

Autor: Piotr Kieliszek

Promotor: dr inż. Maciej Lasek

# **Praca przejściowa**

Wpływ strumienia zaśmigłowego na  
stateczność samolotu

Zakład Mechaniki

Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa

Politechnika Warszawska

## **SPIS TREŚCI:**

<b>1. Wstęp: Wpływ śmigła i strumienia zaśmigłowego na samolot</b>	<b>str. 2</b>
1.1. Momenty odchylające	str. 2
1.1.1. Wirujący strumień zaśmigłowy	str. 2
1.1.2. Asymetria ciągu	str. 3
1.1.3. Moment obrotowy i precesja żyroskopowa	str. 4
1.2. Momenty pochylające	str. 4
1.2.1. Moment siły normalnej śmigła wokół środka ciężkości samolotu	str. 4
1.2.2. Moment siły osiowej śmigła wokół środka ciężkości samolotu	str. 5
1.2.3. Zwiększony kąt strug, zwiększone ciśnienie dynamiczne na ogonie i zmiany w momencie pochylającym skrzydła z powodu wpływu strumienia zaśmigłowego.	str. 5
1.3. Moment przechylający	str. 6
1.4. Podsumowanie zjawisk związanych ze śmigłem	str. 6
<b>2. Wzory do obliczania wpływu strumienia zaśmigłowego na współczynniki siły nośnej i oporu.</b>	<b>str. 7</b>
2.1. Współczynnik siły nośnej w strumieniu zaśmigłowym	str. 7
2.2. Współczynnik oporu w strumieniu zaśmigłowym	str. 10
<b>3. Model do dalszych obliczeń</b>	<b>str. 11</b>
3.1. Rysunki samolotu	str. 11
3.2. Dane wymiarowe	str. 12
<b>4. Obliczenia właściwe</b>	<b>str. 12</b>
4.1. Charakterystyki aerodynamiczne płata	str. 12
4.1.1. Ważne parametry płata	str. 12
4.1.2. Charakterystyka profilu płata	str. 12
4.1.3. Obliczanie charakterystyk aerodynamicznych płata	str. 13
4.2. Obliczanie współczynników siły nośnej i oporu w strumieniu zaśmigłowym	str. 14
4.2.1. Obliczanie współczynników siły nośnej w strumieniu zaśmigłowym	str. 14
4.2.2. Obliczanie współczynnika oporu w strumieniu zaśmigłowym	str. 16
4.3. Obliczenie momentu podłużnego samolotu	str. 19
4.3.1. Składniki współczynnika momentu podłużnego samolotu bez usterzenia wysokości	str. 19
4.3.2. Współczynnik momentu podłużnego samolotu bez usterzenia	str. 21
4.4. Wyznaczenie współczynników $a$ i $b$	str. 23
4.5. Obliczenie zapasów stateczności podłużnej	str. 24
4.5.1. Współczynniki do obliczenia zapasów stateczności:	str. 24
4.5.2. Zapasy statycznej stateczności i sterowności podłużnej:	str. 25
<b>5. Wnioski</b>	<b>str. 29</b>
<b>6. Bibliografia</b>	<b>str. 29</b>

## 1. Wstęp: Wpływ śmigła i strumienia zaśmigłowego na samolot

Pracujące śmigło i powstały za nim strumień powietrza mają ogromny wpływ na charakterystyki latania samolotu i jego stateczność. Wiele samolotów jest projektowanych tak by niwelować choć część tych wpływów. Niepożądane siły wywoływane przez śmigło są tym dotkliwsze im wyższy jest ciąg zespołu napędowego lub kąt natarcia całego samolotu.

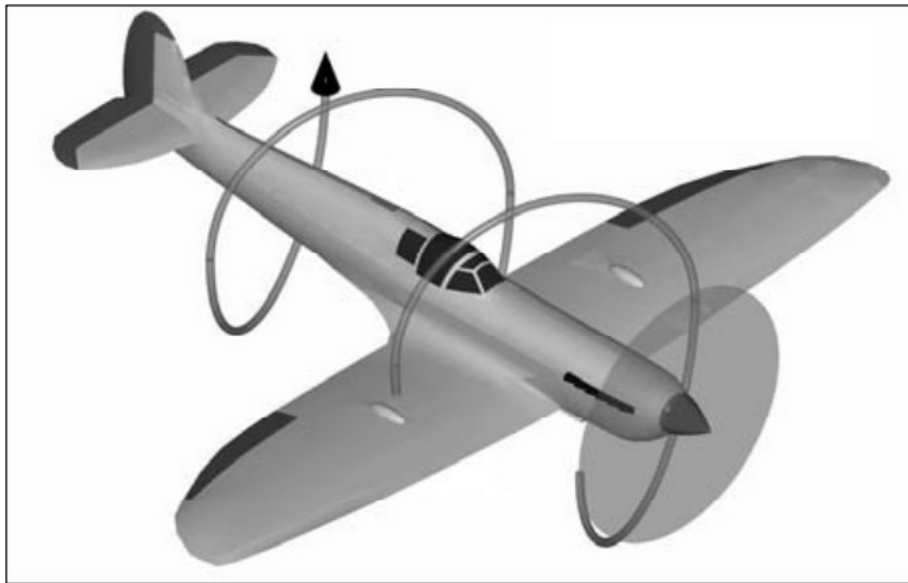
### 1.1. Momenty odchylające

Pierwsze siły pochodzące od śmigła to te które odchylają samolot. Moment odchylający jest generowany przez rotujący wektor prędkości przekazywany przez strumień zaśmigłowy i asymetrię napędu. Dla samolotu ze śmigłem obracającym się zgodnie ze wskazówkami zegara, moment powoduje odchylenie w lewo.

#### 1.1.1. Wirujący strumień zaśmigłowy

Wielkość i wpływ obrotowego strumienia zaśmigłowego zmienia się w znacznym stopniu w zależności od samolotu. Nie ma na razie żadnej prostej zasady pozwalającej wydzielić te siły z pośród innych zjawisk towarzyszących pracującemu śmigłu i zniwelować je. Jest to rezultat powietrza opływającego samolot w sposób wymuszony na nim przez zespół napędowy.

Obracające się powietrze zmienia kierunek lokalnego przepływu powietrza tak, że oddziałuje ono na



Ilustracja 1-1: Przebieg wirującego strumienia zaśmigłowego (Bibliografia poz. 2)

bok kadłuba i usterzenie poziome (Ilustracja 1-1), powodując moment odchylający w lewo dla śmigła obracającego się zgodnie z ruchem wskazówek zegara (może także wpływać na moment pochylający i przechylający ale w sposób mniej istotny i mniej przewidywalny). To zjawisko różni się w zależności od

aerodynamiki samolotu, mocy zespołu napędowego, kąta natarcia i prędkości, rodzajem występującego efektu i ich wielkością.

Moment odchylający wytwarzany przez śmigło jest głównie wytwarzany przez strumień zaśmigłowy. To zależy od samolotu ale dla tradycyjnych konfiguracji około połowa odchylenia jest powodowana przez strumień zaśmigłowy uderzający w kadłub za środkiem ciężkości, a druga połowa pochodzi od uderzania tego strumienia w usterzenie pionowe. Badania w tunelach aerodynamicznych przeprowadzone na tradycyjnych jedno-silnikowych samolotach pokazały że około 6/7 całkowitego momentu odchylającego jest produkowane przez oddziaływania strumienia zaśmigłowego, a reszta od asymetrii ciągu.

### 1.1.2. Asymetria ciągu

Jeżeli przepływ powietrza nie jest prostopadły do dysku śmigła, wytwarzany ciąg również nie jest do niego

prostopadły.

Jedna połowa

śmigła

produkuje

więcej ciągu niż

druga. Gdy

samolot leci

prosto ale jest

lekko

pochylony do

góry, łopata

śmigła

obracająca się

w dół pcha

więcej

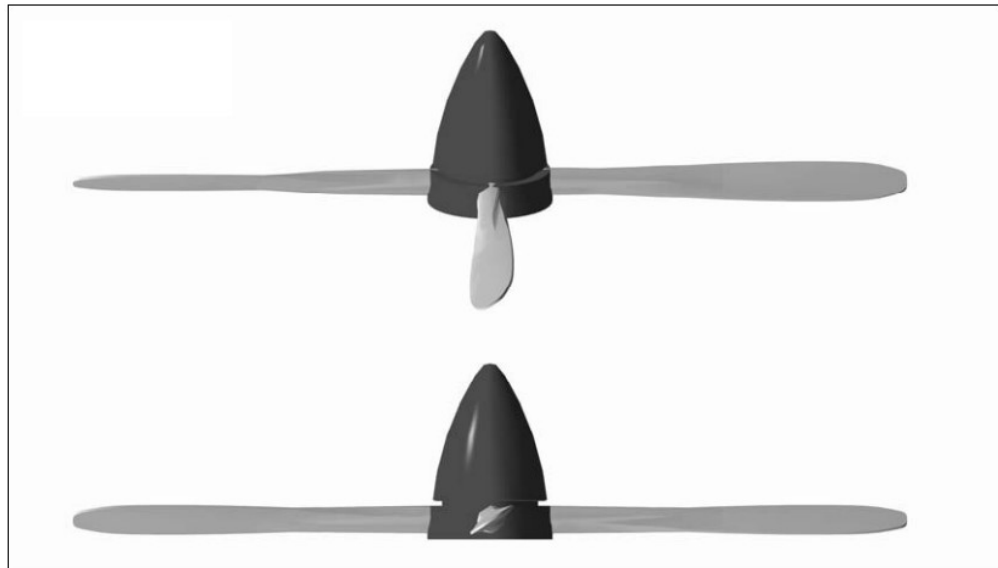
powietrza niż

to idące do góry. Powód tego tłumaczy Ilustracja 1-2. Śmigła są pokazane w rzucie prostopadłym do

przepływu. Oś dolnego śmigła jest równoległa do napływającego powietrza. Z kolei górne śmigło jest

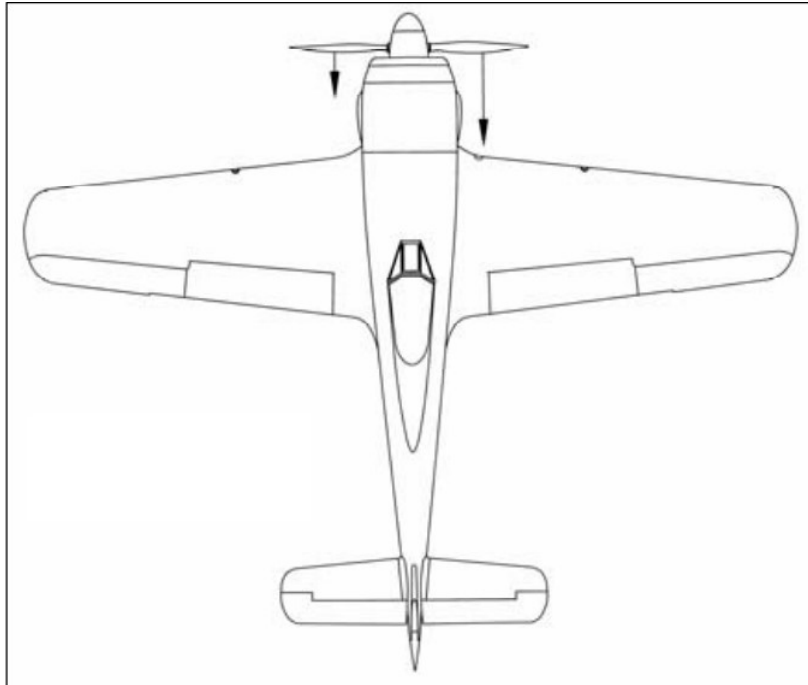
lekko pochylone względem przepływu. Łatwo zauważyć, że rozmiar łopat po prawej stronie śmigła

(idące do dołu przy obrocie zgodnym z kierunkiem wskazówek zegara) jest większy od tych po lewej.



Ilustracja 1-2: Zmiana geometrii łopat względem napływającego powietrza (Bibliografia poz. 2)

Reakcją na to jest odchylenie samolotu w lewo (przy obrocie zgodnym z ruchem wskazówek zegara),



Ilustracja 1-3: Nierównomierny rozkład ciągu na śmigle (Bibliografia poz. 2)

ponieważ ciąg wytwarzany przez prawą część śmigła jest znacząco większy od tego z lewej strony (Ilustracja 1-3). Efektem tego jest to, że gdy samolot jedno-silnikowy leci w pochyleniu zawsze towarzyszy mu moment odchylający. Wpływ tego efektu zwiększa się wraz z rosnącą mocą, rozmiarem śmigła i pochyleniem. Nie da się nic zrobić z tym zjawiskiem gdyż będzie ono występować zawsze gdy napływające powietrze nie jest prostopadłe do dysku śmigła. Dodatkowo asymetria ciągu powoduje wibracje gdyż obciążenie każdej z łopat ciągle oscyluje.

Zastosowanie trzy lub cztero-łopatowych śmigieł pozwala nieznacznie zredukować ten efekt.

### 1.1.3. Moment obrotowy i precesja żyroskopowa

Moment obrotowy jest stosunkowo niewielką siłą w małych samolotach z przeciętnymi silnikami, ale tworzy odczuwalną różnicę podczas przechylania w zależności od kierunku. Do pokonania momentu obrotowego może być potrzebne wychylenie lotek, co powoduje asymetryczny opór na nich i wywołuje odchylenie samolotu, które wymusza na pilocie wychylenie steru pionowego.

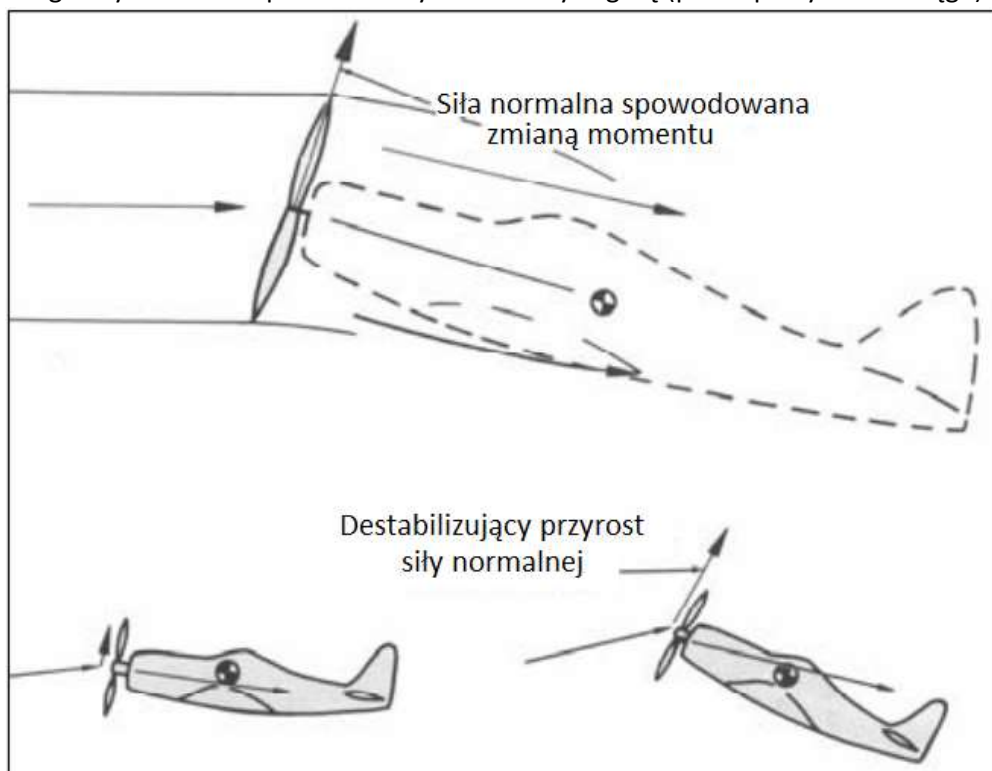
Precesja żyroskopowa będzie oddziaływać na samolot tylko wtedy gdy zmienia on swoje ustawienie, i może być ciężko odseparować ją od asymetrii ciągu która to także zaczyna wytwarzać moment pochylający lub odchylający jak tylko samolot zacznie się odchyłać lub pochylać.

## 1.2. Momenty pochylające

Śmigło i jego ciąg powodują wiele momentów pochylających. Mogą one wystąpić podczas zmian mocy, prędkości jak i podczas statecznego lotu szczególnie przy dużych mocach i kątach natarcia. Zastosowanie klap ma tendencję do zwiększania tych efektów. Momenty pochylające nie zawsze są oczywiste dla pilota ponieważ samoloty wymagają częstych korekci pułapu ze względu na zmiany prędkości, konfiguracji, itp.

### 1.2.1. Moment siły normalnej śmigła wokół środka ciężkości samolotu

Śmigło wytwarza komponent nośny skierowany w górę (prostopadły do linii ciągu) z powodu zmiany



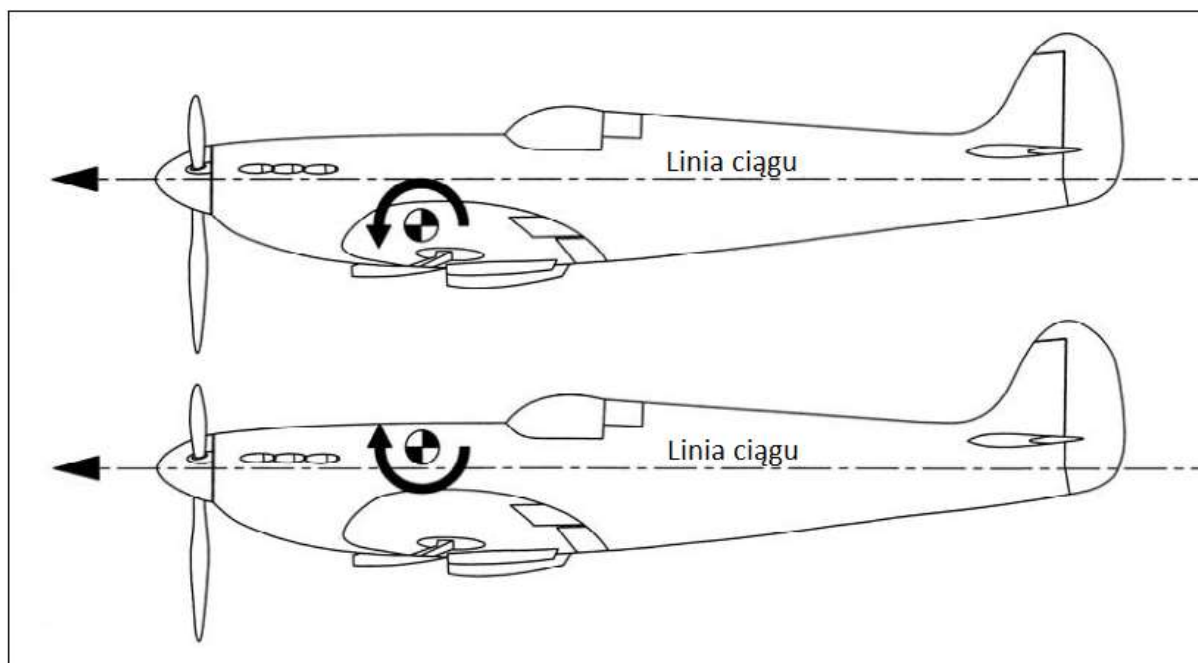
Ilustracja 1-4: Powstawanie destabilizującej siły normalnej na śmigle (Bibliografia poz. 2)

kierunku przepływu powietrza gdy to przechodzi przez śmigło (Ilustracja 1-4). Z tego powodu powstaje moment pochylający który wymaga redukcji by go niwelować w trakcie lotu. W tradycyjnym silniku z zespołem napędowym z przodu ten moment usiłuje obracać samolotem

nosem w górę i ten efekt się pogłębia wraz ze wzrostem kąta natarcia i mocy. Jest to stosunkowo mała moc w stosunku do innych sił śmigła które usiłują pochylić samolot.

### 1.2.2. Moment siły osiowej śmigła wokół środka ciężkości samolotu

Kiedy linia ciągu przechodzi ponad lub pod środkiem ciężkości samolotu, momenty pochylające samolot są wytwarzane zawsze gdy śmigło wytwarza ciąg (Ilustracja 1-5). Ten efekt wzrasta wraz ze wzrostem kąta natarcia i ciągu. Jest najbardziej dostrzegalna podczas dużych zmian mocy.



Ilustracja 1-5: Powstawanie momentu pochylającego ze względu na przesunięcie środka masy wzg. linii ciągu (Bibliografia poz. 2)

### 1.2.3. Zwiększony kąt strug, zwiększone ciśnienie dynamiczne na ogonie i zmiany w momencie pochylającym skrzydła z powodu wpływu strumienia zaśmigłowego.

Te efekty są ze sobą powiązane i oddziałują ze sobą nawzajem by wytwarzać różne momenty działające na samolot.

Wzrost siły normalnej śmigła zwiększa kąt strug omywających skrzydło względem niezaburzonego opływu, a tym samym zmienia kąt pod jakim one uderzają w poziome usterzenie. Zmiany w kącie natarcia usterzenia zmieniają jego siłę nośną i tworzą moment pochylający.

Wzrost prędkości powietrza na usterzeniu poziomym zwiększają jego efektywność.

Zwiększona prędkość powietrza na skrzydle zmienia jego moment pochylający wymuszając większe wychylenie steru wysokości.

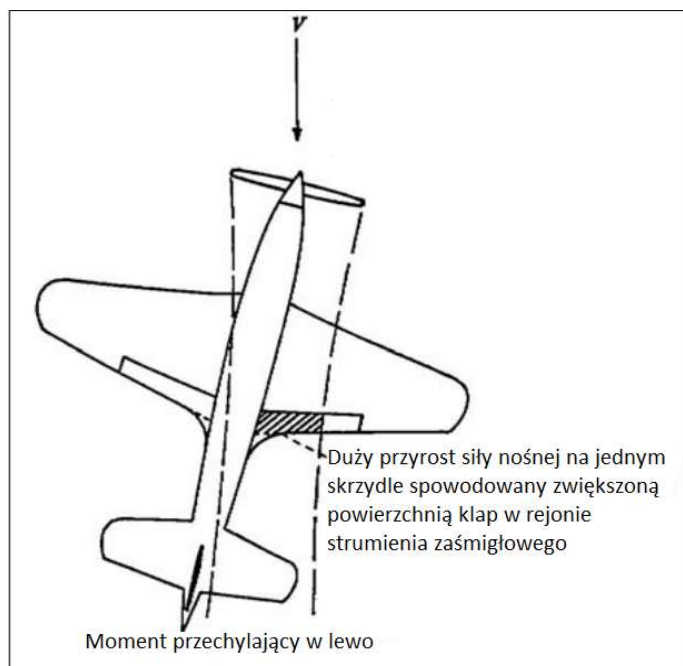
Najczęstszym skumulowanym efektem tych trzech czynników jest wytworzenie momentu zadzierającego nos samolotu do góry przy niższych prędkościach i wyższych ciągach. Te efekty redukują podłużną stateczność samolotu.

W niektórych konfiguracjach samolotu, strumień zaśmigłowy może oddziaływać na usterzenie poziome i powodować moment pochylający, podobny do momentu odchylającego omawianego wcześniej. W większości samolotów, wpływ strug ze skrzydeł na usterzenie poziome jest tak duży, że wpływ strumienia zaśmigłowego na to usterzenie jest zanedbywany.

Przechylenie osi ciągu, tak by była zwrócona w dół o jeden do dwóch stopni, daje znaczący wzrost stateczności samolotu gdy leci on z niską mocą i małą prędkością, ale efektem jest dodatkowy opór przy wyższych prędkościach.

### 1.3. Moment przechylający

Ślizg może wywołać moment przechylający podczas pracy napędu, gdyż strumień zaśmigłowy obejmuje więcej jednej połowy skrzydła (Ilustracja 1-6). Moment obrotowy silnika może również



Ilustracja 1-6: Powstawanie momentu przechylającego podczas ślizgu (Bibliografia poz. 2)

wpływać na moment przechylający w zależności od wielkości silnika i śmigła w stosunku do samolotu. Także strumień zaśmigłowy może wpłynąć na ten moment jeżeli zmienia on kierunek przepływu wzdłuż rozpiętości skrzydła.

### 1.4. Podsumowanie zjawisk związanych ze śmigłem

Niezależnie jak dobrze wszystko jest wykonane, samoloty ze śmigłami mają tendencję do zaskakiwania konstruktorów. Niektóre działania mogą być podjęte by zminimalizować wpływy śmigła podczas niektórych faz lotu, podczas gdy inne mogą zwiększyć osiągi samolotu. Jeżeli zespół napędowy ma znaczne wymiary w stosunku do samolotu,

pewne zabiegi muszą być podjęte by zminimalizować niektóre czynniki wpływające na sterowanie.

Eksperymentowanie z osiami ciągu by stworzyć pożądany moment pochylający lub odchylający może znacząco poprawić osiągi bądź sterowanie w konkretnych warunkach lotu. Jednak ze względu na ilość wpływających na samolot ze śmigłem czynników, niemożliwe jest stworzenie poradnika gdyż kąty śmigła i wymogi sterowania, są sprzeczne z dążeniem do minimalizacji oporów.

Ogółem, śmigło traci około 2% swojej efektywności kiedy napływ powietrza na śmigła nie jest prostopadły do jego dysku, dla kątów poniżej dziesięciu stopni, i spadek w efektywności wzrasta gwałtownie dla wyższych kątów. Ogólny spadek w sprawności napędowej jest mały w porównaniu do momentów pochylających i odchylających, które to wymagają redukcji (związanego ze wzrostem oporu).

## 2. Wzory do obliczania wpływu strumienia zaśmigłowego na współczynniki siły nośnej i oporu.

W celu obliczenia wpływu strumienia zaśmigłowego na stateczność samolotu konieczne jest wyznaczenie w jaki sposób wpływa on na podstawowe parametry aerodynamiczne samolotu, czyli siłę nośną i oporu. W tym celu należy obliczyć w jaki sposób zmienia się współczynnik siły nośnej i oporu za śmigłem.

Wzory do tego używane zostały wyprowadzone z równania różniczkowego rozkładu siły nośnej wzdłuż rozpiętości skrzydła:

$$\frac{\partial L_i}{\partial y} = 2\rho V_i \Phi_{si}$$

Gdzie:

$V_i$  – lokalna prędkość strumienia zaśmigłowego

$\Phi_{si}$  – potencjał prędkości na górnej części krawędzi spływu otrzymywany z rozwiązania dwówymiarowego równania Laplace'a

### 2.1. Współczynnik siły nośnej w strumieniu zaśmigłowym

Przyrost współczynnika siły nośnej spowodowany istnieniem strumienia zaśmigłowego wyraża wzór:

$$C_{L_S} = \frac{q_0}{q_s} (C_{L_W}) + \Delta C_{L_S}$$

Gdzie

$C_{L_W} = a \left[ \alpha_p \left( 1 - \frac{r_s}{b/2} + K_7 \right) + \alpha_s \left( \frac{r_s}{b/2} - K_7 \right) \right]$  – podstawowy współczynnik siły nośnej, oparty na  $q_0$

$a = \frac{dC_L}{d\alpha}$  dla płata

$\alpha_p$  – efektywny kąt natarcia skrzydła bez strumienia zaśmigłowego

$r_s$  – promień w pełni ustabilizowanego strumienia zaśmigłowego (Wykres 2-1)

$b$  – rozpiętość skrzydeł

$K_7 = \frac{1}{\pi} \left[ \frac{-2r_s}{b/2} \sqrt{1 - \left( \frac{b_s - r_s}{b/2} \right)^2} \right]$  – bezwymiarowy współczynnik

$b_s$  – odległość od cięciwy przykadłubowej do strumienia zaśmigłowego

$\alpha_s = \alpha_i - \alpha_{LO} + \Delta\alpha_{\delta f} + \Phi$  – efektywny kąt natarcia skrzydła w strumieniu zaśmigłowym

$\alpha_i$  – średni kąt indukowany

$\alpha_{LO}$  – kąt zerowej siły nośnej

$\Delta\alpha_{\delta f} = \tan^{-1} \left[ \frac{\frac{c_f}{c} \sin \delta_f}{\left( 1 - \frac{c_f}{c} \right) + \frac{c_f}{c} \cos \delta_f} \right]$  – zmiana kąta natarcia spowodowana wychyleniem klap (nie uwzględnione w tym projekcie)

$\frac{c_f}{c}$  – stosunek cięciwy klapy do cięciwy skrzydła



$\delta_f$  – kąt wychylenia klap

$$\Phi = \tan^{-1} \left( \frac{\sin \alpha_T}{\sqrt{\cos^2 \alpha_T + \frac{C_{TS}}{1-C_{TS}}}} \right) - \text{kąt indukowany strumienia zaśmigłowego (Wykres 2-2)}$$

$\alpha_T$  – kąt natarcia linii ciągu śmigła

$$C_{TS} = \frac{T}{q_s A_p} - \text{współczynnik ciągu śmigła}$$

$$\Delta C_{LS} = \frac{K_L r_s \alpha_s}{c} - \text{przyrost współczynnika siły nośnej w strumieniu zaśmigłowym, oparty na } q_s$$

$K_L$  – bezwymiarowy współczynnik (Wykres 2-3)

$c$  – średnia cięciwa aerodynamiczna

$$q_s = q_0 + \frac{T}{A_p} - \text{ciśnienie dynamiczne w strumieniu zaśmigłowym}$$

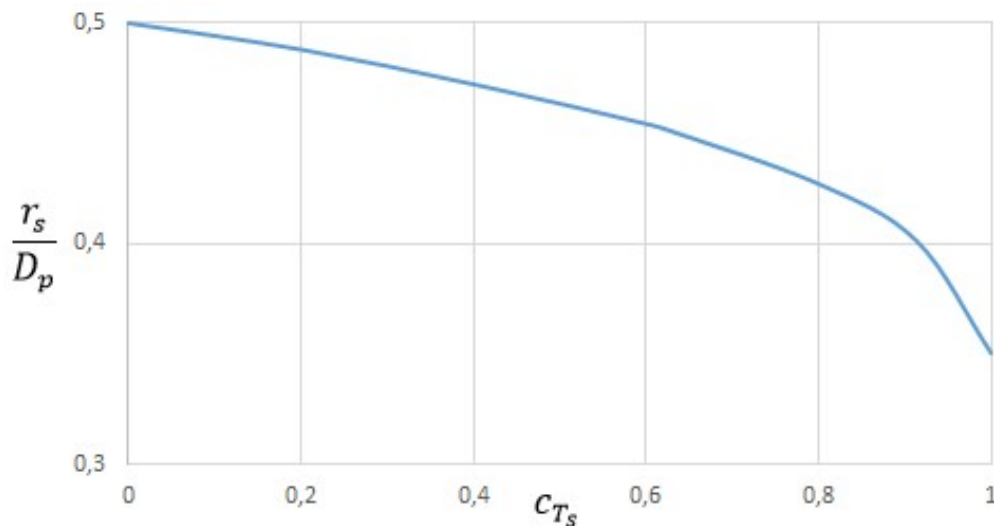
$q_0$  – ciśnienie dynamiczne w swobodnym przepływie

$T$  – ciąg generowany przez śmigło

$A_p$  – powierzchnia dysku śmigła

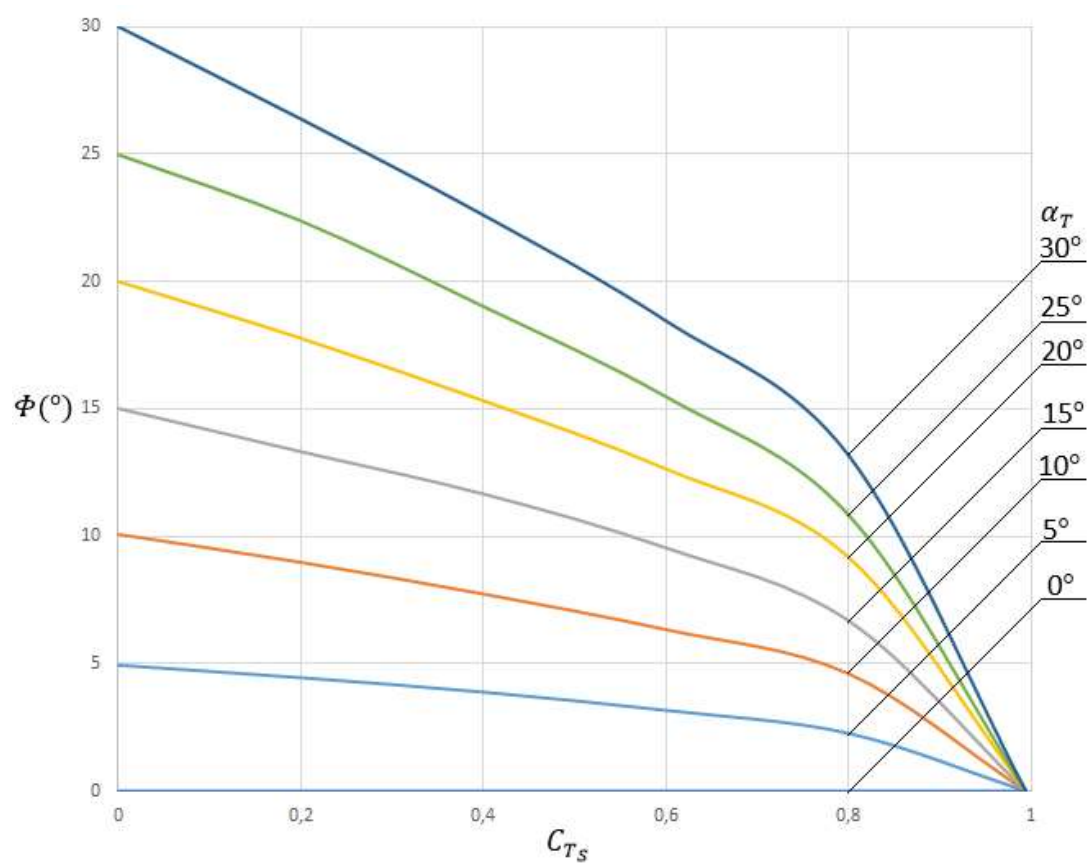
Wartość  $r_s$  pozwala określić poniższy wykres (Wykres 2-1) przedstawiający wartość stosunku  $\frac{r_s}{D_p}$  w zależności do  $C_{TS}$

Gdzie:  $D_p$  – średnica śmigła



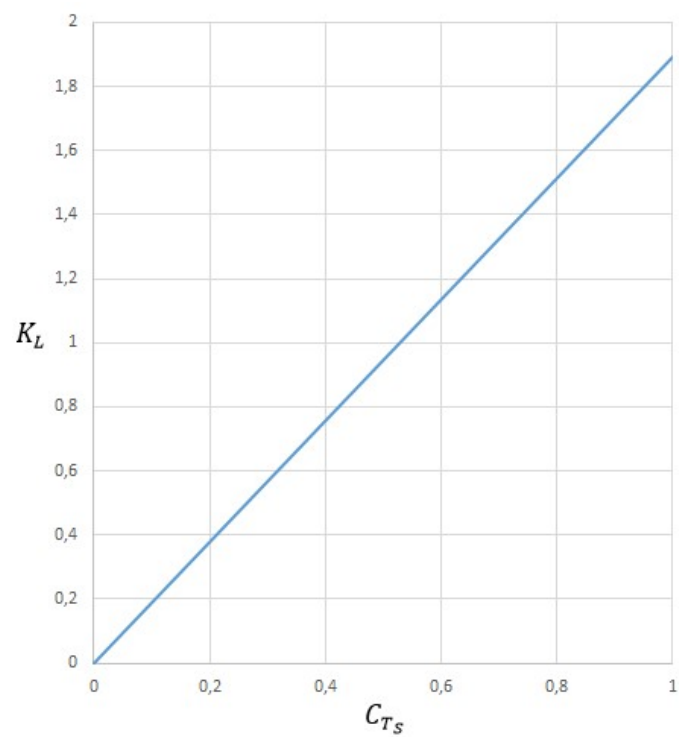
Wykres 2-1 zależność  $\frac{r_s}{D_p}$  od  $C_{TS}$

Wartość  $\Phi$  pomaga określić Wykres 2-2 uzależniający wartość tego kąta od  $C_{Ts}$  i  $\alpha_T$



Wykres 2-2 zależność  $\Phi$  od  $C_{Ts}$  i  $\alpha_T$

Współczynnik  $K_L$  odczytuje się z Wykresu 2-3 w zależności od  $C_{Ts}$



Wykres 2-3 zależność  $K_L$  od  $C_{Ts}$

## 2.2. Współczynnik oporu w strumieniu zaśmigłowym

Wartość przyrostu współczynnika oporu w strumieniu zaśmigłowym wyraża poniższa suma

$$C_{D_S} = C_{D_{iS}} + \Delta C_{D_{iS}} + \Delta C_{D_{LS}} + C_{D_{o_{WS}}} + C_{D_{o_{SS}}}$$

Gdzie:

$C_{D_{iS}} = \frac{[a\alpha_p]^2(1-C_{T_S})}{\pi\Lambda}$  – współczynnik przyrostu oporu indukowanego spowodowanego wzrostem współczynnika siły nośnej w strumieniu zaśmigłowym.

$\alpha_0 = \frac{dC_L}{d\alpha}$  dla profilu

$\Lambda = \frac{b^2}{S}$  – wydłużenie geometryczne

$S$  – powierzchnia nośna skrzydła

$\Delta C_{D_{iS}} = K_8 \frac{N_p D_p^2}{2cr_s} \alpha_s^2$  – przyrost współczynnika przyrostu oporu indukowanego

$N_p$  – ilość śmigieł

$K_8 = 1,1 \left(\frac{r_s}{D_p}\right)^2 \cos(\alpha_T - \Phi)$  – bezwymiarowy współczynnik

$\Delta C_{D_{LS}} = K_9 \frac{N_p D_p^2}{2cr_s} \alpha_s$  – wpływ przyrostu współczynnika siły nośnej na współczynnik oporu

$K_9 = 3,74 \left(\frac{r_s}{D_p}\right)^2 \sin(\alpha_T - \Phi)$  – bezwymiarowy współczynnik

$C_{D_{o_{WS}}} = \left[1 - \frac{2\left(\frac{r_s}{D_p}\right)N_p D_p c}{S}\right] (1 - C_{T_S}) C_{D_{\infty}}$  – przyrost współczynnika oporu poza strumieniem zaśmigłowym

$C_{D_{\infty}}$  – podstawowy współczynnik oporu profilu

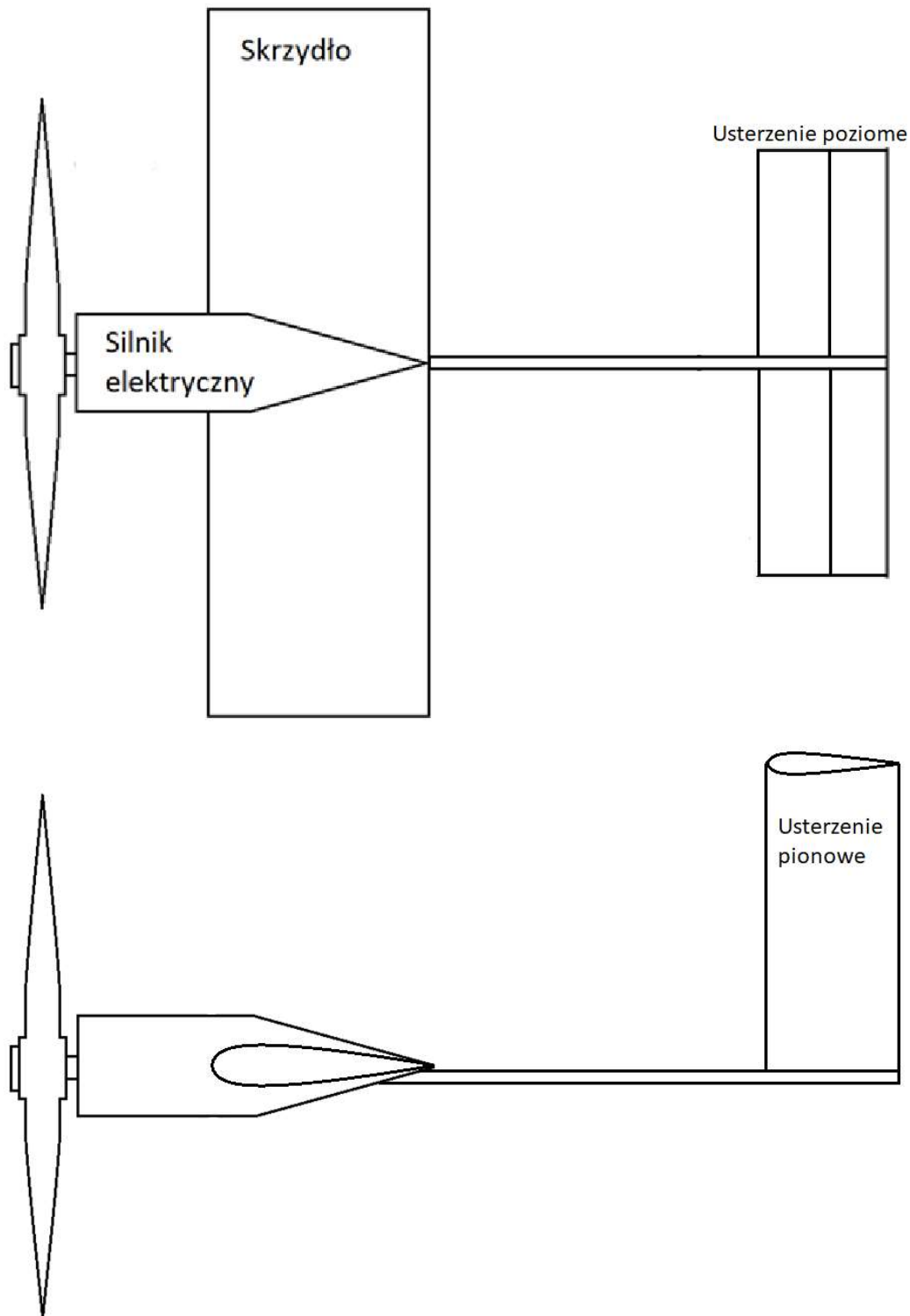
$C_{D_{o_{SS}}} = K_{10} \left(\frac{N_p D_p}{2r_s}\right) C_{D_{\infty}}$  – przyrost współczynnika oporu śmigła w strumieniu zaśmigłowym

$K_{10} = 2 \left(\frac{r_s}{D_p}\right) \cos(\alpha_T - \Phi)$  – bezwymiarowy współczynnik

### 3. Model do dalszych obliczeń

W następnej części projektu przedstawiony zostanie cały proces obliczeniowy niezbędny do uzyskania odpowiedzi w jaki sposób strumień zaśmigłowy wpływa na stateczność. W tym celu niezbędne jest wykonanie prostego modelu samolotu na którym będą prowadzone obliczenia analityczne.

#### 3.1. Rysunki samolotu



Ilustracja 3-1 rzut samolotu z góry i boku

### 3.2. Dane wymiarowe

Nazwa	Elementu	Wymiar w metrach
Kadłub	Długość	2,84m
	Szerokość(połowa)	0,15m
	Wysokość	0,61m
Śmigło	Ilość łopat	2
	Średnica	0,69m
	Powierzchnia dysku	$0,37m^2$
Skrzydło	Rozpiętość	1,45m
	Cięciwa	0,46m
	Powierzchnia nośna	$0,67m^2$
	Kąt zamocowania skrzydła	$0^\circ$
Usterzenie poziome	Rozpiętość	0,8m
	Cięciwa	0,22m
	Powierzchnia nośna	$0,176m^2$
	Odległość od skrzydła	1,25m
	Procentowy udział steru	40%

## 4. Obliczenia właściwe

### 4.1. Charakterystyki aerodynamiczne płata

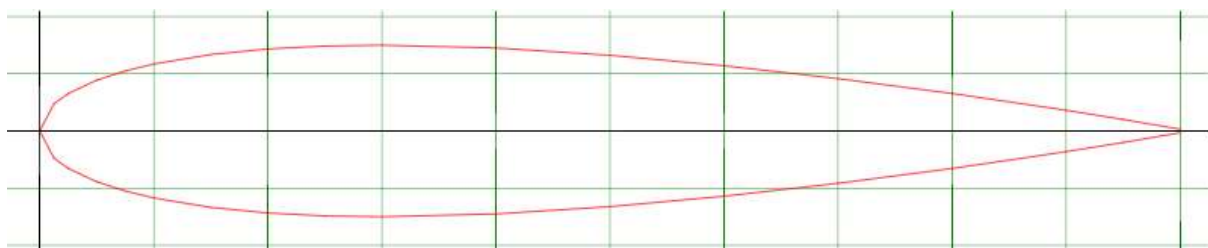
Na początek konieczne jest poznanie wartości współczynników siły nośnej i oporu dla profilu i płata i powiązanych z nimi kątów by móc obliczyć współczynniki w strumieniu zaśmigłowym.

#### 4.1.1. Ważne parametry płata

- rozpiętość płata  $b = 1,45m$
- poła powierzchni płata  $S = 0,67m^2$
- średnia cięciwa aerodynamiczna  $C = 0,46m$
- zbieżności płata  $\lambda = \frac{C_k}{C_0} = 1$
- wydłużenia geometrycznego  $\Lambda = \frac{b^2}{S} = 3,138$

#### 4.1.2. Charakterystyka profilu płata

Profil płata **NACA 0015**



Maksymalna grubość 15% na 30% cięciwy

Prędkość przeciągnięcia  $V_{S1} = 30 \frac{m}{s}$

Lepkość dynamiczna powietrza przy powierzchni ziemi  $\nu_0 = 17,08 * 10^{-6} Pa \cdot s$

Liczba Reynoldsa dla najmniejszej prędkości  $Re_1 = \frac{V_{S1} * C_a}{\nu_0} = \frac{40,64 * 1,49725}{17,08 * 10^{-6}} = 807962$

Przyjmuję charakterystyki dla liczby Reynoldsa  $8 * 10^5$

$Re_1$	800000
$X_{S.A.}$	0,25
$Z_{S.A.}$	0
Wartość $C_{m_{S.A.}} = 0$ jest stała dla kątów natarcia $\alpha \in \langle -15; 15 \rangle$	
Wartość $\frac{dC_L}{d\alpha} = 6,2981 \frac{1}{rad}$ , stała dla podanego wyżej zakresu kątów natarcia.	

#### 4.1.3. Obliczanie charakterystyk aerodynamicznych płata

Korekta współczynnika oporu profilu płata związana z liczbą Reynoldsa dla współczynnika oporu aerodynamicznego profilu:

$$C_{Dmin} = C_{Dmi} * \left(\frac{Re_1}{10^7}\right)^{0,11} = 0,00616 * \left(\frac{800000}{10^7}\right)^{0,11} = 0,00466574$$

$$C_{Dmin1} = 0,00616 - \text{najniższa wartość oporu profilu}$$

Wartość oporu po uwzględnieniu ściśliwości powietrza:

$$C_{D\infty}' = C_{D\infty} + (C_{Dmin2} - C_{Dmin1}) * \left(1 - \left|\frac{C_L}{C_{Lmax}}\right|\right) = C_{D\infty1} + (-1,49426 * 10^{-3}) * \left(1 - \left|\frac{C_L}{1,4}\right|\right)$$

$$C_{Lmax} = 1,4 - \text{maksymalna siła nośna profilu}$$

Wyznaczenie współczynników korekcyjnych  $\tau$  i  $\delta$ :

$$\tau_1 = 0,023 * \left(\frac{\Lambda}{\alpha_\infty}\right)^3 - 0,103 * \left(\frac{\Lambda}{\alpha_\infty}\right)^2 + 0,25 * \left(\frac{\Lambda}{\alpha_\infty}\right) = 0,023 * \left(\frac{3,138}{6,2981}\right)^3 - 0,103 * \left(\frac{3,138}{6,2981}\right)^2 + 0,25 * \left(\frac{3,138}{6,2981}\right) = 0,1018366$$

$$\tau_2 = -0,18 * \lambda^5 + 1,52 * \lambda^4 - 3,51 * \lambda^3 + 3,5 * \lambda^2 - 1,33 * \lambda + 0,17 = 0,17$$

$$\tau = \frac{\tau_1 * \tau_2}{0,17} = 0,1018366$$

$$\delta_1 = 0,0537 * \frac{\Lambda}{\alpha_\infty} - 0,005 = 0,0537 * \frac{3,138}{6,2981} - 0,005 = 0,02175578$$

$$\delta_2 = -0,43 * \lambda^5 + 1,83 * \lambda^4 - 3,06 * \lambda^3 + 2,56 * \lambda^2 - \lambda + 0,148 = 0,048$$

$$\beta_{25} = 0^\circ$$

$$\delta_3 = (-0,22 * 10^{-7} * \Lambda^3 + 10^{-7} * \Lambda^2 + 1,6 * 10^{-5}) * \beta_{25}^3 + 1 = 1$$

$$\delta = \frac{\delta_1 * \delta_2 * \delta_3}{0,048} = 0,02175578$$

Wyznaczenie współczynnika oporu indukowanego:

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi * \Lambda} * (1 + \delta) = C_L^2 * 0,10364403$$

Wyznaczenie współczynnika oporu płata wywołany odchyleniami kształtu profilu na rzeczywistych skrzydłach samolotu od obrysu teoretycznego:

$$\Delta C_{Dte} = 0,15 * C_{D\infty}'_{min} = 0,000924$$

Wyznaczenie współczynnika oporu dla płata o skończonym wydłużeniu:

$$C_{Dp}' = C_{D\infty}' + \Delta C_{Dtec} + C_{Di}$$

Wyznaczenie indukowanego kąta natarcia:

$$\alpha_i = \frac{C_L}{\pi * \Lambda} * (1 + \tau) * \frac{180}{\pi} = C_L * 6,403789$$

Obliczenie średniego kąta natarcia:

$$\alpha_p = \alpha_\infty + \alpha_i$$

Obliczenie  $\frac{dC_L}{d\alpha}$  dla płata:

$$a(\text{dla płata z nachylenia charakterystyki}) = \frac{dC_L}{d\alpha} = 3,6795 \frac{1}{\text{rad}}$$

$$a(\text{dla płata ze wzoru}) = \frac{\alpha_\infty}{1 + \frac{\alpha_\infty}{\pi \cdot A} \cdot (1 + \tau)} = \frac{5,97}{1 + \frac{5,97}{\pi \cdot 7,882} \cdot (1 + 0,081)} = 3,6962 \frac{1}{\text{rad}}$$

W dalszych obliczeniach używane będzie  $a$  odczytane z nachylenia charakterystyki aerodynamicznej

Lp.	$\alpha_\infty [^\circ]$	$C_{L\infty}$	$C_{D\infty}$	$C_{D\infty}'$	$\alpha_i [^\circ]$	$\alpha_p [^\circ]$	$C_{Di}$	$C_{Dp}'$
1	16,34	1,4	0,035361	0,035361	8,965305	25,3053	0,203142	0,239427
2	13,57	1,3	0,021673	0,021566	8,324926	21,89493	0,175158	0,197755
3	11,7	1,2	0,017338	0,017125	7,684547	19,38455	0,149247	0,16751
4	9,2	1	0,013004	0,012577	6,403789	15,60379	0,103644	0,117572
5	7,36	0,8	0,010494	0,009854	5,123031	12,48303	0,066332	0,07775
6	5,52	0,6	0,008669	0,007815	3,842273	9,362273	0,037312	0,046905
7	3,68	0,4	0,0073	0,006233	2,561516	6,241516	0,016583	0,024807
8	1,84	0,2	0,006616	0,005335	1,280758	3,120758	0,004146	0,011686
9	0	0	0,00616	0,004665	0	0	0	0,007084
10	-1,84	-0,2	0,006616	0,004908	-1,28076	-3,12076	0,004146	0,011686
11	-3,68	-0,4	0,0073	0,005379	-2,56152	-6,24152	0,016583	0,024807
12	-5,52	-0,6	0,008669	0,006535	-3,84227	-9,36227	0,037312	0,046905
13	-7,36	-0,8	0,010494	0,008146	-5,12303	-12,483	0,066332	0,07775
14	-9,2	-1	0,013004	0,010442	-6,40379	-15,6038	0,103644	0,117572
15	-11,7	-1,2	0,017338	0,014563	-7,68455	-19,3845	0,149247	0,16751
16	-13,57	-1,3	0,021673	0,018791	-8,32493	-21,8949	0,175158	0,197755
17	-16,34	-1,4	0,035361	0,032372	-8,9653	-25,3053	0,203142	0,239427

#### 4.2. Obliczanie współczynników siły nośnej i oporu w strumieniu zaśmigłowym

Wszystkie dalsze obliczenia zostaną przeprowadzone dla dwóch przypadków:

1.  $C_{T_S} = 0,97$
2.  $C_{T_S} = 0,6$

By sprawdzić wpływ na stateczność strumienia zaśmigłowego zespołu napędowego o dużej i małej sprawności ciągu.

**UWAGA!** Siła nośna w przypadku płata bez strumienia zaśmigłowego jest liczona w oparciu o ciśnienie dynamiczne w stanie niezaburzonym, a w przypadku płata w strumieniu zaśmigłowym w oparciu o ciśnienie dynamiczne w tym strumieniu. W związku z tym porównywanie wyników na tym etapie daje nielogiczne rezultaty.

##### 4.2.1. Obliczanie współczynników siły nośnej w strumieniu zaśmigłowym

Ważne wspólne dla obu przypadków parametry:

1.  $a = 3,6795 \frac{1}{\text{rad}}$
2.  $b = 1,45\text{m}$
3.  $b_s = 0\text{ m}$
4.  $\alpha_{LO} = 0$
5.  $c = 0,46\text{m}$

Wykorzystane wzory w kolejności użycia:

$$\alpha_S = \alpha_i - \alpha_{LO} + \Phi$$

$i_w$  – średni kąt natarcia (z uwzględnieniem kąta indukowanego)

$\Phi$  – odczytane z Wykresu 2-2

$\alpha_T$  – kąt natarcia linii ciągu śmigła równy kątowi natarcia dla profilu  $\alpha_\infty$

$$C_{LW} = a \left[ \alpha_p \left( 1 - \frac{r_s}{b/2} + K_7 \right) + \alpha_s \left( \frac{r_s}{b/2} - K_7 \right) \right]$$

$$K_7 = \frac{1}{\pi} \left[ \frac{-2r_s}{b/2} \sqrt{1 - \left( \frac{b_s - r_s}{b/2} \right)^2} \right]$$

$$\Delta C_{L_S} = \frac{K_L r_s \alpha_s}{c}$$

$$C_{L_S} = \frac{q_0}{q_s} (C_{LW}) + \Delta C_{L_S}$$

Tabela zestawiająca parametry dla dwóch badanych strumieni zaśmigłowych

Parametr	$C_{T_S} = 0,97$	$C_{T_S} = 0,6$
$\frac{r_s}{D_p}$ (odczytane z Wykresu 2-1)	0,37109	0,453846
$r_s$	0,2560521	0,313154
$K_L$ (odczytane z Wykresu 2-3)	1,835531	1,13538
$K_7$	-0,210349	-0,248005
$C_{LW}$	$\alpha_p * 1,9371673 + \alpha_s 1,7423327$	$\alpha_p * 1,17765506 + \alpha_s * 2,50184494$
$\Delta C_{L_S}$	$1,02172 * \alpha_s$	$0,77293 * \alpha_s$
$\frac{q_0}{q_s}$	0,0286	0,3842

Zestawienie wartości parametrów potrzebnych do obliczeń i wyników ostatecznych

Lp.	$C_{T_S} = 0,97$					$C_{T_S} = 0,6$				
	$\Phi [^\circ]$	$\alpha_S [^\circ]$	$C_{LW}$	$\Delta C_{L_S}$	$C_{L_S}$	$\Phi [^\circ]$	$\alpha_S [^\circ]$	$C_{LW}$	$\Delta C_{L_S}$	$C_{L_S}$
1	0,918407	9,883712	1,155543	0,176161	0,209209	10,31998	19,28529	1,361534	0,26003	0,783131
2	0,762716	9,087642	1,016101	0,161972	0,191033	8,570513	16,89544	1,187172	0,227807	0,683918
3	0,657611	8,342158	0,90861	0,148685	0,174671	7,389463	15,07401	1,056107	0,203248	0,609004
4	0,517096	6,920885	0,737649	0,123353	0,14445	5,810518	12,21431	0,85363	0,16469	0,492654
5	0,413677	5,536708	0,59012	0,098683	0,11556	4,648414	9,771445	0,682904	0,131752	0,394123
6	0,310257	4,152531	0,44259	0,074012	0,08667	3,486311	7,328584	0,512178	0,098814	0,295592
7	0,206838	2,768354	0,29506	0,049341	0,05778	2,324207	4,885723	0,341452	0,065876	0,197062
8	0,103419	1,384177	0,14753	0,024671	0,02889	1,162104	2,442861	0,170726	0,032938	0,098531
9	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
10	-0,10342	-1,38418	-0,14753	-0,02467	-0,02889	-1,1621	-2,44286	-0,17073	-0,03294	-0,09853
11	-0,20684	-2,76835	-0,29506	-0,04934	-0,05778	-2,32421	-4,88572	-0,34145	-0,06588	-0,19706
12	-0,31026	-4,15253	-0,44259	-0,07401	-0,08667	-3,48631	-7,32858	-0,51218	-0,09881	-0,29559
13	-0,41368	-5,53671	-0,59012	-0,09868	-0,11556	-4,64841	-9,77145	-0,6829	-0,13175	-0,39412
14	-0,51171	-6,92088	-0,73765	-0,12335	-0,14445	-5,81052	-12,2143	-0,85363	-0,16469	-0,49265
15	-0,65761	-8,34216	-0,90861	-0,14869	-0,17467	-7,38946	-15,074	-1,05611	-0,20325	-0,609
16	-0,76272	-9,08764	-1,0161	-0,16197	-0,19103	-8,57051	-16,8954	-1,18717	-0,22781	-0,68392
17	-0,91841	-9,88371	-1,15554	-0,17616	-0,20921	-10,32	-19,2853	-1,36153	-0,26003	-0,78313



#### 4.2.2. Obliczanie współczynnika oporu w strumieniu zaśmigłowym

Ważne wspólne dla obu przypadków parametry:

1.  $\Lambda = 3,138$
2.  $a = 3,6795 \frac{1}{rad}$
3.  $S = 0,67$
4.  $N_p = 1$

Wykorzystane wzory w kolejności użycia:

$$K_8 = 1,1 \left( \frac{r_s}{D_p} \right)^2 \cos(\alpha_T - \Phi)$$

$$K_9 = 3,74 \left( \frac{r_s}{D_p} \right)^2 \sin(\alpha_T - \Phi)$$

$$K_{10} = 2 \left( \frac{r_s}{D_p} \right) \cos(\alpha_T - \Phi)$$

$$C_{D_{iS}} = \frac{[a\alpha_p]^2 (1 - C_{T_S})}{\pi \Lambda}$$

$$\Delta C_{D_{iS}} = K_8 \frac{N_p D_p^2}{2 c r_s} \alpha_S^2$$

$$\Delta C_{D_{LS}} = K_9 \frac{N_p D_p^2}{2 c r_s} \alpha_S$$

$$C_{D_{o_{WS}}} = \left[ 1 - \frac{2 \left( \frac{r_s}{D_p} \right) N_p D_p c}{S} \right] (1 - C_{T_S}) C_{D_\infty}$$

$$C_{D_{o_{SS}}} = K_{10} \left( \frac{N_p D_p}{2 r_s} \right) C_{D_\infty}$$

$$C_{D_S} = C_{D_{iS}} + \Delta C_{D_{iS}} + \Delta C_{D_{LS}} + C_{D_{o_{WS}}} + C_{D_{o_{SS}}}$$

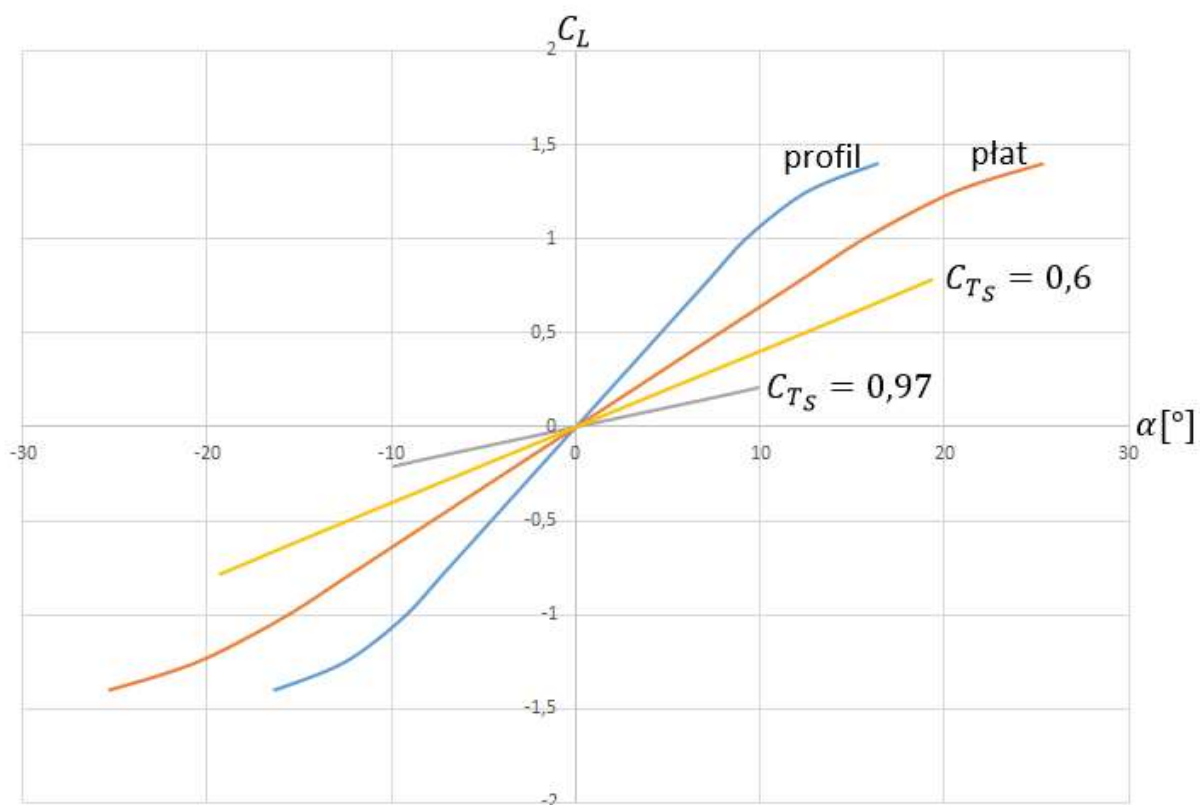
Tabela zestawiająca parametry dla dwóch badanych strumieni zaśmigłowych

Parametr	$C_{T_S} = 0,97$	$C_{T_S} = 0,6$
$\frac{r_s}{D_p}$ (odczytane z Wykresu 2-1)	0,37109	0,453846
$r_s$	0,2560521	0,313154
$C_{D_{iS}}$	$0,04119989 * \alpha^2$	$0,54933187 * \alpha^2$
$\Delta C_{D_{iS}}$	$2,021073 * K_8 * \alpha_S^2$	$1,652542 * K_8 * \alpha_S^2$
$\Delta C_{D_{LS}}$	$2,021073 * K_9 * \alpha_S$	$1,652542 * K_9 * \alpha_S$
$C_{D_{o_{WS}}}$	$0,019452 * C_{D_o}$	$0,227999 * C_{D_o}$
$C_{D_{o_{SS}}}$	$1,34738 * K_{10} * C_{D_o}$	$1,101694 * K_{10} * C_{D_o}$

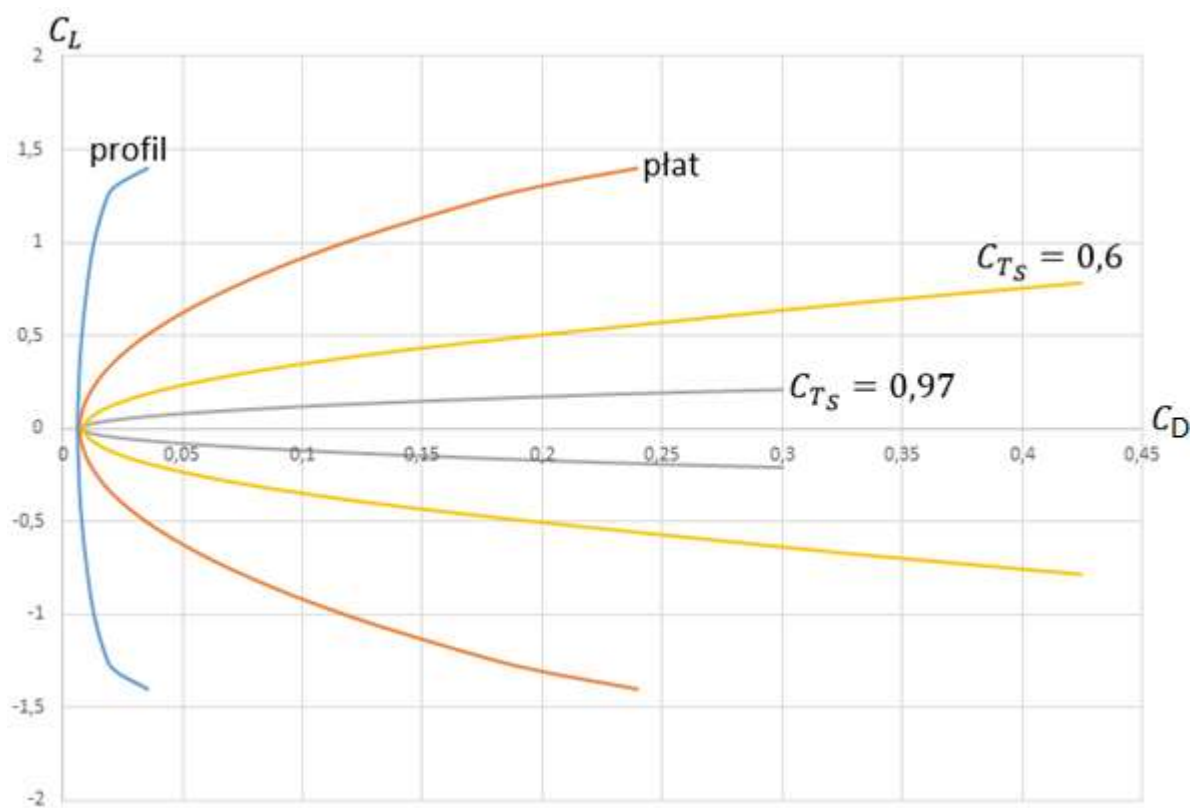
Zestawienie wartości parametrów potrzebnych do obliczeń i wyników ostatecznych

$C_{Ts} = 0,97$									
Lp.	$K_8$	$K_9$	$K_{10}$	$C_{Dis}$	$\Delta C_{Dis}$	$\Delta C_{DLS}$	$C_{DOWS}$	$C_{DOSS}$	$C_{DS}$
1	0,14603	0,136888	0,715485	0,008028	0,008774	0,047701	0,004657	0,230815	0,299975
2	0,147714	0,11411	0,723734	0,00601	0,007503	0,036561	0,003847	0,19284	0,246761
3	0,148677	0,098596	0,728453	0,004711	0,006364	0,028999	0,003258	0,164411	0,207743
4	0,149744	0,077712	0,733682	0,003053	0,004411	0,018962	0,002287	0,116226	0,144939
5	0,150368	0,062256	0,736738	0,001954	0,002835	0,012153	0,001512	0,07718	0,095634
6	0,150853	0,046742	0,739117	0,001099	0,0016	0,006843	0,000912	0,046711	0,057166
7	0,151201	0,031185	0,740818	0,000488	0,000713	0,003044	0,000483	0,024762	0,029489
8	0,151409	0,0156	0,741839	0,000122	0,000178	0,000761	0,000227	0,01168	0,012969
9	0,151479	0	0,74218	0	0	0	0,000138	0,007084	0,007221
10	0,151409	-0,0156	0,741839	0,000122	0,000178	0,000761	0,000227	0,01168	0,012969
11	0,151201	-0,03119	0,740818	0,000488	0,000713	0,003044	0,000483	0,024762	0,029489
12	0,150853	-0,04674	0,739117	0,001099	0,0016	0,006843	0,000912	0,046711	0,057166
13	0,150368	-0,06226	0,736738	0,001954	0,002835	0,012153	0,001512	0,07718	0,095634
14	0,149744	-0,07771	0,733682	0,003053	0,004411	0,018962	0,002287	0,116226	0,144939
15	0,148677	-0,0986	0,728453	0,004711	0,006364	0,028999	0,003258	0,164411	0,207743
16	0,147714	-0,11411	0,723734	0,00601	0,007503	0,036561	0,003847	0,19284	0,246761
17	0,14603	-0,13689	0,715485	0,008028	0,008774	0,047701	0,004657	0,230815	0,299975

$C_{Ts} = 0,6$									
Lp.	$K_8$	$K_9$	$K_{10}$	$C_{Dis}$	$\Delta C_{Dis}$	$\Delta C_{DLS}$	$C_{DOWS}$	$C_{DOSS}$	$C_{DS}$
1	0,225326	0,08075	0,902691	0,044633	0,042143	0,044893	0,054589	0,238108	0,424367
2	0,225713	0,0671	0,904242	0,030783	0,032401	0,032681	0,045088	0,197004	0,337957
3	0,225934	0,057872	0,905127	0,022883	0,025817	0,025148	0,038192	0,167036	0,279077
4	0,226178	0,045522	0,906106	0,014149	0,016969	0,016029	0,026806	0,117366	0,191319
5	0,22632	0,036426	0,906677	0,009055	0,010867	0,010261	0,017727	0,077663	0,125573
6	0,226431	0,027324	0,907121	0,005094	0,006116	0,005773	0,010694	0,046875	0,074552
7	0,22651	0,018218	0,907438	0,002264	0,002719	0,002566	0,005656	0,0248	0,038005
8	0,226558	0,00911	0,907629	0,000566	0,00068	0,000642	0,002664	0,011685	0,016237
9	0,226574	0	0,907692	0	0	0	0,001615	0,007084	0,008699
10	0,226558	-0,00911	0,907629	0,000566	0,00068	0,000642	0,002664	0,011685	0,016237
11	0,22651	-0,01822	0,907438	0,002264	0,002719	0,002566	0,005656	0,0248	0,038005
12	0,226431	-0,02732	0,907121	0,005094	0,006116	0,005773	0,010694	0,046875	0,074552
13	0,22632	-0,03643	0,906677	0,009055	0,010867	0,010261	0,017727	0,077663	0,125573
14	0,226178	-0,04552	0,906106	0,014149	0,016969	0,016029	0,026806	0,117366	0,191319
15	0,225934	-0,05787	0,905127	0,022883	0,025817	0,025148	0,038192	0,167036	0,279077
16	0,225713	-0,0671	0,904242	0,030783	0,032401	0,032681	0,045088	0,197004	0,337957
17	0,225326	-0,08075	0,902691	0,044633	0,042143	0,044893	0,054589	0,238108	0,424366



Wykres 4-1: Zależność współczynnika siły nośnej od kąta dla analizowanych przypadków



Wykres 4-2: Zależność współczynnika siły nośnej od współczynnika oporu dla analizowanych przypadków

### 4.3. Obliczenie momentu podłużnego samolotu

Moment podłużny jest jednym z kluczowych czynników pozwalających określić stateczność samolotu, dlatego konieczne jest jego wyznaczenie dla wszystkich analizowanych przypadków.

#### 4.3.1. Składniki współczynnika momentu podłużnego samolotu bez usterzenia wysokości:

##### Płat nośny:

Względne położenia środka masy:

$$\bar{x}_c = 0,25$$

$$\bar{z}_c = 0,314/1,498 = 0,1087$$

położenia względne środka masy samolotu w stosunku do środka aerodynamicznego płata:

$$\bar{x}_{SA} = 0,25$$

$$\bar{x}_s = 0,11 - 0,236 = 0$$

$$\bar{z}_{SA} = 0$$

$$\bar{x}_s = \hat{z}_c - \hat{z}_{SA} = 0,21 - 0,05 = 0,1087$$

Moment pochylający płata:  $Cm_{SA} = 0$

##### Kadłub:

Wymiary:

Szerokość gondoli mierzona na linii ¼ średniej cięciwy aerodynamicznej:  $b_g = 0,1905\text{m}$

Cięciwa płata przy gondoli:  $c_{0G} = 0,46\text{m}$

Średnia cięciwa aerodynamiczna:  $c_a = 0,46\text{m}$

Pole powierzchni nośnej:  $S = 0,67\text{m}^2$

Kąt zaklinowania:  $\alpha_{zk} = 0^\circ = 0\text{rad}$

Pole powierzchni rzutu gondoli na płaszczyznę poziomą poprowadzoną przez oś gondoli:

$$S_G = 0,10887\text{m}^2$$

Pole powierzchni rzutu przedniej części gondoli od nosa do linii ¼ średniej cięciwy aerodynamicznej na płaszczyznę poziomą poprowadzoną przez oś gondoli:  $S_{GF} = 0,0285\text{m}^2$

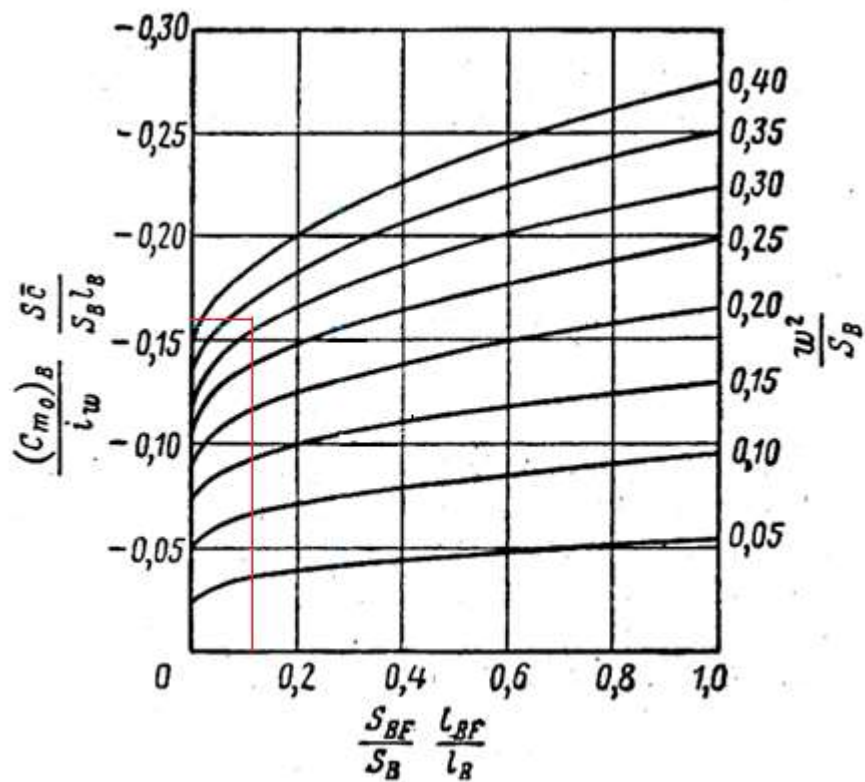
Długość gondoli:  $l_G = 0,752\text{m}$

Długość przedniej części gondoli:  $l_{GF} = 0,381\text{m}$

Wyznaczenie współczynników do wykresu i wyznaczenie  $C_{m_{0G}}$ :

$$\frac{b_G^2}{S_G} = \frac{0,8^2}{2,42} = 0,3333356$$

$$\frac{S_{GF} \cdot l_{GF}}{S_G \cdot l_G} = \frac{1,2 \cdot 1,65}{2,42 \cdot 3,4} = 0,13263$$



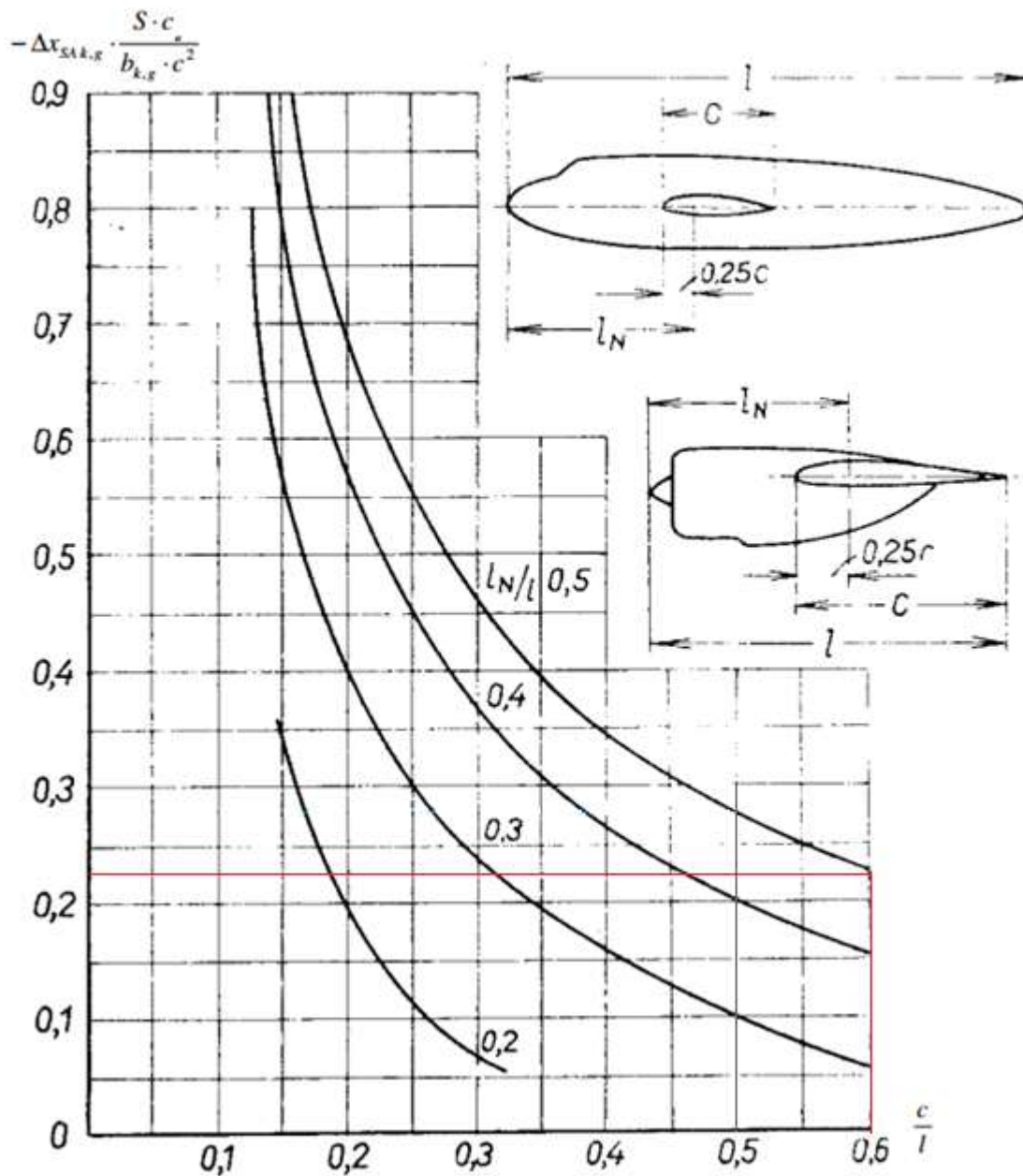
$$\frac{C_{m0G} * S * c_a}{\alpha_{zk} * S_G * l_G} = -0,155$$

$$C_{m0G} = \frac{-0,155 * \alpha_{zk} * S_G * l_G}{S * c_a} = \frac{-0,155 * 0,0297 * 2,42 * 3,4}{17,13 * 1,498} = 0$$

Wyznaczenie współczynników do wykresu i wyznaczenie  $\Delta x_{SAg}$ :

$$\frac{c_{0G}}{l_G} = \frac{1,69}{3,4} = 0,6117$$

$$\frac{l_{GF}}{l_G} = \frac{1,65}{3,4} = 0,5$$



$$-\Delta x_{SAg} \cdot \frac{S \cdot c_a}{b_g \cdot c_{0G}^2} = 0,225$$

$$-\Delta x_{SAg} = -0,28 \cdot \frac{b_g \cdot c_{0G}^2}{S \cdot c_a} = 0,28 \cdot \frac{0,8 \cdot 1,69^2}{17,13 \cdot 1,498} = 0,0294$$

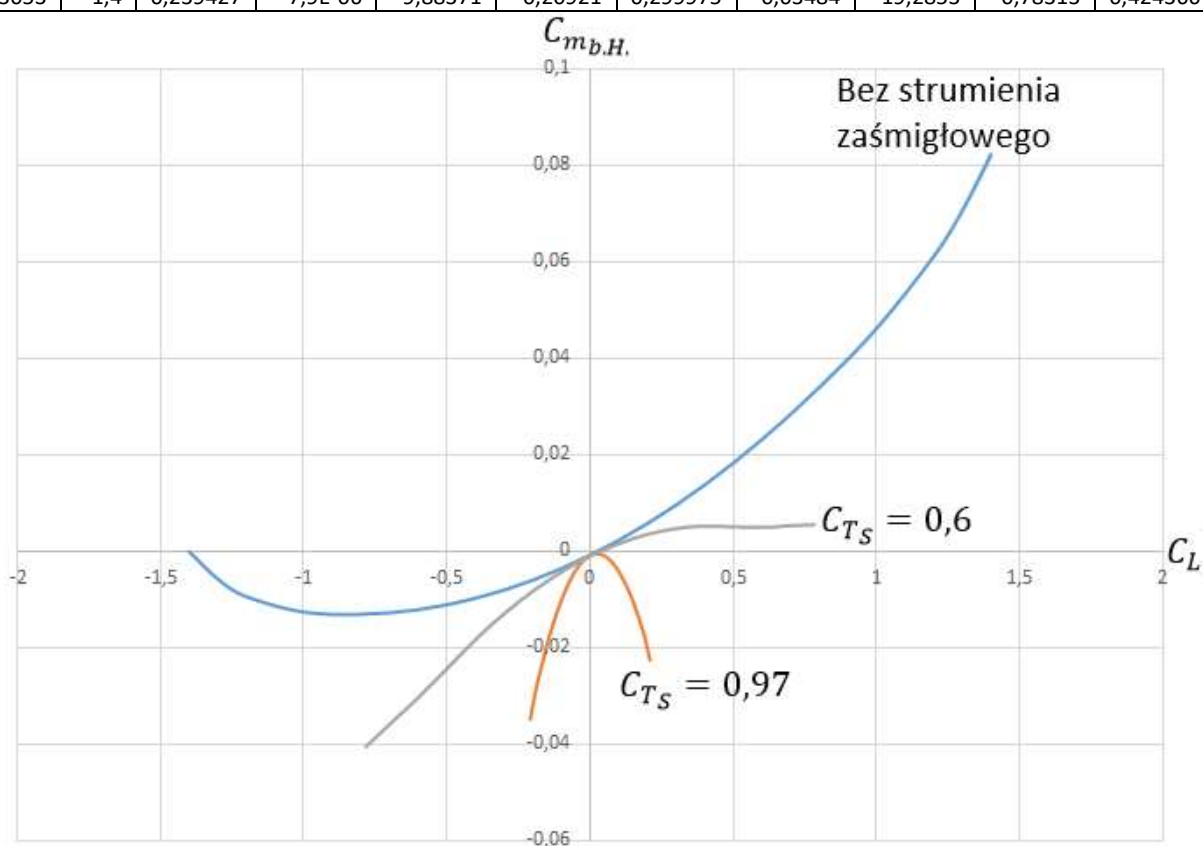
#### 4.3.2. Współczynnik momentu podłużnego samolotu bez usterzenia:

$$C_{m_{b.H.}} = C_{m_{SA}} + C_L \cdot \ddot{x}_S - (C_D - \alpha \cdot C_L) \cdot \hat{z}_S + C_{m_{0k}} + (-\Delta x_{SAk}) \cdot C_L$$

Nazwa przypadku	Wzór na $C_{m_{b.H.}}$
Bez strumienia zaśmigłowego	$-(C_{Dp'} - \alpha_p \cdot C_L) \cdot 0,1087 + (0,0294) \cdot C_L$
$C_{TS} = 0,97$	$-(C_{DS} - \alpha_S \cdot C_{LS}) \cdot 0,1087 + (0,0294) \cdot C_{LS}$
$C_{TS} = 0,6$	$-(C_{DS} - \alpha_S \cdot C_{LS}) \cdot 0,1087 + (0,0294) \cdot C_{LS}$

# Zestawienie wartości parametrów potrzebnych do obliczeń i wyników ostatecznych

	Bez strumienia zaśmigłowego				$C_{TS} = 0,97$				$C_{TS} = 0,6$			
Lp.	$\alpha_p[^\circ]$	$C_L$	$C_{Dp}$	$C_{m_{b.H.}}$	$\alpha_S[^\circ]$	$C_{L_S}$	$C_{D_S}$	$C_{m_{b.H.}}$	$\alpha_S[^\circ]$	$C_{L_S}$	$C_{D_S}$	$C_{m_{b.H.}}$
1	25,3053	1,4	0,239427	0,082312	9,883712	0,209209	0,299975	-0,02254	19,28529	0,783131	0,424367	0,005534
2	21,89493	1,3	0,197755	0,070697	9,087642	0,191033	0,246761	-0,01791	16,89544	0,683918	0,337957	0,005282
3	19,38455	1,2	0,16751	0,06118	8,342158	0,174671	0,207743	-0,01468	15,07401	0,609004	0,279077	0,004977
4	15,60379	1	0,117572	0,046208	6,920885	0,14445	0,144939	-0,00961	12,21431	0,492654	0,191319	0,005098
5	12,48303	0,8	0,07775	0,034005	5,536708	0,11556	0,095634	-0,00578	9,771445	0,394123	0,125573	0,00524
6	9,362273	0,6	0,046905	0,023193	4,152531	0,08667	0,057166	-0,00298	7,328584	0,295592	0,074552	0,004694
7	6,241516	0,4	0,024807	0,013798	2,768354	0,05778	0,029489	-0,0012	4,885723	0,197062	0,038005	0,003488
8	3,120758	0,2	0,011686	0,005793	1,384177	0,02889	0,012969	-0,00048	2,442861	0,098531	0,016237	0,001588
9	0	0	0,007084	-0,00077	0	0	0,007221	-0,00078	0	0	0,008699	-0,00095
10	-3,12076	-0,2	0,011686	-0,00597	-1,38418	-0,02889	0,012969	-0,00218	-2,44286	-0,09853	0,016237	-0,00421
11	-6,24152	-0,4	0,024807	-0,00972	-2,76835	-0,05778	0,029489	-0,0046	-4,88572	-0,19706	0,038005	-0,0081
12	-9,36227	-0,6	0,046905	-0,01209	-4,15253	-0,08667	0,057166	-0,00808	-7,32858	-0,29559	0,074552	-0,01269
13	-12,483	-0,8	0,07775	-0,01304	-5,53671	-0,11556	0,095634	-0,01258	-9,77145	-0,39412	0,125573	-0,01793
14	-15,6038	-1	0,117572	-0,01259	-6,92088	-0,14445	0,144939	-0,01811	-12,2143	-0,49265	0,191319	-0,02387
15	-19,3845	-1,2	0,16751	-0,00938	-8,34216	-0,17467	0,207743	-0,02495	-15,074	-0,609	0,279077	-0,03083
16	-21,8949	-1,3	0,197755	-0,00574	-9,08764	-0,19103	0,246761	-0,02915	-16,8954	-0,68392	0,337957	-0,03493
17	-25,3053	-1,4	0,239427	-7,9E-06	-9,88371	-0,20921	0,299975	-0,03484	-19,2853	-0,78313	0,424366	-0,04051



Wykres 4-3: Zależność współczynnika momentu podłużnego samolotu bez usterzenia od współczynnika siły nośnej dla analizowanych przypadków

#### 4.4. Wyznaczenie współczynników a i b

Są to współczynniki określające pracę usterzenia poziomego i jego interakcje ze sterem wysokości. Ich określenie jest konieczne do określenia stateczności samolotu.

**Współczynniki:**

$$a = 3,82 \frac{1}{\text{rad}}$$

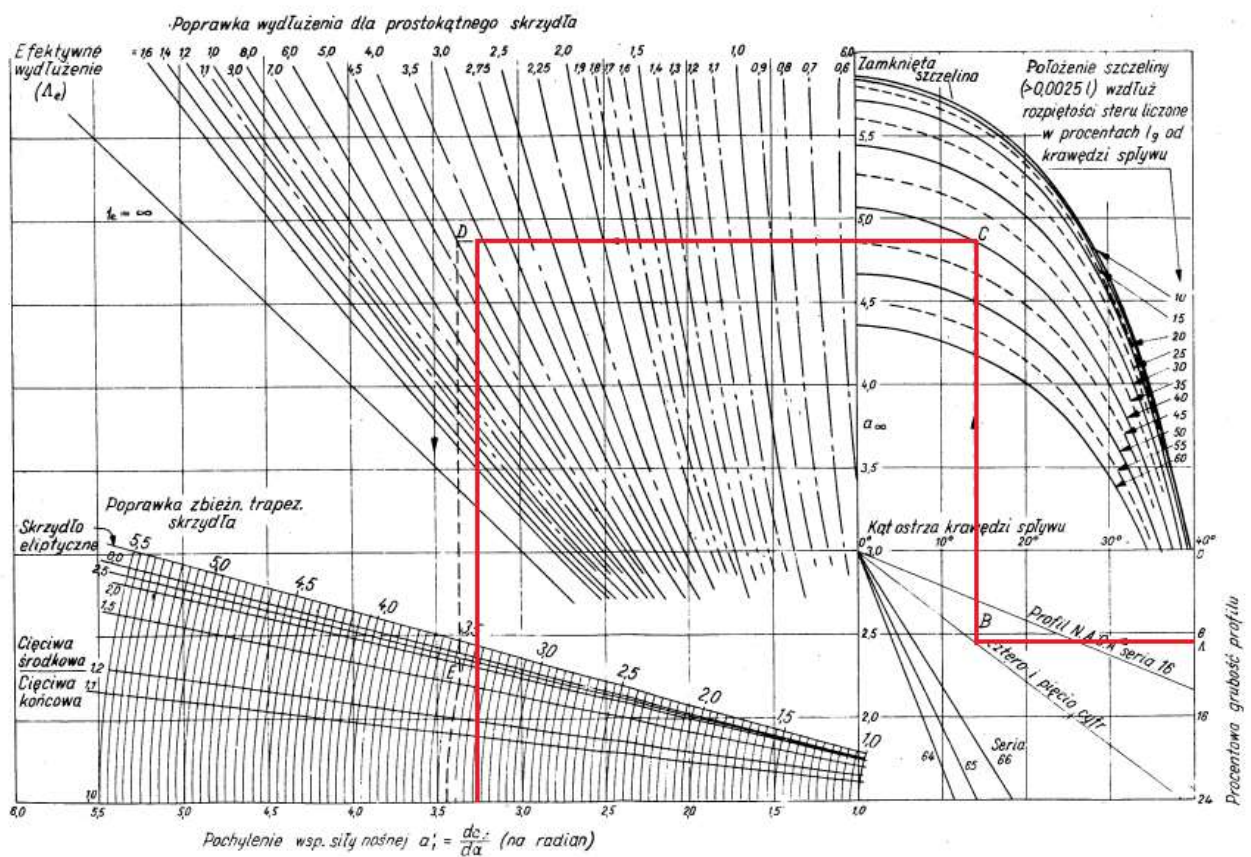
Profil cztero-cyfrowy NACA 0009

Procentowa grubość profilu=9%

Położenie szczeliny=40%

Wydłużenie=3,64

Zbieżność=1



$$a_1 = 3,54 \frac{1}{\text{rad}}$$

Parametry geometryczne usterzenia poziomego:

$$1. b_H = 0,8 \text{ m}$$

$$2. S_H = 0,176 \text{ m}^2$$

$$3. l_H = 1,25 \text{ m}$$

$$4. S_{SH} = 0,0704 \text{ m}^2$$



$$a_2 = 1,27 * a_1 * \sqrt{\frac{S_{SH}}{S_H}} * (1 - 0,2 * \frac{S_{SH}}{S_H}) = 1,27 * 3,54 * \sqrt{0,4} * (1 - 0,2 * 0,4) = 2,62 \frac{1}{rad}$$

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \frac{2*a}{\pi*\Lambda} = \frac{2*3,82}{3,14*3,64} = 0,668 \frac{1}{rad}$$

**Wyznaczenie współczynników do obliczeń:**

$$\frac{c_{snh}}{c_{sh}} = 0,2$$

Nosek zaokrąglony.

$$(a_1)_- = 6,2981 \frac{1}{rad}$$

$$(b_1)_\infty = -0,005825 \frac{1}{\circ}$$

$$(b_2)_\infty = -0,01085 \frac{1}{\circ}$$

$$\frac{S_{SH}}{S_H} = 0,4$$

$$\eta_{sh} = 0,585$$

$$b_{sh} = 4,39m$$

$$b_1 = (b_1)_\infty * \frac{a_1}{(a_1)_-} = -0,005825 * \frac{3,54}{6,2981} = -0,003274 \frac{1}{\circ} = -0,375 \frac{1}{rad}$$

$$b_2 = (b_2)_\infty + \left( \frac{a_1}{(a_1)_-} - 1 \right) * b_1 * \eta_{sh} = -0,01085 + \left( \frac{3,54}{6,2981} - 1 \right) * (-0,003274) * 0,585 = -0,011689 \frac{1}{\circ} = -1,3394 \frac{1}{rad}$$

#### 4.5. Obliczenie zapasów stateczności podłużnej

Ostatecznie obliczamy zapasy stateczności analizowanego samolotu. Należy pamiętać że siła nośna w przypadku płata bez strumienia zaśmigłowego jest liczona w oparciu o ciśnienie dynamiczne w stanie niezaburzonym, a w przypadku płata w strumieniu zaśmigłowym w oparciu o ciśnienie dynamiczne w tym strumieniu. W związku z tym trzeba to uwzględnić przy obliczaniu prędkości bazowej.

W celu obliczenia stateczności trzeba założyć masę samolotu na 50kg.

##### 4.5.1. Współczynniki do obliczenia zapasów stateczności:

$$\mu_1^0 = \frac{m}{0,5 * \rho * S * x_{SAh}} = \frac{50}{0,5 * 1,225 * 0,67 * 1,25} = 97,47$$

$$K_H^0 = \frac{S_h * x_{SAh}}{S * C_a} * \left( \frac{V_{H\infty}}{V_\infty} \right)^2 = \frac{0,176 * 1,25}{0,67 * 0,46} * 0,98 = 1,0652$$

$$K_{ghN} = \frac{1}{1 + \frac{S_H}{S} * \frac{a_1}{a} * \left( \frac{V_{H\infty}}{V_\infty} \right)^2 * \left( 1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right)} = \frac{1}{1 + 0,4 * \frac{3,54}{3,82} * 0,98 * (1 - 0,668)} = 0,892375$$

$$K_{ghN'} = \frac{1}{1 + \frac{S_H}{S} * \frac{a_1}{a} * \left( \frac{V_{H\infty}}{V_\infty} \right)^2 * \left( 1 - \frac{a_2}{a_1} * \frac{b_1}{b_2} \right) * \left( 1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right)} = \frac{1}{1 + 0,4 * \frac{3,54}{3,82} * 0,98 * (1 - 0,668) * \left( 1 - \frac{2,62}{3,54} * \frac{0,375}{1,3394} \right)} = 0,91273$$

$$K_{ghM} = \frac{1}{1 + \frac{S_H}{S} * \frac{a_1}{a} * \left( \frac{V_{H\infty}}{V_\infty} \right)^2 * \left( \left( 1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) + \frac{2a}{\mu_1^0} \right)} = \frac{1}{1 + 0,4 * \frac{3,54}{3,82} * 0,98 * \left( (1 - 0,668) + \frac{2 * 3,82}{97,47} \right)} = 0,99064$$

$$K_{ghM'} = \frac{1}{1 + \frac{S_H}{S} \cdot \frac{a_1}{a} \cdot \left(\frac{V_{H\infty}}{V_\infty}\right)^2 \cdot \left(1 - \frac{a_2}{a_1} \cdot \frac{b_1}{b_2}\right) \cdot \left(\left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) + \frac{2a}{\mu_1^0}\right)} = \frac{1}{1 + 0,4 \cdot \frac{3,54}{3,82} \cdot 0,98 \cdot \left(\left(1 - 0,668\right) + \frac{2 \cdot 3,82}{97,47}\right) \cdot \left(1 - \frac{2,62}{3,54} \cdot \frac{0,375}{1,3394}\right)} = 0,99256$$

#### 4.5.2. Zapasy statycznej stateczności i sterowności podłużnej:

Środek stateczności ze sterem trzymanym:

$$\bar{x}_N = \left[ -\frac{\partial C_{mbH}}{\partial C_L} + K_H' \cdot \frac{a_1}{a} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \right] \cdot K_{ghN}$$

Środek stateczności ze sterem puszczonego:

$$\bar{x}_{N'} = \left[ -\frac{\partial C_{mbH}}{\partial C_L} + K_H' \cdot \frac{a_1}{a} \cdot \left(1 - \frac{a_2}{a_1} \cdot \frac{b_1}{b_2}\right) \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \right] \cdot K_{ghN'}$$

Środek sterowności ze sterem trzymanym:

$$\bar{x}_M = \left[ -\frac{\partial C_{mbH}}{\partial C_L} + K_H' \cdot \frac{a_1}{a} \cdot \left(\left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) + \frac{a}{\mu_1^0}\right) \right] \cdot K_{ghM}$$

Środek sterowności ze sterem puszczonego:

$$\bar{x}_{M'} = \left[ -\frac{\partial C_{mbH}}{\partial C_L} + K_H' \cdot \frac{a_1}{a} \cdot \left(1 - \frac{a_2}{a_1} \cdot \frac{b_1}{b_2}\right) \cdot \left(\left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) + \frac{a}{\mu_1^0}\right) \right] \cdot K_{ghM'}$$

Uproszczenie wzorów

$$\bar{h}_N = \left[ -\frac{\partial C_{mbH}}{\partial C_L} + 1,0652 \cdot 0,9267 \cdot 0,332 \right] \cdot 0,892375 = -\frac{\partial C_{mbH}}{\partial C_L} \cdot 0,892375 + 0,29245$$

$$\bar{h}_{N'} = \left[ -\frac{\partial C_{mbH}}{\partial C_L} + 1,0652 \cdot 0,9267 \cdot 0,7928 \cdot 0,332 \right] \cdot 0,91273 = -\frac{\partial C_{mbH}}{\partial C_L} \cdot 0,91273 + 0,2371$$

$$\bar{h}_M = \left[ -\frac{\partial C_{mbH}}{\partial C_L} + 1,0652 \cdot 0,9267 \cdot (0,332 + 0,0392) \right] \cdot 0,99064 = -\frac{\partial C_{mbH}}{\partial C_L} \cdot 0,99064 + 0,3637$$

$$\bar{h}_{M'} = \left[ -\frac{\partial C_{mbH}}{\partial C_L} + 1,0652 \cdot 0,9267 \cdot 0,7928 \cdot (0,332 + 0,0392) \right] \cdot 0,99256 = -\frac{\partial C_{mbH}}{\partial C_L} \cdot 0,99256 + 0,2883$$

$\frac{\partial C_{mbH}}{\partial C_L}$  odczytujemy z poprzedniego Wykresu nr 4-3

$$V \text{ (bez strumienia zaśmigłowego)} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_L}}$$

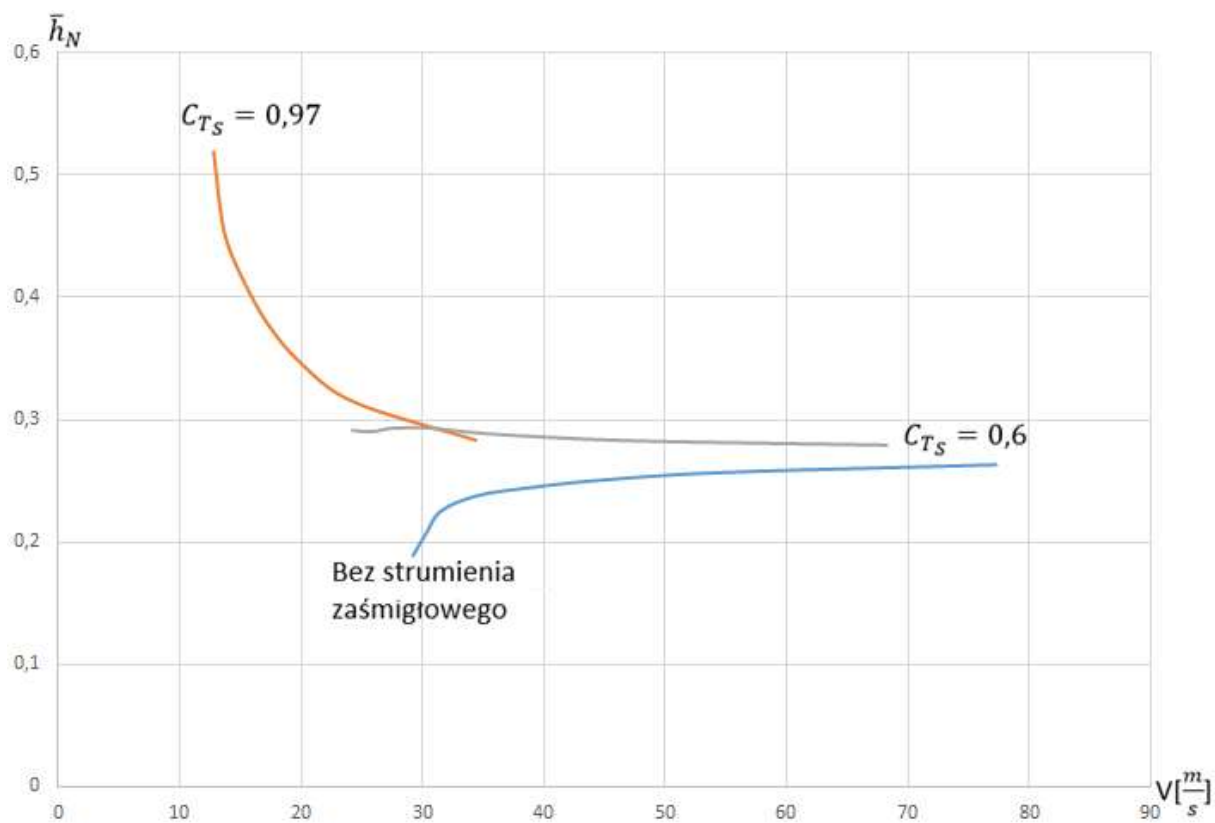
$$V \text{ (w strumieniu zaśmigłowym)} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_{L_s}} \frac{q_o}{q_s}}$$

Zestawienie wartości parametrów potrzebnych do obliczeń i wyników ostatecznych

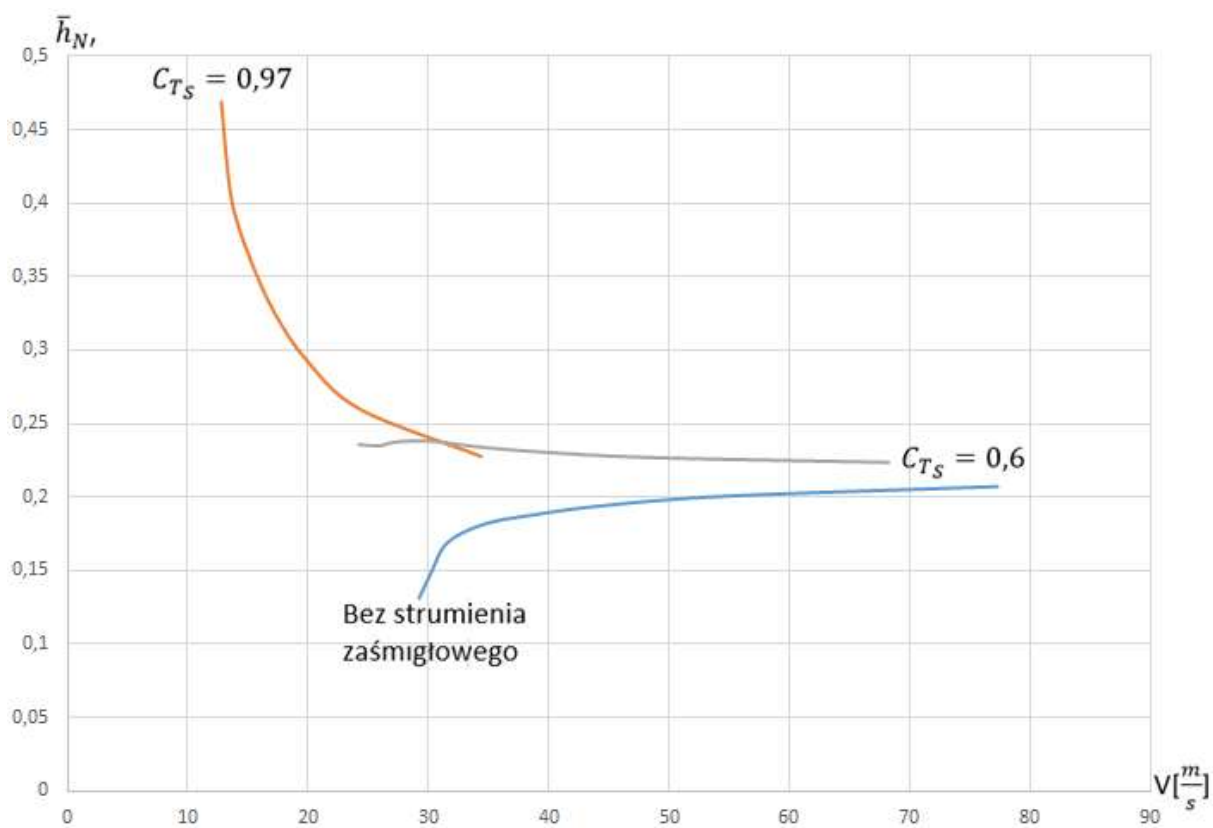
<i>Bez strumienia zaśmigłowego</i>						
$C_L$	$\frac{\partial C_{mbH}}{\partial C_L}$	$V[\frac{m}{s}]$	$\bar{h}_N$	$\bar{h}_{N'}$	$\bar{h}_M$	$\bar{h}_{M'}$
1,4	0,116155	29,21302	0,188796	0,131082	0,248632	0,173009
1,3	0,095163	30,31578	0,207529	0,150242	0,269428	0,193845
1,2	0,074861	31,55367	0,225645	0,168772	0,289539	0,213995
1	0,061016	34,56531	0,238001	0,181409	0,303255	0,227738
0,8	0,054059	38,64519	0,244209	0,187759	0,310147	0,234643
0,6	0,046978	44,62362	0,250528	0,194222	0,317162	0,241671
0,4	0,040021	54,65255	0,256736	0,200571	0,324053	0,248577
0,2	0,032816	77,29038	0,263165	0,207147	0,331191	0,255728

$C_{T_S} = 0,97$						
$C_{L_S}$	$\frac{\partial C_{mbH}}{\partial C_L}$	$V[\frac{m}{s}]$	$\bar{h}_N$	$\bar{h}_{N'}$	$\bar{h}_M$	$\bar{h}_{M'}$
0,209209	-0,25423	12,78006	0,519317	0,469141	0,615548	0,540636
0,191033	-0,1975	13,37426	0,468694	0,417364	0,559351	0,48433
0,174671	-0,16779	13,98662	0,442186	0,390251	0,529924	0,454846
0,14445	-0,13249	15,38029	0,41068	0,358027	0,494949	0,419804
0,11556	-0,09697	17,19569	0,37898	0,325603	0,459758	0,384544
0,08667	-0,06161	19,85587	0,34743	0,293334	0,424734	0,349452
0,05778	-0,02488	24,31838	0,314654	0,259811	0,38835	0,312997
0,02889	0,010398	34,39138	0,283171	0,22761	0,3534	0,27798

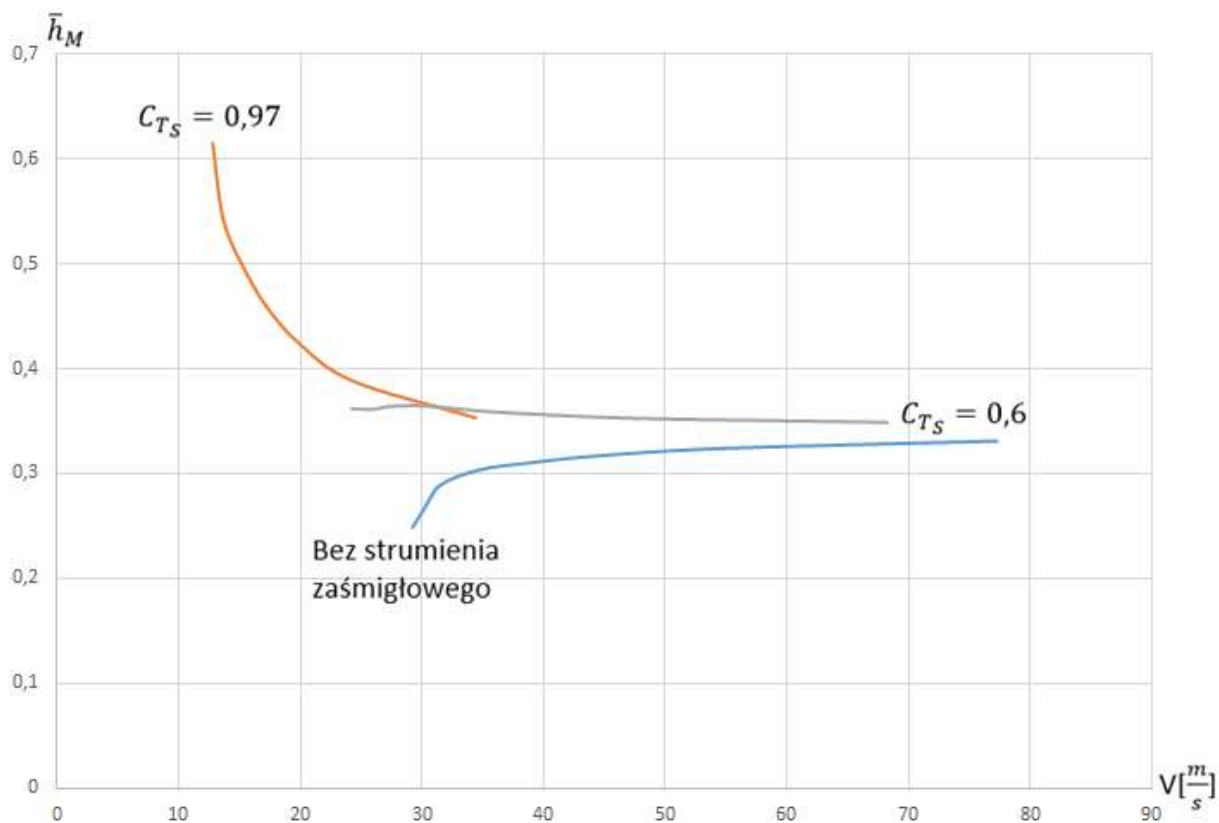
$C_{T_S} = 0,6$						
$C_{L_S}$	$\frac{\partial C_{mbH}}{\partial C_L}$	$V[\frac{m}{s}]$	$\bar{h}_N$	$\bar{h}_{N'}$	$\bar{h}_M$	$\bar{h}_{M'}$
0,783131	0,001443	24,21039	0,291163	0,235783	0,362271	0,286868
0,683918	0,002332	25,90699	0,290369	0,234972	0,36139	0,285985
0,609004	-0,0006	27,45421	0,292985	0,237647	0,364294	0,288895
0,492654	-0,00083	30,52447	0,293193	0,237859	0,364524	0,289126
0,394123	0,003196	34,12739	0,289598	0,234183	0,360534	0,285128
0,295592	0,007066	39,40692	0,286145	0,230651	0,356701	0,281287
0,197062	0,011128	48,26342	0,28252	0,226943	0,352676	0,277255
0,098531	0,014842	68,25478	0,279206	0,223554	0,348997	0,273569



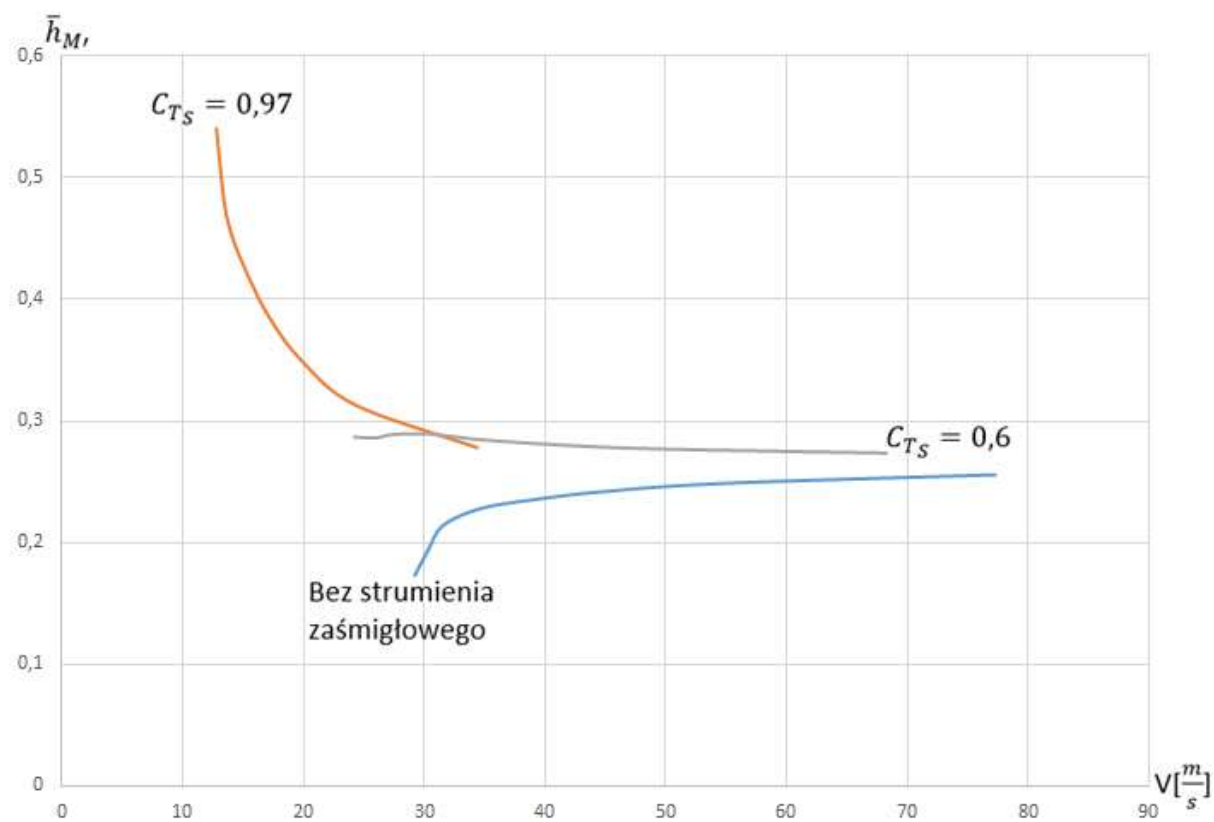
Wykres 4-4: Zależność zapasu stateczności ze sterem trzymanym od prędkości samolotu dla analizowanych przypadków



Wykres 4-5: Zależność zapasu stateczności ze sterem puszczonego od prędkości samolotu dla analizowanych przypadków



Wykres 4-6: Zależność zapasu sterowności ze sterem trzymanym od prędkości samolotu dla analizowanych przypadków



Wykres 4-7: Zależność zapasu sterowności ze sterem puszczoneym od prędkości samolotu dla analizowanych przypadków

## 5. Wnioski

Warto nadmienić, że analizowany w powyższych rozważaniach przypadek jest dość skrajny ze względu na znaczne rozmiary śmigła w stosunku do rozpiętości całego samolotu. Pozwala to lepiej zobaczyć efekty działania strumienia zaśmigłowego na samolot, ale należy pamiętać, że w normalnych samolotach ze śmigłami ten efekt nie będzie aż tak znaczący.

1. Jak widać na wykresach zapasów stateczności i sterowności wystąpienie strumienia zaśmigłowego całkowicie zmieniło charakterystykę tych zależności. W przypadku analizowanego powyżej dolnopłata, charakterystyka dla sprawności ciągu równej 0,6 w przybliżeniu jest prosta co jest typowe dla średniopłatów, a dla sprawności ciągu równej 0,97 prezentuje się typowo dla górnopłatów. Oznacza to, że odpowiednie umieszczenie śmigła i jego sprawność ciągu pozwalają w znacznym stopniu manipulować typem stateczności i sterowności by otrzymać najoptymalniejszą z punktu widzenia konstruktora bądź pilota konfigurację.
2. Z powyższych wykresów wynika również fakt, że strumień zaśmigłowy zmniejsza minimalną prędkość lotu samolotu. Powietrze w strumieniu zaśmigłowym ma większą prędkość niż w normalnym przepływie co znacznie zwiększa siłę nośną na obszarach objętych jego wpływem. Pozwala to manipulować siłą nośną w dość znacznym zakresie. Zastosowanie śmigła o dużym współczynniku sprawności ciągu pozwoli znacznie zmniejszyć minimalną prędkość lotu, a tym samym skrócić drogę startu i lądowania, ale jednocześnie zmniejszy prędkość maksymalną samolotu ze względu na wcześniejsze występowanie oderwania w tym strumieniu. Stosowanie śmigieł pozwalających manipulować wartością współczynnika sprawności ciągu pozwala stosować optymalne dla samolotu parametry w każdej fazie lotu.

## 6. Bibliografia

1. M. George, E. Kisielewski „INVESTIGATION OF PROPELLER SLIPSTREAM EFFECTS ON WING PERFORMANCE”
2. D. Russo „AIRPLANE RIGGING”
3. Z. Paturski „PRZEWODNIK PO PROJEKTACH Z MECHANIKI LOTU”
4. S. Gudmundsson „GENERAL AVIATION”
5. R. Cymerkiewicz „BUDOWA SAMOLOTÓW”
6. J. Roskam „AIRPLANE DESIGN”