

Projekt nr 2

Charakterystyki aerodynamiczne płata

W projekcie tym należy wyznaczyć dwie podstawowe symetryczne charakterystyki aerodynamiczne płata nośnego samolotu istotne do obliczeń osiągow samolotu:

- $C_x(\alpha)$ - współczynnik oporu aerodynamicznego,
- $C_z(\alpha)$ - współczynnik siły nośnej

jako funkcje kąta natarcia płata α .

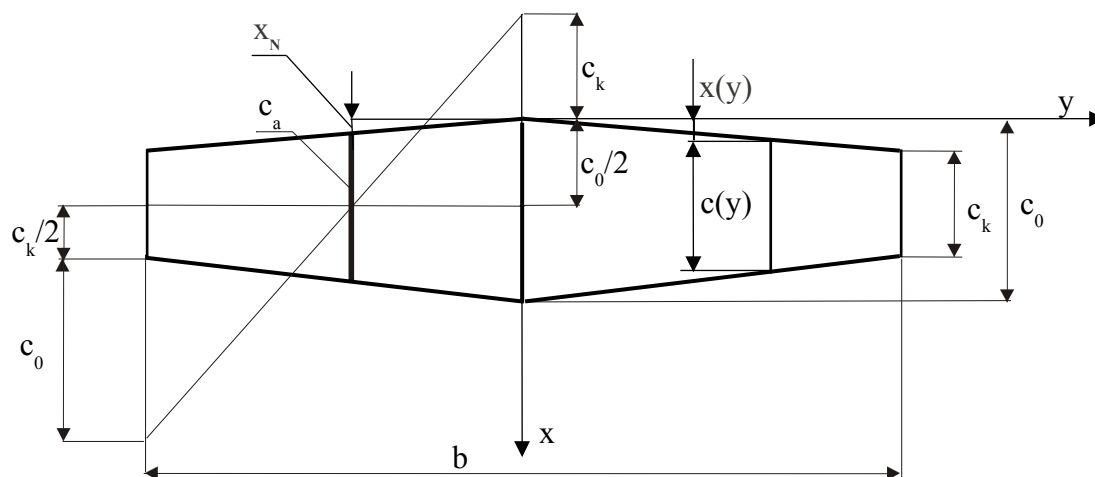
Wielkości te wyznaczyć należy wychodząc z danych profilu płata uzyskanych z badań tunelowych i wykorzystując zaproponowane dalej uproszczone metody obliczeniowe.

1. Geometria płata

Poprawne wykonanie obliczeń charakterystyk aerodynamicznych płata nośnego wymaga znajomości niektórych podstawowych wielkości geometrycznych płata, w szczególności (rys.2.1, przykład najbardziej popularnego obrysu trapezowego płata):

- rozpiętości płata b ,
- cięciwy na osi symetrii samolotu (cięciwy przykadłubowej) c_0 ,
- cięciwy końcowej c_k ,
- pola powierzchni płata S
- średniej cięciwy aerodynamicznej c_a ,
- zbieżności płata λ ,
- wydłużenia geometrycznego Λ .

Wielkości te są na ogół zamieszczone w danych technicznych samolotu. Można je również odczytać z rysunku sylwetki samolotu w znanej skali oraz wyznaczyć z podanych dalej zależności.



Rys. 2.1

Wartość średniej cięciwy aerodynamicznej płata c_a oraz położenie początku (noska) średniej cięciwy aerodynamicznej względem początku cięciwy przykadłubowej x_N należy wyznaczyć z zależności (oznaczenia zmiennych pod całkami wg. rys. 2.1):

$$c_a = \frac{\int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} (c(y))^2 dy}{\int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} c(y) dy}, \quad x_N = \frac{\int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} c(y) \cdot x(y) dy}{\int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} c(y) dy}. \quad (2.1), (2.2)$$

Dla płata trapezowego wartości c_a oraz x_N można wyznaczyć z konstrukcji geometrycznej pokazanej na rys 2.1 lub z zależności [7]:

$$c_a = 2 \cdot c_0 \cdot (1 + \lambda + \lambda^2) / (3 \cdot (1 + \lambda)), \quad x_N = b \cdot \tan(v_{x_0}) \cdot (1 + 2 \cdot \lambda) / (6 \cdot (1 + \lambda)). \quad (2.3)$$

W powyższych wzorach v_{x_0} to kąt skosu krawędzi natarcia płata, zaś Λ oraz λ to odpowiednio wydłużenie i zbieżność, które wynoszą:

$$\Lambda = b^2/S, \quad \lambda = c_k/c_0. \quad (2.4), (2.5)$$

Uwaga 1

Jeżeli płat samolotu ma bardziej złożony obrys, inny niż prostokątny lub trapezowy (por. płaty samolotów PZL P-7 i PZL P-11 lub Westland Lysander), jedynym sposobem poprawnego obliczenia wartości średniej cięciwy aerodynamicznej c_a i jej położenia x_N w płaszczyźnie (xy) jest obliczenie ich według zależności (2.1) i (2.2); całki występujące w licznikach tych zależności oblicza się analitycznie lub numerycznie przedziałami wynikającymi ze zmiany kształtu krawędzi natarcia i krawędzi spływu wzdłuż rozpiętości.

Uwaga 2

Dla płatów o obrysie eliptycznym lub zbliżonym do eliptycznego (np. Supermarine Spitfire Mk V) zbieżności nie wyznacza się. Średnia cięciwa aerodynamiczna płata eliptycznego i współrzędna jej punktu natarcia wynoszą:

$$c_a = \frac{8}{3} \cdot \frac{c_0}{\pi}, \quad x_N = \frac{c_0}{2} \cdot \left(1 - \frac{8}{3 \cdot \pi}\right) \quad (2.5a)$$

2. Charakterystyki profilu płata.

2.1. Zebranie danych dla charakterystyk profilu.

Posługując się danymi samolotu należy ustalić, jaki profil miał płat samolotu. Zwykle typ profilu jest podany w opisie technicznym samolotu. Jeżeli płat posiada profil zmienny wzdłuż rozpiętości (tzw. skręcenie aerodynamiczne płata), to w porozumieniu z prowadzącym projektowanie należy przyjąć do obliczeń jeden z profili

zakładając, że jest on niezmienny wzdłuż rozpiętości. W przypadku, gdy dane samolotu nie mówią o typie profilu płata lub gdy nie są dostępne dane profilu, wówczas w porozumieniu z prowadzącym należy do obliczeń przyjąć inny profil o właściwościach możliwie najbardziej zbliżonych do profilu oryginalnego. W obu tych przypadkach zaleca się przyjmować do obliczeń profil o gorszych własnościach: większym współczynniku oporu i momentu podłużnego oraz mniejszym $C_{z \max}$. Musi to być profil, dla którego są dostępne charakterystyki aerodynamiczne dla trzech różnych liczb Reynoldsa [4], [8].

Następnie, posługując się danymi samolotu, należy obliczyć wartość liczby Reynoldsa odpowiadającej minimalnej prędkości lotu ustalonego V_{s1} w pobliżu ziem (tzw. prędkości przeciągnięcia):

$$Re_1 = V_{s1} \cdot c_a / \nu_0. \quad (2.6)$$

Może się zdarzyć, iż dane samolotu nie zawierają wartości prędkości przeciągnięcia V_{s1} . Wówczas prędkość tę można oszacować w następujący sposób:

- z danych profilu wybranego do wyznaczania charakterystyk płata trzeba odczytać wartość $C_{z \max}$ dla najmniejszej liczby Reynoldsa, dla której badano dany profil; zwykle są to $Re = 2.8 \cdot 10^6$, $Re = 3 \cdot 10^6$ lub $Re = 3.1 \cdot 10^6$;

- należy obliczyć prędkość lotu przy ziemi odpowiadającą maksymalnej wartości współczynnika siły nośnej według zależności wynikającej z równania równowagi sił na kierunku prostopadłym do prędkości lotu:

$$V_{S1} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho_0 \cdot S \cdot C_{zmax}}} \quad (2.6a)$$

Mając wartość Re dla minimalnej prędkości lotu ustalonego z danych profilu należy teraz wybrać te charakterystyki $C_{x\infty}(\alpha_{\infty})$ i $C_{z\infty}(\alpha_{\infty})$, które są najbliższe obliczonej wartości Re_1 (przykładowo, dla samolotów lekkich o masie startowej poniżej 2000 kg będą to charakterystyki dla $Re=3 \cdot 10^6$) i przenieść do pomocniczej tabeli obliczeniowej (Tabela 2.1, wielkości w tabeli są przykładowe). Bardzo istotne jest, by charakterystyki profilu obejmowały cały zakres kątów natarcia α_{∞} od α_{∞_kryt-} aż do α_{∞_kryt+} . Może się zdarzyć, że na wykresach źródłowych brak jest wartości współczynnika oporu $C_{x\infty}$ dla kątów natarcia bliskich krytycznym. W takim przypadku należy odpowiednio ekstrapolować wykresy $C_{x\infty}(\alpha_{\infty})$ do α_{∞_kryt-} i α_{∞_kryt+} . Pamiętać również należy o odczytaniu z wyników badań tunelowych wartości współczynnika momentu podłużnego profilu względem środka aerodynamicznego C_{mSA} , położenia środka aerodynamicznego $S.A.$ profilu $x_{S.A.}$ i $z_{S.A.}$ oraz o obliczeniu bardzo istotnego w dalszych analizach parametru $a_{\infty} = dC_{z\infty}/d\alpha_{\infty}$.

Uwaga 1.

Jedynym racjonalnym sposobem obliczenia pochodnej $a_{\infty} = dC_{z\infty}/d\alpha_{\infty}$ jest aproksymacja liniowa charakterystyki $C_{z\infty}(\alpha_{\infty})$ w jej liniowym zakresie, to jest w zakresie kątów natarcia w przybliżeniu od $0.8 \cdot \alpha_{\infty_kryt-}$ do $0.8 \cdot \alpha_{\infty_kryt+}$. Każdy arkusz kalkulacyjny jest wyposażony w funkcję wykonującą taką aproksymację, przykładowo aproksymację liniową $y=a \cdot x+b$ funkcji dyskretnej $y(x)$ danej w n punktach w pakiecie OpenOffice Calc wykonuje funkcja o nazwie REGLINP(parametry).

Uwaga 2.

Ze względu na właściwości algorytmów następujących dalej obliczeń aerodynamiki i osiągow samolotu jako zmienną niezależną przy odczytywaniu wartości współczynników aerodynamicznych i do obliczeń należy przyjąć współczynnik siły nośnej C_z , nie zaś kąt natarcia α . Ponadto zalecane jest, by przyrost C_z dla dodatniego zakresu tego współczynnika był nierównomierny, zagęszczony w pobliżu $C_z=0$ oraz w okolicach krytycznych kątów natarcia (por. Tabela 2.0).

Tabela 2.0
Zalecane wartości współczynnika siły nośnej

| Lp. | Zakres wartości C_z | Przyrost ΔC_z |
|-----|------------------------------------|-----------------------|
| 1 | $C_{zmax} \geq C_z > 0.8 C_{zmax}$ | 0.1 |
| 2 | $0.8 C_{zmax} \geq C_z > 0.6$ | 0.2 |
| 3 | $0.6 \geq C_z > 0.3$ | 0.1 |
| 4 | $0.3 \geq C_z > 0.1$ | 0.05 |
| 5 | $0.1 \geq C_z \geq 0.0$ | 0.02 |

Tabela 2.1
Charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA 23012

| Profil NACA 23012 | | Dane wg "Theory of Wing Sections" | | | | | | |
|--|---------------|-----------------------------------|--------|-----|--------|--------|-----------------------------------|--------|
| α [stopnie] | | -11.2 | -7.4 | ... | 16.3 | 17.5 | położenie środka aerodynamicznego | |
| $Re_1=3,000,000$ | $C_{z\infty}$ | -0.8 | -0.6 | ... | 1.4 | 1.48 | $\bar{x}_{S.A.}$ | 0.246 |
| | $C_{x\infty}$ | 0.0130 | 0.0108 | ... | 0.0210 | 0.0340 | $\bar{z}_{S.A.}$ | -0.070 |
| <u>Uwagi.</u> | | | | | | | | |
| 1. Wartość $C_{m_{S.A.}} = -0.065$ jest stała dla kątów natarcia $-8.4 < \alpha < +15.3$. | | | | | | | | |
| 2. Wartość $dC_z/d\alpha = 6.18$ [1/rad], stała dla podanego wyżej zakresu kątów natarcia. | | | | | | | | |

Wartości $C_{z\infty}$, α_{∞} oraz $C_{x\infty}$ odczytane z wykresów i zebrane w tabeli 2.1 przenosimy odpowiednio do tabeli 2.2. Tabela ta zawierać będzie wyniki obliczeń charakterystyk profilu, płata i całego samolotu.

Analiza charakterystyk aerodynamicznych profili lotniczych prowadzi do stwierdzenia, że dla klasycznych, typowych profili starszej generacji (np. serie cztero- i pięciocyfrowe NACA) przy prędkościach lotu dalekich od prędkości dźwięku ($Ma < 0.4$) wartości współczynnika siły oporu $C_{x\infty}$ wyraźnie zależą od liczby Reynoldsa i efekt ten należy uwzględnić.

2.2. Korekta współczynnika oporu profilu płata związana z liczbą Reynoldsa

Badania tunelowe wielu profili pokazały, że wyraźny wpływ Re na współczynnik oporu profilowego jest obserwowany szczególnie w zakresie małych kątów natarcia (otoczenie punktu $C_z = 0$) do liczb Re równych lub większych niż $10 \cdot 10^6$, a na ogół zanika w pobliżu $C_{z_{\max}}$. Zważywszy, że samolot jest zwykle eksploatowany na kątach natarcia dalekich od krytycznych (dalekich od $C_{z_{\max}}$) i przy liczbach Reynoldsa większych niż Re_1 , można do korekt $C_{x\infty}$ zastosować następującą uproszczoną metodę:

- oblicza się minimalną wartości współczynnika oporu aerodynamicznego profilu $C_{x_{\min 2}}$ dla $C_{z_2} = 0$ (duże prędkości lotu) na podstawie znanej liczby Reynoldsa Re_1 i $C_{x_{\min 1}}$ dla tej liczby stosując przybliżoną zależność:

$$C_{x_{\min 2}} = C_{x_{\min 1}} \cdot \left(\frac{Re_1}{10 \cdot 10^6} \right)^{0.11}, \quad (2.7)$$

- przyjmując, że współczynniki oporu aerodynamicznego dla profilu płata dla $C_{z_{\max}}$ nie zależą od Re , poprawkę $\Delta C_{x_{Re}}$ dla pośrednich wartości kątów natarcia pomiędzy $\alpha_{\infty_{C_z=0}}$ oraz $\alpha_{\infty_{\text{kryt-}}}$ i $\alpha_{\infty_{\text{kryt+}}}$ a tym samym dla pośrednich wartości współczynnika siły nośnej C_z , wyznacza się według liniowej zależności (ważnej dla dodatnich i ujemnych wartości C_z):

$$\Delta C_{x_{Re}}(C_z) = (C_{x_{\min 2}} - C_{x_{\min 1}}) \cdot (1 - |C_z / C_{z_{\max}}|); \quad (2.8)$$

(wartość poprawki $\Delta C_{x_{Re}}$ jest zawsze ujemna!);

- ostatecznie wartości współczynników oporu analizowanego profilu płata dla całego zakresu kątów natarcia wynoszą:

$$C_{x_{\infty}}'(C_z) = C_{x_{\infty 1}} + \Delta C_{x_{Re}}. \quad (2.9)$$

Skorygowane o wpływ liczby Reynoldsa wartości współczynnika oporu profilu $C_{x_{\infty}}'$ umieszczamy w piątej kolumnie zbiorczej tabeli obliczeniowej 2.2.

Tabela 2.2
Charakterystyki aerodynamiczne profilu, płata i samolotu

[illegible]

3. Charakterystyki płata.

Doświadczalnie i teoretycznie można dowieść [1, 4, 7], że współczynnik oporu dla płata o skończonym wydłużeniu wyznaczyć można ze związków:

$$C'_{x_p} = C_{x_{\infty}}' + \Delta C_{x_{tech}} + C_{x_i}, \quad (2.10)$$

$$C_{x_i} = \frac{C_z^2}{\pi \cdot \Lambda} \cdot (1 + \delta), \quad (2.11)$$

gdzie:

- $\Delta C_{x_{tech}}$ - wzrost współczynnika oporu płata wywołany odchyleniami kształtu profilu na rzeczywistych skrzydłach samolotu od obrysu teoretycznego, chropowatością materiału, z jakiego wykonane są skrzydła, nitami itp.
- C_{x_i} - współczynnik oporu indukowanego,
- δ - współczynnik korekcyjny (współczynnik Glauerta) uwzględniający m. in. wpływ obrysu płata na wartość współczynnika oporu indukowanego C_{x_i} .

Wartość współczynnika $\Delta C_{x_{tech}}$ można oszacować jedynie w sposób przybliżony przyjmując na podstawie wyników badań eksperymentalnych wartość z podanego niżej przedziału [2, 3]:

$$\Delta C_{x_{tech}} = \begin{cases} 0.15 \cdot C_{x_{\infty}}'_{min} & \text{dla samolotów o skrzydłach metalowych lub kompozytowych,} \\ 0.50 \cdot C_{x_{\infty}}'_{min} & \text{dla samolotów o skrzydłach drewnianych krytych płótnem lub o konstrukcji mieszanej.} \end{cases}$$

Oczywiście dla współczynnika siły nośnej płata takiego samego, jak dla profilu średni kąt natarcia jest inny (większy) i wynosi:

$$\alpha_p = \alpha_{\infty} + \alpha_i, \quad (2.12)$$

$$\alpha_i = \frac{C_z}{\pi \cdot \Lambda} \cdot (1 + \tau), \quad (2.13)$$

gdzie:

- α_i - indukowany kąt natarcia,
- τ - drugi współczynnik korekcyjny Glauerta uwzględniający m. in. wpływ obrysu płata na wartość współczynnika siły nośnej na płacie.

Uwaga 1

W obliczeniach wartość współczynnika siły nośnej przyjmujemy takie jak w obliczeniach współczynnika oporu profilu. (por. tab.2.2), czyli $C_z = C_{z_{\infty}}$.

Uwaga 2

Kąt natarcia we wzorach (2.12) i (2.13) wyrażony być musi w radianach.

Wartości współczynników δ i τ wyznaczymy na podstawie analizy wyników obliczeń współczynników siły nośnej i siły oporu płatów o różnych profilach oraz o obrysie prostokątnym i trapezowym przeprowadzonych dokładniejszą metodą opartą o wirowy model płata nośnego. Pokazać można [1, 7], że dla płatów o obrysie trapezowym i dowolnym profilu wartości współczynników δ i τ wyznaczyć można dość dokładnie z następujących wzorów:

$$\tau = \frac{\tau_1 \cdot \tau_2}{0.17} \quad (2.14)$$

gdzie:

$$\tau_1 = 0.023 \left(\frac{\Lambda}{a_\infty} \right)^3 - 0.103 \left(\frac{\Lambda}{a_\infty} \right)^2 + 0.25 \left(\frac{\Lambda}{a_\infty} \right) \quad (2.15)$$

$$\tau_2 = -0.18 \cdot \lambda^5 + 1.52 \cdot \lambda^4 - 3.51 \cdot \lambda^3 + 3.5 \cdot \lambda^2 - 1.33 \cdot \lambda + 0.17 \quad (2.16)$$

oraz:

$$\delta = \frac{\delta_1 \cdot \delta_2 \cdot \delta_3}{0.048} \quad (2.17)$$

gdzie:

$$\delta_1 = 0.0537 \frac{\Lambda}{a_\infty} - 0.005 \quad (2.18)$$

$$\delta_2 = -0.43 \cdot \lambda^5 + 1.83 \cdot \lambda^4 - 3.06 \cdot \lambda^3 + 2.56 \cdot \lambda^2 - \lambda + 0.148 \quad (2.19)$$

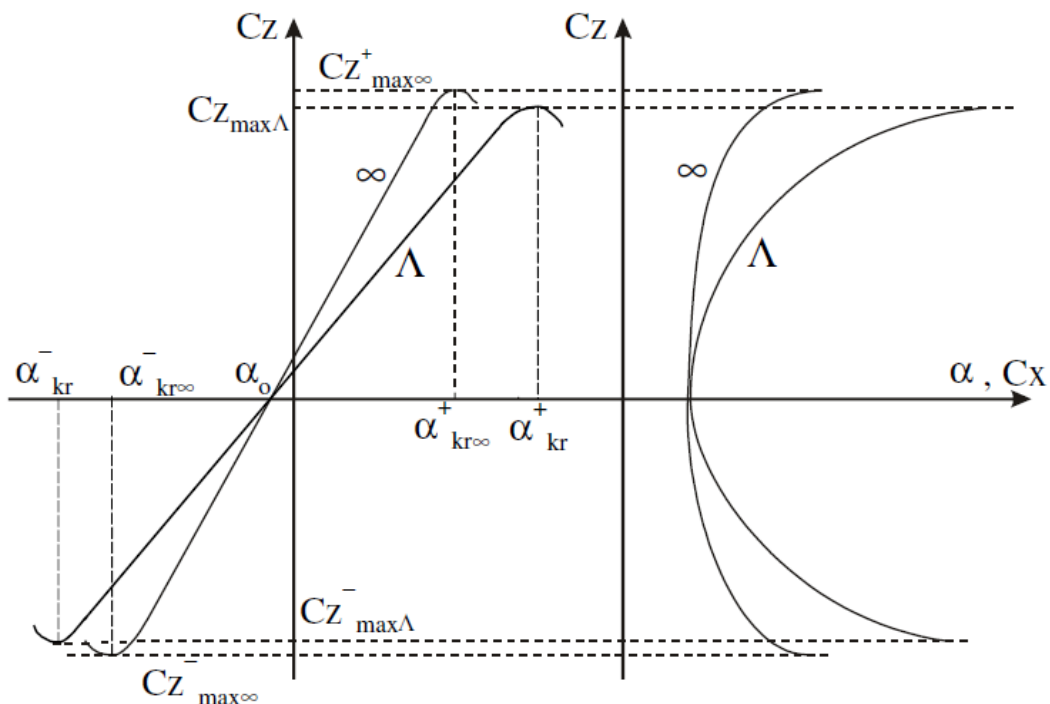
$$\delta_3 = \left(-2.2 \cdot 10^{-7} \cdot \Lambda^3 + 10^{-7} \cdot \Lambda^2 + 1.6 \cdot 10^{-5} \right) \cdot \beta_{25}^3 + 1 \quad (2.20)$$

W związkach (2.15) i (2.18) współczynnik $a_\infty = \frac{dC_z}{d\alpha}$ ma wymiar 1/rad, zaś β_{25} w (2.20) to kąt skosu linii utworzonej z punktów leżących na $1/4$ cięciwy płata mierzony w stopniach.

Uwaga: wartości poprawek δ i τ są zawsze dodatnie i dla typowych płatów nie przekraczają wartości 0.2; dla płatów o obrysie eliptycznym $\delta = \tau = 0$.

Obliczenia wartości współczynników oporu płata oraz kątów natarcia płata wykonujemy posługując się tabelą obliczeniową (Tabela 2.2), zaś wyniki obliczeń nanosimy na wykres (rys. 2.2) porównując je z charakterystykami profilu.

Uwaga: jak łatwo zauważyć, opisane wyżej algorytmy obliczeniowe nie uwzględniają zmian minimalnej i maksymalnej wartości współczynnika siły nośnej wraz ze zmianą liczby Reynoldsa samolotu w porównaniu z badaniami tunelowymi; pominięto też niewielkie zmiany ekstremalnych wartości współczynnika siły nośnej wywołane skończonym wydłużeniem płata; zatem pokazane na rys. 2.2 spadki $C_{z_{max}}$ (otrzymane z dokładniejszych obliczeń) na wykresach nie pojawią się w ogóle.



Rys. 2.2

4. Przypadki szczególne wyznaczania charakterystyk płata.

4.1 Dane z badań tunelowych tylko dla jednej liczby Reynoldsa

Zdarza się często, że charakterystyki profilu $C_x(\alpha)$ i $C_z(\alpha)$ publikowane są tylko dla jednej liczby Reynoldsa. Ponadto wykresy lub tabele wartości współczynników aerodynamicznych dane są nie dla profilu, ale dla prostokątnego płata o znanym wydłużeniu (zwykle $\Lambda=5$ lub $\Lambda=6$). Zazwyczaj sytuacja taka występuje w przypadku korzystania z bardzo starych materiałów źródłowych pochodzących sprzed 1939 roku. Pojawia się zatem problem przeliczenia wartości współczynników aerodynamicznych na inne wydłużenie i inną liczbę Reynoldsa. Doświadczenie pokazuje, że racjonalnym postępowaniem w takim przypadku jest przeliczenie charakterystyk na nowe wydłużenie posługując się związkami na opór indukowany i indukowany kąt natarcia wyprowadzonymi z teorii linii nośnej Prandtl'a-Glauerta oraz wykonanie uproszczonej korekty współczynnika oporu i wartości maksymalnego współczynnika siły nośnej według opisanej niżej metody.

a) przeliczenie na inne wydłużenie

Można łatwo wykazać, że różnice między współczynnikami oporu i kątami natarcia płatów o dwóch różnych wydłużeniach Λ_1 i Λ_2 dla tej samej wartości współczynnika siły nośnej C_z dane są zależnościami (kąt natarcia w radianach!):

$$C_{x2} - C_{x1} = (C_z^2/\pi) * [(1 + \delta_2)/\Lambda_2 - (1 + \delta_1)/\Lambda_1], \quad (2.22)$$

$$\alpha_2 - \alpha_1 = (C_z/\pi) * [(1 + \tau_2)/\Lambda_2 - (1 + \tau_1)/\Lambda_1]; \quad (2.23)$$

Wartości współczynników Glauerta $\delta_1, \delta_2, \tau_1, \tau_2$ (które zależą od geometrii płatów oraz nieznaney wartości współczynnika $a_\infty = (dC_z/d\alpha)_\infty$) można w przybliżeniu przyjąć równe wartościom uzyskanym w sposób opisany wyżej w punkcie 3 przy założeniu $\Lambda/a_\infty = 1$.

b) wpływ Re na wartość $C_{z_{max}}$

Poprawne oszacowanie wpływu zmiany liczby Reynoldsa na wartość $C_{z_{max}}$ wymaga wykorzystania wyników obszernych badań tunelowych kilku serii profili. Sposób obliczeń można znaleźć np. w książce profesora Władysława Fiszona „Mechanika Lotu”, wydanie I z 1952 roku, tom I, punkt 2.11 str. 2/72 i następne. Jeżeli natomiast liczba Reynoldsa odpowiadająca prędkości przeciągnięcia V_{min} obliczona dla analizowanego samolotu i płata (zależność 2.5) jest zbliżona do tej, dla której był badany płat o znanych charakterystykach, to korektę $C_{z_{max}}$ można pominąć, przyjmując $(C_{z_{max}})_{analizowany} = (C_{z_{max}})_{dany}$ oraz pomijając analizę wpływu skończonego wydłużenia i obrysu płata na $C_{z_{max}}$.

c) wpływ Re na wartość C_x

Do przeliczeń C_x można tu zastosować metodę analogiczną do opisanej wyżej w punkcie 2.2:

- obliczyć liczbę Reynoldsa Re_2 dla największej prędkości lotu, jaką osiąga samolot (jest to prędkość V_D – dopuszczalna prędkość obliczeniowa lub V_{NE} – prędkość nieprzekraczalna, nazywane nieprecyzyjnie w opisach samolotu prędkością nurkowania);
- minimalne wartości współczynnika oporu aerodynamicznego profilu płata danego (indeks 1) i analizowanego (indeks 2) są związane przybliżoną zależnością:

$$C_{x_{min_2}} = C_{x_{min_1}} * (Re_1/Re_2)^{0.11}; \quad (2.24)$$

- przyjmując, że współczynniki oporu aerodynamicznego dla profilu płata danego i analizowanego są dla $C_{z_{max}}$ takie same, poprawkę $\Delta C_{x_{Re}}$ obliczamy według liniowej zależności (ważnej dla dodatnich i ujemnych wartości C_z):

$$\Delta C_{x_{Re}}(C_z) = (C_{x_{min_2}} - C_{x_{min_1}}) * (1 - |C_z / C_{z_{max}}|); \quad (2.25)$$

(oczywiście wartość $\Delta C_{x_{Re}}$ może być dodatnia lub ujemna, por. wzór (2.24))

- ostatecznie wartości współczynników oporu analizowanego płata wynoszą:

$$C_{x_2}' = C_{x_2} + \Delta C_{x_{Re}}, \quad (2.26)$$

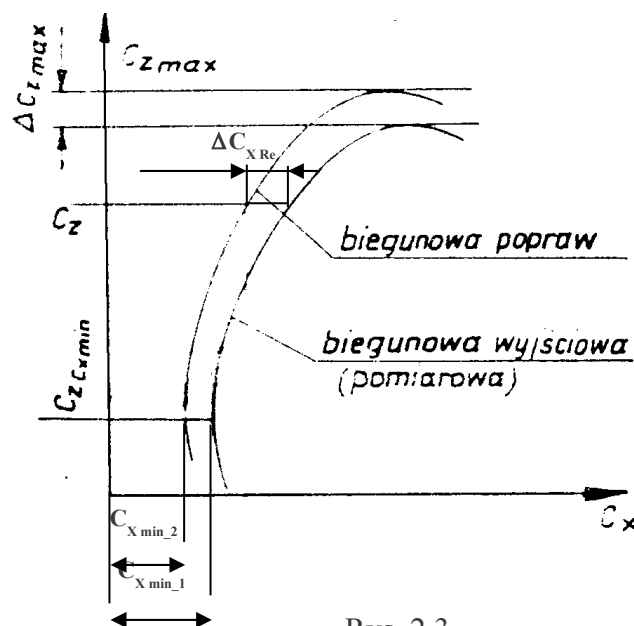
gdzie C_{x_2} obliczono z zależności (2.22).

Oczywiście tak wyznaczoną charakterystykę $C_{x_2}'(C_z)$ należy skorygować dodając składnik wynikający z tzw. oporu technicznego (punkt 3, wyznaczanie wartości $\Delta C_{x_{tech}}$).

d) korekta kąta natarcia

Kąt natarcia α_2 realizujący wartości współczynnika C_z płata danego i analizowanego obliczamy bezpośrednio z zależności (2.23).

Przykład wyniku przeliczania współczynnika oporu płata dla $Re_2 > Re_1$ (zaczepnięty z cytowanego wyżej podręcznika Mechaniki Lotu, $Re_2 > Re_1$) pokazano na rys. 2.3.



Rys. 2.3

5. Współczynnik $a = \frac{dC_z}{d\alpha}$ dla płata.

Łatwo zauważyć analizując zależności (2.12) i (2.13), że opływ indukowany płata zmienia charakterystykę $C_z(\alpha)$ wpływając na ważną dla wielu analiz z zakresu mechaniki lotu i budowy samolotów pochodną

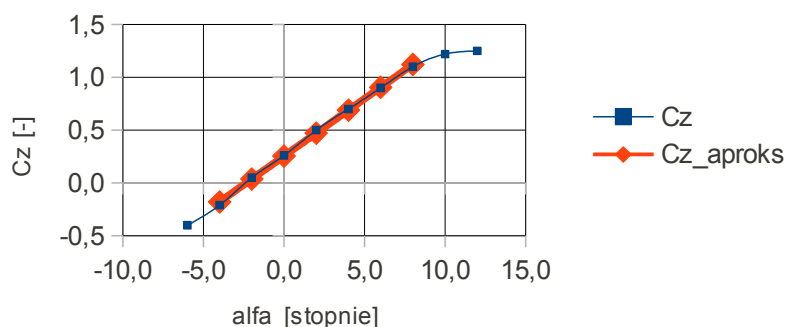
$$a = \frac{dC_z}{d\alpha}.$$

Wielkość tę należy wyznaczyć w dowolny sposób na podstawie obliczonej uprzednio dyskretnej zależności $C_z(\alpha)$ dla płata, przy czym do obliczeń należy wziąć pod uwagę tylko punkty z liniowego zakresu tej charakterystyki (patrz zalecenia w uwadze 1 na stronie 3 i rys. 2.4). Otrzymaną wartość należy porównać z wynikiem otrzymanym z zależności:

$$a = \frac{a_\infty}{1 + \frac{a_\infty}{\pi \cdot \Lambda} \cdot (1 + \tau)}. \quad (2.27)$$

Obie wartości winny być zbliżone z tolerancją $\pm 10\%$.

Aproksymacji charakterystyki $C_z(\alpha)$ płata nośnego



Rys. 2.4

(***)