

Projekt 5 –Osiągi samolotu i obwiednia obciążeń

Niniejszy projekt składa się z trzech części. Pierwsza polega na wyznaczeniu charakterystyk zespołu napędowego. Wynikiem tego etapu pracy są charakterystyki ciągu (mocy) rozporządzalnej w funkcji prędkości i wysokości lotu. Druga część polega na obliczeniu podstawowych osiągow projektowanego samolotu i ich krytycznej ocenie. Część trzecia to wyznaczenie obwiedni obciążeń dopuszczalnych.

Wyznaczenie charakterystyk zespołu napędowego

Charakterystyki zespołu napędowego należy wyznaczyć zgodnie z projektem z Mechaniki Lotu [Charakterystyki zespołu napędowego](#) (Zb. Paturski - Przewodnik po projektach z Mechaniki Lotu). Dodatkowe informacje na temat charakterystyk śmigieł czy silników można znaleźć w następujących pozycjach:

Raporty NACA:

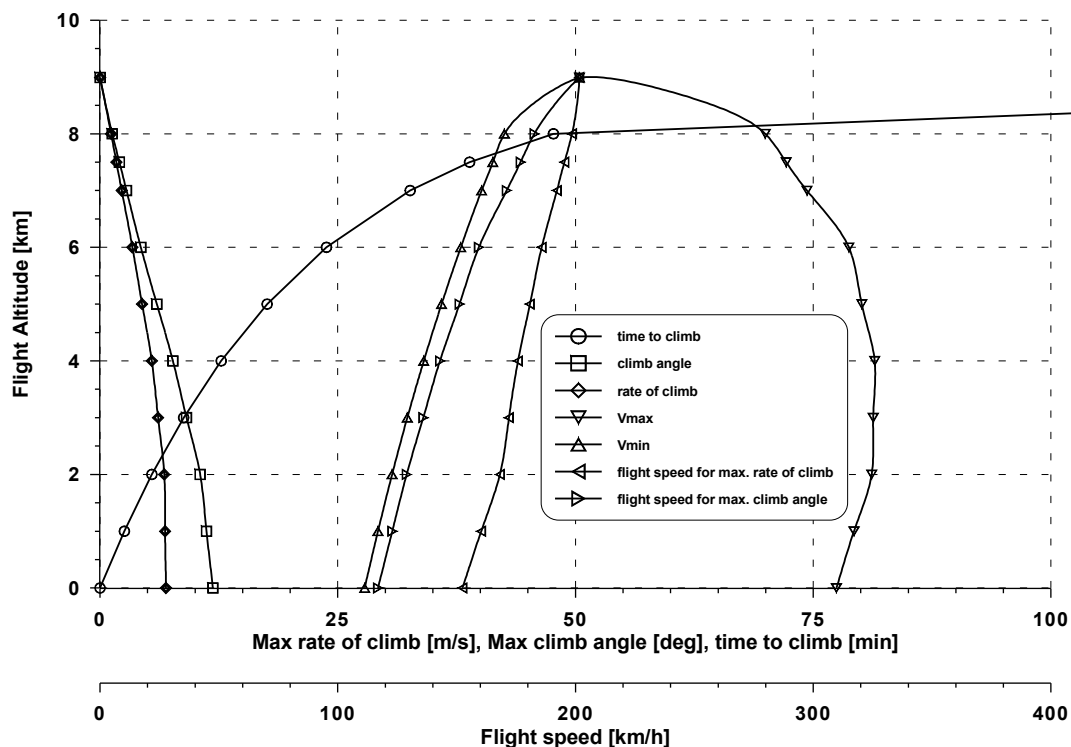
1. [NACA-Report-350.pdf](#) - charakterystyki śmigieł dwułopatowych wyznaczone dla kilku różnych kadłubów. Charakterystyki te dobrane są dla silników o małej i średniej mocy (do ok. 400 kW).
2. [NACA-Report-640.pdf](#) - charakterystyki śmigieł dwu- trój- i czterołopatowych z profilami CLARK-Y i RAF 6.
3. [NACA-Report-642.pdf](#) - charakterystyki wybranych typów śmigieł trójłopatowych przebadanych dla różnych typów silników i owiewek silników.
4. [NACA-Report-643.pdf](#) - charakterystyki śmigieł dwułopatowych o różnych obrysach łopat.
5. [NACA-Report-650.pdf](#) - charakterystyki sześciu trójłopatowych śmigieł posiadających różne profile łopat.

Podstawowe osiągi samolotu

Niniejsza część projektu obejmuje wyznaczenie podstawowych osiągow samolotu w funkcji wysokości, tj.:

- prędkości maksymalnej lotu poziomego,
- prędkości minimalnej,
- maksymalnej prędkości wznoszenia
- prędkości lotu odpowiadającej maksymalnej prędkości wznoszenia
- maksymalnego kąta wznoszenia,
- prędkości lotu odpowiadającej maksymalnemu kątowi wznoszenia,
- czasu wznoszenia.

Końcową formą jest wykres ofertowy samolotu (Rys.5.1). Powyższe obliczenia można wykonać zgodnie z projektem z Mechaniki Lotu [Osiągi samolotu](#) do punktu 6.4 - Wykres ofertowy (Zb. Paturski - Przewodnik po projektach z Mechaniki Lotu).

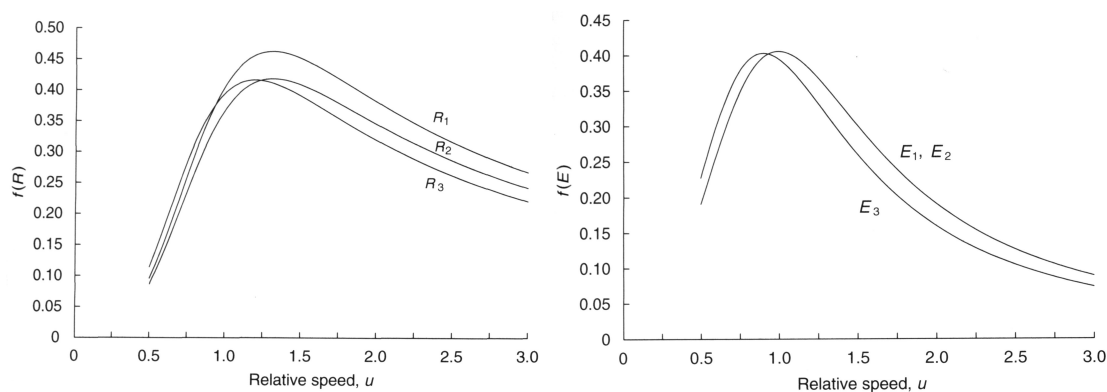


Rys. 5.1 - Przykład wykresu ofertowego – Osiągi samolotu PW-103

Zasięg i długotrwałość lotu

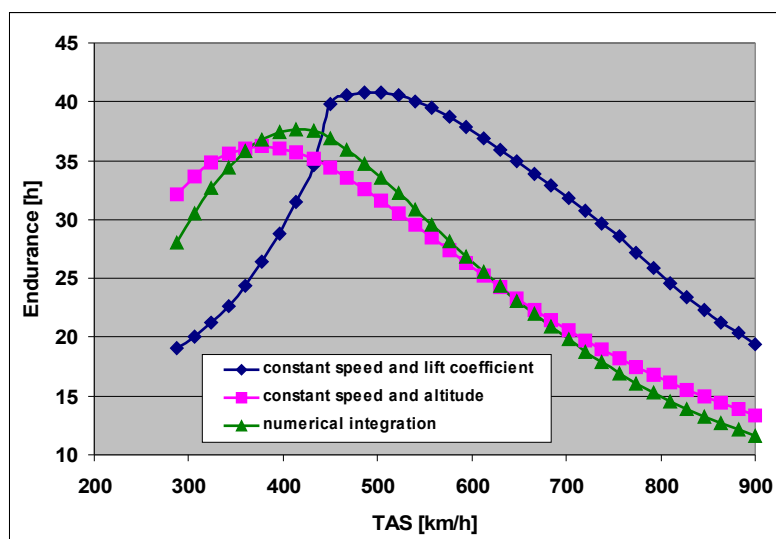
Wyznaczenie zasięgu i długotrwałości lotu w sposób analityczny (wyprowadzając stosowny wzór) wymaga przyjęcia założeń o stałości dwóch z trzech następujących parametrów: prędkość lotu, współczynnik siły nośnej i wysokość lotu. Dokładniejsze wyznaczenie w/w osiągow samolotu wymaga zastosowania metod numerycznych pozwalających na uwzględnienie zmienności takich parametrów jak sprawność śmigła, jednostkowe zużycie paliwa, czy też biegunowej o kształcie nie pozwalającym na dobre opisanie przy pomocy tzw. biegunowej analitycznej. Możemy więc mówić o trzech metodach, w których zakładamy stałość następujących wielkości:

1. – prędkość lotu i współczynnik siły nośnej,
2. – wysokość lotu i współczynnik siły nośnej,
3. – wysokość i prędkość lotu.

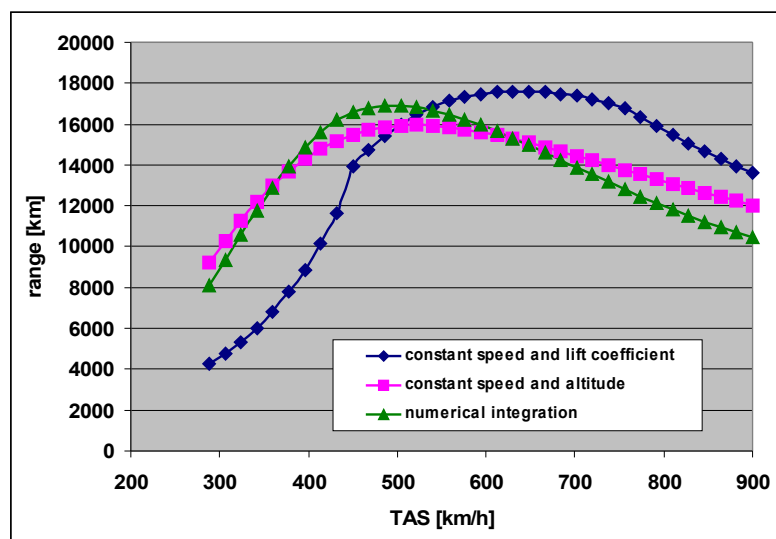


Rys. 5.2 – Porównanie zasięgu i długotrwałości lotu otrzymanych różnymi metodami.
(Martin E. Eshelby: Aircraft Performance: Theory and practice, Arnold, London 2000)

Różnice wyników otrzymanych powyższymi metodami zwykle nie są bardzo znaczące (Rys. 5.2), jednak w przypadku samolotów o wyjątkowo dużym zasięgu i długotrwałości lotu, metody te mogą być źródłem błędów nawet rzędu kilkudziesięciu procent. Dzieje się tak w przypadku, gdy masa paliwa stanowi znaczącą część masy całkowitej samolotu. Przykładami takich konstrukcji są samoloty komunikacyjne dalekiego zasięgu takie jak Airbus A330-200 czy Boeing 747-400, w których masa paliwa stanowi ponad połowę masy startowej. Sytuacja taka ma miejsce również w przypadku samolotów bezałogowych, mogących często latać dłużej niż dobę (Rys. 5.3).



Rys. 5.3 – Długotrwałość lotu obliczona różnymi metodami – samolot PW-114



Rys. 5.4 – Zasięg lotu obliczony różnymi metodami – samolot PW-114

Jak widać na przykładzie obliczeniowym pokazanym na Rys. 5.3 i 5.4 metoda stałej wysokości i prędkości lotu jest obciążona najmniejszym błędem. Do jej użycia potrzebna jest analityczna postać biegunowej samolotu. W przypadku jej braku można użyć wzorów Breguet'a. Należy mieć jednak na uwadze możliwy błąd.

Wyznaczanie zasięgu i długotrwałości lotu

Zasięg i długotrwałość lotu samolotu wiąże się bezpośrednio ze spalaniem paliwa przez zespół napędowy. Istotnym wskaźnikiem jest zużycie (masy) paliwa na jednostkę czasu, które możemy zdefiniować następująco:

$$q_t = \frac{dm}{dt} \quad (5.1)$$

Wyznaczenie długotrwałości lotu będzie więc polegało na wyznaczeniu całki:

$$T = - \int_{m_0}^{m_k} \frac{dm}{q_t} \quad (5.2)$$

Korzystając zaś z definicji drogi ($S = \int V dt$), możemy obliczyć zasięg:

$$L = - \int_{m_0}^{m_k} V \frac{dm}{q_t} \quad (5.3)$$

gdzie:

q_t – zużycie paliwa na jednostkę czasu [kg/s] (zwykle w danych technicznych podaje się zużycie paliwa w [kg/h]),

m_0 – początkowa masa samolotu (masa samolotu z maksymalną ilością paliwa pomniejszona o masę paliwa zużytego do osiągnięcia wysokości przelotowej),

m_k – końcowa masa samolotu (masa samolotu z zapasem paliwa potrzebnym do manewru lądowania – ok. 30 min lotu).

Zużycie paliwa na jednostkę czasu jest równe:

$$q_t = n q_e N \quad \text{dla napędów śmigłowych} \quad (5.4)$$

lub:

$$q_t = n q_e P_s \quad \text{dla napędów odrzutowych} \quad (5.5)$$

gdzie:

n – liczba zespołów napędowych,

N – moc silników tłokowych lub turbośmigłowych,

P_s – ciąg silników turboodrzutowych,

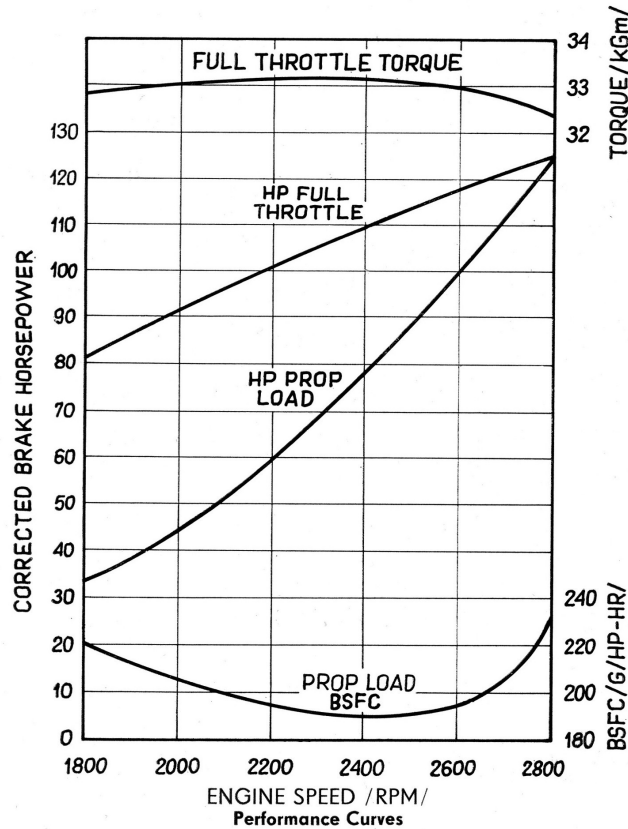
q_e – jednostkowe zużycie paliwa – na jednostkę mocy (ciągu) i jednostkę czasu;

(zwykle stosuje się następujące jednostki: [kg/kW·h] dla napędów śmigłowych oraz [kg/daN·h] dla napędów odrzutowych).

Uwaga: W większości przypadków zakłada się, że jednostkowe zużycie paliwa (ang. Specific Fuel Consumption SFC) jest wielkością stałą, jednak należy zdawać sobie sprawę, że wielkość ta zależy od aktualnego stanu pracy silnika (moc, obroty) i nieznacznie się zmienia (Rys.5.5).

Przy wyznaczaniu zasięgu i długotrwałości lotu zakłada się, w każdej z w/w wymienionych metod, że lot jest ustalony, zatem zachodzi równowaga sił, którą opisują równania:

$$P_x = P_s \quad P_z = Q = mg \quad (5.6)$$



Rys. 5.5 - Charakterystyki silnika tłokowego PZL-Franklin 4A-235-B3

Napęd śmigłowy

W napędzie śmigłowym moc silników niezbędna do lotu poziomego wyraża się zależnością wynikającą bezpośrednio z równania (5.6):

$$nN = \frac{nN_R}{\eta_s} = \frac{N_N}{\eta_s} = \frac{P_X V}{\eta_s} = \frac{P_X P_Z V}{\eta_s} = \frac{mgV}{\frac{C_Z}{C_X} \eta_s} \quad (5.7)$$

Po podstawieniu (5.7) do (5.4) i dalej do (5.2), otrzymamy:

$$T = - \int_{m_0}^{m_k} \frac{C_Z}{C_X} \frac{\eta_s dm}{mgVq_e} \quad (5.8)$$

Aby scałkować wyrażenie (5.8) należy przyjąć dodatkowe założenia upraszczające, polegające na założeniu stałości niektórych wielkości, bądź ich analitycznej postaci. W związku z tym przyjmuje się, że iloraz η_s/q_e jest stały. W metodzie gdzie zakładamy stałą prędkość i wysokość lotu zwykle zakłada się postać analityczną biegunowej samolotu, tzn. funkcję $C_x(C_z)$ postaci:

$$C_x = C_{x0} + \frac{C_z^2}{\pi \Lambda_e} \quad (5.9)$$

Po przyjęciu powyższych założeń i scałkowaniu (5.8) wyrażenie na długość lotu przyjmie postać:

$$T = \frac{\eta_s}{gVq_e} \sqrt{\frac{\pi \Lambda_e}{C_{x0}}} \left(\arctan\left(\frac{2m_0g}{A}\right) - \arctan\left(\frac{2m_kg}{A}\right) \right) \quad (5.10)$$

a zasięg:

$$L = V \cdot T \quad (5.11)$$

gdzie:

$$A = \rho S V^2 \sqrt{C_{x0} \pi \Lambda_e} \quad (5.12)$$

Uwaga: należy pamiętać, że podane wzory wymagają zastosowania jednolitych jednostek miar (np. SI) i wyniki uzyskane tą drogą będą również w tym systemie jednostek. Jeśli zastosujemy system SI długość otrzymamy w sekundach a zasięg w metrach. W przypadku stosowania jednostek innych niż podstawowe należy zastosować odpowiednie mnożniki.

Napęd odrzutowy

W przypadku napędu odrzutowego całkowity ciąg silników niezbędny do lotu poziomego wyraża się zależnością:

$$nP_s = P_X = \frac{P_X}{P_Z} P_Z = \frac{mg}{\frac{C_Z}{C_X}} \quad (5.13)$$

Po podstawieniu (5.13) do (5.5) i dalej do (5.2), otrzymamy:

$$T = - \int_{m_0}^{m_k} \frac{C_Z}{C_X} \frac{dm}{mgq_e} \quad (5.14)$$

Przyjmując następnie, że q_e jest stałe oraz biegunową analityczną (5.9) i całkując (5.14) otrzymamy następujące wzory na zasięg i długość lotu:

$$T = \frac{1}{gq_e} \sqrt{\frac{\pi \Lambda_e}{C_{x0}}} \left(\arctan\left(\frac{2m_0 g}{A}\right) - \arctan\left(\frac{2m_k g}{A}\right) \right) \quad (5.15)$$

$$L = V \cdot T \quad (5.16)$$

Uwaga: należy zwrócić szczególną uwagę na stosowane jednostki przy korzystaniu z powyższych wzorów (SI).

Przebieg obliczeń

Obliczenia należy wykonać dla trzech wysokości lotu:

- dla wysokości przyjmowanej w projekcie wstępnym jako przelotowej,
- dla wysokości odpowiadającej pułapowi praktycznemu,
- dla wysokości „0”.

Zasięg i długość lotu wyznaczamy w funkcji prędkości lotu. Zakres prędkości odpowiadający danej wysokości lotu, dla którego należy wykonać obliczenia, odczytujemy z wykresu ofertowego. Wyniki powinny być przedstawione w postaci tabelarycznej i na wykresach.

Start i lądowanie

Charakterystyki startu i lądowania możemy wyznaczyć korzystając z Przewodnika po projektach lotu z Mechaniki Lotu (projekt: [Start i lądowanie](#)).

Krytyczna ocena osiągnięć samolotu

Ocena osiągnięć samolotu składa się z dwóch etapów. Pierwszy polega na przygotowaniu, stosownej tabeli w celu porównania wartości zakładanych i obliczonych. Wielkości umieszczone w tabeli zależą od rodzaju samolotu. Należy porównać przede wszystkim osiągnięcia najistotniejsze z punktu widzenia założeń przyjętych w projekcie wstępnym. Przykład porównania danych projektowych i danych faktycznych pokazuje tabela 5.1

	XP-79	XP-79B
UWAGI	projekt	prototyp
WYMIARY		
rozpiętość [m]	11,58 ⁽¹⁾	11,58 ⁽²⁾
długość [m]	4,03 ⁽³⁾	4,27
wysokość [m]	1,45 ⁽⁴⁾	2,13 ⁽⁵⁾
powierzchnia nośna [m ²]	25,83	25,83
MASY		
masa własna [kg]	1972	2650
masa startowa [kg]	6124	3932
OBCIĄŻENIA		
obciążenie powierzchni nośnej [kg/m ²]	237,09	152,23
obciążenie ciągu [kg/daN (kg/kN)]	6,88 (688,09) ⁽⁶⁾	3,80 (379,54)
OSIĄGI		
prędkość maksymalna [km/h] na wysokości [m]	862 -	880 ⁽⁷⁾ 6096
prędkość przelotowa [km/h]	697 ⁽⁸⁾	772 ⁽⁹⁾
prędkość wznoszenia [m/s] na wysokości 0 m	-	20,32
czas wznoszenia [min] na wysokość [m]	6,1 12192	- -
pułap [m]	12192	12192
zasięg [km]	730	1598
długość lotu [min]	31,4 ⁽¹⁰⁾	147 ⁽¹¹⁾
Przypisy do tabeli: (1) - początkowo 10,97 m; (2) - wg [5] 12,19 m; (3) - początkowo 3,86 m; (4) - początkowo 1,05 m; (5) - wg [5] 2,29 m; (6) - bez dodatkowych pomocniczych silników startowych; (7) - wg [4] 820 km/h, a wg [5] 880 km/h na wysokości 0 m i 817 km/h na wysokości 7620 m; (8) - 628 km/h na wysokości 12192 m przy ciągu silnika zdławionym do 111 daN (1,11 kN); (9) - na wysokości 7620 m; (10) - na wysokości 12192 m przy minimalnym przelotowym ciągu silnika; (11) - na wysokości 7620 m przy maksymalnym ciągu obu silników;		

Tab. 5.1 Porównanie danych projektowych i prototypu samolotu XP-79

(źródło: <http://www.samoloty.ow.pl/str244.htm>)

Drugi etap oceny osiągnięć samolotu polega na próbie wskazania zmian w projekcie samolotu koniecznych do spełnienia wymagań (osiągnięć) określonych na etapie projektu wstępnego. Szczególnie pod uwagę powinny być wzięte takie osiągnięcia jak:

- prędkość przelotowa,
- prędkość minimalna,
- zasięg,
- masa płatna (udźwig),
- charakterystyki startu i lądowania.

Szczegółowe omówienie każdego przypadku wymaga konsultacji z prowadzącym zajęcia.

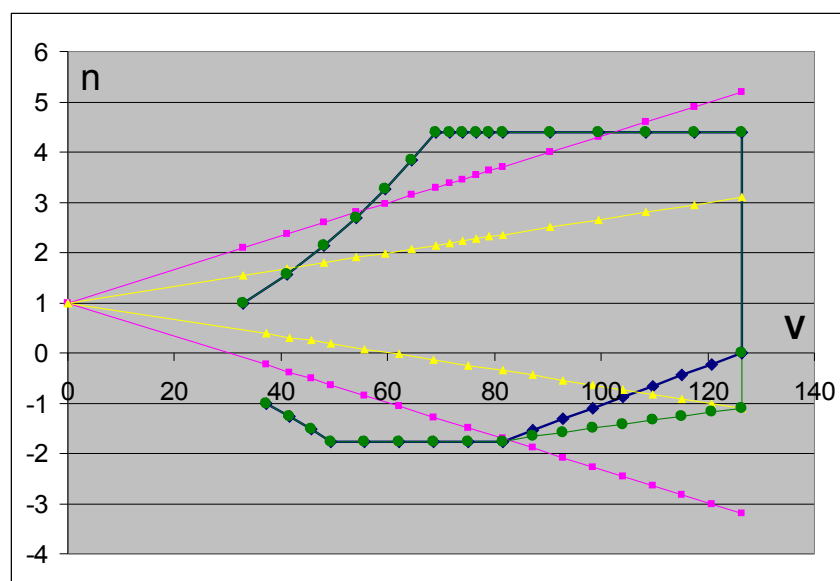
Obwiednia obciążeń dopuszczalnych

Podstawą do wyznaczenia obwiedni obciążeń dopuszczalnych są stosowne przepisy budowy samolotów. Dla potrzeb projektów stosujemy przepisy europejskie JAR. W zależności od wielkości i przeznaczenia samolotu, dokonujemy klasyfikacji i wybieramy przepisy, według których samolot ma być certyfikowany:

- motoszybowce – [JAR-22](#),
- samoloty lekkie (jednosilnikowe o max. masie startowej do 5670kg i dwusilnikowe do 8618kg) – [JAR-23](#)
- samoloty duże – [JAR-25](#),
- samoloty ultralekkie (o max. masie startowej do 750kg) – [JAR-VLA](#).

Należy sprawdzić w Rozdziałach A stosownych przepisów zakres ich stosowalności i określić kategorię samolotu (o ile jest to potrzebne), zgodnie z tymi przepisami. Sposób konstruowania krzywej obciążeń od sterowania, od podmuchów i obwiedni jest opisany szczegółowo w Rozdziałach C przepisów. Należy pamiętać o uwzględnieniu wpływu urządzeń supernośnych (klapy, sloty, itp.) przy wyznaczaniu obwiedni obciążeń.

Wynikiem powinien być wykres(y) obciążeń dopuszczalnych dla konfiguracji gładkiej (i z klapami do lądowania). Przykład obwiedni jest pokazany na Rys.5.6.



Rys. 5.6 – Przykład obwiedni obciążeń wyznaczonej wg przepisów JAR-23, dla samolotu w kategorii użytkowej, o masie 3000 kg.

Literatura:

1. Martin E. Eshelby: Aircraft Performance: Theory and practice, Arnold, London 2000
2. Antonio Filippone: Flight Performance of Fixed and Rotary Wing Aircraft, Butterworth Heinemann, 2006
3. Wł. Fiszdon: Mechanika lotu, PWN Warszawa 1952
4. E. Cichosz, W. Kordziński, M. Łyżwiński, S. Szczeciński: Charakterystyka i zastosowanie napędów, Seria: Napędy Lotnicze, WKiŁ Warszawa 1980,
5. J. Bukowski, W. Łuczajek: Napęd Śmigłowy - Teoria i Konstrukcja, Wyd. MON Warszawa 1986.