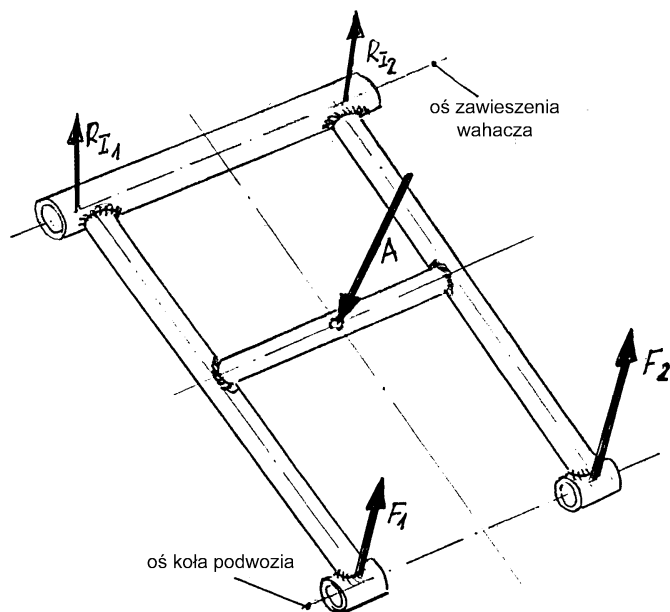
Dla wyznaczenia wymiarujących sytuacji dla wahacza i amortyzatora konieczna jest znajomość kinematyki ruchu wahacza i amortyzatora, gdyż w trakcie pracy koła podwozia wielkości „ r_1 ”, „ r_2 ”, „ γ_1 ” i „ γ_2 ” zmieniają się w zależności od reakcji podłoża na koło.

Siły obciążające węzły mocowania wahacza i amortyzatora „ R_I ” oraz „ R_{II} ” należy znaleźć wykreślnie (Rys.26.6) rozkładając siłę „ W ” na kierunek osi amortyzatora i kierunek zamykający trójkąt sił.



Rys.26.6. Reakcje w węzłach mocowania wahacza i amortyzatora.

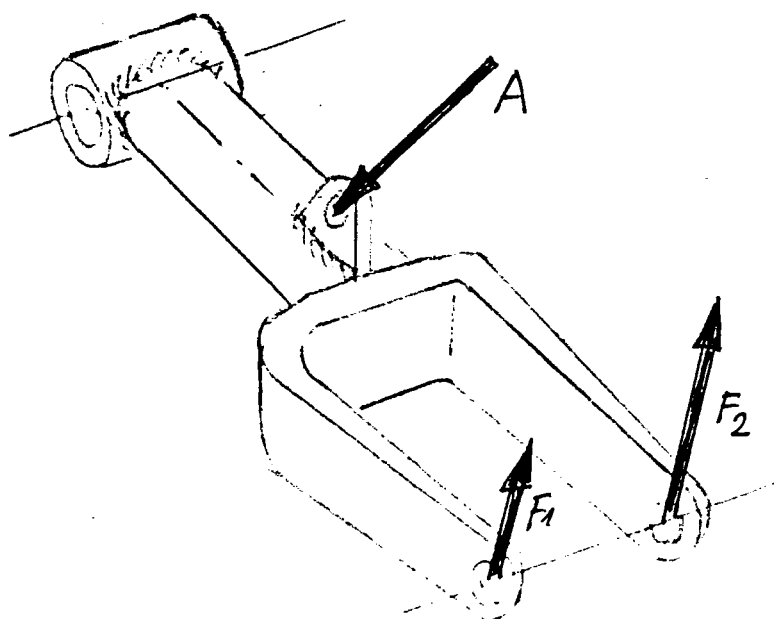
Typowy przykład prostego wahacza przedstawiono na rys.26.7. Wszystkie wyznaczone siły rozłożą się po połowie na lewe i prawe ramię wahacza. Natomiast amortyzator obciąży poprzeczkę łączącą oba ramiona, a więc $F_1 = F_2 = W/2$ oraz $R_{I1} = R_{I2}$. W przypadku obciążenia niesymetrycznego $F_1 \neq F_2$ oraz $R_{I1} \neq R_{I2}$, a wyznaczenie sił przebiega wg zależności (26.3) do (26.6).



Rys.26.7. Wahacz ramowy.

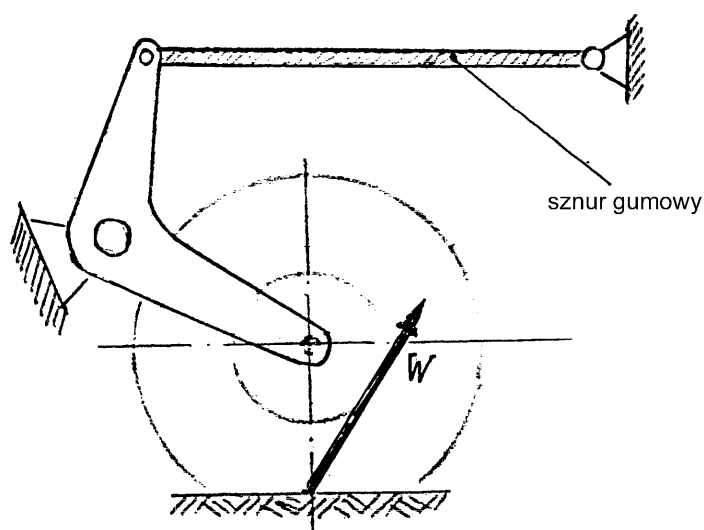
Obliczenie wytrzymałościowe przebiega jak dla typowej ramy z zadaniem układem obciążeń siłami w węzłach.

Schemat innego układu wahacza podano na rys.26.8.



Rys.26.8. Wahacz widłowy.

Użycie wahacza kąтового (Rys.26.9) pozwala na wykorzystanie sznura gumowego jako amortyzatora.

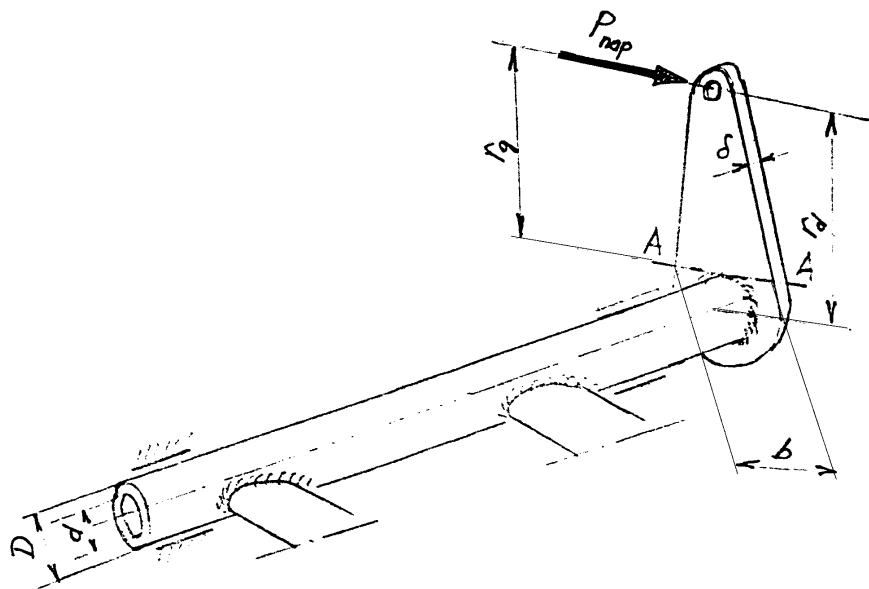


Rys.26.9 Schemat wahacza kąтового.

Każdy z przedstawionych układów reprezentuje pewne rozwiązanie konstrukcyjne. Z uwagi na ich różnorodność obliczenie wytrzymałościowe wymaga podejścia indywidualnego przyjęcie modelu obliczeniowego odpowiadającego przyjętej koncepcji konstrukcyjnej.

26.2. KOŁA CHOWANE W LOCIE.

Podwozia kół chowanych w locie posiadają wahacz lub goleń zamocowane obrotowo, dla umożliwienia wciągania koła do komory podwoziowej. Jedno z rozwiązań takiego zawieszenia podano na rys.26.10.



Rys.26.10. Zawieszenie koła chowanego w locie.

Siła wprowadzająca obrót wahacza „ P_{nap} ” wynika z wysiłku pilota na dźwigni w kabinie, doprowadzona poprzez przełożenia układu kinematycznego do dźwigni uruchamiającej obrót rury skrętnej zawieszenia.

Moment obracający:

$$M_{obr} = P_{nap} \cdot r_d \quad (26.20)$$

wywołuje skręcanie rury zawieszenia, dając w niej naprężenie styczne:

$$\tau = 16 \frac{M_{obr} \cdot D}{\pi(D^4 - d^4)} \quad (26.21)$$

Rura zawieszenia jest również zginana od reakcji zawieszenia, ale zginanie to nie występuje w momencie chowania (obciążenia skrętnego rury), gdyż dzieje się to w locie (brak reakcji podłoża). Współczynnik bezpieczeństwa na skręcanie należy odnieść do wytrzymałości rury na skręcanie obniżonej przez współczynnik $k=0,8$ z racji osłabienia materiału przez spawanie.

Ramię napędzające zgina dźwignię i w krytycznym przekroju „A-A” moment gnący wynosi:

$$M_g = P_{nap} \cdot r_g \quad (26.22)$$

wywołując naprężenie:

$$\sigma = 6 \frac{M_g}{b^2 \delta} \quad (26.23)$$

Sposób uruchamiania chowania koła pokazany na rys.26.10 wymaga zastosowania elementu rozprzegającego układ napędowy w momencie gdy podwozie zostanie wypuszczone i zablokowane, aby ruch wahacza pod wpływem reakcji podłoża nie przenosił się na układ napędowy.

Rozwiązania konstrukcyjne mechanizmu chowania podwozia mogą być różne, obliczenia wytrzymałościowe zależą zatem od konkretnego rozwiązania konstrukcyjnego.

Elementy składowe podwozia chowanego są podobne do elementów podwozi stałych. Rachunek wytrzymałościowy jest więc także podobny i nie wymaga oddzielnych rozważań.

27. WYTRZYMAŁOŚĆ UKŁADÓW STEROWANIA.

27.1. RODZAJE UKŁADÓW.

Ogólnie układy sterowania dzieli się na pierwszorzędowe, od których zależy bezpieczeństwo lotu w sposób zasadniczy, oraz drugorzędowe, mniej odpowiedzialne, usterka których nie stwarza sytuacji groźnej.

Do układów pierwszorzędowych należą:

- układ sterowania sterem wysokości,
- układ sterowania lotkami,

- układ sterowania sterem kierunku.

Układy drugorzędowe stanowią:

- układ sterowania hamulcem aerodynamicznym,
- układ operowania klapami,
- układ operowania podwoziem,
- układ wyzwalań zaczepu holowniczego,
- układ sterowania klapką wyważającą,
- układy sterowania różnymi drobnymi urządzeniami oraz spustem wody balastowej, hamulcem koła itp.

Z uwagi na zastosowanie elementów konstrukcyjnych układy można podzielić na:

- sztywne (napędzane popychaczami),
- miękkie (napędzane linkami lub cięgłami),
- mieszane (popychaczowo-linkowe).

27.2. ELEMENTY UKŁADÓW STEROWANIA.

Każdy układ sterowania składa się z:

- dźwigni sterowania w kabinie (uchwyt ręczny lub pedał),
- elementów przekazujących (popychacze, linki, cięgła),
- dźwigni pośrednich lub segmentów,
- konsol zawieszeniowych dźwigni.

Z uwagi na ciasnotę panującą wewnątrz kabiny pilota szczególnie w szybowcu wysokowyczynowym-zawodniczym, gdzie walka toczy się jak najmniejszy przekrój poprzeczny kadłuba, zagadnienia rozwiązania układów napędowych jest zadaniem konstrukcyjnym bardzo trudnym. Układy stają się złożone, często o wymyślnych kształtach, dalekie od standaryzacji, z wyjątkiem może pedałów oraz elementów typowych (końcówki popychaczy, popychacze, linki, ściągacze, łożyska i sworznie łączące).

27.2.1. Sterownica.

Schematy układu sterownic przykładowo podano na Rys.27.1. Drażek sterowy, obciążony siłą „P” wywieraną przez pilota na uchwyt (Rys.27.2) jest zginany w przekroju krytycznym (A-A) momentem:

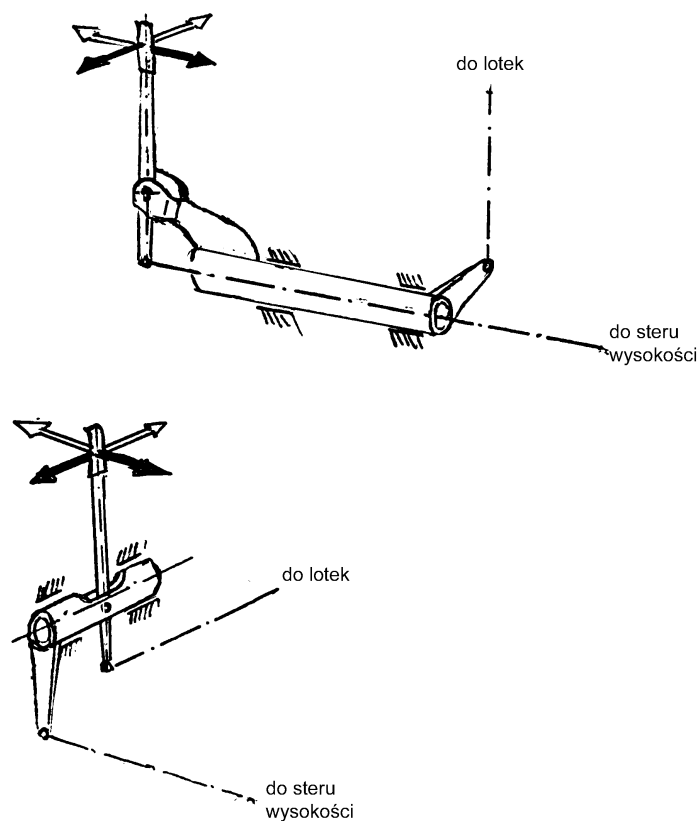
$$M_g = P \cdot h \quad (27.1)$$

Przekrój krytyczny osłabiony jest wykrojem na tulejkę osi drążka i wskaźnik przekroju na zginanie wynosi, zgodnie z oznaczeniami na rys.27.2:

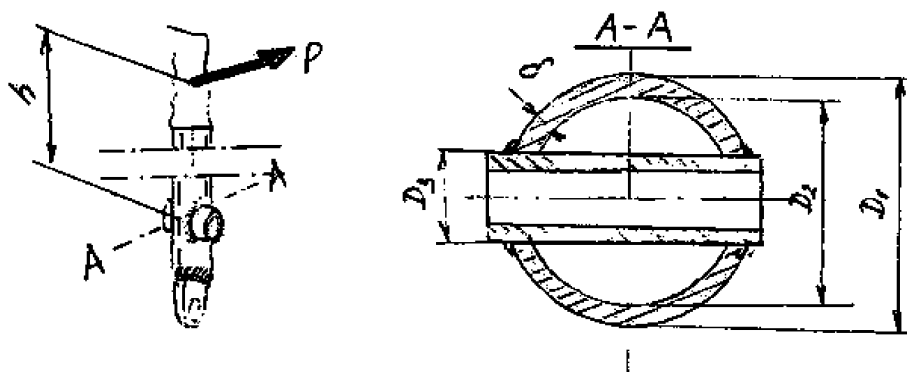
$$W_g \cong \frac{D}{32} \left[\frac{\pi}{4} (D_1^4 - D_2^4) - \delta D_3^4 \right] \quad (27.2)$$

dając naprężenie normalne w skrajnym włóknie rury drążka:

$$\sigma = \frac{M_g}{W_g} \quad (27.3)$$



Rys.27.1. Schematy układu sterownic.



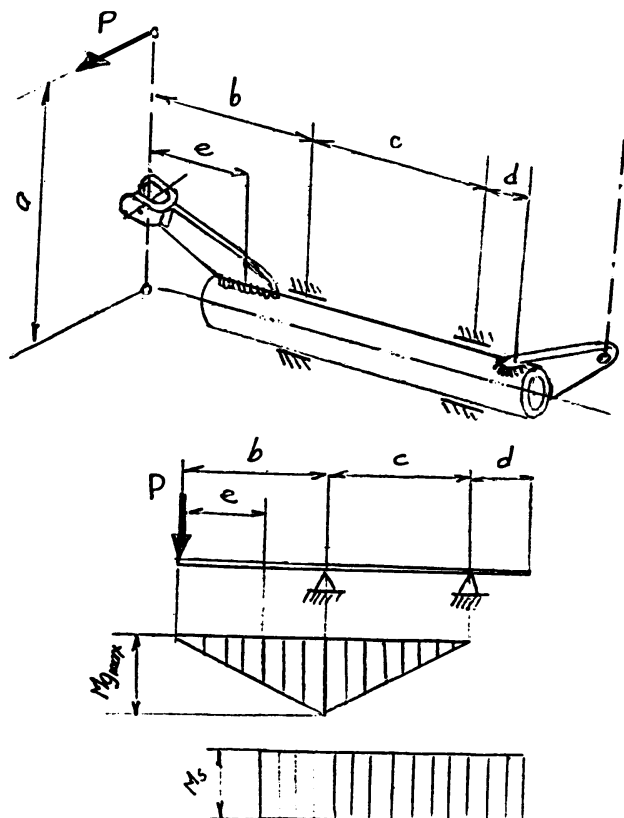
Rys.27.2. Obciążenie drążka sterowego.

Korpus sterownicy (Rys.27.3) obciążony jest giętnie i skrętnie, gdy działa obciążenie w kierunku sterowania lotkami. Zgodnie z oznaczeniami na rysunku maksymalny moment gnący wynosi:

$$M_{g \max} = P \cdot b \quad (27.4)$$

natomiast moment skręcający:

$$M_s = P \cdot a \quad (27.5)$$



Rys.27.3. Obciążenie korpusu sterownicy.

Przy oznaczeniu średnic rury korpusu przez „D” zewnętrznej i przez „d” wewnętrznej naprężenia wynoszą:

- od zginania

$$\sigma = 32 \frac{P \cdot b \cdot D}{\pi (D^4 - d^4)} \quad (27.6)$$

- od skręcania:

$$\tau = 16 \frac{P \cdot a \cdot D}{\pi (D^4 - d^4)} \quad (27.7)$$

Naprężenie zastępcze:

$$\sigma_z = \sqrt{\sigma^2 + 3\tau^2} \quad (27.8)$$

pozwała na wyznaczenie współczynnika bezpieczeństwa:

$$\nu = \frac{R_r}{\sigma_z} \quad (27.9)$$

gdzie „R_r” jest wytrzymałością materiału korpusu.

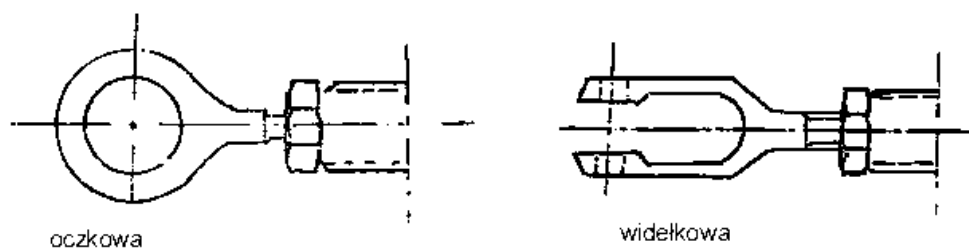
Inne rozwiązania konstrukcyjne sterownic wymagają innych modeli obliczeniowych, które należy każdorazowo dobierać do formy zaproponowanej przez konstruktora.

27.2.2. Popychacze.

Zadaniem popychaczy jest przenoszenie sił rozciągających i ściskających. W przypadku rozciągania, naprężenie w popychaczu musi być na tyle niskie, aby dawało wymagany współczynnik bezpieczeństwa, natomiast w przypadku ściskania popychacze krępe wymiarowane są ściskaniem, natomiast smukłe wyboczeniem.

W konstrukcji szybowców stosuje się popychacze znormalizowane lub specjalne. Popychacze znormalizowane należy stosować wszędzie, gdzie jest to możliwe, natomiast popychacze specjalne, podrażające produkcję, należy stosować tylko wyjątkowo, tam gdzie wielkość siły lub gabaryty szybowca do tego zmuszają.

Popychacze znormalizowane posiadają końcówki widelkowe lub oczkowe (Rys.27.4.), czyli zamocowane są przegubowo.



Rys.27.4. Końcówki popychaczy.

Znormalizowane popychacze stalowe i duralowe posiadają wymiary $\varnothing 20 \times 18$, $\varnothing 16 \times 14$ i $\varnothing 15 \times 13$. Wartości sił krytycznych dla popychaczy normalnych podano na rys.27.5.

Naprężenie w popychaczu wynosi:

$$\sigma = \frac{4P}{\pi(D^2 - d^2)} \quad (27.10)$$

Dla popychaczy specjalnych siłę krytyczną należy wyznaczyć z zależności:

$$P_{kr} = \pi^2 \frac{EJ}{l^2} \quad (27.11)$$

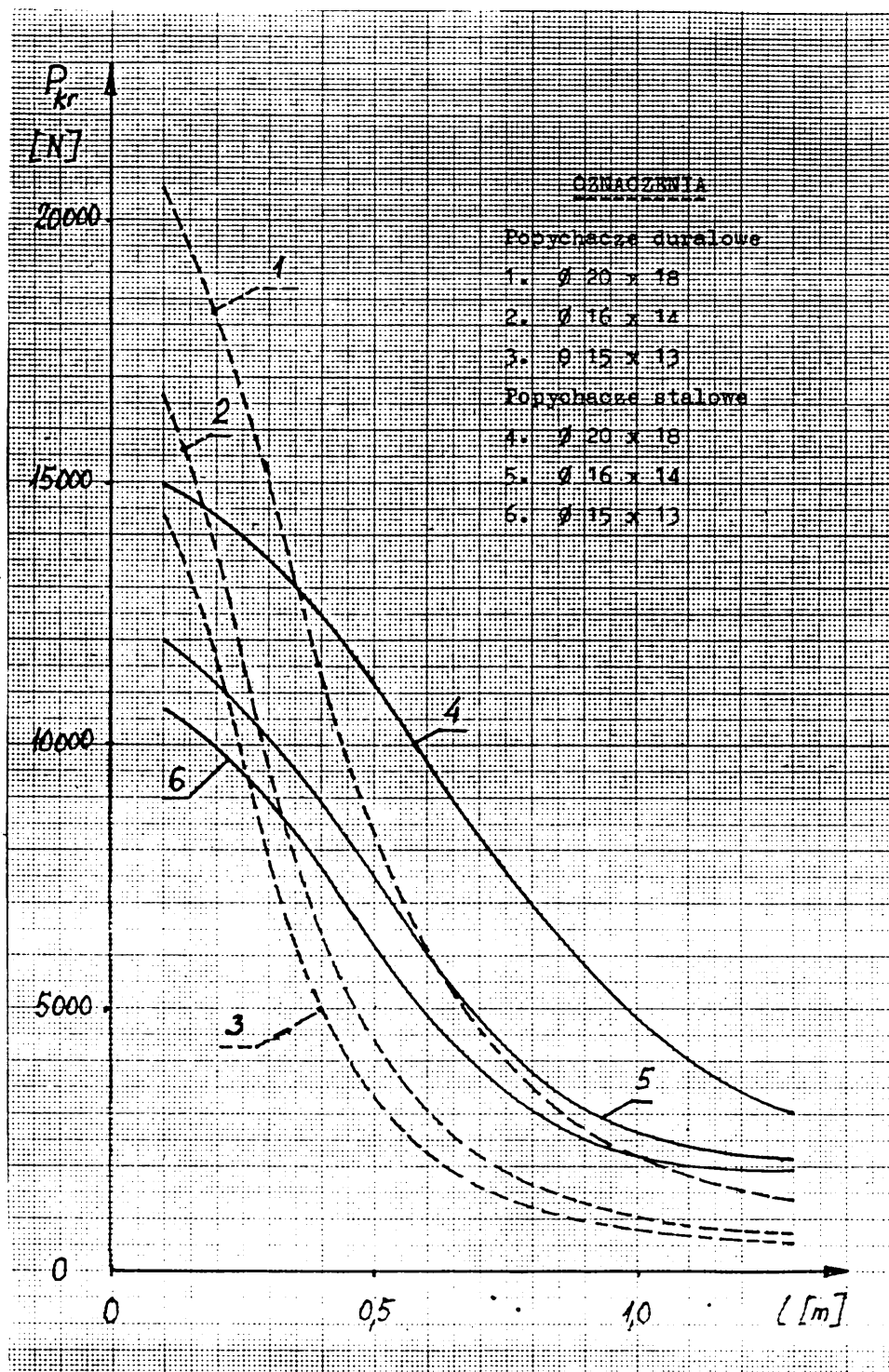
gdzie: „E” jest modułem Younga, „J” momentem bezwładności przekroju popychacza, a „l” długością wyboczenia.

Zależność (27.11) jest aktualna dla popychaczy smukłych. Dla popychaczy krępych (o małej długości) wzór Eulera na siłę krytyczną traci swą aktualność na rzecz wytrzymałości doraźnej lub lokalnego wyboczenia ścianki popychacza. Jak widać na rys 27.5. krępe popychacze duralowe mają przewagę nad stalowymi.

Współczynnik bezpieczeństwa popychacza należy odnosić do siły krytycznej wyboczenia, albowiem popychacz wyboczony przestaje pracować co jest równoznaczne ze „zniszczeniem” układu sterowania:

$$\nu = \frac{P_{kr}}{P} \quad (27.12)$$

gdzie, podobnie jak w zależności (27.10) siła „P” jest obciążeniem dopuszczalnym popychacza. Wielkości siły krytycznej dla popychaczy normalnych „P_{kr}” zostały wyznaczone doświadczalnie, przy zastosowaniu typu końcówek, sposobu łącznia rur popychaczy z korkami mocującymi końcówki, takich jakie są zalecane przez normy.



Rys.27.5. Siły krytyczne wyoboczenia dla popychaczy normalnych.

27.2.3. Linki i cięgła.

W układach sterowania stosowane są różne typy linek stalowych z rdzeniem konopnym lub bezrdzeniowe. Stosowane typy linek podano w tablicy 27.1, gdzie określono również siłę zrywającą linkę.

Obliczenie wytrzymałościowe linki wymaga określenia współczynnika bezpieczeństwa w postaci:

$$\nu = \frac{P_{zryw}}{P} \quad (27.13)$$

gdzie:

- P_{zryw} – siła zrywająca linkę, wg tab.27.1,
- P - dopuszczalna siła w linie.

Cięgła wykonywane są z drutu stalowego i obliczenia wytrzymałościowe polegają na wyznaczeniu naprężenia w drucie i porównaniu go z nośnością materiału dla wyznaczenia współczynnika bezpieczeństwa.

Linki jak i cięgła mogą oczywiście przenosić tylko siły rozciągające.



27.2.4. Dźwignie i segmenty

Obliczenia dźwigni

Zadaniem dźwigni i segmentów jest:

- przekazanie ruchu bez zmian (dźwignia podpierająca, rys. 27.7),
 - równoległe przesunięcie ruchu (dźwignia prosta, rys. 27.6),
 - kątowa zmiana ruchu (dźwignia kątowa, rys. 27.6),
- a ponadto dokonanie przełożenia sił:

$$i_p = \frac{r_1}{r_2} \quad (27.14)$$

Podobną rolę spełniają segmenty połączone z dźwignią (Rys.27.8)

Dźwignia pracuje na zginanie oraz rozciąganie lub ściskanie (Rys.27.9). Siłę „ P_2 ” należy rozłożyć na składową „ P_2' ” zginającą i ścinającą przekrój dźwigni oraz „ P_2'' ” ściskającą lub rozciągającą.

Krytycznym przekrojem dźwigni jest przekrój „A-A”, gdzie materiał osłabiony jest otworem ulżeniowym o średnicy „D”. Zgodnie z oznaczeniami na rys. 27.9 naprężenie od zginania:

$$\sigma_g = \frac{P_2' \cdot l \cdot D}{6\delta (H^3 - D^3)} \quad (27.15)$$

oraz od ściskania:

$$\sigma_s = \frac{P_2''}{\delta (H - D)} \quad (27.16)$$

Ponadto przekrój „A-A” jest ścinany:

$$\tau \approx \frac{P_2'}{\delta (H - D)} \quad (27.17)$$

Naprężenie zastępcze w skrajnym włóknie ściskanym i ścinanym:

$$\sigma_z = \sqrt{(\sigma_g + \sigma_s)^2 + 3\tau^2} \quad (27.18)$$

Współczynnik bezpieczeństwa:

$$\nu = \frac{R_c}{R_z} \quad (27.19)$$

gdzie „ R_c ” jest wytrzymałością na ściskanie materiału dźwigni.

Jeżeli składowa „ P_2'' ” jest rozciągającą należy sprawdzić ucho końcówki dźwigni (przy sile „ P_2 ” i drugą przy sile „ P_1 ”) na wycinanie wg zależności (23.51) i (23.52). Gdy konstruktor zaprojektował dźwignię kątową nitowaną (Rys.27.10) wówczas należy sprawdzić wytrzymałość połączenia nitowego.

Zgodnie z danymi rysunku 27.10 połączenie dokonano $i = 4$ nitami.

Siła obciążająca jeden nit:

$$S = P_1 \frac{r_0}{i \cdot r_n} \quad (27.20)$$

Naprężenie ścinające w nicie:

$$\tau = \frac{4S}{\pi d_n^2} \cdot \beta \quad (27.21)$$

gdzie:

d_n - średnica nita

$\beta = 1,33$ (przekrój kołowy)

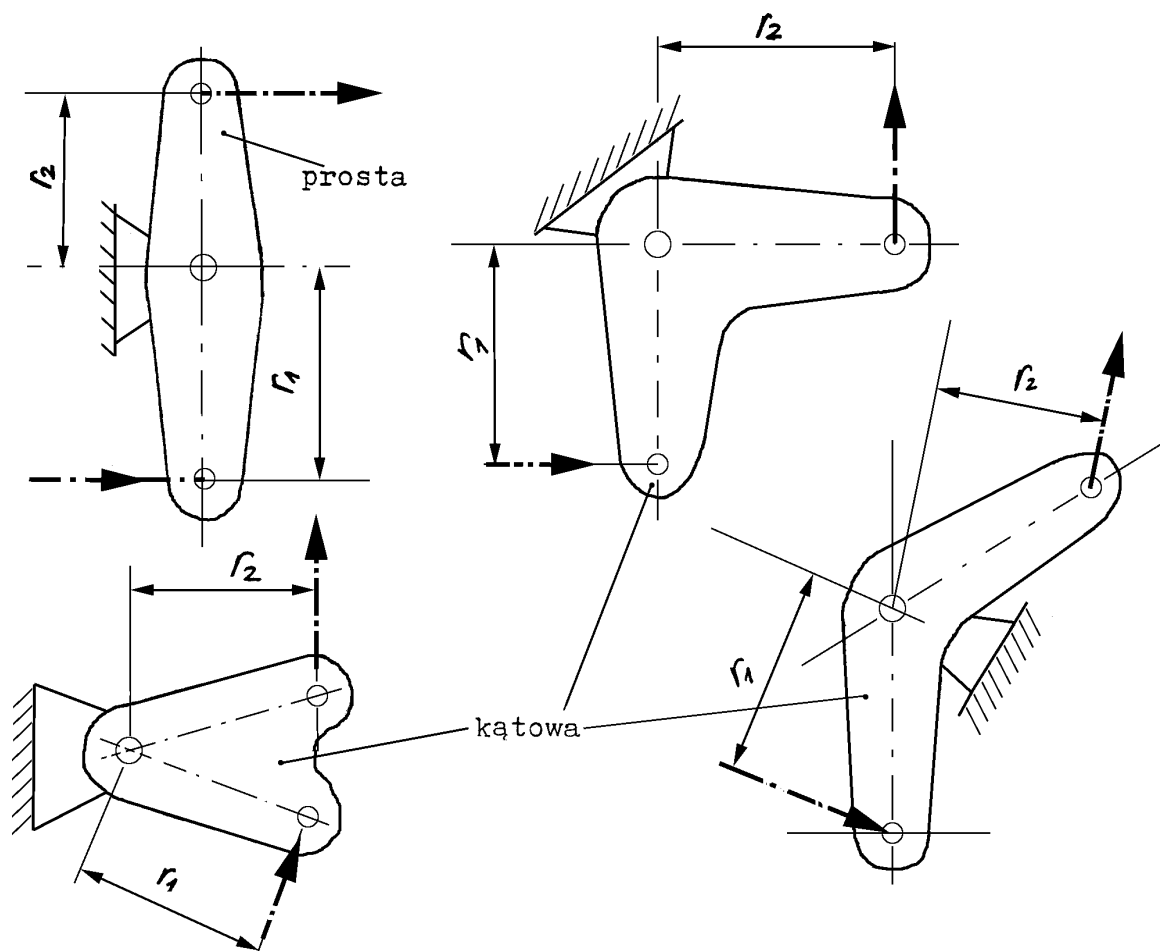
Współczynnik bezpieczeństwa:

$$\nu = \frac{R_{tn}}{\tau} \quad (27.22)$$

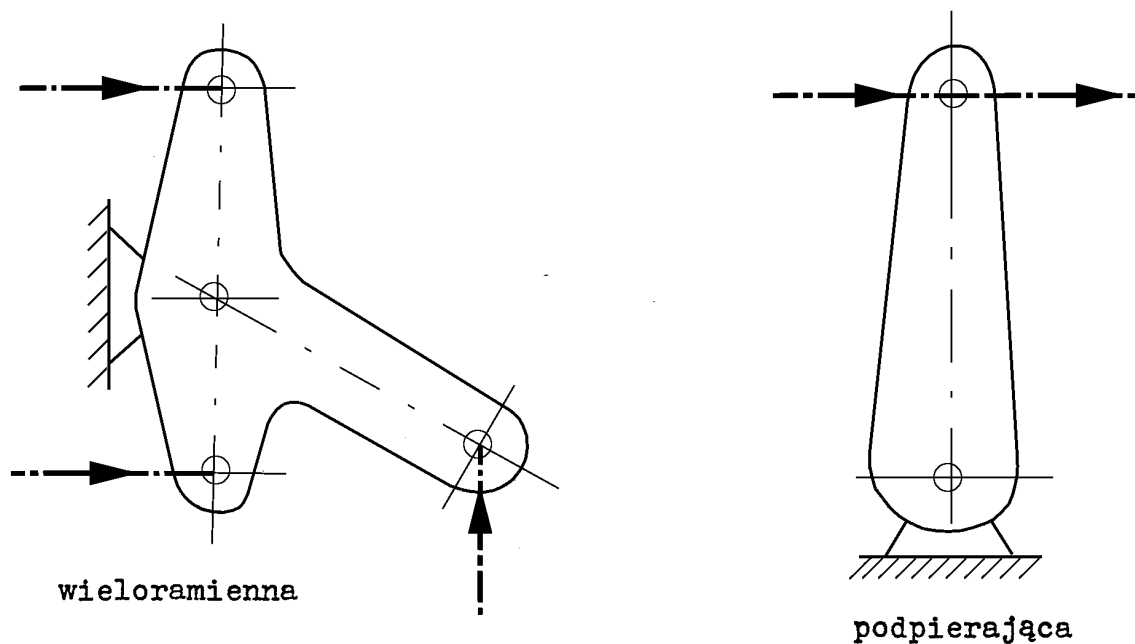
gdzie „ R_{tn} ” jest wytrzymałością materiału nitu na ścinanie.

Tab. 27.1. Linki stosowane w układach sterowania szybowcem.

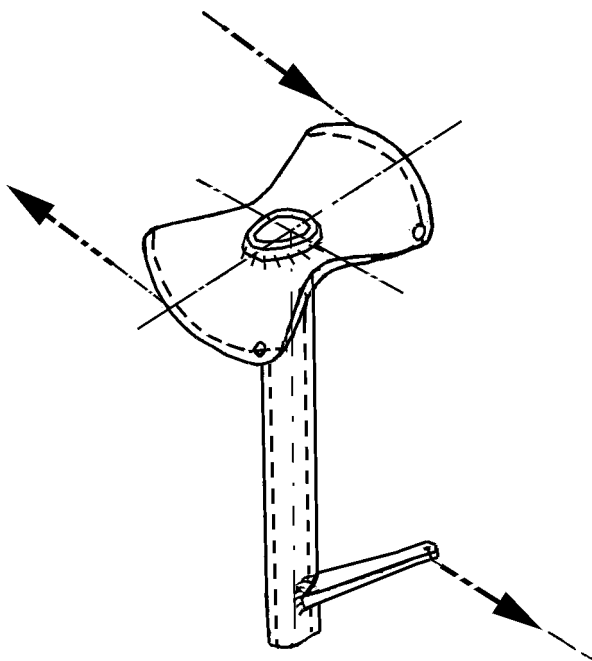
Oznaczenie linki	Średnica [mm]	Siła zrywająca [N]
LINKI BEZRDZENIOWE		
1 x 19	1,5	1880
	3,0	6860
7 x 7	3,5	9680
	4,5	15450
LINKI Z RDZENIEM		
6 x 9 + R	3,0	6100
	2,0	2815
6 x 7 + R	2,6	4550
	3,2	6720



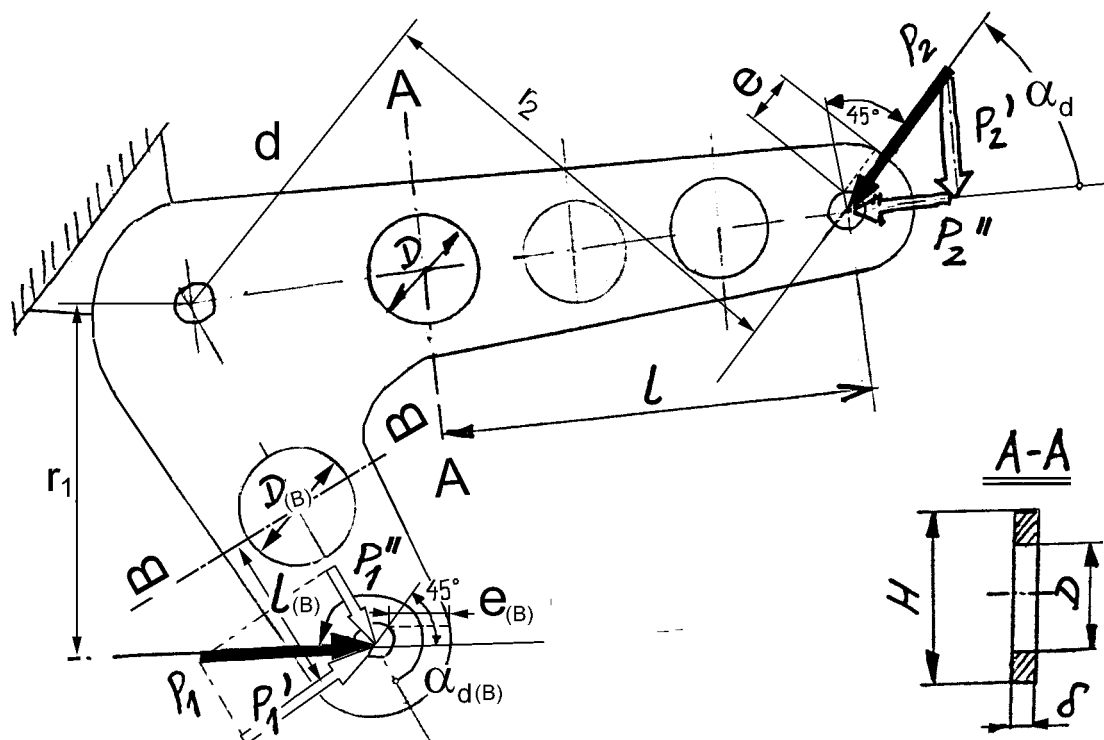
Rys. 27.6. Rodzaje dźwigni dwuramiennych



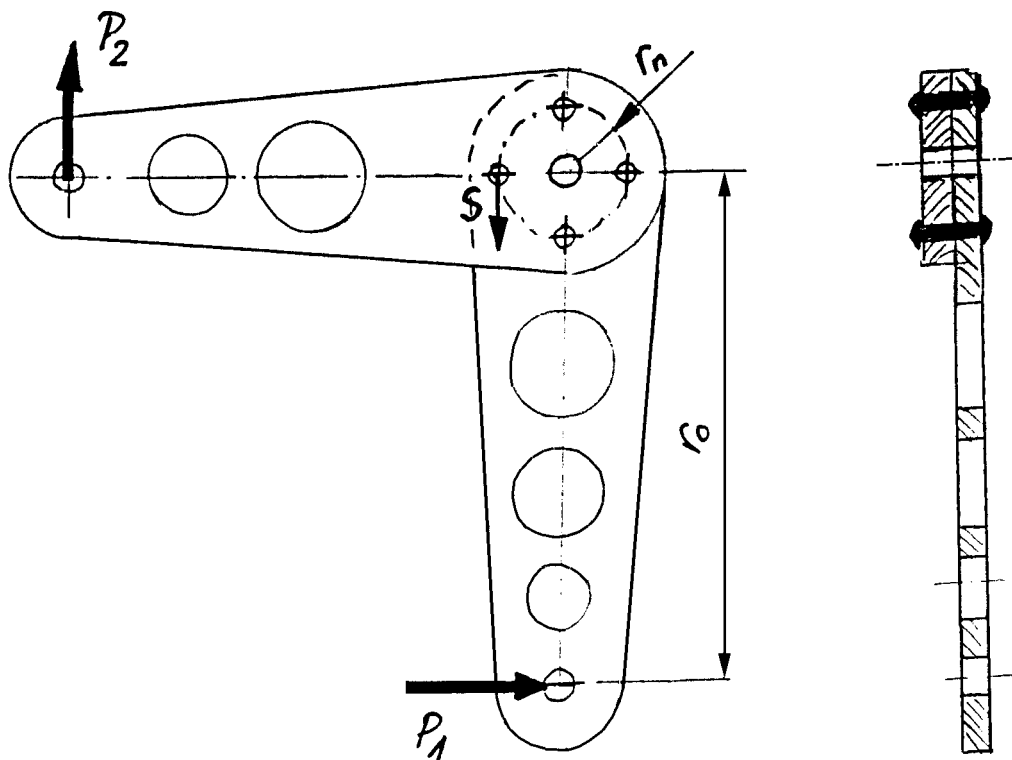
Rys. 27.7. Dźwignie wieloramienne i podpierające



Rys. 27.8. Segment na rurze skrętej.



Rys. 27.9. Praca dźwigni



Rys. 27.10. Dźwignia kątowa nitowana



Obliczenia łożysk

27.2.5. Łożyska

Poszczególne popychacze łączone są z dźwigniami przy pomocy łożysk, najczęściej kulkowych lub przegubowych (kulowych), rzadziej ślizgowych.

Łożyska są wprasowywane albo w końcówki dźwigni, albo w oczkowe końcówki popychaczy.

Praca łożysk polega na wykonywaniu niewielkich ruchów obrotowych i rzadkich (w porównaniu z maszynami o częściach wirujących). Dlatego w obliczeniach wytrzymałościowych łożyska w układach sterowania traktuje się jako obciążone spoczynkowo. Łożyska stosowane w układach sterowania szybowców przedstawiono w tabelicy 27.2.

Obliczenia wytrzymałościowe łożyska polegają na doborze takiego rodzaju łożyska, aby nie została przekroczona nośność spoczynkowa, czyli współczynnik bezpieczeństwa:

$$\nu = \frac{S}{P} \geq 1,0 \quad (27.23)$$

W przypadku stosowania łożysk ślizgowych (Rys.27.11) należy sprawdzić docisk sworznia do otworu w łożysku z wprasowaną tulejką ślizgową (najczęściej mosiężną).

Sworzeń posiada tulejkę dystansową dla zapewnienia luzu poosiowego dającego swobodny obrót.

W takim przypadku należy sprawdzić docisk pomiędzy tulejką dystansową a tulejką ślizgową :

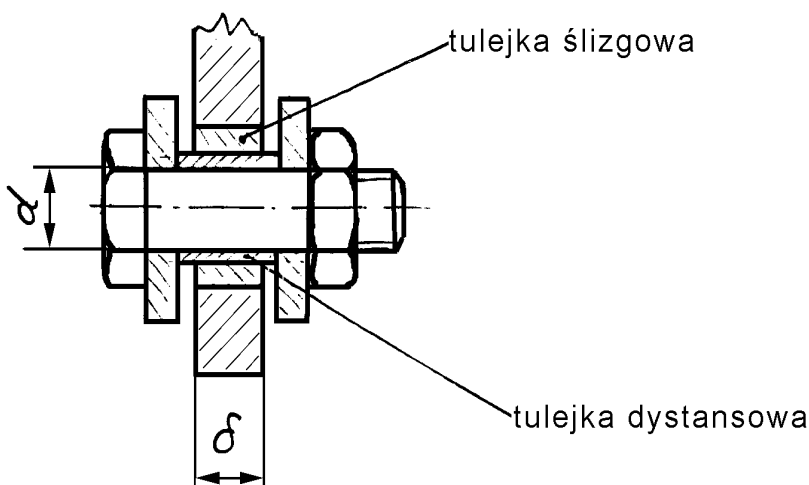
$$p = \frac{P}{d \cdot \delta} \quad (27.24)$$

gdzie oznaczenia podano na rys.27.11 , a siła „P” jest siłą w popychaczu lub reakcją w osi dźwigni. Jeżeli połączenie jest silnie obciążone, stosuje się układ zablokowanych dwóch łożysk obok siebie. O ile ma to miejsce przy końcówce dźwigni musi być odpowiednio gruba, natomiast gdy dotyczy to zawieszenia dźwigni stosuje się układ pokazany na rys.27.10 (dźwignia nitowana z 2 elementów).

Sworznie łączące dźwignię z popychaczem lub zawieszenie dźwigni z konsolą zawieszeniową należy sprawdzić na ścinanie (sworzeń dwucięty) i na dociski do widełek popychacza lub do otworu w łożysku.

W przypadku zastosowania łożysk kulkowych zwykłych kierunek popychacza musi pokrywać się z płaszczyzną dźwigni z odchyłką nie większą niż 3° , w przeciwnym przypadku muszą być stosowane łożyska wahliwe.

Łożyska przegubowe, zwane także kulowymi stosowane są w przypadku wysokich obciążeń (patrz wartości nośności łożysk w tablicy 27.2), oraz pozwalają na przemieszczenia kątowe płaszczyzny siły względem płaszczyzny dźwigni, podobnie jak łożyska wahliwe.



Rys. 27.11. Łożysko ślizgowe

Tab. 27.2. Łożyska stosowane w układach sterowania szybowców.

Rodzaj łożyska	Oznaczenie	Średnica otworu [mm]	Średnica zewnętrzna [mm]	Nośność spoczynkowa S [N]
Kulkowe Zwykłe	624 Z 2	4	13	400
	625 Z 2	5	16	700
	626 Z 2	6	19	980

	608 Z 2	8	22	1300
Kulkowe wahliwe	135 126	5 6	19 19	540 560
Przegubowe (kulowe)	1/E – 5 1/E – 5	5 6	14 14	10000 10000



27.2.6. Pedał

Obliczenia pedałow

Najpowszechniej stosowane układy pedałów podano na rys.27.12.

Z punktu widzenia wytrzymałości pedał jest dźwignią, przenoszącą ruch i obciążenie od wysiłku pilota w sposób uzależniony od zastosowanego rozwiązania konstrukcyjnego.

W przypadku pedałów orczykowych i górnazawiasowych pięta pilota spoczywa na podłodze i cały wysiłek „P” przejmowany jest przez stopkę pedału, natomiast w układzie dolnozawiasowym siła „P” rozkłada się na stopkę i podpórkę pięty w proporcji odpowiednio 40 % i 60 % siły nacisku stopy pilota.

Krytycznym elementem struktury pedału jest ramię, które jest obciążone giętnie (układ „C”) lub giętno-skrętnie (układ „B”),zależnie od sposobu zamocowania linki biegnącej do steru kierunku. Przykład pedału z ramieniem obciążonym giętno-skrętnie podano na rys.27.13. Siła w lince „P_L” równa jest:

$$P_L = P \cdot \frac{b}{h} \quad (27.25)$$

W krytycznym przekroju ramienia pedału (miejsce osłabione przez przegrzanie w okolicy spiny, w przekroju „A-A”) moment gnący wynosi:

$$M_g = P_L \cdot \left(h - \frac{d}{2} \right) - P \cdot \left(b - \frac{d}{2} \right) \quad (27.26)$$

i towarzyszy mu moment skręcający:

$$M_s = P_L \cdot a \quad (27.27)$$

oraz siła poprzeczna:

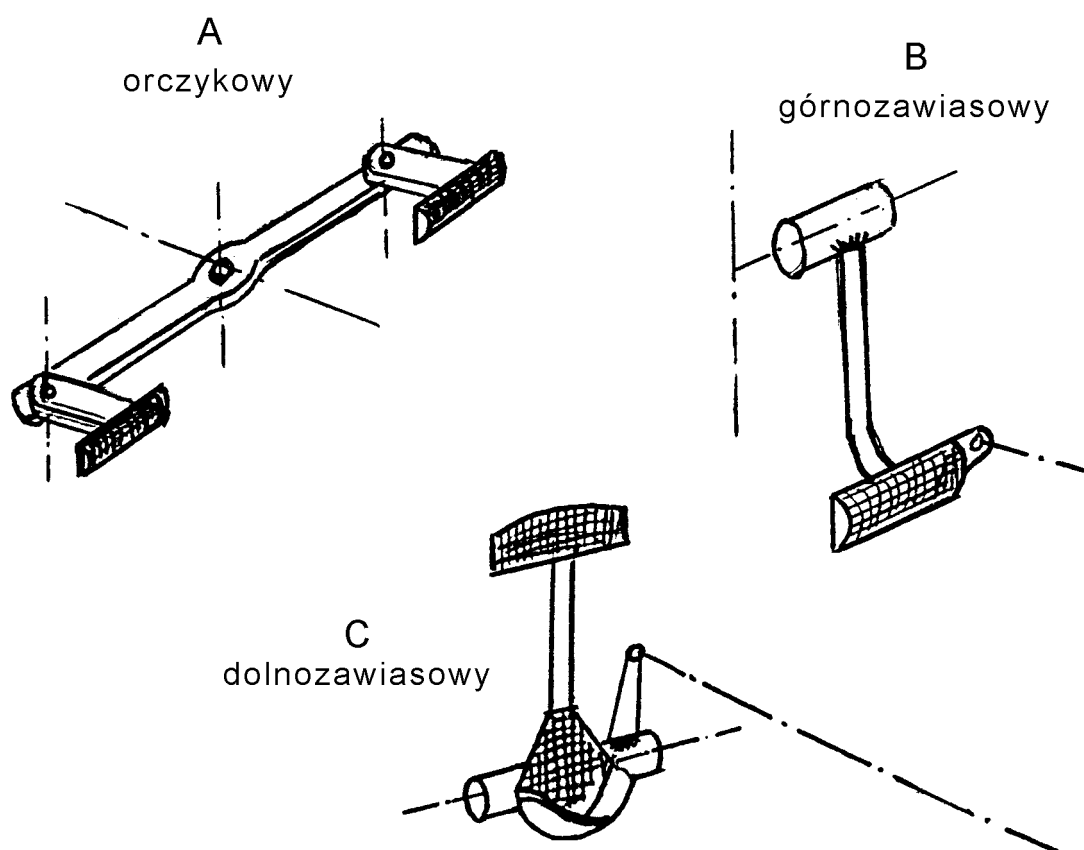
$$T = P_L - P \quad (27.28)$$

W zawieszeniu osi pedału powstają reakcje:

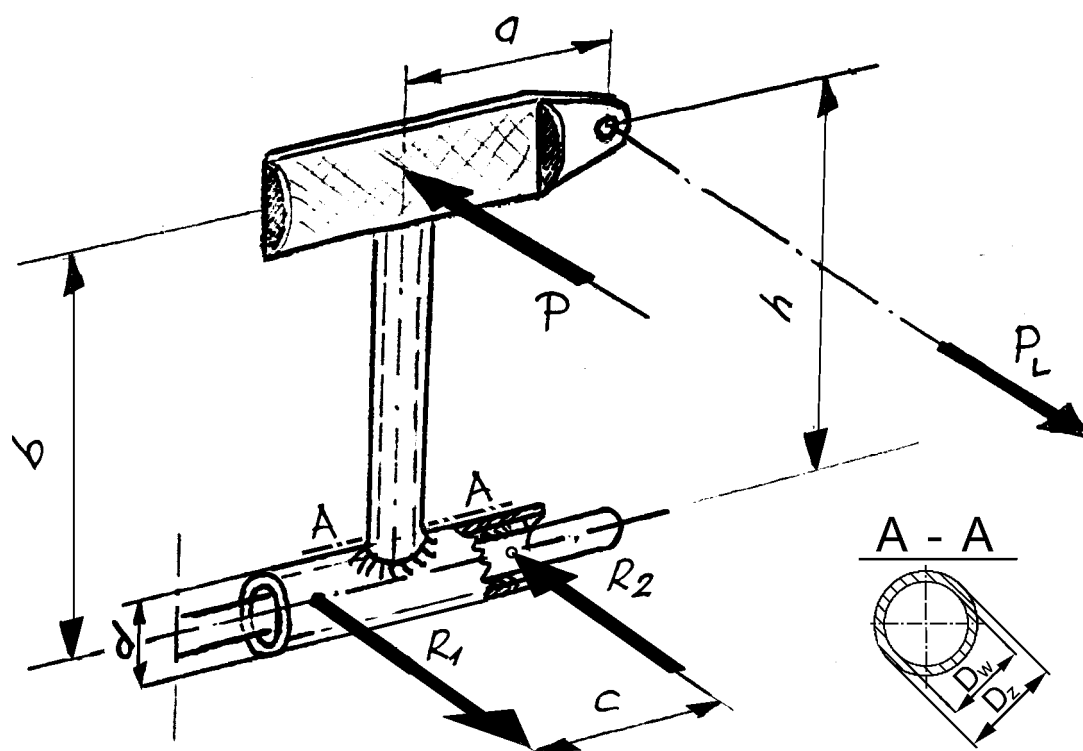
$$R_1 = \frac{P_L - P}{2} + P_L \cdot \frac{a}{c} \quad (27.29)$$

oraz:

$$R_2 = \frac{P_L - P}{2} - P_L \cdot \frac{a}{c} \quad (27.30)$$



Rys. 27.12. Układy pedałów



Rys. 27.13 . Pedał z ramieniem zginanym i skręcanym.

Obliczenie wytrzymałościowe przekroju „A-A” wymaga wyznaczenia naprężenia normalnego od zginania oraz stycznego od skręcania i ścinania przekroju rurowego, w sposób już podawany.

Współczynnik bezpieczeństwa należy określić dla naprężenia zastępczego.

Reakcje „ R_1 ” i „ R_2 ” w zawieszeniach osi pedału wymagają sprawdzenia docisków osi do tulejek ślizgowych, tworzących łożysko ślizgowe między osią a tulejką. Oś pedału jest obciążona w sposób pokazany na rys.27.14, przy czym jest ona wspólna dla dwóch pedałów, lewego i prawego.

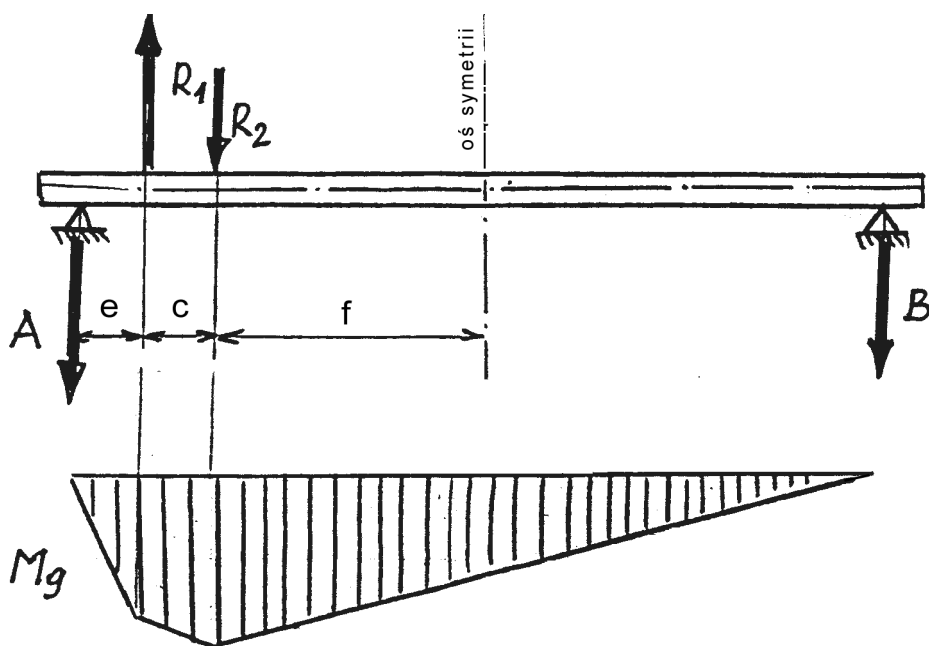
Reakcje w zawieszeniach osi:

$$A = R_1 - R_2 - B \quad (27.31)$$

oraz:

$$B = \frac{R_1 \cdot e - R_2(c + e)}{2(c + e + f)} \quad (27.32)$$

poszczególne wielkości podaje rys. 27.14., na którym podano również przebieg momentu gnącego oś. W czasie normalnej pracy pedału nacisk wywierany jest tylko na jeden pedał. Oba pedały obciążone są jedynie przy zaparciu się pilota obunóż o pedały, zależność (18.18).



Rys. 27.14. Oś pedałów



Obliczenia konsoli

27.2.7. Konsolle zawieszeniowe

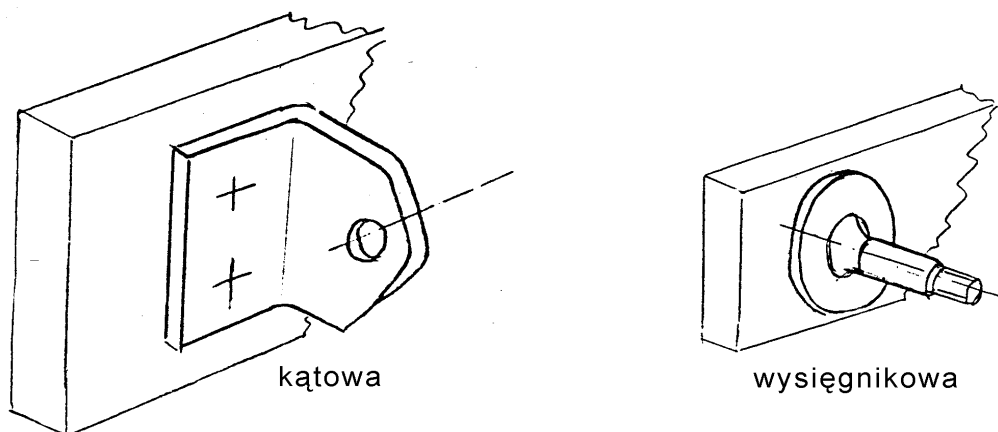
Konsolle zawieszeniowe najczęściej stosowane pokazano na rysunku 27.15. Sposób obliczania charakterystyki wytrzymałościowej konsol kątowych podają zależności (22.22) do (22.26).

Głównym obciążeniem konsoli wysięgnikowej jest zginanie i ścinanie w krytycznym przekroju (przekrój „A-A” na rys.27.16.). Moment gnący wynosi:

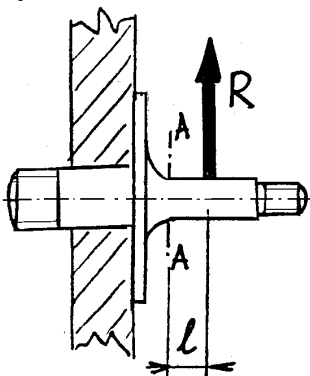
$$M_g = R \cdot l \quad (27.33)$$

który wraz z siłą ścinającą „ R ” powoduje powstanie naprężenia normalnego i stycznego.

Współczynnik bezpieczeństwa należy określić w odniesieniu do wytrzymałości materiału konsoli wysięgnikowej.



Rys.27.15. Konsole zawieszeniowe



Rys.27.16. Konsola wysięgnikowa

28. PRÓBY WYTRZYMAŁOŚCIOWE

28.1 . PODZIAŁ PRÓB WYTRZYMAŁOŚCIOWYCH

Próby wytrzymałościowe dzielą się na :

- próby dowodowe,
- próby doświadczalne,
- próby materiałowe i technologiczne.

28.1.1.Próby dowodowe

Zadaniem prób dowodowych jest doświadczalne stwierdzenie, iż struktura posiada wymagany przepisami poziom bezpieczeństwa względem obciążeń dopuszczalnych i zniszczenie badanej konstrukcji następuje przy zachowaniu przewidzianego współczynnika bezpieczeństwa (generalnie 1,5). Ponadto próba pozwala na obserwację zachowania się konstrukcji w warunkach symulacji rzeczywistych obciążeń na stoisku badawczym.

Próby dowodowe przeprowadza się na całym szybowcu (próby integralne) lub na wydzielonym zespole szybowca (próby częściowe) stanowiącym wydzieloną całość.

W próbach dowodowych symuluje się obciążenia dla poszczególnych przypadków krytycznych lub dla obwiedni kilku różnych przypadków, przy zachowaniu w miarę wiernego odtworzenia rozkładu sił i momentów obciążających.

Próby dowodowe są ważnym elementem procesu certyfikacji typu szybowca, jako podstawy dopuszczenia go do powszechnego użytkowania.

28.1.2.Próby doświadczalne

Próby doświadczalne prowadzi się celem:

- zbadania właściwości nowego, nieznanego jeszcze powszechnie tworzywa konstrukcyjnego,
- weryfikacji przyjętego modelu obliczeniowego pracy struktury o rozwiązaniu dotąd nie stosowanym,
- sprawdzeniu współpracy zespołów lub działania układów stosowanych w sposób dotąd nie projektowany.

O ile próby dowodowe dotyczą gotowego wyrobu lub gotowego zespołu konstrukcyjnego w postaci zaprojektowanej przez konstruktora i zrealizowanej na warsztacie, o tyle próby doświadczalne służą konstruktorowi jako jedno z bardzo ważnych jego narzędzi pracy.

Pozwalają na podejmowanie decyzji konstrukcyjnych w oparciu nie tylko o rozumowanie, lecz także o wynik badań zmniejszających ilość wątpliwości, jakie zawsze towarzyszą rozwiązaniom nowatorskim.

28.1.3. Próby materiałowe i technologiczne

Celem prób materiałowych i technologicznych jest bieżąca obsługa produkcji.

Szereg materiałów wydawanych na warsztat z magazynu wymaga sprawdzenia ich własności mechanicznych, chemicznych i wytrzymałościowych zanim uzyskają zezwolenie na zastosowanie w produkcji lotniczej. Wymagany zakres badań i wymagania w odniesieniu do wyników ujęte są normami i instrukcjami. W przypadku struktur kompozytowych próby materiałowe dotyczą surowców wyjściowych, z których powstaje wy- . nikowe tworzywo w trakcie procesu technologicznego. Badaniem własności wynikowego tworzywa i rezultatów procesu wytwarzania zajmują się próby technologiczne.

W trakcie procesu produkcyjnego wykonywane są próbki z materiałów wyjściowych tych samych z jakich wykonano elementy struktury szybowca (próbki-świadki), które następnie poddaje się badaniu jako reprezentantów tworzywa struktury rzeczywistej. Do prób technologicznych należy także cała grupa nieniszczącego badania struktury, spoin klejowych, połączeń spawalniczych, odlewów i t.p.

28.2. PROGRAMOWANIE PRÓB WYTRZYMAŁOŚCIOWYCH GŁÓWNYCH ZESPOŁÓW

Programowanie prób wytrzymałościowych, dowodowych, doświadczalnych czy materiałowo-technologicznych polega na:

- wyznaczeniu wielkości obciążeń,
- rozłożeniu obciążeń symulującym stan rzeczywisty
- określeniu parametrów rejestrowanych podczas próby.

Wielkość obciążeń wynika z rozważań ujętych w rozdziałach 11 do 19, przy czym dla prób integralnych należy złożyć ze sobą obciążenia tych zespołów, które uczestniczą w próbie integralnej (n. p. obciążenia skrzydła, kadłuba i usterzeń dla przypadków obciążeń w locie lub skrzydeł kadłuba i podwozia dla przypadków lądowań i t. p.).

Rozkład obciążeń symulujących stan rzeczywisty obejmuje wielkości sił lub momentów obciążających, oraz sposób zamocowania badanego zespołu na stoisku, odtwarzający zamocowanie w konstrukcji rzeczywistej.

Do parametrów rejestrowanych w czasie próby należą:

- wielkość obciążenia (w procentach obciążenia dopuszczalnego) , które w programie prób nazywa się „obciążeniem nominalnym” dla poszczególnych stopni obciążenia realizowanych skokowo n. p.: 20%, 40%, 100 %, 110 %, 120 %150% i dalej, jeżeli próba ma doprowadzić do zniszczenia struktury (próba niszcząca). Jeżeli próba ma być tylko dowodem dostatecznej wytrzymałości, po realizacji 150 % obciążenia

nominalnego zespół wykorzystuje się do następnej próby innego przypadku obciążenia. -
 odkształcenia struktury w zadanych punktach, ustalonych przez konstruktora
 - obserwacje zachowania się struktury w miarę narastania obciążenia.
 - opis struktury po próbie (ewentualne odkształcenia lub uszkodzenia)
 W dalszych rozdziałach omówione zostaną sposoby programowania głównych zespołów konstrukcyjnych szybowca.



Proba skrzydła

28.2.1. Programowanie prób skrzydła

Zespół obciążeń skrzydła podany jest w postaci:

- momentów gnących normalnych,
 - momentów gnących stycznych,
 - momentów skręcających,
 - sił poprzecznych normalnych
 - sił poprzecznych stycznych,
- w funkcji rozpiętości skrzydła.

Zadaniem programującego próbę jest jak najwierniejsza symulacja obciążeń rzeczywistych sztucznym układem sił realizowanych na stoisku badawczym w czasie próby.

Występują tutaj jednak bardzo silne więzy swobody symulacji powodowane:

- koniecznością przykładania sił w miejscach, w których struktura jest w stanie je przenieść. Na skrzydle jest to najczęściej krawędź natarcia oraz linia osi dźwigara lub przegrody wzdłużnej (ścianki środkowej) w strukturze skorupowej. Ilość punktów przyłożenia sił wzdłuż rozpiętości skrzydła limitowana jest również względami konstrukcyjnymi (układ żeber lub wzmocnień wzdłuż cięciwy).
- możliwościami realizacyjnymi stoiska, a przede wszystkim przyjętym sposobem przykładania obciążeń (przylepce, obejm, uchwyty i t. p.).

Sposoby przykładania obciążeń pokazano na rys.28.1. Uchwyty symuluje się pojedyncze siły skupione przykładane, punktowo do skrzydła, (n. p. obciążenie wywoływane zastrzałem).

Obciążenie ciągłe (aerodynamiczne i masowe) zastępuje się układem sił (układ dyskretny.) przykładanych na dwóch liniach n. p. na krawędzi natarcia i w osi dźwigara dla uzyskania symulacji skręcania i zginania.

Jak łatwo zorientować się wyżej przedstawione więzy nie pozawalają na symulację wierną, należy jednak w ramach istniejących możliwości jak najbardziej się do niej zbliżyć. Zadanie jest o tyle trudne, iż jednocześnie musimy zasymulować pięć wielkości: zginanie i ścinanie normalne i styczne oraz skręcanie. Jedną z wielkości należy przyjąć jako podstawową, inne kolejno przybliżać przez wielokrotne „dopasowywanie układu do rzeczywistości”.

Procedura symulacji jest następująca:

Wiedząc iż na skrzydle zaprojektowano „n” przekrojów odtwarzania obciążenia należy dokonać wstępnej symulacji siły poprzecznej normalnej (Rys.28.2). Odległości „ Δy_i ” są narzucone konstrukcją skrzydła i możliwościami stoiska badawczego. Wielkości poszczególnych przyrostów siły poprzecznej „ ΔT_{Ni} ” narzuca przebieg wykresu $T_N = f(y)$, zatem wielkości tych przyrostów będą zróżnicowane wzdłuż rozpiętości skrzydła. Wiadomo, iż przylepce lub uchwyty, klejone do pokrycia skrzydła są zdolne do przeniesienia określonej siły limitowanej wytrzymałością klejenia przylepca. Po wstępnej „przymiarce” wielkości przyrostów sił „ ΔT_{Ni} ”, może okazać się konieczne zwiększenie ilości punktów przyłożenia sił do skrzydła.

Dalszym krokiem jest kontrola momentu gnącego normalnego, realizowanego symulowaną siłą poprzeczną i normalną. W dowolnym przekroju „i” moment gnący wynosi:

$$M_{N\ i} = M_{N\ i+1} + T_{N\ i+1} \cdot \Delta y_{i+1} \quad (28.1)$$

Jakość tej symulacji należy skontrolować na wykresie momentu gnącego normalnego $M_N = f(y)$, rys.28.3. Krzywoliniowy przebieg momentu zastąpiony zostaje odcinkami prostymi, które powinny leżeć na zewnątrz linii krzywej.

Po dobraniu odpowiedniej symulacji zginania normalnego (siła poprzeczna i moment gnący) należy zrealizować symulację skręcania. Przyrost siły poprzecznej „ ΔT_{Ni} ” należy zrealizować przez parę sił spełniającą warunek (Rys.28.4) :

$$T_{Ai} + T_{Bi} = \Delta T_{Ni} \quad (28.2)$$

oraz :

$$\Delta M_Y = -(T_{Ai} \cdot x_{Ai} + T_{Bi} \cdot x_{Bi}) \quad (28.3)$$

gdzie:

ΔM_Y - przyrost momentu względem prostej „M-M” (patrz rys.11.6)

T_{Ai} , T_{Bi} , x_{Ai} , x_{Bi} - pokazano na rys.28.4.

Tak wyznaczone siły T_{Ai} oraz T_{Bi} symulują przyrost siły poprzecznej i przyrost momentu skręcającego pochodzącego od przekroju „i”.

Aby zrealizować obciążenie styczne należy dokonać pochylenia płaszczyzny działania obciążenia w stosunku do kierunku normalnego (Rys.28.5) o kąt:

$$\gamma = \arctg \left(\frac{T_t}{T_N} \right)_{sr} \quad (28.4)$$

gdzie : $\left(\frac{T_t}{T_N} \right)_{sr}$ –

średni stosunek siły poprzecznej stycznej do siły poprzecznej normalnej w odniesieniu do całej rozpiętości skrzydła.

Wartość pochyłonych sił obciążających :

$$P_{Ai} = \frac{T_{Ai}}{\cos \gamma} \quad (28.5)$$

oraz :

$$P_{Bi} = \frac{T_{Bi}}{\cos \gamma} \quad (28.6)$$

Wynikowy układ sił podano na rys. 28.6. Dwójki sił obciążających: P_{A1} , P_{B1} , P_{A2} , P_{B2} ,, P_{An} , P_{Bn} symulują względnie wiernie moment gnący normalny, siłę poprzeczną normalną i moment skręcający, natomiast moment gnący styczny i siła poprzeczna styczna symulowane są w sposób przybliżony, przy założeniu ich proporcjonalności do obciążeń normalnych, opartej na stosunku średniej siły poprzecznej stycznej do normalnej. Do takiego uproszczenia zmuszają techniczne możliwości realizacji próby bez nadmiernej komplikacji stoiska (istotne znaczenie kosztów realizacji próby). Obciążenia styczne w porównaniu z normalnymi są małe, a zaproponowany sposób ich odtworzenia daje w wyniku wielkości wyższe od rzeczywistych działających w kierunku stycznym, co pod względem bezpieczeństwa stawia program próby po stronie wiarygodnej.

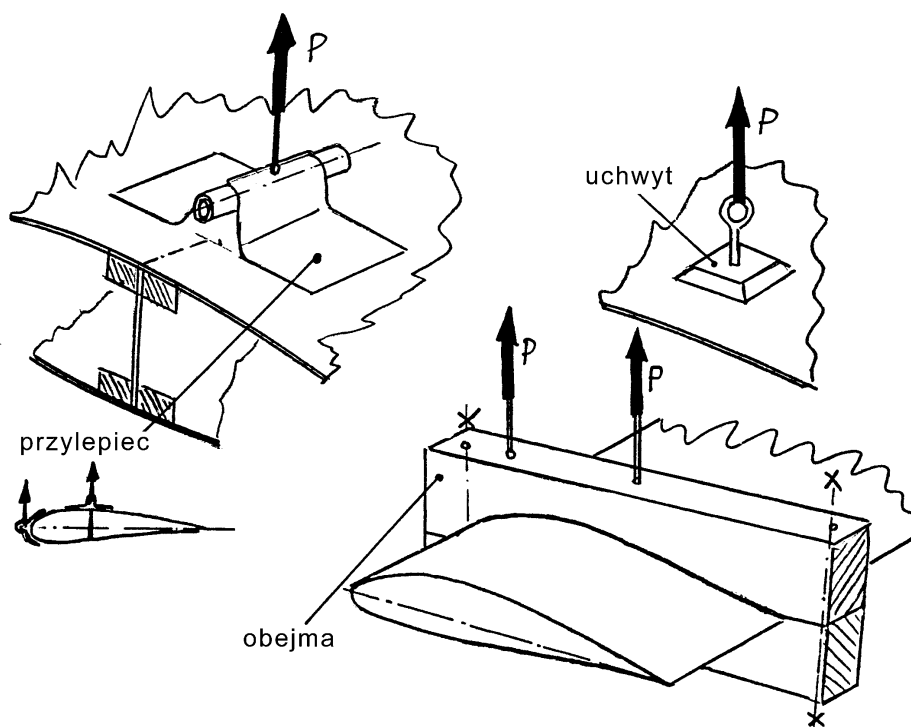
Przedstawiony sposób symulacji obciążenia skrzydła dotyczy oczywiście lewego i prawego skrzydła dla obciążeń symetrycznych. Jeżeli programowane jest obciążenie niesymetryczne konieczne jest przeprowadzenie obliczeń symulacji dla obu skrzydeł oddzielnie, albowiem są one różne.

Dla prostych przypadków obciążenia skrzydła n. p. od brutalnej obsługi obciążenie przykładane jest w postaci siły skupionej na końcówce skrzydła (Rys.28.7.). Obciążenie takie jest oczywiście niesymetryczne i przykładane jest do jednego tylko skrzydła, tak jak ma to miejsce w trakcie eksploatacji. Siłę należy przykładać w czterech pokazanych na rysunku kierunkach, kolejno w górę, w dół, do przodu i do tyłu.

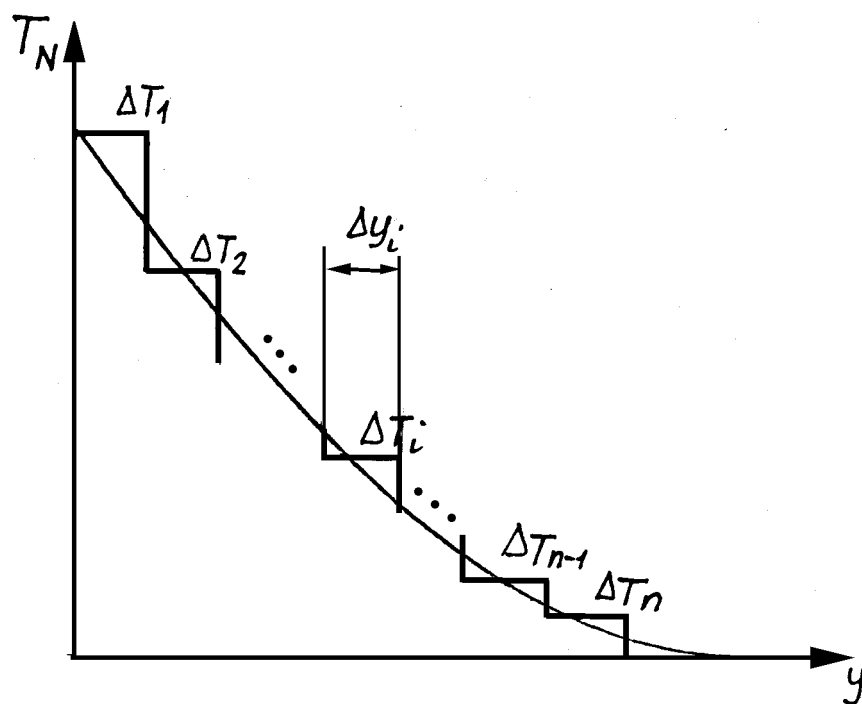
Algorytm operacji programowania próby wytrzymałościowej skrzydeł podano w tablicy 28.1.

Tab. 28.1. Algorytm programowania próby wytrzymałościowej skrzydła

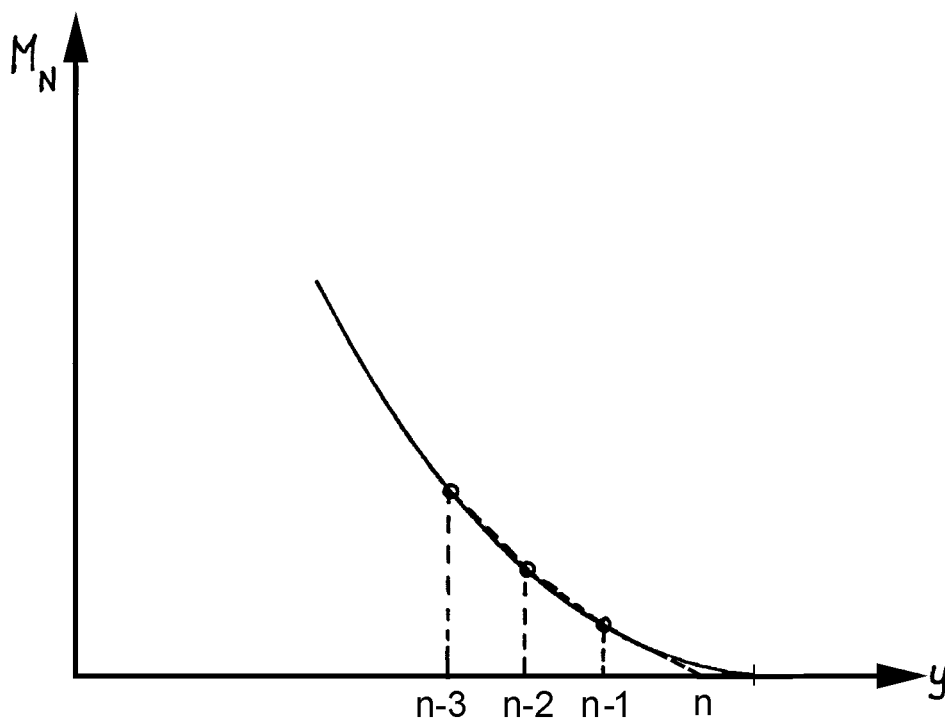
Lp.	Oznaczenie.	Przekroje Operacja\	1	2	3	.	.	.	.	n
1.	y_i									
2.	Δy_i	$y_i - y_{i-1}$	(y_1)							
3.	T_{Ni}									
4.	ΔT_{Ni}	$T_{Ni} - T_{Ni+1}$								(T_{Nn})
5.	x_{Ai}									
6.	x_{Bi}									
7.	M_{Yi}									
8.	ΔM_{Yi}									
9.	T_{Ai}	Rozwiązanie układu równań (28.2)i(28.3)								
10.	T_{Bi}									
11.	T_{ti}									
12.	T_{ti} / T_{Ni}	11. / 3.								
13.	$n \cdot (T_{ti} / T_{Ni})$	$\sum 12.$	-	-	-	-	-	-	-	-
14.	$(T_{ti} / T_{Ni})_{\text{śr}}$	13. / n lub max(12.)	-	-	-	-	-	-	-	-
15.	γ	arccos (14.)	-	-	-	-	-	-	-	-
16.	P_{Ai}	9. / 15.								
17.	P_{Bi}	10. / 15.								
18.	$T_{Ni} \cdot \Delta y_i$	3. · 2.								
19.	M_{Ni}	(18.+19.) z kolumny i + 1								(0)
; gdzie n – liczba przekrojów										



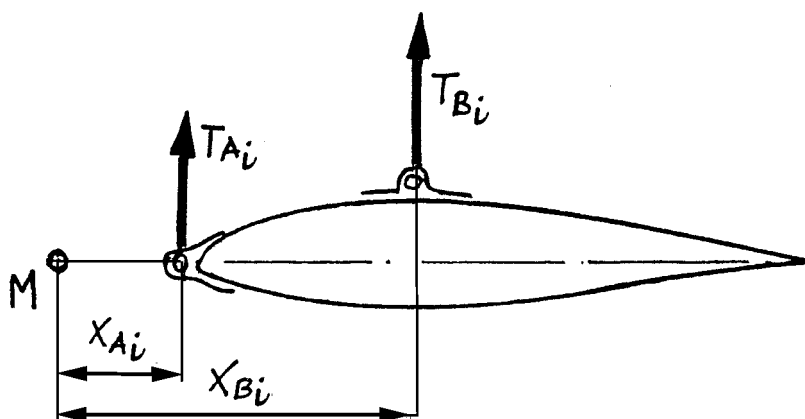
Rys.28.1. Sposoby przykładania obciążeń na skrzydle



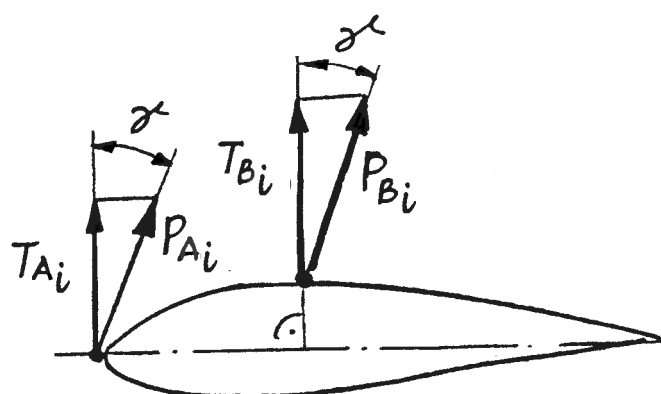
Rys.28.2. Symulacja siły poprzecznej normalnej



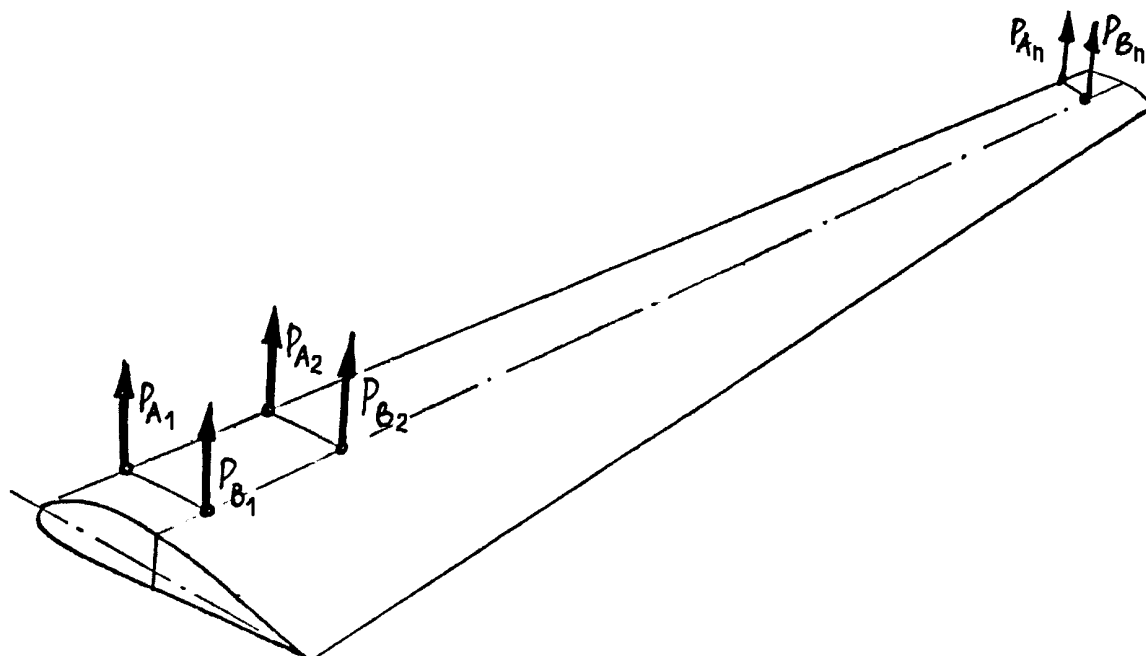
Rys. 28.3. Symulacja momentu gnącego normalnego



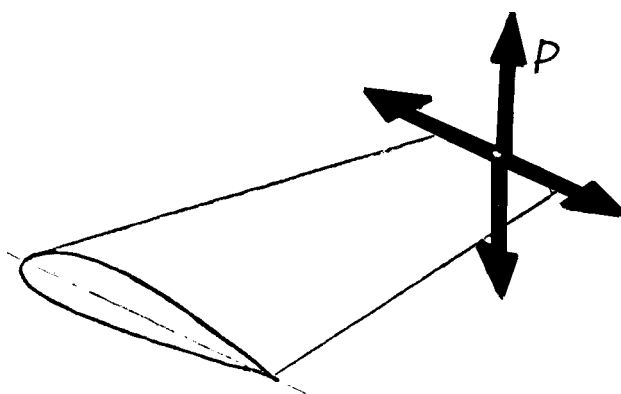
Rys. 28.4. Symulacja skręcania



Rys. 28.5. Uwzględnienie siły stycznej



Rys. 28.6. Wynikowy układ sił



Rys. 28.7. Obciążenie od brutalnej obsługi



Proba statecznika
wysokosci

28.2.2. Programowanie prób statecznika wysokości

Obliczanie rozkładu sił obciążających statecznik wysokości podczas próby wytrzymałościowej przebiega tak samo jak dla skrzydła, z tą różnicą, iż dodatkowo przykładane są obciążenia w zawiasach pochodzące od steru wysokości. Zatem zgodnie z rys.28.8 zależności (28.2) i (28.3) ulegają modyfikacji:

$$\Delta M_s = T_{Ai} \cdot x_{Ai} + T_{Bi} \cdot x_{Bi} - R_i \cdot x_{Ri} \quad (28.7)$$

oraz:

$$T_{Ai} + T_{Bi} + R_i = \Delta T \quad (28.8)$$

gdzie:

- M_s - przyrost momentu względem SSP dla przekroju „i”,
- R_i - suma reakcji w zawiasach od końcówki statecznika do rozpatrywanego przekroju „i”,
- T - przyrost siły poprzecznej dla przekroju „i”.

Podobnie jak dla skrzydła w przypadkach symetrycznych obie połówki statecznika obciążone są symetrycznie. Dla przypadków niesymetrycznych należy wyznaczyć przebieg obciążeń dla każdej połówki oddzielnie.



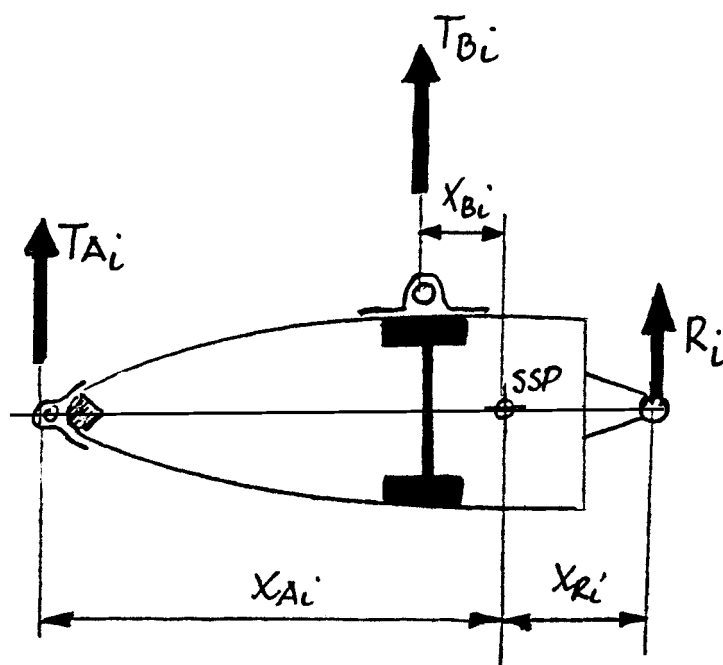
28.2.3. Programowanie prób statecznika kierunku

Obliczanie sił obciążających statecznik kierunku przebiega tak samo jak dla statecznika wysokości.

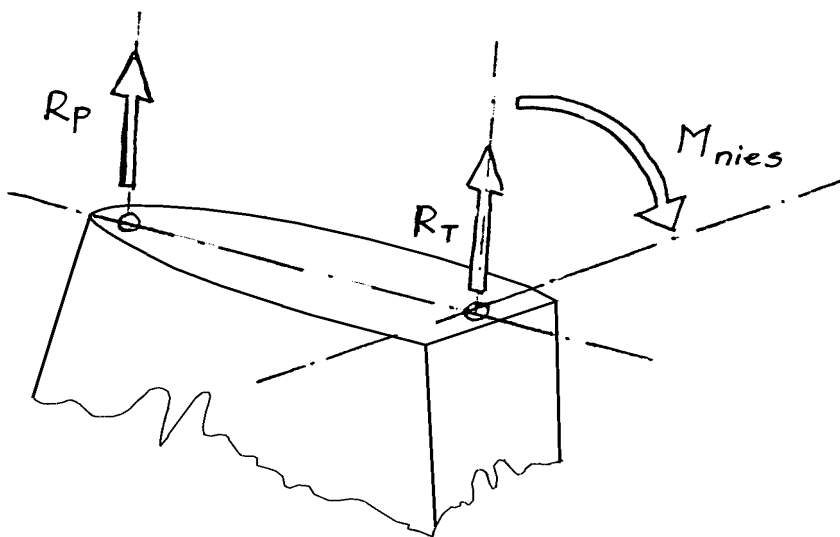
Gdy mamy do czynienia z usterzeniem typu „T”, gdzie statecznik wysokości jest zawieszony na stateczniku kierunku, w programie próby należy podać także wartość reakcji przedniej i tylnej zawieszenia steru wysokości (wartości „ R_p ” i „ R_T ” na rys. 28.9).

O ile na usterzeniu wysokości pojawia się obciążenie niesymetryczne należy dodatkowo podać wartość momentu niesymetrii „ $M_{nies.}$ ”

Jeżeli statecznik wysokości posiada tylko dwa zawiasy mocujące ster kierunku wówczas należy zaprogramować próbę samych zawiasów, obciążając je reakcjami steru z wymaganiem zrealizowania 225 % obciążenia nominalnego zawiasów i przyległej struktury.



Rys. 28.8. Symulacja obciążeń na stateczniku wysokości



Rys. 28.9. Symulacja obciążeń na stateczniku kierunku w przypadku układu usterzeń typu „T”.



Polozenie sil na sterze

28.2.4. Programowanie prób powierzchni sterowych

Powierzchnie sterowe (lotki, klapy, ster wysokości, ster kierunku) obciążone są siłami aerodynamicznymi i masowymi. Siły aerodynamiczne przyłożone są w 1/3 cięciwy. Zakłada się, że siły masowe przyłożone są również w tym miejscu co aerodynamiczne. W rezultacie siła obciążająca powierzchnię sterową leży w 1/3 cięciwy liczonej od osi obrotu do krawędzi spływu.

Dla zaprogramowania obciążenia symulującego należy powierzchnię sterową podzielić na segmenty przypisane każdej z sił obciążających.

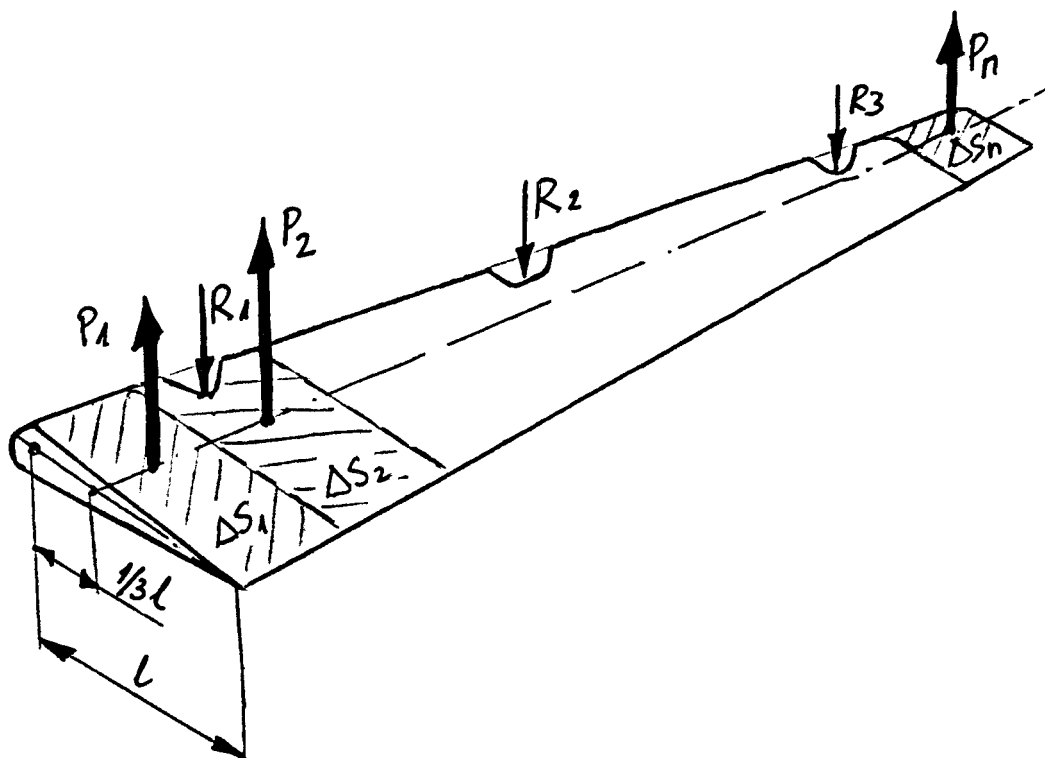
Każdy segment (Rys.28.10) posiada powierzchnię „ ΔS_i ”. Siła obciążająca powierzchnię sterową w poszczególnych punktach przyłożenia wynosi:

$$P_i = \frac{P_{ps}}{S_{ps}} \Delta S_i \quad (28.9)$$

gdzie:

P_{ps} - siła obciążająca powierzchnię sterową
 S_{ps} - wielkość powierzchni sterowej

Powierzchnię sterową do próby wytrzymałościowej należy zawiesić na zawiasach, zatem reakcje w zawieszeniu powstaną samoczynnie.



Rys. 28.10. Siły obciążające powierzchnię sterową



Proba kadłuba

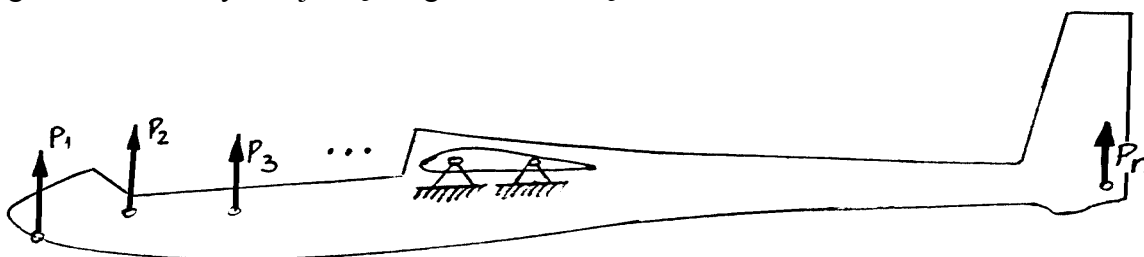
28.2.5. Programowanie prób kadłuba

Kadłub obciążony jest układem sił masowych, oraz punktowo przyłożonymi siłami zewnętrznymi.

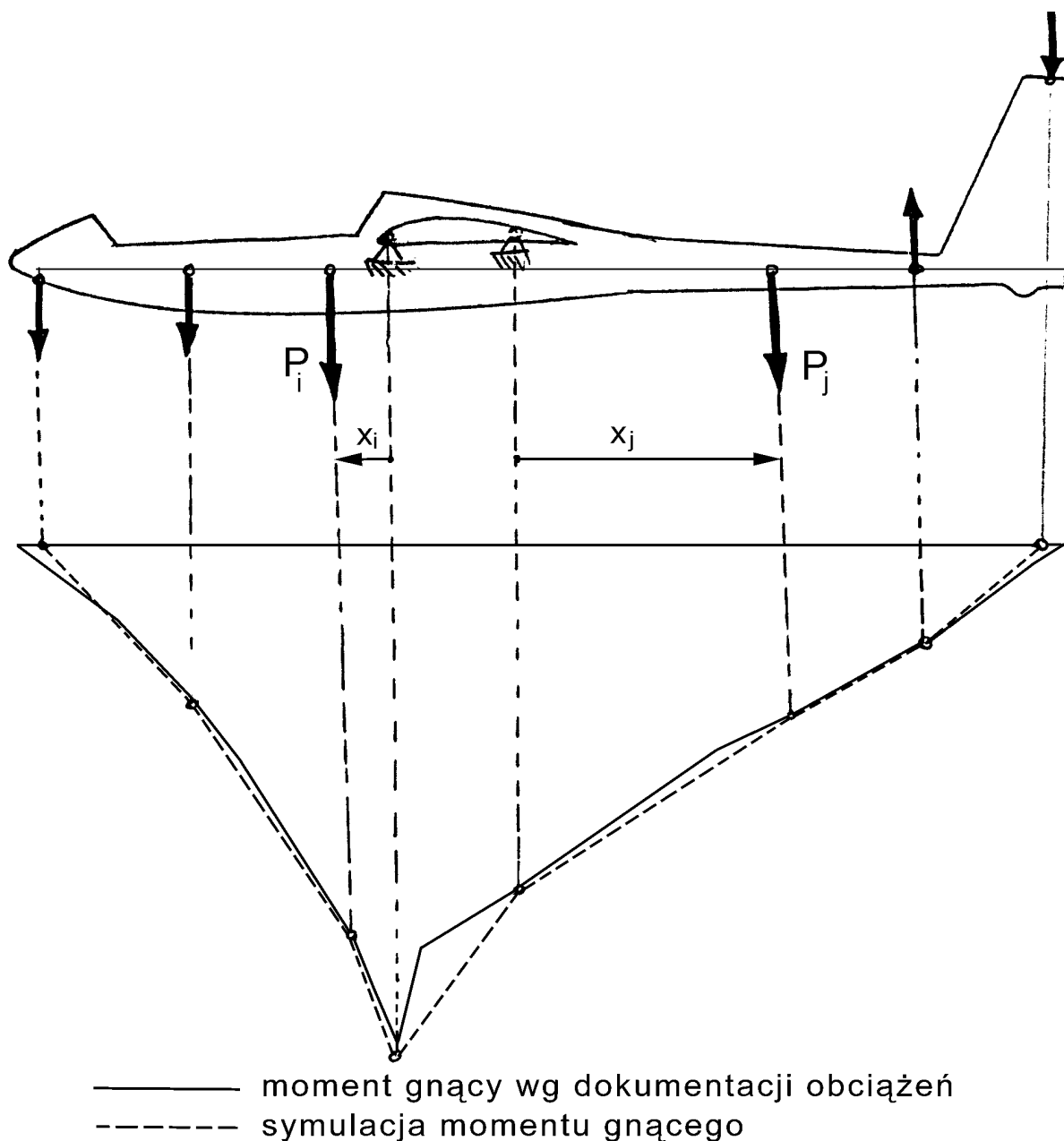
Miejsce przyłożenia sił zewnętrznych jest jednoznacznie określone (zaczep holowniczy, punkt styku koła z podłożem lub płozy z podłożem, punkty mocowania skrzydło-kadłub, punkty mocowania usterzeń). Siły masowe należy symulować układem sił dyskretnych przyłożonych w punktach struktury zdolnych do przeniesienia obciążeń skupionych. Wprowadzenie sił zewnętrznych jest proste, gdyż wykorzystuje się tutaj określone elementy (n. p. hak zaczepu, ucho okucia i t. p.). Siły masowe wprowadza się przy wykorzystaniu przylepców naklejonych w wytypowanych miejscach struktury kadłuba, najczęściej symetrycznie po obu bokach (Rys 28. 11). Wszystkie punkty przyłożenia sił należy kolejno ponumerować: 1, 2, ..., n. Kadłub do prób zawiesza się na stoisku za okucia skrzydło-kadłub. Zawieszenie takie powoduje reakcje odpowiadające przyłożonemu obciążeniu.

Dobór wielkości sił i punktów ich przyłożenia dokonywany jest tak, aby uzyskać jak najwierniejszą symulację momentu gnącego kadłub dla programowanego przypadku obciążenia (Rys.28.12), natomiast siły poprzeczne będą symulowane w sposób przybliżony tak, aby uzyskać poprawność symulacji momentu gnącego.

Na przykładzie podanym na rys. 28.12. widać iż symulacja pokrywa zginanie w całym zakresie długości kadłuba z wyjątkiem samego nosa, ale tutaj wartość momentu gnącego jest nieznacząca. W podobny sposób dokonuje się symulacji w płaszczyźnie poziomej, z tym, że najczęściej próbę zginania w bok wykonuje się integralnie z obciążeniem na stateczniku kierunku.



Rys. 28.11. Punkty przyłożenia sił na kadłubie.



Rys. 28.12. Przykład symulacji obciążenia kadłuba dla zadanego przypadku obciążenia.

28.2.6. Programowanie prób podwozia

Dla realizacji prób podwozia kadłub należy zawiesić na stoisku za okucia skrzydło-kadłub. Reakcję podłoża działającą na koło podwozia należy symulować siłą przyłożoną w punkcie odpowiadającym danemu przypadkowi obciążenia.

Dla lądowania pionowego siłę należy przyłożyć w osi koła (Rys.28.13) Dla innych przypadków siła musi być przyłożona w punkcie styku opony z podłożem. W tym przypadku należy skonstruować element pośredniczący (Rys.28.14) pozwalający na przyłożenie siły w zadanej odległości od osi koła, celem symulacji momentu obciążającego oś. Siłę do elementu można przyłożyć w płaszczyźnie symetrii jak też i prostopadle do niej.

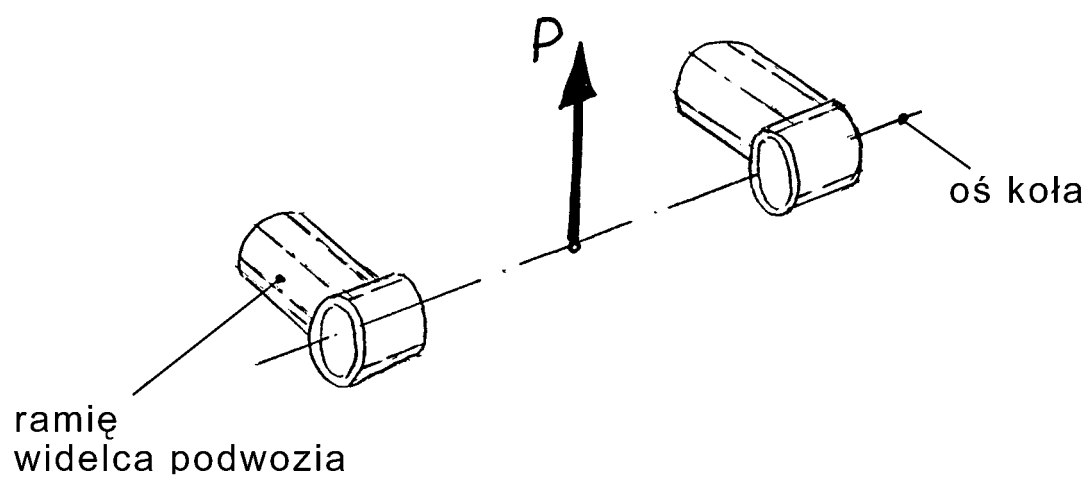
Odległość punktu przyłożenia siły " P " od osi koła:

$$H = \frac{D_K}{2} - h \quad (28.10)$$

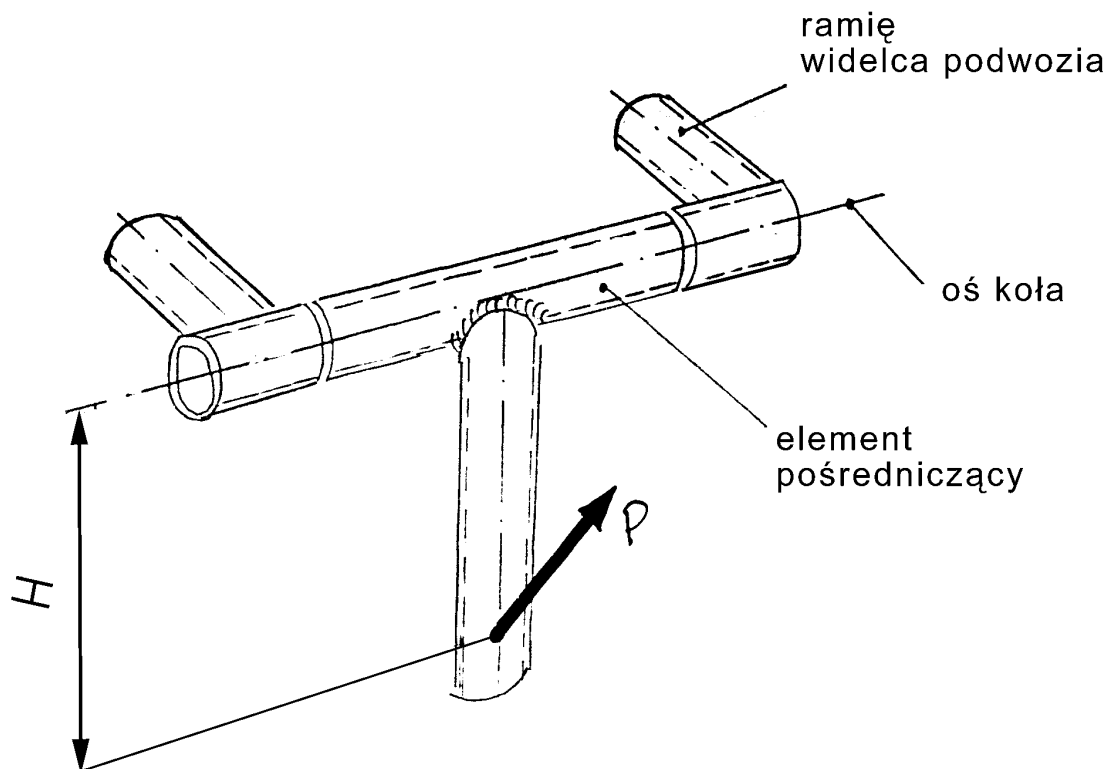
gdzie:

D_K - średnica zewnętrzna opony,

h - ugięcie pneumatyka dla rozpatrywanego przypadku obciążenia.



Rys. 28.13. Symulacja obciążenia dla lądowania pionowego.



Rys. 28.14. Zastosowanie elementu pośredniczącego.

28.3. PROGRAMOWANIE PRÓB WYTRZYMAŁOŚCIOWYCH UKŁADÓW STEROWANIA

Próby wytrzymałościowe układów sterowania polegają na :
zablokowaniu powierzchni sterowych w położeniu neutralnym
przyłożeniu do organów sterowania w kabinie obciążenia wyznaczonego w dokumentacji obciążeń jako dopuszczalne, a tutaj nazywanego nominalnym.

Sposób przyłożenia obciążenia do organu sterowania w kabinie (sterownicy za pośrednictwem drążka sterowego lub wolantu, pedałów względnie dźwigni sterujących) należy podać dla każdego przypadku obciążenia indywidualnie.

28.3.1. Układ sterowania sterem wysokości.

Do środka uchwytu drążka sterowego należy przyłożyć siłę nominalną „P” działającą prostopadle do osi uchwytu i skierowaną :

- a) do tyłu,
 - b) do przodu,
- leżącą w płaszczyźnie symetrii szybowca.

Dla szybowca dwumiejscowego wyżej podane obciążenie zrealizować oddzielnie dla pierwszego i dla drugiego siedzenia w kabinie dwumiejscowej.

Ponadto w szybowcu dwumiejscowym należy przyłożyć jednocześnie po 0, 75 P z obu miejsc w kierunku zgodnym, oraz pełne siły „P” w kierunku „przeciw sobie”.

28.3.2. Układ sterowania lotkami

Do środka uchwytu drążka sterowego należy przyłożyć siłę nominalną „P” działającą prostopadle do osi drążka w płaszczyźnie prostopadłej do płaszczyzny symetrii szybowca i skierowaną:

- a) w prawo,
- b) w lewo,

Dla szybowca dwumiejscowego zastosować kombinacje przyłożenia sił takie same jak dla sterowania na wysokość.

28.3.3. Układ sterowania sterem kierunku

Do środka stopki pedału przyłożyć siłę nominalną „P” prostopadle do powierzchni stopki w kierunku naciskania, kolejno na:

- a) pedał prawy,
- b) pedał lewy.

Dla szybowca dwumiejscowego zastosować kombinacje przyłożenia sił takie same jak dla sterowania na wysokość.

Ponadto do pedałów lewego i prawego jednocześnie przyłożyć obciążenie nominalne „P” dla przypadku zaparcia się o pedały. W szybowcu dwumiejscowym zrealizować jednocześnie zaparcie się pilotów siłą po 0,75 P.

W przypadku gdy konstrukcja pedału przewiduje stopkę i podpiętek, obciążenia nominalne „P” należy rozłożyć w stosunku:

- 0,4 P - nacisk palców stopy,
- 0,6 P - nacisk pięty.

28.3.4. Dźwignie sterowania pozostałymi układami

Dla pozostałych układów sterowania (hamulec aerodynamiczny, klapy, podwozie) obciążenie nominalne „P” przykładać do środka uchwytu dźwigni w kierunku:

- wysuwania urządzenia,
- chowania urządzenia

przy zablokowaniu tych urządzeń odpowiednio w położeniu: schowanym,

wypuszczonym,

Dla szybowca dwumiejscowego zastosować kombinacje przyłożeń jak dla sterowania na wysokość.

28.3.5. Układ wyzwiania zaczepu holowniczego

Przy zablokowaniu haka zaczepu w położeniu zamkniętym, przyłożyć siłę nominalną „P” w kierunku ciągnącym, do rączki wyczepu w kabinie. W szybowcu dwumiejscowym przyłożyć jednocześnie siły po 0,75 P z obu miejsc.

28.4. DANE REALIZACYJNE

Program prób wytrzymałościowych musi podawać informacje dotyczące realizacji prób, a mianowicie:

- kompletację zespołów do prób
- warunki i przebieg próby
- układy obciążeń pośrednich

28.4.1. Kompletacja zespołów do prób

Kompletacja zespołów do prób zależy od rodzaju przeprowadzanej próby i charakterystyki szybowca (jednomiejscowy, dwumiejscowy).

Realizacja próby wytrzymałościowej skrzydła wymaga wykonania:

- właściwego skrzydła, przeciwnoskrzydła i fragmentu kadłuba (Rys.28.15)
- ewentualnego układu obciążeń na przeciwnoskrzydło.

Połączenie skrzydła badanego z fragmentem kadłuba jest dla próby skrzydła bardzo istotne gdyż pozwala na odtworzenie podatności sprężystej kadłuba, łagodzące wielkość reakcji skrzydło-kadłub w porównaniu z zamocowaniem sztywnym fałszującym rzeczywiste warunki pracy czoła skrzydła. Skrzydło może być bez powierzchni sterowych.

Kadłub do prób wytrzymałościowych jego skorupy musi posiadać całą strukturę nośną z okuciami, natomiast niekonieczne jest wyposażenie go w wewnętrzne elementy kabiny i układy sterowania.

Próby usterzenia wysokości wymagają kompletacji z kadłubem, albowiem usterzenie powinno być podparte w okuciach usterzenie-kadłub i doznawać wpływu podatności tylnej partii kadłuba.

Ze statecznikiem kierunku kadłub skompletowany jest w sposób naturalny.

Dla prób układów sterowania konieczne są różne stany kompletacji.

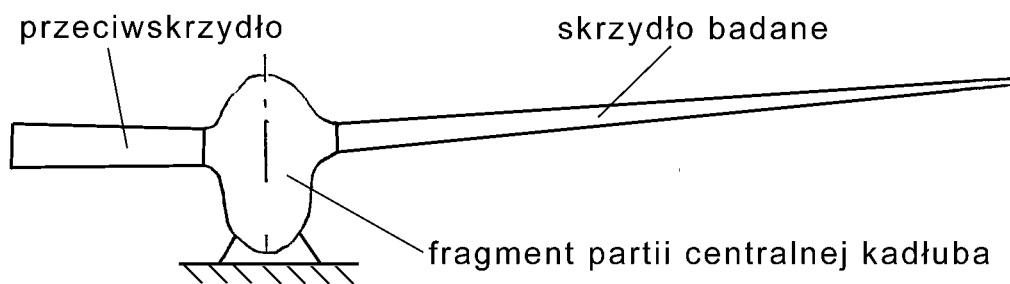
Próba sterowania na wysokość wymaga kompletacji kadłuba i usterzenia wysokości z pełnym łańcuchem kinematycznym układu sterowania. W przypadku próby układu sterowania lotkami konieczna jest kompletacja kadłuba ze skrzydłami i lotkami oraz pełnym układem sterowania. Usterzenia są tutaj nieistotne.

Sterowanie sterem kierunku wymaga kadłuba ze sterem kierunku i pełnym układem sterowania.

Skrzydła i usterzenie wysokości są zbędne.

Próby podwozia wymagają skorupy kadłuba z pełnym zestawem podwozia oraz z elementem pośredniczącym symulującym pneumatyk.

Z przedstawionych rozważań widać, że kompletacja szybowca zależy od rodzaju próby i musi być indywidualnie dobrana tak, aby uzyskać zadane w programie wyniki.



Rys. 28.15. Kompletacja skrzydła do próby wytrzymałościowej
28.4.2. Warunki i przebieg próby

Dla każdej próby należy podać warunki w jakich ma być realizowana. Dla kompozytów istotny jest wpływ temperatury stąd powstaje wymaganie prowadzenia próby najpierw „na zimno” (w temperaturze otoczenia około $+20^{\circ}\text{C}$) i „na gorąco” (w temperaturze $+54^{\circ}\text{C}$).

Program musi przewidywać również przebieg próby:

- kolejne stopnie zwiększania obciążeń,
- maksymalny realizowany procent obciążenia nominalnego (najczęściej 150%, o ile próba nie jest przewidziana jako niszcząca),
- parametry rejestrowane podczas próby (wielkość odkształceń i punkty w których odkształcenie ma być mierzone) .



28.4.3. Układy obciążeń pośrednich

Dźwignia "choinki"

W zależności od profesjonalnego przygotowania zespołu wykonującego próby układy obciążeń pośrednich mogą być wykonywane przez realizatorów próby, ale mogą być także wymagane jako składowa część programu.

Wówczas do zadania twórcy programu należeć będzie wyznaczenie takiego układu obciążeń (Rys.28.16), przykładowo podanego dla układu $n = 10$ dwójek sił obciążających.

Układ dźwigni pośrednich (popularnie zwany „choinką”) doprowadza obciążenie do jednej siły zbiorczej „ F_0 „ kontrolowanej dynamometrem.

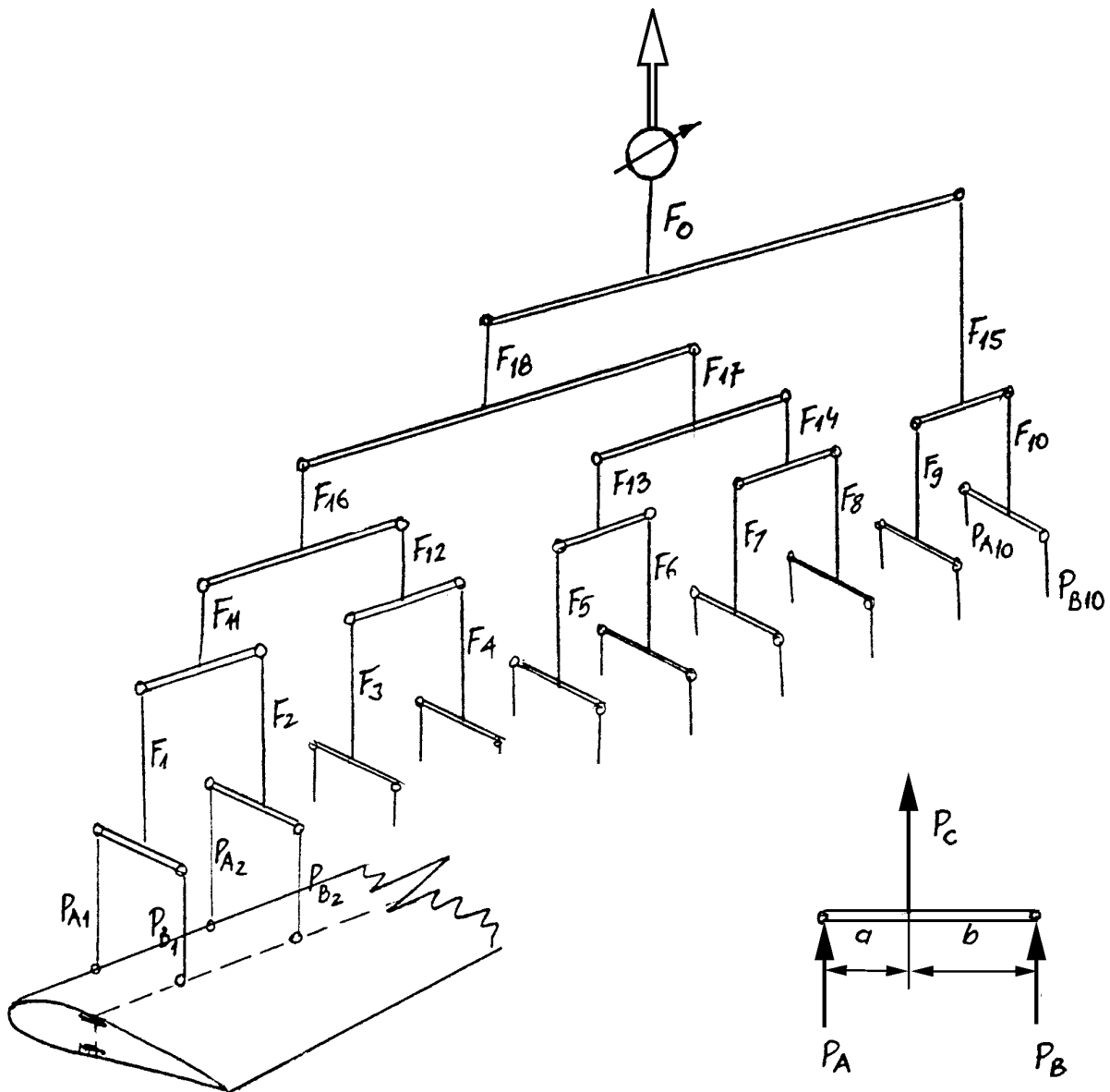
Każdy ze szczebli choinki obliczany jest wg schematu:

$$P_A = P_C \frac{b}{b+a} \quad (28.11)$$

oraz:

$$P_B = P_C - P_A \quad (28.12)$$

co pozwala na podanie wartości dla całego układu obciążeń $F_1, F_2, \dots, F_{18}$ i określenie siły zbiorczej „ F_0 ”.



Rys. 28.16. Układ obciążeń pośrednich

28.5. POSTAĆ PROGRAMU

Program dla każdej z prób powinien być podany na oddzielnej karcie.

Ilość kart (poszczególnych prób) zależy od ilości przypadków obciążeń, które mogą być krytyczne dla struktury szybowca.

28.5.1. Przypadki wymiarujące

Najczęstszymi przypadkami wymiarującymi dla poszczególnych zespołów szybowca są wielkości ekstremalne dla jakiegoś szczegółu konstrukcji, ale wymagające odtworzenia całości obciążeń zespołu, lub wielkości obwiednie w zestawieniu obciążeń.

Dla skrzydła najczęściej wymiarować będą:

- zginanie normalne: wyrwanie dodatnie lub ujemne albo podmuchy dodatnie i ujemne przy prędkości V_{RA}
- skręcanie: lot nurkowy, punkt „E” krzywej obciążeń sterowanych lub podmuch ujemny przy prędkości V_D względnie obciążenie związane z wychyleniami lotek (brutalne sterowanie, becзка)
- zginanie styczne: lot nurkowy przy otwartych hamulcach aerodynamicznych, brutalna obsługa na ziemi.

Kadłub zazwyczaj najsilniej jest obciążony:

- w zginaniu pionowym: wzlot przy pomocy wyciągarki, brutalne sterowanie sterem wysokości, podmuchy przy prędkości V_{RA} lub V_D .
- w zginaniu poziomym: szarpnięcie liną wyciągarkową w bok, podmuch poziomy przy prędkości V_{RA} .
- maksymalne skręcanie: towarzyszy podmuchowi poziomemu przy V_{RA} lub przypadkom niesymetrycznego obciążenia na usterzeniu wysokości.

Usterzenie wysokości wymiarowane jest brutalnym sterowaniem przy prędkości V_D lub podmuchem przy prędkości V_D . Dla skręcania wymiarującym może być przypadek siły podczas wyrwania do p. „E” krzywej obciążeń sterowanych.

Usterzenie kierunku najczęściej wymiarowane jest przez przypadek podmuchu poziomego przy V_{RA} lub przez brutalne sterowanie przy V_D .

Dla podwozia i układów sterowania realizowane są obciążenia ustalone wymaganiami przepisów budowy szybowców. Powierzchnie sterowe wymiarowane są maksymalnymi siłami powstającymi na nich.

Jak wynika z przedstawionego przeglądu, przypadki wymiarujące można przewidywać dla konstrukcji standardowych. Dla przypadków rozwiązań nietypowych wymagane jest tutaj podejście indywidualne.

28.5.2. Karty programu prób

Każdy realizowany przypadek obciążenia powinien być opisany na oddzielnej karcie zawierającej informację niezbędną dla:

- identyfikacji próby,
- przeprowadzenia próby,
- opracowania sprawozdania z próby.

Przykład karty podano w tab. 28.2. Zespół kart stanowi całość zwaną Programem Prób Wytrzymałościowych.

Tab. 28.2 Karta programu prób

PROGRAM PRÓBY WYTRZYMAŁOŚCIOWEJ

Karta Nr.....

Szybowiec.....
Próba Nr.....
Badany obiekt.....
Przypadek obciążenia.....
.....

Szkic układu obciążeń:

Kompletacja.....

Temperatura próby..... °C

Realizować.....% obciążenia nominalnego

W trakcie próby dokonywać pomiaru:

.....
.....

Obciążenie zwiększać skokami co.....% obciążenia nominalnego.

W sprawozdaniu z przebiegu próby podać:

- wartość zrealizowanego obciążenia w % obciążenia nominalnego
- wyniki zleconych pomiarów,
- sposób pracy konstrukcji pod obciążeniem,
- wynik oględzin po próbie.

29. PRÓBY SZTYWNOŚCIOWE

29.1. CEL PRÓB SZTYWNOŚCIOWYCH

Próby sztywnościowe zespołów szybowca przeprowadzane są w celu:
uzyskania informacji o odkształceniach zespołów konstrukcyjnych pod wpływem przyłożonych obciążeń,

- ustalenia danych wejściowych, dotyczących sztywności zespołów do obliczeń zjawisk aeroelastycznych.

Zakres prób sztywnościowych musi obejmować wielkości wymagane do ustalenia przez przepisy budowy oraz wielkości konieczne do obliczeń, których zakres ustalony jest w porozumieniu z organem nadzoru państwowego lub który wynika z programu badań ustalonego przez konstruktora. W każdym z wymienionych wyżej przypadków konieczne jest opracowanie programu poszczególnych prób podającego wielkość przyłożonego obciążenia, mierzone wielkości odkształceń względnie przemieszczeń.

29.2. PRÓBY SZTYWNOŚCI SKRZYDŁA



Wyznacznik
sztywności giętnej

29.2.1. Sztywność giętna

Skrzydło należy obciążyć układem sił, pozwalającym na określenie momentu gnącego w funkcji rozpiętości (Rys.29.1). Wykres momentu gnącego (Rys.29.2) umożliwia odczytanie wartości tego momentu dla dowolnego przekroju „i” wzdłuż rozpiętości skrzydła.

W programie próby sztywności skrzydła należy określić punkty pomiarowe, w których mierzone będą przemieszczenia pionowe skrzydła (Rys.29.3). Punkty te ($i = 1, 2, \dots, m$) mogą być usytuowane niezależnie od punktów przyłożenia sił, albowiem służą one do wykreślenia przebiegu strzałki ugięcia skrzydła w funkcji rozpiętości (Rys.29.4).

Wychodząc z zależności:

$$\left(\frac{M_N}{EJ} \right)_i = \left(\frac{d^2 f}{dy^2} \right)_i \quad (29.1)$$

należy określić pierwszą pochodną strzałki ugięcia korzystając (Rys. 29.5) z zależności:

$$F_{1i} = \left(\frac{df}{dy} \right)_i \quad (29.2)$$

i należy wykonać wykres $F_1 = f(y)$, obliczając dla dowolnego punktu „i” wielkość :

$$F_{1i} = \frac{f_{(i+1)} - f_{(i-1)}}{y_{(i+1)} - y_{(i-1)}} \quad (29.3)$$

Z wykresu $F_1 = f(y)$ należy z kolei w identyczny sposób określić funkcję:

$$F_{2\ i} = \left(\frac{dF_1}{dy} \right)_i = \left(\frac{d^2 f}{dy^2} \right) \quad (29.4)$$

poprzez operację:

$$F_{2\ i} = \frac{F_{1\ (i+1)} - F_{1\ (i-1)}}{y_{(i+1)} - y_{(i-1)}} \quad (29.5)$$

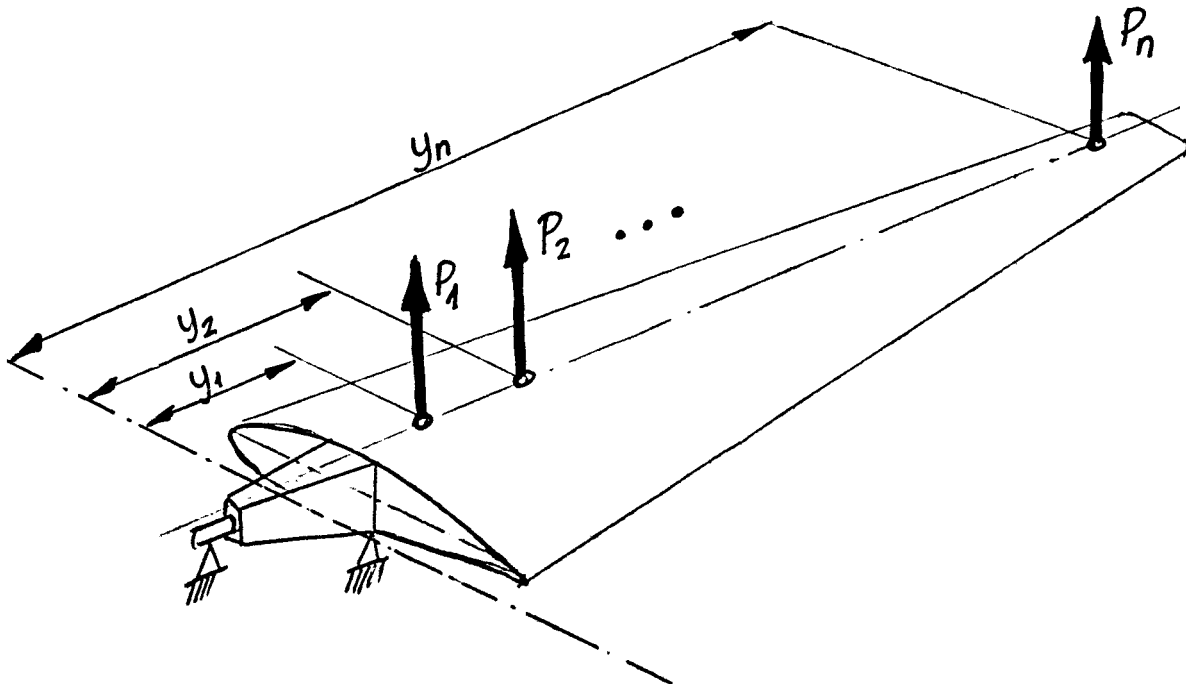
Z zależności (29.1) oraz (29.4) wynika :

$$(EJ)_i = \left(\frac{M_N}{F_2} \right)_i \quad (29.6)$$

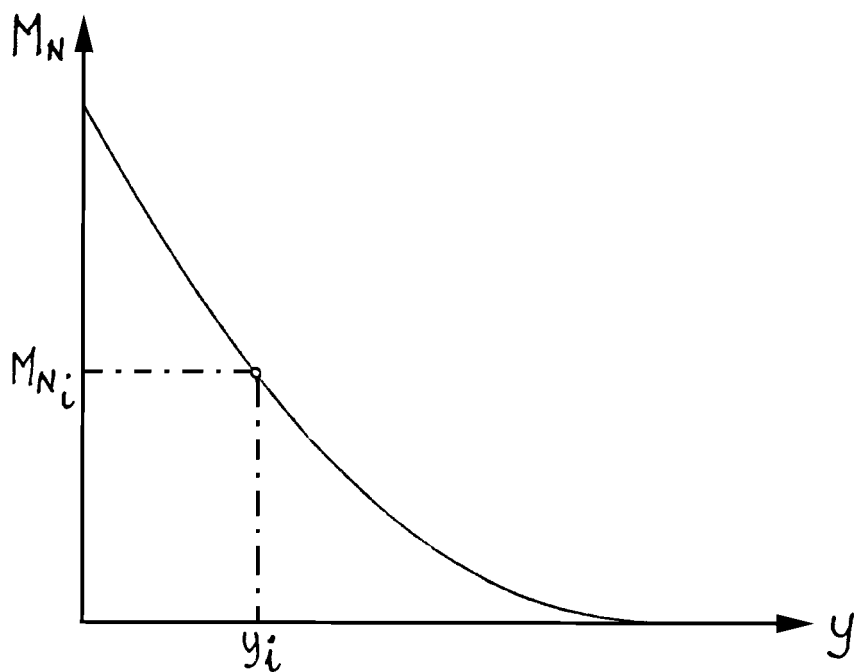
;gdzie „EJ” jest poszukiwaną sztywnością giętą skrzydła w przekroju „i” wyznaczoną na podstawie pomiaru strzałki ugięcia. Pragnąc mieć jak najdokładniejszy wynik należy punkty (i+1) oraz (i-1) obierać jak najbliżej siebie.

Znając moduł sztywności „E” materiału skrzydła, można określić wartość „J” (moment bezwładności geometryczny przekroju skrzydła).

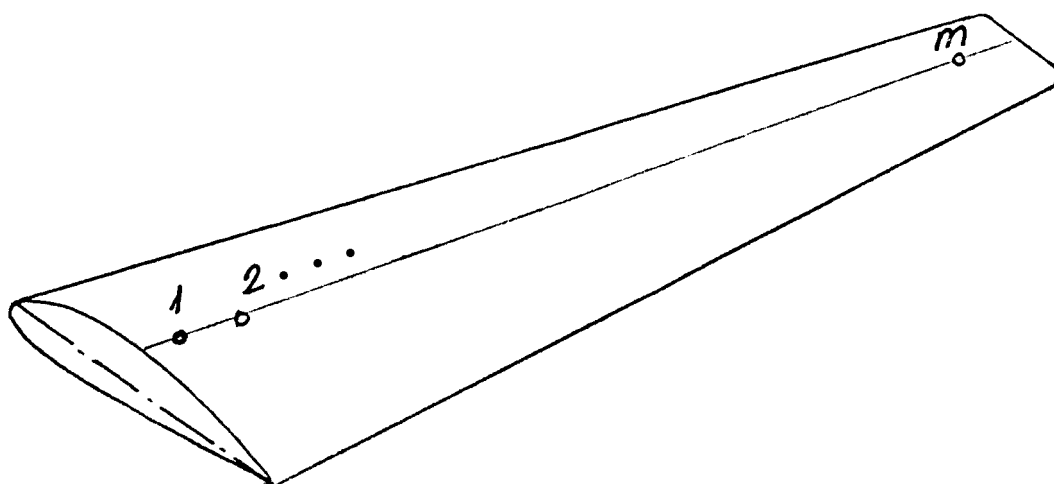
Wyznaczone wielkości sztywności dla kolejnych przekrojów „i” umożliwiają wykreślenie przebiegu sztywności skrzydła wzdłuż rozpiętości (Rys. 29.6) $EJ = f(y)$.



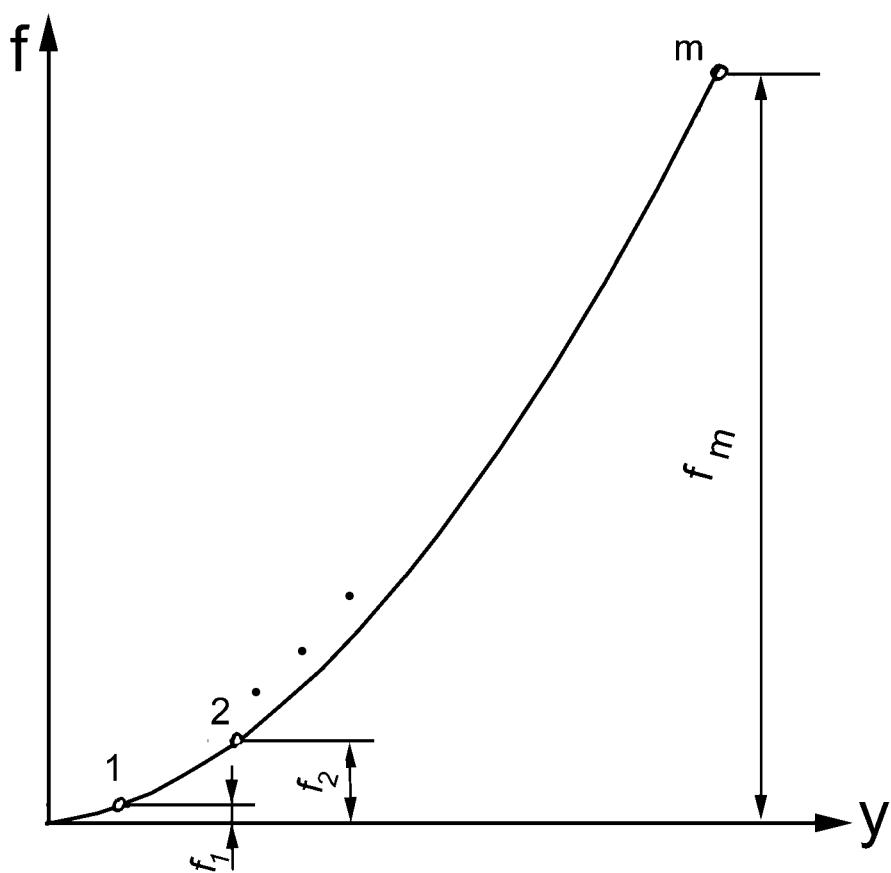
Rys. 29.1. Układ sił do pomiaru sztywności giętej



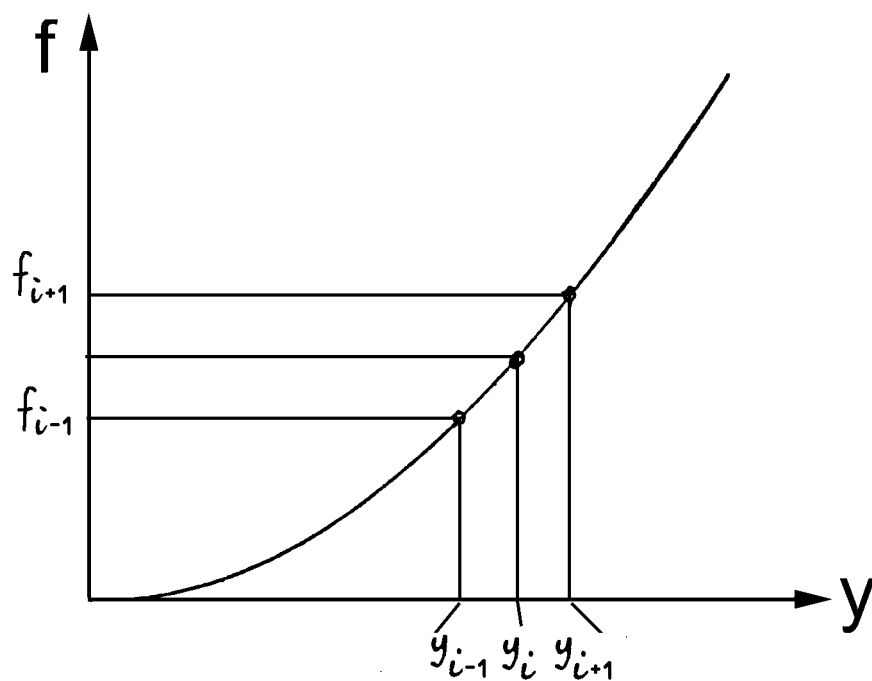
Rys. 29.2. Moment gnący wywołany przyłożonym obciążeniem



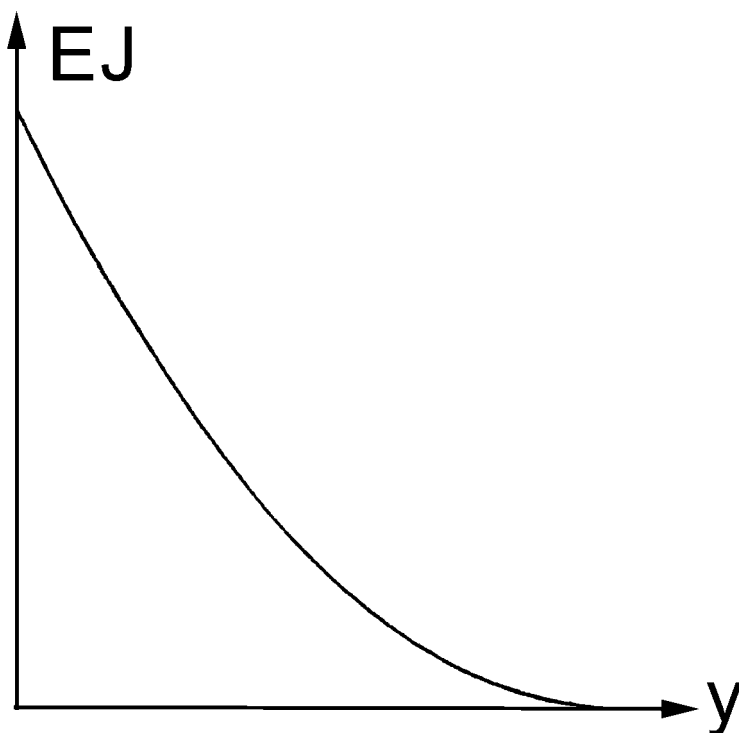
Rys. 29.3. Punkty pomiarowe na skrzydle



Rys. 29.4. Przebieg ugięć skrzydła



Rys. 29.5. Określenie funkcji „F₁”



Rys. 29.6. Przebieg sztywności giętej skrzydła wzdłuż rozpiętości



Sztynność skrętna
skrzydła

29.2.2. Sztynność skrętna

Skrzydło należy obciążyć układem sił pozwalającym na określenie momentu skręcającego w funkcji rozpiętości (Rys.29.7). Wykres momentu skręcającego (Rys.29.8) pozwala na odczytanie wartości tego momentu dla dowolnego przekroju „i” wzdłuż rozpiętości skrzydła. Należy wyznaczyć punkty pomiarowe wzdłuż rozpiętości skrzydła (Rys.29.9) najlepiej na krawędzi natarcia i krawędzi spływu. Przekrój „i” pod wpływem momentu skręcającego obróci się o kąt (Rys.29.10) :

$$\varphi_i = \arctg \frac{h_{1i} + h_{2i}}{l_i} \quad (29.7)$$

Należy wyznaczyć przebieg zależności $\varphi_i = f(y_i)$ (Rys.29.11).

Przyrost kąta skręcenia na skrzydle w okolicy punktu „i”, zgodnie z oznaczeniami na rys. 29.11 wynosi:

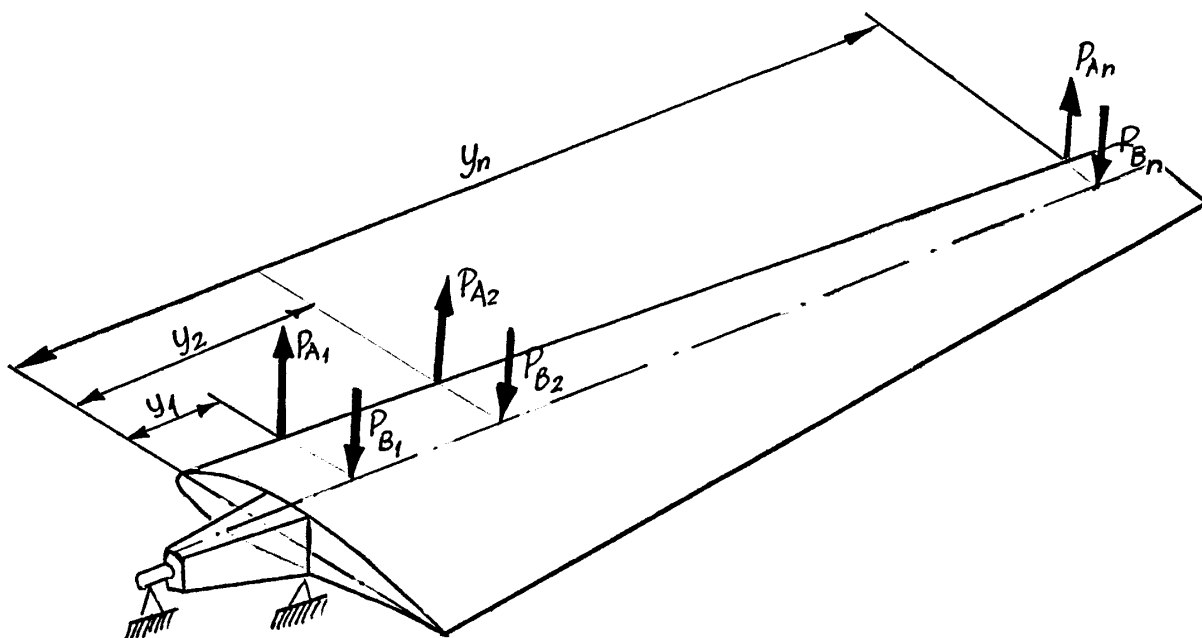
$$\Delta \varphi_i = \frac{M_{si}}{(GJ_0)_i} \Delta y_i \quad (29.8)$$

a stąd sztywność skrętna przekroju „i” :

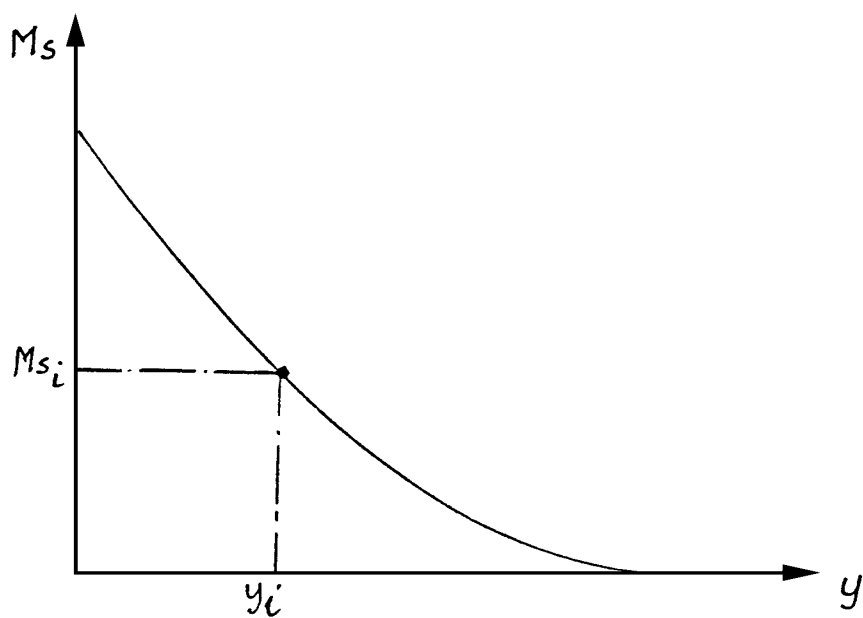
$$(GJ_0)_i = M_{si} \frac{\Delta y_i}{\Delta \varphi_i} \quad (29.9)$$

Znając moduł sztywności poprzecznej „G” materiału skrzydła można wyznaczyć moment oporowy przekroju na skręcanie „ J_0 ”.

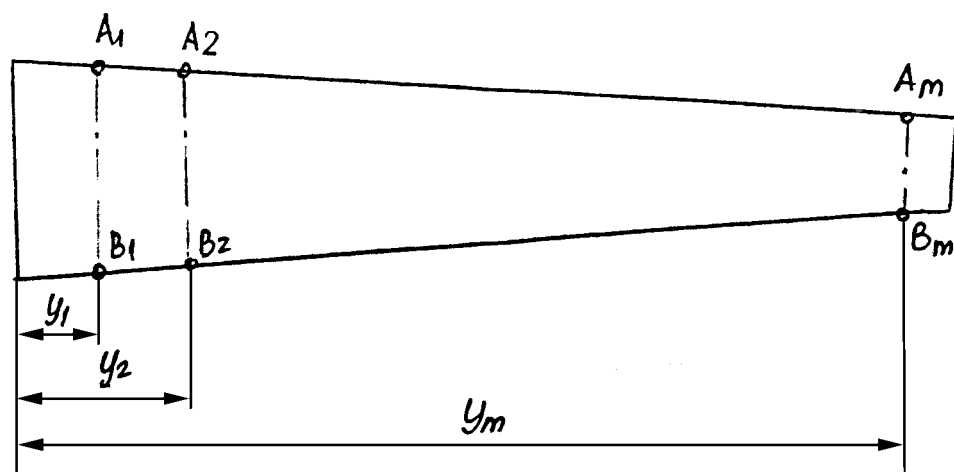
Wyznaczając sztywność dla kolejnych przekrojów można sporządzić wykres przebiegu tejże sztywności wzdłuż rozpiętości skrzydła $GJ_0 = f(y)$ (Rys.29.12).



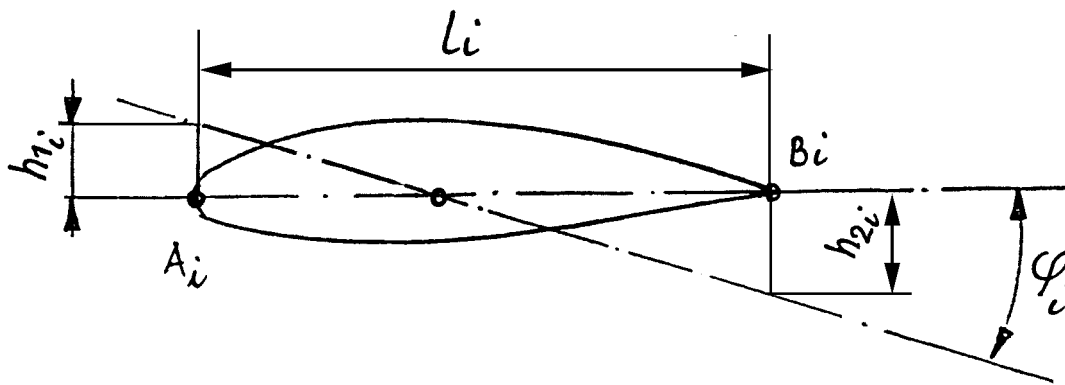
Rys. 29.7. Układ sił do pomiaru sztywności skrętnej



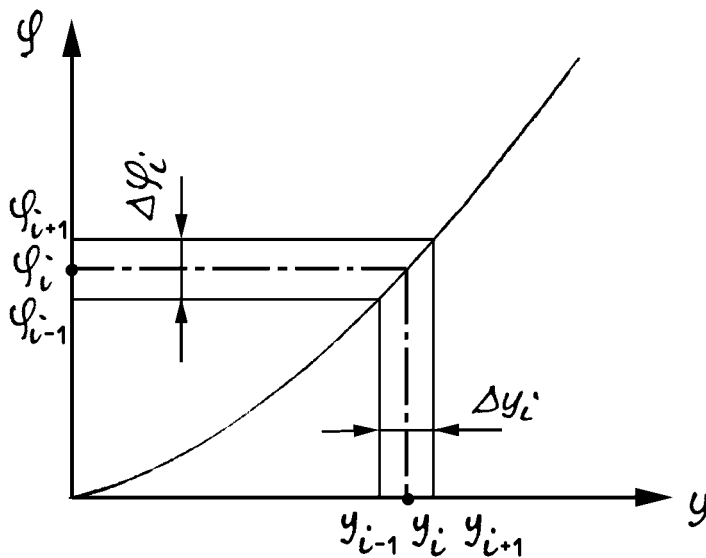
Rys.29.8. Moment skręcający wywołany przyłożonym obciążeniem



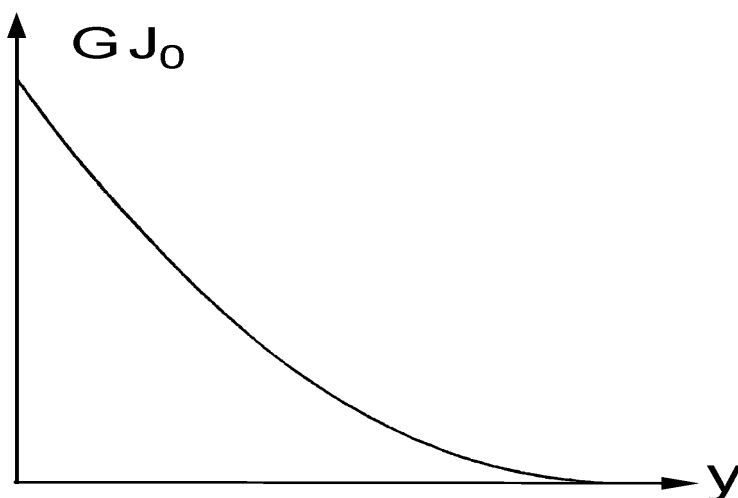
Rys.29.9. Punkty pomiarowe dla wyznaczenia kąta skręcenia



Rys.29.10. Określenie kąta skręcenia przekroju



Rys.29.11. Kąt skręcenia na skrzydle



Rys.29.12. Przebieg sztywności skrętnej skrzydła wzdłuż rozpiętości

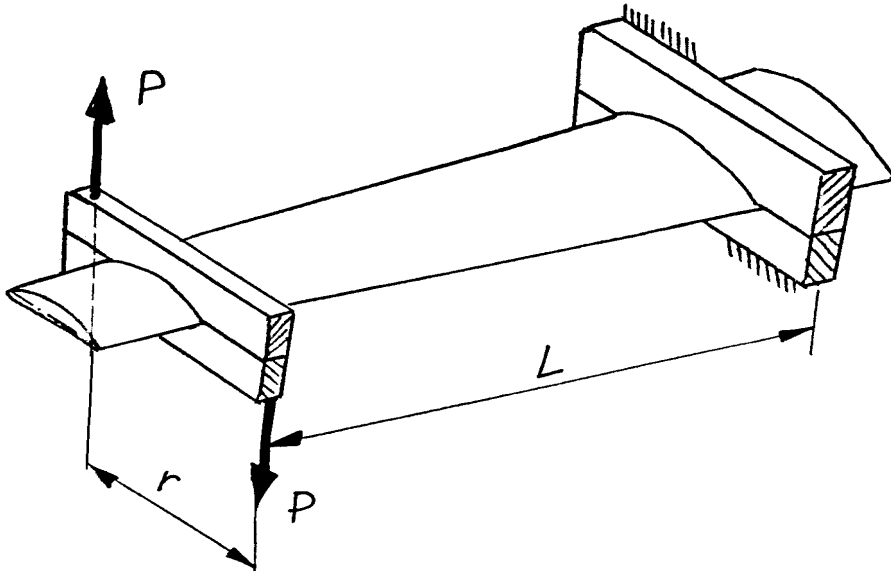
29.3. PRÓBY SZTYWNOŚCI POWIERZCHNI STEROWYCH

Powierzchnie sterowe badane są pod względem sztywności skrętnej. Najczęściej przykładana jest stały moment skręcający (Rys. 29.13) w postaci pary sił „P” dających moment na ramieniu „r” równy:

$$M_s = P \cdot r = const \quad (29.10)$$

i wprowadzany do struktury powierzchni sterowej przy pomocy obejmy, Druga obejma oddalona od pierwszej o „L” stwarza reakcje zamocowania.

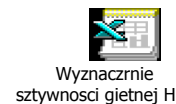
Sam sposób pomiaru i wyznaczania sztywności skrętnej powierzchni sterowej jest taki sam jak dla skrzydła, z tym iż rozciąga się na rozpiętość $y = L$. Wynik pomiaru jest podawany również w postaci wykresu sztywności wzdłuż rozpiętości powierzchni sterowej.



Rys.29.13. Obciążenie skrętne powierzchni sterowej

29.4. PRÓBY SZTYWNOŚCI KADŁUBA

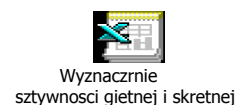
29.4.1. Sztywność giętą w płaszczyźnie pionowej.



Zgodnie z wymaganiami sztywnościowymi w próbie wyznacza się sztywność giętą tylnej części kadłuba, od okuć skrzydło-kadłub do końcówki (dźwigarka statecznika kierunku). Do kadłuba przykłada się siłę pionową skupioną, zaczepioną do ścianki dźwigarka statecznika kierunku (Rys.29.15) uzyskując względem okuć skrzydło-kadłub liniowy przebieg momentu gnącego. W wyznaczonych punktach należy dokonać pomiaru strzałki ugięcia: $f_1, f_2, \dots, f_m$ wykonując wykres $f_x = f(x^*)$, gdzie „ x^* ” jest współrzędną wzdłuż długości kadłuba mierzoną począwszy od okucia tylnego.

Wyznaczenie sztywności przebiega wg zależności podanych dla skrzydła (29. 1) do (29. 6). Wynik pomiaru i obliczeń podaje się w postaci zależności:

$$(EJ)_H = f(x^*) \quad (29.10)$$



29.4.2. Sztywność giętą w płaszczyźnie poziomej i sztywność skrętą

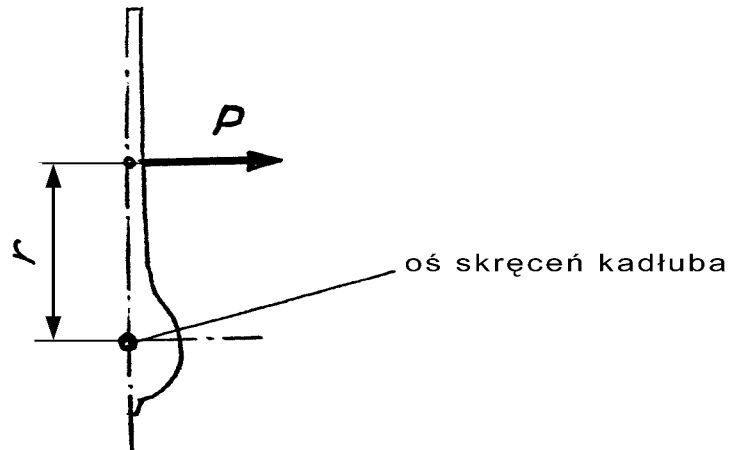
Obie sztywności wyznaczone są w jednej próbie. Kadłub obciąża się skupioną siłą poziomą przyłożoną do ścianki dźwigarka statecznika kierunku w odległości „r” od osi skręceń kadłuba (Rys.29.14). Uzyskuje się liniowy przebieg momentu gnącego, jak na rys. 29.15. i stałą wartość momentu skręcającego $M_s = P \cdot r$.

Sztywność giętą wyznacza się identycznie jak w przypadku płaszczyzny pionowej. Kąt skręcenia (Rys.29.16) wynika z zależności :

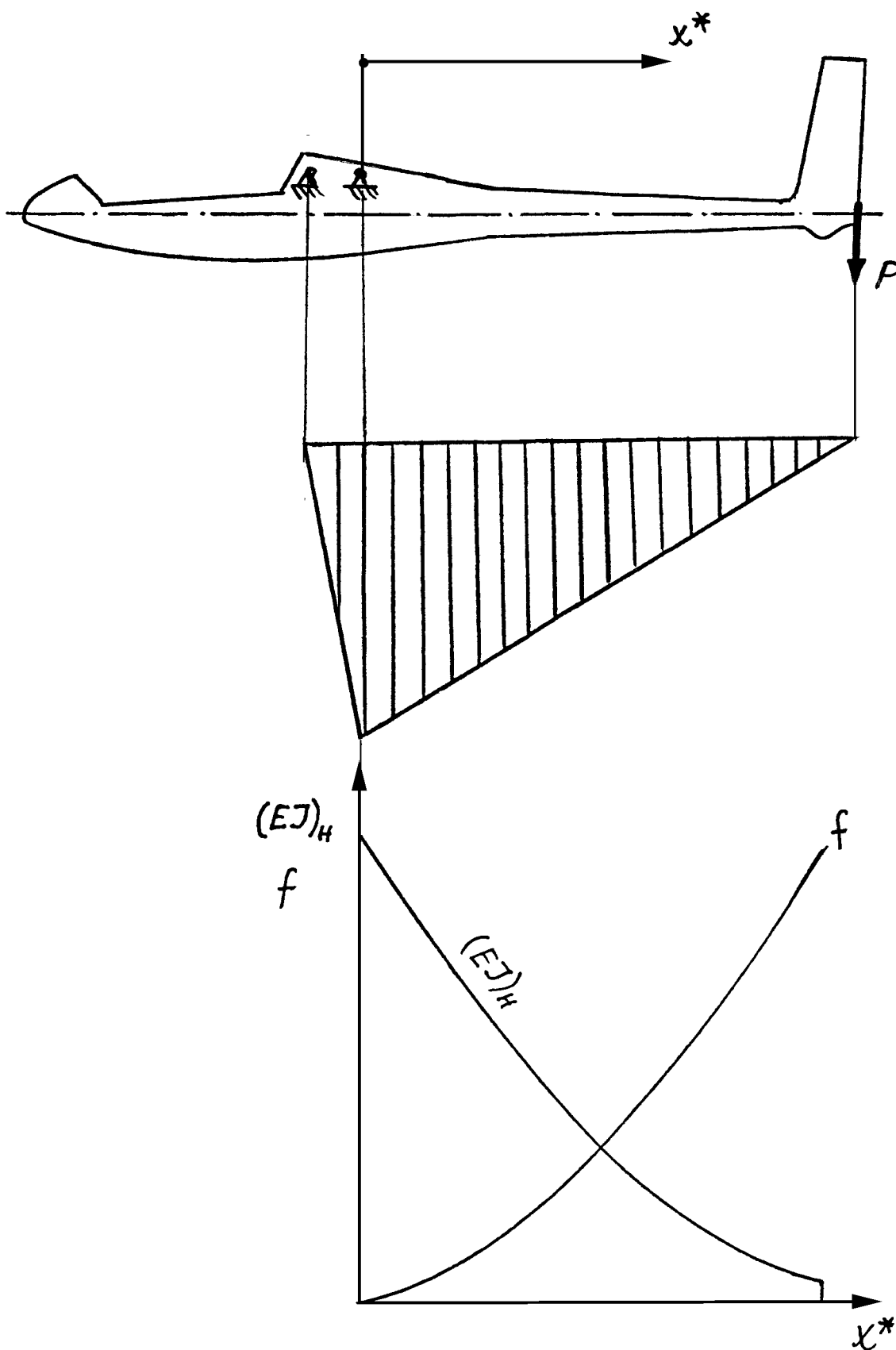
$$\gamma = \operatorname{arctg} \frac{c_1 - c_2}{d} \quad (29.11)$$

Po wykreśleniu przebiegu zależności $\varphi = f(x^*)$ dalszy tok operacji przebiega wg zależności (29.7) do (29.9).

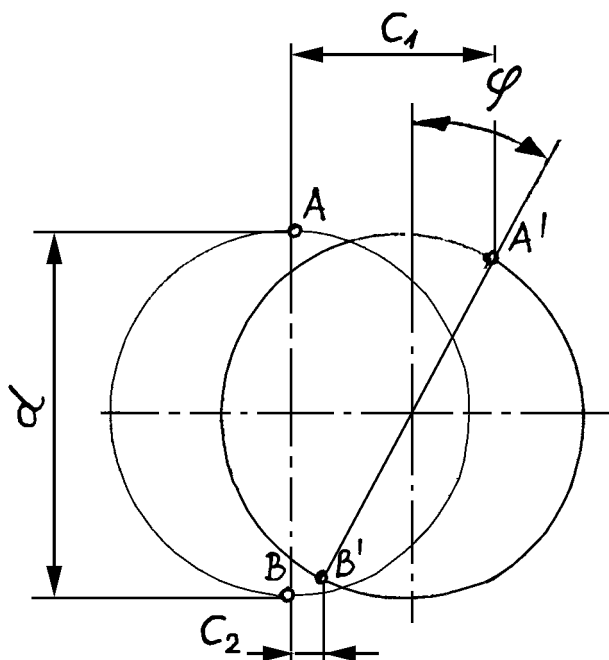
Końcowy wynik pomiaru podaje się w postaci wykresów zależności sztywności giętnej w płaszczyźnie poziomej: $(EJ)_v = f(x^*)$ oraz sztywności skrętnej : $(GJ_0)_v = f(x^*)$.



Rys.29.14. Pomiar sztywności giętno-skrętnej kadłuba



Rys.29.15. Wyznaczanie sztywności giętej kadłuba w płaszczyźnie pionowej



Rys.29.16. Określenie kąta skręcenia kadłuba

29.5. PRÓBY SZTYWNOŚCI UKŁADÓW STEROWANIA

Do środka uchwytu drążka sterowego, dźwigni sterującej lub do środka stopki pedału należy przyłożyć obciążenie „P” działające prostopadle do osi uchwytu lub stopki.

Odpowiednie urządzenie sterowe (ster, lotka, kłapa) lub urządzenie uruchamiane przez pilota (hamulec aerodynamiczny, podwozie, zaczep holowniczy) musi być zablokowane. Powierzchnie sterowe w położeniu neutralnym, urządzenia w położeniach skrajnych (otwartym lub zamkniętym). Należy pomierzyć przemieszczenia urządzenia sterowego w kabinie pod wpływem obciążenia „P” (Rys.29.17.) które wynosi „a”. Następnie należy pomierzyć przemieszczenie urządzenia sterowego przy sterze swobodnym lub urządzeniu nie zablokowanym, od położenia neutrum do ogranicznika ruchu. Przemieszczenie to oznacza się przez „A”.

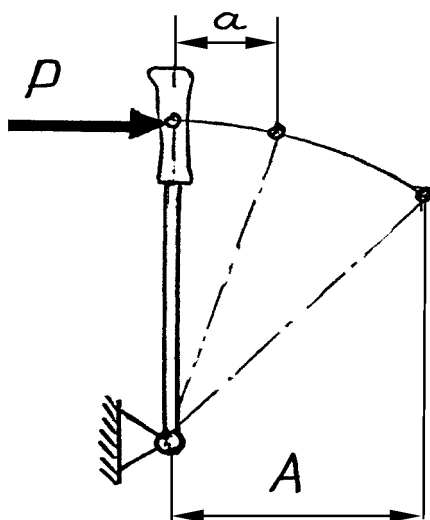
Miarą sztywności skrętnej układu sterowania jest warunek:

$$K = \frac{a}{A} \quad (29.12)$$

Aby sztywność układu sterowania można uznać za dostateczną warunek $K \leq 0,25$ musi być spełniony.

Wielkości przykładanych sił do poszczególnych urządzeń sterowych i sposób ich działania podano tabelarycznie. Dla szybowca jednomiejscowego w tablicy 29.1., a dla dwumiejscowego w tablicy 29.2.

Wartości sił w tablicach dotyczą minimalnej wielkości siły. O ile momenty zawiasowe powierzchni sterowych dają większe wartości sił na urządzeniach sterowniczych w kabinie, należy przyjąć te większe wartości do pomiarów sztywności układów sterowania.



Rys.29.17. Badanie sztywności układu sterowania

Tab.29.1. Warunki pomiaru sztywności układów sterowania dla szybowca jednomiejscowego

STEROWANIE	P (N)	SPOSÓB PRZYŁOŻENIA OBCIĄŻENIA
Sterem wysokości	350	ster zablokowany, siła przyłożona do przodu, a następnie do tyłu
Lotkami	200	przy zablokowanych lotkach siła w lewo, a następnie w prawo
Sterem kierunku	900	przy sterze zablokowanym siła nacisku na lewą stopkę pedału, a następnie na prawą
Kłapą	350	przy kłapie schowanej siła w kierunku wysuwania, przy wysuniętej w kierunku chowania
Zaczepek holowniczym	350	przy zaczepie zamkniętym siła ciągnąca
Podwoziem	350	przy podwoziu schowanym siła w kierunku wysuwania, przy wysuniętym siła w kierunku chowania.

Tab.29.2. Warunki pomiaru sztywności układów sterowania dla szybowca dwumiejscowego

Przeprowadzić wszystkie pomiary sztywności układów sterowania podane w tablicy 29.1. w następującej kombinacji:	
STEROWANIE	KOMBINACJA
Oddzielne	Wszystkie próby wg tab.29.1. przeprowadzić oddzielnie na urządzeniach sterowniczych I i II pilota
Jednoczesne	Wszystkie próby wg tab.29.1. przeprowadzić przy następującej proporcji sił: po 75 % sił I i II pilota 100 % siły I pilota i 50 % siły II pilota 50 % siły I pilota i 100 % siły II pilota

30. ZJAWISKA AEROELASTYCZNE

O wystąpieniu zjawisk aeroelastycznych decydują:

- aerodynamika płotowca i związane z nią obciążenia,
- charakterystyka sprężysta (elastyczna) płotowca,

Do zjawisk aeroelastycznych należą:

- rozbieżność (dywergencja) i odwrotność działania sterów (rewers), które dadzą się analizować w sposób statyczny,
- drżania samowzbudne (flutter) należące do zjawisk typu dynamicznego,
- degradacja własności lotnych,

30.1 . ZJAWISKA TYPU STATYCZNEGO



30.1.1. Rozbieżność

Rozbieznosc skretna

Najczęściej spotykanym typem rozbieżności jest rozbieżność skrętna skrzydła lub usterzenia. W zależności od charakterystyki sztywnościowej skrzydło pod wpływem momentu skręcającego doznaje odkształcenia skrętnego, określonego zależnościami (11.23) do (11.26). Algorytm obliczenia podano w tab.11.9.

Odształcenie skrętne (Rys.11.9) jest powodem zmiany współczynnika siły nośnej wzdłuż rozpiętości skrzydła:

$$(\Delta C_{z_{\varphi}})_i = \left(\frac{dC_z}{d\alpha} \right)_i \cdot \varphi_i \quad (30.1)$$

gdzie: $\left(\frac{dC_z}{d\alpha} \right)_i$

- jest lokalną wartością nachylenia krzywej współczynnika siły nośnej skrzydła względem kąta natarcia, w przekroju „i”,
- φ_i - jest lokalnym kątem skręcenia w przekroju „i”.

Przyrost współczynnika momentu skręcającego (Rys.30.1) wywołany odkształceniem skrzydła wynosi:

$$(\Delta C_{m_{\varphi}})_i = (\Delta C_{z_{\varphi}})_i \cdot (e_{ssp} - e_{ac}) \quad (30.2)$$

Przyrost momentu na segmencie „i” wynosi:

$$(\Delta M_{s_{\varphi}})_i = (\Delta C_{m_{\varphi}})_i \cdot \Delta S_i \cdot l_i \cdot q \quad (30.3)$$

gdzie:

- q - ciśnienie dynamiczne
- l_i - cięciwa segmentu „i”

Moment skręcający, wywołany przyrostem odkształcenia skrętnego w dowolnym przekroju „j” wynosi :

$$(M_{s_{\varphi}})_j = \sum_{i=1}^{i=j} (\Delta M_{s_{\varphi}})_i \quad (30.4)$$

gdzie: $i=1, 2, \dots, j, \dots, n$.

Wypadkowy moment skręcający na skrzydle odkształconym, w dowolnym przekroju „j”, uzyskany w I przybliżeniu obliczeń wynosi:

$$M_{s_{jI}} = (M_{s_0})_j + (M_{s_{\varphi}})_j \quad (30.5)$$

gdzie:

- $(M_{s_0})_j$ - jest momentem skręcającym obliczonym dla skrzydła sztywnego.

Odształcenie skrętne skrzydła dla momentu wyznaczonego z uwzględnieniem odkształcenia w kroku poprzednim będzie teraz większe:

$$\varphi_{Ij} > \varphi_{0j} \quad (30.6)$$

gdzie:

φ_{0j} - odkształcenie skrętne skrzydła w dowolnym przekroju „i” obliczone dla obciążenia skrzydła sztywnego,

φ_{Ij} - takie samo odkształcenie ale obliczone dla obciążenia skrzydła elastycznego.

Dokonując kolejnych przybliżeń: $p = I, II, \dots, K, \dots, N$ można wnioskować o istnieniu rozbieżności skrętnej skrzydła lub jej braku, a mianowicie:

Jeżeli:

$$(\varphi_{k+1})_j - (\varphi_k)_j < (\varphi_k)_j - (\varphi_{k-1})_j \quad (30.7)$$

przebieg odkształcenia skrętnego w kolejnych przybliżeniach maleje (Rys. 30.2) i zachodzi zjawisko zbieżności.

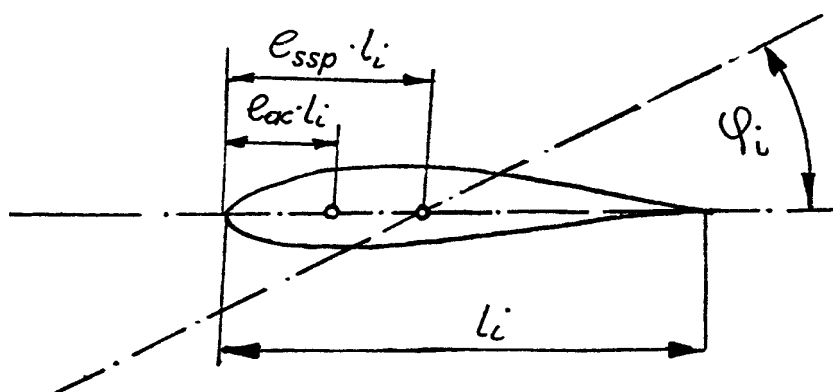
W przypadku przeciwnym:

$$(\varphi_{k+1})_j - (\varphi_k)_j > (\varphi_k)_j - (\varphi_{k-1})_j \quad (30.8)$$

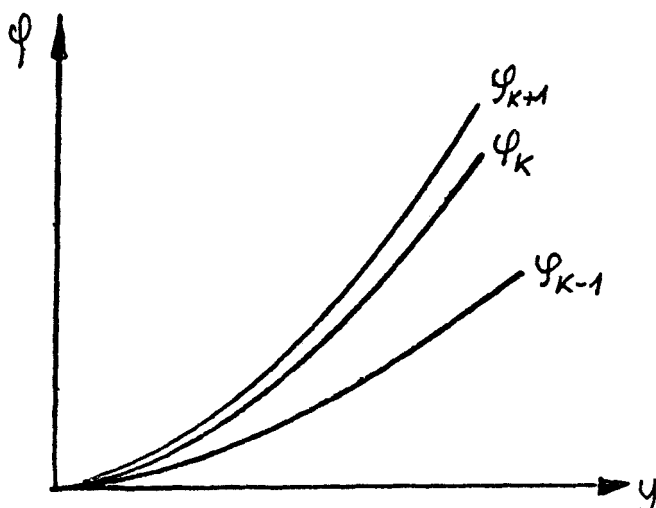
przyrost odkształcenia skrętnego w kolejnych przybliżeniach rośnie (Rys. 30.3) i pojawia się rozbieżność skrętą, prowadząca do „ukręcenia” skrzydła.

Algorytm obliczeń przedstawiono w tab. 30.1.

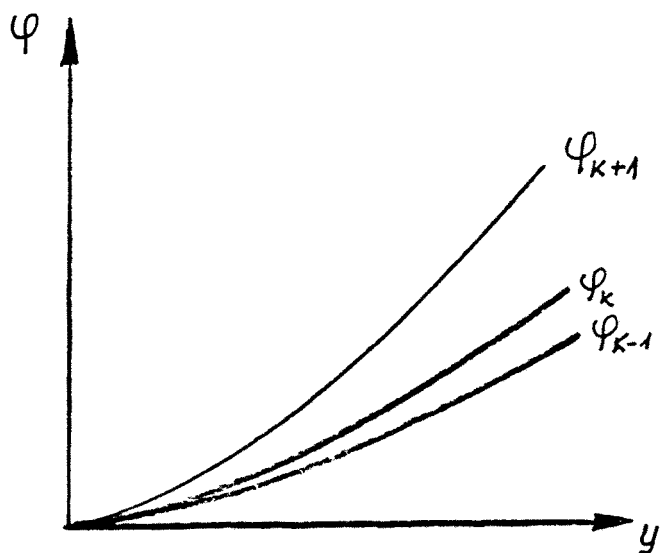
Przebieg badania rozbieżności lub jej braku dla ustereń przebiega identycznie jak dla skrzydła.



Rys. 30.1. Odkształcenie skrętne skrzydła i przyrost skręcania



Rys. 30.2. Układ zbieżny



Rys. 30.3. Układ rozbieżny

Tab. 30.1. Algorytm określania rozbieżności skrętnej skrzydła

l.p.	Oznaczenie	Operacja \ Przekrój	1	2	.	i	.	j	.	n-1	n
1.	Ms_i										
2.	φ_{0i}										
3.	$(dCz/d\alpha)_i$										
4.	$(\Delta Cz_\varphi)_i$										
5.	$(e_{ssp})_i$										
6.	$(e_{ac})_i$										
7.	$(e_{ssp})_i - (e_{ac})_i$	5. - 6.									
8.	$(\Delta Cm_\varphi)_i = (\Delta Cz_\varphi)_i \cdot [(e_{ssp})_i - (e_{ac})_i]$	4. · 7.									
9.	l_i										
10.	ΔS_i										
11.	$\Delta S_i \cdot l_i$	9. · 10.									
12.	$\Delta S_i \cdot l_i \cdot q$	11. · q									
13.	$(\Delta Ms_\varphi)_i = (\Delta Cm_\varphi)_i \cdot \Delta S_i \cdot l_i \cdot q$	8. · 12.									
14.	$(Ms_j)_I = \sum_{i=j}^{i=n} (\Delta Ms_\varphi)_i + Ms_i$	$\sum_{i=j}^{i=n} 13. + 1.$									
15.	$(GJ_0)_i$										

16.	Δy_i											
17.	$(Ms_j)_I / (GJ_0)_i$	14. / 15.										
18.	$\Delta \varphi_{Ii} = ((Ms_j)_I / (GJ_0)_i) \cdot \Delta y_i$	16. · 17.										
19.	$\varphi_{Ii} = \sum_{i=1}^{i=j} \Delta \varphi_{Ii}$	$\sum_{i=1}^{i=j} 18.$										
II przybliżenie – powtórka działań 2. do 19.												
Kolejne przybliżenia metodą przedstawioną powyżej, n – liczba przekrojów												

30.1.2. Odwrotność działania sterów

Moment pochylający szybowiec bez siły na usterzeniu wysokości najczęściej posiada wartość ujemną (pochyla nos do dołu), dlatego aby usterzenie wysokości równoważyło ten moment z zasady klinowane jest względem skrzydła ujemnie (Rys 30.4). Siła na usterzeniu skierowana jest do dołu.

Pragnąc spowodować pochylenie szybowca, pilot wychyla ster wysokości do dołu o kąt „ β_H ” przeciwstawiając efekt przyrostu siły na usterzeniu wywołany wychyleniem części ruchomej profilu do dołu, efektowi ujemnego zaklinowania, „ δ_H ”.

Jednakże wychylenie steru do dołu zwiększa wysklepienie profilu, co pociąga za sobą wzrost momentu skręcającego statecznik wysokości do dołu. W efekcie dochodzi do wzrostu ujemnego kąta natarcia o wielkość skręcenia „ φ_H ” (Rys. 30.5). Przy niewystarczającej sztywności skrętnej statecznika wpływ skręcenia może przeważać nad wpływem wychylenia steru i w efekcie wypadkowa siła na usterzeniu będzie przeciwna do kierunku jakiego oczekuje pilot. Zachodzi wówczas zjawisko odwrotnego działania sterów, a ściślej mówiąc odwrotnego niż spodziewany efektu wychylenia powierzchni ruchomej usterzenia.

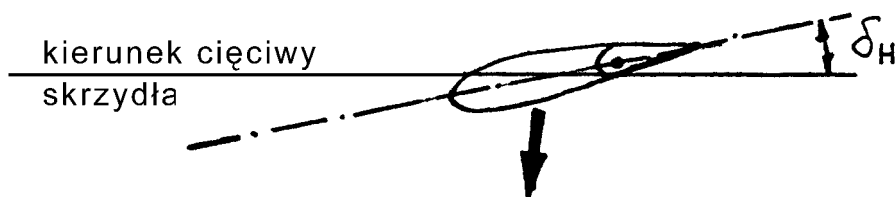
Przeprowadzenie analizy obliczeniowej zjawiska odwrotności działania sterów wymaga skorzystania z podanych już toków obliczeń:

momentu skręcającego dla układu z załamanym profilem (Rozdz.11.3.5)

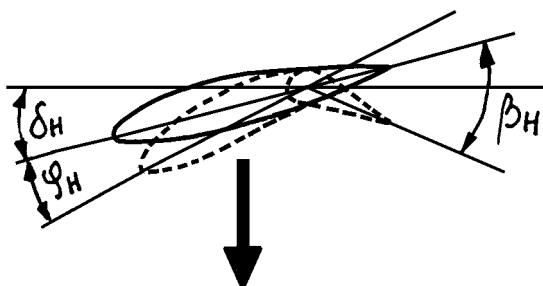
skręcenia metodą kolejnych przybliżeń (Tab. 30. 1).

Ponieważ moment skręcający jest funkcją prędkości lotu i rośnie wraz z prędkością, przeto skuteczność sterowania (sterem wysokości, kierunku, czy lotkami lub klapą) będzie maleć wraz ze wzrostem prędkości lotu (Rys. 30.6).

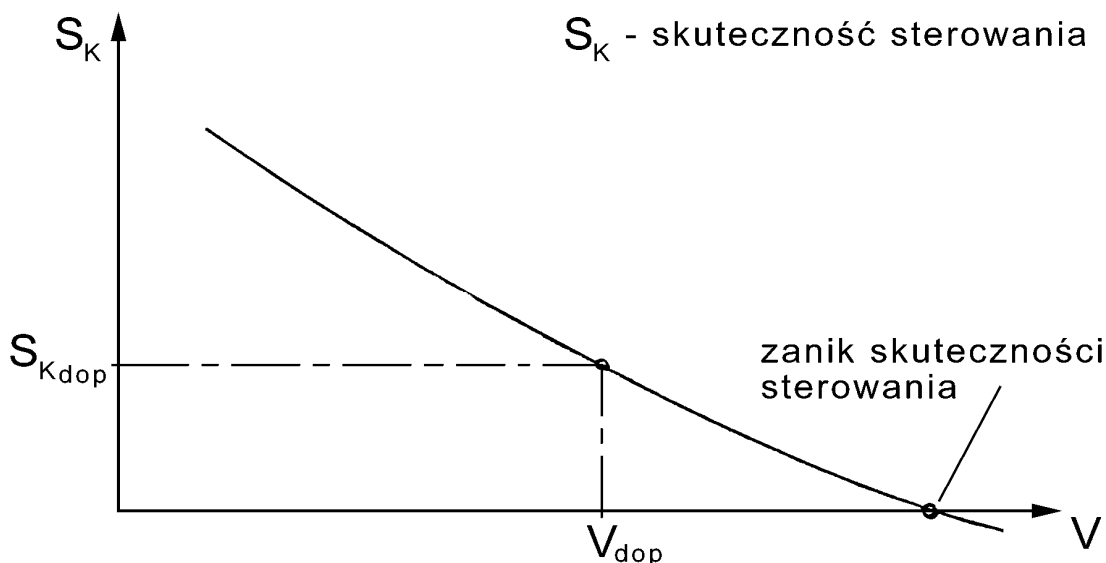
Zadaniem konstruktora jest takie dobranie parametrów sztywnościowych struktury, aby przy dopuszczalnej maksymalnej prędkości lotu istniała jeszcze dostateczna sterowność, a prędkość odwrotnego działania sterów (rewersu) leżała daleko poza prędkością dopuszczalną.



Rys. 30.4. Wpływ ujemnego kąta zaklinowania usterzenia wysokości



Rys. 30.5. Wpływ wychylenia steru wysokości



Rys. 30.6. Spadek skuteczności sterowania

30.2. ZJAWISKA TYPU DYNAMICZNEGO

30.2.1. Drgania samowzbudne (flutter)

Drgania samowzbudne płatowca pojawiają się przy określonej prędkości lotu, kiedy dojdzie do sprzężenia co najmniej dwóch postaci drgań własnych konstrukcji, przy zewnętrznym pobudzeniu przez siły i momenty aerodynamiczne.

Samo zjawisko jest złożonym układem dynamicznym uwarunkowanym aerodynamiczną, sztywnościową i masową charakterystyką płatowca.

Z uwagi na złożony charakter obciążenia oraz na trudności doboru masowego i sztywnościowego modelu konstrukcji, a także określenia wpływu charakterystyki aerodynamicznej, obliczenia w dziedzinie drgań samowzbudnych powierza się do wykonania wyspecjalizowanym zespołom obliczeniowców.

Rola konstruktora sprowadza się tutaj do:

określenia rozkładu mas wzdłuż głównych elementów struktury (skrzydła, kadłuba, usterzeń, układów sterowania),

podania rozkładu sztywności konstrukcji na podstawie obliczeń i pomiarów,

zleceniu wykonania naziemnych prób rezonansowych dla ustalenia możliwych postaci drgań struktury, jako materiału wejściowego do obliczeń.

Jakkolwiek ostatecznym dowodem bezpiecznych pod względem drgań własności szybowca są próby w locie, to jednak znajomość obszarów prędkości, w których można spodziewać się zagrożenia, pozwala na ostrożne i bezpieczne prowadzenia prób w locie.

Drgania samowzbudne (flutter) charakteryzują narastająca w czasie energia, prowadząca do wzrostu amplitudy drgań, aż do osiągnięcia poziomu niszczącego. W przypadku flutteru pojawiającego się przy wysokich częstotliwościach drgań, zniszczenie płatowca może występować w sposób błyskawiczny.

30.2.2 Trzepotanie (buffeting)

Trzepotanie pojawia się wówczas, kiedy któraś z postaci drgań własnych struktury płatowca zostaje pobudzona przez źródło zewnętrzne. Najczęściej źródłem takim może być impuls wywołany

wejściem szybowca w strugi zaśmigłowe lub wlotem w obszar turbulencji o regularnym charakterze oscylacyjnym.

Reakcją płatowca będą drgania któregoś z elementów struktury niekoniecznie nośnej (np. wiotkich owiewków, osłon itp.)

W przypadku drgań typu buffeting nie ma zjawiska przyrostu amplitudy i drgania te, chociaż w locie nieprzyjemne, nie grożą zniszczeniem szybowca w locie.

30.3. DEGRADACJA WŁASNOŚCI LOTNYCH



Proba skrzydła wiotk.

30.3.1. Efekt giętny

Skrzydło szybowca, szczególnie w przypadku dużych rozpiętości, doznaje w locie dosyć znacznego ugięcia (Rys.30.7) .

Równowaga w locie zapewniona jest tylko wówczas gdy:

$$m \cdot g = \sum_{i=1}^{i=n} V_i = \sum_{i=1}^{i=n} Pz_i \cdot \cos \gamma_i \quad (30.9)$$

Składowa „V” równoważy ciężar szybowca, a ponieważ jest mniejszą od „P z” przeto w przypadku ugięcia skrzydło musi pracować na większym kącie natarcia dla uzyskania takich samych warunków równowagi jak w przypadku skrzydła sztywnego. Prowadzi to do spadku doskonałości na skrzydle odkształconym.

Ponadto korekty wymaga obliczenie momentu gnącego, który na skrzydle odkształconym musi uwzględniać także składową poziomą obciążenia aerodynamicznego.

Moment gnący w przekroju „A-A” skrzydła wywołany siłą „P z_i” wyniesie:

$$(Mg)_{iA-A} = Pz_i (r_{1i} \cdot \cos \gamma_i + r_{2i} \cdot \sin \gamma_i) \quad (30.10)$$

Moment gnący w płaszczyźnie symetrii wyniesie:

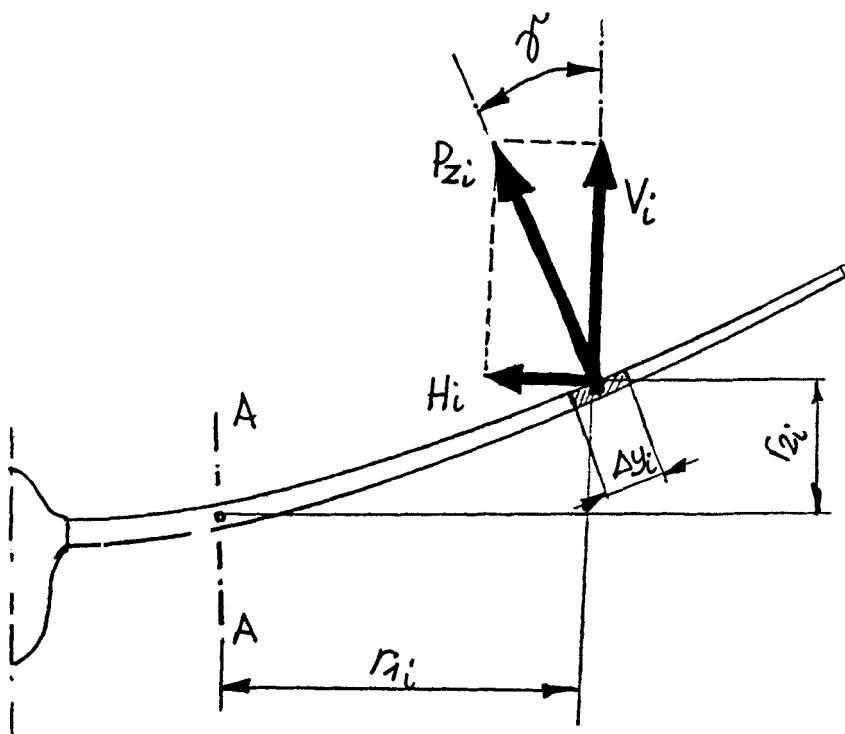
$$Mg = \sum_{i=1}^{i=n} Pz_i \cdot (r_{xi} \cdot \cos \gamma_i + r_{zi} \cdot \sin \gamma_i) \quad (30.11)$$

gdzie:

r_{xi} - odległość pozioma siły „P z_i” od płaszczyzny symetrii szybowca

r_{zi} - odległość pionowa

W przypadku skrzydeł wiotkich w obliczaniu momentu gnącego konieczne jest uwzględnianie ugięcia.



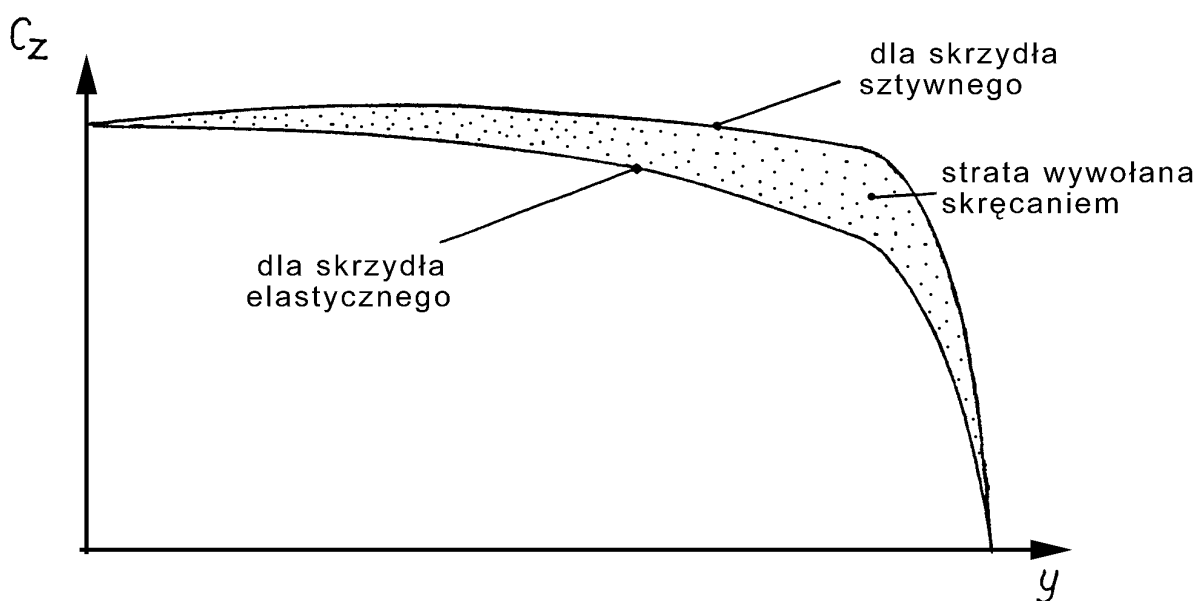
Rys. 30.7. Wpływ ugięcia skrzydła

30.3.2. Efekt skrętny

W większości stanów lotu ustalonego moment skręcający jest ujemny i skrzydło elastyczne doznaje skręcenia ujemnego (nosek profilu wędruje do dołu). Ujemny kąt natarcia spowodowany skręceniem powoduje pojawienie się nośności ujemnej odejmującej się od nośności, jaka pojawiłaby się na skrzydle sztywnym (Rys. 30.8).

Dla zachowania warunków równowagi lotu ze skrzydłem elastycznym należy nadrobić stratę (obszar zacieniony na rys. 30.8) przez zwiększenie kąta natarcia. Prowadzi to do spadku doskonałości skrzydła.

Powyższy wpływ należy również uwzględnić w obliczeniach zarówno osiągow jak i wielkości momentu skręcającego.



Rys. 30.8. Wpływ skręcenia skrzydła

31. TRWAŁOŚĆ SZYBOWCA

31.1. POJĘCIE ŻYWOTNOŚCI

31.1.1. Żywotność eksploatacyjna

W miarę upływu czasu, wyrażonego ilością godzin lotu, struktura szybowca ulega starzeniu się i do głosu dochodzi zjawisko zmęczenia tworzywa, co ogranicza okres eksploatacji statku powietrznego. Przed producentem sprzętu lotniczego staje zadanie określenia dopuszczalnej ilości godzin lotu (resursu) w ramach której sprzęt może być bezpiecznie użytkowany. Przekroczenie jej grozi uszkodzeniem struktury płatowca i może prowadzić do sytuacji niebezpiecznych.

Należy zatem określić żywotność szybowca, czyli ilość godzin lotu, w ramach której, przy technicznie uzasadnionym poziomie pewności, sprzęt może być bezpiecznie użytkowany.

Nie wszystkie elementy szybowca zużywają się jednakowo szybko.

Jedne starzeją się szybciej, inne wolniej. Zawsze istnieje jednak możliwość wymiany pewnych elementów struktury lub zespołów dokonywane podczas tzw. „napraw głównych”, co pozwala na przedłużenie eksploatacji szybowca na ustaloną ilość dalszych godzin lotu.

Międzyremontowe ilości godzin lotu popularnie nazywa się „resursem” szybowca Resurs przewidziany do pierwszej naprawy głównej, oraz resursy ustalane dalszymi kolejnymi naprawami głównymi tworzą w całości żywotność szybowca czyli sumę wszystkich resursów aż do momentu kasacji sprzętu.

Dla nabywcy sprzętu istotna jest żywotność, a więc całkowita ilość godzin lotu oraz resursy przewidywane między kolejnymi naprawami głównymi.

W praktyce stosuje się dwa sposoby ustalania żywotności szybowca. Pierwszy sposób opiera się o doświadczenia eksploatacyjne zdobyte podczas użytkowania szybowców podobnego typu.

Jest to sposób przybliżony, stąd mniej pewny. Sposób drugi opiera się na ustaleniu żywotności na podstawie naziemnej próby zmęczeniowej, która w sposób przyspieszony odtwarza wszystkie obciążenia przewidywane dla szybowca podczas jego „życia”, przy założeniu przeciętnych warunków użytkowania.

Żywotności szybowca w zależności od charakterystyki konstrukcyjnej i eksploatacyjnej bywają różne. Dzisiaj sięgają one od 1000 do nawet 9000 i więcej godzin lotu.

Eksploatacja szybowca, trwająca w przypadku struktur kompozytowych co najmniej kilkanaście lat, polega na pewnym powtarzaniu różnych zadań wykonywanych przez pilota, co wiąże się z powtarzaniem obciążeń towarzyszących, tak iż w ramach żywotności całkowitej pewien obraz „męczenia” struktury powtarza się.

31.1.2. Żywotność modelowa

Stwierdziwszy, iż obciążenia szybowca w trakcie eksploatacji powtarzają się, dla przeprowadzenia próby należy zaprogramować je dla pewnego odcinka odniesienia (czasu czy drogi), który obejmie wszystkie możliwe stany obciążeń i będzie się powtarzał w czasie.

Żywotność taką, czyli ilość godzin lotu, w których zamknie się całkowity wzorzec obciążeń struktury szybowca nazwano żywotnością modelową.

Dla niej opracowuje się program prób, a krotność realizacji tego programu pozwala na ustalenie żywotności całkowitej.

Ponieważ resurs szybowca ustalany jest w tysiącach lub setkach godzin, jako żywotność modelową najwygodniej jest przyjąć 1000 godzin lotu szybowca.

31.2. WIDMO OBCIĄŻEŃ EKSPLOATACYJNYCH

31.2.1. Elementy widma

Obciążenia działające na szybowiec podczas lotu pojawiają się w sposób przypadkowy, nieuporządkowany, a zatem posiadają różną wartość i występują w czasie także w sposób zmienny (Rys.31.1). Przyjmując jako kryterium uporządkowania widma wielkość współczynnika obciążenia

charakteryzującą wierzchołki górne widma po stronie dodatniej wartości „ n ” i wierzchołki dolne po stronie ujemnej uzyskano by widmo „uporządkowane” wg tegoż kryterium (Rys. 31.2), na osi poziomej w miejsce czasu „ t ” pojawiłby się jakiś bliżej nieokreślony parametr „ H^* ”, mający znikome znaczenie praktyczne.

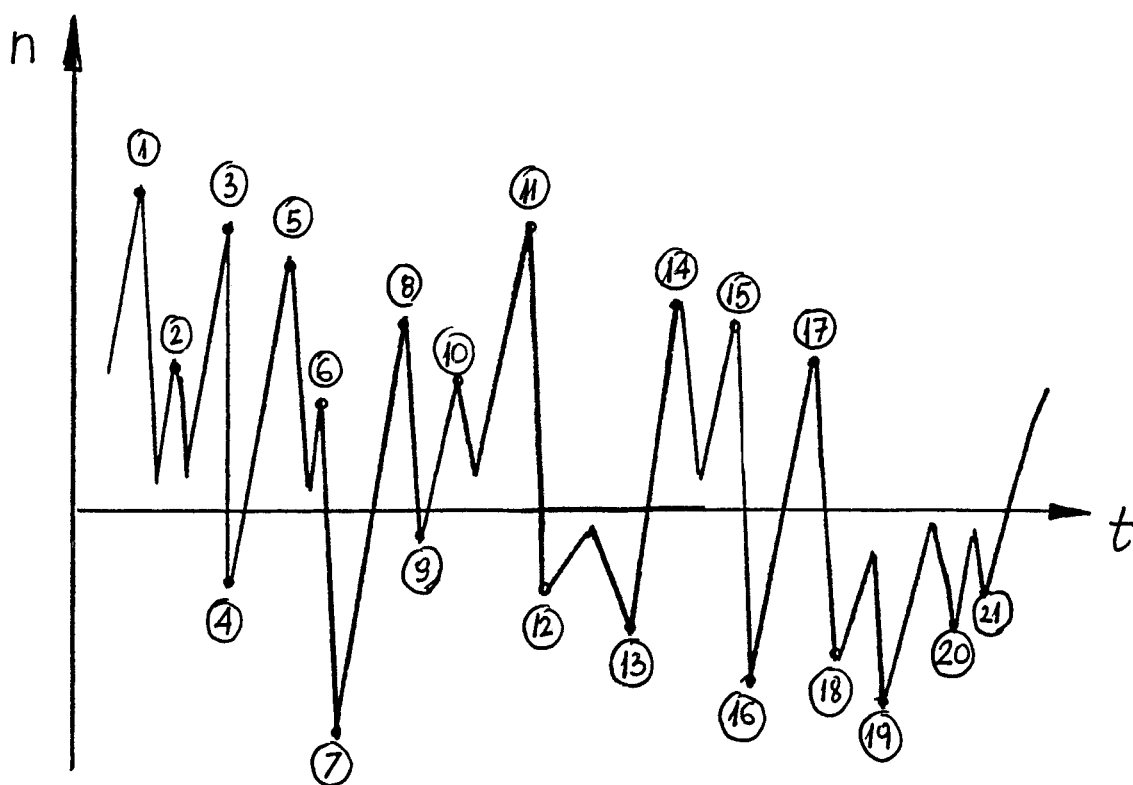
Aby widmo nadawało się do wykorzystania przy budowie programu próby zmęczeniowej należy je uporządkować również wg wartości obciążenia „ n ”, ale jako drugą współzrzedną należy przyjąć ilość przekroczeń danego obciążenia na danym poziomie

Na rys. 31.3. pokazano przebieg widma w czasie, ale naniesiony na siatce ustalonych poziomów obciążenia $n = I, II, \dots, N$.

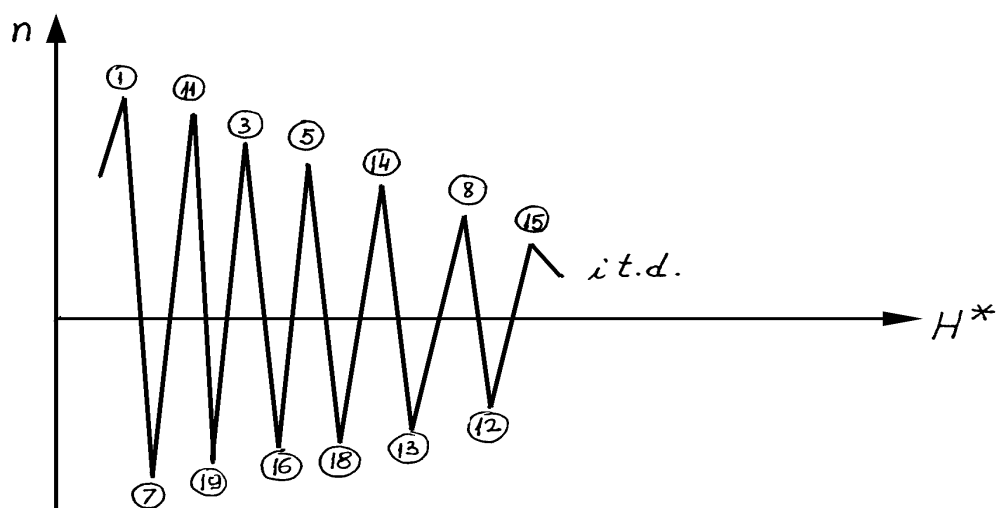
Z punktu widzenia zmęczenia ważnym jest, ile razy dany poziom naprężenia (wywołany poziomem obciążenia „ n ”) pojawi się w strukturze płatowca. Zatem uporządkowanie polegać będzie na zliczaniu ilości przekroczeń danego poziomu w całym odcinku pomiarowym widma zarówno dla poziomów dodatnich (dodatnia gałąź widma) jak i ujemnych (gałąź ujemna). Ilość przekroczeń poziomu „ i ” na rys. 31.3 zaznaczono kropkami na przebiegu widma.

Zliczanie dla gałęzi dodatniej należy rozpocząć od poziomu najwyższego. Do tej ilości należy dodać ilość przekroczeń poziomu niższego, dalej ilość przekroczeń dla poziomu jeszcze niższego. W miarę spadku poziomu uzyskuje się coraz większą łączną przekroczeń dla danego poziomu i wyższych od niego. Jest to tzw. kumulatywna ilość przekroczeń poziomu obciążenia „ H ” będąca drugim parametrem widma.

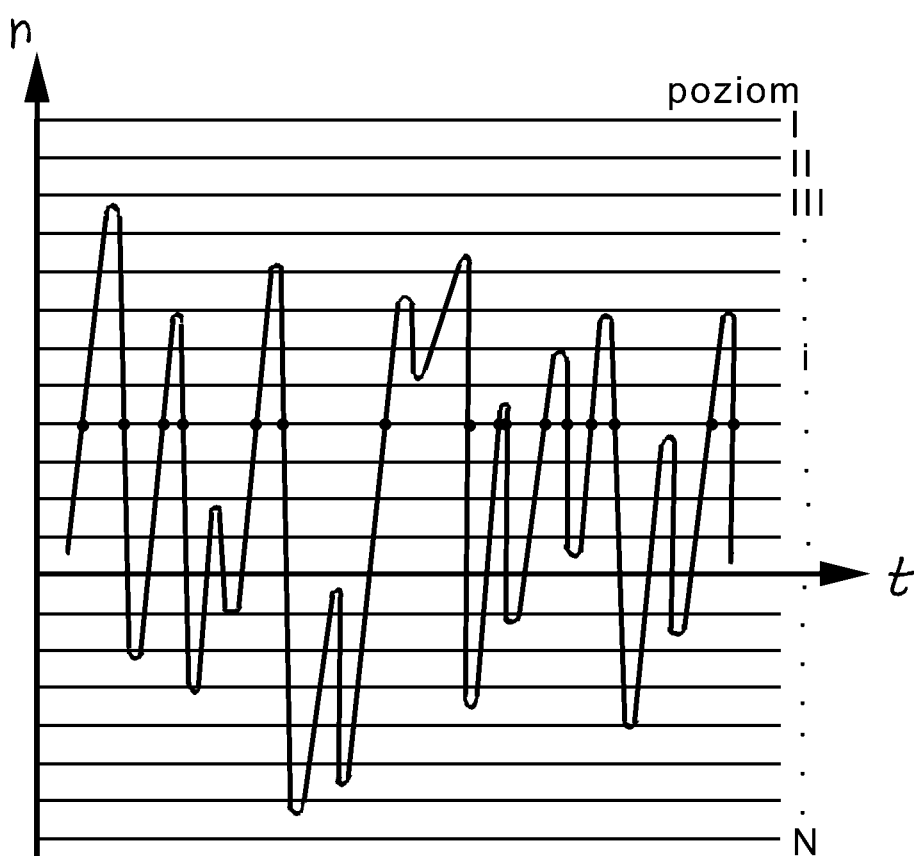
W analogiczny sposób należy dokonać zliczeń przekroczeń poziomów obciążeń ujemnych (pod osią czasu „ t ”) dla uzyskania gałęzi ujemnej. Uporządkowane w ten sposób widmo obciążeń pokazano na rys.31.4.



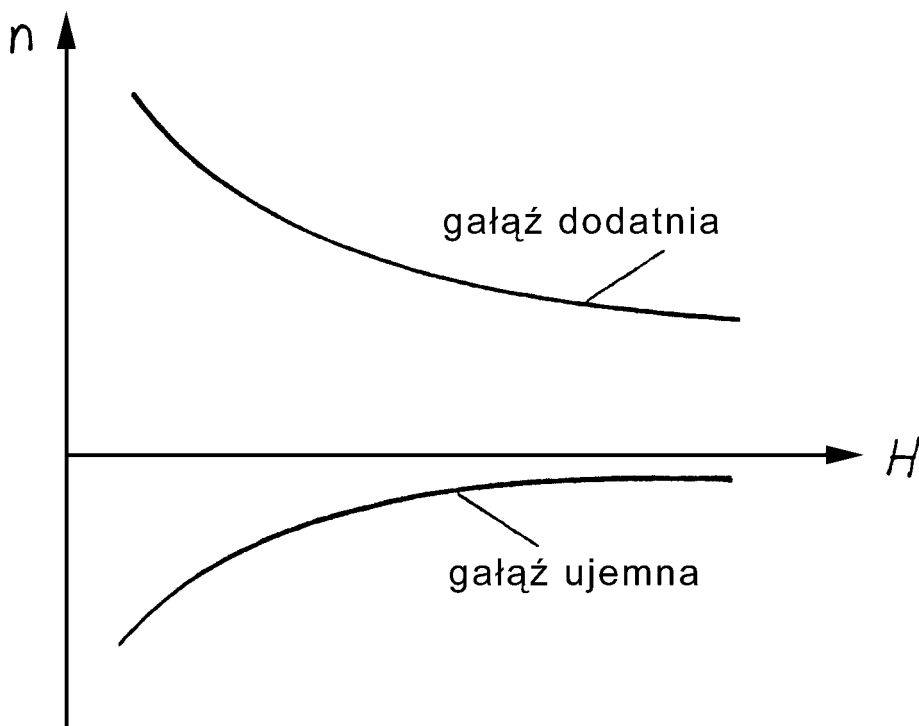
Rys. 31.1. Widmo obciążeń w locie



Rys. 31.2. Widmo uporządkowane



Rys. 31.3. Siatka poziomów obciążeń widma



Rys. 31.4. Uporządkowane widmo obciążeń eksploatacyjnych
31.2.2. Struktura widma obciążeń

Obciążenia w locie oscylują względem pewnego poziomu, ustalonego względnie nie ustalonego (zmiennego w czasie), zależnie od rozpatrywanego przypadku eksploatacji, zwanego „poziomem podstawowym”.

Poziom podstawowy ustalony występuje np. podczas lotu swobodnego, krążenia w kominie termicznym, akrobacji podstawowej itp. Zmienny w czasie poziom ustalony pojawia się np. podczas rozbiegu i dobiegu, wzlotu przy pomocy wyciągarki itp.

Parametry widma obciążeń dla przypadku lotu o ustalonym poziomie podstawowym przedstawiono na rys. 31.5.

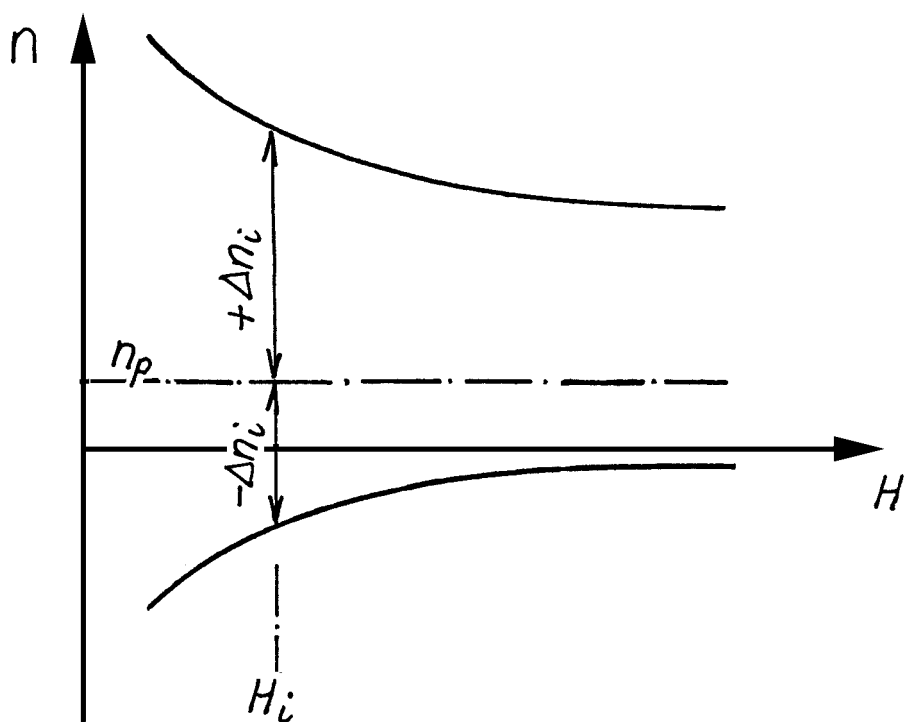
Wokół poziomu podstawowego „ n_p ” oscylują przyrosty współczynnika obciążenia: „ $+\Delta n$ ” (przyrost dodatni) oraz „ $-\Delta n$ ” (przyrost ujemny).

O ile przyrosty „ $+\Delta n$ ” i „ $-\Delta n$ ” są jednakowe, wówczas widmo jest symetryczne względem poziomu podstawowego. Najczęściej jednak występuje widmo niesymetryczne o wartościach „ $+\Delta n$ ” wyższych niż „ $-\Delta n$ ”.

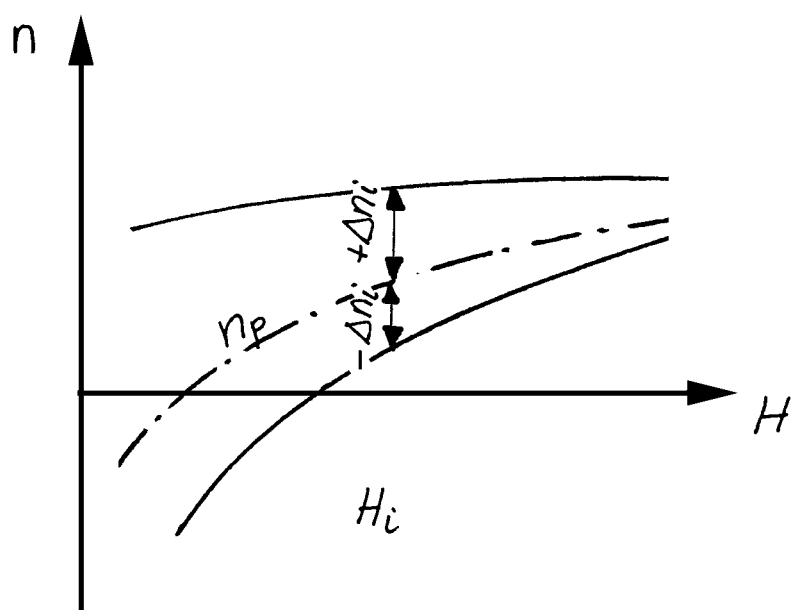
Dla przypadku eksploatacji o nieustalonym poziomie podstawowym widmo przybiera inną postać (Rys. 31.6).

Dla uproszczenia programu prób, szczególnie jeżeli brak do dyspozycji stoiska sterowanego numerycznie, stosuje się widmo stopniowane, zastępując przebieg ciągły skokowym (Rys.31.7).

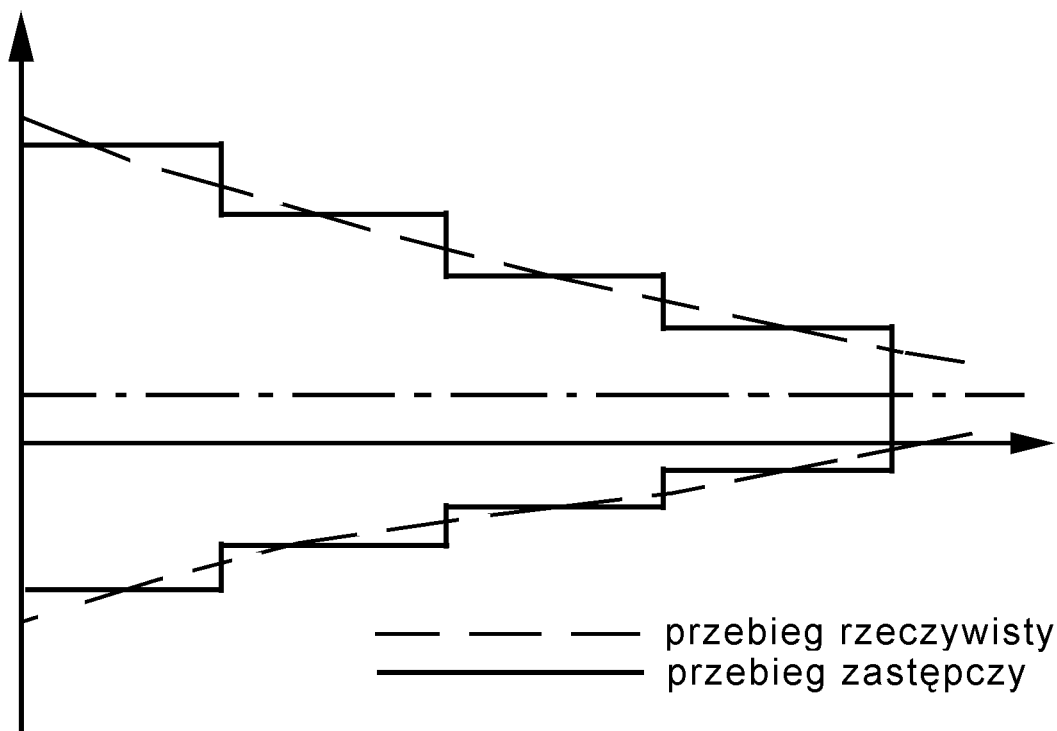
Widmo skokowe tym bardziej zbliża się do ciągłego (które zastępuje) im większa ilość stopni obciążeń.



Rys. 31.5. Parametry widma obciążeń o ustalonym poziomie podstawowym



Rys. 31.6. Parametry widma obciążeń o nieustalonym poziomie podstawowym



Rys. 31.6. Skokowy przebieg widma obciążeń

31.2.3. Widma dla stanów eksploatacji

Widma obciążeń zależą od zadań wykonywanych przez szybowiec, a więc związanych z tym stanów eksploatacji. Ponieważ próba zmęczeniowa programowana jest dla konkretnego szybowca, np.: zawodniczego, szkolnego, treningowego, akrobacyjnego i t. d., z góry wiadomo jakie stany eksploatacji należy brać pod uwagę dla określonego typu szybowca. Stany eksploatacji, jakie mogą wystąpić dla wszystkich typów szybowców (wszystkie lub część z nich) to:

obciążenie ziemia-powietrze-ziemia przy starcie na holu za samolotem,

jak wyżej, ale przy wykorzystaniu wyciągarki,

podmuchy podczas lotu holowanego,

podmuchy podczas wlotu przy użyciu wyciągarki,

podmucha podczas przeskoków międzykominowych,

podmuchy podczas lotów szybkich (dolot nad taśmę),

akrobacja podstawowa lub wyższa,

loty szkolne,

rozbieg podczas startu,

dobieg podczas lądowania,

kołowanie po lotnisku,

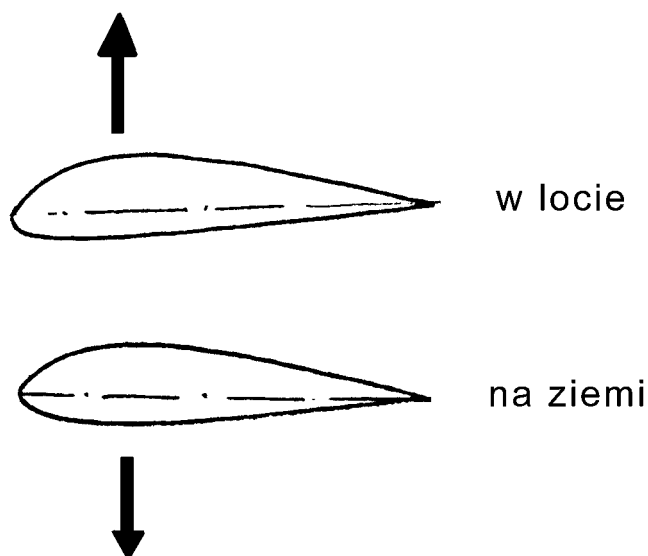
podmuchy podczas krążenia w kominie termicznym.

Widma obciążeń dla poszczególnych stanów eksploatacji będą różnić się wielkością współczynnika obciążenia „N” i ilością powtórzeń obciążeń „H”, a ponadto charakterem obciążenia

podstawowego (stałe lub zmienne). W przypadku stanów w locie przeważa czynnik

aerodynamiczny, natomiast na ziemi (rozbieg, dobieg, kołowanie) dochodzi do głosu czynnik masowy obciążenia.

W locie swobodnym stan podstawowy określony jest przez nośność skrzydła jako równoważącą ciężar siłą skierowaną na skrzydło do góry, natomiast podczas toczenia się po ziemi skrzydło obciąża jego masa własna, a siła działa do dołu (Rys. 31.8)



Rys. 31.8. Eksploatacyjne obciążenia skrzydła



Model eksploatacji

31.3. MODEL EKSPLOATACJI

Pod pojęciem modelu eksploatacji należy rozumieć sposób w jaki szybowiec jest użytkowany. Model ten zależy od rodzaju szybowca oraz intensywności wykorzystywania go w ciągu roku, a także od zadań sportowych realizowanych przy jego pomocy.

31.3.1. Wielkości określające model eksploatacji

Szybowce wykorzystywane są różnie w różnych rejonach geograficznych. W Europie sezon lotny w zasadzie nie obejmuje miesięcy późnojesiennych i zimowych, natomiast w Australii sezon praktycznie trwa cały rok. W wielu krajach szybownictwo traktowane jest głównie jako element rekreacji (weekendy), natomiast inne kraje traktują je jako jedną z dziedzin sportu, uprawianą dość intensywnie. Fakt ten powoduje iż ustalenie jednej z podstawowych cech eksploatacji, to jest ilości godzin wylatywanych przez szybowiec w ciągu roku, jest bardzo trudne w odniesieniu do przeciętnej światowej.

Podobnie przedstawia się sytuacja, gdy trzeba ustalić średni stosunek startów, wykonywanych na holu za samolotem do startów przy pomocy wyciągarki. Są kraje, w których przeważa start za samolotem, natomiast w innych z reguły stosuje się wyciągarki.

Już te dwa przykłady pozwalają zorientować się jak trudną sprawą jest ustalenie przeciętnych warunków „pracy” szybowca w momencie, kiedy należy zaprogramować próbę zmęczenia, nie wiedząc do jakiego klienta trafi produkowany sprzęt. Dlatego nawet najbardziej wnikliwie przygotowany program prób będzie zawsze kontrowersyjny i musi być traktowany jako pewne przybliżenie rzeczywistości ekstrapolowanej na przyszłość na podstawie obserwacji i doświadczeń zdobytych w przeszłości.

Wielkości określające model eksploatacji zebrano w tablicy 31.1.

Tab. 31.1. Wielkości określające model eksploatacji szybowca

1. Ilość godzin wylatywanych przez szybowiec w ciągu roku	I_h
2. Ilość startów szybowca (łącznie) w ciągu roku:	I_s
przy starcie na holu za samolotem	I_{ss}
przy starcie przy pomocy wyciągarki	I_{sw}
3. Ilość startów szybowca wykonywanych w ciągu jednego roku:	
z balastem wodnym	I_{zb}
bez balastu	I_{bb}
4. Ilość lądowań wykonywanych w ciągu jednego roku:	

a) na lotnisku	I_{ll}
b) w terenie przygodnym	I_{lp}
5. Średnia długość drogi przetaczania szybowca przypadająca na jeden start:	
a) w lotach przy starcie za samolotem	$L_{ds.}$
b) przy pomocy wyciągarki	L_{dw}
6. Średnia wielkość masy szybowca w locie:	
z balastem wodnym	m_{zb}
bez balastu	m_{bb}
7. Prędkości:	
krażenia w kominie termicznym, maksymalna:	$V_{k \max}$
średnia:	$V_{k \text{ śr}}$
lotu w atmosferze burzliwej, maksymalna:	$V_{RA \max}$
średnia:	$V_{RA \text{ śr}}$
lotu szybkiego, maksymalna: maksymalna:	V_{NE}
średnia:	$V_{ls \text{ śr}}$

31.3.2. Środowisko eksploatacyjne

Środowisko eksploatacyjne szybowca tworzą:

- powietrze, dla wszystkich stanów eksploatacji w locie
- podłoże (lotniska lub terenu przygodnego) dla wszystkich stanów eksploatacji na ziemi.

W środowisku powietrznym szybowiec realizuje dwie podstawowe fazy lotu:

- lot ślizgowy kosztem utraty wysokości,
- krażenie w kominie termicznym z nabieraniem wysokości.

Fazą pośrednią jest pokonywanie odcinka drogi lotem ślizgowym w obszarze rozległych wznoszeń (np. pod szlakami kumulusów) gdzie opadanie jest zmniejszone; równe zero lub nawet może istnieć wznoszenie.

W fazie pierwszej, podczas lotu ślizgowego stanowiącego stan ustalony, współczynnik obciążenia $n = 1,0$ jeżeli mamy do czynienia z atmosferą spokojną. W praktyce najczęściej pojawiają się jednak podmuchy powodujące chwilowe, nagłe przyrosty i spadki obciążenia. Charakterystykę obciążeniową środowiska, zawarto w rozdziale 10.1.4. i opisano przy pomocy zależności: (10.27) do (10.35).

Faza druga, krażenie w kominie termicznym wiąże się z dwoma charakterystykami: zachowaniem się szybowca w krażeniu scharakteryzowanym biegunową krażenia, oraz charakterystyką komina termicznego.

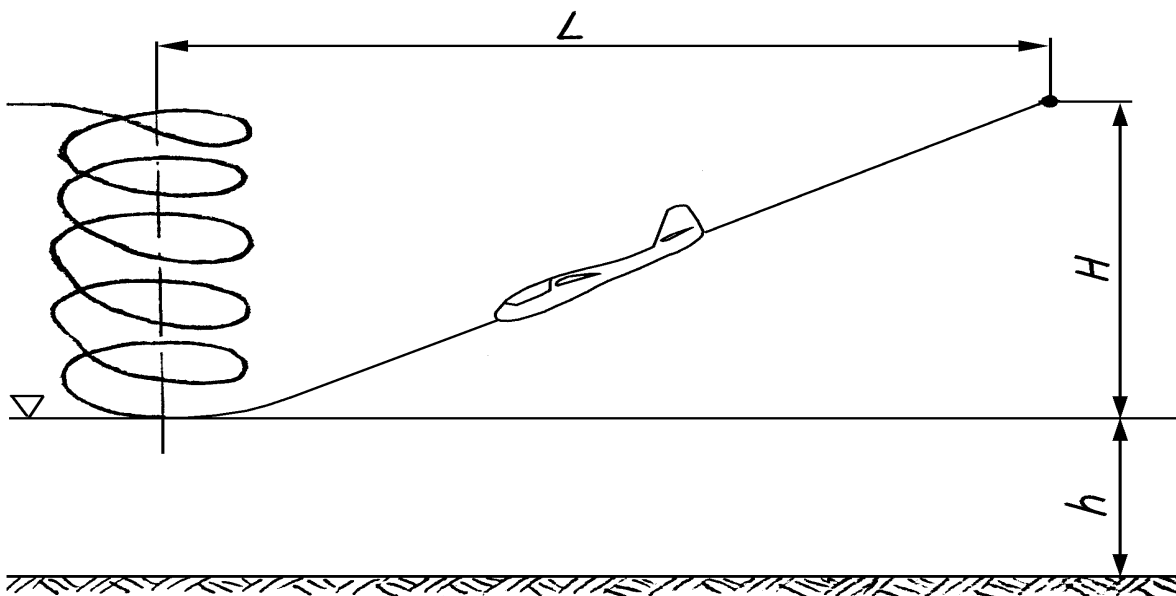
Charakterystykę szybowca w kominie termicznym zawarto w rozdziale 6.3.2..

Środowisko naziemne scharakteryzowane jest podłożem, które może stanowić:

- utwardzony pas startowy lotniska,
- lotnisko trawiaste,
- teren przygodny o bardzo zróżnicowanej charakterystyce.

Źródłem obciążeń na ziemi są przeszkody na jakie trafia toczące się koło podwozia szybowca: w postaci bruzd, kretowisk, kamieni, kołków pasterskich, zmarzniętych grud ziemi, brył lodu itp.

Podstawowym jednak środowiskiem szybowca jest powietrze i związany z nim podstawowy schemat przelotu (Rys.31.9.). Szybowiec wyholowany na wysokość „ $H + h$ ”, traci w locie ślizgowym wysokość „ H ” obniżając się do wysokości „ h ”, na której musi, po natrafieniu na komin termiczny, rozpocząć krażenie dla odzyskania utraconej wysokości „ H ”, co umożliwi dalsze pokonanie trasy na odcinku „ L ”.



Rys. 31.9. Schemat przelotu szybowca

31.3.3. Ustalenie stanów eksploatacji

Poszczególne stany eksploatacji zależą od typu szybowca. Istnieją stany występujące w przypadku wszystkich typów np.: lot holowany, rozbieg, dobieg, krążenie w kominie termicznym itp. Inne stany charakteryzują rozpatrywany typ szybowca i np. lot szybki wystąpi tylko w przypadku szybowca zawodniczego, a akrobacja wyższa tylko dla szybowca akrobacyjnego względnie loty szkolne dla szybowca szkolno treningowego.

Współzależność stanów eksploatacji od typu szybowca zebrano w tablicy 31.2.

Stany: ziemia-powietrze-ziemia, rozbieg, dobieg i kołowanie uzależnione są od ilości startów przypadających na żywotność modelową. Natomiast całkowitą ilość godzin w żywotności modelowej (1000 godzin lotu) należy rozdzielić pomiędzy, stany: podmuchów, akrobacji i lotów szkolnych, zależnie od typu szybowca.

Należy zwrócić uwagę iż podział na stany jest pewnym ramowym określeniem przypadków eksploatacji. Zdarzające się w innych stanach lotu niż akrobacja przypadki brutalnego sterowania należy potraktować jako stany przynależne do obciążeń o charakterze akrobacji. Podobnie w przypadku rozbiegu podczas startu znacznie lżejsze warunki obciążeń daje start przy pomocy wyciągarki (znacznie krótszy rozbieg) niż start na holu za samolotem.

Ważnym parametrem eksploatacji jest ustalenie czasu w jakim realizowany jest okres żywotności modelowej 1000 godzin lotu:

$$T_{real} = \frac{Z_m}{I_h} \quad (31.1)$$

gdzie:

Z_m = 1000 godzin lotu (żywotność modelowa)

I_h - ilość godzin wylatywana w ciągu roku (wg tab.31.1)

Pozwala on na ustalenie ilości startów w okresie żywotności modelowej przy starcie na holu:

$$S_{hol} = I_{ss} \cdot T_{real} \quad (31.2)$$

i przy pomocy wyciągarki:

$$S_{wyc} = I_{sw} \cdot T_{real} \quad (31.3)$$

gdzie: I_{ss} oraz I_{sw} są odpowiednio roczną ilością startów przy pomocy holu za samolotem i przy pomocy wyciągarki (tab.31.1). Z kolei obliczoną ilość startów, w przypadku szybowca z balastem wodnym należy rozbić na:

- starty z balastem: w locie holowanym:

$$S_{hol\ zb} = S_{hol} \cdot \frac{I_{zb}}{I_{zb} + I_{bb}} \quad (31.4)$$

i przy starcie przy pomocy wyciągarki :

$$S_{wyc\ zb} = S_{wyc} \cdot \frac{I_{zb}}{I_{zb} + I_{bb}} \quad (31.5) \text{ gdzie:}$$

I_{zb} oraz I_{bb} wg tablicy 31.1.

starty bez balastu wodnego: w locie holowanym:

$$S_{hol\ bb} = S_{hol} - S_{hol\ zb} \quad (31.6)$$

i przy pomocy wyciągarki :

$$S_{wyc\ bb} = S_{wyc} - S_{hol\ zb} \quad (31.7)$$

Dalszym z kolei krokiem jest rozbitcie żywotności modelowej na lot z balastem wodnym i bez :
dla konfiguracji z balastem:

$$Z_{m\ zb} = Z_m \cdot \frac{I_{zb}}{I_{zb} + I_{bb}} \quad (31.8)$$

oraz bez balastu:

$$Z_{m\ bb} = Z_m - Z_{m\ zb} \quad (31.9)$$

Po dokonaniu podziału całkowitej ilości startów i godzin lotu pomiędzy konfigurację balastową i bezbalastową, traktujemy każdą z nich jako samodzielny układ, dla którego opracowuje się program próby zmęczeniowej i pojawi się wobec tego program próby oddzielnie dla konfiguracji balastowej, oraz oddzielnie dla konfiguracji bezbalastowej.

Dlatego w dalszych rozważaniach będzie mowa o programie prób zmęczeniowych bez rozróżniania na konfigurację balastową i bezbalastową.

Tab. 31.2. Ustalanie stanów eksploatacji

Stan eksploatacji \ Szybowiec		Szkolno-treningowy	Zawodniczy	Akrobacyjny
Ziemia-powietrze-ziemia	Holowanie	X	X	X
	Wyciągarka	X	X	brak
Podmuchy	Lot holowany	X	X	X
	Wyciągarka	X	X	brak
	Krążenie	X	X	X
	Przeskok	X	X	X
	Lot szybki	brak	X	brak
Rozbieg przy starcie		X	X	X
Dobieg przy lądowaniu		X	X	X
Akrobacja	Podstawowa	X	X	brak
	Wyższa	brak	brak	X
Loty szkolne i treningowe		X	brak	brak
Kołowanie po lotnisku		X	X	X

31.4. ELEMENTY PROGRAMU PRÓBY ZMĘCZENIOWEJ

31.4.1. Reprezentatywny zespół struktury

Przeprowadzenie próby zmęczeniowej ma dać odpowiedź jaką jest stwierdzona doświadczalnie żywotność szybowca. Jest sprawą oczywistą, iż pewne zespoły szybowca są obciążone silniej od

innych. Dla ustalenia żywotności całej struktury, należy przeprowadzić badania jej zespołu krytycznego. Zespołem takim jest niewątpliwie skrzydło, ono bowiem poddane jest złożonemu stanowi obciążeń (zginanie normalne i styczne, ścinanie normalne i styczne oraz skręcanie) Przy czym wyężenie materiału osiąga tutaj wartości wymiarujące.

Skrzydło, jako element nośny, jest zespołem odpowiedzialnym za utrzymywanie się szybowca w powietrzu, a jego uszkodzenie w locie w sposób jednoznaczny przekreśla możliwość normalnego zachowania się statku powietrznego.

Powyższe względy stwarzają podstawy do uznania skrzydła jako zespołu reprezentatywnego, a wynik próby zmęczeniowej, przeprowadzonej na tym zespole określa żywotność statku powietrznego w odniesieniu do całości struktury.

31.4.2. Krotność programu

Program próby opracowywany jest dla żywotności modelowej $Z_m = 1000$ godzin lotu. Konstruktor ustalając żywotność szybowca zakłada resurs postulowany np. 3000 , 6000 czy 9000 godzin lotu będący wielokrotnością ресурсu modelowego, wyrażoną współczynnikiem krotności :

$$k_1 = \frac{Z_p}{Z_m} \quad (31.10)$$

gdzie:

Z_p - jest resem postulowanym.

Próba ze względów ekonomicznych może być wykonana tylko na jednym egzemplarzu skrzydła. Wiadomo, iż gdyby próbie poddano kilka skrzydeł (co z punktu widzenia kosztu takiej próby jest nie do przyjęcia), uzyskano by pewien rozrzut wyników. Fakt ograniczenia się do próby jednego tylko skrzydła rekompensowany jest współczynnikiem „ k_2 ” jako substytut rozrzutu. W dotychczas wykonywanych próbach zmęczeniowych w Polsce i za granicą stosowano współczynnik $k_2 = 3$. Zatem pragnąc udowodnić postulowaną żywotność przy pomocy programu opracowanego dla żywotności modelowej $Z_m = 1000$ godzin lotu, należy zrealizować w próbie krotność równą:

$$k_r = k_1 \cdot k_2 \quad (31.11)$$

Wynika stąd, iż żywotność jaką należy zrealizować w próbie wynosi:

$$Z_r = k_2 \cdot Z_p = k_1 \cdot k_2 \cdot Z_m \quad (31.12)$$

Jeżeli przykładowo konstruktor pragnie udowodnić żywotność postulowaną 6000 godzin lotu wówczas program próby opracowanej dla $Z_m = 1000$ godzin lotu musi być powtórzony $k_1 \cdot k_2 = 6 \cdot 3 = 18$ razy. Każde powtórzenie programu nazywa się popularnie „przejściem”, można więc powiedzieć, iż udowodnienie żywotności 6000 godzin lotu wymaga 18 przejść programu, natomiast aby udowodnić 9000 godzin lotu ilość przejść musiałaby wynosić 27.

31.4.3. Budowa programu

Program próby opracowywany dla żywotności modelowej $Z_m = 1000$ godzin lotu rozbity jest na bloki obciążeń, każdy odpowiadający charakterystycznemu stanowi eksploatacji. Ilość bloków w programie zależy od typu szybowca, co pokazano w tab. 31.2.

W każdym bloku widmo ciągle, ze względów realizacyjnych, zastąpiono stopniowanym. Dla każdego ze stopni obciążenia należy ustalić:

poziom obciążenia,

ilość powtórzeń obciążenia w cyklu od maksymalnego obciążenia dodatniego danego stopnia do maksymalnego obciążenia ujemnego (ilość cykli zmian obciążenia).

Szczegółowy sposób ustalania obu tych parametrów omówiono przy charakterystyce poszczególnych bloków. Wielkościami wyjściowymi dla ustalenia ilości zmian obciążeń są: ilość startów dla bloków obciążeń przy wzlocie przy pomocy wyciągarki oraz holu za samolotem w blokach ziemia-powietrze-ziemia oraz rozbiegu i dobiegu, długość drogi przetaczania dla bloku kołowania, żywotność modelowa dla lotów wleczonych i swobodnych, rozbita na udziały czasowe poszczególnych bloków w żywotności całkowitej $Z_m = 1000$ godzin lotu,

Wielkościami wyjściowymi dla ustalenia poziomu współczynnika obciążenia „n” są: rozważania teoretyczne oparte na wymaganiach przepisów budowy szybowców, wyniki pomiarów w locie dla przypadków trudnych do ujęcia teoretycznego i dla przypadków o zmiennym poziomie obciążenia podstawowego.

31.4.4. Udziały czasowe stanów eksploatacji

Wyłączając z rozważań bloki ziemia-powietrze-ziemia, rozbieg, dobieg i kołowanie, które zależą nie od żywotności modelowej Z_m , udziały czasowe należy ustalić dla stanów eksploatacji (wyrażonych blokami obciążeń) dotyczących: lotów wleczonych (holowanie za samolotem lub start przy pomocy wyciągarki względnie samochodu), krążenia w kominie, przeskoków międzykominowych, lotów szybkich, akrobacji i lotów szkolnych oraz treningowych. Ustalenie tych udziałów opiera się na statystyce eksploatacyjnej szybowców zebranej w trakcie wieloletniej obserwacji sposobu użytkowania szybowców w aeroklubach. Metoda określania udziałów przedstawia się następująco:

a/ Lot holowany

Dla nawiązania kontaktu z termiką należy uzyskać wysokość $H = 500$ m do 700 m, przeciętnie $H = 600$ m. Stosowane współcześnie samoloty pozwalają na osiągnięcie w zespole (samolot holujący + szybowiec) wznoszenia rzędu $w_{zesp} = 1,4$ do $2,2$ m/s, przeciętnie $w_{zesp} = 1,8$ m/s. Czas wykonania jednego lotu holowanego wynosi:

$$t_{hol} = \frac{H_{zesp}}{w_{zesp}} \quad (31.13)$$

Przy ilości startów za samolotem wykonywanych w ciągu roku „ I_{ss} ”, oraz przy współczynniku „realizacji żywotności modelowej” „ k_m ”, udział czasowy lotu holowanego wyniesie:

$$T_{hol} = t_{hol} \cdot I_{ss} \cdot k_m \quad (31.14)$$

Współczynnik „realizacji żywotności modelowej” o wartości „ k_m ” zależy od intensywności eksploatacji. Nalot szybowców w różnych strefach geograficznych jest różny, ale można przyjąć, iż średnio szybowiec wylatuje około 250 godzin rocznie. Wówczas żywotność modelowa realizowana jest w ciągu:

$$k_m = \frac{Z_m}{250} = \frac{1000}{250} = 4 \text{ lat}$$

b/ Wzlot przy pomocy wyciągarki (samochodu)

Wysokość uzyskiwana w trakcie wzlotu przy pomocy wyciągarki zależy nie tylko od charakterystyki szybowca, ale również od długości liny i mocy wyciągarki. Wysokość ta sięga od 300 do 600 m średnio $H = 450$ m. W trakcie ciągu szybowiec uzyskuje wznoszenie od około 5 m/s do 9 m/s. Średnio $w_{wyc} = 7$ m/s.

Czas wzlotu wyniesie zatem:

$$t_{wyc} = \frac{H}{w_{wyc}} \quad (31.15)$$

Przy rocznej ilości startów „ I_{sw} ” (tab.31.1) udział czasowy wzlotu przy pomocy wyciągarki wyniesie :

$$T_{wyc} = t_{wyc} \cdot I_{sw} \cdot k_m \quad (31.16)$$

Nalot swobodny obejmujący bloki krążenia w kominie, przeskoku międzykominowego, lotu szybkiego, akrobacji i lotów szkolnych oraz treningowych, przypadnie czas :

$$T_{swob} = Z_m - T_{hol} - T_{wyc} \quad (31.17)$$

c/ Lot swobodny

Udziały czasowe poszczególnych bloków lotu swobodnego można określić przy pomocy formuły:

$$T_f = p_f \cdot T_{swob} \quad (31.18)$$

gdzie „ p_f ” jest wskaźnikiem udziału rozpatrywanego bloku obciążeń.

Wartości liczbowe wskaźników „ p_f ” można ustalić na podstawie statystyki eksploatacyjnej sprzętu. Zależy ona przede wszystkim od typu szybowca, oraz od przewidywanego (ekstrapolacja na przyszłość) sposobu eksploatacji.

Projektant programu prób staje tutaj niestety w sytuacji, gdzie o przyszłości musi wyrokować na podstawie statystyki zdobytej w przeszłości. Nic więc dziwnego, iż program nosi charakter prognostyczny. Jako przykład przedstawiono wartości liczbowe wskaźników „ p_f ” jakie można przyjąć (w przybliżeniu) dla szybowca zawodniczego (tab.31.3).

W przypadku braku statystyki podział współczynnika „ p_f ” pomiędzy poszczególne stany eksploatacji można oprzeć na przesłankach teoretycznych.

Zgodnie z relacjami zawodników krążenie pochłania około 50 % czasu lotu zawodniczego, natomiast 50 % pochłania przeskoczek międzykominowy. Biorąc jednak pod uwagę, iż czasami przelot odbywa się pod szlakami kumulusów, udział przeskoku powinien być nieco wyższy. Loty szybkie dotyczą dolotów końcowych do linii mety oraz treningu w dolotach. Udział czasowy lotu szybkiego można ocenić na około 10 % czasu lotu swobodnego.

Podczas lotu w silnej turbulencji, a takie warunki wykorzystuje się w trakcie zawodów i treningu, wymagane jest brutalne sterowanie, jako reakcja pilota na zaburzenia równowagi szybowca. Równoważnikiem takiego sterowania jest charakterystyka obciążeń w akrobacji i dlatego należy brutalne sterowanie zastąpić blokiem akrobacji. Substytut ten można oszacować na około 5 % . Pozostałe 85 % czasu lotu swobodnego należy podzielić między krążenie i przeskoczek, z lekką preferencją przeskoku szacując udział krążenia jako 40 % a przeskoku 45 % czasu lotu swobodnego.

Udziały czasowe poszczególnych stanów eksploatacji należy zebrać tabelarycznie. Układ tabeli zależy od rodzaju szybowca. Przykładowo w tab. 31.4. podano udziały czasowe poszczególnych stanów eksploatacji dla szybowca zawodniczego.

Tab. 31.3. Wskaźniki „ p_f ” dla szybowca zawodniczego w przypadku lotu swobodnego

Stan eksploatacji	Wielkość wskaźnika p_f
Krążenie w kominie termicznym	0,40
Przeskok międzykominowy	0,45

Lot szybki	0,10
Akrobacja podstawowa	0,05
RAZEM 1,00	

Tab. 31.4. Udziały czasowe poszczególnych stanów eksploatacji dla szybowca zawodniczego

Stan eksploatacji	Udział czasowy	Godz.
Lot holowany za samolotem	T_{hol}	
Wzlot przy pomocy wyciągarki	T_{wyc}	
Krążenie w kominie termicznym	$T_{krąż}$	
Przeskok międzykominowy	T_{prz}	
Lot szybki	T_{ls}	
Akrobacja podstawowa	T_{akr}	

31.4.5. Ustalanie danych wejściowych programu

Danymi wejściowymi dla programu są :
współczynnik obciążenia podstawowego,
przyrosty współczynnika obciążeń (dodatni i ujemny),
ilości zmian obciążeń.

Dane te można ustalić w sposób trojaki:

przez pomiar w locie obciążenia skrzydła przy odpowiednim oprzyrządowaniu (np. tensometrowanie) i odpowiednim wyskalowaniu tego oprzyrządowania,

pomiar współczynnika obciążenia w locie, dokonywany w środku ciężkości szybowca, na drodze rozważań teoretycznych.

Najbliższe rzeczywistości dane daje pomiar obciążenia dokonywany na skrzydle. Dokładność danych zależy od dokładności zastosowanej aparatury. Ponieważ zapis dokonywany jest na skrzydle oddaje wiernie odpowiedź struktury na zewnętrzne pobudzenie. Sposób ten jednakże jest najdroższy i najbardziej czasochłonny, daje jednak odpowiedź na to jak reaguje płatowiec, a szczególnie skrzydło jako element poddawany próbie zmęczeniowej w stanach eksploatacji o obciążeniu podstawowym stałym i zmiennym w czasie.

Dokonywanie pomiaru wielkości współczynnika obciążenia (przyspieszenia) w środku ciężkości płatowca określa wielkość obciążenia w locie, natomiast w stosunku do obciążeń na ziemi zachodzi konieczność redukcji obciążenia (patrz rozdział 31.4.6) Ponadto pomiar taki nie oddaje reakcji skrzydła, które na skutek swej elastyczności może doznawać wielokrotniej ilości zmian obciążeń w stosunku do płatowca jako całości. Programowanie wymaga więc dodatkowych założeń teoretycznych.

Rozważania teoretyczne mogą być obarczone największym błędem w stosunku do rzeczywistości szczególnie dla stanów, w których obciążenie podstawowe jest zmienne w czasie. Względna przydatność tej metody dotyczy stanów podmuchów w powietrzu burzliwym, albowiem obciążenia zgodnie z wymaganiami przepisów budowy szybowców muszą odpowiadać założeniom teoretycznym tychże przepisów.

31.4.6. Obciążenie znamionowe

Program próby zmęczeniowej odtwarza wszystkie stany eksploatacji spodziewane w trakcie życia szybowca i odpowiadające im obciążenia. Skrzydło w trakcie użytkowania podlega zginaniu i ścinaniu normalnemu i stycznemu oraz skręcaniu. Temu samemu współczynnikowi obciążenia i towarzyszącemu mu zginaniu normalnemu mogą odpowiadać różne obciążenia styczne i skręcające, a nawet obciążenie normalne nie jest liniową funkcją wielkości współczynnika obciążenia z racji różnych wartości sił na usterzeniu wysokości w stanach równowagi podłużnej ustalonej chwilowej.

Z powyższych względów dla realizacji próby i dla budowy programu należy przyjąć pewne obciążenie reprezentatywne odpowiadające obciążeniu normalnemu dla współczynnika obciążenia w locie $n = 1,0$ z przypisanym mu obciążeniem stycznym i skręcającym. Należy również przyjąć, iż obciążenie to jest liniowo zmienne wraz ze zmianą współczynnika obciążenia „n”. Tak

scharakteryzowane obciążenia skrzydła, odpowiadające współczynnikowi $n = 1,0$ nazwano obciążeniem znamionowym.

Skrzydło w locie przy współczynniku $n = 1,0$ obciążone jest układem sił aerodynamicznych (układ „A”) i odciążone siłami masowymi wynikającymi z ciężaru skrzydła. Zatem siła działająca na jedno skrzydło wynosi:

$$P_{skrz\ zn} = \frac{1}{2}(Q - Q_s) \quad (31.19)$$

gdzie:

Q - ciężar szybowca w locie

Q_s - łączny ciężar obu skrzydeł

Jest to siła znamionowa (dla $n = 1,0$). Dla przypadków obciążeń o współczynniku obciążenia $n \neq 1,0$ pojawia się siła nominalna:

$$P_{skrz\ nom} = P_{skrz\ zn} \cdot n \quad (31.20)$$

Podczas stanów eksploatacji na ziemi (np. toczenie się po lotnisku) dla współczynnika obciążenia mierzonego w środku ciężkości szybowca $n = 1,0$ siła obciążająca jedno skrzydło wynosi:

$$P_{skrz} = -\frac{1}{2}Q_s \quad (31.21)$$

Znak ujemny wskazuje, iż siła ta działa do dołu, przeciwnie niż w locie. Taki układ obciążenia na ziemi (Układ „Z”) dotyczy także początkowej fazy rozbiegu i dobiegu, natomiast w dalszych fazach układ „Z” przechodzi w układ „A”, w momencie oderwania się od ziemi, czyli zapoczątkowania lotu.

Ponieważ w programie próby zmęczeniowej przewidziano podawanie obciążeń nominalnych w funkcji obciążenia znamionowego, reprezentującego układ „A”, należy układ „Z” zredukować poprzez przeliczenie współczynnika obciążenia (o ile mierzony był w środku ciężkości płatowca) wg zależności:

$$n = n^* \cdot k_{red} \quad (31.22)$$

gdzie:

n^* - współczynnik obciążenia mierzony w środku ciężkości płatowca

$k_{red} = -Q_s / Q$ - współczynnik redukcyjny obciążenia

Oczywiście w przypadku pomiarów współczynnika obciążenia bezpośrednio na skrzydle, przeprowadzenie redukcji obciążenia na ziemi odpada uzyskuje się bowiem rzeczywiste wielkości obciążenia.

Ustalając obciążenie znamionowe należy oprzeć się na realizacji obciążenia normalnego dla $n = 1,0$. Odpowiadające mu obciążenia styczne i skręcające na ogół ustala się na poziomie jaki wynika z lotu przy $n = 1,0$ i przy prędkości „ V_A ”. Jest to zniekształcenie, na które jednak z racji metody realizacyjnej próby trzeba się zgodzić. Biorąc pod uwagę, iż skręcanie i obciążenia styczne w przypadku współczesnych konstrukcji kompozytowych obciążają głównie keson, natomiast obciążenia normalne dźwigar. Wiadomo, iż dźwigar jest elementem bardzo mocno wyłożonym, natomiast keson z uwagi na względy sztywnościowe jest bardzo przewymiarowanym. Fakt ten więc niejako „upoważnia” do przyjęcia obciążenia normalnego jako podstawy do ustalenia obciążenia znamionowego, a także usprawiedliwia przyjęcie liniowej zależności pomiędzy obciążeniem znamionowym a nominalnym przez zastosowanie mnożnika w postaci współczynnika obciążenia „ n ”:

$$n = \frac{P_{skrz\ nom}}{P_{skrz\ zn}} \quad (31.23)$$

31.5. BLOKI OBCIĄŻEŃ O STAŁYM OBCIĄŻENIU PODSTAWOWYM

31.5.1. Blok ziemia-powietrze-ziemia w locie holowanym za samolotem

Każdemu startowi do lotu, a po locie lądowaniu towarzyszy jeden cykl obciążenia polegający na: wzroście współczynnika obciążenia od wartości postojowej (skrzydło obciążone własnym ciężarem) do wartości odpowiadającej oderwaniu się szybowca od ziemi i przejścia do lotu ustalonego w zespole samolot + szybowiec, spadku współczynnika obciążenia podczas lądowania od momentu przyziemienia do zatrzymania się (obciążenie postojowe).

W czasie postoju szybowca na ziemi współczynnik obciążenia wynosi:

$$n_{\min} = -\frac{Q_s}{Q} \quad (31.24)$$

Obciążenie to podczas rozbiegu wzrasta w czasie (Rys.31.10), aż do uzyskania maksymalnej wartości w ustalonym locie holowanym. Siła nośna na skrzydle równoważy wówczas ciężar szybowca i siłę na usterzeniu (z reguły skierowaną do dołu) powstającą w wyniku istnienia momentu pochylającego szybowiec bez usterzenia i momentu wywołanego działaniem liny holowniczej. Ponieważ lot holowany, zależnie od mocy samolotu holującego może odbywać się na różnych prędkościach, aż do „ V_T ” (dopuszczalna prędkość lotu holowanego), wartość współczynnika obciążenia „ $n_{\max}$ ” waha się w granicach od 1,0 do 1,1. Zakładając, iż w trakcie żywotności modelowej stosowane bywają różne prędkości lotu holowanego, należy przyjąć wartość średnią:

$$n_{\max} = 1,05 \quad (31.25)$$

Ponieważ w cyklu ziemia-powietrze-ziemia trudno mówić o poziomie podstawowym, wokół którego oscylują obciążenia w górę i w dół, należy przyjąć w sposób sztuczny, iż obciążenie podstawowe równe jest:

$$n_p = \frac{1}{2}(n_{\max} + n_{\min}) \quad (31.26)$$

Ilość zmian obciążeń równa jest ilości startów na holu za samolotem w okresie żywotności modelowej:

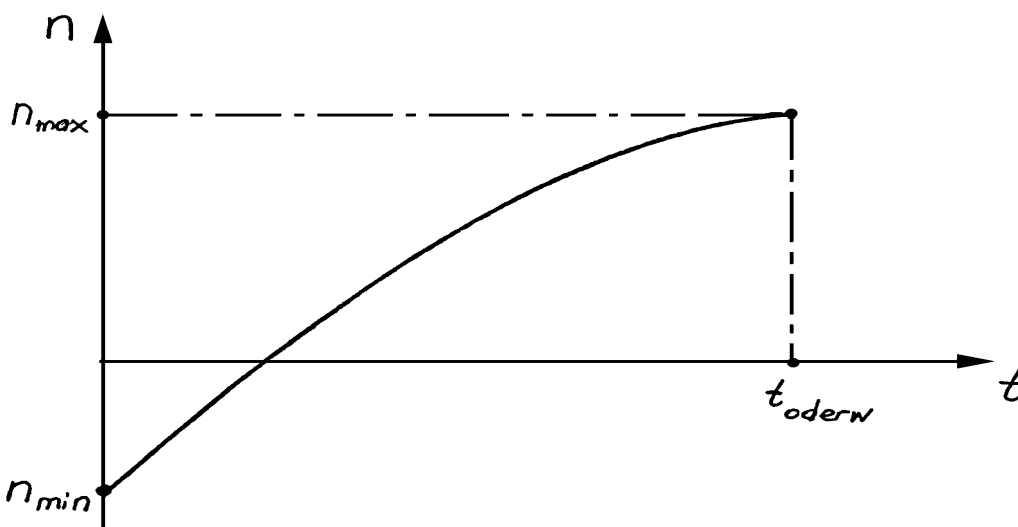
$$H_{ss} = I_{ss} \cdot k_m \quad (31.27)$$

gdzie:

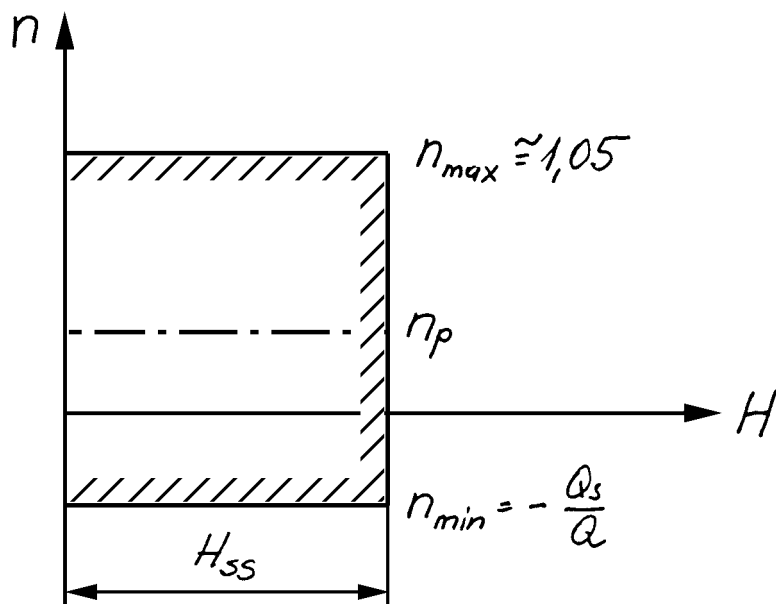
I_{ss} – roczna ilość startów na holu za samolotem wg tab. 31.1.

k_m – okres realizacji żywotności modelowej $Z_m = 1000$ godzin lotu, wg rozdziału 31.4.4. (średnio $k_m = 4$).

Postać bloku ziemia-powietrze-ziemia dla lotu holowanego za samolotem przedstawiono na Rys. 31.11.



Rys. 31.10. Zmiana obciążenia skrzydła podczas rozbiegu



Rys. 31.11. Blok ziemia-powietrze-ziemia podczas lotu holowanego za samolotem.

31.5.2. Blok ziemia-powietrze-ziemia podczas wzlotu przy pomocy wyciągarki

Blok ten opisuje cykl podobny jak w przypadku startu na holu za samolotem.

Współczynnik obciążenia „ n_{min} ” wynika z obciążenia postojowego i jest taki sam jak podany w zależności (31.24).

Współczynnik obciążenia „ n_{max} ” wynika z faktu, iż skrzydło musi zrównoważyć sumę obciążeń wynikających z siły ciężkości, siły na usterzeniu wysokości i siły w linie holowniczej.

Pomiary wykonywane podczas startów przy pomocy wyciągarek wykazują, że współczynnik obciążenia „ n_{max} ” w zależności od mocy wyciągarki i prędkości wzlotu waha się w granicach od 2,1 do 2,5. Średnio można przyjąć, że dla zróżnicowanych prędkości wzlotu wyniesie on : $n_{max} = 2,3$.

Taka wartość była przyjmowana dotychczas w przeprowadzanych próbach zmęzeniowych.

Współczesna tendencja stosowania wyciągarek o większej niż dotychczas mocy silnika skłaniają ku przyjęciu wartości $n_{max} = 2,5$, jako bardziej prawdopodobnej na przyszłość.

Obciążenie podstawowe określa formuła (31.26).

Ilość zmian obciążeń równa jest ilości startów przy pomocy wyciągarki:

$$H_{sw} = I_{sw} \cdot k_m \quad (31.28)$$

gdzie:

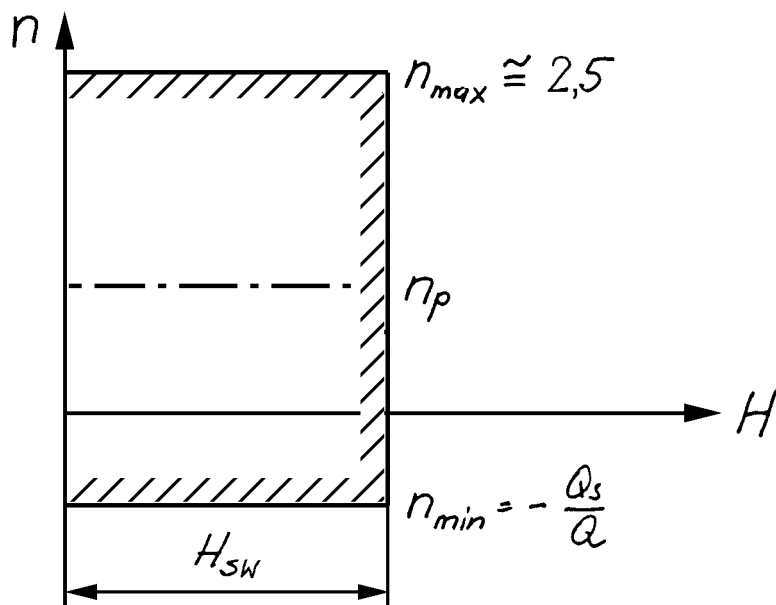
I_{sw} – wg tab.31.1,

k_m – jak dla lotu holowanego

Przebieg zmiany współczynnika obciążenia podczas wzlotu przy pomocy wyciągarki w funkcji procentu czasu wzlotu pokazano na rys.10.16.

Współczynnik ten od obciążenia postojowego narasta aż do maksymalnej wartości w najsilniej obciążonej fazie wzlotu, po czym spada przy końcu wzlotu do wartości $n \cong 1,0$.

Postać bloku ziemia-powietrze-ziemia dla wzlotu przy pomocy wyciągarki przedstawiono na rys.31.12.



Rys. 31.12. Blok ziemia-powietrze-ziemia podczas wzlotu przy pomocy wyciągarki.

31.5.3. Blok podmuchów podczas przeskoku międzykominowego

Przeskok międzykominowy odbywa się przy ustalonym poziomie obciążenia podstawowego:

$$n_p = 1,0 \quad (31.29)$$

Ponieważ przeskok międzykominowy dotyczy lotu termicznego, maksymalna, dopuszczalna prędkość lotu wynosi: $V = V_{RA}$.

Przyrost współczynnika obciążenia wywołany podmuchem określony jest zależnością (10.33) dla podmuchu o intensywności: $U = \pm 15$ m/s przy V_{RA} . Jest on przyrostem maksymalnym Δn_{max} .

Oczywiście podmuchy mogą posiadać intensywność od zera do wartości ± 15 m/s, a przyrost współczynnika obciążenia jest ich liniową funkcją przy ustalonej prędkości lotu (Rys.31.13).

Podmuchy dodatnie i ujemne są symetryczne, a zatem i przyrosty współczynnika obciążenia są symetryczne. Obciążenie realizowane w próbie wymaga aby widmo ciągłe zastąpić stopniowanym. Dzieląc cały zakres wartości „ Δn ” na „ m ” stopni, uzyskuje się „grubość” przedziału „ $\delta(\Delta n)$ ” równą:

$$\delta(\Delta n) = \frac{\Delta n_{max}}{m} \quad (31.30)$$

Im wyższa jest wartość „ m ” (ilość przedziałów współczynnika Δn), tym widmo stopniowane bliższe jest ciągłemu.

Ilość zmian obciążeń w bloku określona jest zależnością :

$$H_B = r_1 \cdot r_2 \cdot P \cdot T \cdot V \quad (31.31)$$

gdzie:

r_1 - współczynnik uporządkowania. Obciążenia w bloku są uporządkowane wg wielkości, natomiast w rzeczywistości pojawiają się w sposób przypadkowy. Uporządkowanie stwarza skrzydłu w próbie warunki trudniejsze, stąd zalecane jest zmniejszenie ilości zmian obciążeń. W dotychczas realizowanych próbach przyjmowano $r_1 = 0,5$

r_2 - współczynnik sprężystości skrzydła. Sprężystość skrzydła po wzbudzeniu przez podmuch drgań, powoduje przyrost ilości zmian obciążeń (zazwyczaj szybko tłumionych). Z wielokrotnienie to w dotychczasowych próbach symulowano współczynnikiem $r_2 = 2$.

P - ilość podmuchów napotykanym na trasie o długości 1 km. Ilość ta jest funkcją wysokości lotu (Rys 31.14.).

T - udział czasowy bloku (w godzinach) wg tab. 31.4.

V - Prędkość lotu średnia dla całego bloku (w km/h).

W powyższej zależności określenia wymaga wielkość średnia prędkości lotu. W przypadku przeskoku międzykominowego jest to średnia prędkość przeskoku, czyli odpowiadająca przeciętnym noszeniom kominowym, a dająca optymalną prędkość przelotową w tychże noszeniach.

Prędkość przelotową określa zależność:

$$V_p = V_s \frac{w_w}{w_w + w} \quad (31.32)$$

gdzie:

V_s - prędkość przeskoku międzykominowego

w_w - prędkość wznoszenia się szybowca w kominie. Prędkość ta odpowiada prędkości

„ $(U_{szyb})_{max}$ ” na rys. 6.15.

szybowca odpowiadająca prędkości przeskoku kominowego

w - prędkość opadania

„ V_s ” wg biegunowej

prędkości (Rys.6.8).

Krzywe: $V = f(V_s)$ dla $w_w = const$, przedstawiono na rys. 31.15. Z pęku tych krzywych należy wybrać linię odpowiadającą przeciętnym warunkom termicznym ($w_w = 2,5$ m/s) i z niej odczytać prędkość „ V_s ” dającą maksymalną wartość prędkości przelotowej „ V_p ” (Rys. 31.16)

Wielkość „ P ” uzależniona jest od typu szybowca i związanego z nim pułapu użytkowego.

Dla szybowca wyczynowego będzie to około 1000 m, zaś dla szkolnego 300 m.

Całkowita ilość zmian obciążeń w bloku „ H_B ” musi być rozdzielona pomiędzy poszczególne poziomy: 1, 2, ..., m . Do tego celu można posłużyć się dystrybuantą Kaul'a będącą wynikiem pomiarów dokonywanych na lekkich samolotach o obciążeniu powierzchni nośnej odpowiadającym współczesnym szybowcom (Rys. 31.17).

Dystrybuenta ta przypisuje udział „ h ” danego poziomu w całości ilości zmian obciążeń „ H ” w zależności od stosunku obciążenia średniego stopnia „ i ” do obciążenia maksymalnego:

$$h_i = f\left(\frac{(\Delta n_{sr})_i}{\Delta n_{max}}\right) \quad (31.33)$$

Określenie obu wielkości pokazano na rys. 31.18.

Ilość zmian dla „ i ”- tego stopnia obciążenia:

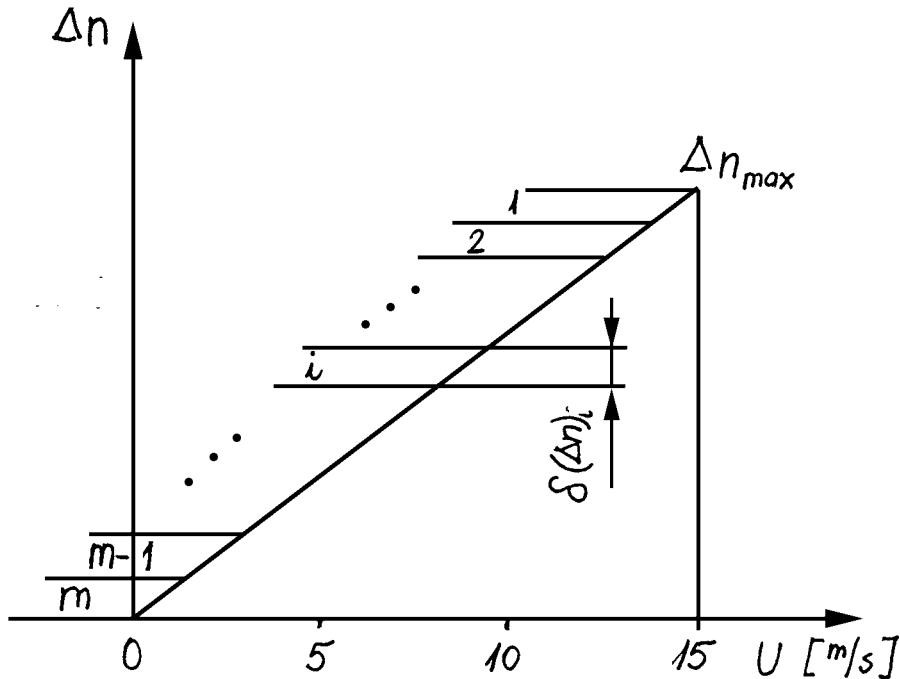
$$H_i = h_i \cdot H_B \quad (31.34)$$

Po wyznaczeniu wielkości „ n_{max} ” wg zależności (10.33) algorytm dalszych obliczeń bloku podano w tab.31.5. Schemat układu bloku przedstawiono na rys.31.19.

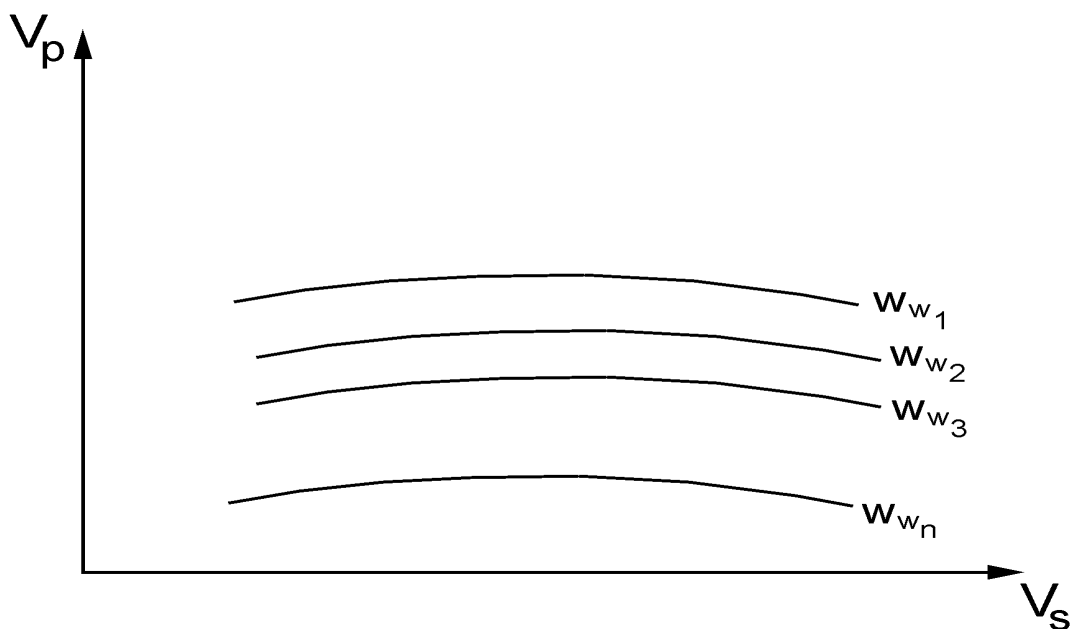
Ponieważ w odczytach dystrybucyj Kaul'a (skala logarytmiczna) może pojawić się pewna niedokładność, ilość zmian obciążeń dla ostatniego stopnia należy określić jako:

$$H_m = H_B - \sum_{i=1}^{i=m-1} H_i \quad (31.35)$$

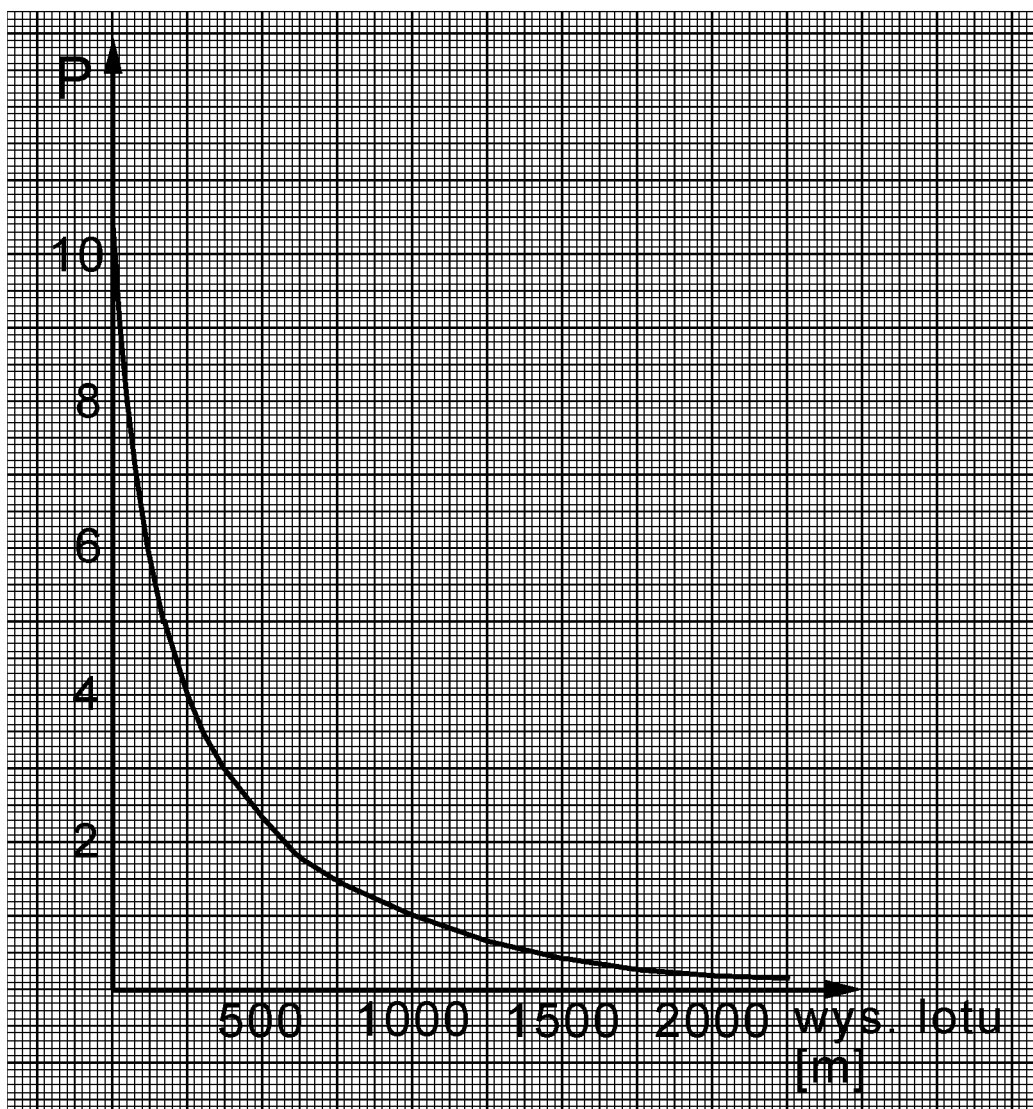
Przykład bloku przeskoku międzykominowego dla szybowca SZD-51-1 "Junior", w którym obciążenie ciągle symulowano 6 poziomami, pokazano na rys. 31.20.



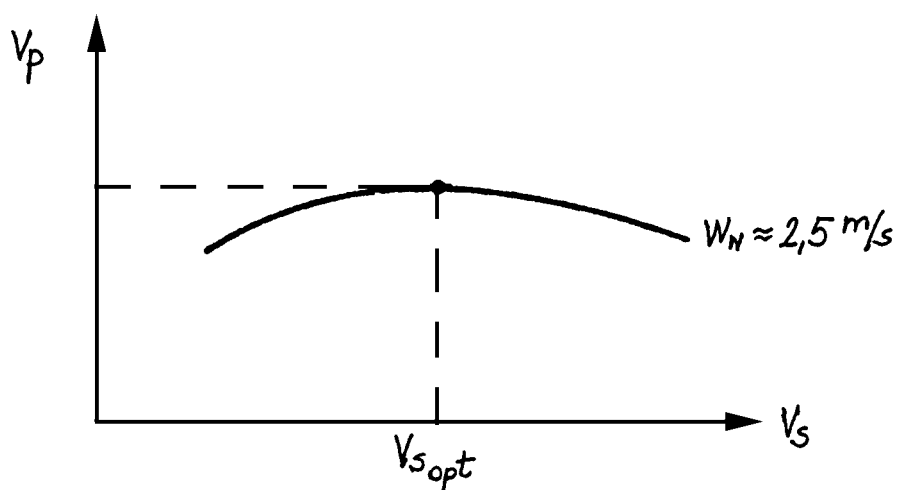
Rys. 31.13 Przyrost współczynnika obciążenia od podmuchu



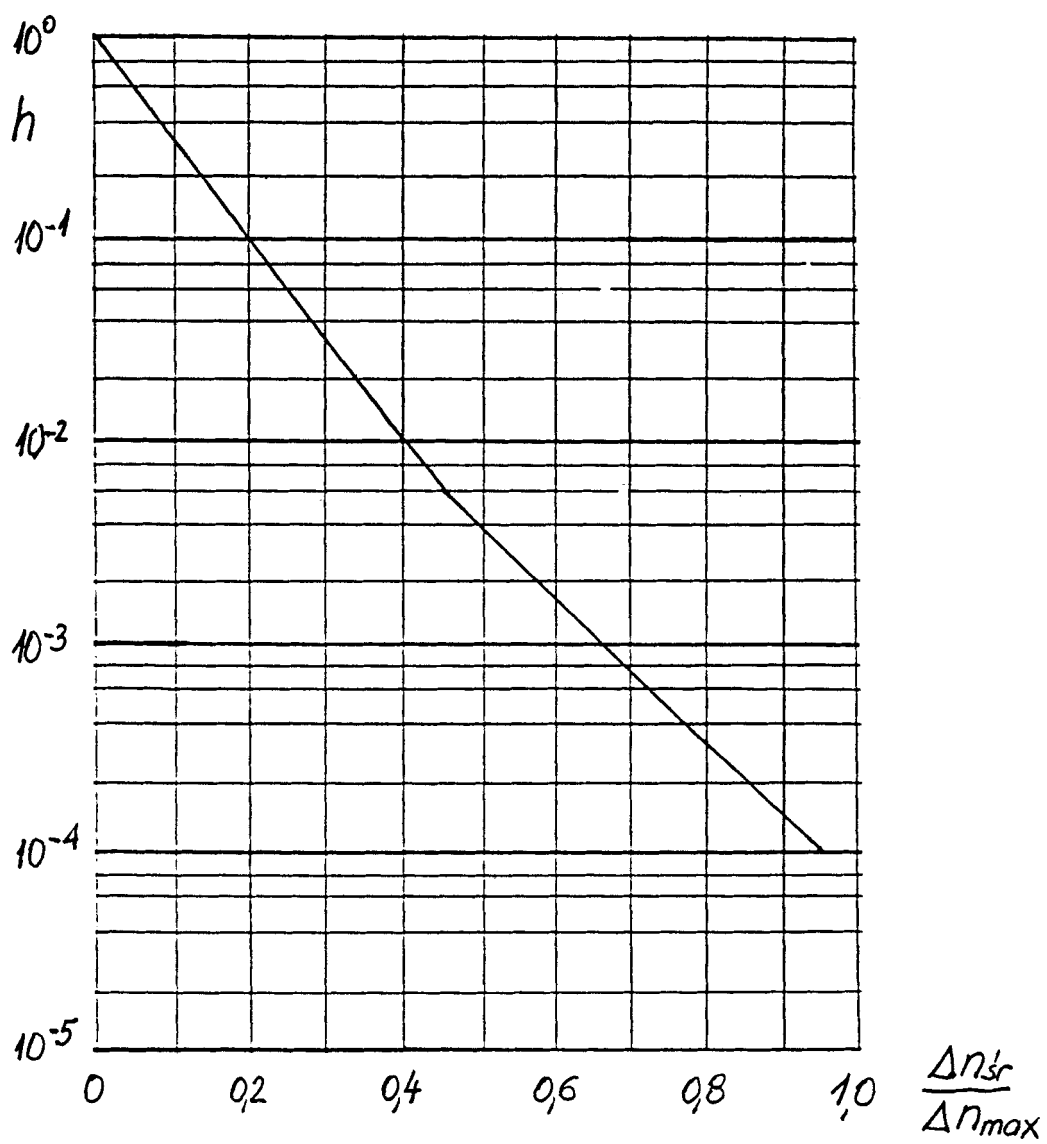
Rys. 31.15. Prędkość przelotowa w funkcji prędkości przeskoku



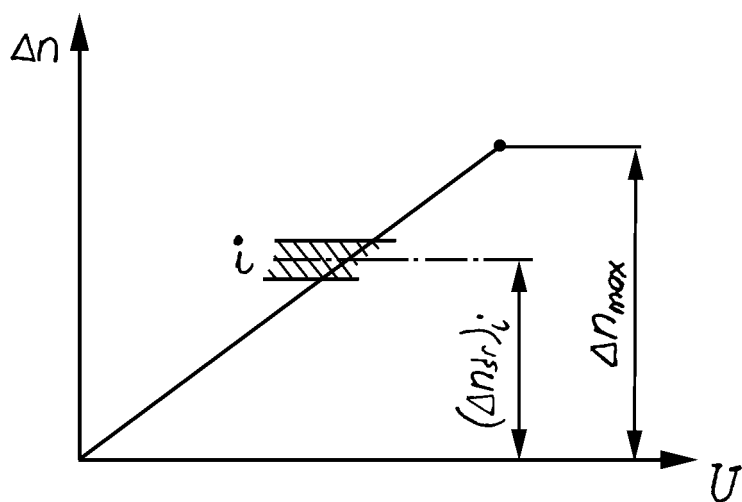
Rys. 31.14. Ilość podmuchów na trasie 1 km w funkcji wysokości lotu



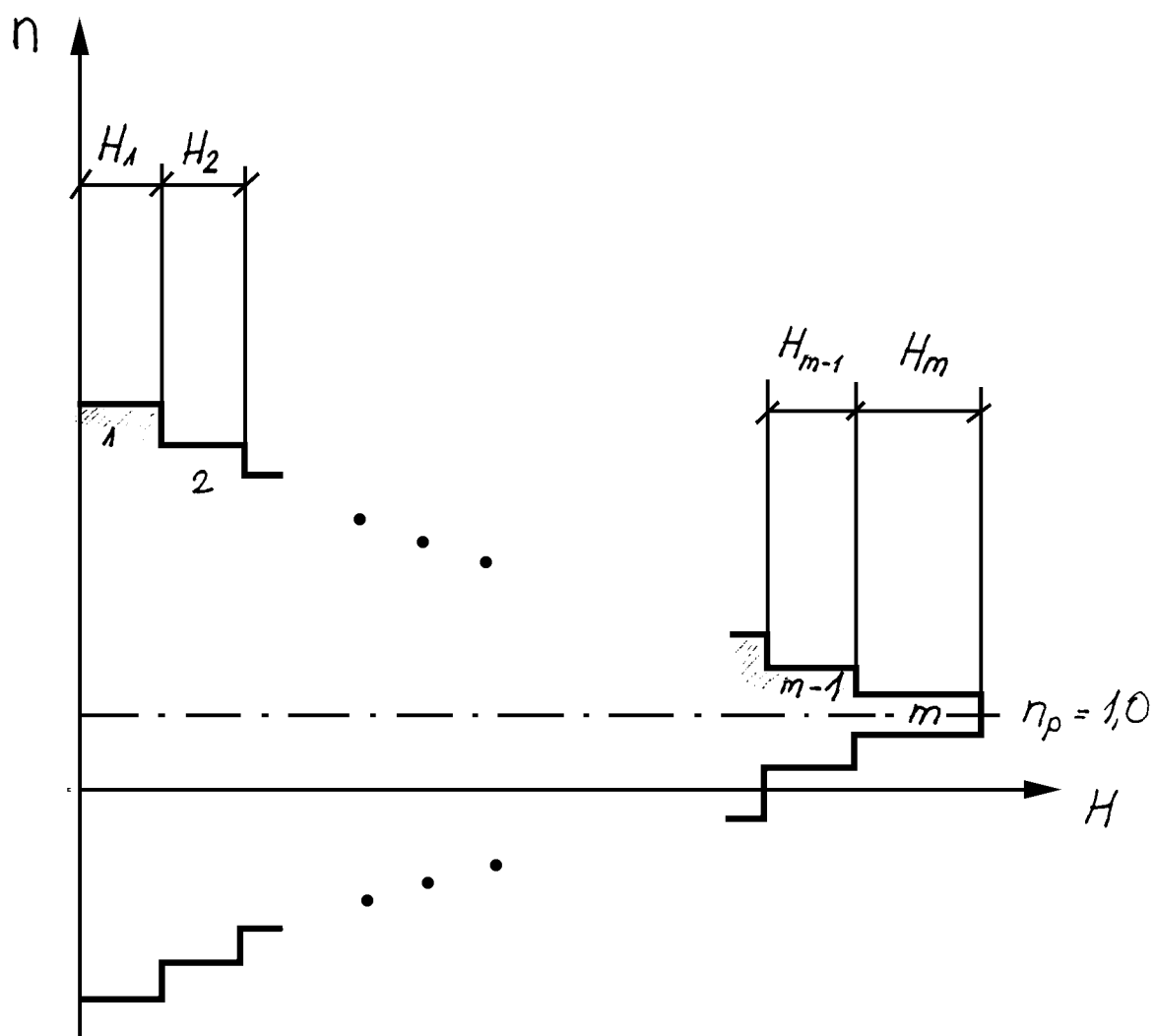
Rys.31.16. Optymalna prędkość przeskoku



Rys. 31.17. Dystrybuanta Kaul'a

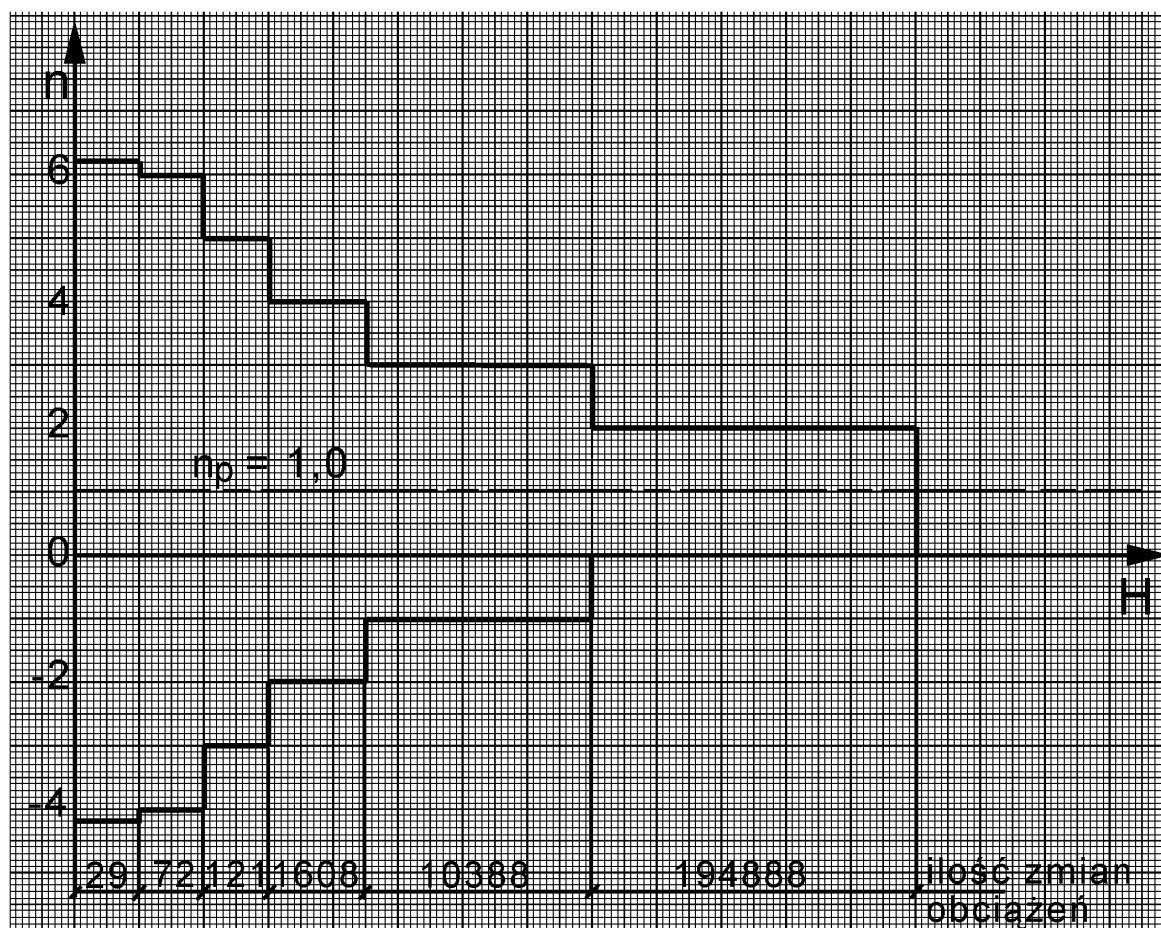


Rys. 31.18. Wartości dla odczytu z dystrybuanty Kaul'a



3

Rys. 31.19. Układ obciążeń podczas przeskoku międzykominowego



Rys. 31.20. Widmo obciążeń szybowca SZD-51-1 w postaci bloku dla przeskoku międzykominowego

Tab. 31.5. Algorytm obliczeń dla bloku przeskoku międzykominowego.

L.p.	Oznaczenie	Operacja							
1.	Poziom		1	2					m
2.	$\Delta n_{\max}$		<---	----	----	$\Delta n_{\max}$	----	----	---->
3.	Δn_p		<---	----	----	1,0	----	----	---->
4.	n_p								
5.	$n (+)$	4. + 3.							
6.	$n (-)$	4. - 3.							
7.	$(\Delta n_i)_{\text{śr}}$								
8.		7. / 2.							
9.	h_i								
10.	H_B		<---	----	----	H_B	----	----	---->
11.	H_i	9. · 10.							

31.5.4. Blok podmuchów podczas lotu szybkiego

Lot szybki dotyczy głównie dolotów zawodniczych na taśmę mety, bardzo natomiast rzadko szybkich przeskoków międzykominowych.

Lot szybki dokonywany na dużej prędkości, praktycznie w pobliżu V_{NE} może być wykonywany tylko w atmosferze o podmuchach do $U = \pm 7,5$ m/s. Wartość „ n_{max} ” należy więc wyznaczyć dla warunków: $V = V_{NE}$, oraz $U = \pm 7,5$ m/s. Obciążenie podstawowe: $n_p = 1,0$.

Dla wyznaczenia ilości zmian obciążeń w bloku „ H_B ” należy przyjąć udział czasowy wg tablicy 31.4 i średnią prędkość lotu szybkiego $V = 0,9 V_{NE}$. Algorytm obliczeń dla lotu szybkiego jest taki sam jak dla przeskoku międzykominowego.

Postać bloku podobna jest do przedstawionego na rys.31.20, różnica polega jedynie na liczbowej wartości wielkości „ n ” i „ H ” dla poszczególnych poziomów obciążeń.

31.5.5. Blok podmuchów podczas krążenia w kominie termicznym

Szybowiec krążący w kominie termicznym (Rys.31.21) przechylony jest o kąt „ δ ”. Z warunku równowagi w kierunku pionowym:

$$Q = P_z \cdot \cos \delta \quad (31.36)$$

Obciążenie podstawowe określone jest stosunkiem siły nośnej w krążeniu ustalonym do ciężaru szybowca:

$$n_p = \frac{P_z}{Q} = \frac{1}{\cos \delta} \quad (31.37)$$

Przechylenie szybowca w krążeniu, zależnie od charakterystyki komina i umiejętności pilota wynosi $\delta = 20^\circ$ do 40° . Wobec tego średnia wartość współczynnika obciążenia podstawowego wyniesie:

$$n_p = 1,2 \quad (31.38)$$

Dla prawidłowego wykorzystania komina pilot stara się krążyć jak najwolniej i w zależności od umiejętności i charakterystyki komina prędkość krążenia wynosi $1,05 V_s$ do $1,15 V_s$, gdzie V_s jest prędkością przeciągnięcia.

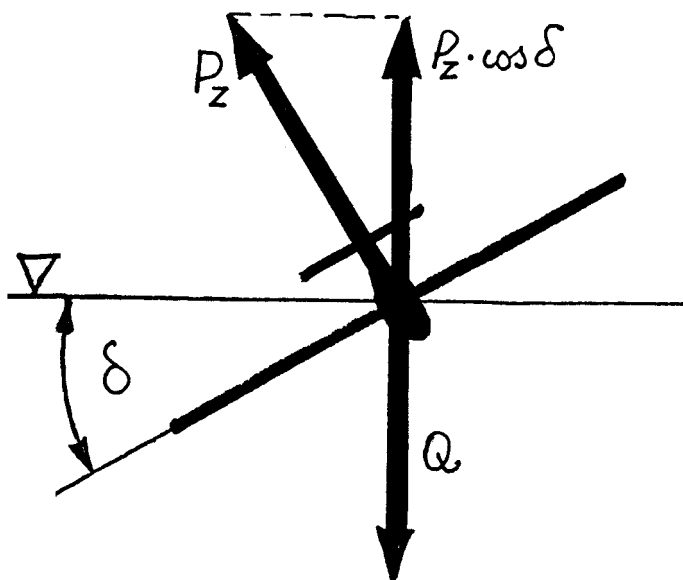
Przyrost współczynnika obciążenia należy wyznaczyć dla maksymalnej prędkości krążenia: $V_{kr max} = 1,15 V_s$.

Najczęściej pełną wartość przyrostu współczynnika obciążenia „ Δn ” można zrealizować dla podmuchów ujemnych. Dla dodatnich stoi na przeszkodzie linia $1,25 C_{z max}$ (rys. 31.22), co ogranicza wielkość dodatniego współczynnika obciążenia.

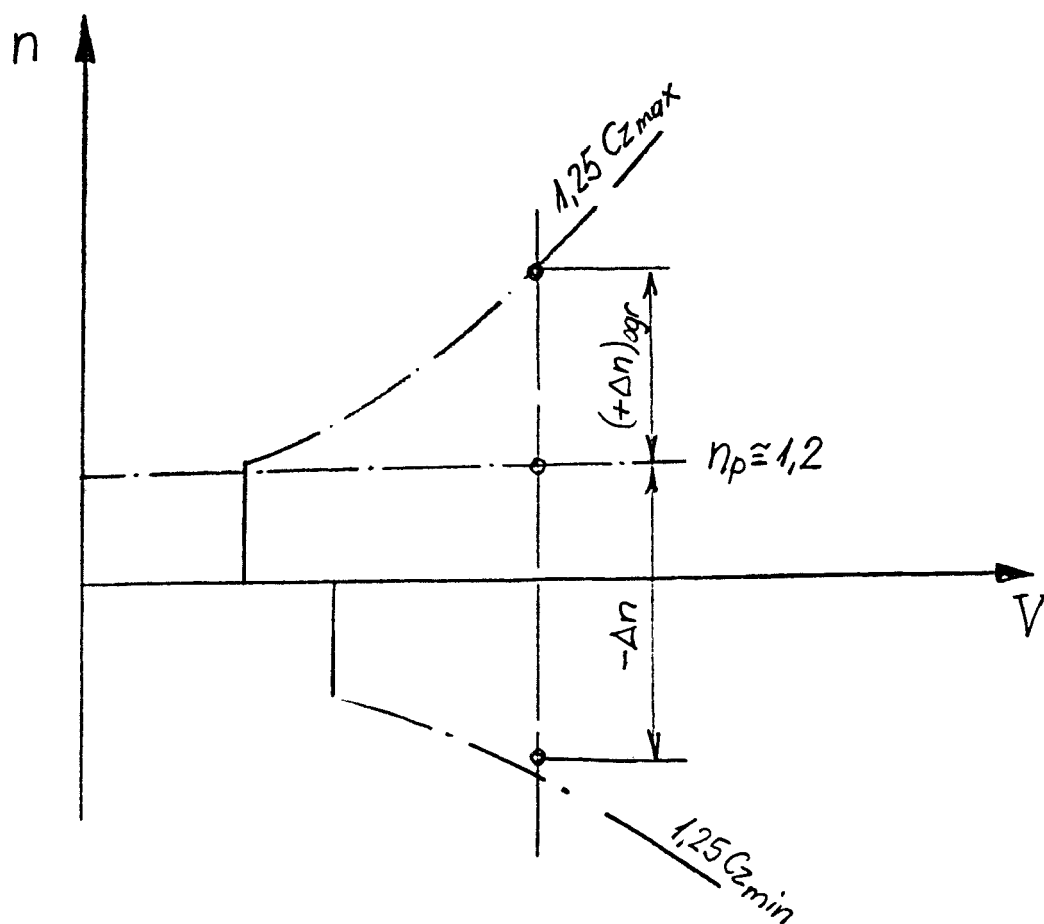
Dla wyznaczenia ilości zmian obciążeń w bloku należy przyjąć zależność (31.31) zakładając wielkość „ T ” wg tablicy 31.4. oraz średnią prędkość krążenia: $V_{kr sr} = 1,1 V_s$.

Algorytm obliczeń bloku krążenia w kominie termicznym jest taki sam jak dla przeskoku międzykominowego.

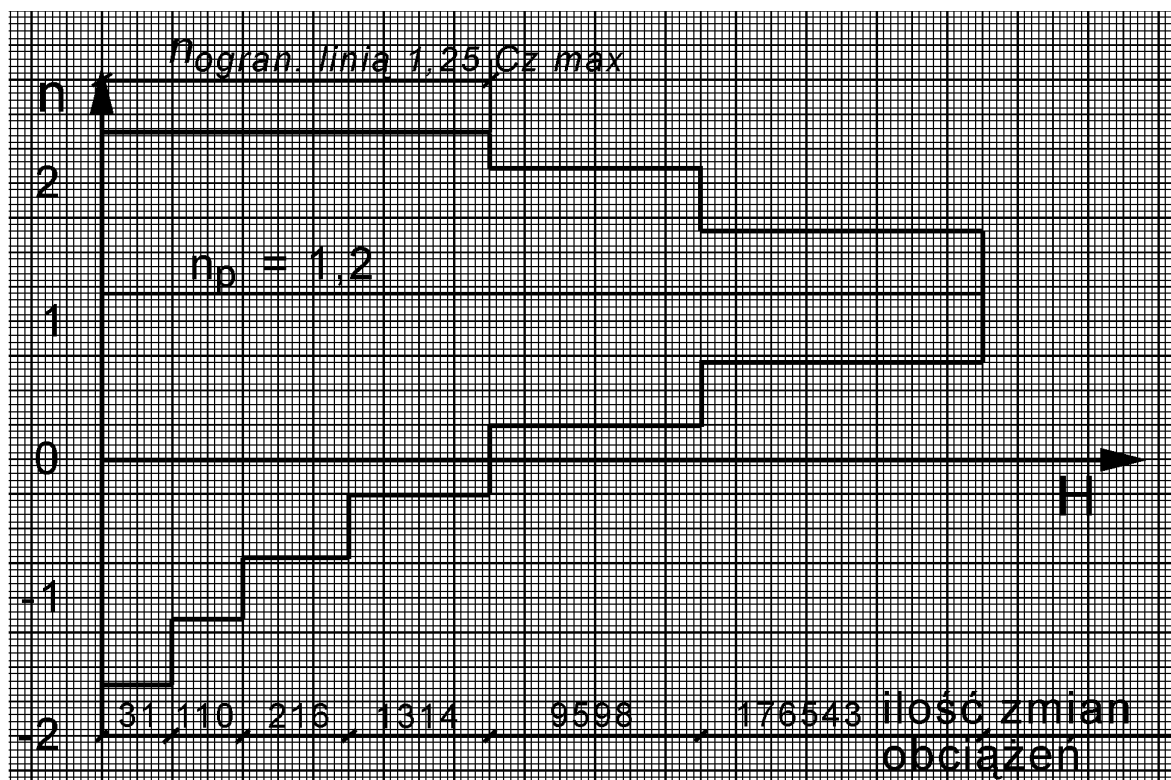
Jako przykład przedstawiono blok obciążeń podczas krążenia w kominie termicznym dla szybowca SZD-51-1 „Junior”. (Rys.31.23).



Rys. 31.21. Szybowiec w krążeniu.



Rys. 31.22. Wpływ linii „1,25 $C_{z \max}$ ”



Rys. 31.23. Blok obciążeń podczas krążenia w kominie termicznym dla szybowca SZD-51-1 „Junior”

31.5.6. Blok podmuchów podczas lotu holowanego

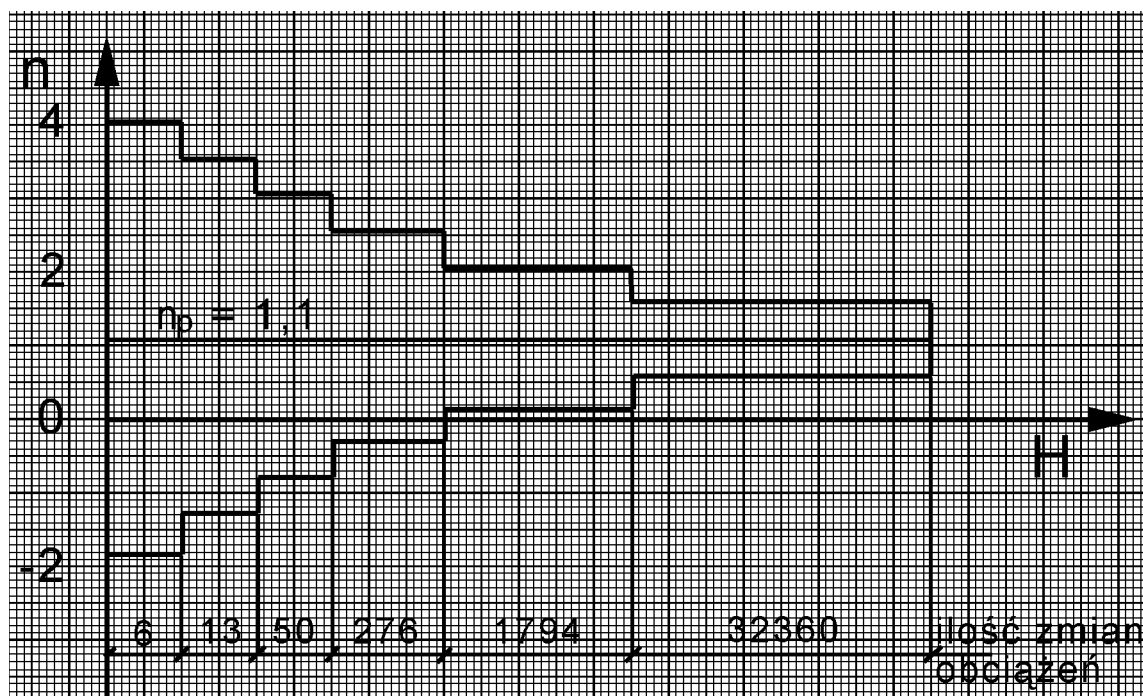
Obciążenie podstawowe podczas lotu holowanego określono zależnością (31.25.).

Przyrost obciążenia „ Δn_{max} ” należy wyznaczyć dla maksymalnej prędkości lotu holowanego wg zależności (10.33) dla podmuchów o intensywności $U = \pm 15$ m/s.

Dla wyznaczenia ilości zmian obciążeń należy przyjąć udział czasowy „T” wg tablicy 31.4 oraz założyć średnią prędkość lotu holowanego, która dla współczesnych mocy samolotów holujących i aerodynamicznej charakterystyki szybowców wynosi od 115 do 125 km/h. Można przyjąć $V_{T\ sr} = 120$ km/h.

Dalszy tok obliczeń jest taki sam jak w poprzednich przypadkach obciążeń od podmuchów.

Jako przykład przedstawiono na rys.31.24 blok obciążeń dla lotu holowanego za samolotem szybowca zawodniczego SZD-48-1 „Jantar Standard 2” dla którego założono obciążenie podstawowe na górnej granicy wartości: $n_p = 1,1$, z racji faktu, iż szybowiec zawodniczy często jest holowany z terenu przygodnego na prędkościach znacznie wyższych od $V_{T\ sr}$, wymagającej wyższych obciążeń równowagi na usterzeniu wysokości.



Rys. 31.24. Blok podmuchów w locie holowanym za samolotem dla szybowca zawodniczego SZD-48-1 „Jantar Standard 2”. Konfiguracja masowa bez balastu wodnego.

31.5.7. Blok kołowania po lotnisku

Obciążeniem podstawowym podczas przetaczania szybowca po lotnisku jest obciążenie postojowe o współczynniku określonym przez zależność (31.24). Wokół tej wartości oscylują dodatnie i ujemne przyrosty współczynnika obciążenia „ Δn ” symetryczne.

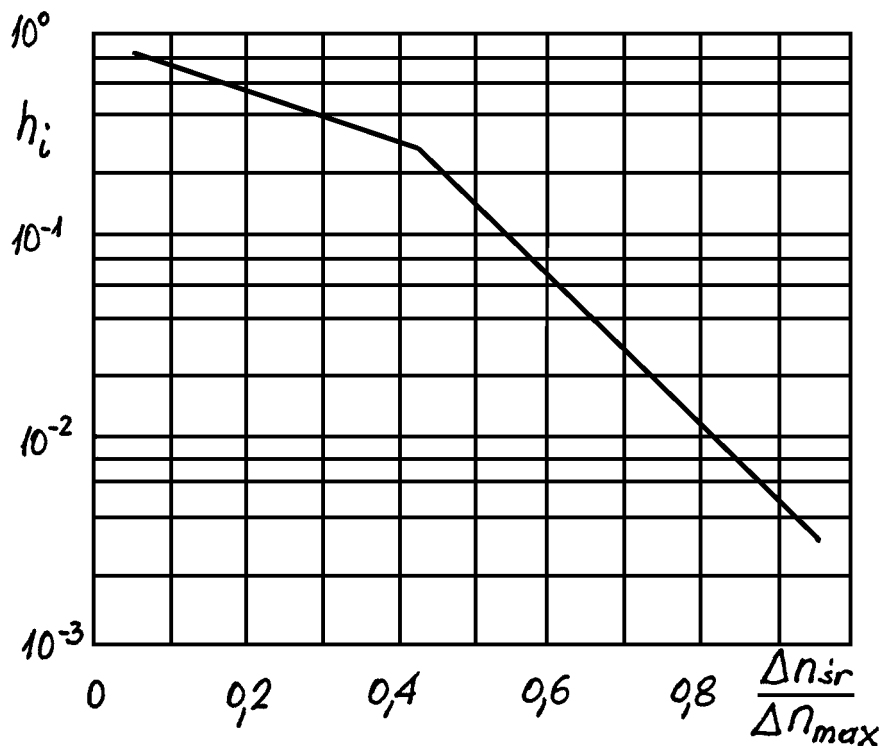
Wielkość przyrostów określono na podstawie pomiarów dokonywanych podczas przetaczania szybowca. Ponieważ przetaczanie odbywa się z małą prędkością (szybkość marszu pilota podtrzymującego skrzydło), obciążenia nie są wysokie. Można przyjąć, iż $\Delta n_{\max} = 0,9$.

Dystrybucję uzyskaną z pomiarów przedstawiono na rys.31.25, jako funkcję:

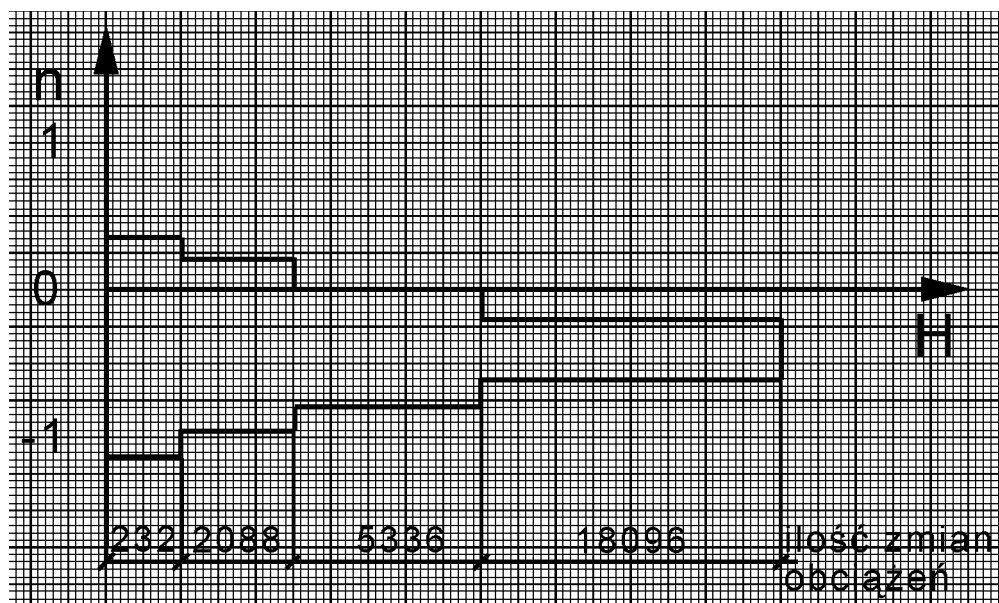
$$h_i = f\left(\frac{\Delta n_{sr}}{\Delta n_{\max}}\right)$$

Całkowitą ilość zmian obciążeń bloku dla żywotności modelowej $Z_m = 1000$ godzin lotu określono na podstawie pomiarów i założonej przeciętnej drogi przetaczania odpowiadającej przewidywanej ilości startów. Wynik przedstawiono w tablicy 31.6.

Przykład bloku przetaczania szybowca po lotnisku pokazano na rys.31.26 dla szybowca SZD-51-1 „Junior”.



Rys. 31.25. Dystrybuanta zmian obciążeń dla bloku przetwarzania szybowca.



Rys. 31.26. Blok obciążeń podczas przetwarzania po lotnisku dla szybowca SZD-51-1 „Junior”.

Tab. 31.6. Ilości zmian obciążeń bloku przetwarzania szybowca po lotnisku

RODZAJ SZYBOWCA	ILOŚĆ ZMIAN OBCIĄŻEŃ H_B
Szkolny	49500
Treningowy	25800
Akrobacyjny	25800
Zawodniczy	14800
Dla żywotności modelowej 1000 godzin lotu	

31.5.8. Blok akrobacji podstawowej

Przed wprowadzeniem szybowca do figury akrobacji odbywa się lot ustalony, zatem współczynnik obciążenia podstawowego:

$$n_p = 1,0 \quad (31.39)$$

Charakter zmiany obciążenia podczas wykonywania manewru akrobacyjnego przedstawiono na rysunku.31.27.

Od wielkości wyjściowej $n_p = 1,0$ obciążenie narasta osiągając w punkcie szczytowym wielkość:

$$n = n_p + \Delta n \quad (31.40)$$

,a następnie spada do poziomu $n_p = 1,0$ lub nieco poniżej w zależności od stopnia wyszkolenia pilota, po czym ustala się na poziomie wyjściowym $n_p = 1,0$.

Wartość współczynnika „n” na szczycie krzywej jest różna dla różnych manewrów. Wielkości uzyskane w pomiarach zestawiono w tablicy 31.7.

Aby określić ilość zmian obciążeń w akrobacji podstawowej, w okresie modelowej żywotności szybowca należy przyjąć następujące założenia :

Ilość figur akrobacji wynika z ilości szkolonych pilotów na jednym szybowcu szkolno-treningowym (dwumiejscowym w początkowej fazie nauki danej figury i jednomiejscowym przy doskonaleniu jej samodzielnym, zgodnie z układem szkolenia zawartym w programie nauki akrobacji).

Ilość figur (średnia) wynika z wymagań określonych programem szkolenia.

Na podstawie analizy list wzlotów w aeroklubach polskich ustalono, że na jeden szybowiec szkolno-treningowy przypada średnio 5 pilotów rocznie szkolonych w akrobacji podstawowej.

Jakkolwiek średni roczny nalot szybowców wynosi około 250 godzin rocznie, to jednak wartość ta jest wynikiem udziału szybowców wyczynowych, które mają z racji wykonywanych przelotów, zdecydowanie wyższy nalot roczny. Dla szybowca szkolno-treningowego należy założyć nalot niższy na poziomie około 200 godzin lotu. Wówczas żywotność modelowa realizowana jest w okresie :

$$k * _m = \frac{Z_m}{200} = \frac{1000}{200} = 5 \text{ lat}$$

Na szybowcu szkolnym dwumiejscowym wykonywane są ponadto loty na kontrolę techniki pilotażu. Na przestrzeni roku przypada około 30 takich lotów na jeden szybowiec szkolno-treningowy. W każdym locie na kontrolę techniki pilotażu wykonywane są pewne elementy akrobacji podstawowej.

Przykładowo przedstawiono tutaj budowę bloku akrobacji podstawowej dla szybowca szkolno-treningowego dwumiejscowego.

Zestawienie ilości figur akrobacji wg programu szkolenia podano w tablicy 31.8. Dotyczy ona jednego roku.

Podobne zestawienie dotyczące lotów na kontrolę techniki pilotażu podano w tablicy 31.9.

Zestawienie wynikowe dla nauki akrobacji i kontroli techniki pilotażu przedstawia tablica 31.10.

Zestawiając razem ilości poszczególnych figur akrobacji oraz odpowiadające im wielkości współczynnika obciążenia dla dodatniej i ujemnej gałęzi uzyskano widmo obciążeń dla akrobacji podstawowej (Rys. 31.28) w postaci :

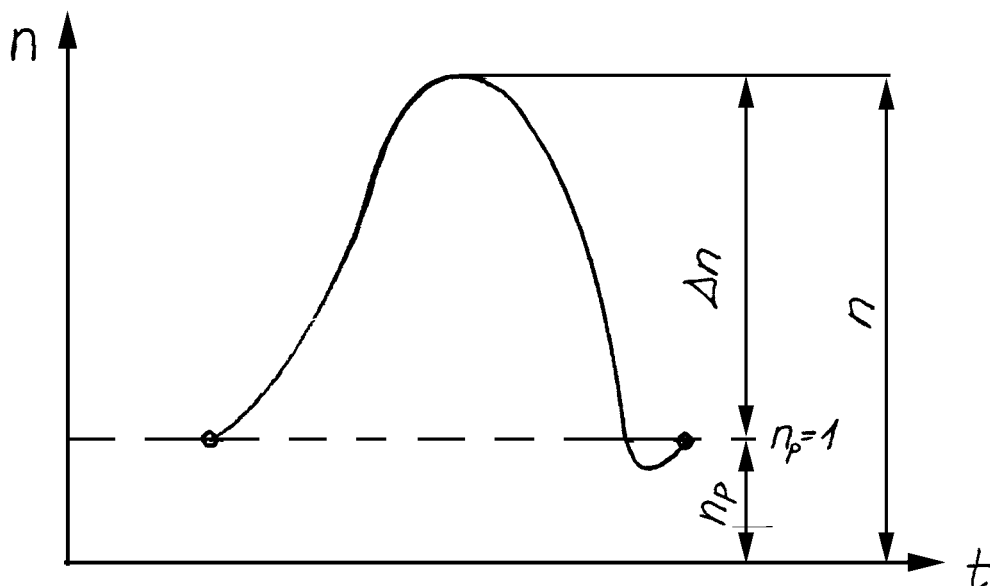
$$n = f \frac{H_i}{H_B} \quad (31.41)$$

gdzie:

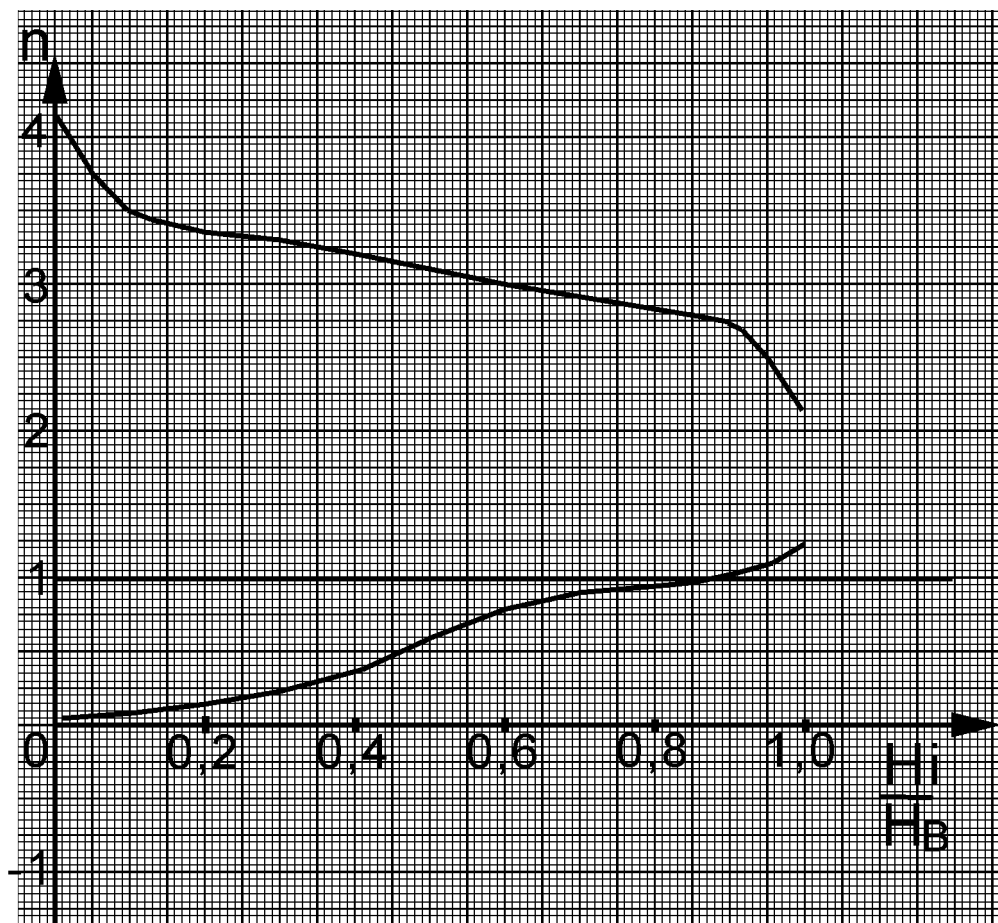
H_i - ilość zmian obciążeń na danym poziomie „ n_i ”

H_B - wg tab. 31.10.

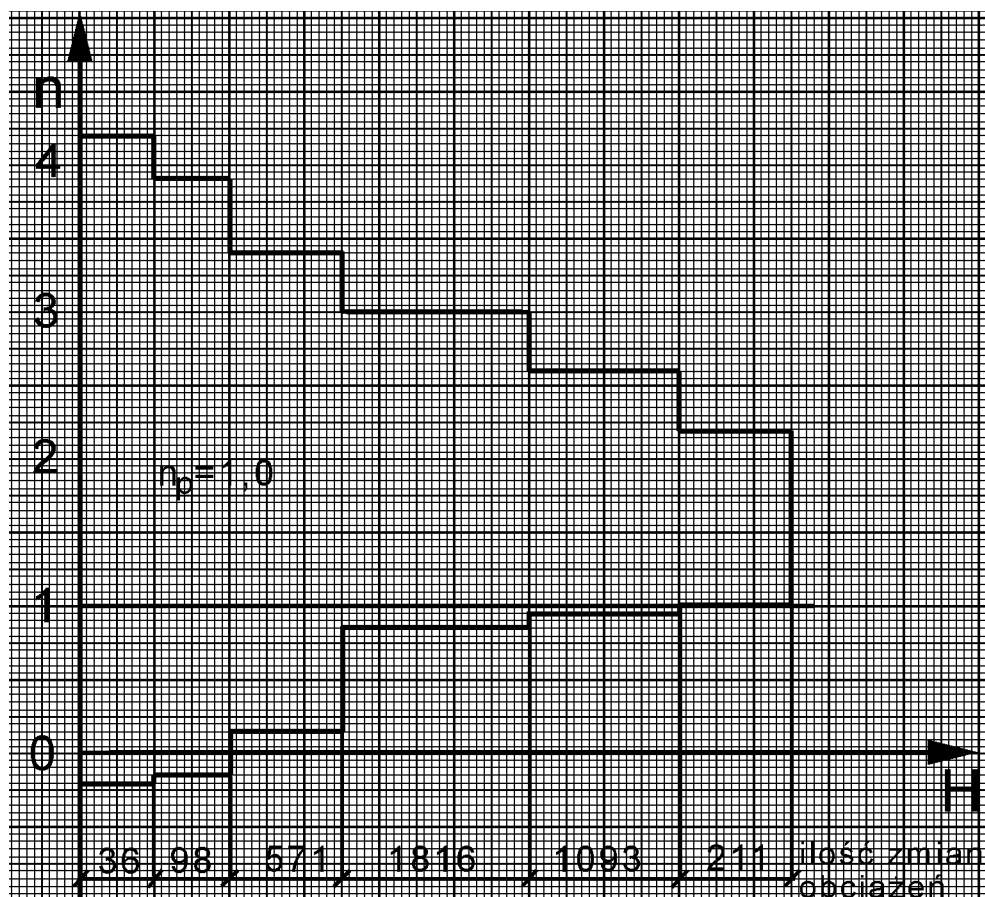
Przykładowo pokazano blok obciążeń dla akrobacji podstawowej szybowca szkolno-treningowego SZD-50-3 „Puchacz” (Rys. 31.29).



Rys. 31.27. Przebieg współczynnika obciążenia w trakcie manewru



Rys. 31.28. Widmo obciążeń dla akrobacji podstawowej wg pomiarów na szybowcu SZD-50-3 „Puchacz”



Rys.31.29. Blok obciążeń w akrobacji podstawowej szybowca szkolnego SZD-50-3 „Puchacz”

Tab. 31.7. Wielkości współczynników obciążenia dla różnych manewrów akrobacji podstawowej.

MANEWR	N	Czas manewru (sek)
Korkociąg	3,7	6,5 (jedna zwitka)
Pętla	4,1	11,7
Przewrót	4,0	13,0
Wywrót szybki	3,2	15,0
Spirala	4,2	6,0 (jedno okrążenie)

Tab. 31.8. Programowa ilość figur akrobacji przypadająca na jednego pilota szkolnego w okresie jednego roku.

\ Zadanie	V/2	V/3	V/4	Razem na jednego szkolonego
Figura \	Ilość powtórzeń			
Zwitki korkociągu	25	-	8	33
Pętle	-	15	8	23
Przewroty	-	10	16	26
Okrążenia w spirali	-	15	8	23
ZADANIA:				
V/2 – nauka wykonywania korkociągu				
V/3 – nauka wykonywania elementów figur akrobacji podstawowej				
V/4 – nauka wiązania poszczególnych figur				

Tab. 31.9. Elementy akrobacji podstawowej w lotach na kontrolę techniki pilotażu

FIGURA AKROBACJI	Ilość powtórzeń figury	
	w jednym locie	Rocznie

Korkociąg	2 zwitki	60 zwitek
Pętla	1	30
Przewrót	2	60
Spirala	2 okrążenia	60 okrążeń
Wywrót szybki	1	30

Tab. 31.10. Zestawienie łączne ilości figur akrobacji w okresie rocznym i w okresie żywotności modelowej dla jednego szybowca szkolno-treningowego

Figura akrobacji	Nauka Akrobacji	Kontrola techniki pilotażu	Razem	Łączna ilość figur w żywotności modelowej.
	Ilość figur rocznie			
Korkociąg (zwitek)	165	60	225	1125
Pętla	115	30	145	725
Przewrót	130	60	190	950
Spirala (okrążeń)	115	60	175	875
Wywrót szybki	-	30	30	150
Łączna ilość figur w żywotności modelowej			$H_B = 3825$	

31.6. BLOKI OBCIĄŻEŃ O ZMIENNYM OBCIĄŻENIU PODSTAWOWYM

Przedstawione w poprzednim rozdziale bloki o stałym obciążeniu podstawowym można było określić w sposób obliczeniowy, w przypadku podmuchów w oparciu o rozważania teoretyczne, w przypadku akrobacji i kołowania w oparciu o niektóre dane pozyskane z pomiarów.

Natomiast bloki obciążeń dla przypadku zmiennego obciążenia podstawowego wymagają dokonania pomiarów, a wyniki mogą być wykorzystywane do budowy bloków obciążeń tylko dla szybowców o podobnych charakterystykach aerodynamicznych i masowych do szybowca mierzonego.

Ponieważ pomiary stanów o zmiennym obciążeniu podstawowym dokonywane były na szybowcu SZD-51-1 „Junior”, problematykę budowy bloków obciążeń oparto na tychże pomiarach.

Do stanów lotu, w których pojawia się zmienne obciążenie podstawowe należą:

rozbieg podczas startu,

dobieg podczas lądowania,

podmuchy podczas wzlotu przy pomocy wyciągarki.

Jakkolwiek czasy rozbiegu, dobiegu czy wzlotu przy pomocy wyciągarki różnią się między sobą (jedne są krótsze w czasie, drugie dłuższe), to jednak charakter przebiegu zjawisk jest podobny dla poszczególnych faz danego stanu lotu. Dlatego analiza przebiegu obciążeń wymaga wprowadzenia parametru uniezależniającego charakterystykę obciążeń od czasu. W tym celu wprowadzono pojęcie czasu względnego:

$$t^* = \frac{t}{T_{calc}} \quad (31.42)$$

gdzie:

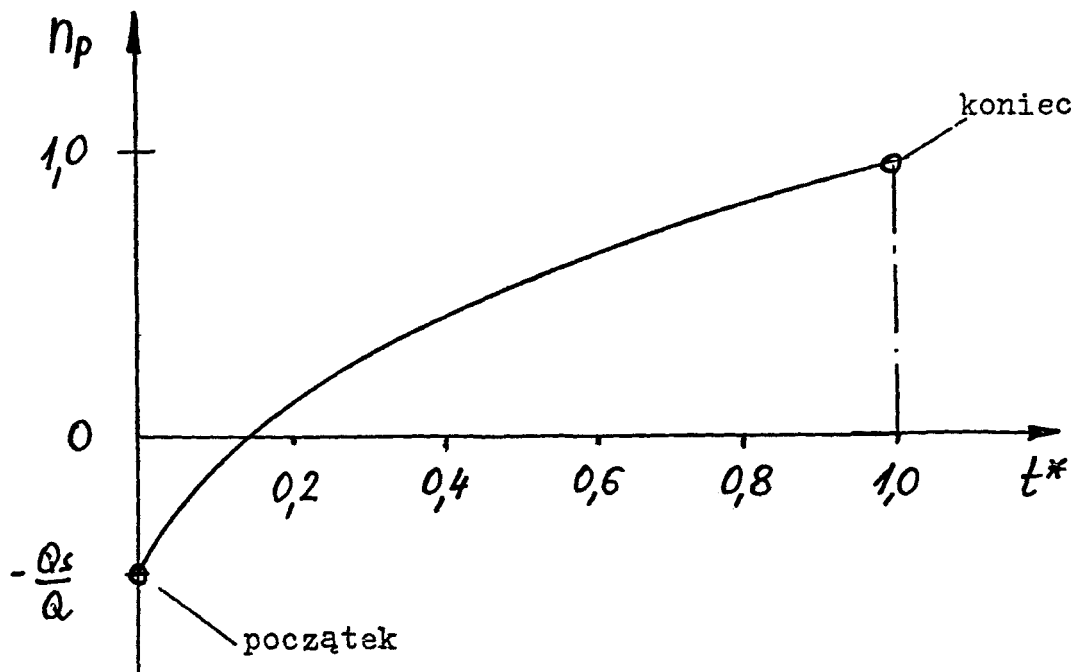
t - czas jaki upłynął od początku danego stanu lotu do rozpatrywanego momentu,

$T_{\text{całk}}$ - całkowity czas danego stanu lotu (rozbiegu, dobiegu czy wzlotu przy pomocy wyciągarki).

Każdy stan lotu zamyka się więc w przedziale czasu względnego:

$$0 \leq t^* \leq 1 \quad (31.43)$$

,co pokazano na rys. 31.30 dla przypadku rozbiegu podając schematycznie zależność $n_p = f(t^*)$.



Rys. 31.30. Schematyczny przebieg rozbiegu

31.6.1. Blok rozbiegu

Blok rozbiegu dotyczy w zasadzie startu na holu za samolotem. Wzlot przy pomocy wyciągarki wymaga rozbiegu, bardzo krótkiego, i wpływ jego na żywotność szybowca można uwzględnić, przemnażając ilość zmian obciążeń bloku rozbiegu za samolotem przez współczynnik 1,05.

Na rys. 31.31. przedstawiono schematycznie zapis widma podczas rozbiegu. Z zapisu tego można odczytać wyrażnie poziom podstawowy, zmienny w czasie względnym

„ t^* ”, oraz linie ograniczające przeciętne przyrosty obciążenia, dodatnie i ujemne, które po nałożeniu na poziom podstawowy dają wartości współczynników obciążenia „ n_{max} ” i „ n_{min} ”.

Ilość zmian obciążeń dla poszczególnych wartości „ t^* ” uzyskuje się przez ich zliczanie na podstawie zapisu. Pozwala to na uzyskanie ilości zmian obciążeń w funkcji czasu „ t^* ”.

Zapisy dokonywane były na lotnisku trawiastym i na pasie startowym betonowym. Przebieg zależności $n_p = f(t^*)$ dla szybowca SZD-51-1 „Junior” pokazano na rys.31.32. Przyrosty współczynnika obciążenia dla tego samego szybowca pokazuje rys. 31.33, natomiast ilości zmian obciążeń dla 100 rozbiegów „ H_{100} ” przedstawiono na rys. 31.34.

Znając roczną ilość startów na holu za samolotem „ I_{ss} ”, wartość współczynnika „ k_m ” (ilość lat dla realizacji żywotności modelowej) oraz symulując starty przy pomocy wyciągarki współczynnikiem 1,05 ilość zmian obciążeń dla dowolnego czasu „ t^* ”(kumulatywna) wynosi:

$$H_i = H_{100} \cdot \frac{I_{ss}}{100} \cdot k_m \cdot 1,05 \quad (31.44)$$

Przy podziale widma na stopnie ilość zmian obciążeń dla dowolnego stopnia „ j ” wynosi:

$$H_{st\ j} = H_j - \sum_{i=1}^{j-1} H_i \quad * \quad (31.45)$$

gdzie:

H_j – jest kumulatywną ilością zmian obciążeń dla stopnia „j”.

Ponadto należy określić wielkości : $n_{max\ j} = n_{p\ j} + \Delta n\ j$, oraz $n_{min\ j} = n_{p\ j} - \Delta n\ j$.

Wszystkie powyższe wielkości należy określić jako funkcję „ t^* ”.

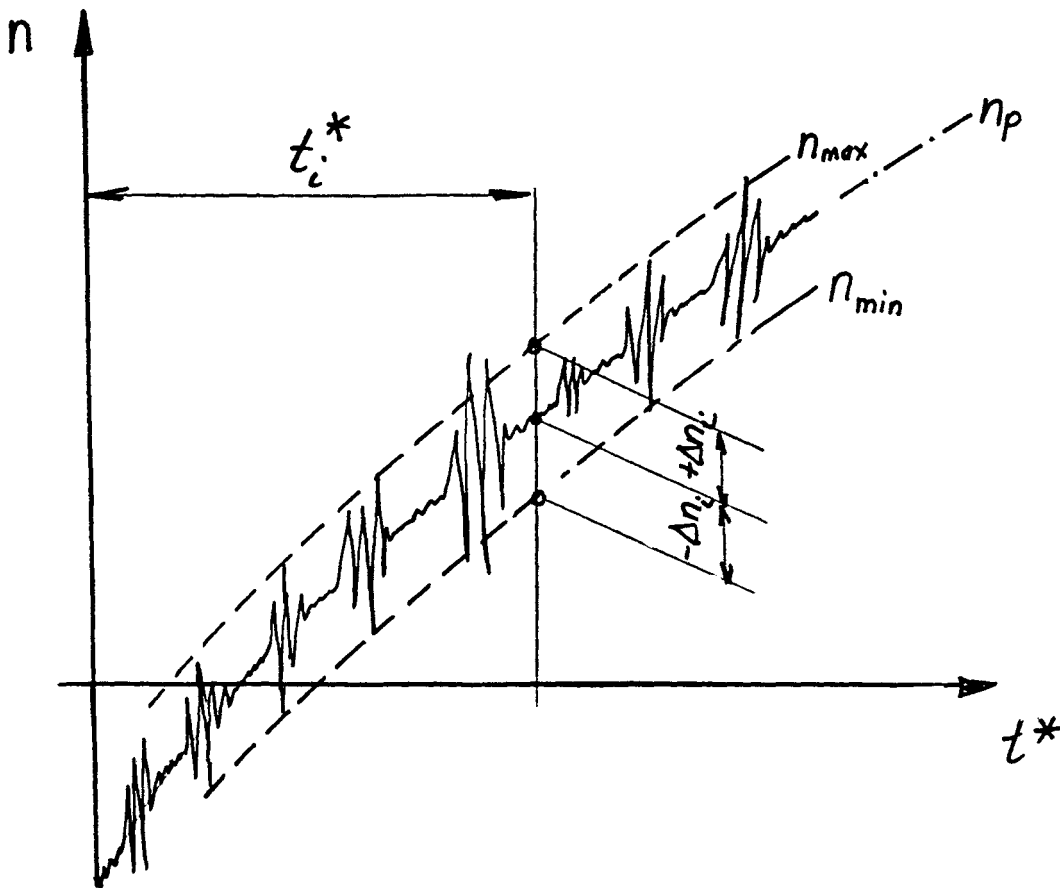
Ponieważ rozbieg może odbywać się z różnych nawierzchni blok rozbiegu można opracować oddzielnie dla startu z lotniska trawiastego, a oddzielnie dla startu z betonowej drogi startowej, przyjmując, że około 5 do 10 % startów odbywa się z betonu.

Algorytm obliczeń bloku rozbiegu podano w tablicy 31.11.

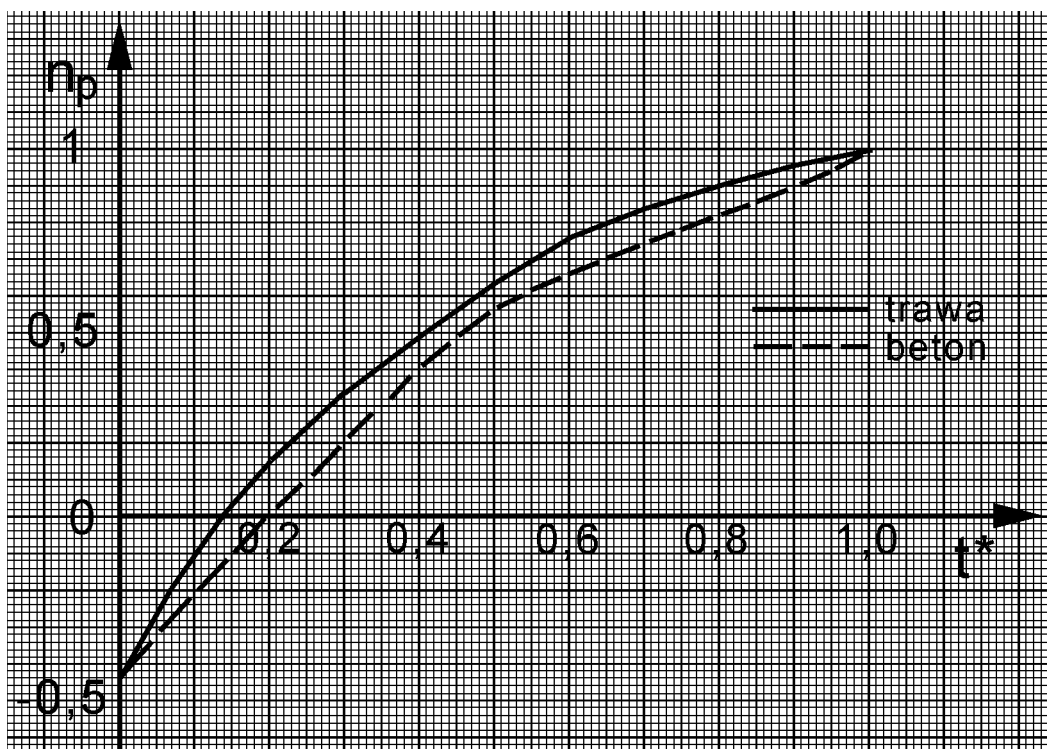
Blok rozbiegu dla szybowca SZD-51-1 „Junior” podano na rys. 31.35, przy podziale widma ciągłego na 5 poziomów.

* Wzór 31.45 powinien być zmieniony, gdyż H_i jest wielkością kumulatywną :

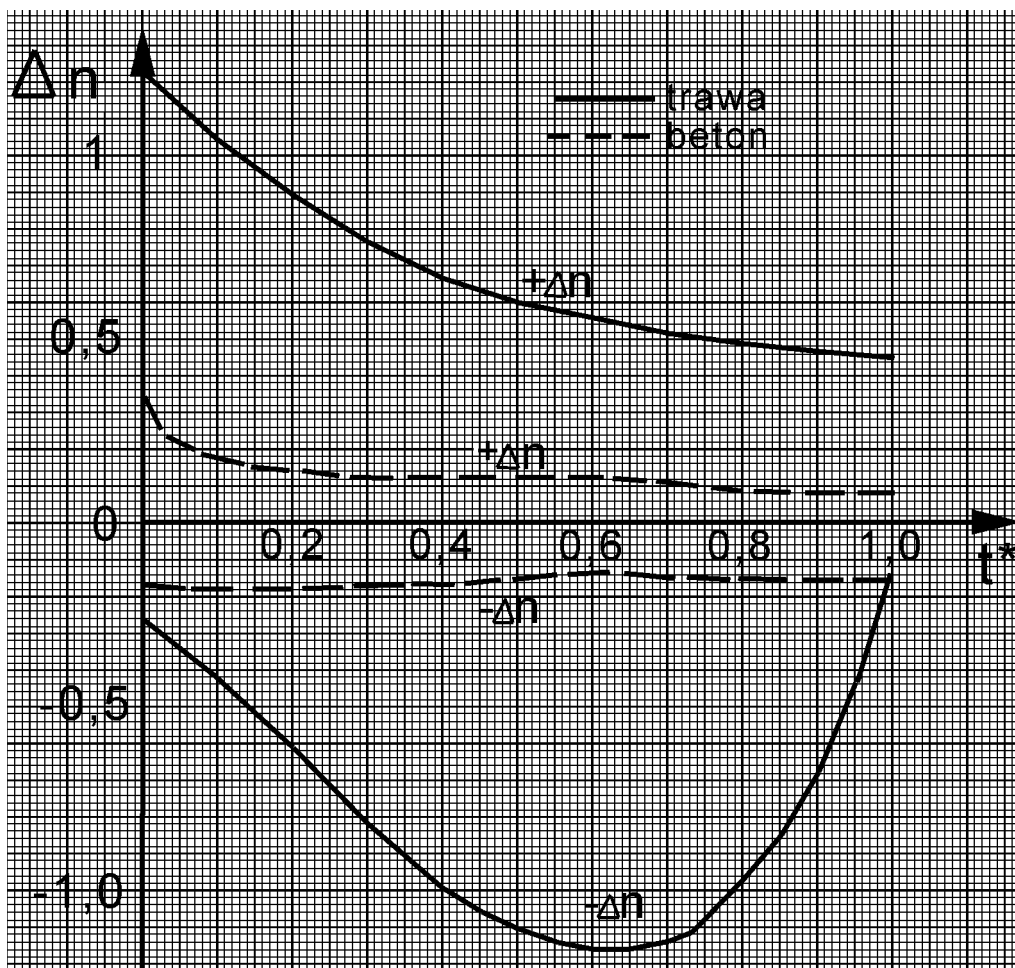
$$H_{st\ j} = H_j - H_{j-1} \quad (31.45*)$$



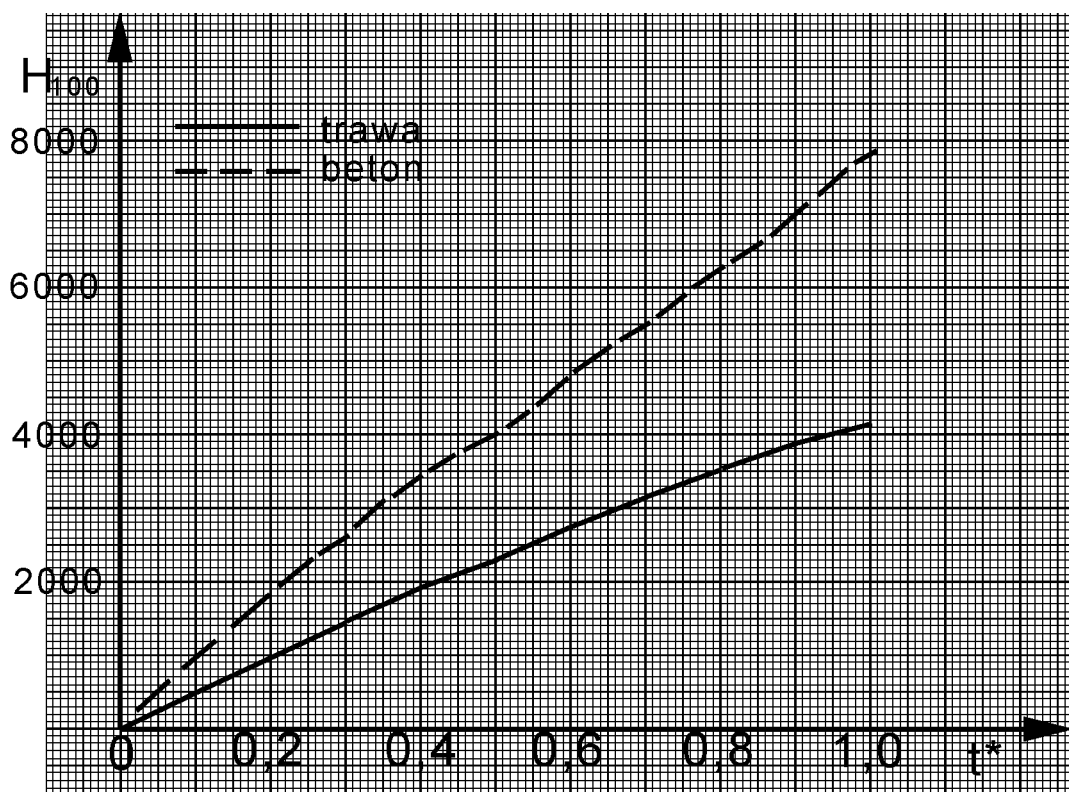
Rys. 31.31. Zapis rejestracji obciążeń podczas rozbiegu



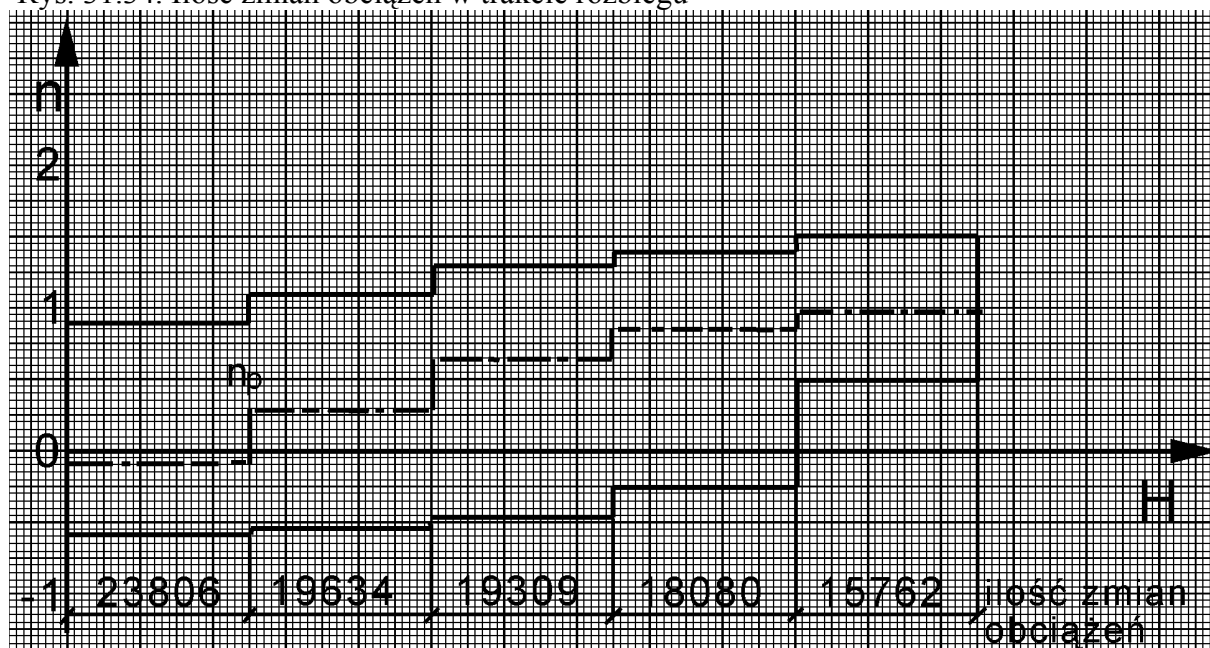
Rys. 31.32. Obciążenia podstawowe podczas rozbiegu



Rys. 31.33. Przyrosty współczynnika obciążenia podczas rozbiegu



Rys. 31.34. Ilość zmian obciążeń w trakcie rozbiegu



Rys. 31.35. Blok obciążeń dla rozbiegu szybowca SZD-51-1 „Junior”

Tab.31.11. Algorytm obliczeń bloku rozbiegu.

			0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
1.	t^*											
2.	n_p	Z wykresu 31.32.										
3.	$+\Delta n$	Z wykresu 31.33.										
4.	$-\Delta n$	Z wykresu 31.33.										
5..	$n_{\max}$	2. + 3.										
6.	$n_{\min}$	2. + 4.										
7.	H_{100}											
8.	$H_{100} / 100$	7. / 100										
9.		$I_{ss} \cdot 8. \cdot k_m$										
10.	H_j	$1,05 \cdot 9.$										

11.		$\sum_{i=1}^{i=j-1} 10. (H_{j-1})$	0									
12.	H_{stj}	10. - 11.										

31.6.2. Blok dobiegu

Blok dobiegu posiada budowę identyczną jak blok rozbiegu, natomiast różni się wielkościami liczbowymi przyrostów współczynnika obciążenia, ilością zmian obciążeń i przebiegiem obciążenia podstawowego. To ostatnie jest jakby odwrotnością obciążenia przy rozbiegu. Spada ono bowiem od wartości $n = 1,0$ do obciążenia postojowego w chwili zatrzymania się szybowca.

Poszczególne wielkości zarejestrowane w próbach szybowca SZD-51-1 „Junior” podano na rys :

31.36 – współczynnik obciążenia podstawowego,

31.37 – przyrosty współczynnika obciążenia dodatni i ujemny,

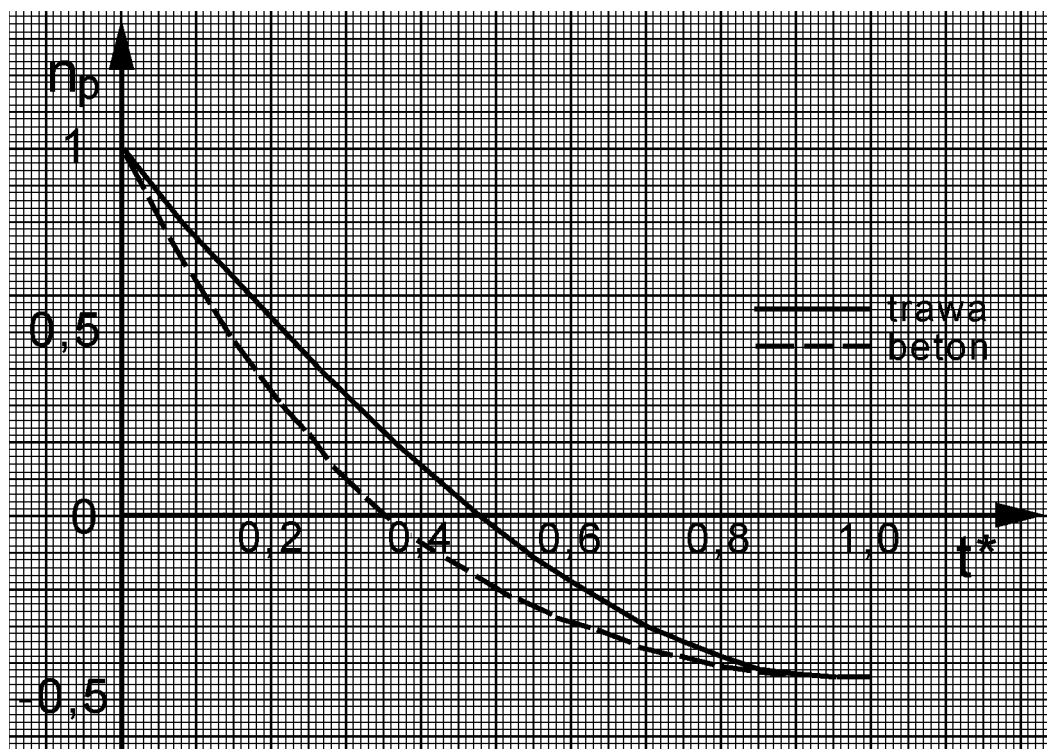
31.38 – ilość zmian obciążeń.

Algorytm obliczeń jest identyczny jak w tablicy 31.11 z tym, iż nie wchodzi w grę współczynnik 1,05 (wszystkie lądowania są jednakowe niezależnie od rodzaju startu).

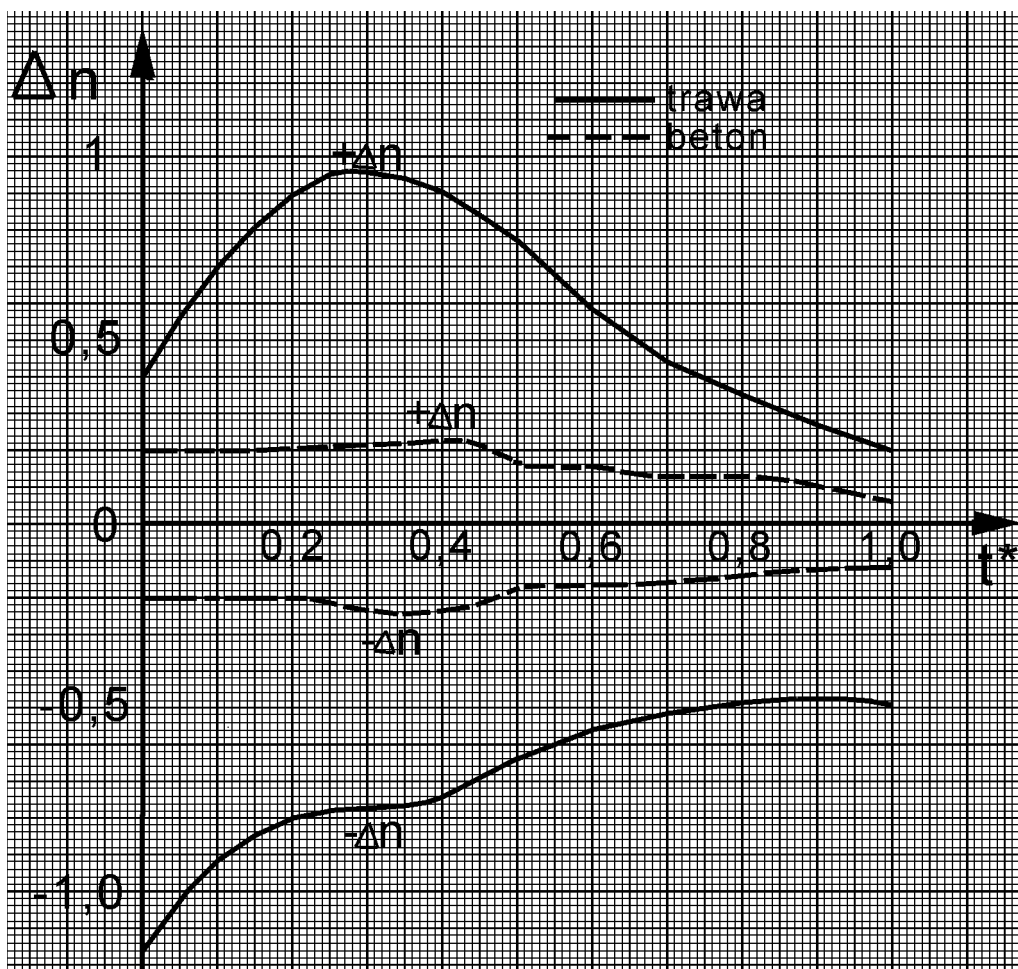
Podobnie jak w przypadku rozbiegu można opracować oddzielnie bloki dla lądowań na trawie i betonie, z tym że tych ostatnich jest na ogół dużo mniej niż startów (najczęściej lądowanie odbywa się na trawiastej partii lotniska).

Przykład bloku dobiegu dla szybowca SZD-51-1 „Junior” podano na rys. 31.39, przy rozbiegu, podobnie jak dla rozbiegu, widma ciągłego na 5 poziomów obciążeń.

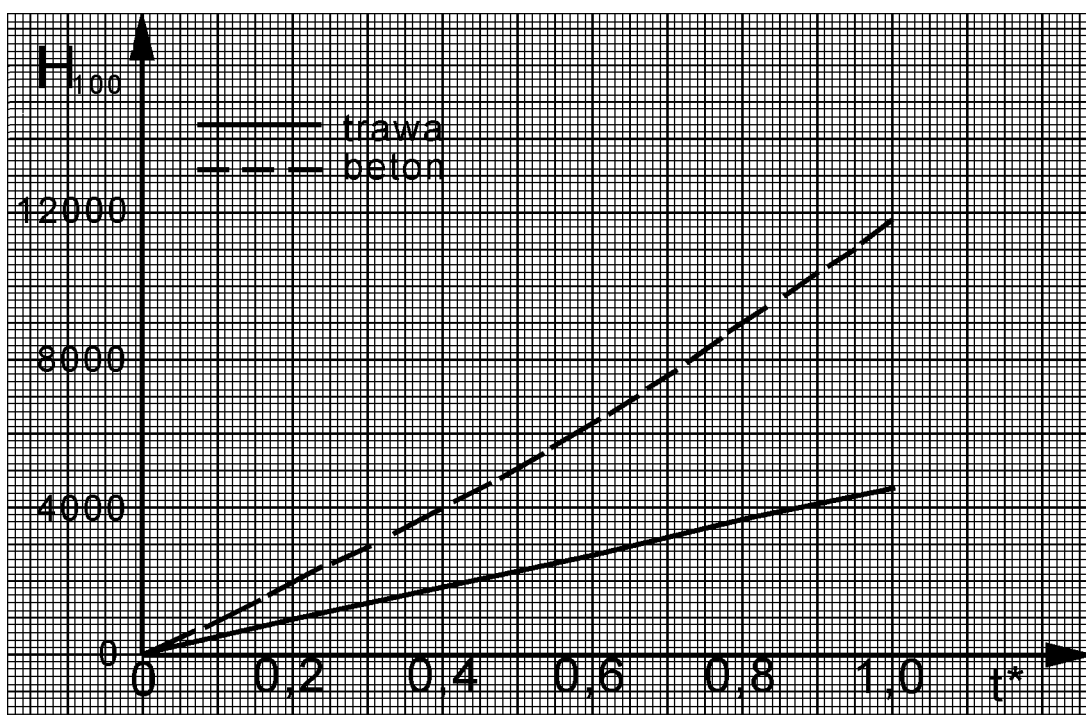
Ilość zmian obciążeń zarówno dla dobiegu, jak i rozbiegu na pasie betonowym jest znacznie większa niż na trawie, ale towarzyszą jej bardzo małe przyrosty obciążeń. Praktycznie lądowań i startów z pasa betonowego można nie brać pod uwagę w programie próby zmęczeniowej.



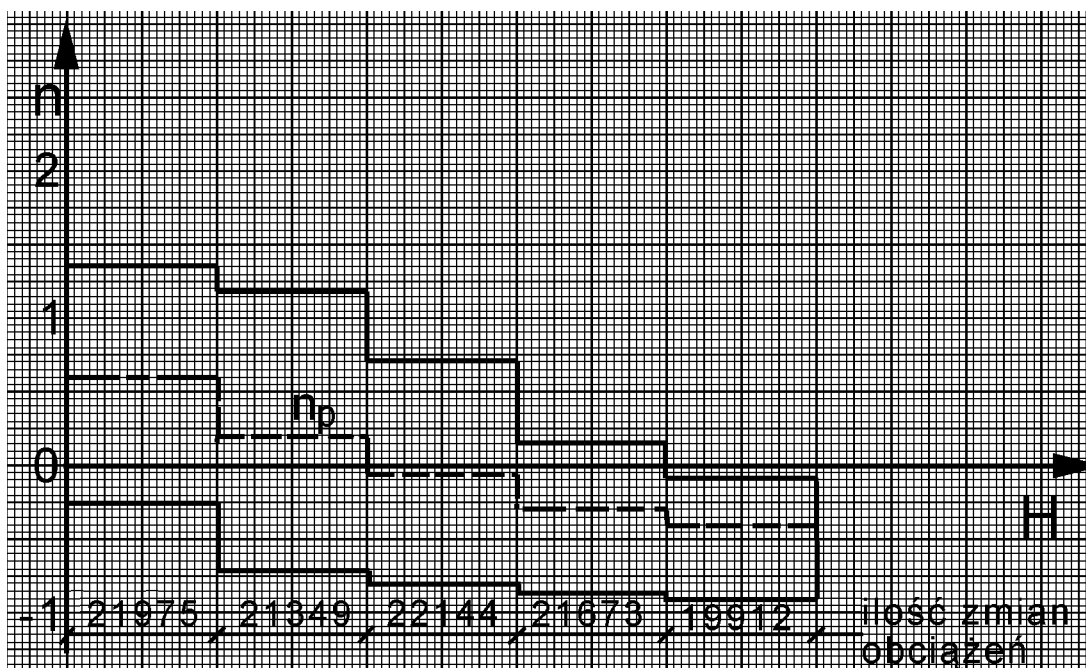
Rys. 31.36. Obciążenia podstawowe podczas dobiegu



Rys. 31.37. Przyrosty współczynnika obciążeń podczas dobiegu



Rys. 31.38. Ilości zmian obciążeń w trakcie dobiegu



Rys. 31.39. Blok obciążeń dla dobiegu szybowca SZD-51-1 „Junior”

31.6.3. Blok podmuchów podczas wzlotu przy pomocy wyciągarki

Maksymalna wartość zmiennego w czasie „ t^* ” współczynnika obciążenia podstawowego podczas wzlotu przy pomocy wyciągarki zależy od intensywności podmuchów (Rys.31.40).

W zasadzie start wyciągarkowy przy turbulencji o podmuchach silniejszych niż

$U = 10 \text{ m/s}$ jest bardzo trudny, większość więc lotnisk w swych instrukcjach eksploatacji posiada takie ograniczenie, iż przy podmuchach (pionowych i poziomych) ponad 10 m/s loty wyciągarkowe nie są dozwolone.

Przebieg wartości współczynnika obciążenia podstawowego w czasie względnym

„ t^* ” przedstawiono na rys. 31.41.

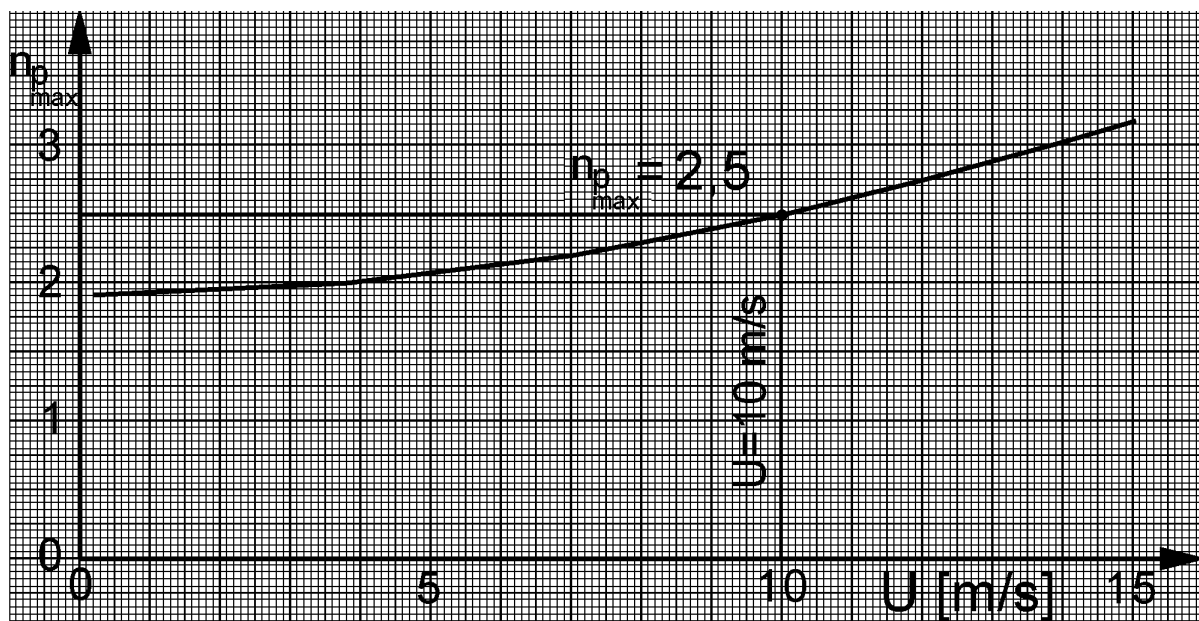
Przyrosty współczynnika obciążenia wywołane podmuchami są symetryczne, przy czym najwyższe wartości pojawiają się na początku wzlotu (silne podmuchy poziome) i przy końcu wzlotu (poziom pionowych prądów termicznych). Wartości przyrostu współczynnika obciążenia podano na rys.31.42.

Przebieg ilości zmian obciążeń (kumulatywny) w funkcji czasu względnego „ t^* ” pokazano na rys. 31.43.

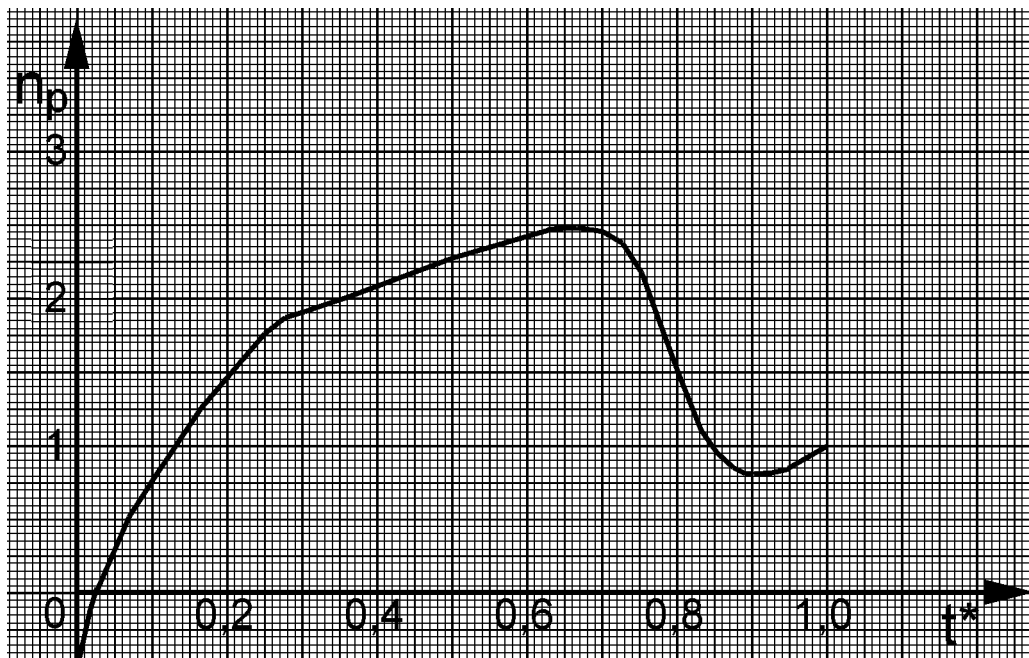
Algorytm wyznaczania bloku obciążeń dla wzlotu przy pomocy wyciągarki jest taki sam jak dla dobiegu lub rozbiegu.

Przebieg obciążeń w bloku symulowanym 9 poziomami obciążeń przedstawiono na rys. 31.44, w odniesieniu do szybowca SZD-51-1 „Junior”. W bloku tym obciążenie podstawowe doprowadzono do poziomu $n_{p \max} = 2,3$ co odpowiada podmuchom

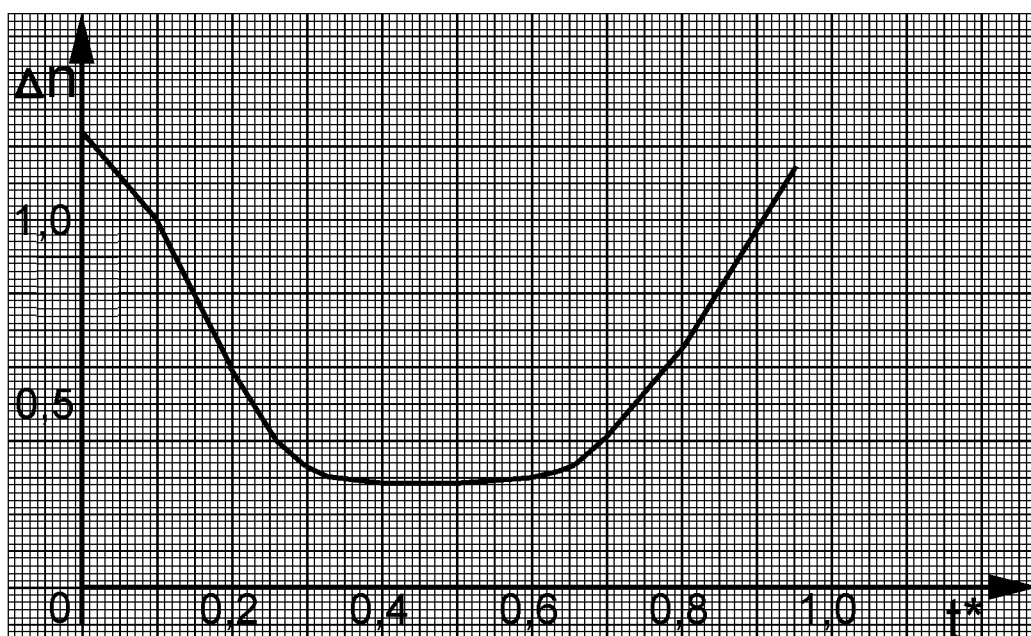
do $U = \pm 8 \text{ m/s}$. Takie bowiem warunki zostały przyjęte dla wzlotów przy pomocy wyciągarki dla tego szybowca.



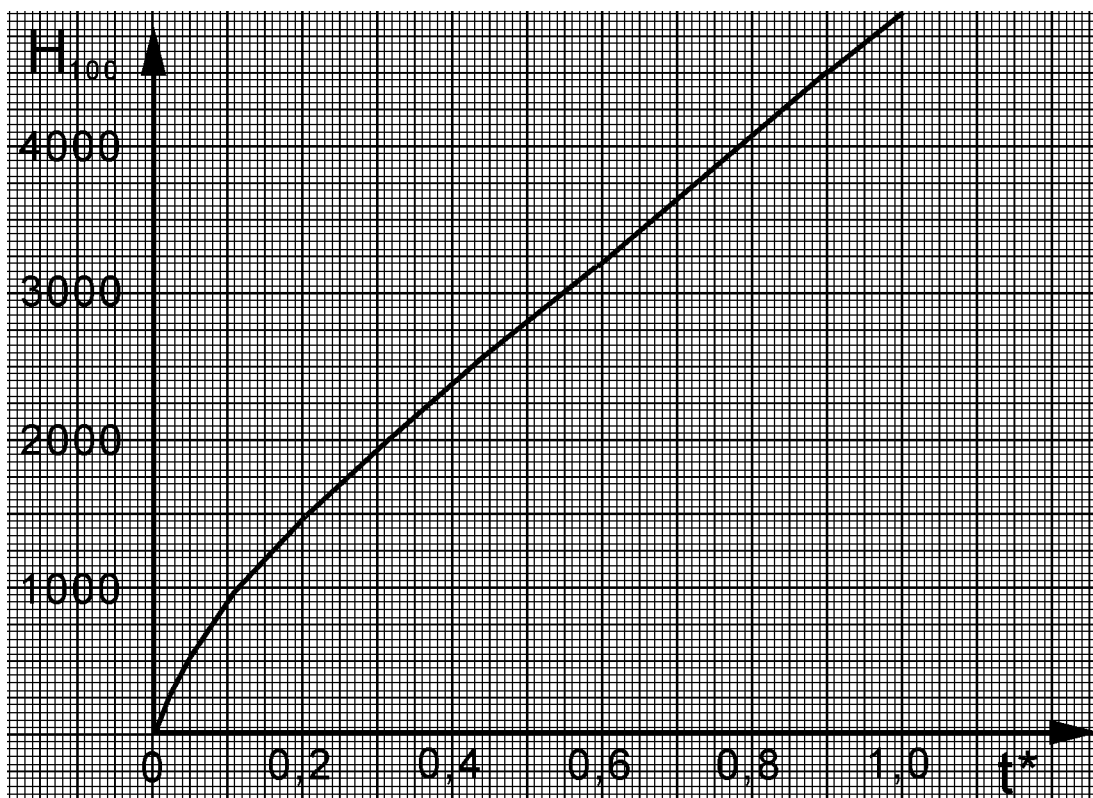
Rys. 31.40. Maksymalny współczynnik obciążenia podstawowego podczas wlotu przy pomocy wyciągarki w zależności od intensywności podmuchów



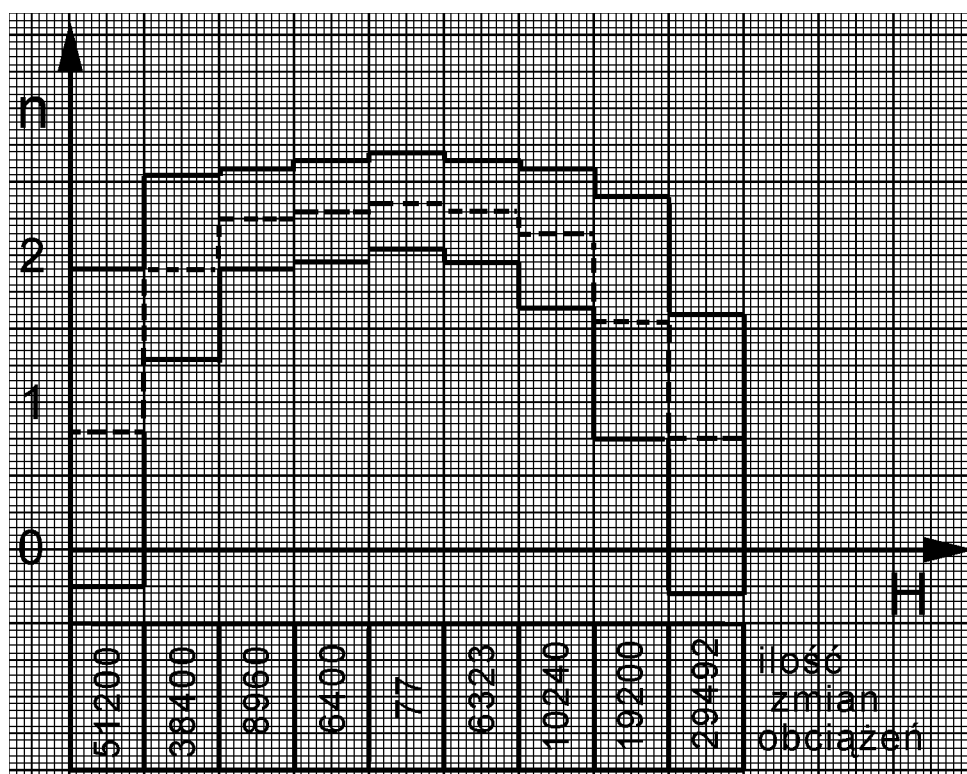
Rys. 31.41. Współczynnik obciążenia podstawowego podczas wlotu przy pomocy wyciągarki



Rys. 31.42. Przyrosty współczynnika obciążenia podczas wznosu przy pomocy wyciągarki.



Rys. 31.43. Ilość zmian obciążeń (kumulatywna) dla 100 wznosów przy pomocy wyciągarki



Rys.31.44. Blok podmuchów podczas wzlotu przy pomocy wyciągarki dla szybowca SZD-51-1 „Junior”

31.7. BLOKI OBCIĄŻEŃ SPECJALNYCH

Poza omówionymi już blokami mogą pojawić się takie, jakie związane są ze szczególnym zastosowaniem szybowca. Należą tutaj więc blok obciążeń w akrobacji pełnej w przypadku zawodniczego szybowca akrobacyjnego lub blok obciążeń w lotach szkolnych dla szybowca przeznaczonego do szkolenia podstawowego pilotów.

Podejście obliczeniowe do powyższych bloków będzie podobne do przypadków już omówionych. Dla opracowania bloku akrobacji pełnej konieczne będzie pozyskanie danych pomiarowych dla wszystkich, przewidzianych w instrukcji obsługi w locie manewrów wykonywanych przez szybowiec.

Dla szybowca szkolnego pojawi się blok lotów szkolnych, obejmujący obciążenia pojawiające się w trakcie wykonywania kręgu nadlotniskowego wraz z obciążeniami wynikającymi z brutalnego sterowania, jako wyniku błędów ucznia w początkowej fazie szkolenia.

31.8. PROGRAM PRÓBY ZMECZENIOWEJ

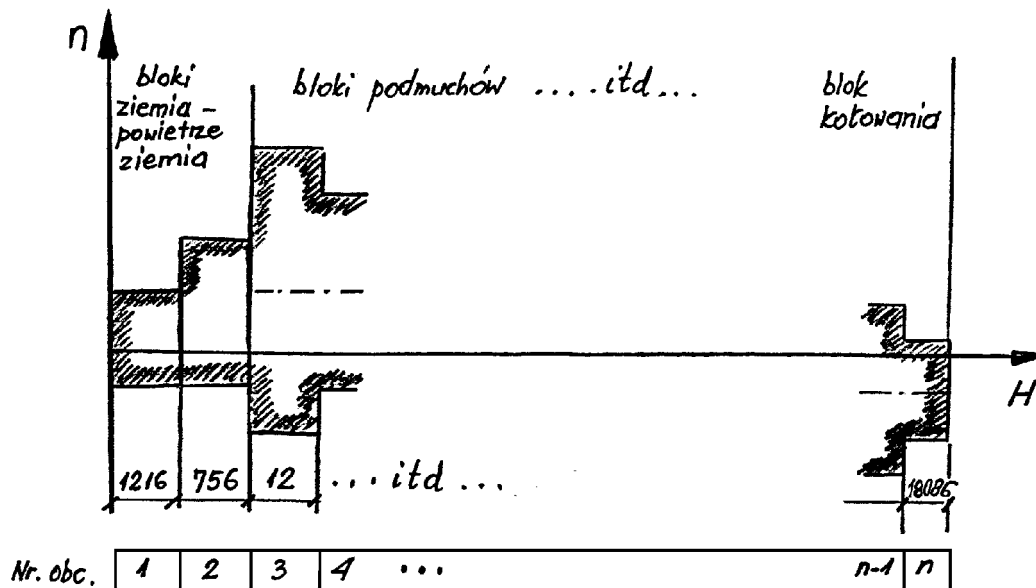
31.8.1. Program podstawowy

Program podstawowy stanowi zebranie wszystkich, występujących dla danego typu szybowca, bloków obciążeń uszeregowanych wg przyjętego kryterium, w zasadzie dowolnego, zazwyczaj jednak szeregującego je wg wartości obciążeń i ich charakteru. Najczęściej programy oparte są na kolejności:

- bloki ziemia-powietrze-ziemia,
- bloki podmuchów w locie swobodnym i holu za samolotem,
- bloki akrobacji,
- blok podmuchów podczas wzlotu przy pomocy wyciągarki,
- bloki obciążeń na ziemi.

Program przedstawiany jest albo w postaci wykreślnej (Rys.31.45) albo tabelarycznej (Tab. 31.12).

Program podstawowy opracowany jest dla żywotności modelowej $Z_m = 1000$ godzin lotu. Zadaniem programu podstawowego jest określenie: jakie obciążenia i w jakiej ilości zmian muszą być zrealizowane, aby symulować 1000 godzin lotu szybowca.



Rys. 31.45. Program podstawowy próby zmęczeniowej

Tab. 31.12. Tabelaryczna postać programu

Nr obciąż.		n_p		n_{max}		n_{min}		$H_{obciążeń}$
Blok ziemia-powietrze-ziemia - lot holowany								
1								
Blok ziemia-powietrze-ziemia - wyciągarka								
2								
Blok podmuchów – przeskok międzykominowy								
3								
4								
.								
.								
Blok kołowania								
.								
.								
n-1								
n								

31.8.2. Program realizacyjny

Program realizacyjny podaje sposób, w jaki zadane obciążenia przez program podstawowy mają być zrealizowane w próbie zmęczeniowej.

Obciążenia w blokach usystematyzowane są wg ich wartości, podczas gdy w rzeczywistości występują w sposób nieuporządkowany. Aby realizację próby zbliżyć do warunków naturalnych konieczne jest „wymieszanie” obciążeń usystematyzowanych w programie podstawowym.

Ponadto o sposobie realizacji programu próby decyduje wyposażenie techniczne stoiska próbnego. Jeżeli obciążenie sterowane jest ręcznie z pulpitu, program realizacyjny będzie starał się podać jak najmniejszą ilość zmiany ustawień z pulpitu. Dla takiego przypadku programu realizacyjnego stosowane jest rozbieżenie bloku na układ lustrzany-symetryczny (Rys.31.46), dający dwukrotnie większą ilość „urozmaicenia” poziomu obciążeń w ramach jednego bloku, a nie wymagający znacznego wzrostu operacji pulpitu.

Jeżeli do dyspozycji jest nowoczesne stoisko sterowane automatycznie w sposób programowany, wówczas program realizacyjny próby zmęczeniowej należy zmodyfikować dokonując systematyzacji wg poziomów obciążeń (Rys.31.47). Wówczas poszczególne stopnie obciążeń nie są uzależnione od poszczególnych bloków, a także numeracja poszczególnych stopni obciążenia nie odpowiada numeracji programu podstawowego. W programie (nazwijmy go umownie „komputerowym”) obciążenia są wysoce usystematyzowane, a więc bardzo odległe od rzeczywistości. Aby uzyskać prawidłowe zbliżenie się do warunków realnych należy program realizacji próby ułożyć tak, aby:

ilość zmian obciążeń realizowanych w jednym przejściu przez całość programu była np. stukrotnie mniejsza. Zatem dla odtworzenia żywotności modelowej $Z_m = 1000$ godzin, należałoby przejść 100 razy całość programu, uzyskując bardzo dobre „wymieszanie” poziomów obciążenia. Jedno przejście przez całość programu odtwarzałoby wobec tego 10 godzin lotu szybowca, w przypadku gdy w którymś ze stopni obciążeń ilość zmian byłaby np. 30 to w przejściu 31 i dalszych stopień ten musi być opuszczony. Podobnie należy zaprogramować pomijanie innych stopni o ilości zmian mniejszej od 100. W przypadku niepodzielnych przez 100 końcówek należy je zrealizować w ostatnim setnym przejściu, tak aby uzyskać w rezultacie wierne odtworzenie programu.

Tak więc realizacja 100 przejść, z podanymi wyżej zastrzeżeniami, odtwarzająca żywotność modelową $Z_m = 1000$ godzin lotu tworzy jedno „powtórzenie” programu.

Zgodnie z rozważaniami rozdziału 31.4.2. ilość powtórzeń programu musi wynosić:

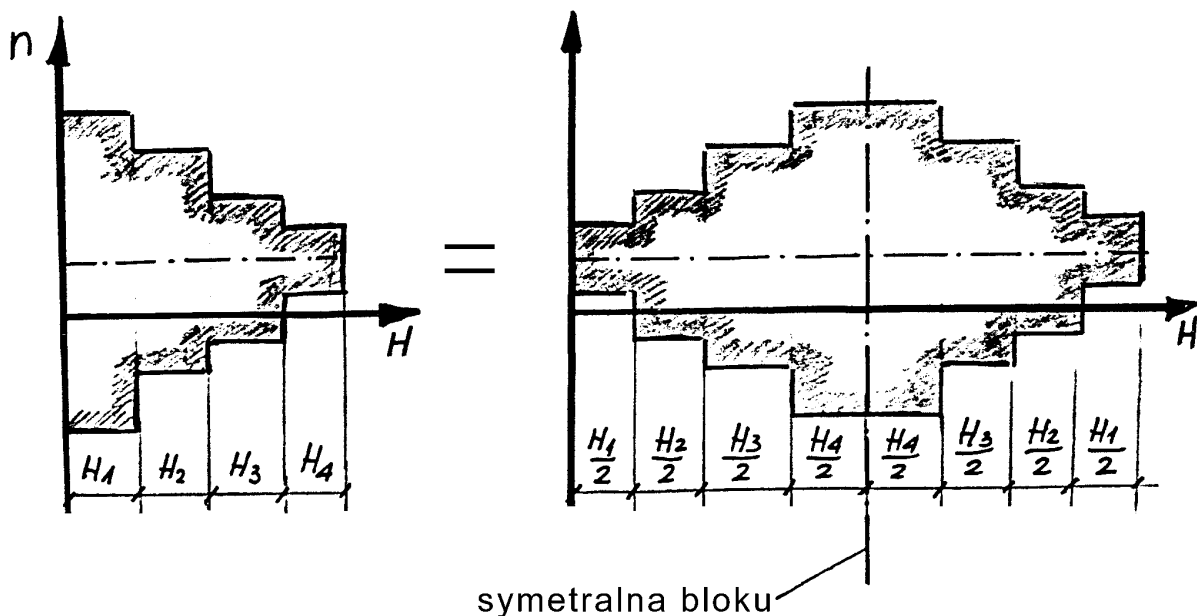
$$R_{pr} = k_1 \cdot k_2 \quad (31.45)$$

gdzie:

k_1 – współczynnik krotności wg zależności (31.10)

$k_2 = 3$

Po zakończeniu wszystkich powtórzeń „ R_{pr} ” należy przeprowadzić próbę wytrzymałościową skrzydła. Od jej wyniku zależy uznany ресурс badanego szybowca wyrażony ilością godzin lotu stanowiących „czas żywotności” szybowca.



Rys. 31.46. Realizacyjny układ bloku lustrzano-symetryczny

LITERATURA

1. Abbot I., Doenhoff A.: Theory of Wing Sections , Dover Publ. N. Y. 1959.
2. Althaus D., Wortmann F.: Stuttgarter Profilkatalog, Vieweg Verlag , Braunschweig, 1981.
- Astachow M.: Sprawocznaja kniga po rasczotu samolota na procnost , GIOP Moskwa, 1954.
- Brzoska Z.: Statyka lotnicza , IWSzk, Warszawa, 1950.
- Dyląg Z., Orłoś Z.: Wytrzymałość zmęczeniowa materiałów, WNT, Warszawa, 1962.
- Fiecke D.: Die Bestimmung der Flugzeugpolaren für Ehtwurfzwecke, DVL Bericht Nr 15, Juni, 1956.
- Fiszdon W.: Mechanika lotu , PWN, Warszawa, 1961.
- Franzmayer F.: Statische und dynamische Festigkeituntersuchungen an einer Tragfläche des Segelflugzeuges Cirrus, Deutscher Aerokurier Nr 10 i 11 ,1969.
- Hacklinger M., Pietras A.: Untersuchungen über stationäre und instationäre Belastungen von Segelflugzeugen durch Windenschlep und Böen, DVL, Porz-Wahn, Bericht Nr 267, März, 1964.
- Jancelewicz B.: Uproszczona analiza wytrzymałościowa struktur kompozytowych w złożonym stanie obciążeń, przy użyciu zastępczych modeli izotropowych, TLiA, Nr 3,6 i 7, 1985.
- Joint Airworthiness Requirements JAR-22, Sailplanes and Powered Sailplanes, May, 1987.
- Kleinwächter J.: Vorlesungen über Flugzeugbau , FID, Danzig, 1942.
- Kocańda S. , Szala J.: Podstawy obliczeń zmęczeniowych, PWN, Warszawa, 1985.
- Krick E.: Wprowadzenie do techniki i projektowania technicznego, WNT, Warszawa, 1975.
- Lufttüchtigkeitsforderungen für Segelflugzeuge und Motorsegler, LFSM, Oct. 1975.
- Misztal F.: Założenia konstrukcyjne i obliczenia w budowie samolotów, PWN, Warszawa, 1954.
- Nowakowski W.: Szybka metoda obliczania podłużnej stateczności statycznej płatowca, TL Nr 2 , 1951.
- Nowakowski W.: Wpływ parametrów konstrukcyjnych szybowca wyczynowego na jego własności przelotowe przy wykorzystywaniu kominów termicznych, TL Nr 5, 1958.
- OSTIV Airworthiness Standards for Sailplanes, Oct.1986.
- Przepisy Budowy Sprzętu Lotniczego ; Warszawa, 1959.
- Riegels F.: Aerodynamische Profile, Oldenburg Verlag, München, 1958.
- Rosenbaum R.: Simplified Flutter Prevention Crtiteria, Aircraft Airworthiness Reports, Rep. No 45.
- Sandauer J.: Obciążenia usterzenia wysokości szybowca podczas brutalnego sterowania, TL Nr 5 i 6, 1960.
- Skarbiński A., Stafiej W.: Projektowanie i konstrukcja szybowców, WKiŁ, Warszawa, 1965.
- Stafiej W.: Obliczanie dźwigara laminatowego, TLiA Nr 3, 1973.
- Stafiej W.: Program próby zmęczeniowej skrzydła szybowca SZD-37 „Jantar”, TLiA Nr , 1973.
- Stafiej W.: Flight Measured Load Factors, Aero Revue, Bassel; No 9 i 10, 1973.
- Stafiej W.: Zagadnienia związane z programowaniem widma obciążeń eksploatacyjnych skrzydeł szybowców kompozytowych, Zesz. Nauk. Polit. Rzeszowskiej Nr 29, 1987.
- Stafiej W.: Critical strength cases for particular components of gliders, Aero Revue, Zurich Nr 7 i 8, 1969.
- Stafiej W.: Wyniki pomiarów widma obciążeń skrzydła szybowca w niektórych stanach użytkowania, Mech. Teor. i Stosowana Nr 3-4, 28, 1987.
- Teisseyre J.: Projektowanie samolotów, PWN, Wrocław, 1954.
- Teisseyre J.: Budowa nadwozi, WKiŁ, Warszawa, 1965.
- Wurtinger H.: Entwurf und Vordimensionierung tragender Konstruktionen aus glasfaserverstärkte Kunststoffe, VDI Zeitschrift Bd 109, Nr 24, Düsseldorf, Aug. 1967.