

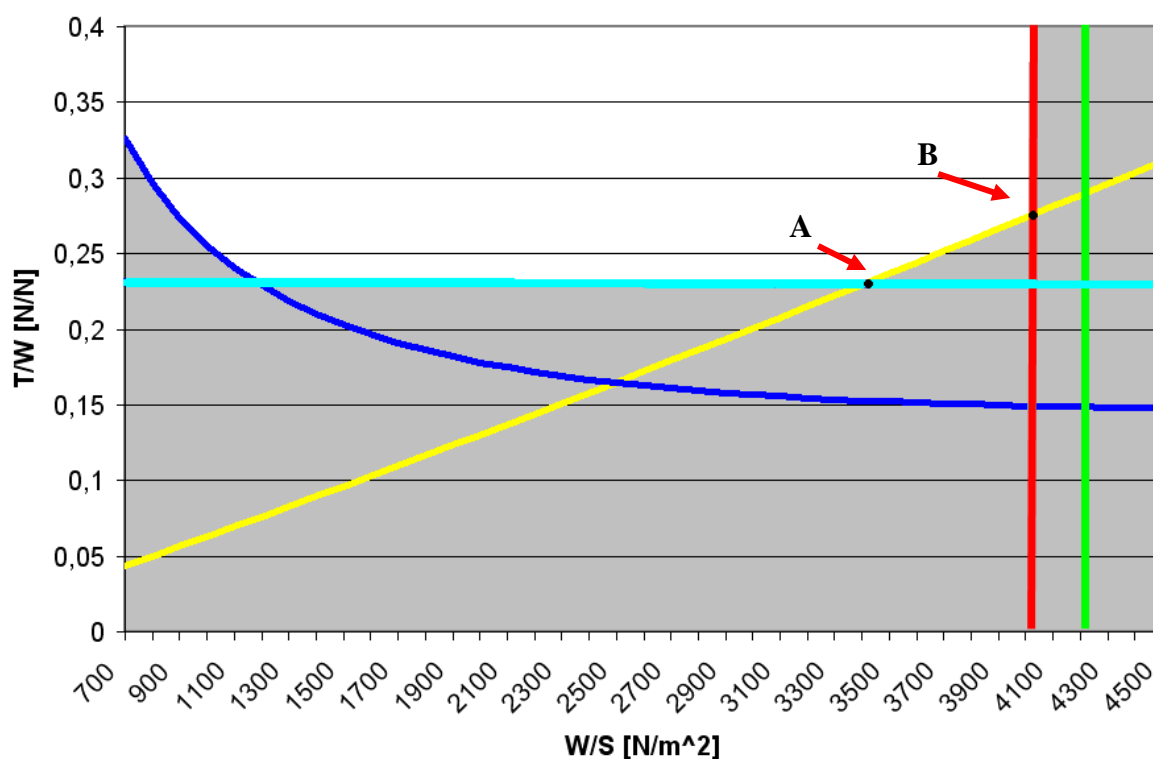
## Projekt 2 – studium wykonalności

Niniejszy projekt składa się z dwóch części:

- 1) Wyznaczenia obciążenia powierzchni i obciążenia ciągu (mocy) przyszłego samolotu
- 2) Oszacowania kosztów realizacji projektu

### 1. Wyznaczenie obciążenia powierzchni i obciążenia ciągu (mocy)

Wyznaczenia obciążenia powierzchni ( $W/S$ ) i obciążenia ciągu ( $W/T$ ) przyszłego samolotu najwygodniej jest dokonać przy pomocy wykresu przedstawiającego zależność odwrotności obciążenia ciągu od obciążenia mocy dla zadanych wymagań technicznych (rys.1).



Rys.1 Przykład zależności odwrotności obciążenia ciągu od obciążenia powierzchni.

Linie zaznaczone na tym wykresie reprezentują równania opisujące zakładane wymagania techniczne. Ograniczony przez nie obszar biały oznacza kombinacje obciążenia powierzchni i ciągu, które pozwolą na spełnienie założonych wymagań.

Sporządzanie w.w. wykresu należy rozpocząć od arbitralnego założenia szeregu obciążeń powierzchni nośnej ( $W/S$ ). Następnie należy obliczyć i wykreślić krzywe  $T/W=f(W/S)$  wynikające z kolejnych wymagań technicznych. Na koniec podjąć decyzję, które punkty z obszaru możliwych rozwiązań są najbardziej korzystne dla projektowanego samolotu. W połączeniu ciężarem startowym wyznaczonym w projekcie 1 pozwoli to ustalić powierzchnię nośną oraz ciąg (moc) zespołu napędowego, a w konsekwencji również jego typ i producenta. W wielu przypadkach okazuje się, że wymagania są konfliktowe. Np. często optymalne obciążenie powierzchni do warunków przelotowych bywa większe od obciążenia powierzchni umożliwiającego lądowanie na istniejących lotniskach lub pozwalającego na spełnienie

przepisów dotyczących prędkości minimalnej. W tych przypadkach projektant musi wybrać które z wymagań są ważniejsze. W przypadku konfliktu z przepisami ważniejsze są oczywiście przepisy, gdyż niespełnienie ich uniemożliwia wykonywanie legalnych lotów. Rezygnacja z jakiegoś wymagania w postaci dokładnej nie jest jednak całkowitą rezygnacją z tego wymagania. Należy bowiem rozważyć w jaki sposób można zbliżyć się do spełnienia nierealnego wymagania uwzględniając obszar dostępnych kombinacji T/W i W/S. Dla przykładu na rys.1 rozwiązaniem byłby punkt A, gdyby zależało nam na jak najmniejszym ciągu zespołu napędowego. Gdyby natomiast wymaganiem było uzyskanie jak największego zasięgu, to rozwiązaniem byłby punkt B.

W przypadku samolotów śmigłowych bardziej użyteczne jest obciążenie mocy, w związku z tym należy sporządzić wykres N/W w funkcji W/S wiedząc że

$$T = \frac{\eta N}{V} \quad (1)$$

Gdzie:

N – moc zespołu napędowego

$\eta$  - sprawność śmigła (dla śmigieł o stałej prędkości obrotowej można przyjmować 0,8)

### 1.1 Start

Niezależnie od typu samolotu zawsze istnieje ograniczenie długości jego startu. Wstępnie długość startu można oszacować na podstawie empirycznego wzoru:

$$\frac{T}{W} \geq \frac{0,133 \cdot \left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \frac{1}{C_{Zmax}} \frac{1}{\sigma}}{s_{TO} - 3,834 \cdot \sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \frac{1}{C_{Zmax}} \frac{1}{\sigma}}} \quad \left[ \frac{N}{N} \right] \quad (2)$$

Gdzie:

W – ciężar

S – powierzchnia nośna

T – ciąg

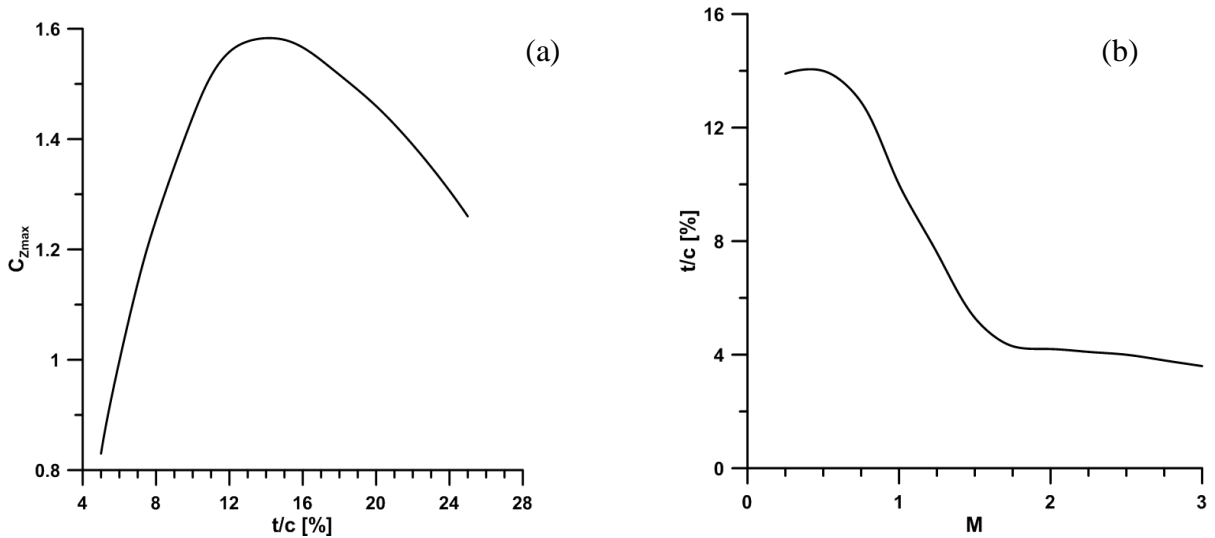
$C_{Zmax}$  – maksymalny współczynnik siły nośnej samolotu

$\sigma$  - stosunek gęstości powietrza na wysokości lotniska do gęstości powietrza na poziomie morza (w niniejszym projekcie można przyjąć 1)

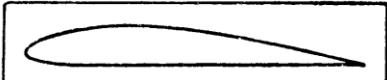
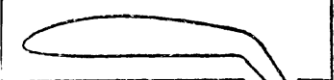
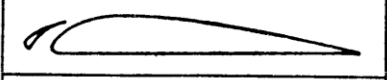
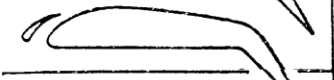
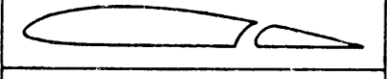
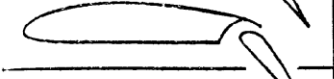
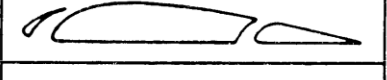
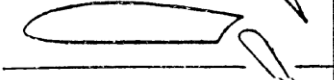
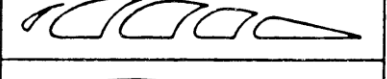
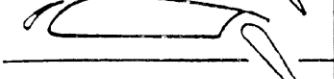

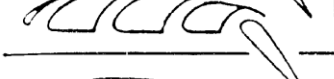
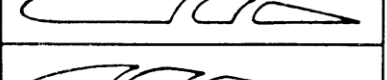

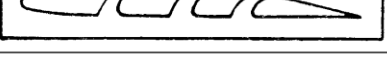
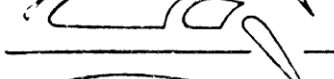
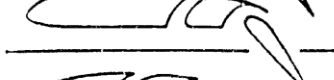
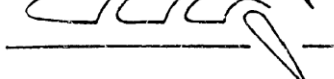
$s_{TO}$  – długość startu na 15m

Długość startu należy przyjąć zależnie od typu samolotu i długości pasów startowych z których ma startować.

Maksymalny współczynnik siły nośnej skrzydła bez mechanizacji można oszacować na podstawie rys. 2



Rys.2 Zależność (a) maksymalnego współczynnika siły nośnej od grubości profilu oraz (b) grubości profilu od projektowej liczby Macha. (Corke)

rodzaj mechanizacji płata	$C_{zmax}$	rodzaj mechanizacji płata	$C_{zmax}$
	1.291		1.950
	1.772		2.182
	1.440		1.980
	1.813		1.770
	1.885		2.261
	1.850		2.535
	1.510		2.600
	1.662		2.035
			2.442
			2.500

Rys.3 Maksymalne współczynniki siły nośnej dla profilu wyposażonych w różne rodzaje mechanizacji. (Abbot i Denhoff)

Wpływ mechanizacji płata można oszacować na podstawie rys. 3. Pamiętać przy tym należy, że do startu zazwyczaj stosuje się mniejsze wychylenia mechanizacji niż do lądowania. Ma to na celu obniżenie oporu aerodynamicznego samolotu podczas rozbiegu. W przybliżeniu można założyć, że konfiguracje po lewej stronie rysunku dotyczą startu, a po prawej lądowania.

Ponadto przyrost współczynnika siły nośnej dotyczy tylko tej części płata na której mechanizacja jest zamontowana. Przyrost  $C_{z_{max}}$  dla profilu należy więc zmniejszyć proporcjonalnie do stosunku tej części powierzchni płata na której mechanizacja występuje do całej powierzchni płata.

## 1.2 Lądowanie

Podobnie jak w przypadku startu dla każdego typu samolotu zawsze istnieje ograniczenie długości lądowania. Wstępnie długość lądowania można oszacować na podstawie anglosaskiego empirycznego wzoru:

$$\frac{W}{S} \leq \frac{\sigma C_{z_{max}} (s_L - 122)}{0.75} \quad \left[ \frac{N}{m^2} \right] \quad (3)$$

Jak widać nie występuje w nim obciążenie ciągu. Wynika to z faktu, że lądowanie zazwyczaj odbywa się na „biegu jałowym”, więc maksymalna moc silnika nie ma żadnego wpływu na jego długość. Oznacza to, że na rysunku 1 ograniczenie wynikające z długości lądowania pojawi się w postaci prostej pionowej. Tzn. dla każdej wartości  $T/W$ ,  $W/S$  będzie miało stałą wartość.

Wartości  $s_L$ ,  $C_{z_{max}}$  i  $\sigma$  można przyjąć tak jak poprzednio.

UWAGA: Obliczone w ten sposób obciążenie powierzchni dotyczy lądowania i nie może być wprost porównane z obciążeniem powierzchni podczas startu, gdyż w czasie pomiędzy startem a lądowaniem ciężar samolotu zmniejszył się o ciężar zużytego paliwa. Żeby więc obliczyć  $(W/S)_s$  podczas startu pozwalające na osiągnięcie  $(W/S)_L$  ze wzoru (3) podczas lądowania należy zastosować następującą procedurę:

- 1) Ze wzoru (3) obliczyć  $(W/S)_L$
- 2) Znając ciężar samolotu w trakcie lądowania (z projektu 1) obliczyć powierzchnię nośną ze wzoru:

$$S = \frac{W_L}{\left(\frac{W}{S}\right)_L} \quad (4)$$

- 3) Obliczyć startowe  $(W/S)_s$  dzieląc ciężar startowy (z projektu 1) przez obliczoną ze wzoru (4) powierzchnię

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} = \frac{W_{TO}}{S_L} \quad (5)$$

Wyznaczone w ten sposób obciążenie powierzchni można już umieścić na wykresie (rys.1). Wymaganie dotyczące długości lądowania będzie spełnione jeśli samolot będzie miał obciążenie powierzchni mniejsze niż obliczone.

### 1.3 Wznoszenie

Bezpośrednio po fazie startu następuje zazwyczaj wznoszenie. Często jest ono bardzo ważnym ograniczeniem ze względu na organizację ruchu lotniczego, czy też bezpieczeństwo. W związku z tym przepisy specyfikują minimalne wartości wznoszenia dla pewnych konfiguracji samolotów. Wznoszenie może też być wymaganiem wynikającym z przeznaczenia danego samolotu. Można je opisać następującym równaniem:

$$qC_{D0} + \left(\frac{W}{S}\right)^2 \frac{1}{q\pi Ae} - \left(\frac{T}{W} - G\right) \frac{W}{S} = 0 \quad (6)$$

Gdzie :

$G = \sin\gamma$

$dH/dt$  – wznoszenie samolotu

$A$  – wydłużenie płata (z projektu 1)

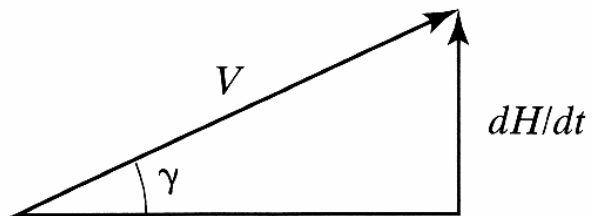
$e \sim 0,8$  – współczynnik Oswalda

$q = \rho V^2/2$  – ciśnienie dynamiczne

Można przyjąć, że największe

wznoszenie osiąga się dla prędkości około  $V_{min} + 0,25(V_{max} - V_{min})$ ,  $V_{max}$  można zaczerpnąć z analizy trendów (projekt 1) a  $V_{min}$  i  $dH/dt$  z analizy trendów o ile przepisy nie stanowią inaczej (np. JAR 22.49, JAR 22.65, JAR 23.49, JAR 23.65, JAR 25.117, JAR VLA 49, JAR VLA 65)

UWAGA: Niektóre przepisy wymagają sprawdzenia wznoszenia innego niż maksymalne.



Rozwiązanie ze względu na  $W/S$  powyższego równania ma postać:

$$\frac{W}{S} = \frac{\left(\frac{T}{W} - G\right) \pm \sqrt{\left(\frac{T}{W} - G\right)^2 - 4 \frac{C_{x0}}{\pi Ae}}}{2} \quad (7)$$

Jak widać równanie to ma sens fizyczny tylko wtedy gdy spełniony jest warunek:

$$\frac{T}{W} \geq G + 2\sqrt{\frac{C_{x0}}{\pi Ae}} \quad (8)$$

Warunek ten można zaznaczyć na wykresie (rys.1) w postaci prostej poziomej. Nie gwarantuje on jednak jeszcze uzyskania zakładanego wznoszenia dla każdego obciążenia powierzchni nośnej. Z równania (6) można bowiem wyprowadzić również następujący warunek:

$$\frac{T}{W} \geq \left( q C_{x_0} \left( \frac{S}{W} \right) + \left( \frac{W}{S} \right) \frac{1}{q \pi A e} \right) + G \quad (9)$$

W celu uzyskania wznoszenia co najmniej równego zakładanemu trzeba zastosować zespół napędowy o ciągu większym lub równym niż opisane nierównościami (8) i (9).

#### 1.4 Prędkość minimalna

Bardzo ważnym wymaganiem bywa prędkość minimalna samolotu, zwłaszcza jeśli ma on mieć stosunkowo niewielkie wznoszenie. Warunek dotyczący prędkości minimalnej można wyprowadzić bezpośrednio ze wzoru na siłę nośną. Będzie on miał postać:

$$\frac{W}{S} \leq q \cdot C_z \quad (10)$$

Podobnie jak poprzednio  $q$  oznacza ciśnienie dynamiczne, przy czym prędkość do jego obliczenia należy zaczerpnąć z analizy trendów, o ile przepisy nie stanowią inaczej (np. JAR 22.49, JAR 23.49, JAR VLA 49). Z kolei, ze względów bezpieczeństwa  $C_z$  powinno spełniać warunek  $1,1 C_z = C_{zmax}$

#### 1.5 Warunki przelotowe i inne wymagania

Oprócz warunków wynikających z dostępnych lotnisk, przepisów i bezpieczeństwa samolot definiują również warunki wynikające z przeznaczenia. Mogą one dotyczyć np. warunków przelotowych, prędkości maksymalnej, maksymalnej prędkości kątowej w zakręcie zwykłym lub prawidłowym itp. Na wykresie (rys.1) należy więc umieścić również krzywe wynikające z tych wymagań. Niektóre z wzorów przydatnych do wykreślenia tych krzywych można znaleźć w pliku „przydatne wzory”.

Dla przykładu bardzo częstym wymaganiem jest tu uzyskanie jak największego zasięgu. Dla samolotów śmigłowych maksymalny zasięg uzyskuje się gdy:

$$\frac{W}{S} = q \sqrt{\pi \cdot A \cdot e \cdot C_{D0}} \quad (11)$$

Dla samolotów odrzutowych gdy:

$$\frac{W}{S} = q \sqrt{\frac{C_{D0} \pi A e}{3}} \quad (12)$$

W obu tych wypadkach, do obliczenia ciśnienia dynamicznego można przyjmować prędkość wynikającą z analizy trendów, gdyż prędkość przelotowa jest równie często stawiana jako wymaganie.

**UWAGA:** W obu przypadkach uzyskane obciążenie powierzchni nie jest porównywalne z obciążeniem powierzchni w warunkach startowych. W związku z tym należy zastosować taką samą procedurę jak w przypadku lądowania, z tą różnicą, że  $(W/S)_{Przel}$  obliczone ze wzorów (11) lub (12) odnosić się będzie do ciężaru w połowie przelotu, a więc  $W_{Przel} = W_S - 0,5W_{Pal}$

## 2. Analiza kosztów

Oszacować minimalną cenę jednego z  $N_P$  wyprodukowanych seryjnie samolotów, zakładając że sprzedaż  $N_{am} \leq N_P$  samolotów musi pozwolić na pokrycie kosztów prac badawczo rozwojowych. Wartości  $N_P$  i  $N_{am}$  ustalić z prowadzącym (zazwyczaj  $N_{am} \sim 250$  szt.).

Obliczenia rozpocząć od oszacowania robocizny stawek płacowych i kosztów poszczególnych faz rozwoju i produkcji.

Biorąc pod uwagę istnienie inflacji, koszty należy obliczyć dla roku 1970 oraz 1986, a następnie ekstrapolować do roku 2012, zakładając liniowy spadek wartości pieniądza.

W przypadku, gdy do oszacowania kosztów wykorzystujemy robociznę ekstrapolować należy najpierw ilość roboczogodzin niezbędną do zbudowania samolotu (ze względu na postęp techniczny) oraz stawki godzinowe (ze względu na inflację itp.), a następnie pomnożyć liczbę roboczogodzin przez odpowiednie stawki. W tym przypadku otrzymanych kosztów ekstrapolować już nie trzeba.

UWAGA: wzory zaczerpnięto z literatury amerykańskiej [Corke „Design of Aircraft”] w związku z tym stosujemy jednostki anglosaskie

W [lb] - ciężar

V [knot] - prędkość

T [lb] – ciąg

$\Theta$  [° Rankine’a] – temperatura przed turbiną.

N – liczba samolotów

R – liczba samolotów produkowanych w ciągu miesiąca.

Wynik uzyskamy w dolarach USA.

UWAGA: Liczba samolotów N oraz tempo produkcji R zwykle są różne dla fazy rozwoju i produkcji. Zazwyczaj buduje się kilka prototypów w ciągu kilku lat, a w fazie produkcji kilkaset samolotów po kilka-kilkanaście w ciągu miesiąca. W związku z tym poszczególne koszty należy obliczyć osobno dla fazy rozwoju i produkcji.

### 5.1 Rozwój konstrukcji

$$H_E = C_1 W_s^{C_2} V_{max}^{C_3} N^{C_4} \text{ [godzin]} \quad (13)$$

Year	$C_1$	$C_2$	$C_3$	$C_4$
1970	0.027	0.791	1.526	0.183
1986	4.860	0.777	0.894	0.163

**5.2 Wsparcie prac badawczo rozwojowych określono na (zaniedbywane w fazie produkcji):**

$$C_D = C_1 W_s^{C_2} V_{\max}^{C_3} N^{C_4} \text{ [USD]} \quad (14)$$

Year	$C_1$	$C_2$	$C_3$	$C_4$
1970	0.00549	0.873	1.890	0.346
1986	45.42	0.630	1.300	0

**5.3 Cena silnika i awioniki**

$$C_{EN} = C_1 T_{\max-SL}^{C_2}, \quad \text{[USD]}$$

Year	$C_1$	$C_2$
1970	109 (turbo-jet)	130 (turbofan)
1986	—	—

(15)

$$C_{EN} = C_1 [C_2 T_{\max-SL} + C_3 M_{\max} + C_4 \Theta_I - C_5], \quad \text{[USD]}$$

Year	$C_1$	$C_2$	$C_3$	$C_4$	$C_5$
1970	—	—	—	—	—
1986	1548.0	0.043	243.25	0.969	2228.0

**5.4 Robocizna**

$$H_{ML} = C_1 W_s^{C_2} V_{\max}^{C_3} N^{C_4} \text{ [godzin]} \quad (16)$$

Year	$C_1$	$C_2$	$C_3$	$C_4$
1970	20.348	0.740	0.543	0.524
1986	7.370	0.820	0.484	0.641



## 5.5 Materiały

$$C_{MM} = C_1 W_s^{C_2} V_{max}^{C_3} N^{C_4} \text{ [USD]} \quad (17)$$

Year	$C_1$	$C_2$	$C_3$	$C_4$
1970	18.47	0.689	0.624	0.792
1986	11.00	0.921	0.621	0.799

## 5.6 Narzędzia

$$H_T = C_1 W_s^{C_2} V_{max}^{C_3} N^{C_4} R^{C_5} \text{ [godzin]} \quad (19)$$

Year	$C_1$	$C_2$	$C_3$	$C_4$	$C_5$
1970	2.79	0.764	0.899	0.178	0.066
1986	5.99	0.777	0.696	0.263	0

## 5.7 Kontrola jakości

$$H_{QC} = 0,13H_{ML} \text{ [godzin]} \quad (20)$$

Year	$C_1$
1970	0.13
1986	0.13 (0.076 for cargo)

## 5.8 Próby w locie (zaniedbywane w fazie produkcji)

$$C_{FT} = C_1 W_s^{C_2} V_{max}^{C_3} N^{C_4} \text{ [USD]} \quad (21)$$

Year	$C_1$	$C_2$	$C_3$	$C_4$
1970	0.000714	1.160	1.371	1.281
1986	1243.03	0.325	0.822	1.210

## 5.9 Stawki godzinowe

Year	Engineering	Tooling	Manufacturing	Quality Control
1970	16.00	11.50	10.00	10.00
1986	59.10	61.70	55.40	50.10

## 5.10 Cena samolotu

Cenę samolotu można obliczyć ze wzoru:

$$\text{cena} = \frac{1}{N_P} \sum (C_E + C_{ML} + C_{MM} + C_T + C_{QC} + C_{EN} + C_P)_P + \frac{1}{N_{am}} \sum (C_E + C_D + C_{ML} + C_{MM} + C_T + C_{QC} + C_{FT} + C_{EN} + C_P)_{RDT\&E}$$

UWAGA: W powyższym wzorze  $C_p$  oznacza zysk jaki zamierzamy osiągnąć. Minimalną opłacalną cenę uzyskamy zakładając  $C_p=0$ .