

Spis treści

Wstęp	5
1. Opis obciążeń – określanie wielkości i wartości	6
2. Wyznaczanie współczynnika obciążeń samolotu w jego środku ciężkości	8
Przykłady liczbowe	16
3. Konstruowanie krzywych obciążeń samolotu podczas lotu	22
Przykłady liczbowe	23
4. Obciążenia zewnętrzne usterzeń	33
Przykłady liczbowe	43
5. Obciążenia zewnętrzne w czasie ruchu na ziemi	51
Przykłady liczbowe	55
6. Obciążenia kadłubów	63
Przykłady liczbowe	65
7. Rozkłady obciążeń aerodynamicznych powierzchni nośnych	75
Przykłady liczbowe	84
8. Obciążenia skrzydeł i węzłów przenoszących siły skupione	94
Przykłady liczbowe	94
9. Obciążenia dopuszczalne mechanizmów sterowania samolotem.....	115
10. Obciążenia powierzchni ruchomych skrzydeł	117
11. Inne źródła obciążeń	119
Literatura.....	121
Tablica jednostek	122

Wstęp

Podręcznik jest przeznaczony przede wszystkim dla studentów specjalności Inżynieria Lotnicza Politechniki Wrocławskiej, Wydział Mechaniczno-Energetyczny. Zawiera materiał z wykładów, które autor prowadził na Politechnice Warszawskiej w latach 1981–2001.

Podany materiał nie wyczerpuje w całości problemów związanych z wyznaczaniem obciążeń działających na współcześnie budowany samolot.

Proponowane metody obliczeń stanowią w większości przybliżone rozwiązania, które są przydatne na etapie wstępnego konstruowania samolotu, a ściślej kształtowania jego struktury. Przyjęto założenie, że zrezygnuje się w wielu przypadkach z analitycznych opisów zjawisk, podano ich fizyczny sens uzupełniony odpowiednio przygotowanymi przykładami liczbowymi. Przykłady liczbowe są tak dobrane, że z jednej strony są to warianty podstawowych metod wyznaczania obciążeń, z drugiej zaś strony na ogół wskazują wymiarujące przypadki obciążenia.

Przykłady liczbowe dotyczą odpowiednich rozdziałów.

Integralną częścią do przykładów liczbowych jest materiał w postaci sylwetek i danych samolotu.

Niezbędną literaturą pomocniczą są aktualnie obowiązujące przepisy zgodności do lotu sprzętu lotniczego.

1. Opis obciążeń – określanie wielkości i wartości

Do wyznaczenia obciążenia zewnętrznej konstrukcji samolotu niezbędna jest znajomość sił aerodynamicznych oraz sił bezwładności i masy. Określenie sił aerodynamicznych wynika z rozkładu ciśnienia na opływanych powierzchniach, siła bezwładności natomiast zależy od rozkładu masy konstrukcji i od wielkości pola przyspieszenia wywołanego siłami aerodynamicznymi. Zarówno siły aerodynamiczne, jak i siły bezwładności są w równowadze w stosunku do całego obiektu, jakim jest tu samolot (aerodyna), nie są natomiast w równowadze w odniesieniu do poszczególnych jego fragmentów.

Powoduje to powstanie obciążeń wewnętrznych. Siły wewnętrzne w konstrukcji umożliwiają zachowanie równowagi tych fragmentów w strukturze. Struktura powinna być zatem tak ukształtowana, aby mogła przenieść powstałe siły wewnętrzne.

Dąży się do tego, aby dokładnie określić, jakim obciążeniami będzie podlegała kształtowana struktura. Obecnie jest wymagana z jednej strony coraz większa niezawodność, a z drugiej – możliwie jak najmniejsza masa, co daje wystarczające możliwie małe nadmiary wytrzymałości.

Należy dokonać analizy czynników wywołujących siły działające na samolot w czasie np. zamierzonej zmiany toru lotu. Czynnikiem zmiennym jest kąt toru lotu. Pilot decyduje o parametrach, takich jak: kąt toru lotu, siła ciągu i prędkość lotu po torze.

Obciążenie wtedy może zależeć od takich „czynników”, jak: pilot, warunki atmosferyczne (otoczenie) i właściwości samolotu. Oczywiście, konstruktor ma wpływ na właściwości samolotu i co ważne powinien określić te czynniki jednoznacznie, a wartości dobrać w wymaganym i akceptowanym przedziale.

Dwa pierwsze „czynniki” traktujemy, że są niezależne od konstruktora, ale musi on znać możliwe błędy popełnione przez pilota i mieć wiedzę o wielkości turbulencji atmosfery. Siły i momenty działające podczas ruchu na samolot traktuje się jak obciążenie.

Warunkiem koniecznym prawidłowego wyznaczenia sił wewnętrznych – a później naprężeń w strukturze, jest określenie wszystkich źródeł obciążeń, jakie działają na samolot w analizowanej fazie ruchu.

Do źródeł obciążeń zalicza się:

- ciśnienie aerodynamiczne na powierzchniach opływanych przez powietrze,
- reakcje podłoża podczas ruchu na ziemi lub na wodzie,
- oddziaływanie zespołu napędowego,
- pole przyspieszenia: ziemskie (masa) i przyspieszenie w ruchu samolotu zarówno liniowe, jak i kątowe, powodujące powstawanie sił bezwładności,
- inne źródła o znaczeniu lokalnym; np. zabudowane na samolocie instalacje siłowe (z pominięciem zespołu napędowego), obsługa naziemna, nadciśnienie w pomieszczeniach uszczelnionych, gradient temperatury w strukturze (naprężenia termiczne) itp.

Jak więc widać mamy tu do czynienia z pewnym obszarem obciążeń. Granice tego obszaru, czyli ekstremalne wartości obciążeń są traktowane jako obciążenie dopuszczalne.

Obciążenie dopuszczalne jest to pojęcie związane z pracą konstrukcji, z czynnikami zewnętrznymi.

Naprężenia dopuszczalne to pojęcie związane z materiałem (zwykle jego doborem) i procesami (technikami) wytwarzania konkretnej konstrukcji – tego pojęcia nie używa się w analizie konstrukcji samolotu. Stąd warunek:

konstruktor powinien tak ukształtować strukturę, aby pod działaniem obciążeń dopuszczalnych we wszystkich warunkach i przypadkach przewidzianych przepisami budowy i eksploatacji samolotów, spełniała ona swoje przeznaczenie, tzn. aby nie wystąpiły odkształcenia trwałe w konstrukcji.

Oczywiście, obciążenia dopuszczalne nie mogą wywołać zniszczenia. Mogą je wywołać obciążenia niszczące, które muszą być większe o pewną wartość od obciążeń dopuszczalnych.

Stosunek obciążeń niszczących (P_{nisz}) do obciążeń dopuszczalnych (P_{dop}) określa współczynnik bezpieczeństwa ν

$$P_{\text{dop}} \nu \leq P_{\text{nisz}} \quad (1.1)$$

i jednocześnie:

$$P_{\text{dop}} \leq P_{\text{plast}} \quad (1.2)$$

gdzie: P_{plast} – odpowiada obciążeniom wywołującym odkształcenie plastyczne, ν – współczynnik bezpieczeństwa, zwykle 1,5.

2. Wyznaczanie współczynnika obciążeń samolotu w jego środku ciężkości

Wielkość obciążeń zasadniczych samolotu w dowolnych warunkach jego ruchu wyraża się zwykle w sposób bezwymiarowy, przez odniesienie do obciążeń uznanych za wyjściowe. Dla obciążeń podczas lotu takim stanem jest lot poziomy prostoliniowy ustalony.

Współczynnikiem obciążenia nazywamy bezwymiarowy stosunek:

$$n = \frac{P_z}{P_{z_0}} \quad (2.1)$$

gdzie: P_z – siła nośna samolotu podczas lotu, P_{z_0} – siła nośna samolotu podczas lotu ustalonego poziomego prostoliniowego równa sile ciężkości samolotu Q .

Po podstawieniu $P_{z_0} = m_0 g$ otrzymujemy:

$$n = \frac{P_z}{m_0 g} \quad (2.2)$$

czyli:

$$P_z = n m_0 g$$

gdzie: m_0 – masa samolotu, g – przyspieszenie ziemskie.

Ponieważ

$$n m_0 g = \frac{1}{2} \rho V^2 S c_z \quad (2.3)$$

więc:

$$n = \frac{1}{2} \rho \frac{S}{m_0 g} V^2 c_z \quad (2.4)$$

gdzie: ρ – gęstość powietrza, S – powierzchnia skrzydła, V – prędkość lotu, c_z – współczynnik siły nośnej (samolotu!).

Jak więc wynika ze wzoru (2.4) przebieg zmian współczynnika n w zależności od prędkości jest parabolą dla ustalonego współczynnika siły nośnej c_z .

Dodatkowo wyznacza się także współczynniki:

$$n_x = \frac{P_x}{m_0 g}, \quad n_y = \frac{P_y}{m_0 g}$$

Jest to wygodna forma zapisu, ponieważ uniezależnia obliczenia od przyjętego układu jednostek.

Rozpatrzmy przykład możliwego do osiągnięcia współczynnika obciążenia, wywołanego przez samolot lecący o następujących prędkościach:

- prędkość minimalna w locie poziomym

$$V_{\min} = 150 \text{ km/h} \div c_{z \max}$$

- prędkość maksymalna w locie poziomym

$$V_{\max} = 750 \text{ km/h} \div c_z(V_{\max})$$

Założmy, że samolot leci z prędkością maksymalną, a więc przy małym kącie natarcia, odpowiadającym niewielkim wartościom współczynnika siły nośnej, zwiększa się (jeśli może) możliwie szybko kąt natarcia do jego wartości krytycznej, co odpowiada maksymalnej wartości współczynnika siły nośnej. Jest to manewr na ogół możliwy do wykonania ze względu na właściwości aerodynamiczne samolotu.

Podczas lotu poziomego z prędkością maksymalną V_{\max} mamy:

$$Q - P_{z_0} = 0$$

czyli

$$P_{z_0} = -\frac{1}{2} \rho V_{\max}^2 S c_z \quad (2.5)$$

Podczas lotu poziomego z prędkością minimalną mamy:

$$Q - P_{z_0}^* = 0$$

czyli

$$P_{z_0}^* = -\frac{1}{2} \rho V_{\min}^2 S c_{z \max} \quad (2.6)$$

$$P_{z_0} = P_{z_0}^*$$

Po wykonaniu manewru od punktu A do punktu B (rys. 2.1):

$$P_z = -\frac{1}{2} \rho V_{\max}^2 S c_{z \max} \quad (2.7)$$

Współczynnik obciążenia dla stanu opisanego zależnością (2.7)

$$n = \frac{P_z}{P_{z_0}} = \frac{P_z}{P_{z_0}^*} = \left(\frac{V_{\max}}{V_{\min}} \right)^2 = \left(\frac{750}{150} \right)^2 = 25 \quad (2.8)$$

Na poruszający się samolot i będącego w nim pilota, po wykonaniu tak złożonego manewru, działa przyspieszenie prostopadłe do toru lotu większe 25 razy od przyspieszenia ziemskiego. Wynika to między innymi z II zasady Newtona, gdyż

$$P_z = m_0 a$$

gdzie a – przyspieszenie działające w środku masy

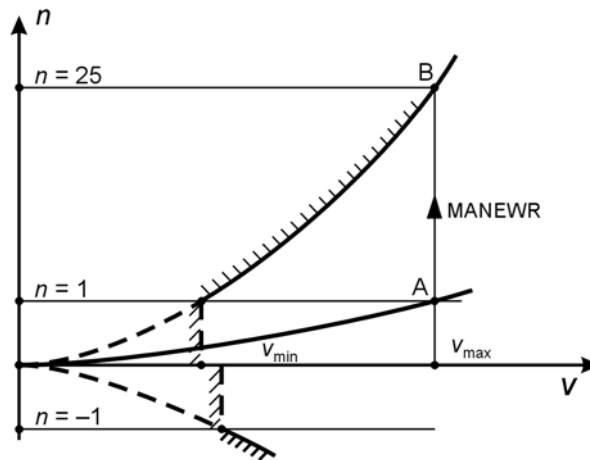
$$P_{z_0} = m_0 g$$

a wtedy otrzymamy inną postać zapisu współczynnika obciążenia n

$$n = \frac{m_0 a}{m_0 g}$$

czyli

$$n = \frac{a}{g} \quad (2.9)$$



Rys. 2.1. Współczynnik obciążeń w zależności od prędkości – manewr

W obliczeniach współczynnika obciążenia często pojawia się zagadnienie tzw. stanów nieustalonych, które traktuje się jako stan chwilowej równowagi statycznej z uwzględnieniem sił czynnych i sił d'Alamberta.

Wygodnie jest w tych obliczeniach rozpatrywać zagadnienie jako sumę stanu ustalonego, przed wystąpieniem zakłócenia ruchu i przyrostu na skutek zakłócenia. Zasadniczo istotne zmiany dynamiczne obciążeń w środku masy są powodowane przez zmiany kąta natarcia, i co za tym, współczynnika siły nośnej, wywołane działaniem pilota (obciążenie sterowane – manewr) lub podmuchem prostopadłym do toru lotu (obciążenia od burzliwości atmosfery – turbulencja). Wpływ zmian prędkości można na ogół zaniedbać.

Zakładając, że przed zakłóceniem

$$n_p = \frac{1}{2} \rho \frac{S}{m_0 g} V^2 c_z$$

to przyrost współczynnika obciążenia na skutek zmiany współczynnika siły nośnej o Δc_z będzie:

$$\Delta n = \frac{1}{2} \rho \frac{S}{m_0 g} V^2 \Delta c_z \quad (2.10)$$

Po podzieleniu stronami otrzymamy:

$$\frac{\Delta n}{n_p} = \frac{\Delta c_z}{c_z} \quad (2.11)$$

$$\Delta n = n_p \frac{\Delta c_z}{c_z}$$

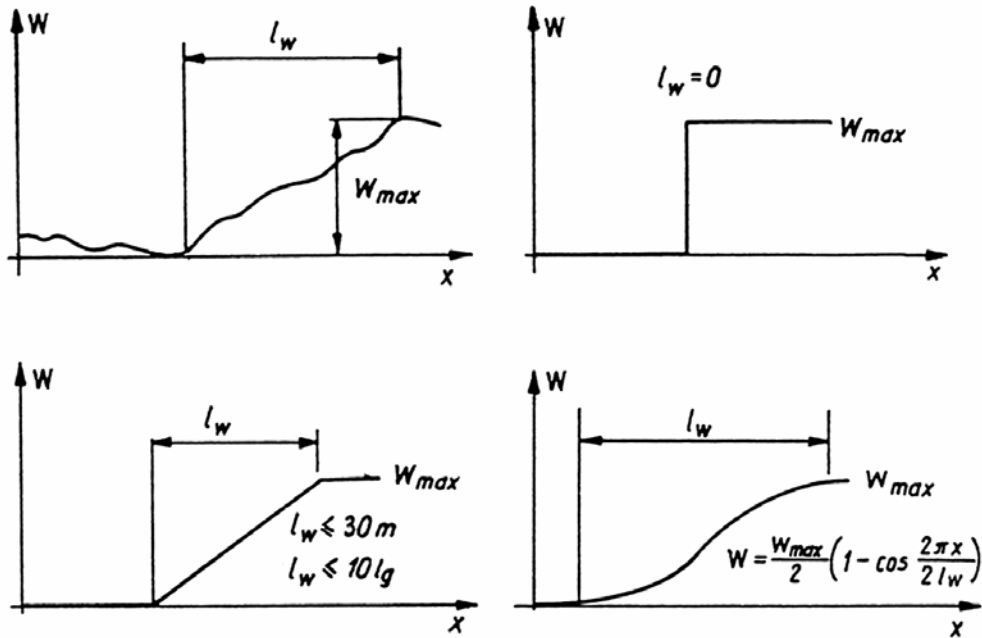
stąd wielkość współczynnika po zakłóceniu:

$$n_1 = n_p \left(1 + \frac{\Delta c_z}{c_z} \right) \quad (2.12)$$

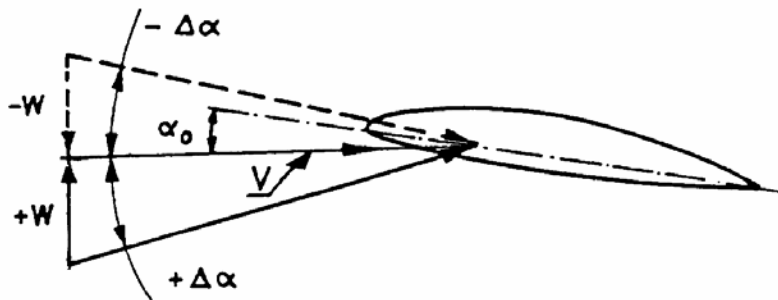
Przyczyną powstawania przyrostu obciążeń jest turbulencja atmosfery – obciążenia traktowane są wtedy jako niezależne od pilota. Wpływ turbulencji na przyrost obciążeń można rozpatrzeć na przykładzie pojedynczego podmuchu, jaki napotyka poruszające się skrzydło. Natrafia ono na obszar wznoszącego się lub opadającego pionowo powietrza. Dla uproszczenia można wstępnie założyć, że zmiana prędkości pionowej powietrza odbywa się w sposób nagły, od $w = 0$ do wartości $w = w_{\max}$ (rys. 2.2).

Podczas podmuchu „ostrokrawędziowego” następuje nagle zwiększenie kąta natarcia skrzydła o wielkość $\Delta\alpha$ (rys. 2.3). Istniejąca w rzeczywistym podmuchu strefa przejściowa, w istotny sposób zmniejsza zapisany wcześniej przyrost kąta natarcia:

$$\Delta\alpha = \arctg \frac{W_{\max}}{V}$$



Rys. 2.2. Podmuch rzeczywisty, różne modele podmuchów: a – podmuch rzeczywisty, b – podmuch ostrokrawędziowy, c, d – dwa opisy strefy przejściowej podmuchu:
 l_w – długość strefy przejściowej wzdłuż drogi samolotu (x),
 l_g – średnica cięwiwa geometryczna skrzydła



Rys. 2.3. Zmiana kąta natarcia skrzydła wywołana podmuchem ostrokrawędziowym

Trzeba tu zaznaczyć, że zarówno kształt, jak i wymiary strefy przejściowej są nadal niejednoznacznie określone, wiadomo jedynie, że istnieje tu duża różnorodność modeli podmuchów.

Zmiana kąta natarcia, a więc i zmiana siły aerodynamicznej zależy od wielu czynników. Czynniki te można zestawić w dwie grupy:

1. Czynniki wpływające na ruch samolotu po założeniu jego idealnej sztywności
2. Czynniki wynikające z odkształceń konstrukcji.

W każdej z tych dwu grup trzeba uwzględnić jeszcze dodatkowe czynniki, które konstruktor musi brać pod uwagę.

W pierwszej grupie należy uwzględnić, że:

- wartości sił aerodynamicznych podczas szybkich zmian kąta natarcia nie można w sposób ścisły opisać za pomocą współczynników tych sił wyznaczonych z badań dla ustalonego kąta natarcia; należy zastosować funkcję uwzględniającą prędkość zmiany kąta natarcia ($d\alpha/dt$),

- podczas przelotu przez podmuch pionowy samolot doznaje również przyrostu sił na usterzeniu poziomym; dla statecznego statycznie samolotu powstaje wtedy moment pochylający (aerodynamiczny), który działa przeciwnie do kierunku zmiany kąta natarcia, wywołany podmuchaem; w konsekwencji następuje pochylenie samolotu, a to zmniejsza zmianę kąta natarcia,

- w miarę zmiany kąta natarcia następuje zmiana siły nośnej, co powoduje wzrost prędkości pionowej samolotu w kierunku zgodnym z kierunkiem podmucha, a więc zmniejszenie dalszej zmiany kąta natarcia.

W drugiej grupie należy uwzględnić:

- zmniejszające się ciśnienie aerodynamiczne na skrzydle powoduje zmianę kąta skręcenia skrzydła, a to zmianę wartości sił aerodynamicznych, zmienia się więc rozkład jej wzdłuż rozpiętości,

- zmiana ugięcia skrzydła powoduje, zależnie od rozkładu masy skrzydła i udziału masy skrzydła w masie całego samolotu, mniej lub bardziej istotne zmiany sił bezwładności działających na masę kadłuba,

- prędkość zmiany ugięcia skrzydła powoduje zmiany jego kąta natarcia oraz zmiany sił bezwładności wzdłuż rozpiętości skrzydła.

Odkształcenia skrzydła w czasie przelotu przez podmuch pionowy mogą spowodować znaczące różnice obciążeń skrzydła, zależne od tego jak sztywne jest skrzydło.

Aby uprościć analizę obciążenia, zaleca się wprowadzić do obliczeń współczynnik złagodzenia podmucha, jest on zawsze mniejszy od jedności. Współczynnik złagodzenia podmuchów pozwala skorygować zależność przyrostu kąta natarcia od maksymalnej prędkości pionowej podmucha, którą operuje się w uproszczonej analizie podmucha „ostrokrawędziowego”. Zależnie od metody obliczania współczynnik złagodzenia podmucha może ujmować mniej lub więcej uprzednio wymienionych czynników, które mają wpływ na przyrost siły nośnej. Na przykład według obowiązujących przepisów budowy statków powietrznych współczynnik złagodzenia – oznaczany jako η , wyznacza się:

$$\eta = \frac{0,88 \mu}{5,3 + \mu} \quad (2.13)$$

gdzie:

$$\mu = \frac{2m_0}{\rho l_{sa} S \frac{dc_z}{d\alpha}} \quad (2.14)$$

gdzie: μ – cecha masowa, m_0 – masa samolotu (tzw. wyjściowa w momencie rozpoczynania lotu), ρ – gęstość powietrza, l_{sa} – średnia cięciwa aerodynamiczna, S – powierzchnia skrzydła, $dc_z/d\alpha = a$ – pochodna współczynnika siły nośnej względem kąta natarcia.

Tak wyznaczony współczynnik złagodzenia podmuchu η , zastosowany do zależności podającej przyrost kąta natarcia w pionowym podmuchu „ostrokrawędziowym”, o W_{\max} czyni ten podmuch równoważny podmuchowi o założonej w obliczeniach współczynnika złagodzenia, długości i kształcie strefy przejściowej.

Dla W_{\max} można napisać:

$$\Delta\alpha = \eta \operatorname{arctg} \frac{W}{V} \cong \eta \frac{W}{V} \quad (2.15)$$

gdyż W jest małe w porównaniu do V i dlatego przyrost współczynnika siły nośnej można zapisać jako:

$$\Delta c_z = \frac{dc_z}{d\alpha} \Delta\alpha = \frac{dc_z}{d\alpha} \eta \frac{W}{V} \quad (2.16)$$

i otrzymamy wówczas, że przyrost siły nośnej będzie:

$$\Delta P_z = \frac{1}{2} V^2 S a \eta \frac{W}{V} = \frac{1}{2} \rho V S a \eta W \quad (2.17)$$

gdzie:

$$a = \frac{dc_z}{d\alpha}$$

Całkowita siła nośna po wejściu w podmuch pionowy będzie:

$$P_z = P_{z_0} + \Delta P_z = nQ \quad (2.18)$$

Ponieważ:

$$P_{z_0} + n_0 Q = 0 \quad (2.19)$$

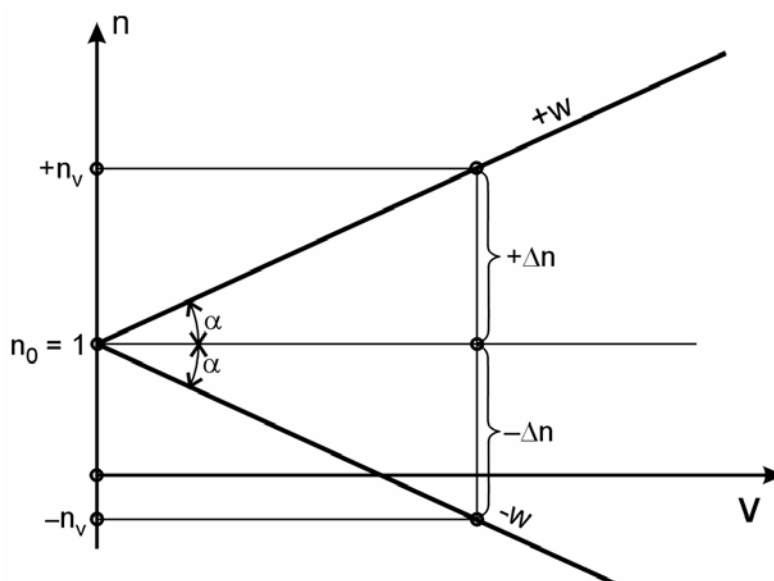
więc można napisać, po wstawieniu zależności (2.17) i (2.19) do (2.18) i przyjęciu konwencji znaków, że oznaczenie (+) dotyczy podmuchu skierowanego do góry, a oznaczenie (–) oznacza podmuch skierowany w dół. Ostatecznie współczynniki obciążenia od podmuchu można wyznaczyć z zależności:

$$n = n_0 \pm \frac{\rho S}{2 Q} a \eta W V \quad (2.20)$$

Zgodnie z przepisami budowy samolotów za stan wyjściowy przyjmujemy lot ustalony poziomy prostoliniowy i wtedy $n_0 = 1$. Jak więc widać z zależności (2.20) przebieg zmian współczynnika n w zależności od prędkości, w tym przypadku, jest linią prostą przecinającą oś n w punkcie $n_0 = 1$ i nachylona pod kątem

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{\rho S}{2 Q} a \eta W$$

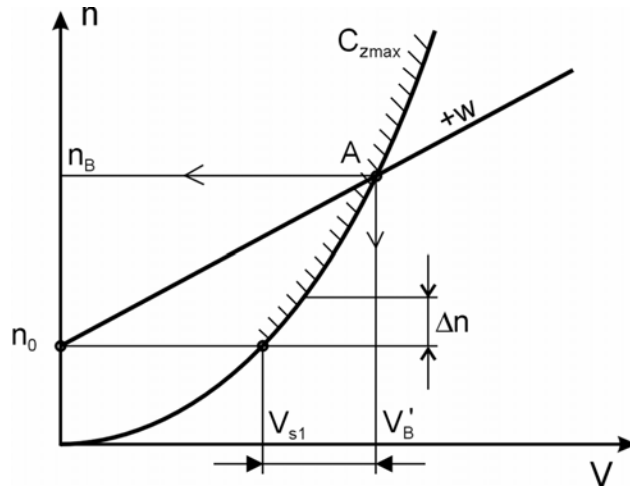
co zobrazowano na rys. 2.4.



Rys. 2.4. Współczynnik obciążeń w zależności od prędkości

Jeżeli teraz na wykres 2.4 naniesiemy przebieg pokazany na rys. 2.1, to otrzymamy rysunek 2.5.

Z wykresu 2.4 można odczytywać przyrost współczynnika obciążeń Δn dla dowolnej prędkości lotu V . Jednakże z rysunku 2.5 wynika, że w przedziale prędkości $V_{S1} - V'_B$ (tu V_{S1} – minimalna prędkość lotu, bo przy maksymalnej wartości $c_{z \max}$) nie jest możliwe osiągnięcie przez samolot wartości obliczanych z zależności (2.20), występuje bowiem ograniczenie wynikające z osiąganiem maksymalnej wartości współczynnika siły nośnej i związanej z tym wartości krytycznego kąta natarcia – czyli kąta, przy którym następuje oderwanie strugi. Dalszy wzrost kąta natarcia powoduje zmniejszenie siły nośnej, a zatem i współczynnika obciążenia.



Rys. 2.5. Obciążenia od podmuchów

Jeżeli przyrównamy do siebie zależności (2.20) i (2.4), po uwzględnieniu, że $Q = m_0 g$, to możemy wyznaczyć charakterystyczną prędkość V_B – zwaną dopuszczalną prędkością w burzliwej atmosferze (dla np. dopuszczalnej prędkości pionowej podmuchu) i odpowiadającą temu wartości współczynnika n_B . Konstruktor może zatem wpływać na to położenie, dobierając odpowiednio parametry wcześniej ustalone jako stałe np. S/Q , a , c_z . Ta informacja ważna jest też dla pilota.

Prześledźmy tok postępowania podczas wyznaczania współczynnika obciążenia oraz na kilku przykładach liczbowych.

Przykłady liczbowe

2.1. Wyznaczyć współczynnik obciążenia samolotu akrobacyjnego znajdującego się w ustalonym locie prostoliniowym wznoszącym się w pozycji „na plecach”, pod kątem $\theta = 20^\circ$ do poziomu i lecącego z prędkością $V = 180$ km/h.

Warunek równowagi:

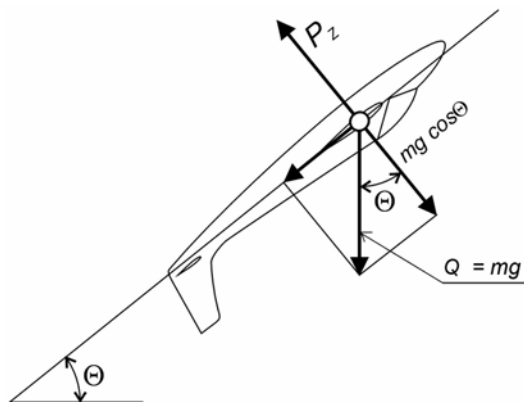
$$-P_z = m_0 g \cos \theta$$

a ponieważ:

$$n = \frac{P_z}{m_0 g} = -\frac{m_0 g \cos \theta}{m_0 g}$$

więc:

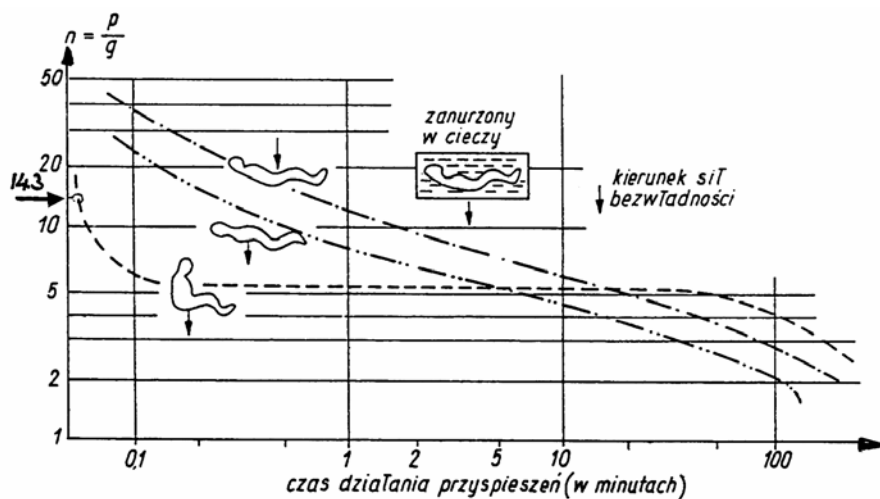
$$n = -\cos \theta$$



Rys. 2.6. Równowaga sił

Gdy lot jest ustalony i prostoliniowy, wówczas zarówno prędkość, jak i inne dane techniczne nie mają wpływu na wartość współczynnika n .

2.2. Wyznaczyć maksymalny możliwy do osiągnięcia dodatni współczynnik obciążenia n dla samolotu o następujących danych: $m_0 = 7500$ kg, $S = 23,3$ m², $\rho_0 = 1,226$ kg/m³, $V_{\max} = 800$ km/h, $c_{z \max} = 1,5$.



Rys. 2.7. Odporność organizmu ludzkiego na działanie przyspieszeń

Korzystając z definicji:

$$n = \frac{P_z}{P_0}$$

to maksymalna wartość zostanie osiągnięta dla $P_z = P_{z \max}$.

$$n = \frac{P_{z \max}}{m_0 g} = \frac{\frac{1}{2} \rho S V^2 c_{z \max}}{m_0 g}$$

$$n = \frac{1,226 \cdot 23,3 \cdot \left(800 \cdot \frac{1}{3,6}\right)^2 \cdot 1,5}{2 \cdot 7500 \cdot 9,81} \cong 14,3$$

Otrzymany współczynnik obciążenia jest większy od tej wartości, jaką człowiek może wytrzymać w pozycji siedzącej!

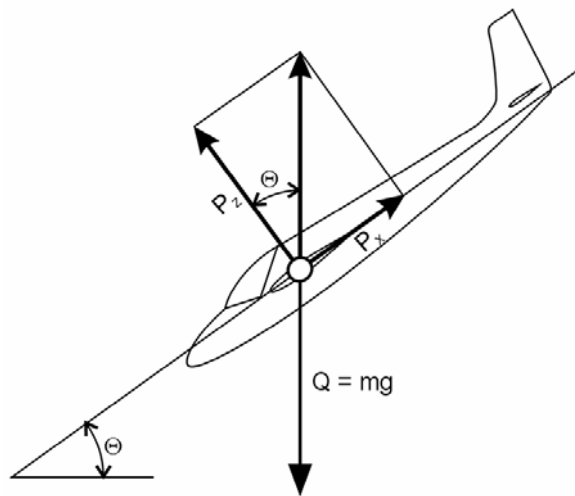
2.3. Wyznaczyć współczynnik obciążeń n dla szybowca nurkującego z ustaloną prędkością V po torze nachylonym do poziomu pod kątem $\theta = 30^\circ$. Z warunku równowagi sił:

$$P_z = m_0 g \cos \theta$$

a z założenia:

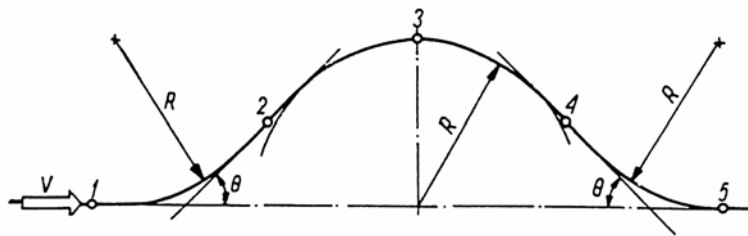
$$n = \frac{P_z}{P_{z_0}} = \frac{m_0 g \cos \theta}{m_0 g}$$

$$n = \cos \theta = 0,86$$



Rys. 2.8. Równowaga sił

2.4. Wyznaczyć współczynniki obciążeń samolotu wykonującego tzw. „górkę” obciążeń prędkością $V = 360 \text{ km/h}$, w punktach od 1 do 5, zakładając, że profil góry składa się z odcinków kołowych o promieniu $R = 509 \text{ m}$ i odcinków prostych, na których leżą punkty 2 i 4. Odcinki proste nachylone są do poziomu pod kątem $\theta = 30^\circ$. Punkty 1 i 5 leżą na łukach toru lotu (rys. 2.9).



Rys. 2.9. Tor lotu

- Punkt 1 i 5: $V = 360 \text{ km/h} = 100 \text{ m/s}$.

Korzystamy z definicji:

$$n = \frac{a}{g}$$

wtedy (przyspieszenie ziemskie + dośrodkowe)

$$a = g + \frac{V^2}{R} = 9,81 + \frac{100^2}{509}$$

$$a = 29,4 \text{ m/s}^2$$

$$n_{1,5} = \frac{29,4}{9,81} = 3$$

- Punkty 2 i 4

$$n_{2,4} = \cos 30^\circ = 0,86$$

- Punkt 3

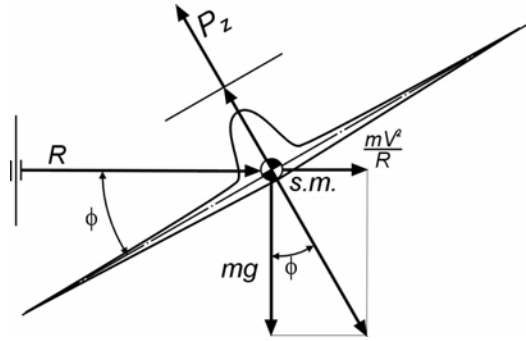
$$a = g - \frac{V^2}{R} = 9,81 - 19,62 = 9,81 \text{ m/s}^2$$

$n_3 = -1$ mimo że samolot znajduje się w pozycji normalnej!

Gdy $n_3 = 0$, wówczas promień:

$$R = \frac{V^2}{g} = \frac{100^2}{9,81} = 1019 \text{ m}$$

2.5. Wyznaczyć współczynnik obciążenia n samolotu znajdującego się w prawidłowym, tzn. bez „ześlizgu” lub „wyślizgu”, ustalonym zakręcie poziomym o promieniu $R = 721$ m i lecącego z prędkością $V = 360$ km/h.

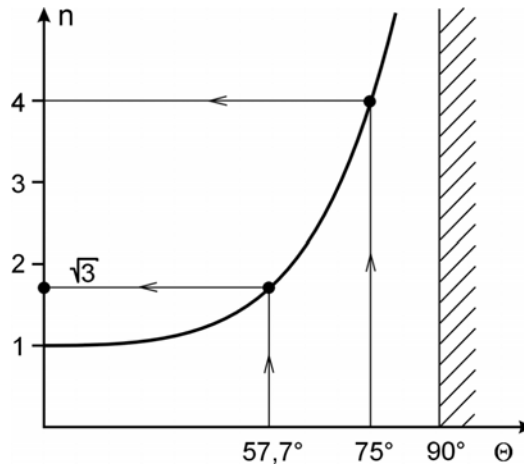


Rys. 2.10. Równowaga w zakręcie prawidłowym

Z warunku równowagi (rys. 2.10) mamy:

$$P_z = \sqrt{(m_0 g)^2 + \left(\frac{m_0 V^2}{R}\right)^2}$$

$$P_z = m_0 g \sqrt{1 + \frac{V^4}{R^2 g^2}} = m_0 g \sqrt{1 + \frac{100^4}{721^2 \cdot 9,81^2}} = m_0 g \sqrt{3}$$



Rys. 2.11. Współczynnik obciążenia w zakręcie

Ponieważ:

$$n = \frac{P_z}{m_0 g} = \frac{1}{\cos \varphi} = \sqrt{3}$$

$$\varphi = \arccos \frac{1}{\sqrt{3}} = 54^\circ 73'$$

więc przebieg zmian współczynnika obciążeń dopuszczalnych w takim zakręcie, w zależności od kąta przechylenia, będzie miał taki charakter, jak przedstawiono na rys. 2.10. Gdy współczynnik $n = 4$, wówczas należy wykonać zakręt z przechyleniem 75° .

2.6 Samolot lecący ustalonym lotem poziomym prostoliniowym z prędkością $V = 50$ m/s napotkał podmuch pionowy, z dołu do góry, o prędkości $w = 10$ m/s. Wyznaczyć współczynnik obciążenia w środku masy samolotu, tuż po zadziałaniu podmuchu. Przyjąć, że współczynnik złagodzenia podmuchu wynosi $\eta = 0,6$. Lot odbywa się na wysokości $H = 0$ m (według A.W. – atmosfery wzorcowej). Masa samolotu $m_0 = 850$ kg, powierzchnia nośna $S = 16,3$ m², $a = \frac{dc_z}{d\alpha} = 5 \frac{1}{\text{rd}}$.

Korzystamy z zależności:

$$n = 1 + \frac{1}{2} \rho_0 \frac{S}{m_0 g} \eta W V \frac{dc_z}{d\alpha}$$

i po podstawieniu wartości liczbowych otrzymujemy:

$$n = 1 + \frac{1}{2} \cdot 1,226 \cdot \frac{16,3}{850 \cdot 9,81} \cdot 0,6 \cdot 10 \cdot 50 \cdot 5 \cong 2,8$$

2.7. Na samolot z przykładu 2.6 działa podmuch z góry do dołu o prędkości $w = -10$ m/s. Korzystając z wcześniejszego rozwiązania:

$$n = 1 - \frac{1}{2} \rho_0 \frac{S}{m_0 g} \eta W V \frac{dc_z}{d\alpha}$$

po podstawieniu wartości liczbowych otrzymujemy:

$$n = -0,8$$

mimo że lot odbywa się w pozycji normalnej!

Pozostawia się czytelnikowi analizę zmiany wysokości lotu określonego przez współczynnik złagodzenia podmuchu η . Zgodnie z zależnościami (2.13) i (2.14) wartość współczynnika zależy od wysokości lotu. W zależności (2.13) zarówno w liczniku, jak i w mianowniku pojawia się wpływ wysokości lotu, ale zmieniający się w różny sposób.

3. Konstruowanie krzywych obciążeń samolotu podczas lotu

Wyznaczone wcześniej obciążenia samolotu dotyczyły różnych wybranych stanów lotu. Zbiór przypadków obciążeń, które należy brać pod uwagę podczas wyznaczania przypadków wymiarujących konstrukcję jest podawany w przepisach budowy samolotów. Zbiór obciążeń dopuszczalnych podczas lotu jest przedstawiany w postaci krzywej obciążeń sterowanych i krzywej obciążeń w burzliwej atmosferze. Przepisy budowy samolotów podają zalecane sposoby budowy tych krzywych.

Na przykład krzywa obciążeń dopuszczalnych, wywołanych w wyniku manewru przez pilota, zamyka obszar, wewnątrz którego znajdują się wszystkie możliwe w eksploatacji stany lotu i wywołane przez nie obciążenia. Ten przewidziany przez konstruktora obszar eksploatacji musi być przekazany do wiadomości użytkownikowi.

Współczynnik obciążeń dopuszczalnych jest ściśle związany z przeznaczeniem samolotu i podawanie do wiadomości jego aktualnie osiągniętych dla danego stanu lotu wartości, w wielu przypadkach, mija się z celem. Jednak w przypadkach koniecznych, np. szybowce lub samoloty szkolno-akrobacyjne, należy przewidzieć przyspieszenie do kontroli przez pilota wartości współczynnika obciążeń.

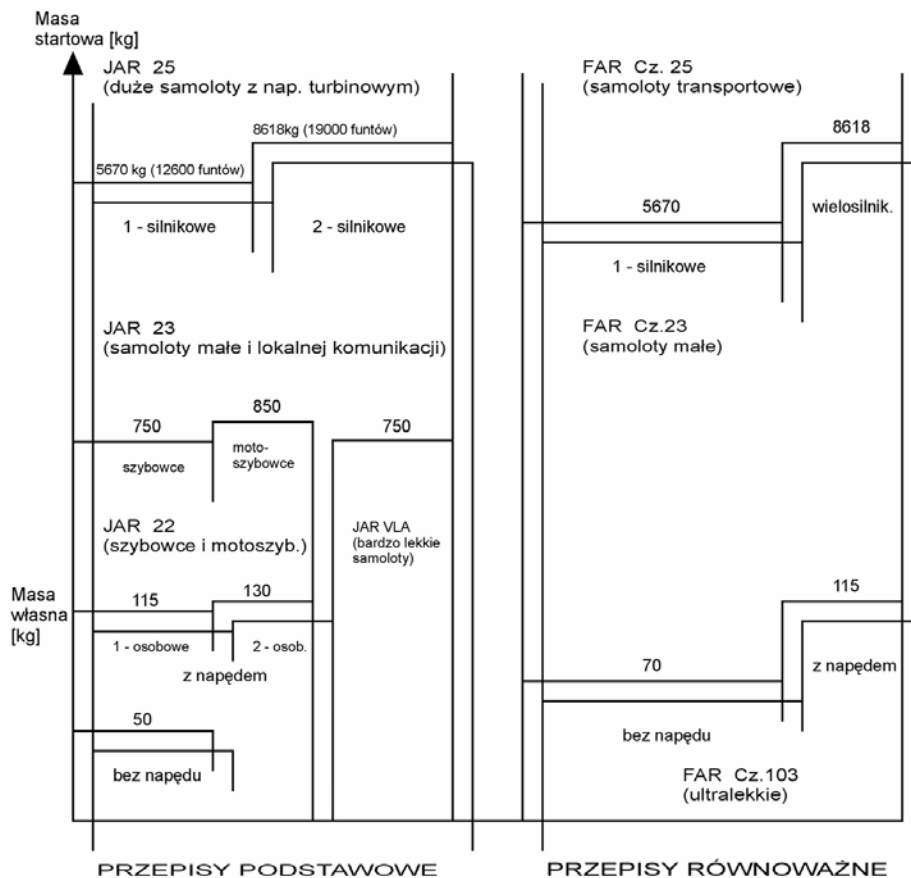
Dla każdego samolotu należy jednak podać, do wiadomości użytkownika w wykończonej dla niego instrukcji eksploatacji, zakres współczynników obciążeń dopuszczalnych, dla jakich był konstruowany samolot. Przewidywane przez konstruktora obciążenie, wywołane przez burzliwą atmosferę, wymaga podania jedynie wartości maksymalnej prędkości lotu w burzliwym powietrzu V_B – tak jak to podano w rozdziale 2, na rys. 2.5, podając zasadę wyznaczania tej prędkości.

Podane uwagi dają pogląd na nieco odmienne spojrzenie przez pilota – użytkownika na sprawy obciążeń („dopuszczalne” – dla konstruktora, „nigdy nie przekraczalne”, „maksymalne” – dla pilota). Inaczej mówiąc:

- „co najmniej takie obciążenia trzeba przewidywać” – konstruktor,
- „co najwyżej takie obciążenia można przyłożyć” – pilot.

W Polsce stosuje się obecnie przepisy zdatności cywilnego sprzętu lotniczego zgodnie z ich podziałem, zależnym od masy samolotu, co przedstawiono na rys. 3.1.

Prześledźmy teraz na podstawie przykładów liczbowych, podobnie jak w rozdziale 2, tok postępowania podczas konstruowania krzywych obciążeń.



Rys. 3.1. Zakresy stosowania przepisów zdatności do lotu (szybowce i samoloty)

Przykłady liczbowe

3.1. Dla samolotu nieakrobacyjnego, Short SC7 Skyvan, wyznaczyć:

- krzywą obciążeń sterowanych,
- krzywą obciążeń w burzliwej atmosferze,
- obwiednię obciążeń dopuszczalnych w locie.

Potrzebne dane przyjąć według załączonej charakterystyki (rys. 3.1) i dodatkowo założyć, że:

$$V_{\max} = 86 \text{ m/s} = 310 \text{ km/h}$$

$$c_{z \max \text{ bezklap}} = 1,5$$

$$c_{z \min} = -1,0$$

$$\frac{dc_z}{d\alpha} = 4,95 \frac{1}{\text{rd}}$$

Wszystkie krzywe wyznaczyć w układzie $n - V$.

1. Wyznaczanie krzywej obciążeń sterowanych

Wybór przepisów zależy między innymi od masy startowej i przeznaczenia samolotu. Dla samolotu Short SC7 Skyvan masa ta wynosi 5670 kg – samolot o przeznaczeniu transportowym. Jeżeli posłużymy się odpowiednimi przepisami, biorąc jako ograniczenie, że $m_0 = 5670 \text{ kg} < 5700 \text{ kg}$, to dla samolotu kategorii NA (nieakrobacyjnego) współczynnik obciążeń n_1 powinien spełniać następujące warunki:

$$2,1 + \frac{11000}{m_0 + 4600} \leq n_1 \leq 3,8$$

po podstawieniu $m_0 = 5670 \text{ kg}$ otrzymamy:

$$3,17 \leq n_1 \leq 3,8$$

Ponieważ masa konstrukcji zależy również od współczynnika obciążeń, wybieramy więc minimalną możliwą wielkość i wtedy (np. po zaokrągleniu) przyjmujemy, że:

$$n_1 = 3,2$$

Do obliczeń bierzemy konfigurację samolotu bez klap i przyjmujemy, że lot odbywa się na wysokości $H = 0 \text{ m}$ (według A.W. – atmosfery wzorcowej):

$$n_2 = 0,0$$

$$n_3 \leq -0,4 n_1$$

Przyjmując

$$n_3 = -1,3$$

Przystępujemy do obliczania prędkości charakterystycznych:

$$V_{S_1} = \sqrt{\frac{2m_0 g}{\rho_0 S c_{z \max}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 5670 \cdot 9,81}{1,226 \cdot 34,65 \cdot 1,5}} = 41,7 \text{ m/s} = 150 \text{ km/h}$$

i analogicznie:

$$V'_{S_1} = \sqrt{\frac{2 \cdot 5670 \cdot 9,81}{1,226 \cdot 34,65 \cdot |-1|}} = 51,2 \text{ m/s} = 184 \text{ km/h}$$

Parabola biegnąca od punktu A jest określona równaniem:

$$V = V_{S_1} \sqrt{n}$$

stąd

$$V_A = V_{S_1} \sqrt{n_1} = 41,7 \sqrt{3,2} = 74,6 \text{ m/s} = 268 \text{ km/h}$$

analogicznie:

$$V_G = V'_{S_1} \sqrt{|n_3|} = 51,2 \sqrt{1,3} = 58,4 \text{ m/s} = 210 \text{ km/h}$$

Prędkość obliczeniowa V_C musi spełniać następujące warunki:

1. $V_C \geq k \sqrt{\frac{m_0 g}{S}}$
2. $V_C \geq 0,9 \sqrt{V_{\max}}$

Można przyjąć mniejszą wartość, pod warunkiem, że $V_C \geq V_{NO}$, gdzie V_{NO} – prędkość normalna operacyjna. Z danych samolotu:

$$V_{NO} = 278 \text{ km/h} = 77,4 \text{ m/s}$$

Bywa, że współczynnik k jest definiowany w zależności od rodzaju przepisów, jest on wtedy funkcją $(m_0 g)/S$, na przykład:

- dla $\frac{m_0 g}{S} \leq 956 \text{ N/m}^2$, $k = 2,89$,
- dla $\frac{m_0 g}{S} \geq 9810 \text{ N/m}^2$, $k = 2,19$ – przeliczone na jednostki SI.

Zmienia się on liniowo w przedziale:

$$956 < \frac{m_0 g}{S} < 9810 \text{ N/m}^2$$

czyli: $k = -0,79 \cdot 10^{-4} \frac{mg}{S} + 2,96$ (w tym przedziale).

W naszym przypadku:

$$\frac{m_0 g}{S} = \frac{5670 \cdot 9,81}{34,65} = 1605 \text{ N/m}^2$$

stąd po podstawieniu $k = 2,83$ otrzymujemy:

$$V_{C_1} \geq 2,83 \sqrt{\frac{5670 \cdot 9,81}{34,65}} = 113,4 \text{ m/s} = 408 \text{ km/h}$$

$$V_{C_2} \geq 0,9 \cdot 86 = 77,4 \text{ m/s} = 278 \text{ km/h}$$

Ponieważ $V_{C_2} = V_{NO}$, więc do dalszych obliczeń przyjmujemy:

$$V_C = V_{C_2} = 77,4 \text{ m/s}$$

Maksymalna prędkość obliczeniowa ma być większa, gdy bierze się dwie wartości:

$$V_D \geq 1,4V_C$$

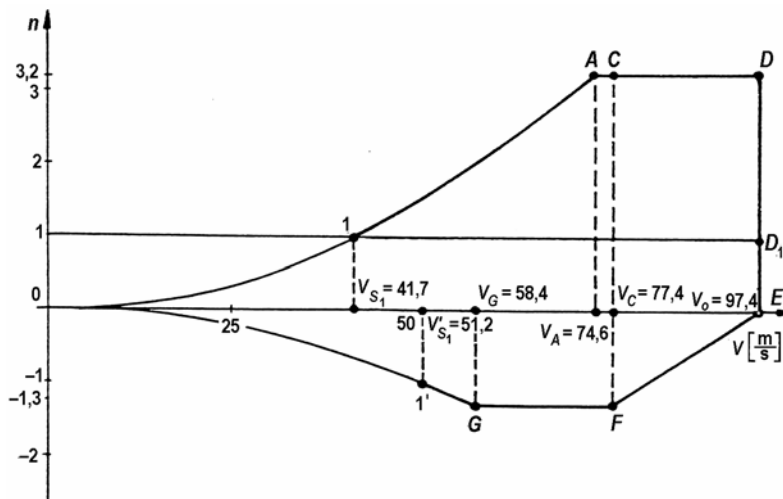
$$V_D \geq V_C + 20$$

Po podstawieniu otrzymamy:

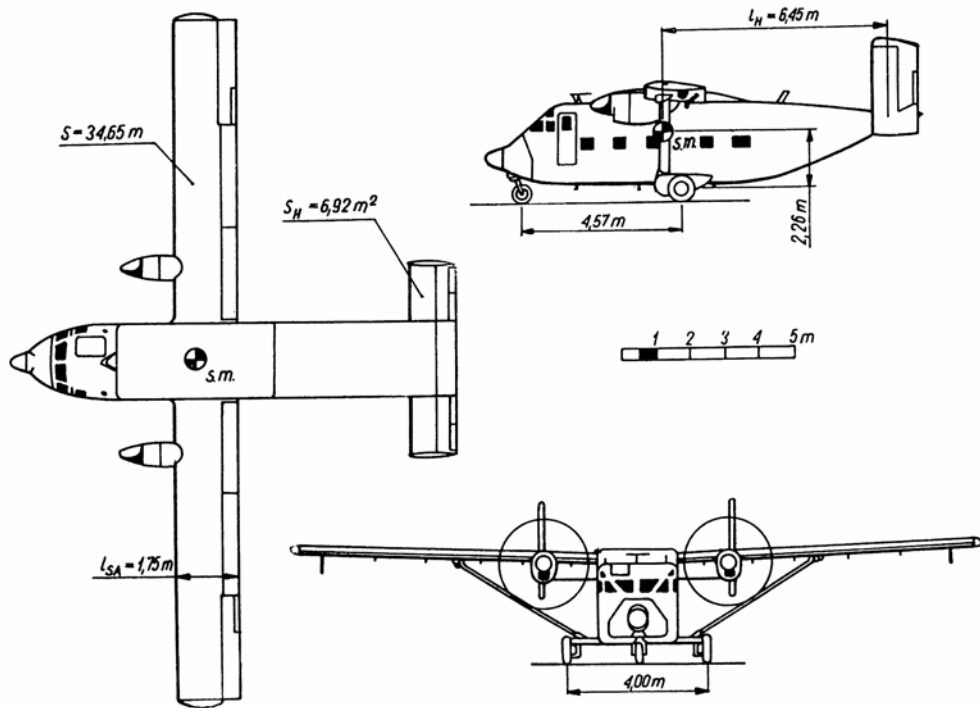
$$V_{D_1} > 1,4 \cdot 77,4 = 108,3 \text{ m/s} \cong 390 \text{ km/h}$$

$$V_{D_2} > 77,2 + 20 = 97,4 \text{ m/s} \cong 350 \text{ km/h}$$

Przyjmujemy $V_D = 97,4 \text{ m/s}$ – możemy już wykreślić krzywą obciążenia od sterowania – rys. 3.2.



Rys. 3.2. Krzywa obciążeń sterowanych



Rys. 3.3. Samolot Short SC7

Wymiary

Rozpiętość	19,79 m
Długość	12,21 m
Wysokość	4,60 m

Powierzchnia nośna 34,65 m²

Masa

Masa własna	3318 kg
Masa maksymalna startowa	5670 kg

Osiągi

Prędkość przelotowa	278 km/h
Prędkość przeciągnięcia na klapach	111 km/h
Prędkość wznoszenia	8,3 m/s

2 silniki turbośmigłowe Garrett Air Research TPE 331–201

$N_{\max} = 526 \text{ kW}$

2. Wyznaczenie krzywej obciążeń w burzliwej atmosferze

Zgodnie z wybranymi, obowiązującymi przepisami, przyjmujemy za stan wyjściowy ustalony lot poziomy prostoliniowy i w związku z tym współczynnik obciążenia od podmuchu jest liniową funkcją prędkości w układzie $n-V$:

$$n = \pm \frac{\rho}{2} \frac{S}{m_0 g} \eta \frac{dc_z}{d\alpha} W V$$

gdzie: W – prędkość pionowego podmuchu (7,5 lub 15 m/s), η – współczynnik złagodzenia podmuchu określony jako:

$$\eta = \frac{0,88\mu}{5,3 + \mu}$$

gdzie

$$\mu = \frac{2 m_0}{\rho l_{sa} S \frac{dc_z}{d\alpha}}$$

Dla prostokątnego płata średnia cięciwa aerodynamiczna i geometryczna wynosi:

$$l_{sa} = \frac{S}{b}$$

gdzie b – rozpiętość skrzydeł

$$l_{sa} = \frac{34,65}{19,79} = 1,75 \text{ m}$$

dalej mamy:

$$\mu = \frac{2 \cdot 5670}{1,226 \cdot 1,75 \cdot 34,65 \cdot 4,95} = 30,81$$

stąd współczynnik złagodzenia podmuchów wynosi:

$$\eta = \frac{0,88 \cdot 30,81}{5,3 + 30,81} = 0,75$$

oraz

$$n = 1 \pm \frac{1,226}{2} \cdot \frac{34,65}{5670 \cdot 9,81} \cdot 0,75 \cdot 4,95 W V$$

$$n = 1 \pm 0,001417 W V$$

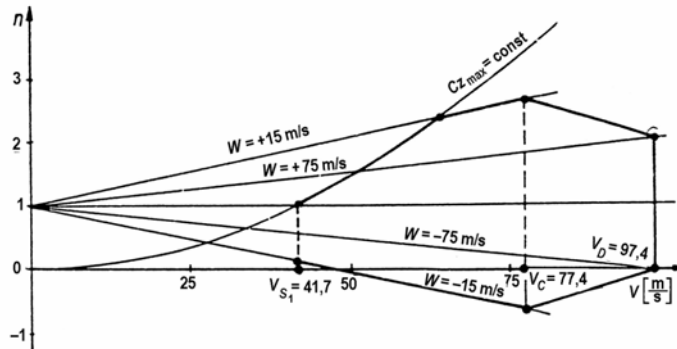
gdzie: V – prędkość lotu, W – prędkość powietrza wyrażone w m/s.

Zgodnie z przepisami maksymalną prędkością dla podmuchu $W = \pm 7,5$ m/s jest prędkość lotu V_D . Dla podmuchu natomiast $W = \pm 15$ m/s jest prędkość lotu V_C . Stąd $\Delta\beta_H$ otrzymujemy:

$$n_{V_D} = 1 \pm 1,03 = \langle -0,03 \div +2,03 \rangle$$

$$n_{V_C} = 1 \pm 1,64 = \langle -0,64 \div +2,64 \rangle$$

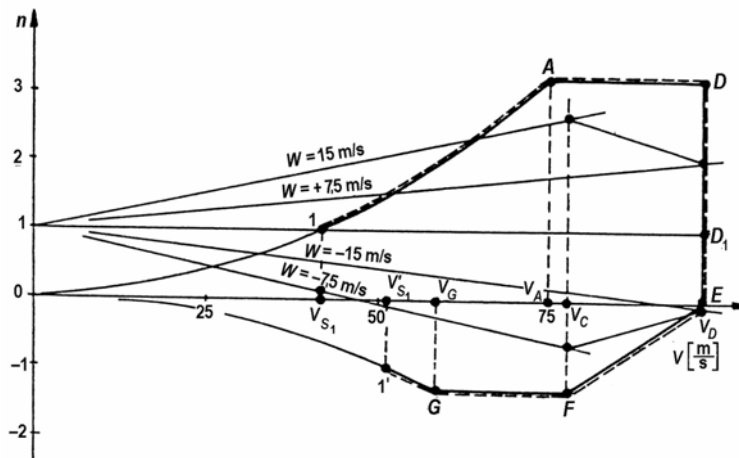
Nanosimy wyniki na wykres w układzie $n-V$ i otrzymujemy krzywe obciążeń w burzliwej atmosferze (rys. 3.4). Punkty n_{VD} i n_{VC} łączymy liniami prostymi. Od strony mniejszych prędkości obciążenia od podmuchów ograniczone są parabolą $c_{z \max}$, której przekraczanie powoduje oderwanie strug, a w następstwie może doprowadzić do „zwalnia się” samolotu przy oczywistym zmniejszeniu obciążeń.

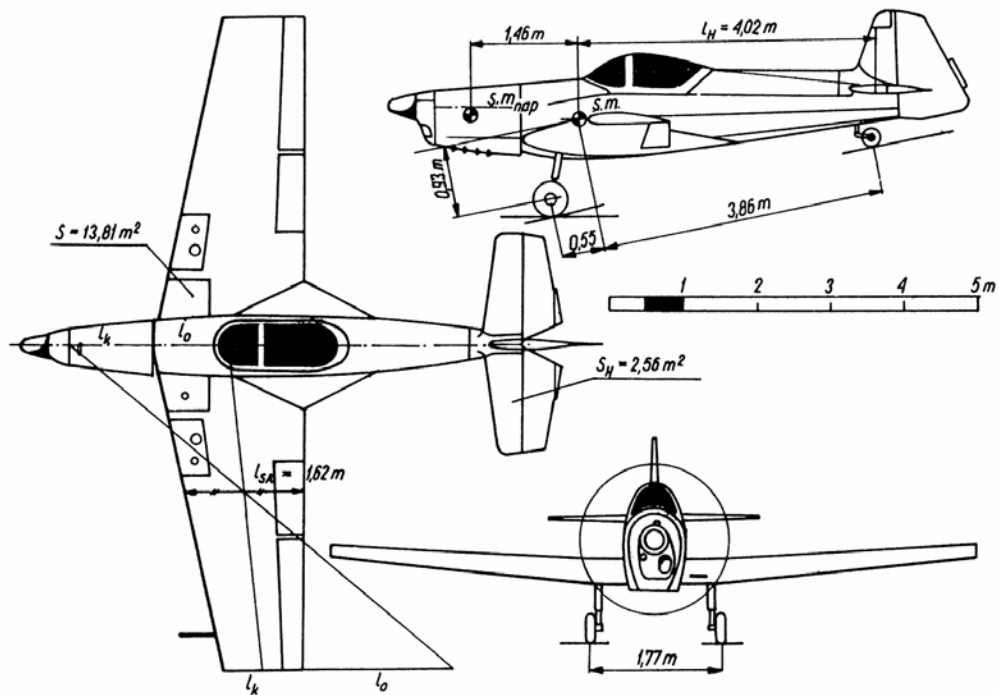


Rys. 3.4. Krzywa obciążeń w burzliwej atmosferze

3. Obwiednia obciążeń dopuszczalnych

Obwiednią obciążeń dopuszczalnych jest obwiednia dwóch poprzednio wyznaczonych krzywych (rys. 3.3 i 3.4). Jak widać z rysunku 3.5 wymiarującymi są tu obciążenia od sterowania (manewrów). Jedynie ujemny podmuch przy prędkości V_D daje obciążenie większe, co do bezwzględnej wartości niż obciążenia od sterowania. Zwykle nanosi się na jeden wykres wszystkie trzy krzywe.

Rys. 3.5. Obwiednia obciążeń
Obwiednia obciążeń dopuszczalnych w locie – linia przerywana



Rys. 3.6. Samolot akrobacyjny Zlin Z526 AFS Akrobat

Wymiary:

Rozpiętość	8,84 m
Długość	7,81 m
Wysokość	1,90 m

Powierzchnia nośna13,81 m²**Masa**

Masa własna	605 kg
Masa maksymalna startowa	830 kg

Osiągi

Prędkość maksymalna	250 km/h
Prędkość przelotowa	216 km/h
Prędkość przeciągnięcia	100 km/h
Prędkość wznoszenia	9 m/s
Silnik Avia M 137 A	

 $N_{\max} = 132,5 \text{ kW}$

4. Obwiednia obciążeń zewnętrznych

Według tych samych przepisów, co w zadaniu poprzednim, wyznaczyć obwiednię obciążeń zewnętrznych dla samolotu akrobacyjnego Zlin Z526 AFS Akrobat (rys. 3.6):

- krzywą obciążeń sterowanych,
- krzywą obciążeń w burzliwej atmosferze,
- obwiednię obciążeń dopuszczalnych w locie.

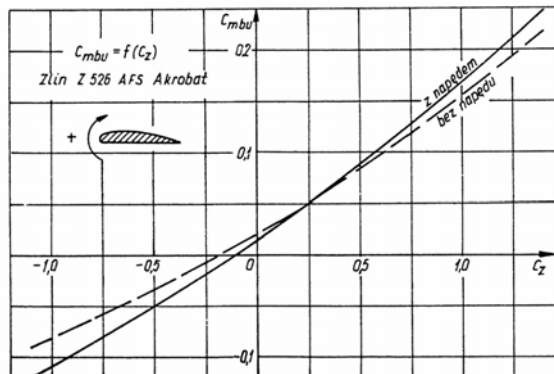
Potrzebne dane przyjąć według załączonej charakterystyki oraz założyć:

$$c_{z \max} = 1,4$$

$$c_{z \min} = -1,1$$

$$\frac{dc_z}{d\alpha} = 4,2 \frac{1}{\text{rd}}$$

Wszystkie krzywe wyznaczyć w układzie $n-V$.



Rys. 3.7. Współczynnik momentu – Zlin Z526 AFS Akrobat

Jeśli rozwiążemy zadanie tak jak poprzednie, to współczynniki obciążeń wyniosą:

$$n_1 = 6, n_2 = -1, n_3 = -3$$

oraz prędkości wynosić będą:

$$V_{S_1} = 26,2 \text{ m/s}, V'_{S_1} = 29,5 \text{ m/s}, V_A = 64,2 \text{ m/s}, V_G = 51,1 \text{ m/s},$$

$$V_C = 62,5 \text{ m/s}, V_D = 100 \text{ m/s},$$

Przyjmując, że:

$$l_{SA} = l_g = \frac{S}{b} = 1,56 \text{ m}$$

to otrzymamy współczynnik złagodzenia podmuchów wynosić będzie:

$$\eta = 0,65$$

Wówczas proste podmuchów można określić następująco:

$$n = 1 \pm 0,042 V \quad \text{dla} \quad W = \pm 15 \text{ m/s}$$

4. Obciążenia zewnętrzne usterzeń

Siła działająca na usterzenie poziome ma zapewnić równowagę momentów aerodynamicznych względem środka ciężkości samolotu dla spełnienia warunku równowagi podłużnej. Wartość siły na usterzeniu wymagana do zapewnienia takiej równowagi, oznaczanej jako $P_{z_{H_0}}$, można obliczyć dla dowolnego stanu lotu, mając dany wykres przebiegu momentu samolotu bez usterzenia w funkcji kąta natarcia (lub współczynnika siły nośnej) $c_{m_{bH}} = f(\alpha)$ lub $c_{m_{bH}} = f(c_z)$.

Wypadkowa siła aerodynamiczna, działająca po wejściu w podmuch samolotu statecznego, nie przechodzi przez jego środek ciężkości. Powstanie moment aerodynamiczny, który będzie przeciwdziałał zmianie kąta natarcia samolotu wywołanej podmuchem. Na usterzeniu poziomym powstanie siła aerodynamiczna, która składać się będzie z siły potrzebnej do równowagi i siły wywołującej niezrównoważony moment aerodynamiczny – wywołuje ona przyspieszenie kątowe.

Przyrost siły od podmuchu na usterzeniu poziomym można określić w prosty sposób, zakładając te same wartości prędkości podmuchu i współczynnika jego złagodzenia, jakie działają na skrzydło, a więc chodzi tu o jednoczesne działanie podmuchu na skrzydło i usterzenie przy uwzględnieniu, że przyrost kąta natarcia na usterzeniu uwzględnia kąt odchylenia napływających na usterzenie strug powietrza. Ten przyrost kąta można zapisać jako:

$$\Delta\alpha_H = \Delta\alpha \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \quad (4.1)$$

wtedy przyrost siły na usterzeniu będzie:

$$\Delta P_{z_H} = -\frac{1}{2} \rho S_H V_H^2 \frac{dc_{z_H}}{d\alpha_H} \frac{\eta W}{V} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \quad (4.2)$$

gdzie: ε – kąt odchylenia strug i w obszarze usterzenia poziomego, V_H – prędkość opływu usterzenia poziomego.

Zakładając, że prędkość opływu usterzenia jest w przybliżeniu równa prędkości opływu skrzydła oraz uproszczeniu zależności (4.2) otrzymamy:

$$\Delta P_{z_H} = -\frac{1}{2} \rho S_H V \frac{dc_{z_H}}{d\alpha_H} \eta W \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \quad (4.3)$$

Przyjmujemy, że w rozpatrywanym czasie przejścia samolotu przez strefę przejściową podmuchu pilot nie wykona żadnego ruchu sterem wysokości. Całkowita siła po wejściu w podmuch będzie wówczas wynosiła:

$$P_{z_H} = P_{z_{H_0}} + \Delta P_{z_H} \quad (4.4)$$

gdzie $P_{z_{H_0}}$ – jest siłą potrzebną do równowagi w stanie lotu przed wejściem w podmuch.

Wartość tej siły można obliczyć z warunku równowagi wokół osi $y-y$ (oś y skierowana jest w kierunku rozpiętości skrzydeł) po znalezieniu z wykresu $c_{mbH} = f(c_z)$ wartości współczynnika momentu samolotu bez usterzenia poziomego – $c_{m_0H_0}$ odpowiadającą wartości współczynnika siły nośnej c_{z_0} dla stanu lotu przed wejściem w podmuch. Gdy założymy dodatni zwrot siły na usterzeniu zgodny z dodatnim zwrotem osi z , wówczas moment po uwzględnieniu znaków, będzie:

$$M_0 = P_{z_{H_0}} l_H = \frac{1}{2} \rho V^2 S l_{sa} c_{mbu} \quad (4.5)$$

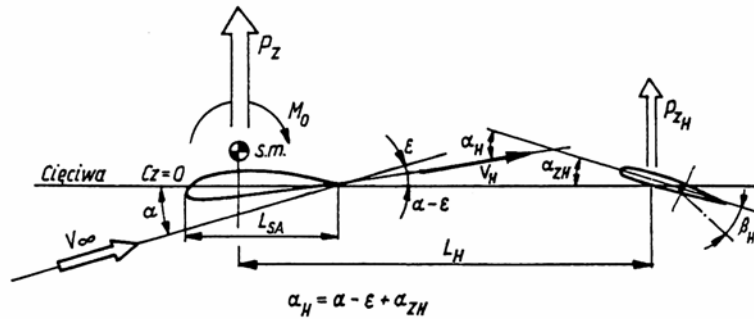
$$P_{z_{H_0}} = \frac{1}{2} \rho V_H^2 S \frac{l_{sa}}{l_H} c_{mbu} \quad (4.6)$$

gdzie $l_{sa} = l_{s, \text{gem}}$ – średnia cięciwa aerodynamiczna, równa czasami średniej cięciwie geometrycznej.

Trzeba określić wartość siły potrzebnej do równowagi po wejściu w podmuch. W zależności (4.6) c_{mbu} jest podawany zazwyczaj jako wynik dmuchań aerodynamicznych zwykle modelu w mniejszej podziale i otrzymuje się wówczas przebieg $c_{mbu} = f(c_z)$.

Siłę (4.6) można obliczyć jedynie metodą kolejnych przybliżeń, gdyż potrzebną wartość $c_{mbu} \div c_z$ obliczamy dla założenia, że $P_{z \text{ skrzyd}} = nm_0 g$, lecz w rzeczywistości $P_{z \text{ skrzyd}} = nm_0 g - P_{z_{H_0}}$, a to powoduje zmianę współczynnika siły nośnej c_z i w rezultacie kolejno c_{mbu} , daje to nową wartość $P_{z_{H_0}}$. Iterację należy prowadzić tak długo, aż otrzymane $P_{z_{H_0}}$ równałoby się założonemu do obliczenia $P_{z \text{ skrzyd}}$. W praktyce ze względu na fakt, że na ogół kolejne iteracje prowadzą do zmniejszenia wartości $P_{z_{H_0}}$ przyjmuje się pierwszy wynik jako dostatecznie dokładne obliczenie z błędem po stronie bezpiecznej.

Układ powiązań geometrycznych przedstawiono na rys. 4.1.



Rys. 4.1. Powiązania geometryczne

Obciążenia aerodynamiczne można podzielić na trzy rodzaje:

1. Siły wynikające z potrzeby zachowania równowagi podłużnej samolotu w całym zakresie użytkowych prędkości lotu (a więc i współczynników c_z).
2. Siły będące wynikiem manewrowania samolotem,
3. Siły wynikające ze zmian opływu na skutek podmuchów atmosferycznych.

W celu uproszczenia obliczeń można wcześniejsze zależności przekształcić, korzystając z równości:

$$m_0 g n = \frac{1}{2} \rho S V^2 c_z$$

zakładając, że $V_H = V$ otrzymamy postać umożliwiającą wyznaczenie siły na usterzeniu potrzebną do równowagi:

$$P_{z_{H_0}} = m_0 g n \frac{c_{mbu} l_{sa}}{c_z l_H} \quad (4.7)$$

$$P_{z_{H_0}} = \frac{1}{2} \rho S_H V_H^2 c_{z_H} \quad (4.8)$$

gdzie

$$c_{z_H} = a_1 (\alpha + \alpha_{z_H} - \epsilon) + a_2 \beta_H \quad (4.9)$$

$$a_1 = \frac{dc_{z_H}}{d\alpha}$$

$$a_2 = \frac{dc_{z_H}}{d\beta_H}$$

przy czym α – kąt natarcia skrzydła, liczony od kąta zerowej siły nośnej, α_{z_H} – kąt zaklinowania usterzenia, liczony od kąta zerowej siły nośnej, ε – kąt odchylenia strug za skrzydłem, β_H – kąt wychylenia steru wysokości.

Z danych zawartych w obliczeniach aerodynamicznych, można na etapie projektu wstępnego przyjąć, że kąt odchylenia strug:

$$\varepsilon^\circ = 57,3 \frac{c_z}{\pi \lambda} = 18,4 \frac{c_z}{\lambda}$$

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} \cong \frac{36,5a}{\lambda} \cong 35 \frac{a}{\lambda}$$

gdzie λ – wydłużenie skrzydła, zwykle $a \cong \frac{2\pi\lambda}{\lambda+2}$, $\frac{d\varepsilon}{d\alpha} \cong 35 \frac{a}{\lambda}$ dla jednopłata

i $\frac{d\varepsilon}{d\alpha} \cong 55 \frac{a}{\lambda}$ dla dwupłata.

Przedstawione zależności (4.7), (4.8), (4.9) umożliwiają obliczenie siły na usterzeniu potrzebną do równowagi w dowolnym stanie lotu i ustalenia odpowiadającej jej konfiguracji usterzenia poziomego.

Na skutek wychylenia steru wysokości na usterzeniu występuje przyrost siły nośnej określony zależnością:

$$\Delta P_{z_H} = \frac{1}{2} \rho S_H V_H^2 a_2 \Delta \beta_H \quad (4.10)$$

Sumaryczne obciążenie usterzenia po wychyleniu steru wysokości wynosi:

$$P_{z_H} = P_{z_{H_0}} + \Delta P_{z_H} \quad (4.11)$$

W czasie lotu w burzliwej atmosferze usterzenie doznaje przyrostów obciążeń na skutek oddziaływania podmuchów pionowych:

$$P_{z_H(w)} = \frac{1}{2} \rho S_H V_H^2 \eta \frac{w}{V} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) a_1 \quad (4.12)$$

i podobnie jak poprzednio sumaryczne obciążenie będzie:

$$P_{z_H} = P_{z_{H_0}} + \Delta P_{z_H(w)} \quad (4.13)$$

Na usterzenie, tak samo jak na inne elementy samolotu, działają również siły masowe zarówno od przyspieszenia liniowego występującego w środku masy samolotu, jak i kątownego, wywołanego niezrównoważeniem momentów względem środka masy. Przyspieszenie kątowe jest na skutek, między innymi, zmian sił aerodynamicznych na usterzeniu poziomym, gdyż w ogólnym przypadku zmiany te następują prędzej niż zmiany współczynnika siły nośnej c_z , a co za tym idzie i współczynnika momentu bez

usterzenia c_{mbu} samolotu. W wyniku tego zjawiska występuje różnica między momentem występującym od usterzenia a momentem potrzebnym do równowagi w danym stanie lotu. Różnica siły występującej na usterzeniu i siły potrzebnej do równowagi w danym stanie lotu jest siłą wywołującą przyspieszenie kątowe:

$$P_{z_{H\varepsilon}} = P_{z_H} - P_{z_{H_0}} \quad (4.14)$$

gdzie $P_{z_{H\varepsilon}}$ – siła wywołująca przyspieszenie kątowe, P_{z_H} siła działająca na usterzenie poziome, $P_{z_{H_0}}$ – siła potrzebna do równowagi w danym stanie lotu.

Otrzymujemy, że przyspieszenie kątowe będzie:

$$\varepsilon = \frac{P_{z_{H\varepsilon}} l_H}{I_{yy}} \quad (4.15)$$

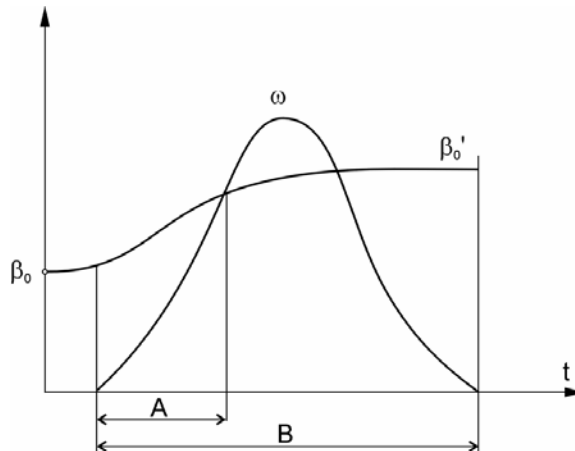
gdzie ε – przyspieszenie kątowe, I_{yy} – moment bezwładności samolotu względem osi y - y przechodzącej przez środek masy.

Ostatecznie przyrost współczynnika obciążeń od przyspieszeń kątowych wynosi w odległości x od środka masy:

$$\Delta n_x = \frac{\varepsilon x}{g} \quad (4.16)$$

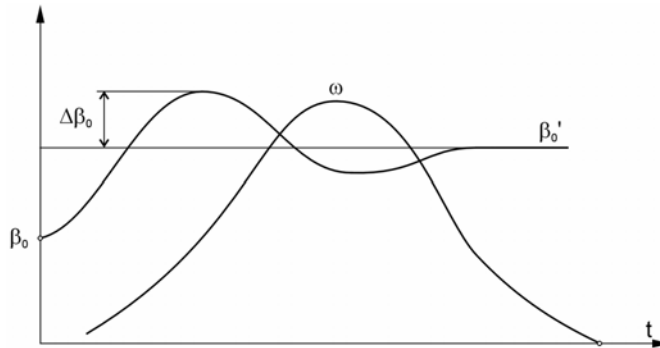
i wartość tę należy dodać do znanej z warunków lotu wartości współczynnika n w środku masy. Aby w obliczeniach obciążeń usterzeń poziomych uwzględnić tzw. czynnik czasu, który jest związany ze sposobem wykonywania manewru, wprowadza się dwa rodzaje manewrów: niekontrolowany i kontrolowany. Oba te manewry różniące się ruchem steru kolejno prześledzimy.

Na rysunku 4.2 podano jakościowo ruch steru odpowiadający tzw. manewrowi niekontrolowanemu (ω – prędkość kątowa, β – wychylenie steru).



Rys. 4.2. Manewr niekontrolowany

Pilot wychyla ster z położenia odpowiadającego położeniu równowagi β_0 do położenia β'_0 i pozostawia go w tym położeniu. Pojawia się przyspieszenie kątowe ε i w związku z tym powstaje prędkość kątowa ω . Powoduje to spadek i zmianę znaku ε (tzw. momenty tłumiące), a co za tym idzie zmniejszenie prędkości kątowej ω . Ustala się nowy stan równowagi odpowiadający wychyleniu steru β'_0 . Czas manewru jest stosunkowo długi, a przed ustaleniem się nowego stanu równowagi malejąca prędkość kątowa ω może nawet kilkakrotnie zmienić znak, oznacza to, że samolot może wykonać kilka wahań wokół nowego stanu równowagi.



Rys. 4.3. Manewr kontrolowany

Na rysunku 4.3 przedstawiono ruch steru odpowiadający tzw. manewrowi kontrolowanemu (ω – prędkość kątowa, β – wychylenie steru). W manewrze tym początkowe wychylenie steru $\Delta\beta$ jest znacznie większe niż potrzebne do równowagi w stanie docelowym – β'_0 potem następuje wychylenie steru w przeciwną stronę dla zahamowania wywołanej wcześniej prędkości kątowej ω (większej niż dla manewru niekontrolowanego), ostatecznie pilot ustala położenie steru na kącie β'_0 . Aby osiągnąć taki sam rezultat można stosować nieskończenie wiele kombinacji wychylenia steru. Im większe są wychylenia steru, tym krótszy jest czas potrzebnego wychylenia i krótszy jest czas wykonania manewru.

Występujące w czasie sterowania zmiany sił na usterzeniach poziomych (podobnie będzie na usterzeniu pionowym) będą w istotny sposób zależały od rodzaju manewru oraz od czasu ruchu steru $d\beta/dt$ (dotyczy to również skrzydła podczas ruchu lotek). Do obliczenia obciążeń usterzeń (i lotek) od sterowania należy więc znać przebieg wychylenia powierzchni steru wysokości (lotki) w funkcji czasu. Dla stosunkowo krótkiego ruchu sterami następują również stosunkowo szybko nowe warunki równowagi momentów działających na samolot. Upraszczając, w pierwszym przybliżeniu, można więc założyć, iż w nowych warunkach lotu, wartość liczbowa prędkości opływu nie ulegnie zmianie, a zmieni się jedynie jej kierunek. Wracając teraz do zależności (4.6) i dla przy-

jętej krzywej obciążeń dopuszczalnych (wcześniej wyznaczonej!) od sterowania można obliczyć odpowiadające poszczególnym punktom krzywej wartości sił na usterzeniu poziomym potrzebne do równowagi momentów w tych punktach. Z założenia wynika, że w sterach lotu odpowiadających poszczególnym punktom, panują warunki równowagi podłużnej samolotu.

Gdy znane są wartości n i V dla rozważanego punktu, wówczas można określić współczynnik siły nośnej c_z z równania ruchu wzdłuż osi z :

$$c_z = \frac{nQ}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \quad (4.17)$$

A następnie po odczytaniu wartości c_{mbu} z wykresu $c_{mbu} = f(c_z)$ obliczyć P_{z_H} z równowagi momentów. Z obliczeń wzdłuż całej krzywej obciążeń dopuszczalnych od sterowania można sporządzić wykres $P_{z_{H_0}} = f(c_z)$ (rys. 4.4):

$$P_{z_{H_0}} = \frac{1}{2}\rho V_H^2 S_H c_{z_H} \quad (4.18)$$

$$c_{z_{H_0}} = \frac{\partial c_{z_H}}{\partial \alpha_H} \alpha_{H_0} + \frac{\partial c_{z_H}}{\partial \beta_H} \beta_{H_0}$$

lub krócej:

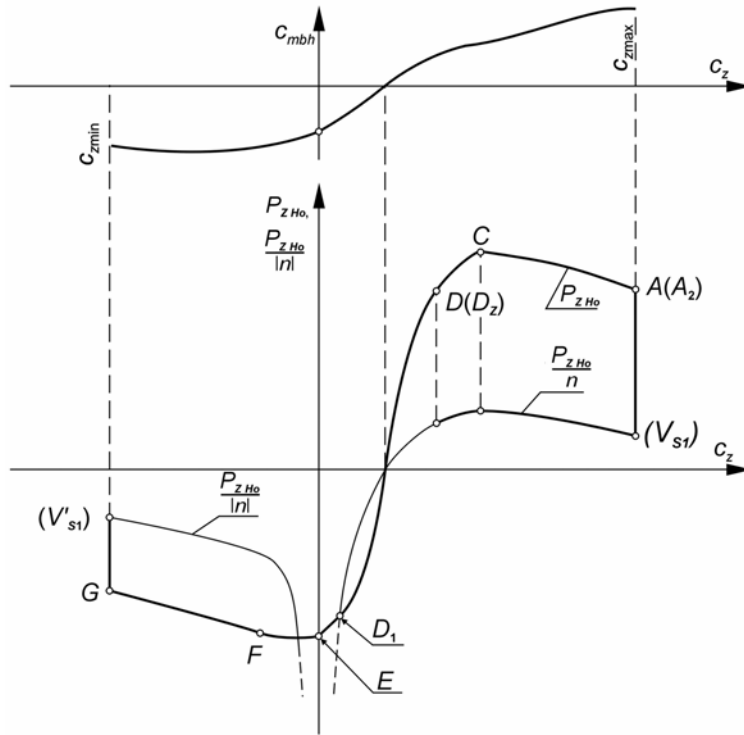
$$c_{z_{H_0}} = a_{1_H} \alpha_{H_0} + a_{2_H} \beta_{H_0} \quad (4.19)$$

dla obliczonej wartości siły $P_{z_{H_0}}$ i wynikającego ze stanu lotu α_{H_0} można wyznaczyć kąt wychylenia steru β_{H_0} potrzebny do równowagi z zależności (4.18) i (4.19):

$$\beta_{H_0} = \frac{1}{a_{2_H}} \left[\frac{P_{z_{H_0}}}{\frac{1}{2}\rho V_H^2 S_H} - a_{1_H} \alpha_{H_0} \right] \quad (4.20)$$

Do obliczeń dodatkowej siły na usterzeniu, wywołanej sterowaniem, należy określić ruch steru wywołany przez pilota, tak jak opisano to wcześniej. Dla uproszczonych obliczeń obciążeń usterzenia poziomego od sterowania zakłada się przy manewrze kontrolowanym, że pilot wywołuje przyspieszenie kątowe wokół osi y - y , oznaczone jako ε , dla rozważanego stanu lotu zanim nastąpi zmiana kąta natarcia ($\omega_y = 0$). Cały więc przyrost siły $P_{z_{H_\varepsilon}}$ od sterowania wywołany jest dodatkowym wychyleniem steru $\Delta\beta_H$, które można określić z zależności (4.20), gdyż zapis (4.18) i (4.19) jest ważny też dla przyrostu siły:

$$\Delta\beta_H = \frac{1}{a_{2H}} \left[\frac{P_{zH\varepsilon}}{\frac{1}{2}\rho V_H^2 S_H} \right] \quad (4.21)$$



Rys. 4.4. Siły na usterzeniu poziomym potrzebne do równowagi

Podobnie dla uproszczonej analizy manewru niekontrolowanego zakłada się również nagły ruch sterem i obliczenia prowadzi dla $\omega_y = 0$ (tj. bez uwzględnienia zmiany kąta natarcia). Przyrost kąta wychylenia steru $\Delta\beta_H$ wynika tutaj bezpośrednio z założonego ruchu sterem, zwykle do tzw. ogranicznika wychylenia w mechanizmie sterowania. Gdy znamy $\Delta\beta_H$, wówczas można obliczyć z zależności (4.19) wielkość Δc_z (dla $\Delta\alpha_H = 0$) i następnie z zależności (4.18) siłę $P_{zH\varepsilon}$ od sterowania podczas manewru niekontrolowanego.

Na rysunku 4.4 podano przykład takiego wykresu. Litery oznaczają charakterystyczne punkty krzywej obciążeń. Tak uzyskany wykres jest przydatny do dalszej analizy obciążeń usterzenia poziomego, umożliwia określenie stanu lotu wzdłuż krzywej obciążeń dopuszczalnych od sterowania. Na wykresie narysowano również linię $\frac{P_{zH0}}{|n|} = f(c_z)$. Tak określona funkcja w swojej części do punktu D_1 , dla $n > 0$

i do punktu $n = -1$, dla części ujemnej, odpowiada wartości sił potrzebnych do równowagi wzdłuż linii $n = 1$ i $n = -1$. Krzywa ta nie ma załamań (inaczej niż krzywa $P_{z_{H_0}} = f(c_z)$ – bo załamanie występuje na krzywej obciążeń) poza punktem nieciągłości dla $c_z = 0$, dla wartości c_z leżących między przecięciami $P_{z_{H_0}}$ krzywymi $P_{z_{H_0}}/n$ i $P_{z_{H_0}}/|n|$ nie ma ona praktycznego znaczenia, gdyż w tym zakresie dla osiągnięcia $n = 1$ lub $n = -1$ trzeba przekroczyć prędkość V_D !

Aby można było z obliczonej wartości $P_{z_{H_0}}$ znaleźć rozkład ciśnień aerodynamicznych na usterzeniu wzdłuż cięciwy, należy znaleźć kąt natarcia usterzenia i kąt wychylenia steru dla rozważanego stanu lotu. Gdy znamy współczynniki aerodynamiczne usterzenia ($\partial c_{z_H} / \partial \alpha_H$ i $\partial c_{z_H} / \partial \beta_H$) i kąt odchylenia strug w obszarze usterzenia, wówczas można dla określonego z rozważanego stanu lotu kąta natarcia skrzydła obliczyć najpierw kąt natarcia usterzenia, a potem, wykorzystując wartość $P_{z_{H_0}}$ obliczyć kąt wychylenia steru potrzebny do otrzymania $P_{z_{H_0}}$ w rozważanym stanie lotu. Na przykład według rysunku 4.1:

$$\alpha_H = \alpha + \alpha_{z_H} - \varepsilon$$

Dla znanego kąta zaklinowania usterzenia względem cięciwy geometrycznej skrzydła i kątów natarcia skrzydła α i kąta odchylenia strugi ε można obliczyć α_H (α_{H_0} – dla warunków równowagi podłużnej). Ponieważ wartość siły potrzebnej do równowagi można również wyznaczyć w zależności od współczynnika siły nośnej na usterzeniu, teraz dla całkowitej siły na usterzeniu $P_{z_H} = P_{z_{H_0}} + P_{z_{H\varepsilon}}$, kąt natarcia usterzenia α_{H_0} pozostaje bez zmian, a kąt wychylenia steru będzie:

$$\beta_H = \beta_{H_0} + \Delta \beta_H$$

Dla obciążeń wywołanych podmuchem na usterzeniu zakłada się, że pilot nie wychyla dodatkowo steru, tak więc $\beta_H = \beta_{H_0}$, natomiast przyrost siły wywołany jest zmianą kąta natarcia usterzenia. Zmianę tę można określić z zależności, że $\alpha_H = \alpha + \alpha_{z_H} - \varepsilon$

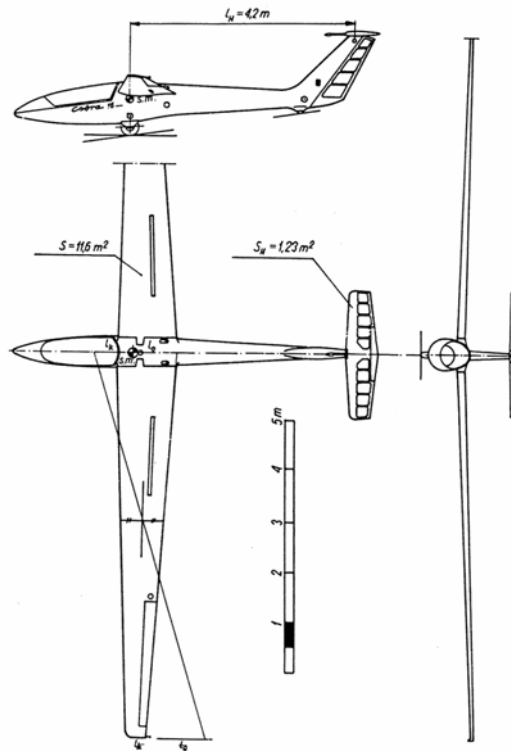
$$\Delta \alpha_H = \Delta \alpha \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

a całkowity kąt natarcia usterzenia dla całkowitej siły na usterzeniu $P_{z_H} = P_{z_{H_0}} + \Delta P_{z_H}$ wynosi:

$$\alpha_H = \alpha_{H_0} \pm \Delta \alpha_H$$

kąt wychylenia steru pozostaje bez zmian. Zależność potrzebną do obliczania siły ΔP_{z_H} podano wcześniej (4.3):

$$\Delta P_{z_H} = \frac{1}{2} \rho S_H V_H a_{1_H} \eta W \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \quad (4.22)$$



Rys. 4.5. Szybowiec SZD – 36 Cobra 15

Wymiary

Rozpiętość	15,0 m
Długość	6,99 m
Wysokość	1,59 m

Powierzchnia nośna

11,6 m²

Wydluzenie

19,4

Masy

Masa pustego	257 kg
Maksymalna masa startowa	385 kg

Osiągi

Prędkość maksymalna	250 km/h
---------------------	----------

Prędkość minimalna
Doskonałość przy 97 km/h

67 km/h
38

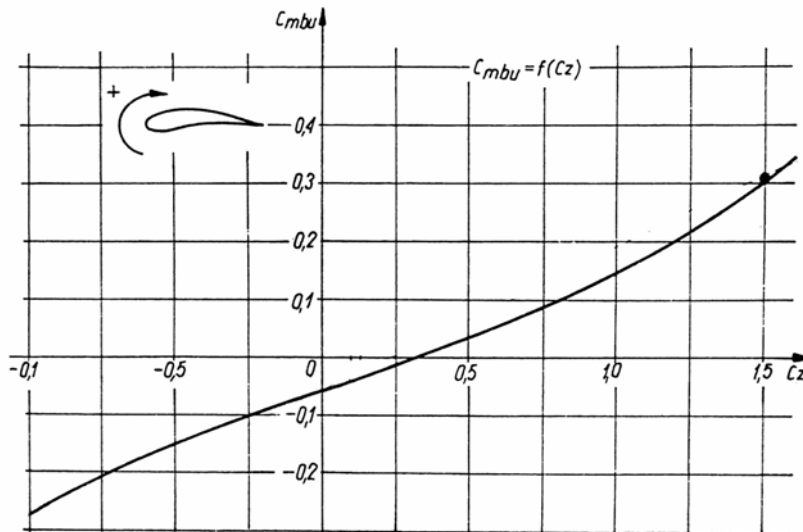
Dane dodatkowe

$$\frac{dC_z}{d\alpha} = 5 \frac{1}{\text{rd}}, \quad a_1 = 3,85 \frac{1}{\text{rd}}$$

Stosowanie podanych zależności prześledzimy na kilku przykładach liczbowych.

Przykłady liczbowe

4.1. Obliczyć siłę aerodynamiczną, jaka musi powstać na usterzeniu poziomym szybowca Cobra 15 (rys. 4.5), aby zapewnić równowagę momentów podłużnych podczas ustalonego lotu nurkowego pod kątem 30° , z prędkością $V = 200$ km/h. Do rozwiązania wykorzystamy załączone charakterystyki szybowca.



Rys. 4.6. Współczynnik momentu – SZD – 36 Cobra 15

Siła na usterzeniu poziomym potrzebna do równowagi:

$$P_{z_{H_0}} = m_0 g n \frac{c_{mbu}}{c_z} \frac{l_{sa}}{l_H}$$

$$c_z = \frac{2m_0gn}{\rho SV^2} = \frac{2 \cdot 385 \cdot 9,81 \cdot \cos 30^\circ \cdot 3,6^2}{1,225 \cdot 11,6 \cdot 200^2} = 0,149$$

Z wykresu $c_{mbu} = -0,035$, stąd ostatecznie

$$P_{z_{H0}} = -385 \cdot 9,81 \cdot 0,866 \cdot \frac{0,035}{0,149} \cdot \frac{0,84}{4,2} = -1010,0 \text{ N}$$

Ponieważ założyliśmy siłę nośną na skrzydłach

$$P_z = m_0gn = 389 \cdot 9,81 \cdot 0,866 = 3271,1 \text{ N}$$

więc $P_{z_{H0}} = 0,308P_z$ i wymaga kolejnych iteracji. Przyjmujemy $P_z = m_0gn = P_{z_{H0}}$ i obliczamy nowy c_z na skrzydłach:

$$c_{z_1} = \frac{2P_{z_1}}{\rho SV^2} = \frac{2 \cdot (3271,1 + 1010,0) \cdot 3,6^2}{1,226 \cdot 11,6 \cdot 200^2} = 0,195$$

stąd $c_{mbu} = -0,026$

$$\text{Nowa wartość } P_{z_{H0_1}} = P_{z_{H0}} \frac{0,149}{0,035} \cdot \frac{0,026}{0,195} = -573,3 \text{ N}$$

i znowu:

$$c_{z_2} = \frac{2P_{z_2}}{\rho SV^2} = 0,175$$

$$c_{mbu} = -0,080$$

$$P_{z_{H0_2}} = P_{z_{H1}} \frac{0,195}{0,026} \cdot \frac{0,03}{0,175} = -737,1 \text{ N}$$

i dalej nowe wartości będą:

$$c_{z_3} = \frac{2P_{z_3}}{\rho SV^2} = 0,182$$

$$c_{mbu} = -0,028$$

$$P_{z_{H0_3}} = P_{z_{H21}} \frac{0,175}{0,03} \cdot \frac{0,028}{0,182} = -661,5 \text{ N}$$

i tak dalej aż do otrzymania, że:

$$c_z = 0,180$$

$$c_{mbu} = -0,029$$

$$P_{z_{H_0}} = -629,7 \text{ N}$$

Jak widać, iteracja jest wolno zbieżna, dlatego w takim przypadku obliczenia powinny być prowadzone za pomocą ETO, z wykorzystaniem dobrze ułożonego algorytmu. Należy jednak dodać, że iteracja jest konieczna jedynie w przypadku braku analitycznej zależności $c_{mbu} = f(c_z)$, która umożliwi rozwiązanie problemu na podstawie następującego układu równań:

$$nm_0g = \frac{1}{2} \rho SV^2 \left(c_z + c_{z_H} \frac{S_H}{S} \right)$$

$$P_{z_{H_0}} = \frac{1}{2} \rho SV^2 c_{mbu} c_z \frac{l_{sa}}{l_H} s$$

$$P_{z_{H_0}} = \frac{1}{2} \rho S_H V_H^2 c_{z_H}$$

Dla dużej wartości stosunku c_z i c_{z_H} przyjęcie pierwszego przybliżenia jest wystarczająco dokładne.

4.2. Biorąc za podstawę krzywą obciążeń sterowanych z zadania 3.2 dla samolotu Z526 AFS Akrobat (rys. 3.6) – wyznaczyć wielkość siły na usterzeniu potrzebnej do równowagi w zależności od siły nośnej samolotu c_z . Wyznaczyć także krzywą $P_{z_{H_0}} / |n|$. Skorzystać z podanych charakterystyk (rys. 3.7).

Wyprowadzimy najpierw podstawowe zależności i obliczymy współczynniki:

$$P_{z_{H_0}} = m_0 g n \frac{c_{mbu}}{c_z} \frac{l_{sa}}{l_H}$$

Po podstawieniu odpowiednich danych:

$$P_{z_{H_0}} = 3281,22 \frac{c_{mbu}}{c_z} n$$

$$c_z = \frac{2mgn}{\rho SV^2} = 961,62 \frac{n}{V^2}$$

gdzie V – prędkość lotu, m/s.

Dalsze obliczenia wykonujemy tabelarycznie (tabela 4.1)

Uwaga: Do obliczenia $P_{z_{H_0}}$, dla lp. 6, gdy $n = 0$ posłużymy się wzorem:

$$P_{z_{H_0}} = \frac{1}{2} \rho SV_D^2 c_{mbu} \frac{l_{sa}}{l_H}$$

Gdy znamy $P_{z_{H_0}}$ dla lp. 5 można zauważyć, że również:

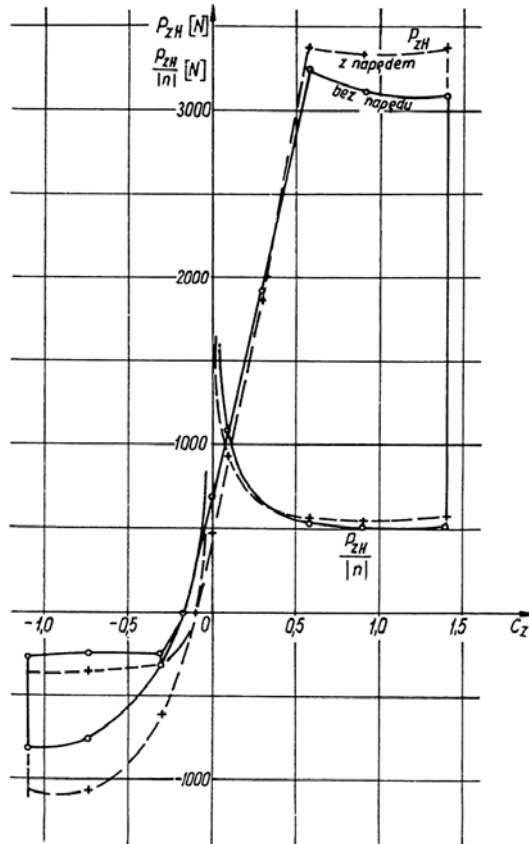
$$P_{z_{H_0_5}} = \frac{1}{2} \rho SV_D^2 c_{mbu_5} \frac{l_{sa}}{l_H}$$

stąd:

$$P_{z_{H_0_6}} = P_{z_{H_0_5}} \frac{c_{mbu_6}}{c_{mbu_5}}$$

Tabela 4.1

Lp.	Punkt na K.O.S	n	V m/s	c_z	c_{mbu} bez napędu	c_{mbu} z napędem	$P_{z_{H_0}}$ bez napędu N	$P_{z_{H_0}}$ z napędem N	$P_{z_{H_0}}$ bez napędu N	$P_{z_{H_0}}$ z napędem N
1	1	1	26,2	1,40	0,220	0,240	515,6	562,5	515,6	562,5
2	A	6	64,2	1,40	0,220	0,240	3093,7	3374,9	515,6	562,5
3	2	6	80	0,90	0,142	0,151	3106,2	3303,1	517,7	550,5
4	D	6	100	0,577	0,095	0,099	3241,4	3377,9	540,2	563,0
5	3	3	100	0,288	0,056	0,055	1914,0	1879,8	638,0	626,6
6	4	0	100	0,00	0,020	0,014	683,6	478,5	∞	∞
7	E	-1	100	-0,096	0,009	0,000	307,6	0	29,5	0
8	5	-2,07	80	-0,311	-0,014	-0,028	-305,7	-611,5	-147,7	-295,4
9	F	-3	62,5	-0,738	-0,057	-0,080	-760,3	-1067,0	-253,4	-355,7
10	6	-3	57,1	-1,1	-0,090	-0,120	-805,4	-1073,8	-268,5	-357,9
11	11	-1	29,5	-1,1	-0,090	-0,120	-268,5	-357,9	-268,5	-357,9



Rys. 4.7. Siły na usterzeniu – Zlin 26 AFS

4.3. Na podstawie danych do przykładu 4.2 sporządzić wykres kąta natarcia usterzenia poziomego i kąta wychylenia steru wysokości potrzebnych do równowagi w funkcji c_z – samolotu.

Skorzystać z zamieszczonej charakterystyki samolotu przyjmując:

$$\alpha_{z_H} = +2,57^\circ, \quad a_1 = 3,2 \frac{1}{\text{rd}}, \quad a_1 = 2,75 \frac{1}{\text{rd}}, \quad \varepsilon = 0,3\alpha, \quad \alpha_z = +1^\circ, \quad \alpha_{c_z=0} = +2^\circ$$

obliczymy najpierw:

$$\alpha_H = f(c_z)$$

$$\alpha_{H_0} = \alpha + \alpha_{z_{H_0}} - \varepsilon$$

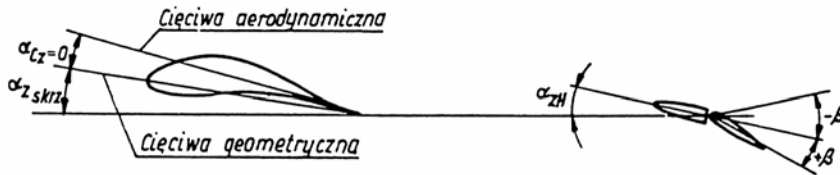
liczymy względem kąta zerowej siły nośnej na skrzydle i pamiętamy, że $\varepsilon = 0,3 d$

$$\alpha_H = \alpha (1 - 0,3) \alpha_{z_H}$$

$$\alpha_{H_0} = -\alpha_{z \text{ skrzyd}} - \alpha_{c_z=0} + \alpha_{z_H}$$

$$\alpha_{H_0} = -0,43^\circ$$

$$\alpha_H^0 = 0,7\alpha^0 - 0,43^\circ$$



Rys. 4.8. Konfiguracja usterzenia

Ponieważ dla zakresu liniowego – patrz tekst przykładu 3.2

$$\frac{dc_z}{d\alpha} = \frac{dc_z}{\alpha} = 4,2 \frac{1}{\text{rd}}$$

$$\alpha^0 = \frac{57,3}{4,2} c_z = 13,64 c_z$$

więc, po podstawieniu:

$$\alpha_H^0 = 9,548 c_z - 0,43^\circ$$

jest to równanie prostej $\alpha_H = f(c_z)$.

Równowagę momentów można zapisać równaniem:

$$\frac{1}{2} \rho S V^2 l_A c_{mbu} = \frac{1}{2} \rho S_H V_H^2 l_H c_{z_H}$$

po uproszczeniu i przekształceniu otrzymujemy:

$$c_{z_H} = \frac{S l_A}{S_H l_H} c_{cmu}$$

Z drugiej strony mamy

$$c_{z_H} = a_1 \alpha_H + a_2 \beta$$

$$a_1 = \frac{3,2}{57,3} = 0,056 \frac{1}{\text{stopień}}$$

$$a_1 = \frac{2,75}{57,3} = 0,048 \frac{1}{\text{stopień}}$$

Podstawiamy

$$c_{z_H} = (9,548 c_z - 0,43^\circ) 0,056 + 0,048 \beta^\circ$$

$$c_{z_H} = 0,535 c_z - 0,024 + 0,048 \beta^\circ$$

$$\frac{S l_A}{S_H l_H} c_{mbu} = 0,535 c_z - 0,024 + 0,048 \beta^\circ$$

$$\frac{13,81 \cdot 1,62}{2,56 \cdot 4,02} c_{mbu} = 2,17 c_{mbu}$$

i stąd ostatecznie otrzymujemy

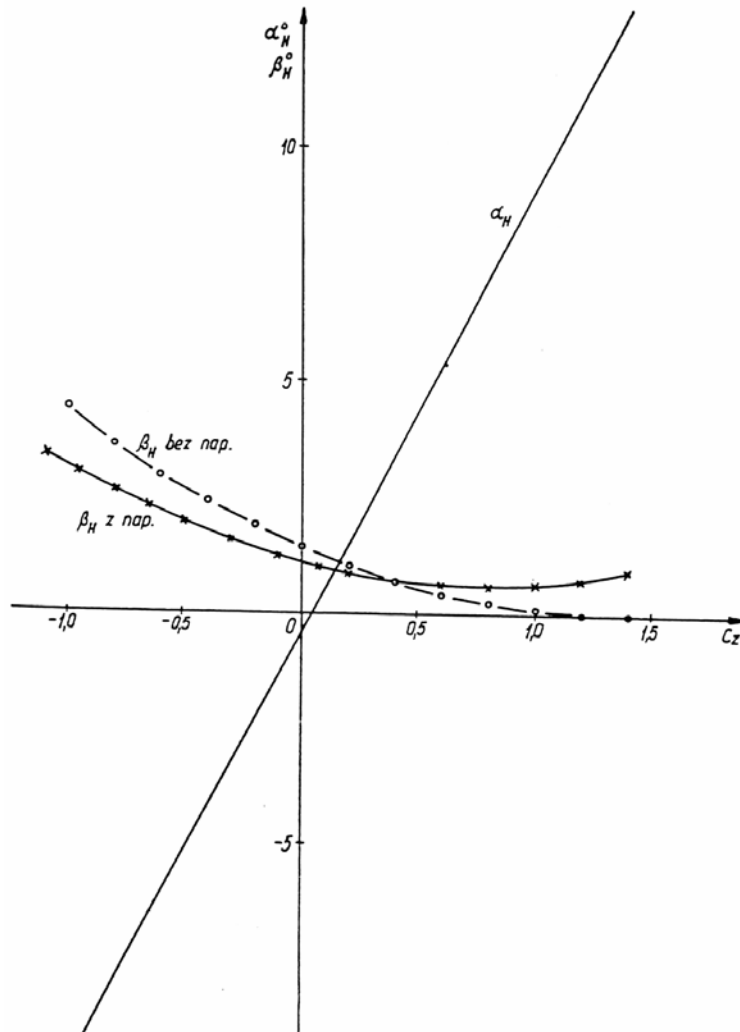
$$\beta^\circ = 45,20 c_{mbu} - 11,145 c_z + 0,50$$

Dalsze obliczenia podajemy w tabeli 4.2 i nanosimy na wykres 4.9.

Uwaga: Ponieważ praktycznie dla całego zakresu $c_z \beta_{H_0} > 0$, należy więc tak zmienić kąt zaklinowania usterzenia, aby β_{H_0} z napędem było równe zero dla c_z samolotu odpowiadającego prędkości przelotowej.

Tabela 4.2

Lp.	c_z	c_{mbu} bez napędu	c_{mbu} z napędem	β° bez napędu	β° z napędem
1	-1,1	-0,040	-0,120	4,69	3,34
2	-0,7	-0,054	-0,075	3,31	2,36
3	-0,3	-0,013	-0,026	2,17	1,57
4	0	0,020	0,014	1,40	1,13
5	0,4	0,071	0,071	0,72	0,72
6	0,9	0,142	0,151	0,17	0,57
7	1,4	0,220	0,240	-0,06	0,84



Rys. 4.9. Geometria konfiguracji

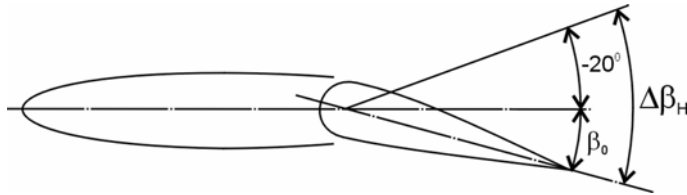
4.4. W samolocie Z526 AFS Akrobat, lecącym ustalonym lotem poziomym z prędkością $V_A = 64,2$ m/s, pilot wychylił gwałtownie ster wysokości do góry, aż do ogranicznika ruchu – zderzaka. Na podstawie wyników z poprzednich przykładów liczbowych obliczyć przyrost siły oraz całkowitą siłę na usterzeniu poziomym po wychyleniu steru. Założyć dodatkowo, że kąty wychylenia steru do ogranicznika wynoszą: do góry -20° , do dołu $+18^\circ$.

Należy skorzystać z wyników przykładu poprzedniego po założeniu, że poziomy lot ustalony odbywa się z napędem. Obliczymy najpierw c_z dla V_A i $n = 1$ z warunku:

$$c_z = \frac{c_{z \max} n}{n_A}$$

$c_z = 0,233$; dla tej wartości c_z -ta znajdujemy wartości $P_{z_{H_0}} / n$ (z napędem) = 700 N i jest to siła $P_{z_{H_0}}$ odpowiadająca prędkości V_A i $n = 1$.

Korzystając teraz z przykładu 4.3, można z wykresu $\beta_H = f(c_z)$ odczytać wartość $\beta_{H_0} = +1,7^\circ$.



Rys. 4.10. Kąty wychyleń steru

Możliwy przyrost kąta $\Delta\beta_H$; $\Delta\beta_H = -21,7^\circ$, stąd przyrost:

$$\Delta P_{z_H} = \frac{1}{2} \rho S_H V_A^2 \frac{a_2}{57,3} \Delta \beta_H$$

Po podstawieniu wielkości liczbowych otrzymujemy

$$P_{z_H} = -\frac{1,226}{2} \cdot 2,56 \cdot 4121,6 \cdot \frac{2,75}{57,3} \cdot 21,7 = -6735 \text{ N}$$

Stąd wypadkowa siła na usterzeniu poziomym

$$P_{z_H} = P_{z_{H_0}} + \Delta P_{z_H}$$

$$P_{z_H} = -6035 \text{ N}$$

Jak widać na skutek takiego manewru może być duża siła porównywalna z siłą ciężkości samolotu!

5. Obciążenia zewnętrzne w czasie ruchu na ziemi

Podwozie samolotu ma za zadanie umożliwić postój i ruch samolotu na ziemi oraz przyjąć i rozproszyć energię wynikającą z ruchu samolotu podczas lądowania. Znajomość obciążeń, jakie powstają w tych okolicznościach, umożliwiają prawidłowo zwymiarować podwozie.

Pełne wyszczególnienie przypadków zachodzących zarówno podczas normalnej eksploatacji, jak i w sytuacjach awaryjnych podają przepisy budowy samolotów.

Energia jaką musi pochłonąć podwozie jest sumą energii kinetycznej opadania pionowego i energii potencjalnej:

$$E = \frac{mw^2}{2} + (mg - P_z) h \quad (5.1)$$

gdzie E – energia samolotu związana z ruchem pionowym, w – prędkość pionowa samolotu w chwili przyziemienia, h – wysokość obniżania się środka masy od chwili przyziemienia do całkowitego ugięcia amortyzacji.

Energia ta powinna być mniejsza lub co najwyżej równa pracy amortyzacji wyrażonej jako:

$$L = Z(i h_a \eta_a + h_p \eta_p) \quad (5.2)$$

gdzie L – praca amortyzacji, Z – maksymalna siła działająca na podwozie, h_a – skok amortyzatora, i – przełożenie amortyzacji równe stosunkowi obniżenia środka masy do skoku amortyzacji, η_a – współczynnik pełnoty wykresu pracy amortyzatora (zdefiniowany później), h_p – skok pneumatyka, η_p – współczynnik pełnoty wykresu pracy pneumatyka.

Przyjmuje się, że pracę tę musi wykonać podwozie główne. Stąd maksymalne obciążenie podwozia głównego podczas lądowania:

$$Z = \frac{E}{i h_a \eta_a + h_p \eta_p} = \frac{\frac{m w^2}{2} + (m g - P_z) h}{i h_a \eta_a + h_p \eta_p} \quad (5.3)$$

W zależności (5.1) do obliczenia wartości dopuszczalnych należy znać dopuszczalną wartość prędkości opadania w i *wartość siły nośnej w chwili przyziemienia*. Opadanie zaczyna się gdy:

$$P_z - m g < 0$$

$(m g - P_z)$ jest siłą działającą na samolot w kierunku pionowym ku ziemi. Na skutek niedostatecznie dużej siły nośnej mamy do czynienia z przyspieszeniem w kierunku pionowym. Jeżeli uczynimy dwa założenia:

- że siła ciężkości równa się sile nośnej,
- że siła nośna jest równa zero,

to oczywiste jest, że rzeczywista siła działająca znajduje się w praktyce między tymi dwoma przypadkami. Jej wartość ustalają przepisy i zwykle:

$$P_z = \frac{2}{3} Q, \text{ tj. } 66\% P_z$$

Następnym etapem obliczeń jest wyznaczenie przyrostu wartości współczynnika obciążeń podczas lądowania; zdefiniowany jest on przez zapis:

$$\Delta n_L = \frac{Z}{m_L g} \quad (5.4)$$

Gdy uwzględniamy, że tuż przed przyziemieniem

$$n_o = \frac{P_z}{m_L g} \quad (5.5)$$

wówczas otrzymujemy współczynnik obciążeń podczas lądowania:

$$n = \Delta n_L + n_o = \frac{Z + P_z}{m_L g} \quad (5.6)$$

Siłę pionową określa się jako:

$$X = Z \mu \quad (5.7)$$

gdzie μ – współczynnik tarcia.

Można teraz określić współczynnik obciążeń wzdłuż osi x – x .

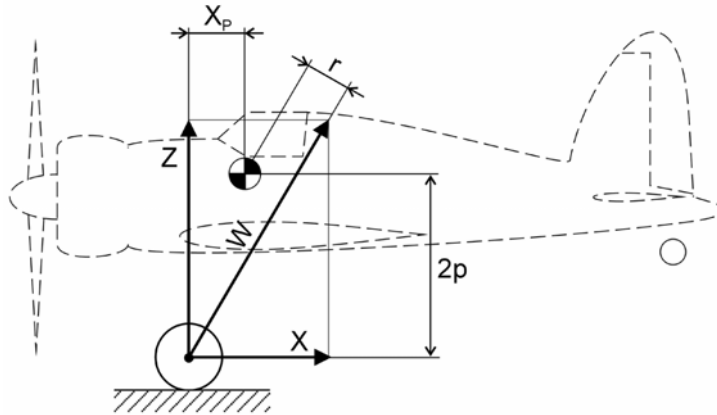
$$n_x = \frac{X}{m g} = \frac{Z}{m g} \mu = \Delta n_L \mu \quad (5.8)$$

lub też zapisać:

$$n_x = \frac{Z}{m g} \mu = \frac{m a}{m g} \mu = \frac{a \mu}{g} \quad (5.9)$$

gdzie a – przyspieszenie pionowe środka masy samolotu na skutek działania siły Z .

W obliczeniach obciążeń siłę X przykłada się do osi koła (z wyjątkiem, gdy koło jest zahamowane) (moment siły równy $X \frac{d}{2} = M_k = I_{kk} \varepsilon_k$ – stąd konieczność stosowania rozpędzenia kół o dużej średnicy przed przyziemieniem).



Rys. 5.1. Rozkład sił

Wypadkowa sił Z i X zwykle nie przechodzi przez środek masy, w wyniku powstaje moment określony jako:

$$M = W r = r \sqrt{Z^2 + X^2}$$

lub prościej:

$$M = Z x_p + X z_p$$

Moment ten wywołuje przyspieszenie kątowe równe:

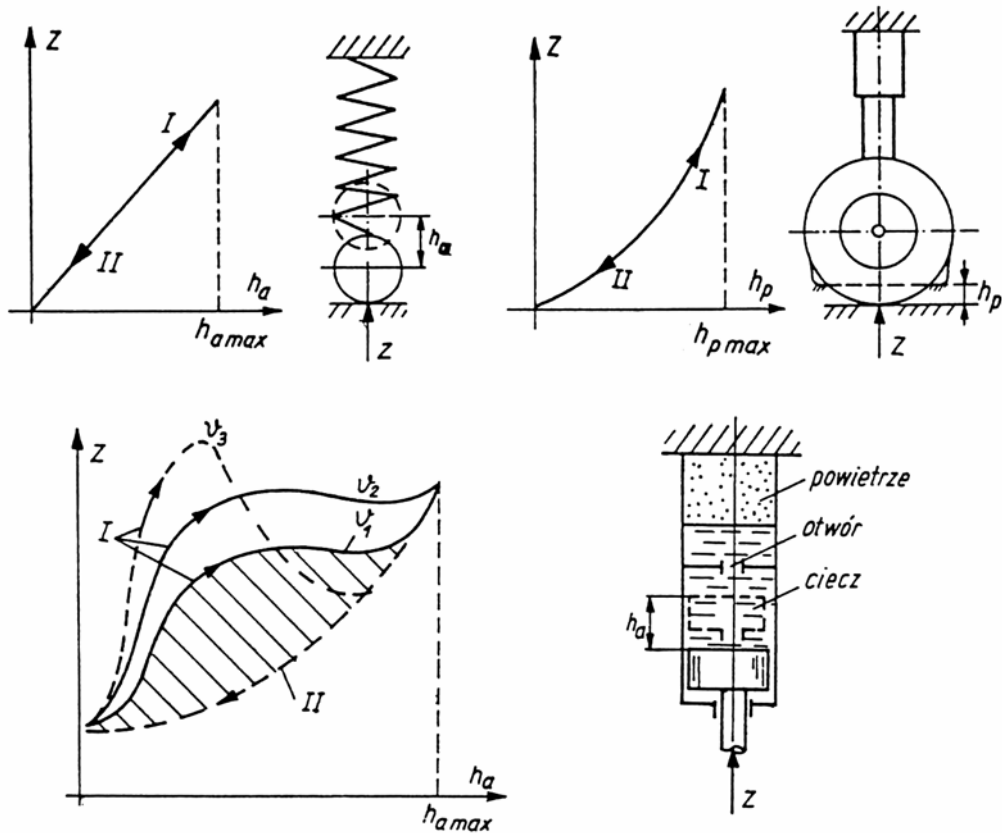
$$\varepsilon = \frac{M}{I_{yy}} \quad (5.10)$$

Gdy znamy wartości ε , można wówczas określić współczynnik obciążeń wywołanych tym przyspieszeniem w odległości x od środka masy.

$$n_\varepsilon = \frac{\varepsilon x}{g}$$

Podwozie ponadto ulega obciążeniom w czasie ruchu po ziemi zgodnie z zasadami dynamiki. W podwoziach samolotów pojawiają się zwykle elementy sprężyste – zwykle sprężyna. Sprężyna zdolna jest jedynie do amortyzacji energii, po ugięciu

sprężyny następuje jej „odbój” przy zerowym polu histerezy i sprężyna zwraca prawie w całości energię zamortyzowaną. Zastosowanie amortyzatorów sprężynowych prowadzi więc będzie tzw. „koźłowania” – doprowadza to do wykonywania nieakceptowanych podskoków. Po wyhamowaniu prędkości opadania, istniejąca w takim amortyzatorze energia, równa jest praktycznie energii pochłoniętej i jest wyzwolana przez gwałtowne rozprężenie się amortyzatora („odbój”). Praca takiej sprężyny wynosi $L = Zh_2/2$ – i jest to pole leżące pod charakterystyką sprężyny.



Rys. 5.2. Charakterystyki amortyzacji: a – amortyzator sprężynowy, b – pneumatyk, c – amortyzator cieczowo-powietrzny. I – obciążenie, II – odciążenie.

$V_1 < V_2 < V_3$, V_3 zbyt duża prędkość wciskania tłoka (gwałtowny wzrost reakcji Z , zmniejszenie się h_a).

Pole zakreskowane – energia rozproszona

Dążymy do otrzymania jak największej pracy amortyzacji, przy możliwie małych ugięciach i wartościach reakcji pionowych Z , należy więc zwiększać pole leżące

ce pod charakterystyką amortyzacji. Zapewniający maksymalną pracę po założonym ugięciu „idealny amortyzator” miałby wartość siły stałą od początku do końca swe-go ugięcia, co oczywiście byłoby nie do przyjęcia podczas kołowania po nierównym terenie.

Wartość pracy równałaby się iloczynowi siły i ugięcia amortyzatora ($Z - h_a$). Stosunek energii pochłoniętej przez rzeczywisty amortyzator (czyli pracy amortyzatora) do energii pochłoniętej przez „idealny amortyzator” nazywa się współczynnikiem pełnoty pracy amortyzatora – η_a .

Inaczej jest to stosunek pola leżącego pod charakterystyką amortyzatora przy jego ugięciu do pola prostokąta $Z - h_a$. Współczynnik pełnoty pracy amortyzatora dla sprężyny wynosi $\eta_a = 0,5$; dla pneumatyka $\eta_p \cong 0,45$.

Znacznie większe niż sprężyna współczynniki pełnoty pracy amortyzatora uzyskuje się w budowanych amortyzatorach cieczowo-powietrznych (rys. 5.2). Energia pochłaniania zależy tu od prędkości ruchu tłoka, gdyż w znacznej części jest pochłaniana przez opory hydrauliczne przepływu cieczy przez specjalnie zaprojektowane otwory. Ta część energii pochłaniana jest bezpowrotnie, krzywa odboju leży znacznie powyżej krzywej sprężania i dlatego η_a może być nawet około 0,8 (i więcej).

Czas maksymalnego ugięcia się amortyzatora podczas lądowania nie przekracza 0,5 sekundy.

Przykłady liczbowe

5.1. Samolot podchodzi do lądowania z ustaloną prędkością pionową $w = 2,3$ m/s. W momencie przyziemienia kółko tylne znajduje się tuż nad ziemią. Współczynnik tarcia w momencie przyziemienia $\mu = 0,2$. Obliczyć maksymalną siłę pionową i poziomą jaka wystąpi na podwoziu głównym. Do obliczeń przyjmując dane samolotu IAR – 822 (rys. 5.3). Dodatkowo założyć: $h_a = 0,46$ m, $\eta_a = 0,78$, $i = 0,7$, $h_p = 0,12$ m, $\eta_p = 0,45$. Ponieważ ruch jest z założenia ustalony, musi istnieć równowaga sił, a wobec tego $P_z = m_L g$. Stąd energia lądowania:

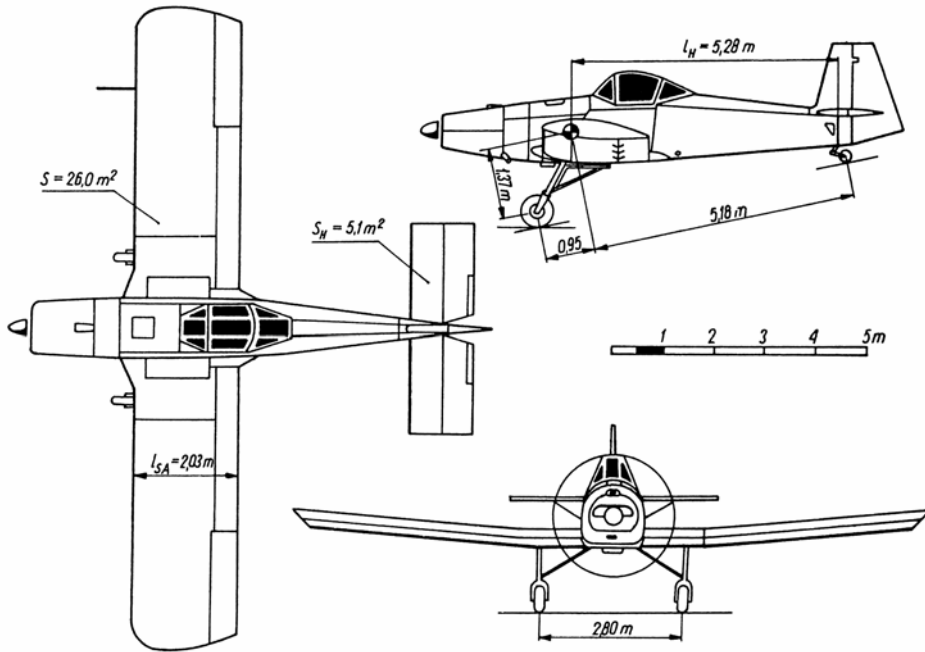
$$E = \frac{m_L w^2}{2} = \frac{1900 \cdot 2,3^2}{2} = 5025,5 \text{ J}$$

Wielkość siły pionowej:

$$Z = \frac{E}{i h_a \eta_a + h_p \eta_p} = \frac{5025,5}{0,7 \cdot 0,46 \cdot 0,78 + 0,12 \cdot 0,45} = 16 \ 420 \text{ N}$$

Wielkość siły poziomej:

$$X = Z \cdot \mu = 16 \ 420 \cdot 0,2 = 3284 \text{ N}$$



Rys. 5.3. Samolot IAR – 822

Wymiary

Rozpiętość	12,8 m
Długość	9,40 m
Wysokość	2,80 m

Powierzchnia nośna26,0 m²**Masa**

Masa własna	1120 kg
Masa całkowita maksymalna	1900 kg

Osiągi

Prędkość maksymalna	170 km/h
Prędkość robocza nad polem	120–160 km/h
Prędkość przeciągnięcia	75 km/h
Prędkość wznoszenia	3,5 m/s
Pułap	4500 m

Silnik Lycoming IO–540–6105

 $N_{\max} = 213 \text{ kW}$ **Dane dodatkowe** $I_{yy} = 2100 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$

5.2. Korzystając z wyników przykładu poprzedniego, oraz przyjmując, że podana w charakterystyce samolotu IAR – 822 geometria odnosi się do podwozia ugiętego, wyznaczyć pole obciążeń masowych, wywołane polem przyspieszeń wzdłuż osi poziomej przechodzącej przez środek masy.

Z założenia:

$$n_0 = \frac{P_z}{m_L g} = 1$$

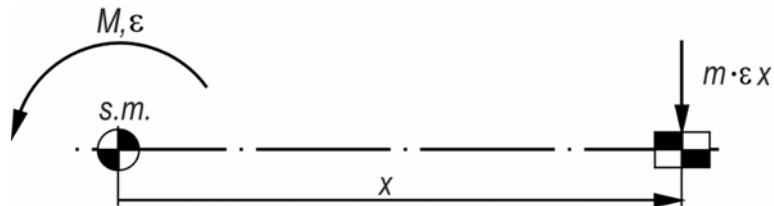
przyrost:

$$\Delta n_L = \frac{Z}{m_L g} = \frac{16320}{1900 \cdot 9,81} = 0,88$$

Przyspieszenie kątowe wywołane jest momentem:

$$M = X z_p - Z x_p = 3284 \cdot 1,37 - 16\,420 \cdot 0,95 = -11\,100 \text{ N} \cdot \text{m}$$

Zgodnie z rysunkiem 5.4:



Rys. 5.4. Równowaga momentów

$$n = \frac{\varepsilon x}{g}$$

$$n_\varepsilon = \frac{M x}{I_{yy} g} = 0,54 x$$

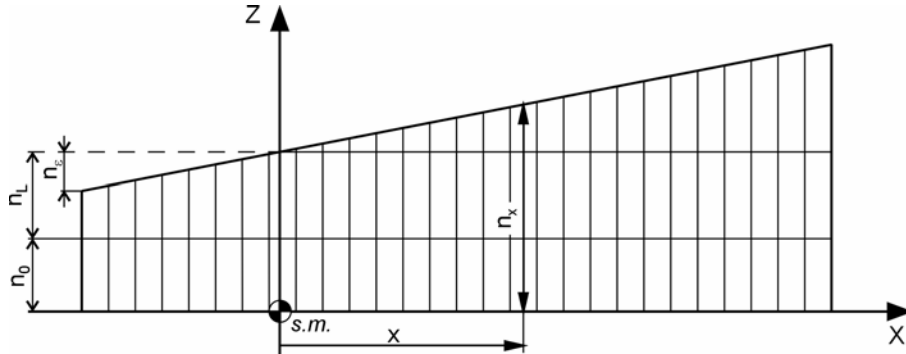
ostatecznie mamy:

$$n = 1 + 0,88 + 0,54 x$$

Pole obciążeń przedstawione jest na rysunku 5.5.

Obciążenia wzdłuż osi x są stałe i skierowane do przodu:

$$n_x = \Delta n_L \mu = 0,176$$



Rys. 5.5. Pole obciążeń

5.3. Przed startem przeprowadza się próbę silników, aż do uzyskania pełnego ciągu. Koła główne zabezpieczone są podstawkami. Obliczyć obciążenie koła przedniego podczas próby silników. Do obliczeń wykorzystać charakterystyki samolotu North American OV-10A Bronco (rys. 5.7). Założyć, że podana geometria odnosi się do podwozia ugiętego.

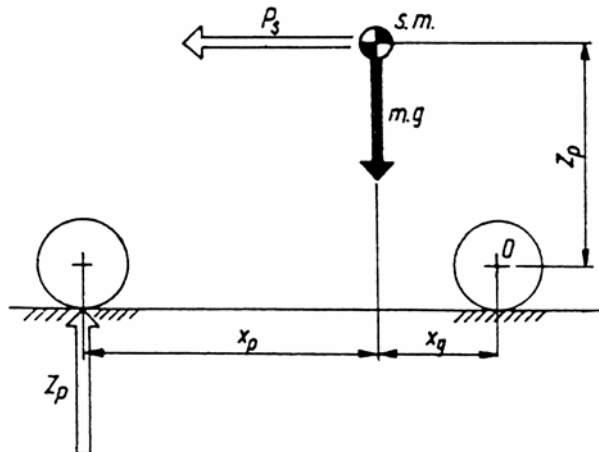
Rozważymy równowagę samolotu względem punktu o (oś koła głównego):

$$P_s Z_p + m g x_g - Z_p (x_p - x_g) = 0$$

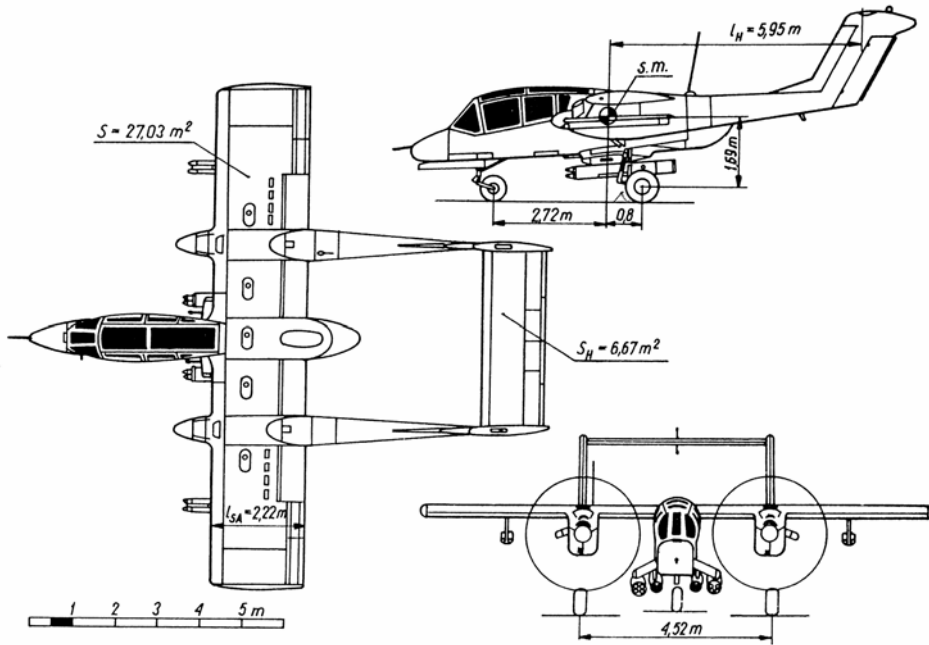
stąd:

$$Z_g = \frac{P_s Z_p + m g x_g}{x_p + x_g} = \frac{2 \cdot 15\,400 \cdot 1,69 + 4494 \cdot 9,81 \cdot 0,8}{2,72 + 0,8} = 24\,814 \text{ N}$$

Siły X_p i X_g jako przyłożone do osi kół – koła niehamowane nie dają momentu względem punktu 0.



Rys. 5.6. Równowaga



Rys. 5.7. Samolot North American OV-10A Bronco

Wymiary

Rozpiętość	12,19 m
Długość	12,67 m
Wysokość	4,62 m
Rozstaw kół głównych	4,52 m

Powierzchnia nośna 27,03 m²

Masa

Masa własna	3161 kg
Masa startowa	4494 kg

Osiągi

Prędkość maksymalna	452 km/h
Rozbieg	226 m
Dobieg	226 m
Zasięg z dodatkowymi zbiornikami	2300 km

2 silniki turbośmigłowe Jarrett Air Research T 26

$$N_{\max} = 526\text{ kW}$$

$$P_{\text{start}} = 1,540\text{ kN}$$

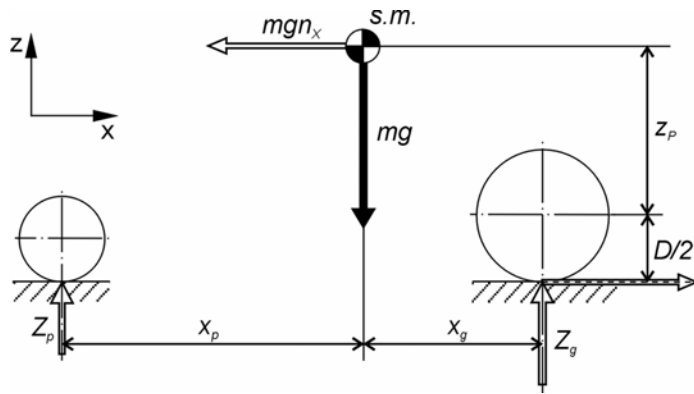
5.4. Podczas dobiegu na suchym betonowym pasie startowym pilot hamuje koła główne, nie doprowadzając jednak do poślizgu. Przyjmując, że w tych warunkach $\mu = 0,8$, obliczyć maksymalną siłę pionową, jaka może wystąpić na podwoziu przednim. Do obliczeń wykorzystać charakterystyki samolotu North American OV-10A Bronco (rys. 5.7). Założyć, że podana geometria odnosi się do podwozia ugiętego. Średnica koła głównego $D = 0,75$ m. Należy przyjąć, że podczas dobiegu siła nośna i siła oporu równe są zeru.

Rozważmy równowagę samolotu podczas hamowania, zakładając, że na dobiegu ciąg silników $P_g = 0$:

$$\sum P_x = X_g - mgn_x = 0$$

$$\sum P_y = Z_p + Z_g - mg = 0$$

$$\sum M_0 = m g n_x \left(Z_p + \frac{D}{2} \right) + m g x_g - Z_p (x_p + x_g) = 0$$



Rys. 5.8. Obciążenie podwozia

Ponieważ

$$X_g = Z_g \mu$$

z równania (5.1):

$$mgn_x = Z_g \mu$$

$$Z_g = mg - Z_p$$

$$Z_g \mu \left(Z_p + \frac{D}{2} \right) + mgx_g = Z_g (x_p + x_g)$$

po podstawieniu i przekształceniu otrzymamy:

$$Z_p = mg \frac{\left(z_p + \frac{D}{2} \right) + x_g}{z_p + \frac{D}{2} + x_g + x_p} = 20\,900 \text{ N}$$

5.5. Podczas lądowania doprowadzono do utraty siły nośnej, w momencie gdy środek masy samolotu znajdował się na wysokości $H = 1,5$ m nad poziomem nawierzchni lotniska. Samolot opadł na koła główne z kołem przednim tuż nad ziemią. Obliczyć pionowe obciążenia podwozia głównego oraz współczynnik Δn_L . Do obliczeń wykorzystać charakterystyki samolotu Zlin 42 (rys. 5.9), przyjmując, że podana geometria odnosi się do podwozia ugiętego, dodatkowo założyć: $h_a = 0,3$ m, $\eta_a = 0,65$, $i = 1$, $h_p = 0,12$ m, $\eta_p = 0,45$.

Ponieważ w momencie rozpoczęcia „lądowania” można przyjąć prędkość pionową równą zero, więc energia lądowania jest po prostu energią potencjalną:

$$E_p = m_L g (H - h_L)$$

gdzie h_L – wysokość środka masy przy maksymalnie ugiętej amortyzacji:

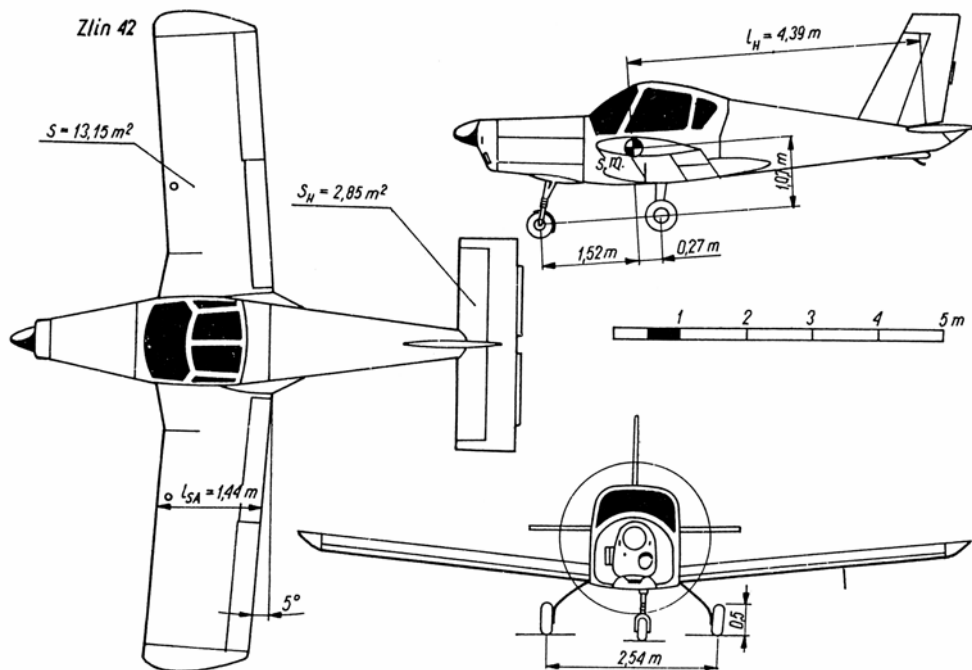
$$h_L = z_p + 0,5D - h_p$$

$$E_p = 920 \cdot 9,81 \cdot [1,5 - (1,07 + 0,5 \cdot 0,5 - 0,42)] \cong 5415 \text{ J}$$

stąd:

$$Z = \frac{E_p}{i h_a \eta_a + h_p \eta_p} = \frac{5415}{0,3 \cdot 0,65 + 0,12 \cdot 0,45} \cong 21\,747 \text{ N}$$

$$n_L = 2,41$$



Rys. 5.9. Samolot Zlin 42

Wymiary

Rozpiętość	9,11 m
Długość	7,07 m
Wysokość	2,69 m

Powierzchnia nośna 13,15 m²

Masa

Masa własna	600 kg
Masa całkowita maksymalna	920 kg

Osiągi

Prędkość maksymalna	215 km/h
Prędkość przelotowa	200 km/h
Prędkość przeciągnięcia	95 km/h
Prędkość wznoszenia	4,0 m/s
Pułap	4100 m

– Silnik Avia M 137 A

– $N_{\max} = 132,5\text{ kW}$

6. Obciążenia kadłubów

W obliczeniach obciążeń zewnętrznych kadłub samolotu traktuje się zazwyczaj jako belkę podpartą na okuciach skrzydło–kadłub.

Do źródeł obciążeń kadłuba należy zaliczyć:

- reakcje innych części samolotu mocowanych do kadłuba, przede wszystkim usterzenia i podwozia oraz reakcje mas skupionych, ładunku i urządzeń,
- obciążenia aerodynamiczne pochodzące od rozkładu ciśnienia działającego na kadłub, istotne jest to dla samolotów latających z bardzo dużą prędkością $M > 0,5$,
- własną masę kadłuba w polu przyspieszeń,
- różnica ciśnień wewnątrz kabiny i na zewnątrz – dotyczy to kabin uszczelnionych – z tzw. hermetyzacją,
- zabudowane w kadłubie jednostki napędowe i inne instalacje siłowe.

Aby zwymiarować poszczególne fragmenty konstrukcji kadłuba, należy przeanalizować możliwe stany obciążeń w locie i na ziemi. Analiza tak dużej liczby przypadków jest bardzo czasochłonna. Pracę tę ułatwia wykonanie wykresów sił tnących i momentów gnących dla wybranych prostych przypadków obciążeń jednostkowych.

Obciążenia wzdłuż osi x na ogół nie wymiarują zasadniczej struktury, mogą natomiast wymiarować węzły, którymi siły te są wprowadzone na strukturę kadłuba.

Obciążenia działające wzdłuż dwóch pozostałych osi można rozdzielić na proste przypadki. Gdy założymy, że w płaszczyźnie (na przykład x – z) kadłub jest obciążony następującymi zespołami „sił jednostkowych”:

- pochodzącymi od masy kadłuba poddanego przyspieszeniu odpowiadającemu współczynnikowi obciążeń $n = 1$,
- pochodzącymi od mas kadłuba poddanego przyspieszeniom odpowiadającym założonemu przyspieszeniu kątowemu ε_0 wokół środka masy, czyli poddanych działaniu współczynników obciążeń

$$n_\varepsilon = \frac{\varepsilon_0 x_i}{g}$$

(na ogół przyspieszenie kątowe wygodniej jest wymiarować pośrednio przez określenie $P_{z_{H_0}}$, czyli siły wywołującej przyspieszenie kątowe, lecz przyłożonej na usterzeniu),

- aerodynamiczną P_{z_H} działającą na usterzeniu poziomym.

W każdym przypadku belka kadłuba jest w równowadze pod działaniem sił obciążających i reakcji na okuciach skrzydłowych. Dla podanych przypadków obciążeń sporządza się wykresy sił tnących i momentów gnących, korzystając z tych wykresów można dla dowolnego przekroju A–A wyznaczyć wielkości siły tnącej i momentu gnącego z zależności:

$$Q_{A-A} = Q_{Anj} \frac{n}{n_j} + Q_{Aej} \frac{P_{z_{H\epsilon}}}{P_{z_{H\epsilon j}}} + Q_{AHj} \frac{P_{z_H}}{P_{z_{Hj}}} \quad (6.1)$$

$$M_{A-A} = M_{Anj} \frac{n}{n_j} + M_{Aej} \frac{P_{z_{H\epsilon}}}{P_{z_{H\epsilon j}}} + M_{AHj} \frac{P_{z_H}}{P_{z_{Hj}}} \quad (6.2)$$

gdzie: Q_{A-A} i M_{A-A} – siła tnąca i moment gnący dla założonego przypadku obciążeń w przekroju A–A, Q_{Anj} , Q_{Aej} , Q_{AHj} – rzędne wykresu siły tnącej dla odpowiednich przypadków obciążeń jednostkowych w przekroju A–A, M_{Anj} , M_{Aej} , M_{AHj} – rzędne wykresu momentów gnących jak poprzednio, n , $P_{z_{H\epsilon}}$, P_{z_H} – wielkość obciążeń dla badanego przypadku obciążeń.

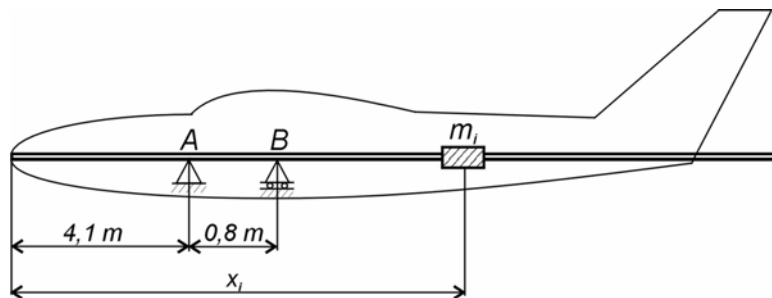
Obciążenia wzdłuż osi x wymiarują, jak wspomniano, jedynie węzły wprowadzające te siły na strukturę kadłuba. Są na przykład węzły okucia łoża silnika na kadłubie. Także obliczenia węzłów podwozia mocowanego do kadłuba wymagają osobnej analizy, do której niezbędna jest znajomość schematu wytrzymałościowego struktury kadłuba. Z tego powodu te zagadnienia są tu pominięte.

Współczesne samoloty są użytkowane na dużych wysokościach, zmusza to do konieczności zwiększania ciśnienia wewnątrz kadłuba. Powstająca różnica ciśnień, prowadzi do pojawiania się obciążeń, stąd kadłub traktowany jest jako uszczelniony zbiornik z obciążeniem wynikającym z różnicy ciśnień. W razie zbyt szybkich zmian ciśnienia, ale takich, że ciśnienie wewnątrz jest mniejsze niż na zewnątrz – zbyt gwałtowna zmiana – spadek wysokości prowadzi do zmiany kierunku obciążenia, te niewielkie obciążenia od ujemnej różnicy ciśnień ściskają konstrukcję uszczelnioną, i są bardzo niebezpieczne – dochodzi do ściskania cienkościennych powłok.

Analizę rozkładu naprężeń dodatkowo komplikuje istnienie nieciągłości konstrukcji – wykroje okienne, drzwi – co zwiększa naprężenia w obszarach takich nieciągłości i utrudnia ich obliczanie.

Przykłady liczbowe

6.1. Dla podanego rozkładu masy w kadłubie samolotu oraz zadanego położenia oku skrzydła zbudować wykresy sił tnących i momentów gnących dla następujących obciążeń jednostkowych: $n_j = 1$, $P_{z_{ej}} = 1$ kN, $P_{z_{Hj}} = 1$ kN. Dodatkowo przyjąć: $I_{yy} = 6223$ kg·m² i skorzystać z rysunku 6.1.



Rys. 6.1. Model kadłuba

Wykonujemy obliczenia i zestawiamy je w tabeli 6.1 dla zadanych wartości m_j (kg) i x_i (m):

Tabela 6.1

Lp.	Zespół	m_i [kg]	x_i [m]	$m_i x_i$ [kg·m]	P_i [N]	$m_i x_i^2$ [kg·m ²]	$m_i g (x_i - x_{sm})$
1	Podwozie przednie	31	1,80	55,8	304	100,4	-66
2	Sterownia	20	2,30	46,0	196	105,8	-34
3	Kadłub – część przednia	465	2,80	1302,0	4561	3645,6	-594
4	Załoga – fotele	240	2,90	696,0	2354	2018,4	-286
5	Silniki	200	5,85	1170,0	1962	6844,5	271
6	Kadłub – część tylna	232	6,10	1415,0	2275	8632,7	364
7	Usterzenie pionowe	25	9,50	237,5	245	2256,2	112
8	Usterzenie pionowe	90	9,65	482,5	490	4656,1	232
Razem		1263		5405,0		28259,8	0

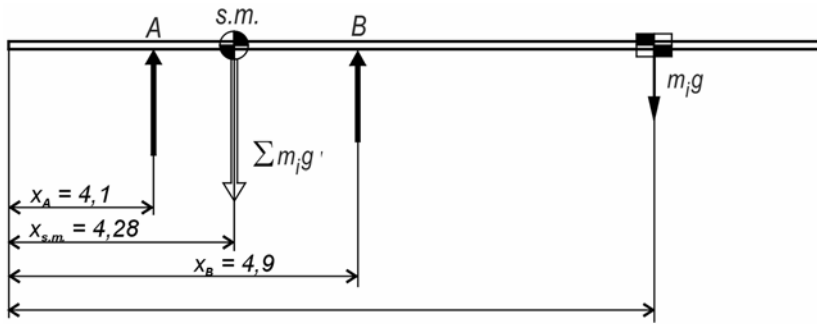
Dla $m_j = 1$

$$x_{sm} = \frac{\sum_{i=1}^8 m_i x_i}{\sum_{i=1}^8 m_i} = 4,28 \text{ m}$$

Reakcje na okuciach:

$$R_B = \frac{(x_{sm} - x_A) \sum m_i g}{x_A - x_B} = 2787 \text{ N}$$

$$R_A = \sum m_i g - R_B = 9603 \text{ N}$$



Rys. 6.2. Reakcje na okuciach

Siły obciążające belkę dla $m_i = 1$ obliczymy z zależności:

$$P_{i_1} = m_i g$$

Obliczenia, wyniki siły tnącej i momentów gnących przedstawiono na wykresie (rys. 6.3).

Dla $P_{z_{H\varepsilon}} = 1 \text{ kN}$

$$\varepsilon_j = \frac{P_{z_{H\varepsilon}} l_H}{I_{yy}} = \frac{1000 \cdot 5,37}{6223} = 0,863$$

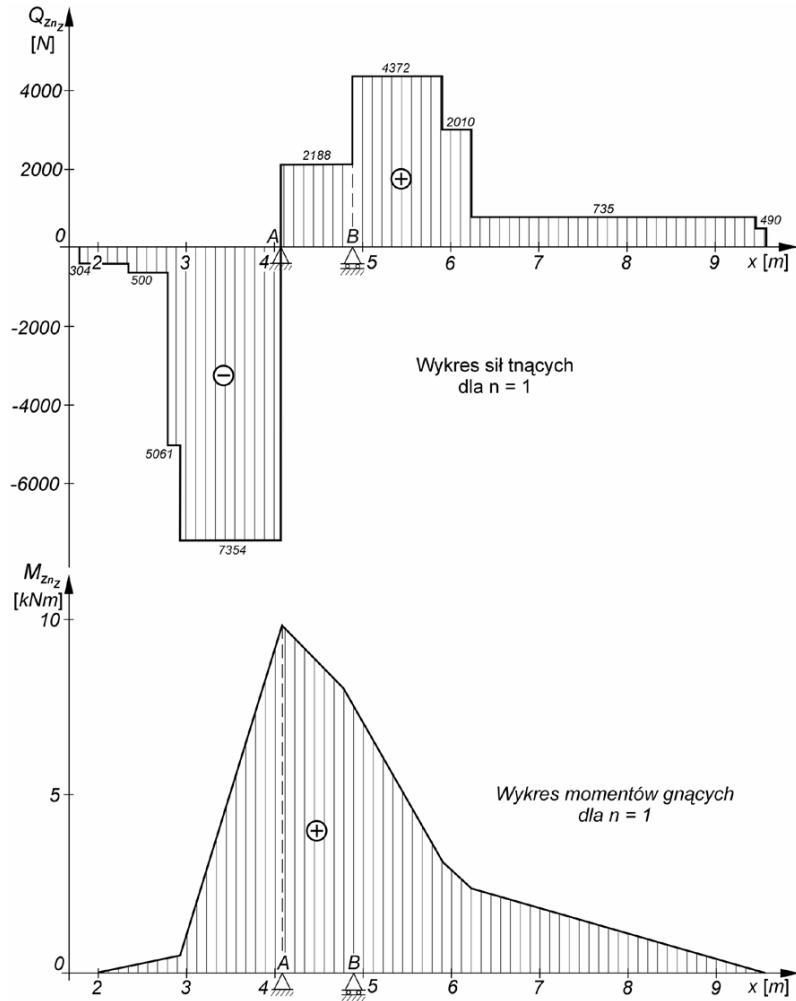
gdzie

$$l_H = (x_8 - x_{sc}) = 5,37 \text{ m}$$

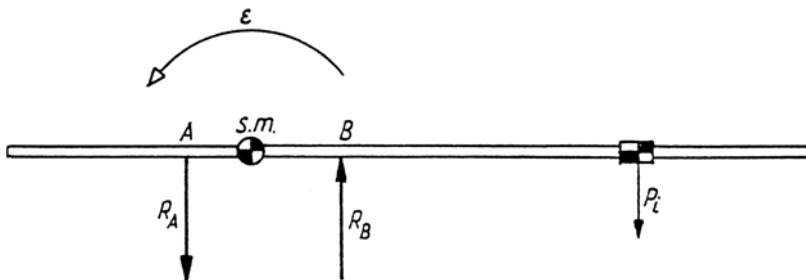
Reakcje na okuciach wynoszą (rys. 6.4):

$$R_A = -R_B = \frac{\varepsilon_o I_{yykad}}{x_B - x_A} = \frac{0,863 \cdot 5892}{0,8} = 6356 \text{ N}$$

$$I_{yykad} = 1,15 \left(\sum_1^8 m_i x_i^2 - x_{sm}^2 \sum_1^8 m_i \right) = 5892 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$



Rys. 6.3. Siły tnące i momenty gnące

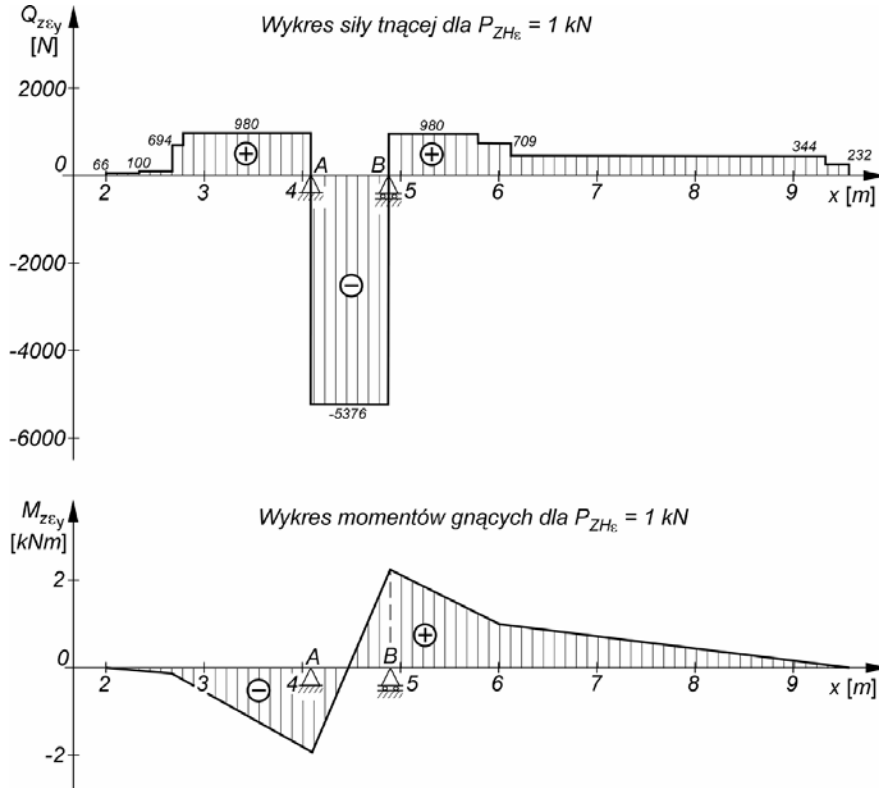


Rys. 6.4. Reakcje na okuciach

Siły obciążające:

$$P_i = m_i \varepsilon (x_i - x_{sm})$$

Obliczenie sił podano w tabeli 6.1, wyniki – siły tnące i momenty gnące na wykresie (rys. 6.5).



Rys. 6.5. Siły tnące i momenty gnące

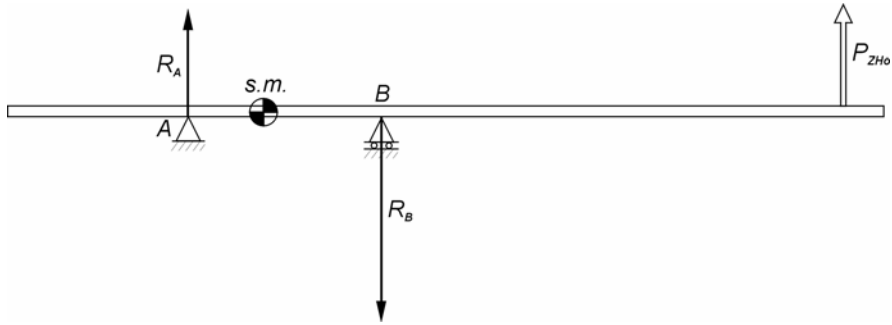
Uwaga: Siła P_{z_H} nie jest siłą obciążającą, a jedynie reprezentantem przyspieszenia kąowego.

Dla $P_{z_H} = 1$ kN, przypadek belki wysięgnikowej przedstawiono na (rys. 6.6).

Reakcje:

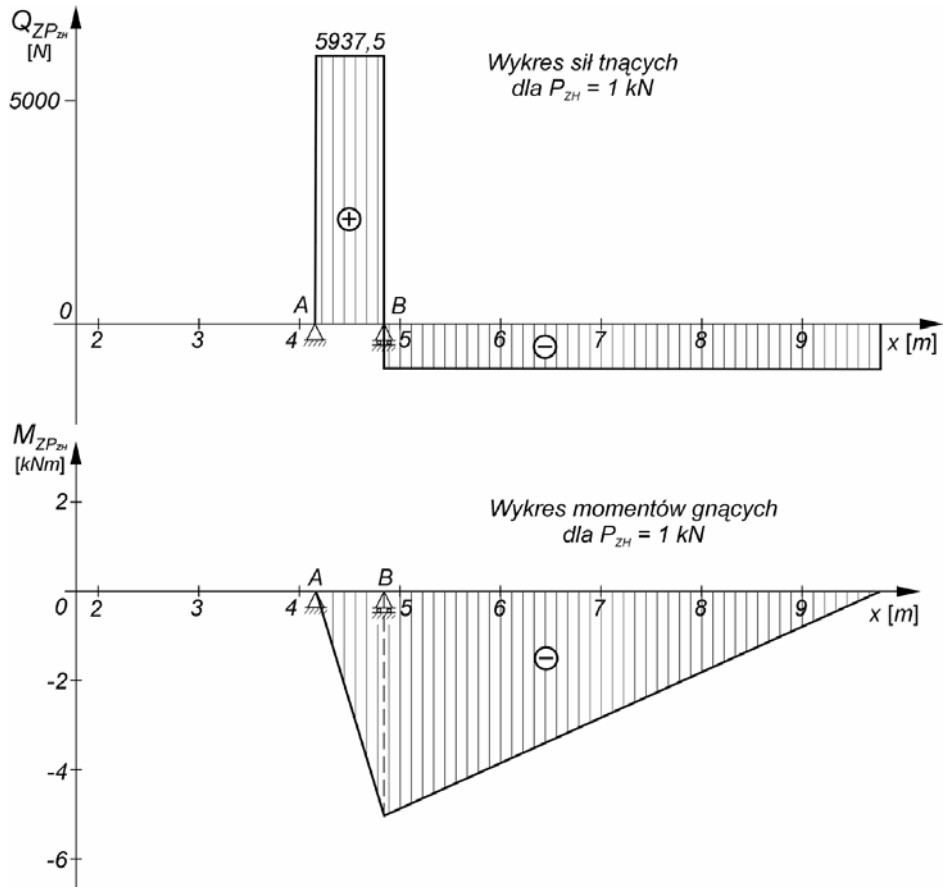
$$R_B = \frac{P_{z_H} (x_8 - x_A)}{x_B - x_A} = 6937,5 \text{ N}$$

$$R_A = 5937,5 \text{ N}$$



Rys. 6.6. Reakcje na okuciach

Siły tnące i momenty gnące przedstawiono na rysunku 6.7.



Rys. 6.7. Siły tnące i momenty gnące

6.2. Obliczyć obciążenia mocowania łoża silnika do kadłuba, w przypadku gdy samolot znajduje się w dowolnym punkcie pętli o promieniu $R = 91,7$ m, i leci z prędkością $V = 216$ km/h. Do obliczeń przyjąć dane samolotu Zlin Z526 AFS Akrobat, założyć dodatkowo: $m_s = 110$ kg – masa zespołu napędowego, $I_0 = 0,87$ kg·m² – moment bezwładności śmigła dwupłatowego, $k = 1,5$ – współczynnik nierównomierności pracy silnika, $\eta = 0,78$ – sprawność śmigła, $n = 2750$ obr/min – liczba prawoskrętnych obrotów silnika (patrząc w kierunku lotu).

Ponieważ zakładamy pętlę o ustalonym promieniu R , można przyjąć dla każdego punktu samolotu, że n wyniesie:

$$n = 1 + \frac{V^2}{gR} = 1 + \frac{60^2}{9,81 \cdot 91,7} = 5$$

Stąd siła masowa silnika:

$$F_s = m_s g n = 5395,5 \text{ N}$$

Siła ciągu silnika dla znanej sprawności będzie:

$$P_s = \frac{N \eta}{V} = \frac{132,5 \cdot 10^3 \cdot 0,78}{60} = 2207 \text{ N}$$

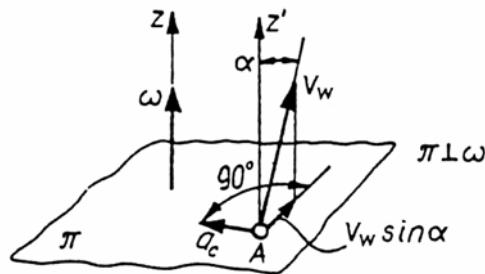
Moment oporowy śmigła będzie:

$$M_0 = k \cdot 955 \frac{N}{n} = 68 \, 983,5 \text{ N} \cdot \text{m}$$

gdzie: N – siła, w W, n – obroty, obr/min.

Obliczenie momentów żyroskopowych wymaga osobnego potraktowania.

Momenty żyroskopowe będą zależały od biegunowego momentu bezwładności obrotującej się masy I_0 , prędkości kątowej masy i prostopadłej do niej prędkości kątowej samolotu ω_y lub ω_z w ruchu obrotowym wokół osi y lub z .



Rys. 6.8. Przyspieszenie Coriolisa

Jeżeli ruch punktu A jest ruchem złożonym nie postępowym, to jego prędkość jest sumą prędkości względnej V_w i prędkości unoszenia V_u , a przyspieszenie wyraża się wzorem

$$a_A = a_w + a_n + a_c$$

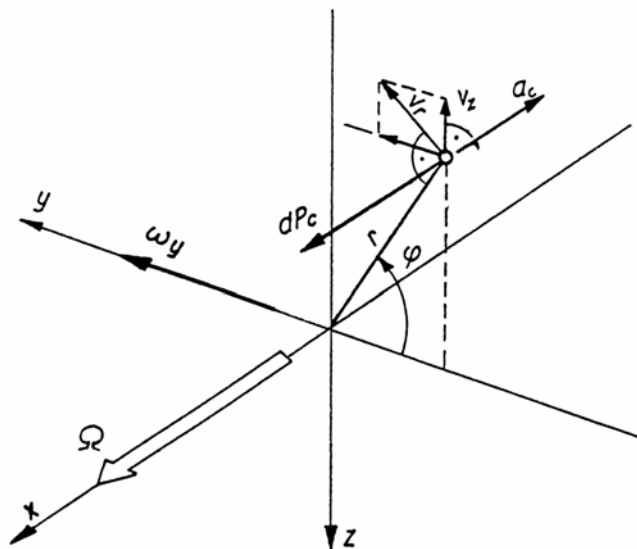
gdzie a_c jest przyspieszeniem Coriolisa. W przypadku gdy prędkość unoszenia jest prędkością kątową (ω), wówczas przyspieszenie to jest iloczynem tej prędkości kątowej i składowej prędkości względnej na płaszczyznę wirowania (rys. 6.8):

$$a_c = 2 \omega V_w \sin \alpha$$

Dla śmigła lub wirnika elementarna siła bezwładności (rys. 6.9):

$$dP_c = -dm a_c$$

$$dP_c = dm 2V_z \omega = 2\Omega \omega_y r \cos \varphi dm$$



Rys. 6.9. Elementarna siła bezwładności

Suma rzutów siły dP_c na osie: x, y, z :

$$dx = 2\Omega \omega_y r \cos \varphi dm$$

$$dy = 0$$

$$dz = 0$$

Momenty od siły dP_c :

względem osi x ; $dM_x = 0$

względem osi y ; $dM_y = -z dP_c = -2 \Omega \omega_y r^2 \cos \varphi \sin \varphi dm$

względem osi z ; $dM_z = -y dP_c = -2 \Omega \omega_y r^2 \cos^2 \varphi dm$

Dla całego ciała będzie:

$$x = 2 \Omega \omega_g \int r \cos \varphi dm = 0$$

ponieważ:

$$\int r \cos \varphi dm = 0$$

gdyż środek ciężkości śmigła leży na osi x ;

$$y = 0, z = 0.$$

Momenty:

$$M_x = 0$$

$$M_y = -2 \Omega \omega_y \int r^2 \cos \varphi \sin \varphi dm$$

$$M_z = 2 \Omega \omega_y \int r^2 \cos^2 \varphi dm$$

dla ciała obrotowego i śmigieł więcej niż dwupłatowych:

$$\int r^2 \cos \varphi \sin \varphi dm = \int z y dm = 0$$

gdyż moment odśrodkowy tych ciał równa się zeru.

$$\int r^2 \cos^2 \varphi dm = \int y^2 dm$$

dzięki symetrii:

$$\int y^2 dm = \int z^2 dm$$

a ponieważ:

$$I_0 = \int (y^2 + z^2) dm = \int y^2 dm + \int z^2 dm$$

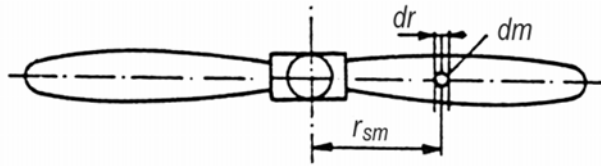
$$\int y^2 dm = \frac{I_0}{2}$$

i dla tych ciał:

$$M_z = M_{\dot{z}} = I_0 \Omega \omega_y \quad (6.3)$$

dla śmigieł dwupłatowych biegunowy moment bezwładności (rys. 6.10):

$$I_0 \cong \int r_{sm}^2 dm$$



Rys. 6.10. Moment bezwładności śmigła

Utożsamiając r_{sm} z promieniem r kąt φ oznacza położenie łopat śmigła i istnieją zmienne dwa momenty żyroskopowe:

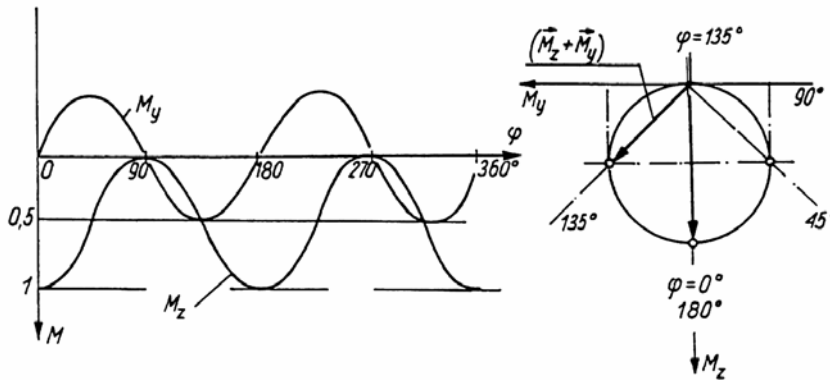
$$(M_z)_z = 2 I_0 \Omega \omega_y \cos^2 \varphi \quad (6.4)$$

oraz

$$(M_y)_z = -2 I_0 \Omega \omega_y \cos \varphi \sin \varphi$$

a ostatecznie

$$(M_y)_z = -2 I_0 \Omega \omega_y \sin 2\varphi \quad (6.5)$$



Rys. 6.11. Momenty żyroskopowe dla śmigła dwułopatowego

Możemy obliczyć momenty żyroskopowe na podstawie podanego materiału:

$$(M_z)_z = 2 I_0 \Omega \omega_y \cos^2 \varphi$$

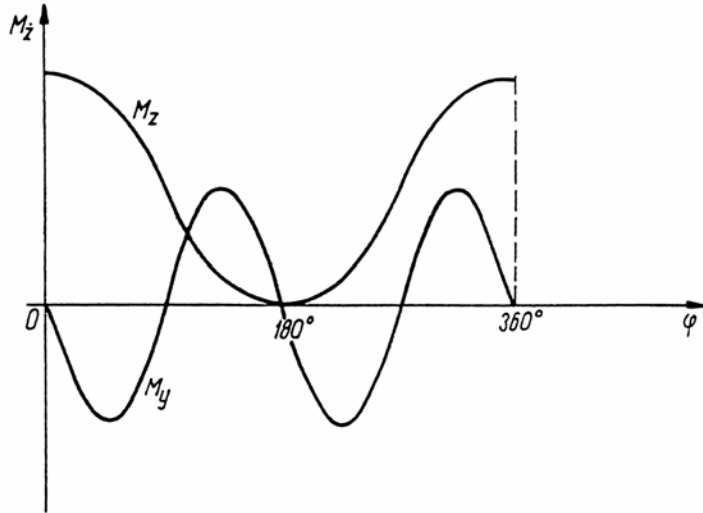
$$(M_y)_z = -I_0 \Omega \omega_y \sin 2\varphi$$

gdzie

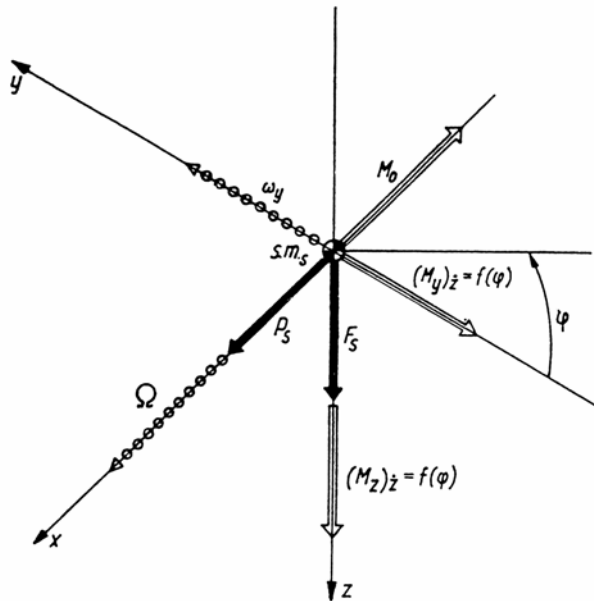
$$\Omega = \frac{\pi n}{30} = \frac{\pi \cdot 2750}{30} = 288 \frac{1}{s}$$

$$\omega = \frac{V}{R} = \frac{216}{91,7 \cdot 3,6} = 0,65 \frac{1}{s}$$

Ostatecznie obciążenie od zespołu napędowego przedstawiono na rysunkach (6.12) i (6.13).



Rys. 6.12. Obciążenie od zespołu napędowego



Rys. 6.13. Obciążenie od zespołu napędowego

7. Rozkłady obciążeń aerodynamicznych powierzchni nośnych

Obciążenia dopuszczalne powierzchni nośnych wynikają wprost z krzywej obciążeń. Dla ustalonego współczynnika obciążeń dopuszczalnych n i prędkości lotu V można określić kąt natarcia skrzydła i odpowiadające mu współczynniki aerodynamiczne.

Aby znaleźć obciążenia wymiarujące konstrukcję skrzydła, wystarczy zwykle analiza punktów charakterystycznych krzywej obciążeń. Dodatkowymi rozważanymi przypadkami obciążeń powinny być obciążenia od podwozia (w przypadku jego mocowania do skrzydeł) oraz obciążenia od obsługi naziemnej. Przeprowadzona analiza powinna umożliwić znalezienie maksymalnych dopuszczalnych naprężeń, występujących w poszczególnych fragmentach konstrukcji skrzydła.

Podstawowymi analizowanymi obciążeniami w locie będą obciążenia symetryczne. Obciążenia niesymetryczne na ogół nie wymiarują elementów samego skrzydła tylko jego okucia mocowania do kadłuba i elementy tej części konstrukcji skrzydła, która przechodzi przez kadłub.

Analizę przypadków wymiarujących poszczególne fragmenty konstrukcji należy prowadzić pod kątem wyboru stanów obciążeń, dających wartości maksymalne momentów gnących skrzydło siłami prostopadłymi do płaszczyzny cięciwy (momenty gnące normalne) i momentów skręcających, oraz dla pewnych typów konstrukcji (np. skorupowa) ich współdziałania. Momenty gnące w płaszczyźnie cięciw (momenty styczne) nie dają zwykle dużych wartości naprężeń.

Dla przypadków wybranych z analizy należy sporządzić wykresy sił poprzecznych (normalnych i stycznych), momentów gnących (normalnych i stycznych) oraz momentów skręcających. W tym celu należy znać rozkłady obciążeń aerodynamicznych i sił masowych od ciężaru skrzydła wzdłuż rozpiętości i wzdłuż cięciwy.

Położenie sił aerodynamicznych wzdłuż cięciwy określa współczynnik momentu. Dla danego profilu współczynnik momentu (c_{ma}) względem punktu zwanego środkiem aerodynamicznym profilu jest wartością stałą, niezależną od kąta natarcia (z definicji tego punktu).

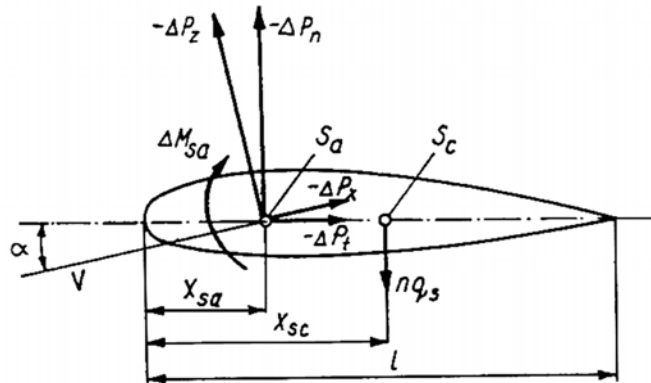
Rozkład obciążeń wzdłuż rozpiętości zależy od obrysu skrzydła (wartości l) i od zmian wartości współczynników c_z , c_x i c_{ma} (rys. 7.1) wzdłuż rozpiętości. W pierw-

szym przybliżeniu współczynnik oporu c_x i momentu c_{ma} można przyjąć stałe wzdłuż rozpiętości i odczytać ich wartość z biegunowej skrzydła dla znanych wartości c_z samolotu, wynikających ze stanu lotu. Najprostszą metodę znalezienia rozkładu współczynnika siły nośnej wzdłuż rozpiętości podano w dalszej części:

$$\Delta P_z = -\frac{1}{2} \rho_o V^2 l_y \Delta y C_z$$

$$\Delta P_x = -\frac{1}{2} \rho_o V^2 l_y \Delta y C_x$$

$$\Delta M_{sa} = \frac{1}{2} \rho_o V^2 l_y^2 \Delta y C_{ma}$$



Rys. 7.1. Siły i momenty aerodynamiczne i masowe działające na pasek skrzydła o szerokości Δy :
 S_a – środek aerodynamiczny profilu, S_c – środek ciężkości paska skrzydła

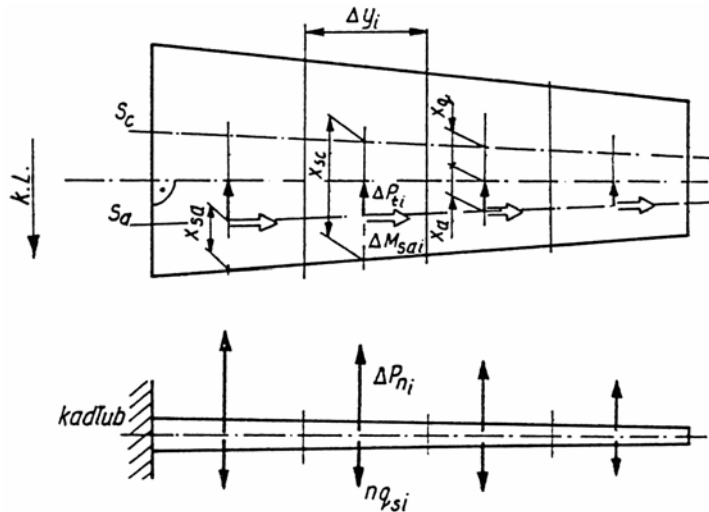
Na rysunku 7.1 pokazano pasek skrzydła o szerokości Δy , na który działają siły i momenty aerodynamiczne: P_z , P_x i M_{sa} oraz siła masowa będąca iloczynem współczynnika obciążenia n i ciężaru rozważanego paska skrzydła q_s . Aby zapewnić poprawność dalszych obliczeń, należałoby działające siły rozłożyć na kierunki głównych osi bezwładności pracującej części przekroju skrzydła. Jednak ze względu na to, że w tej fazie obliczeń szczegółowe rozplanowanie konstrukcji skrzydła nie jest jeszcze na ogół zakończone, można przyjąć jako kierunki głównych osi bezwładności płaszczyzną cięciw i płaszczyznę do niej prostopadłą. Należy więc siły P_z i P_x rozłożyć na kierunki n i t :

$$\Delta P_n = \Delta P_z \cos \alpha + \Delta P_x \sin \alpha$$

$$\Delta P_t = -\Delta P_z \sin \alpha + \Delta P_x \cos \alpha$$

Zwykle można przyjąć (bo kąty natarcia są niewielkie), że $\Delta P_n \cong \Delta P_z$ i tylko z podanej drugiej zależności określić siłę ΔP_t , która zwykle w równym stopniu zależy od obu członów i dla dużych kątów natarcia przybiera wartości dodatnie (do przodu). Ponieważ można pominąć składową sił masowych w płaszczyźnie cięciw, siłę masową nq_s można przyłożyć równoległe do ΔP_n (w płaszczyźnie prostopadłej do płaszczyzny cięciwy).

Gdy mamy określone z danych aerodynamicznych i ciężarowych siły oraz momenty skręcające, działające na poszczególne paski skrzydła, można wykonać obliczenia i narysować wykresy sił poprzecznych (Q_n i Q_t), momentów gnących (M_{gn} i M_{gt}) oraz momentów skręcających M_s wzdłuż rozpiętości skrzydła, za pomocą metod poznanych na wykładzie z wytrzymałości materiałów. Podczas tych obliczeń traktuje się skrzydło jako belkę o warunkach podparcia, wynikających z zewnętrznej geometrii samolotu – skrzydło wolnonośne, z zastrzałem czy też dwupłat (rys. 7.2).



Rys. 7.2. Obciążenia działające na skrzydło

Pewne trudności mogą wystąpić podczas obliczania momentu skręcającego. Rzeczywisty moment powodujący skręcanie konstrukcji w rozpatrywanym przekroju wymaga obliczenia jego wartości względem środka sił poprzecznych rozpatrywanej konstrukcji. Zwykle jednak w czasie wykonywania obliczeń położenie środka sił poprzecznych nie jest jeszcze znane.

Można zatem obliczyć wartości momentu skręcającego względem dowolnie wybranego punktu cięciwy i w nim przyłożyć siłę poprzeczną. Najmniej kłopotów rachunkowych sprawiają obliczenia M_s względem punktów leżących na linii prostopadłej do płaszczyzny symetrii samolotu i przechodzącej przez stałą procentową

głębokość cięciwy skrzydła. Oczywiście, jest to możliwe tylko dla skrzydeł bez wyraźnego skosu. Aby określić moment skręcający względem linii prostopadłej do płaszczyzny symetrii samolotu, należy dla poszczególnych pasków obliczyć wartości

$$\Delta M_{si} = \Delta M_{sai} - x_{ai} \Delta P_{ni} - x_{qi} n q_{si}$$

a następnie wartości momentów skręcających w kolejnych przekrojach

$$M_{sk} = \sum_{i=1}^k \Delta M_{si}$$

Wartości momentu skręcającego, obliczonego względem punktów nie będących środkami sił poprzecznych poszczególnych przekroi, nie są miernikami rzeczywistych obciążeń skręcających skrzydło dla rozważanego przypadku. Znanymi metodami, z wykładu wytrzymałości konstrukcji lotniczych można znaleźć dla poszczególnych obciążeń wartości wydatków naprężeń stycznych w przekroju (pochodzących od skręcania i sił poprzecznych) i dopiero będzie wiadomo, który z rozważanych przypadków daje maksymalne obciążenia ścinające.

Obliczenia rozkładów obciążeń powinny uwzględnić wpływ odkształceń skrzydła na te rozkłady. Jest to możliwe do uwzględnienia dopiero po wstępnych obliczeniach, pozwalających ustalić w pierwszym przybliżeniu przekroje elementów pracujących konstrukcji. Dla skrzydeł o dużym wydłużeniu odkształcenie skrętne skrzydła ma istotny wpływ na rozkład obciążeń aerodynamicznych wzdłuż rozpiętości. Zwykle obliczenia takich skrzydeł prowadzi się metodą kolejnych przybliżeń. Po obliczeniu rozkładu obciążeń wzdłuż rozpiętości nieodkształconego skrzydła oblicza się jego kąt skręcania i wprowadza się wynikające stąd poprawki do rozkładów obciążeń aerodynamicznych.

Istnieją dokładne metody pozwalające określić rozkład współczynników siły nośnej wzdłuż rozpiętości skrzydła z teorii opływu. Metodą przybliżoną, dającą jednak stosunkowo bliskie rzeczywistych rozkłady współczynników siły nośnej wzdłuż rozpiętości, jest metoda Schrenka. Zaletą tej metody jest jej prostota, pozwalająca otrzymać wynik w bardzo krótkim czasie. Podstawą jej jest założenie, że rozkład siły nośnej wzdłuż rozpiętości rozważanego skrzydła jest zbliżony do średniej arytmetycznej rozkładu tej siły dla idealnego eliptycznego obrysu skrzydła (a więc skrzydła niezwichrzonego geometrycznie, o stałym profilu i o stałym kącie odchylenia strug wzdłuż rozpiętości) i dla obrysu rzeczywistego rozważanego skrzydła o przyjętym stałym kącie odchylenia strug wzdłuż rozpiętości.

Dla przekroju y można zapisać:

$$c_{z_y} l_y = \frac{1}{2} \frac{dC_z}{d\alpha} \alpha [l_y + (l_{el})_y] \quad (7.1)$$

gdyż dla stałego kąta odchylenia strug wzdłuż rozpiętości $c_z = \frac{dC_z}{d\alpha} \alpha$ jest stała wzdłuż rozpiętości i nie zależy od przekroju y . Iloczyn $c_{z\alpha} l_y$ jest miarą siły aerodynamicznej na jednostkę rozpiętości; aby otrzymać rzeczywistą wartość, należy ten iloczyn pomnożyć przez wartość ciśnienia dynamicznego dla rozpatrywanego przypadku lotu. l_y i $(l_{el})_y$ oznaczają odpowiednio dla rozpatrywanego przekroju cięciwę rozważanego skrzydła i cięciwa skrzydła eliptycznego o takiej samej powierzchni i rozpiętości.

Gdy $C_z = \frac{dC_z}{d\alpha} \alpha = 1$, odpowiada współczynnikowi siły nośnej całego skrzydła równemu jedności, wówczas równanie (7.1) przybierze następującą postać:

$$c_{z\alpha} l_y = \frac{1}{2} \left[l_y + (l_{el})_y \right]$$

lub

$$c_{z\alpha} l_y = \frac{1}{2} \left[1 + \frac{(l_{el})_y}{l_y} \right] \quad (7.2)$$

gdzie $c_{z\alpha}$ jest współczynnikiem siły nośnej w rozpatrywanym przekroju, dla współczynnika siły nośnej całego skrzydła $C_z = 1$.

Po obliczeniu $c_{z\alpha}$ można znaleźć wartość współczynnika siły nośnej w przekroju y dla dowolnej wartości C_z całego płata z zależności:

$$(c_z)_y = C_z (c_{z\alpha})_y \quad (7.3)$$

Wynika to ze struktury podanej na początku zależności.

Obliczenie $c_{z\alpha}$ najlepiej prowadzić graficznie. Należy narysować tak zredukowany obrys skrzydła eliptycznego, aby tworzył ćwiartkę koła (rys. 7.3). Powierzchnia takiego obrysu ($b/2 = l_{\max} = 1$); $S = \pi/4$. Stąd średnia cięciwa wynosi też $\pi/4$. Redukuje się następnie obrys rzeczywisty; rozpiętość w stosunku $1/0,5 b$, a cięciwy w stosunku $\frac{1}{lg} \frac{\pi}{4}$, gdzie lg – średnia cięciwa geometryczna rozważanego skrzydła. W ten sposób

otrzymuje się obrys zredukowany rozważanego skrzydła. Po odczytaniu z rysunku wartości l_y i $(l_{el})_y$ można obliczyć za pomocą zależności (7.2) rozkład współczynnika siły nośnej $c_{z\alpha}$ wzdłuż rozpiętości (dla skrzydła niezwichrzonego).

Aby określić maksymalny współczynnik siły nośnej skrzydła $C_{z\max}$, należy sporządzić wykres rozkładu maksymalnych możliwych do uzyskania współczynników siły nośnej wzdłuż rozpiętości $(C_{z\max})_{Re}$, z uwzględnieniem zmiany $C_{z\max}$ wywołanej ewentualną zmianą profilu i zmianą liczby Reynoldsa wzdłuż rozpiętości. Zmiana

liczby Re spowodowana jest zmianą cięciwy skrzydła wzdłuż rozpiętości. Do obliczenia liczby Re przyjmuje się w pierwszym przybliżeniu V_{\min} z warunków technicznych. Współczynnik C_z , przez który należy pomnożyć rzędne krzywej $c_{z\alpha l}$ aby otrzymać krzywą styczną do linii $(C_{z\max})_{Re}$, będzie poszukiwanym współczynnikiem $C_{z\max}$ dla skrzydła, a uzyskany punkt styczności – punktem pierwszego oderwania strug. Wszelkie dalsze próby zwiększania kąta natarcia będą powodowały coraz większe rozpręstrzenie się oderwania strug rozpoczęte w punkcie styczności i spadek C_z skrzydła.

Podana metoda znajdowania rozkładu c_z wzdłuż rozpiętości umożliwia również obliczenie tego rozkładu po dalszym udoskonaleniu aerodynamiki skrzydła przez jego zwichrzenie.

Gdy chcemy zwiększenia $C_{z\max}$ skrzydła, wówczas należy tak obracać względem siebie profile w poszczególnych przekrojach, aby zmniejszyć kąty natarcia tam gdzie następuje oderwanie i osiągnąć we wszystkich przekrojach wartości c_z niewiele mniejsze od $(C_{z\max})_{Re}$ podczas osiągnięcia w jednym przekroju lokalnego $(C_{z\max})_{Re}$ i początku oderwania. Można również tak zmieniać profile wzdłuż rozpiętości, aby zwiększyć $(C_{z\max})_{Re}$ w obszarze dużych wartości iloczynów $C_z c_{z\alpha l}$, co również prowadzi do zwiększenia $C_{z\max}$ skrzydła.

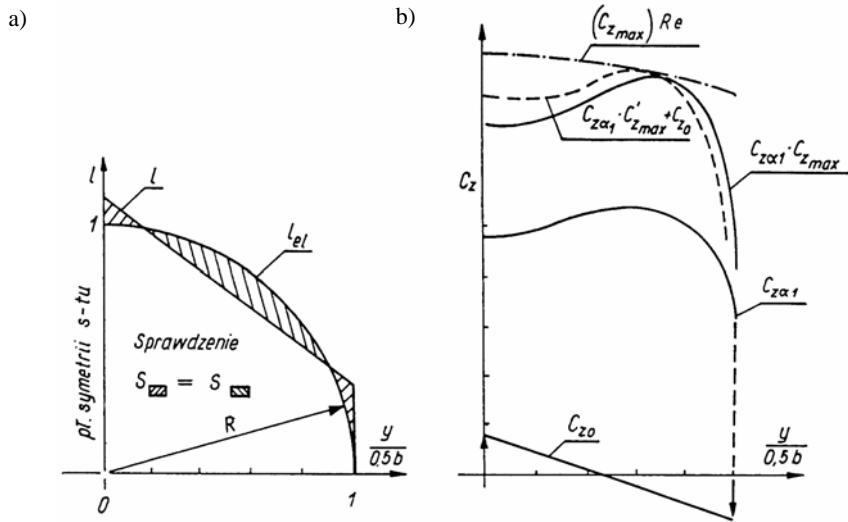
Zwykle zależy również na przesunięciu początku oderwania w kierunku nasady skrzydła. Zachodząca zawsze pewna asymetria podczas oderwania strug nie da wtedy dużych momentów przechylających i niezamierzonego wprowadzenia samolotu w korkociąg. Dla zapewnienia skutecznego działania lotek w tym krytycznym stanie lotu, należy dać tak duże zwichrzenie, aby w obrębie lotek (lub ich zewnętrznych końców) kąty natarcia były jeszcze dość odległe od krytycznych, powodujących oderwanie strug. Założenia te prowadzą do skrzydła, które przy nasadzie ma większe kąty natarcia niż na końcu (zwykle jeden do paru stopni).

Zbyt duże zwichrzenie skrzydła, uwzględniające tylko warunki lotu w pobliżu dodatnich krytycznych kątów natarcia, prowadzi do niekorzystnego rozkładu nośności dla małych kątów natarcia, np. w pobliżu prędkości maksymalnej. Dla tego zakresu prędkości może się zdarzyć, że część skrzydła w pobliżu jego końców ma nośność ujemną, która jest równoważona nośnością dodatnią, przewyższającą ciężar samolotu. Oczywiście przy takim rozkładzie nośności całkowite opory skrzydła są większe niż dla skrzydła o stałym rozkładzie c_z wzdłuż rozpiętości. Stały rozkład c_z wzdłuż rozpiętości daje najmniejsze opory skrzydła o założonym profilu powierzchni i C_z skrzydła potrzebnym do lotu.

Zwichrzenie skrzydła, pożądane dla dużych kątów natarcia, daje bardzo niekorzystny rozkład dla C_z ujemnego (większe c_z na końcu skrzydła niż przy nasadzie). Powoduje to wzrost momentów gnących dla tych stanów lotu, a więc możliwość wzrostu niezbędnych przekrojów pracujących konstrukcji. Dla samolotów wykonujących lot w pozycji odwróconej stwarza niebezpieczeństwo znacznych momentów

przechylających po lokalnym niesymetrycznym oderwaniu i możliwość niezamierzonego wprowadzenia samolotu w korkociąg plecowy.

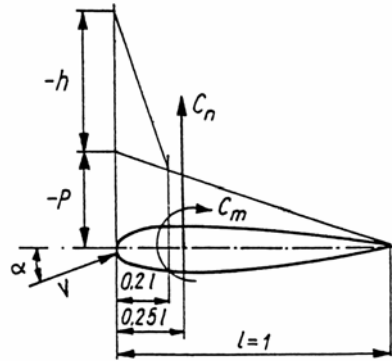
Aerodynamicznym skutkiem wprowadzonego zwichrzenia będzie tzw. rozkład c_{z0} wzdłuż rozpiętości. Jest to rozkład c_z wzdłuż rozpiętości, odpowiadający C_z skrzydła równemu zero. Jest on niezależny od kąta natarcia skrzydła i może być w poszczególnych przekrojach dodawany do iloczynu $C_z c_{z\alpha 1}$ jak podano na rysunku 7.3b.



Rys. 7.3. Metoda Schrenka: a – zredukowane obrysy skrzydeł, b – rozkłady współczynników siły nośnej wzdłuż rozpiętości

Do oceny obciążeń konstrukcji istotna jest znajomość rozkładu obciążeń zarówno wzdłuż rozpiętości jak i wzdłuż cięciwy powierzchni nośnych. Obciążenia wzdłuż rozpiętości dla stosowanych prostych skrzydeł i średnim wydłużeniu można określić z wystarczającą dokładnością (~10%) za pomocą opisanej wyżej metody Schrenka. Dla skrzydeł o bardziej skomplikowanym kształcie, stosuje się badania tunelowe lub inne metody zwykle wymagające zastosowania ETO. Zwykle w tym przypadku, rozkłady ciśnień wzdłuż cięciwy dla profili klasycznych, uzyskuje się z dostateczną dokładnością stosując linearyzację rozkładu ciśnień. Do obliczeń można stosować zlinearyzowane rozkłady ciśnień przedstawione dalej dla typowych przypadków.

1. Profil niezalany: $\alpha \neq 0$, $\delta = 0$ (rys. 7.4):



Rys. 7.4. Rozkład ciśnień – profil niezałamany

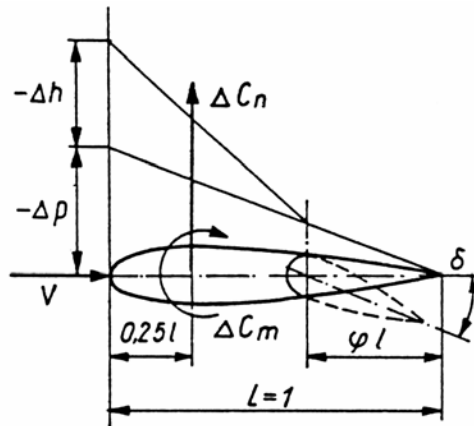
$$p = -(11 C_n - 60 C_m) \frac{1}{8} q$$

$$h = -(25 C_n - 300 C_m) \frac{1}{8} q$$

gdzie C_n – współczynnik siły aerodynamicznej prostopadłej do cięciwy profilu, wywołanej kątem natarcia dla profilu niezałamanego:

$$C_n \cong C_z$$

C_m – współczynnik momentu względem punktu $0,25 l$ dla profilu niezałamanego,
 $q = \frac{1}{2} \rho V^2$ – ciśnienie dynamiczne.



Rys. 7.5. Rozkład ciśnień – profil jednokrotnie załamany

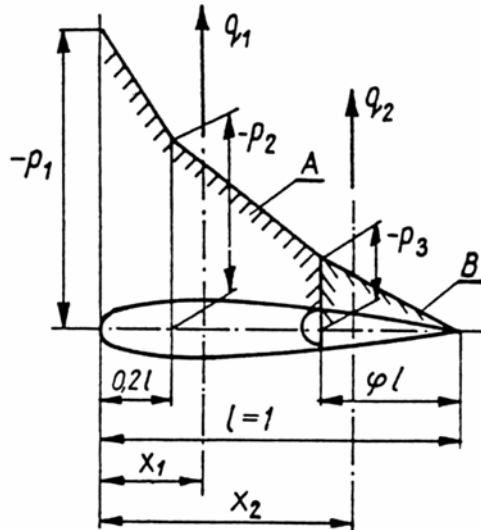
2. Profil jednokrotnie załamany: $\alpha = 0$, $\delta \neq 0$ (rys. 7.5):

$$\Delta p = -[(2\varphi - 0,5)\Delta C_n - 6\Delta C_m] \frac{1}{\varphi} q$$

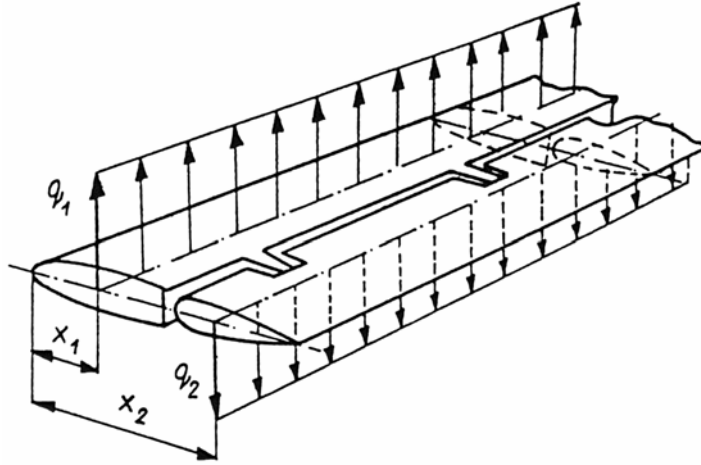
$$\Delta h = -(0,5\Delta C_n + 6\Delta C_m) \frac{1}{\varphi(1-\varphi)} q$$

gdzie: ΔC_n , ΔC_m – przyrosty współczynników aerodynamicznych profilu wywołane wychyleniem części ruchomej, φ – stosunek cięciwy części ruchomej (od osi obrotu lub od osi walca wpisanego w profil i stycznej do noska części ruchomej do krawędzi spływu) do cięciwy całego profilu.

3. $\alpha \neq 0$, $\delta \neq 0$ (rys. 7.6).



Rys. 7.6. Suma rozkładu ciśnień q_1 , q_2 , x_1 , x_2 – wg rys. 7.7:
 A – część rozkładu ciśnień przypadająca na statecznik (o wypadkowej q_1),
 B – część rozkładu ciśnień przypadająca na ster (o wypadkowej q_2)



Rys. 7.7. Obciążenie aerodynamiczne usterzenia:
 q_1 – obciążenie ciągle statecznika na jednostkę rozpiętości,
 q_2 – obciążenie ciągle steru na jednostkę rozpiętości,
 x_1, x_2 – położenie obciążeń wzdłuż cięciwy

Dla profili laminarnych i nadkrytycznych, szczególnie dla wychylonych powierzchni ruchomych, informacje czerpać należy z badań aerodynamicznych lub potwierdzonych nimi i wiarygodnych obliczeń numerycznych, np. metodami panelowymi.

Należy zaznaczyć, że stosowana metoda linearyzacji rozkładu ciśnień daje dobre przybliżenie rozkładu sił, natomiast nie może być podstawą do szacowania momentu zawiasowego części ruchomych, gdyż położenie siły wypadkowej rozkładu zlinearyzowanego może być różne od rzeczywistego.

Przykłady liczbowe

7.1. Metodą Schrenka określić maksymalny współczynnik siły nośnej, nieskręconego geometrycznie skrzydła samolotu HAL HA-31 MKII Basant (rys. 7.8), założyć, że współczynnik siły nośnej profilu wynosi $C_{z_{\max}} = 1,6$.

Zaniedbujemy zaokrąglenia i traktujemy płat jako prostokątny:

$$l_g = \frac{\pi}{4} = 0,785$$

Dla kolejnych przekrojów skrzydła obliczamy wg zależności podanych wcześniej (7.2):

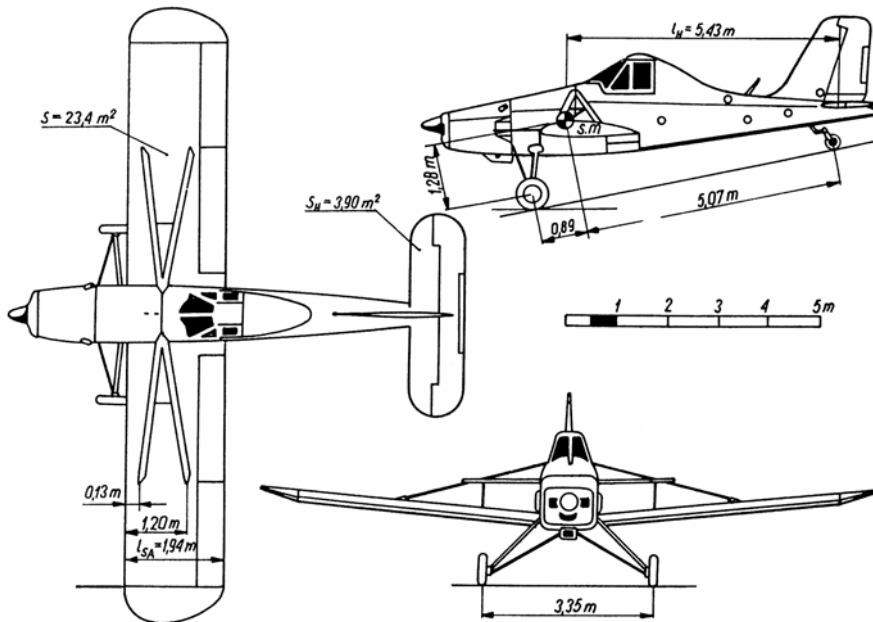
$$C_{z\alpha 1} = \frac{1}{2} \left[1 + \frac{(l_{el})_y}{l_y} \right]$$

Ponieważ wartość $l_y = 0,785$, więc:

$$C_{z\alpha 1} = \frac{1}{2} \left[1 + \frac{(l_{el})_y}{0,785} \right]$$

Przyjmujemy z rysunku samolotu l_{el} dla poszczególnych przekrojów i wyznaczamy $c_{z\alpha 1}$ w funkcji y i następnie nanosimy wyniki na rys. 7.8. Płat osiąga największy c_z w momencie gdy w jakimkolwiek przekroju c_z profilu osiągnie wartość $C_{z\max}$. Jak wynika z rysunku stanie się to w osi symetrii płata.

$$C_{z\text{płata}} = \frac{C_{z\max}}{C_{z\alpha 1 \text{ kryt}}} = \frac{1,6}{1,13} = 1,41$$



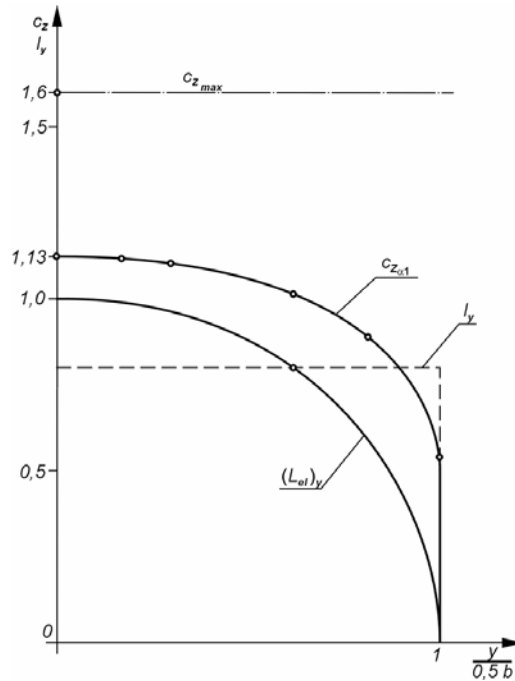
Rys. 7.8. HAL HA – 31 MKII Basant

Wymiary

Rozpiętość

12,0 m

Długość	9,00 m
Wysokość	2,55 m
Rozstaw podwozia	2,70 m
Powierzchnia nośna	23,34 m ²
Masa	
Masa własna	1170 kg
Masa całkowita normalna	1865 kg
Masa całkowita maksymalna	2270 kg
Ładunek chemikaliów	600–910 kg
Osiągi	
Prędkość maksymalna	243 km/h
Prędkość minimalna	107,5 km/h
Prędkość minimalna z klapami	93 km/h
Prędkość wznoszenia	5,4 m/s
Pułap	4540 m
Silnik Rolls – Royce Continentall	
$N_{\max} = 184$ kW	

Rys. 7.9. Rozkład współczynnika c_z

7.2. Metodą Schrenka zbadać, czy na nieskręconym skrzydle motoszybowca SZD–45 Ogar (rys. 7.10) położenie punktu początkowego oderwania strug znajduje się w rejonie lotki. Założyć $C_{z_{\max}} = 1,78$ dla profilu przy kadłubie oraz przyjąć, że wielkość

$C_{z_{\max}}$ profilowego na skutek zmniejszania liczby Reynoldsa na końcu skrzydła wynosi 9% i jest liniowy wzdłuż rozpiętości. Znaleźć $C_{z_{\max}}$ płata niezwichrzonego.

Redukujemy cięciwy skrzydła w stosunku:

$$\frac{1}{l_g} \cdot \frac{\pi}{4} = \frac{2}{l_o + l_k} \cdot \frac{\pi}{4} = 0,7268$$

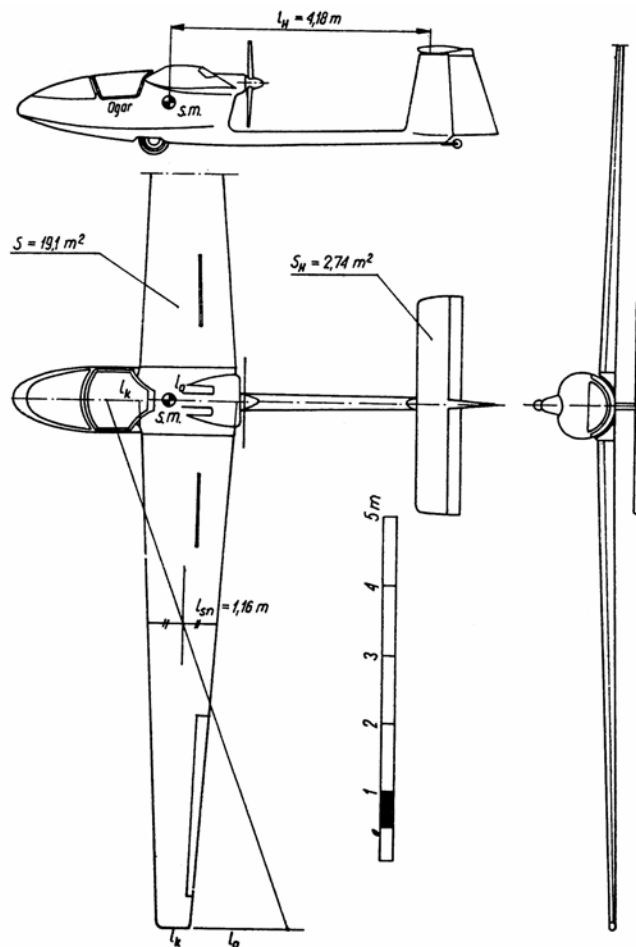
$$(l_o)_{\text{red}} = 0,7268 \cdot 1,62 \cong 1,18$$

$$(l_k)_{\text{red}} = 0,7268 \cdot 0,54 \cong 0,39$$

Przyjmujemy z rys. 7.12 l_y i $(l_{el})_y$ dla poszczególnych przekrojów i wyznaczamy:

$$c_{z\alpha 1} = \frac{1}{2} \left[1 + \frac{(l_{el})_y}{l_y} \right]$$

następnie nanosimy na wykres.



Rys. 7.10. Motoszybowiec SZD – 45 Ogar

Wymiary

Rozpiętość	17,5 m
Długość	7,95 m
Wysokość	–

Powierzchnia nośna 19,10 m²

Wydluzenie 16

Masa

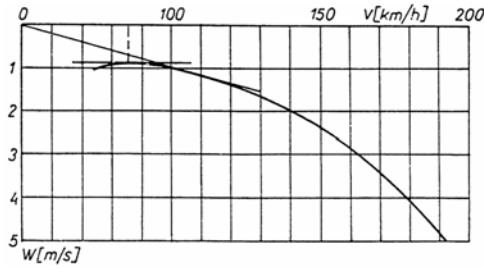
Masa własna	470 kg
Masa maksymalna	700 kg

Osiągi

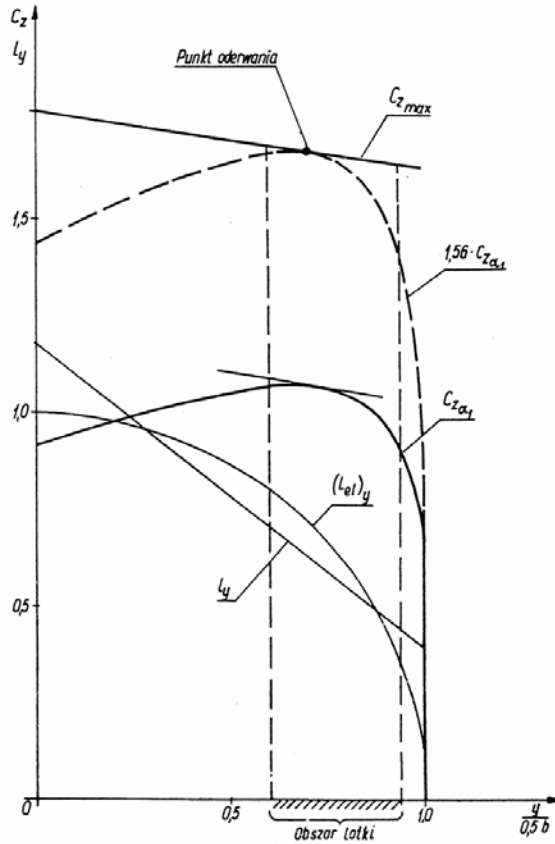
• Samoloty:	
Prędkość maksymalna	180 km/h
Prędkość przelotowa	150 km/h
Prędkość wznoszenia	2,8 m/s
Pułap	5000 m
Długość startu	200 m
• Szybowce:	
Doskonałość maksymalna przy prędkości	27,5
Opadanie minimalne przy prędkości	100 km/h
	0,96 m/s
	71 km/h

Znajdujemy $C_{z_{\max}}$ płata, przesuwając wykres $c_{z\alpha 1}$ do góry przez pomnożenie go przez stałą wartość, dla której wykresy $kc_{z\alpha 1}$ i $C_{z_{\max}}$ będą styczne.

Punkt styczności jest początkowym punktem oderwania strug i znajduje się w obrębie lotki (niedobrze). Mnożnik $k = 1,56$ jest jednocześnie wartością $C_{z_{\max}}$ płata.

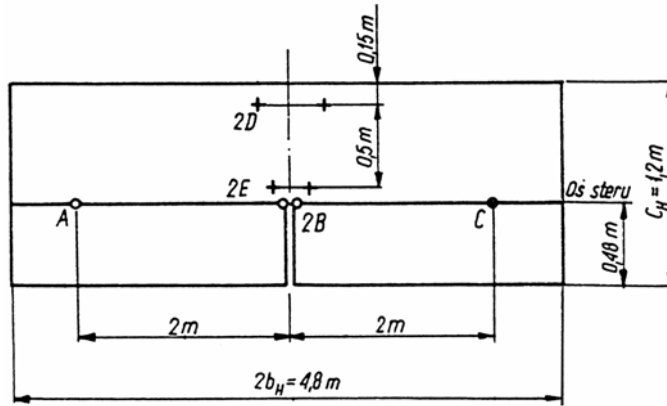


Rys. 7.11. Biegunowa prędkości SZD-45 Ogar



Rys. 7.12. Rozkład współczynnika siły nośnej c_z

7.3. Zakładamy stały rozkład współczynnika siły nośnej C_z wzdłuż rozpiętości na prostokątnym usterzeniu o wymiarach, jak na rys. 7.13, obliczyć obciążenia okuć ster – statecznika oraz okuć statecznika założywszy, że wychylenie steru wysokości wynosi $\beta_H = 0^\circ$, a całkowita siła na usterzeniu $P_{zH} = 2000$ N. Prędkość opływu usterzenia wynosi $V_H = 50$ m/s. Profil usterzenia jest symetryczny.



Rys. 7.13. Geometria usterzenia

Ponieważ

$$P_{zH} = \frac{1}{2} \rho S_H V_H^2 C_{zH}$$

więc

$$C_{zH} = \frac{2 P_{zH}}{\rho S_H V_H^2} = \frac{2 \cdot 2000}{1,226 \cdot 4,8 \cdot 1,2 \cdot 50^2} = 0,226$$

$c_{mo} = 0$ – dla profilu symetrycznego.

Możemy teraz skorzystać ze wzorów na linearyzację rozkładu ciśnienia, dla profilu niezalamanego, zakładając $C_n = C_{zH}$

$$p = -11 C_{zH} \frac{1}{8} q = -477,4 \text{ N/m}^2$$

$$h = -25 C_{zH} \frac{1}{8} q = -1082,3 \text{ N/m}^2$$

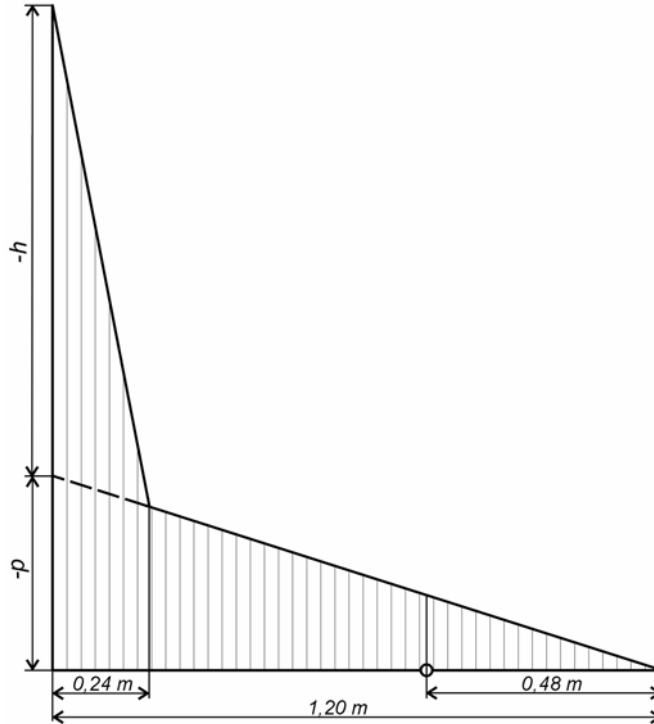
gdzie

$$q = \frac{\rho V^2}{2} = 1532,5 \text{ N/m}^2$$

Zlinearyzowany rozkład ciśnienia przedstawiono rys. 7.14.

Uwaga: Sprawdzianem poprawności obliczeń jest warunek, że parcie sumaryczne na całe usterzenie równe jest sile P_{zH} . Obciążenie steru równa się iloczynowi średniego ciśnienia na sterze powierzchni steru:

$$P_s = \frac{0,48}{1,20} \frac{p}{2} \cdot 0,48 \cdot 4,8 = 220 \text{ N}$$



Rys. 7.14. Zlinearyzowany rozkład ciśnień wzdłuż cięgiwy

Obciążenie ciągłe wyniesie:

$$q_s = \frac{P_s}{4,8} = 45,8 \text{ N/m}^2$$

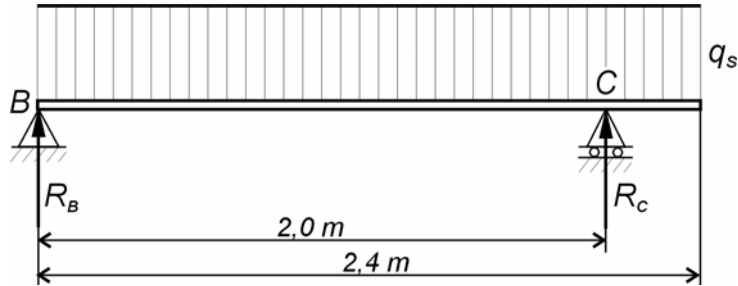
i będzie przyłożone w 1/3 cięgiwy steru, licząc od okuć ster–statecznik. Ponieważ ster jest symetryczny, można rozpatrywać tylko jedną połówkę, traktując ją jak belkę na dwóch podporach (rys. 7.15).

Równowaga momentów względem punktu B:

$$q_s \frac{2,4^2}{2} = 2 R_c$$

$$R_C = q_s \frac{2,4^2}{2^2} = 45,8 \cdot (1,2)^2 = 65,9 \text{ N}$$

$$R_B = \frac{P_s}{2} - R_C = 44,0 \text{ N}$$



Rys. 7.15. Ster jako belka

W celu obliczenia sił na okuciu sterowania poziomego napiszemy równanie momentów względem osi przechodzącej przez punkt D (rys. 7.13):

$$\begin{aligned} & \frac{P}{2} \cdot 1,2 \cdot 4,8 \left(\frac{1,2}{3} - 0,15 \right) + \frac{h}{2} \cdot 0,24 \cdot 0,48 \left(\frac{0,24}{3} - 0,15 \right) - \frac{P}{2} \cdot 1,2 \cdot 4,8 \\ & \times \frac{0,48}{1,2} \left(1,2 - 0,24 - \frac{0,48}{3} \right) - 2(R_B - R_C)(1,2 - 0,24 - 0,48) = R_{2E,0,5} \end{aligned}$$

Po podstawieniu i obliczeniu otrzymamy:

$$R_{2E} = 600 \text{ N},$$

$$R_{2D} = 1400 \text{ N}$$

Obliczone siły na okuciu wynikają z obciążeń aerodynamicznych. Całkowite obciążenia w węzłach są sumą obciążeń aerodynamicznych, masowych i od sterowania. Całość obciążeń to wynik superpozycji.

7.4. Korzystając z wyników w przykładzie liczbowym 4.2 i 4.3 znaleźć rozkład ciśnień wzdłuż cięciwy sterowania poziomego samolotu Z526 AFS Akrobat, założywszy, że C_{zH} jest stałą wzdłuż rozpiętości. Wykonać obliczenia dla przypadku obciążenia maksymalną siłą aerodynamiczną. Maksymalna siła aerodynamiczna wynosi $P_{zH} = 3377,9 \text{ N}$ dla $C_z = 1,4$ i $V^2 = 4121 \text{ m}^2/\text{s}^2$ z przykładu liczbowego 4.2 dla przypadku z napędem.

Według przykładu liczbowego 4.3: $\alpha_H = 10,8^\circ$, $\beta_H = -1,69^\circ$.

Stąd obliczamy:

$$C_{zH}(\alpha_H) = a_1 \alpha_H = 0,056 \cdot 10,8 = 0,605$$

$$C_{zH}(\beta_H) = a_1 \beta_H = 0,048 \cdot (-1,69) = -0,081$$

$$C_{zH} = C_{zH}(\alpha_H) + C_{zH}(\beta_H) = 0,0524$$

Z drugiej strony:

$$C_{zH} = \frac{2 P_{zHc}}{\rho S_H V^2} = \frac{2 \cdot 3377,9}{1,226 \cdot 2,56 \cdot 412,6} = 0,523 \text{ (błąd } < 1\% \text{)}$$

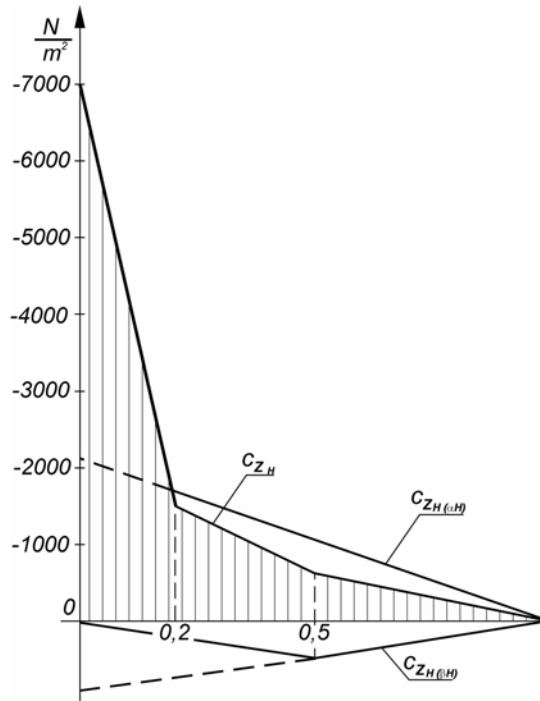
Wyznamy teraz rozkład ciśnień na profilu superponując przypadek obciążeń dla profilu niezalamanego – $C_{zH}(\alpha_H)$ i profilu załamanego.

Profil niezalany

$$p = -11 C_{zH}(\alpha_H) \frac{1}{8} q = -2101,7 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$$

$$h = -25 C_{zH}(\alpha_H) \frac{1}{8} q = -4776,6 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$$

Zlinearyzowany rozkład ciśnień przedstawiono rysunku 7.16.



Rys. 7.16. Zlinearyzowany rozkład ciśnień

Profil załamany

Z rysunku sylwetki samolotu można ustalić, że cięciwa steru stanowi 0,5 cięciwy usterzenia, czyli $\varphi = 0,5$

$$\Delta p = -[(2\varphi - 0,5)\Delta C_{zH}(\beta_H) - 6\Delta C_m] \frac{1}{\varphi} q = +768,6 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$$

$$\Delta h = -[0,5\Delta C_{zH}(\beta_H) - 6\Delta C_m] \frac{1}{\varphi(1-\varphi)} q = -718,5 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$$

$$\Delta C_m = C_{zH}(\beta_H) \frac{\Delta C_m}{\Delta C_z} = +0,0186$$

8. Obciążenia skrzydeł i węzłów przenoszących siły skupione

Przyjmuje się, że całkowita siła nośna samolotu jest wytworzona przez skrzydła łącznie z ich częścią kadłubową. Sposoby określenia rozkładu obciążeń aerodynamicznych wzdłuż rozpiętości i wzdłuż cięciwy podano w poprzednim rozdziale. Rozkład masy struktury nośnej jest albo znany z założeń konstrukcyjnych, albo przyjmuje się, że jest proporcjonalny do powierzchni, czyli przyjmuje się stałą masę jednostki powierzchni. Masy skupione określa się osobno.

Określenie obciążeń skrzydeł polega na podaniu rozkładu siły tnącej, momentu gnącego i momentu skręcającego w funkcji rozpiętości skrzydła. Zadanie to rozwiązujemy, dzieląc skrzydło na 5–10 pasków i dla każdego paska określamy wielkość i miejsce przyłożenia siły aerodynamicznej i masowej. Dalej postępuje się jak z belką obciążoną szeregiem sił i zawieszoną w sposób analogiczny do skrzydła.

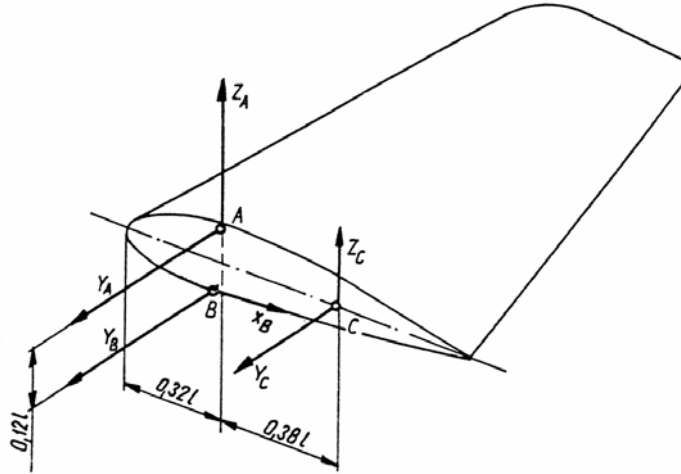
Jedyna trudność może wyniknąć przy określaniu momentu skręcającego, gdyż na ogół na tym etapie opracowania projektu nie jest jeszcze znane położenie środka sił poprzecznych (SSP) dla poszczególnych przekrojów skrzydła. Przyjmuje się wtedy umowną linię prostopadłą do osi kadłuba i względem niej podaje wielkość momentu, który w tym przypadku nie jest oczywiście momentem skręcającym, a jedynie momentem względem tej umownej osi.

Obciążenia statyczne nie odgrywają zasadniczej roli, jednak ich wpływ na wymiarowanie niektórych elementów konstrukcji skrzydeł może być istotny i dlatego w analizie obciążeń nie mogą być pominięte.

Przykłady liczbowe

8.1. Znaleźć reakcję okuć kadłubowych skrzydeł samolotu Z526 AFS Akrobat dla charakterystycznych punktów obwiedni obciążeń. Założyć, że rozkład C_z jest stały na całej powierzchni skrzydeł, łącznie z częścią kadłuba. Rozstaw okuć kadłubowych wynosi $b_k = 0,82$ m. Cięciwa w płaszczyźnie symetrii $l_o = 2,00$ m, a końcowa $l_k = 1,12$ m. Masa metra kwadratowego powierzchni nośnej wynosi średnio $q_{ms} = 14$ kg/m² i jest przyłożona w 40% cięciwy bieżącej.

Przyjmując, że $C_{mo} = -0,009$. Owiewkę skrzydło–kadłub pominać. Sposób przenoszenia sił i geometrię położenia okuc podano na rysunku. Przyjmując $\alpha_{Cz=0} = -2^\circ$ i skorzystać z założonej biegunowej skrzydła – patrz rysunek 8.1.



Rys. 8.1. Układ okuc

Rozpoczynamy od wykreślenia geometrii skrzydła z zaznaczeniem cięciwy, na której leżą okucia. Obciążenie okuc pochodzić będzie jedynie od powierzchni znajdującej się na zewnątrz okuc. Należy pamiętać, że rozkład C_z jest stały, wówczas można wypadkową siłę nośną przyłożyć w 25% cięciwy przechodzącej przez środek ciężkości skrzydła zewnętrznego. Analogicznie można postąpić z siłami masowymi, przykładając je w 40% tej samej cięciwy. Jednocześnie cięciwą tą jest średnia cięciwa aerodynamiczna trapezowego płata niezwichrzonego i leży ona od okuc skrzydła w odległości:

$$y_{l_{SA}} = \frac{b_s l_{ok} + 2l_k}{3 l_{ok} + l_k}$$

przy czym: $b_s = \frac{2b - b_k}{2} = 4,01 \text{ m}$ – rozpiętość skrzydła na zewnątrz okuc

$$l_{ok} = 1,92 \text{ m}$$

$$l_k = 1,12 \text{ m}$$

Po podstawieniu otrzymujemy:

$$y_{l_{SA}} = 1,83 \text{ m}$$

i nanosimy tę wielkość na rysunek geometrii skrzydła (rys. 8.3). Wielkość $l_{SA} = 1,56 \text{ m}$ otrzymujemy z rysunku i odkładamy wielkości $0,25l_{SA}$ i $0,4l_{SA}$. Znajdujemy rzuty środka aerodynamicznego i środka masy skrzydła na cięciwę okuc. Nale-

ży uwzględnić kąt natarcia i składowe siły aerodynamiczne oraz siły masowych, normalne i styczne do l_{SA_S} – rys. 8.4:

$$P_{na} = P_z \cos \alpha + P_x \sin \alpha$$

$$P_{ta} = P_x \cos \alpha - P_z \sin \alpha$$

Odpowiednie składowe siły masowej

$$P_{nm} = -m_S g n \cos \alpha$$

$$P_m = m_S g n \sin \alpha$$

Najlepiej potraktować obciążenia P_{na} , P_{nm} , P_t i M_o oddzielnie, a obciążenia okuć liczyć metodą superpozycji, gdyż wtedy równania statyki są maksymalnie uproszczone i istnieje mniejsze prawdopodobieństwo pomyłki.

Z rysunków 8.1 i 8.3 bierzemy konieczne dane i piszemy równania statyki:

- dla P_{na}

$$P_{na} + Z_{Ana} + Z_{Cna} = 0$$

$$Y_{Ana} + Y_{Bna} + Y_{Cna} = 0$$

$$X_{Bna} = 0$$

$$P_{na} \cdot 1,83 = Y_{Bna} \cdot 0,12 \cdot 1,92$$

$$P_{na} \cdot 0,13 + Z_{Cna} \cdot 0,73 = 0$$

$$Y_{Cna} \cdot 0,73 = 0$$

stąd

$$X_{Bna} = 0$$

$$Y_{Cna} = 0$$

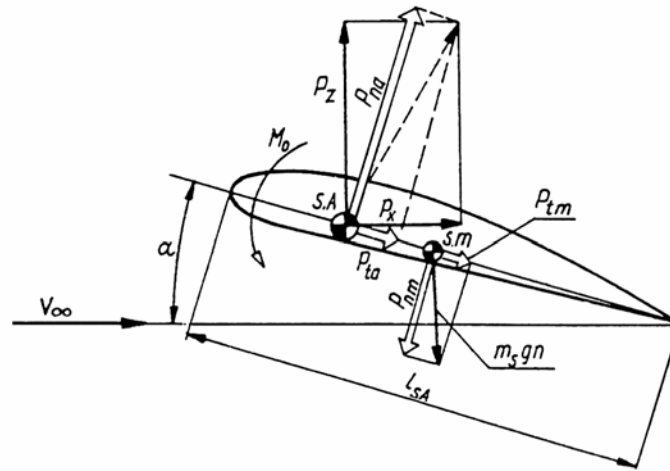
$$Y_{Ana} = -P_{na} \frac{1,83}{0,12 \cdot 1,92} = -7,94 P_{na}$$

$$Y_{Bna} = P_{na} \frac{1,83}{0,12 \cdot 1,92} = 7,94 P_{na}$$

$$Z_{Cna} = -P_{na} \frac{0,13}{0,73} = 0,18 P_{na}$$

$$Z_{Ana} = -(1 - 0,18) P_{na} = -0,82 P_{na}$$

Analogicznie obliczamy pozostałe przypadki i otrzymujemy odpowiednio



Rys. 8.4. Rozkład sił

- dla $P_{t(a+m)}$

$$X_{Bt} = -P_t$$

$$Y_{Ct} = -P_t \frac{1,83}{0,73} = -2,50P_t$$

$$Y_{At} = 1,25P_t$$

$$Y_{Bt} = 1,25P_t$$

$$Z_{At} = 0$$

$$Z_{Bt} = 0$$

$$Z_{Ct} = 0$$

- dla M_o

$$X_{BMo} = 0$$

$$Y_{AMo} = 0$$

$$Y_{BMo} = 0$$

$$Y_{CMo} = 0$$

$$Z_{AMo} = \frac{M_o}{0,73} = 1,37M_o$$

$$Z_{CMo} = -1,37M_o$$

Obliczenie składowych obciążeń skrzydła:

$$P_{na} = P_z \cos \alpha + P_x \sin \alpha$$

$$P_z = mgn \frac{S_S}{S} = 830 \cdot 9,81 \cdot \frac{6,09}{13,81} n = 3593 n, \text{ N}$$

$$P_x = P_z \frac{C_x}{C_z} n = 3593 \frac{C_x}{C_z} n, \text{ N}$$

$$C_z = \frac{2P_z}{\rho S_S V^2} = 962 \frac{n}{V^2}$$

C_x -z biegunowej skrzydła

$$\alpha = \frac{57,3C_z}{\frac{dC_z}{d\alpha}} + 2^\circ$$

$$\alpha = 13,64C_z + 2^\circ$$

$$P_{nm} = q_{ms} S_S gn \cos \alpha = 14 \cdot 6,09 \cdot 9,81 \cdot n \cos \alpha$$

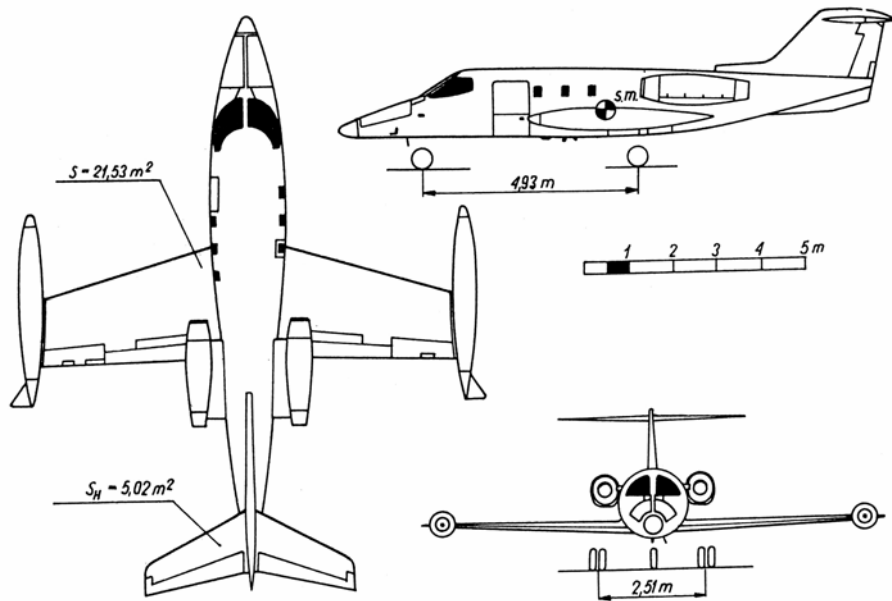
$$P_{nm} = 836,4 \cdot n \cos \alpha$$

$$P_{tm} = 836,4 \cdot n \sin \alpha$$

$$M_o = \frac{1}{2} \rho S_S V^2 l_{SA} C_{mo} = \frac{1,226}{2} \cdot 6,09 \cdot 1,56 \cdot V^2 C_{mo}$$

$$M_o = 5,82 \cdot V^2 C_{mo}$$

Na podstawie tych wzorów można przeprowadzić tabelaryczne obliczenia dla poszczególnych punktów charakterystycznych krzywej obciążeń i znaleźć przypadki wymiarujące poszczególne okucia. Zadanie to pozostawia się w całości Czytelnikowi.



Rys. 8.5. Samolot Gates Learjet

Wymiary

Rozpiętość	10,84 m
Długość	14,50 m
Wysokość	3,84 m
Cięciwa skrzydła	
– u nasady	2,74 m
– na końcu	1,40 m
Rozstaw podwozia	2,51 m
Baza podwozia	4,93 m

Powierzchnie

Powierzchnia nośna	21,53 m ²
Powierzchnia usterzenia poziomego	5,02 m ²

Masy

Masa własna	3300 kg
Masa handlowa maksymalna	1059 kg
Masa startowa	6803 kg
Masa do lądowania	6032 kg

Osiągi

Prędkość przelotowa maksymalna	877 km/h
Na wysokości	12500 m
Prędkość przelotowa optymalna	817 km/h
Na wysokości	12500 m
Prędkość przeciągnięcia w konfiguracji do lądowania	198 km/h
Prędkość wznoszenia	30,7 m/s
Prędkość wznoszenia na jednym silniku	9 m/s

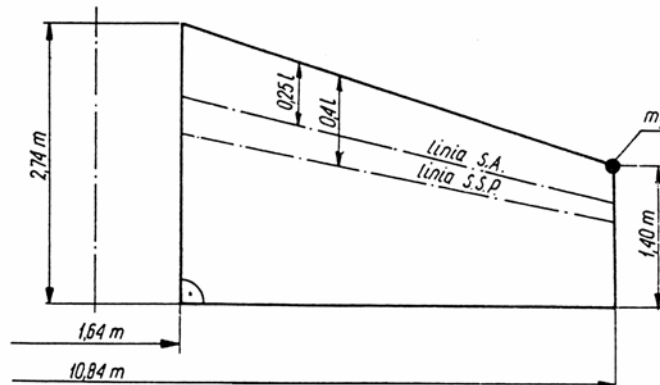
2 silniki General Electric CJ610-6 o ciągu $P_{\max} = 13,145 \text{ kN}$

8.2. Wyznaczyć wykresy sił tnących, momentów gnących i momentu skręcającego skrzydła samolotu Gates Learjet dla dwóch przypadków lotu z prędkością $V = 720 \text{ km/h}$ i $n = 4$. Ciężar startowy: a) puste zbiorniki, b) pełne zbiorniki doczepiane. Masa obu skrzydeł $m_s = 800 \text{ kg}$, masa zbiornika doczepnego $m_{zb} = 15 \text{ kg}$, a paliwa w nim zawartego $m_p = 300 \text{ kg}$. Środek masy zarówno zbiornika pustego, jak i pełnego znajduje się na krawędzi natarcia skrzydła. Przyjmujemy $C_{mo} = -0,014$. Położenie linii środków masy zarówno przekrojów skrzydła, jak i środków sił poprzecznych w 40% cięciwy bieżącej. Rozkład C_z i masa jednostkowa skrzydeł są stałe wzdłuż rozpiętości. Rozstaw okuć kadłubowych $b_k = 1,6 \text{ m}$.

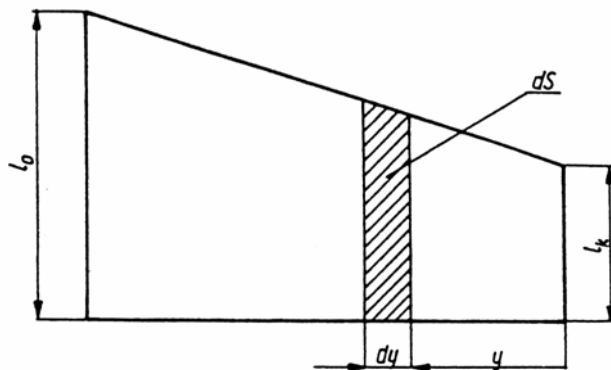
Przyjąć $P_n = P_z$, a $P_t = 0$. Ze względu na przyjęte założenia można przykład rozwiązać analitycznie, dzielimy go na dwa zagadnienia:

- obciążenia ciągłe,
- siły od mas skupionych – w tym przypadku zbiorników.

Geometrię skrzydła przedstawiono na rysunku 8.2.



Rys. 8.6. Geometria skrzydła



Rys. 8.7. Elementarny pasek

Wyznaczamy siłę tnącą na elementarnym pasku od obciążeń ciągłych – rys. 8.7:

$$\Delta P_z = mgn \frac{\Delta S}{S}$$

$$\Delta m_s gn = m_s gn \frac{\Delta S}{S}$$

$$\Delta T = mgn \frac{\Delta S}{S} - m_s gn \frac{\Delta S}{S}$$

$$\Delta T = \frac{gn}{S} (m - m_s) \Delta S$$

Korzystamy z rysunku 8.7 i przechodzimy do zapisu różniczkowego

$$dS = l_y dy = \left(l_k + \frac{l_o - l_k}{b - \frac{bk}{z}} y \right) dy$$

$$dS = (l_k + 0,29y) dy$$

Podstawiamy $\Delta S = ds$ i całkujemy

$$T_{(y)} = \frac{gn}{S} (m - m_s) \left[l_k \int_0^y dy + 0,29 \int_0^y y dy \right]$$

Ostatecznie otrzymujemy:

$$T_{(y)} = \frac{gn}{S} (m - m_s) (l_k y + 0,145 y^2)$$

gdzie y przekrój bieżący

$$T_{(y)} = \frac{9,81 \cdot 4}{21,53} (6803 - 800) (1,4y + 0,145y^2)$$

$$T_{(y)} = 15317y + 1586y^2, \text{ N}$$

gdzie y – od 0 do $\frac{2b - b_k}{2} = 4,62 \text{ m}$, licząc od końca skrzydła w stronę kadłuba.

Dodajemy obciążenia od masy skupionej:

- dla zbiornika pustego

$$T_{(y)z_p} = -m_z g n = -588 \text{ N}$$

- dla pełnego

$$T_{(y)z} = -12348 \text{ N}$$

W celu obliczenia momentu gnącego od obciążeń ciągłych stosujemy zależności:

$$T_{(y)} = \frac{dM_{(y)}}{dy}$$

$$T_{(y)} dy = dM_{(y)}$$

$$M_{(y)} = \int T_{(y)} dy + C$$

$$M_{(y)} = 15317 \int y dy + 1586 \int y^2 dy + C$$

$$M_{(y)} = 7658,5 y^2 + 528,5 y^3 + C$$

Stałą C wyznaczymy z warunku

$$Y = 0 \quad M_{(y)} = 0$$

stąd $C = 0$.

Ostatecznie mamy:

$$M_{(y)} = 528,5 y^3 + 7658,5 y^2, \text{ N} \cdot \text{m}$$

Moment gnący od masy skupionej:

- zbiornik pusty

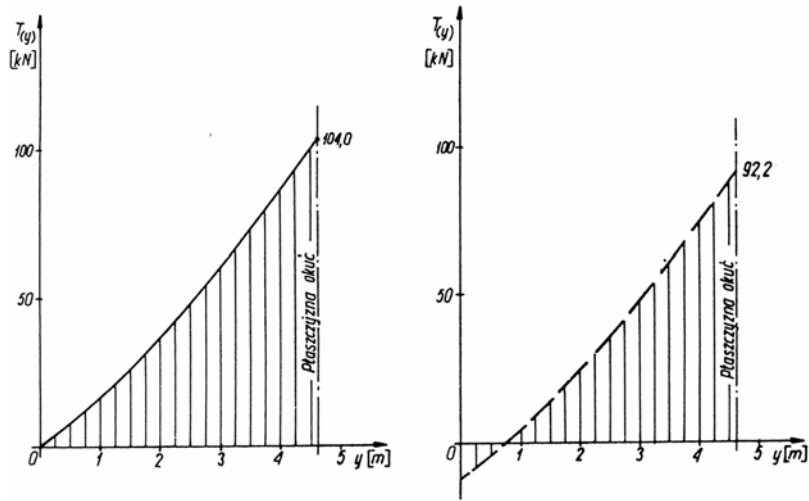
$$-M_{(y)z_p} = -588 y, \text{ N} \cdot \text{m}$$

- zbiornik pełny

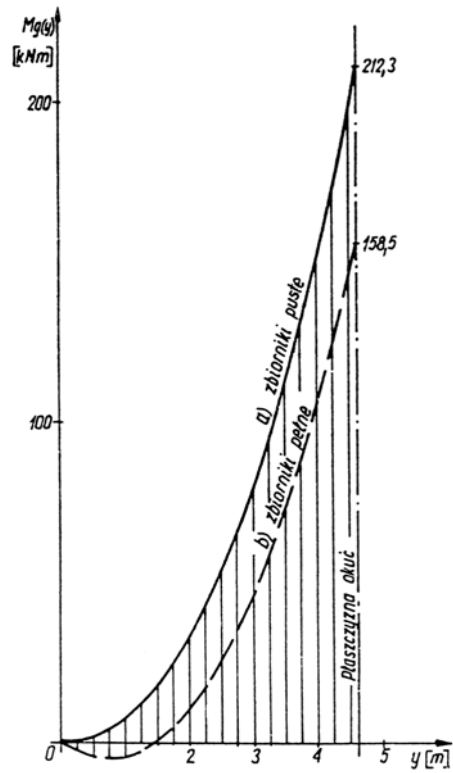
$$M_{(y)z} = -12348 y, \text{ N} \cdot \text{m}$$

Obliczenia momentu skręcającego w przekroju l_y od obciążeń ciągłych (rys. 8.8):

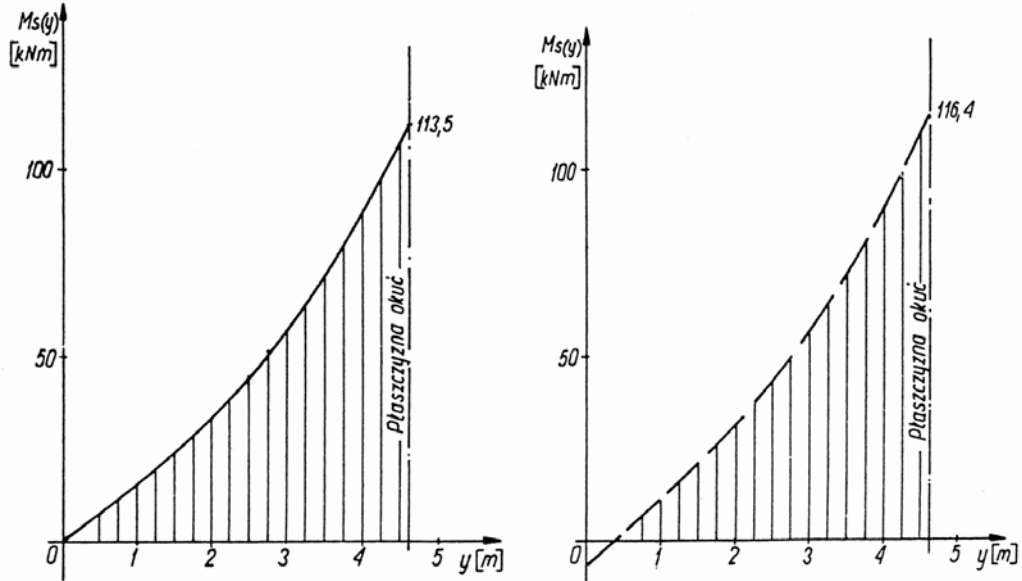
$$dM'_S(y) = \frac{1}{2} \rho dS V^2 l_y C_{m_0} + mgn \frac{dS}{S} (0,75l_y - 0,6l_y) - m_s gn \frac{dS}{S} 0,6 (l_y - l_y)$$



Rys. 8.9. Siły tnące:
a) zbiorniki puste, b) zbiorniki pełne



Rys. 8.10. Momenty gnące



Rys. 8.11. Momenty skręcające:
a) zbiorniki puste, b) zbiorniki pełne

Od sił masowych:

- dla zbiornika pustego

$$M_S(Y)_{zp} = -329,6 + 102,4Y, \text{ N} \cdot \text{m}$$

- dla pełnego

$$M_S(Y)_z = -6921,6 + 2150,4Y, \text{ N} \cdot \text{m}$$

Odpowiednie wykresy sił i momentów przedstawiono na rysunkach 8.9, 8.10, 8.11.

8.3. Wyznaczyć wykresy siły tnącej, momentów gnących i siły normalnej w obu dźwigarach skrzydła samolotu HAW HA-31 Mk II Basant, w zależności od siły nośnej $P_z \approx P_n$. Dla określenia rozkładu obciążeń wzdłuż rozpiętości skorzystać z wyników z przykładu 7.1. Przyjąć $V = 180 \text{ km/h}$, $n = 2$ oraz $C_{mo} = -0,02$. Przedni dźwigar znajduje się w odległości 0,13 m, a drugi 1,20 m od krawędzi natarcia. Okucia obu dźwigarów nie mogą przenosić momentu gnącego. Pokrycie skrzydeł nie przenosi skręcania:

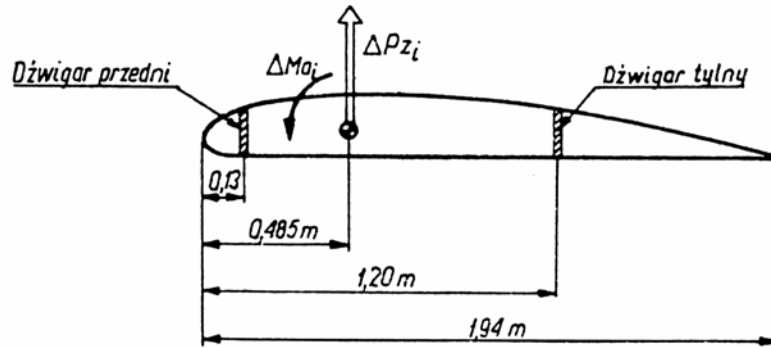
$$mgn = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z$$

$$C_z = \frac{2mgn}{\rho S V^2} = \frac{2 \cdot 2270 \cdot 9,81 \cdot 2}{1,226 \cdot 23,34 \cdot 50^2} = 1,245$$

Na wykresie z przykładu 7.1 rozkład $C_{z\alpha 1}$ jest obliczony dla C_z wypadkowego 1, stąd w naszych obliczeniach należy średnie $C_{z\alpha 1}$ dla i -tego paska pomnożyć przez 1,245:

$$C_{z_i} = 1,245 C_{z\alpha 1i}$$

$$\Delta P_{z_i} = \frac{1}{2} \rho \Delta S_i V^2 C_{z_i} = 1532,5 \Delta S_i C_{z_i}, \text{ N}$$



Rys. 8.12. Położenie dźwigarów

Ponieważ pokrycie nie przenosi skręcania ΔP_{z_i} , więc należy podzielić na dźwigar tylny i przedni (rys. 8.12):

$$\Delta P_{dti} = \frac{(0,485 - 0,13) \Delta P_{z_i}}{1,20 - 0,13}$$

$$\Delta P_{dti} = 0,33 \Delta P_{z_i}, \text{ N} - \text{dźwigar tylny},$$

$$\Delta P_{dpi} = 0,66 \Delta P_{z_i}, \text{ N} - \text{dźwigar przedni}.$$

Przyrosty od momentów

$$\Delta P_{dt} = \pm \frac{\Delta M_{0_i}}{1,07}$$

$$\Delta P_{dti} = -0,934 \Delta M_{0_i}, \text{ N}$$

$$\Delta P_{dpi} = 0,934 \Delta M_{0_i}, \text{ N}$$

gdzie

$$\Delta M_{0_i} = \frac{1}{2} \rho \Delta S_i V^2 C_{mo} l_{SA} = -59,5 \Delta S_i, \text{ N} \cdot \text{m}$$

Ze szkicu sylwetki samolotu wyznaczamy rozstaw okuć kadłubowych i zastrzałowych skrzydła:

$$b_k = 1,1 \text{ m}$$

$$b_z = 6,6 \text{ m}$$

Rozpiętość skrzydła od końca do okuć wynosi

$$b_s = \frac{1}{2}(12 - b_k) = 5,45 \text{ m}$$

Odległość od okuć głównych do okuć zastrzałów

$$b_{z1} = \frac{1}{2}(b_z - b_k) = 2,75 \text{ m}$$

Ponieważ okucia główne skrzydeł z założenia nie przenoszą momentu gnącego, składowa siła w zastrzale, prostopadła do płaszczyzny skrzydła, musi równoważyć moment od wypadkowej sił aerodynamicznych względem osi okuć

$$P_{pz} b_{z1} = \sum_{i=1}^6 k \Delta P_{z_i} \Delta S_i y_i$$

gdzie y_i – odległość środka i -tego paska skrzydła od osi okuć.

Równanie należy napisać zarówno dla dźwigara przedniego, jak i dźwigara tylnego, wstawiając odpowiednią wartość określającą k . Siła prostopadła do płaszczyzny skrzydła na okuciu głównym wynosi

$$R = \sum_{i=1}^6 k \Delta P_{z_i} \Delta S_i + P_{pz}$$

Równanie odnosi się do obu dźwigarów. Dalsze obliczenia prowadzimy według tabeli 8.1. Siła prostopadła od zastrzału przedniego

$$P_{pzp} = -\frac{\sum_{i=1}^6 \Delta M_{gpi}}{b_z}$$

$$P_{pzp} = -\frac{32852}{2,75} = -11946 \text{ N}$$

Siła prostopadła na okuciu dźwigara przedniego

$$R_p = \sum \Delta P_{dp_i} + P_{pzp}$$

$$R_p = 1000 \text{ N}$$

Tabela 8.1

Lp.	y_i	$y_i = \frac{2y_i}{12}$	$\Delta S_i = \Delta y_i \cdot 1,94$	C_{zi}	C_{zi} 1,245⟨5⟩	$\Delta P_{dp}(C_{zi})$ 1011,45·⟨4⟩·⟨6⟩	$\Delta P_{dp}(M_0)$ -55,6·⟨4⟩	ΔP_{dp} ⟨7⟩ + ⟨8⟩	ΔM_{gp} ⟨2⟩·⟨9⟩	$\Delta P_{dp} C_{zi}$ 1/2·⟨7⟩	ΔP_{dp} ⟨11⟩ - ⟨8⟩	ΔM_{gt} ⟨2⟩·⟨12⟩
	m		m ²			N	N		N∑m	N	N	N∑m
⟨1⟩	⟨2⟩	⟨3⟩	⟨4⟩	⟨5⟩	⟨6⟩	⟨7⟩	⟨8⟩	⟨9⟩	⟨10⟩	⟨11⟩	⟨12⟩	⟨13⟩
1.	5,225	0,87	0,875	0,79	0,983	868,0	-48,5	819,5	4281,9	434,0	482,5	2521,0
2.	4,5	0,75	1,94	0,82	1,021	2003,4	-107,9	1895,5	8529,7	1001,7	1109,5	4992,7
3.	3,5	0,58	1,94	1,025	1,276	2503,8	-107,9	2396,0	8386,0	1251,9	1360,0	4760,0
4.	2,5	0,41	1,94	1,09	1,357	2662,7	-107,9	2554,8	6387,0	1331,3	1439,0	3597,5
5.	1,5	0,245	1,94	1,12	1,394	2735,3	-107,9	2627,4	3941,1	1367,6	1475,5	2213,2
6.	0,5	0,08	1,94	1,13	1,407	2760,8	-107,9	2652,9	1326,4	1380,4	1488,0	744,1
Suma								12946,1	32852,1		7354,5	18828

Odpowiednio na tylnym dźwigarze

$$P_{pzt} = -\frac{18828}{2,75} = -6846 \text{ N}$$

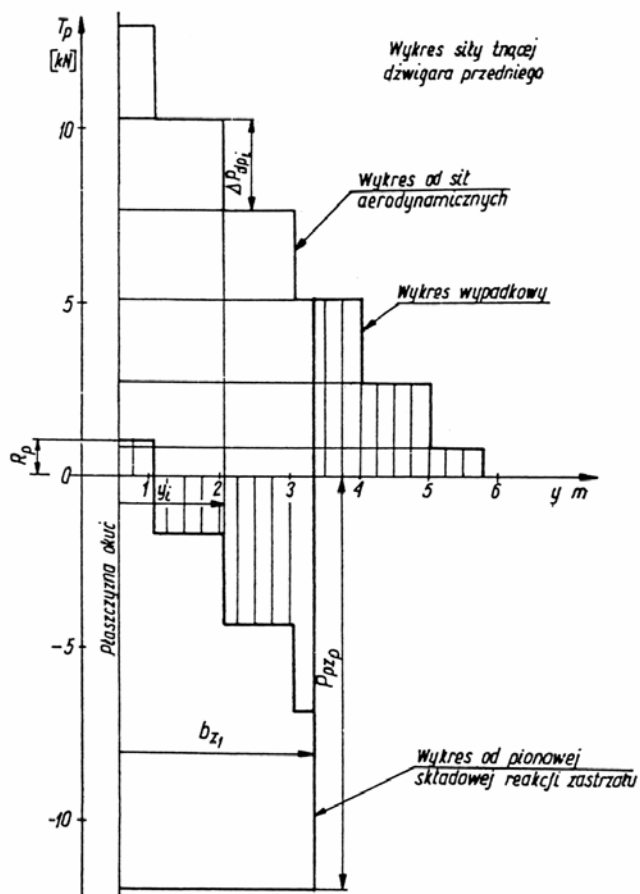
$$R_t = 7354 - 6846 = 508 \text{ N}$$

Konstruowanie wykresów siły tnącej i momentu gnącego pokazano na szkicach (rys. 8.13 i 8.14).

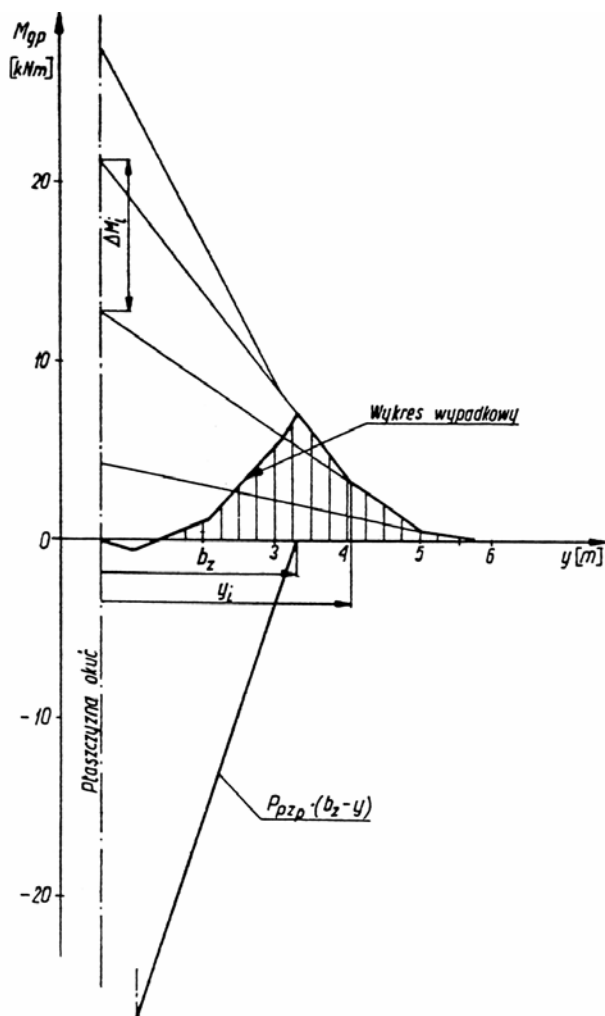
Siła wzdłużna w dźwigarze (zarówno przednim, jak i tylnym) jest reakcją na składową wzdłużną siły w zastrzałach i wyraża się zależnością:

$$N_z = -P_{pz} \operatorname{ctg} \sigma$$

gdzie σ jest kątem między płaszczyzną skrzydła a płaszczyzną dźwigarów.



Rys. 8.13. Siła tnąca



Rys. 8.14. Moment gący

Ze szkicu sylwetki:

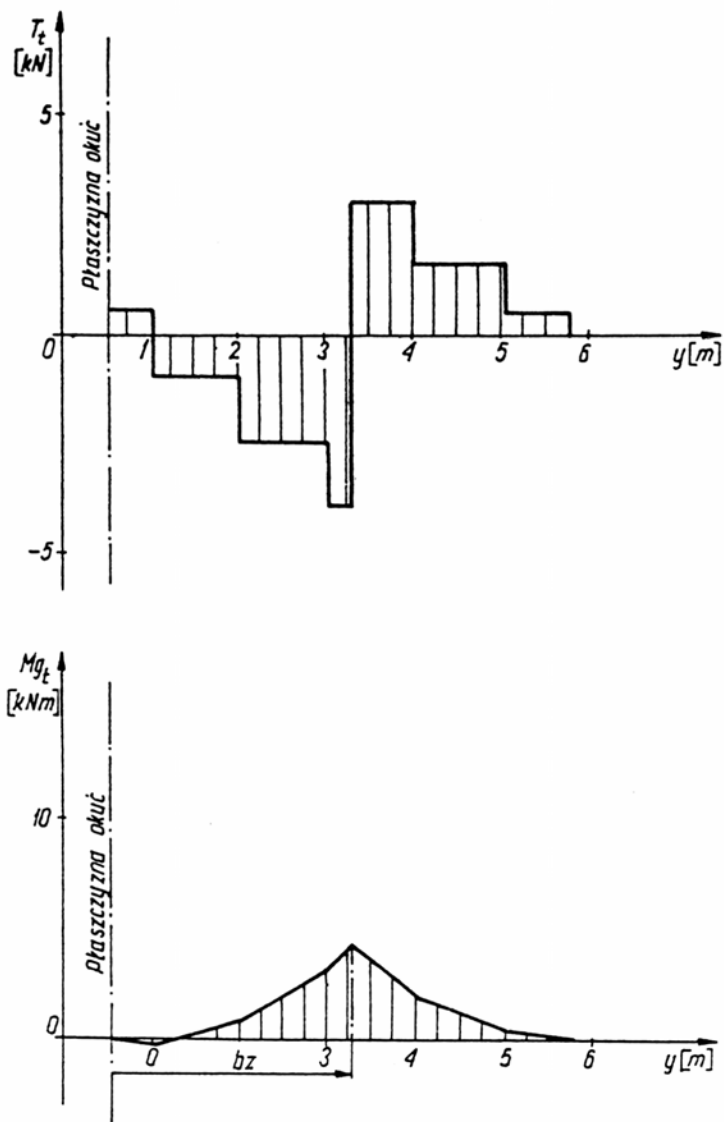
$$\delta = 20^\circ, \operatorname{ctg} 20^\circ = 2,605$$

Po podstawieniu otrzymamy

$$N_{zp} = 31119 \text{ N}$$

$$N_{zt} = 17834 \text{ N}$$

Oczywiście siła ta działa tylko między okuciami głównymi a zastrzałowymi – patrz rysunek 8.15.



Rys. 8.15. Siła tnąca i moment gnący

8.4. Korzystając z danych i obliczeń poprzedniego przykładu wyznaczyć siły w zastrzałach skrzydła samolotu HAL H1 – 31 MKII Basant, zakładamy, że mogą one przenosić jedynie siły poosiowe. Siła w płaszczyźnie prostopadłej do skrzydła i przechodzącej przez dźwigar wyraża się wzorem:

$$P = \frac{P_{pz}}{\sin \delta}$$

Siła w zastrzale

$$R_z = \frac{P}{\cos \gamma} = \frac{P_{pz}}{\sin \delta \cos \gamma}$$

gdzie γ jest kątem między wyżej określoną płaszczyzną a dźwigarem.

Ze szkicu sylwetki:

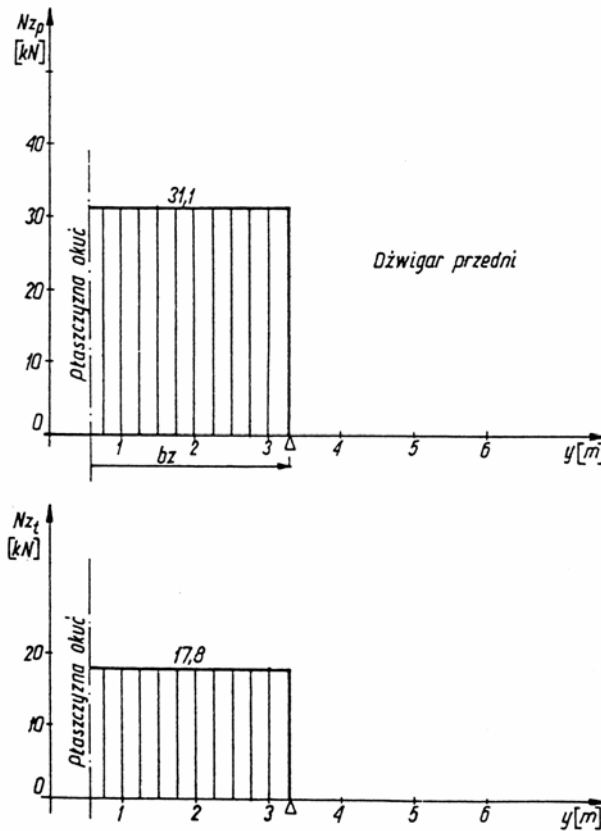
$$\cos \gamma_p = 0,9925$$

$$\cos \gamma_t = 0,9818$$

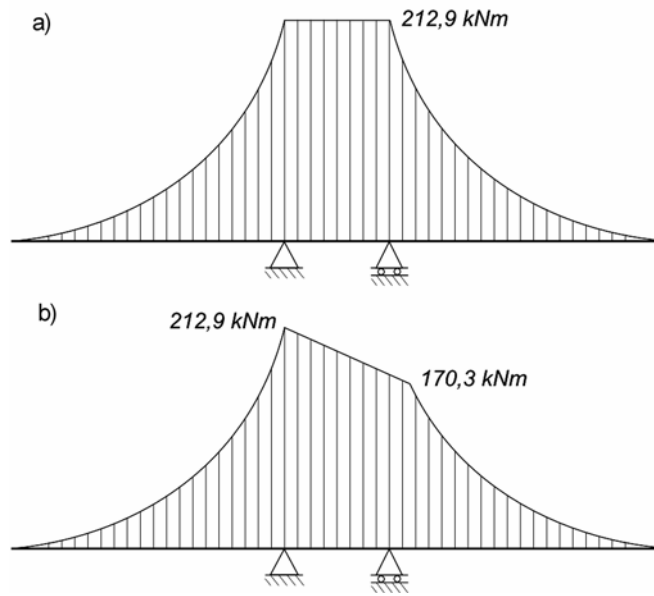
$$\sin \delta = 0,3420$$

$$P_{zp} = 91679 \text{ N}$$

$$P_{zt} = 53113 \text{ N}$$



Rys. 8.16. Siły normalne

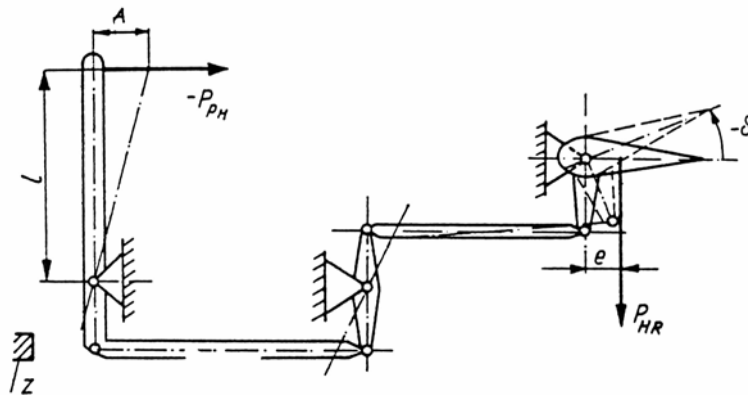


Rys. 8.17. Obciążenie zastrzału

9. Obciążenia dopuszczalne mechanizmów sterowania samolotem

Moment siły (P_{PH}), jaki przykłada pilot do wolantu lub drążka sterowego na ramieniu l , jest równoważony momentem zawiasowym steru pokazanym na rys. 9.1. Wypadkowa siła P_{HR} działająca na ster w odległości e od zawiasów. W podobny sposób wygląda obciążenie mechanizmów sterowania sterem kierunku i lotkami.

Na rysunku 9.1 przedstawiono schemat obciążeń mechanizmu sterowania. Część momentu od pilota (P_{PHl}) może być równoważona siłami masowymi mechanizmów i steru przy szybkim wychyleniu wolantu przez pilota lub reakcjami na ogranicznikach wychyleń sterów (na tzw. „zderzakach”).



Rys. 9.1. Schemat obciążeń mechanizmu sterowania:
A – ruch sterownicy, Z – zderzak

Dla sterownic podwójnych (dwustery) możliwe jest zgodne (lub przeciwne) działanie obu pilotów. Wymagania szczegółowe w tym zakresie są podane w przepisach budowy.

Moment zawiasowy rozważanego steru zależy od prędkości lotu i współczynnika momentu zawiasowego. Wartość współczynnika momentu zawiasowego trudno jest ocenić. Zależy bowiem od dużej liczby parametrów geometrii steru, takich jak kąt krańdźwi splywu, kształt noska steru, położenie osi obrotu steru, skuteczność zastosowanego odciążenia aerodynamicznego itp. Istotny wpływ na wartość współczynnika momen-

tu zawiasowego ma dokładność odwzorowania geometrii steru (np. kąta krawędzi spływu, czy też położenia osi obrotu). Nawet dla tego samego typu samolotu na różnych egzemplarzach możliwe są znaczące różnice w wartościach momentów zawiasowych.

Siła działania pilota zależy od kilku czynników:

- od możliwości fizycznych pilota (znowu problem statystyczny),
- od wielkości samolotu (większe ograniczenie „psychiczne” w przykładaniu przez pilota maksymalnie możliwych sił na sterowanie w samolotach małych),
- od kierunku i sposobu przyłożenia siły na sterownice.

Wartości dopuszczalne sił od pilota, nazywane *dopuszczalnym wysiłkiem pilota*, są podane w wymaganiach przepisów budowy. Ujęte są one zwykle w zależności od ciężaru samolotu oraz typu użytych sterownic (wolant czy drążek).

Wprowadza się zwykle pojęcie *maksymalnego wysiłku pilota* i *minimalnego wysiłku pilota*. Nawet dla bardzo dużych momentów zawiasowych steru nie ma sensu zwiększanie obciążeń powyżej odpowiadających *maksymalnemu wysiłkowi pilota*, gdyż jest znikome prawdopodobieństwo, że pilot przyłoży większe siły ze względu na swoje ograniczone możliwości fizyczne, a dla małych samolotów również ograniczenia „psychiczne”. W przypadku bardzo małych wartości momentów zawiasowych nie można zmniejszyć obciążeń mechanizmów sterowania poniżej wartości odpowiadających minimalnemu wysiłkowi pilota, gdyż takie obciążenia mogą być przyłożone podczas gwałtownego szarpnięcia (reakcją jest wówczas bezwładność mechanizmów i sterów) oraz wychyleniu do zderzaków.

Dla określonych wartości wysiłku pilota należy zapewnić, jak dla obciążenia dopuszczalnego, wytrzymałość mechanizmów sterowania i ich mocowanie do konstrukcji. Jako minimalny współczynnik bezpieczeństwa v przyjmuje się zwykle 1,5. Dla linek stalowych, często używanych zamiast narzutowanych na szkicu popychaczy, należy przyjmować $v \geq 2$.

Oprócz układu obciążeń mechanizmów sterowania w locie należy przeanalizować obciążenia wynikające z opływu steru i lotek „od tyłu” w czasie postoju lub kołowania z tylnym wiatrem.

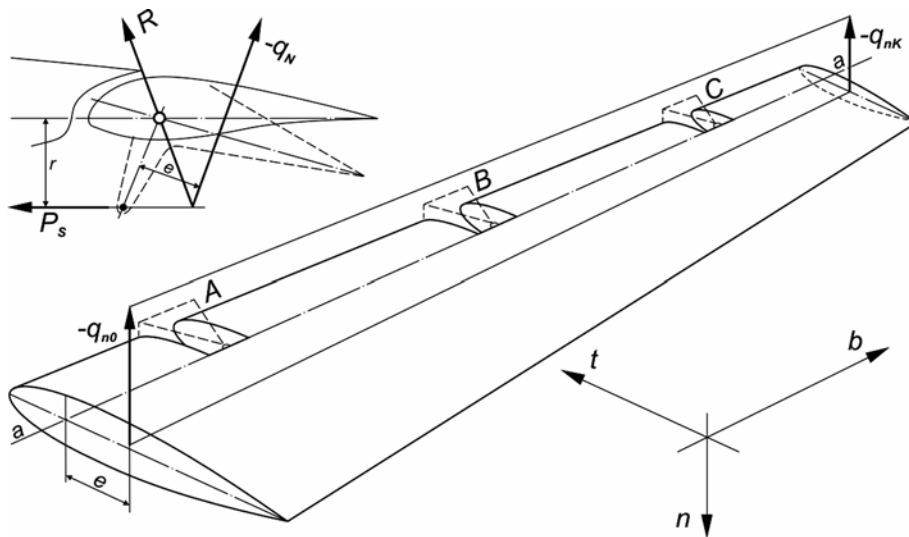
Otrzymywane przy takich opływach momenty zawiasowe mogą osiągnąć bardzo duże wartości, gdyż wypadkowa rozkładu ciśnień powierzchni ruchomej zbliża się do krawędzi spływu i jej odległość od osi obrotu powierzchni ruchomych osiąga duże wartości. Może to spowodować duże wartości momentu zawiasowego, nawet dla niewielkich ciśnień aerodynamicznych. Wywołane tak obciążenia równoważone są reakcjami na zderzakach.

Dla mechanizmów sterowania, niezależnie od spełnienia warunków wytrzymałościowych opisanych poprzednio, należy zapewnić właściwą sztywność mechanizmów. Wymagane sztywności mechanizmów powinny zabezpieczyć od drgań powierzchni ruchome i zapewnić możliwość przekazania ruchu odpowiedniej sterownicy na powierzchnię ruchomą podczas działania obciążeń. Szczegółowe wymagania sztywności mechanizmów można znaleźć w przepisach budowy.

10. Obciążenia powierzchni ruchomych skrzydeł

Do analizy obciążeń skrzydła przyjmuje się zwykle, że powierzchnie ruchome są integralną częścią skrzydła bez wprowadzania obciążeń z powierzchni ruchomych na skrzydło. Wpływ takiego założenia na rozkład obciążeń skrzydła jest pomijalnie mały.

Dopiero podczas analizy obciążenia poszczególnych powierzchni ruchomych: klap, lotek, slotów – należy uwzględnić rzeczywiste warunki ich zawieszenia. Podstawowym obciążeniem powierzchni ruchomych będą rozkłady ciśnień aerodynamicznych. W większości przypadków siły masowe od przyspieszeń działających na cały samolot można w analizie pominąć. Dodatkowym obciążeniem będą siły od napędu (od sterowania) powierzchni ruchomych.



Rys. 10.1. Obciążenia powierzchni ruchomych:
A, B, C – punkty zawieszenia na skrzydle, a-a – oś obrotu

Tak scharakteryzowane wartości obciążeń dopuszczalnych można doprowadzić do obciążenia ciągłego wzdłuż rozpiętości kłapy lub lotki leżącego w pewnej odległości

od osi obrotu. W równowadze momentów względem osi obrotu utrzymuje powierzchnią ruchomą siła od mechanizmu sterowania P_S na ramieniu r (rys. 10.1).

Dla tych przyjętych obciążeń brak jest sił wzdłuż osi b . W rzeczywistości siły w tym kierunku są znikome. Może to doprowadzić do przyjęcia konstrukcji o bardzo małej sztywności zawieszeń w kierunku osi b . Mała sztywność zawieszenia może spowodować drgania powierzchni ruchomej w płaszczyźnie b_t o znacznych amplitudach wzdłuż osi b . Wzbudnikiem takich drgań bywa zwykle silnik lub inna instalacja energetyczna, czasami układ wirów aerodynamicznych. Aby zapobiec możliwości takich drgań, należy zapewnić sztywność zawieszenia w kierunku osi b odległą od rezonansu. Zwykle osiąga się to przez założenie pewnego obciążenia masowego wzdłuż osi b , gdyż obliczenie częstości drgań własnych omawianych drgań jest niemożliwe przed zaprojektowaniem konstrukcji powierzchni ruchomej. Zapewnienie wytrzymałości zawieszenia na założone obciążenie masowe wzdłuż b powoduje wystarczającą sztywność zawieszenia. Obciążenie masowe zależne jest od ciężaru powierzchni ruchomej, dane liczbowe podają aktualne przepisy budowy. Rozważania powierzchni zawieszonych na zawiasach dotyczą również steru wysokości i steru kierunku.

11. Inne źródła obciążeń

Praca napędu ma dla obciążeń większości samolotów znaczenie lokalne. Wpływa na obciążenia zabudowy silników (łoża silnikowe) i przyległej części konstrukcji. Na obciążenia te składają się: ciąg napędu F , moment obrotowy maksymalny silnika M_{obr} oraz moment żyroskopowy wywołany obrotem samolotu z prędkością kątową o składowej prostopadłej do prędkości kątowej obracających się mas napędu (śmigła dla silników tłokowych i turbośmigłowych, wirniki turbin i sprężarek dla turbodrzutowych i turbośmigłowych).

Praca napędu (głównie silników tłokowych) może dodatkowo spowodować drgania (także rezonansowe) nawet w oddalonych częściach konstrukcji. Zdarza się, że częstość drgań własnych popychaczy (głównych elementów tzw. sztywnego układu sterowniczego) leży blisko zakresu obrotów najczęściej stosowanych w użytkowaniu zabudowanego silnika tłokowego. Dla znanej sztywności popychacza niezbędnej do przeniesienia wymaganej siły ściskającej oraz jego masy, należy obliczyć częstość drgań własnych popychacza i porównać z zakresem obrotów zastosowanego silnika, a w przypadku zgodności porównywanych wartości trzeba zwiększyć sztywność popychacza. Należy pamiętać o wpływie siły wzdłużnej w popychaczu na częstość jego drgań własnych. Ze wzrostem siły ściskającej popychacz, szybko maleje częstość drgań własnych, osiągając zero dla eulerowskiej siły krytycznej (analogia do wzrostu częstości napinanej coraz mocniej struny).

Wartości obciążeń od napędu niezbędne do obliczenia wytrzymałości łoża silnika należy określić dla wszystkich przewidzianych w eksploatacji warunków pracy napędu i warunków lotu czy też ruchu po ziemi określonych jako warunki dopuszczalne. Analizę możliwych przypadków obciążeń dla konstrukcji konwencjonalnych ułatwiają aktualne wymagania przepisów budowy, które podają wymagane minimum przypadków do rozważania.

Dla silników tłokowych lub turbośmigłowych służy znana zależność określająca moc silnika:

$$F = \frac{\eta N}{V}$$

gdzie: η – sprawność śmigła, N – moc silnika (zwykle maksymalna), KM, v – prędkość lotu dla rozważanego przypadku, m/s.

Dla mocy silnika podanej w koniach mechanicznych $F = \eta N/v$ gdzie otrzymana wartość siły F , w N.

Maksymalny moment obrotowy silnika tłokowego lub turbośmigłowego jest większy od momentu średniego obliczonego ze znanej mocy i obrotów. Ta nadwyżka momentu wynika z możliwych nierównomierności pracy silnika. Dla silników tłokowych zależy przede wszystkim od liczby cylindrów. Dla silników turboodrzutowych moment obrotowy jest wynikiem maksymalnego przyspieszenia kąowego masy wirującego silnika. Należy zatem przyjąć do obliczeń współczynnik k równy stosunkowi momentu maksymalnego $(M_{\text{obr}})_{\text{max}}$ do momentu obrotowego średniego $(M_{\text{obr}})_{\text{sr}}$ właściwy dla zabudowanego silnika

$$k = \frac{(M_{\text{obr}})_{\text{max}}}{(M_{\text{obr}})_{\text{sr}}}$$

Współczynnik k należy określić bądź z danych silnika, bądź posłużyć się aktualnymi zaleceniami przepisów budowy. Tak więc ostatecznie dla silnika ze śmigłem:

$$(M_{\text{obr}})_{\text{max}} = k \frac{N}{\omega_s}, \text{ N} \cdot \text{m}$$

gdzie: N – moc, w W, ω_s – prędkość kątowa śmigła, w rad/s.

Ponieważ dotychczas najczęściej w katalogach silników lotniczych moc podawana jest w koniach mechanicznych KM, a prędkość kątową określa się w obr/min, to dla tych jednostek moment obrotowy maksymalny w N · m:

$$(M_{\text{obr}})_{\text{max}} = 7,02 \cdot 10^3 k \frac{N}{n}$$

Dla silników turboodrzutowych maksymalny moment obrotowy wynosi:

$$M_{\text{max}} = I_{os} \varepsilon_s k$$

gdzie: I_{os} – moment bezwładności masy obrotowej silnika, ε_s – maksymalne przyspieszenie kątowe, zwiększające prędkość kątową masy obrotowej (z danych silnika), k – współczynnik większy od jedności (z uwzględnieniem możliwych wzrostów wartości ε_s).

Źródłem prędkości kątovej wokół osi y lub z może być sterowany ruch krzywoliniowy samolotu wokół tych osi.

Z zależności na rysunku 11.1 otrzymujemy

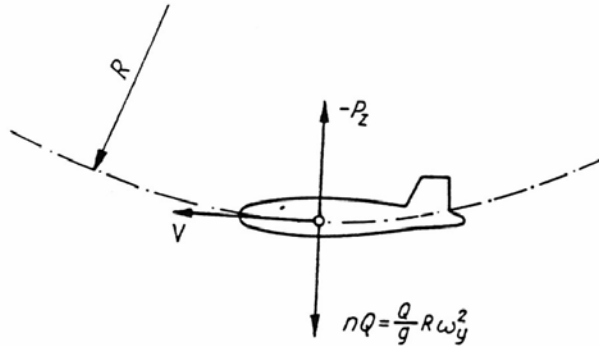
$$R = \frac{ng}{\omega_y^2}$$

Wiadomo, że $\omega_y R = v$

$$R = \frac{v}{\omega_y}$$

i ostatecznie

$$\omega_y = \frac{ng}{v}$$



Rys. 11.1. Symetryczny ruch krzywoliniowy samolotu

Dla obrotu wokół osi z znaczące wartości występują dla korkociągu lub ustalonego krążenia. Wielkości ω_x i ω_y , pochodzące od przyspieszenia kąowego ε_x i ε_y , wywołanego niezrównoważonymi wartościami sił na usterzeniach, są zwykle bardzo małe; wywołane natomiast przyspieszeniami kąowymi obroty wynoszą najwyżej kilkanaście stopni, co wymaga krótkiego czasu działania przyspieszenia i daje małe wartości prędkości kąowych.

Oprócz określanych wielkości obciążeń należy uwzględnić siły masowe działające na silnik i mocowane do niego masy (śmigło, osłony itp.). Siły te wywołane będą przyspieszeniami kąowymi i liniowymi działającymi podczas rozważanego stanu lotu lub też ruchu samolotu po ziemi.

Literatura

1. BŁAŻEWICZ W., *Budowa samolotów. Obciążenia*, WPW, Warszawa 1976.

2. DANILECKI S., *Projektowanie samolotów*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2000.
 3. SKOWRON M., *Budowa samolotów*, WPW, Warszawa 1979.

Tablica jednostek

Jednostki siły

Jednostki siły	N (niuton)	kG
1N	1	0,102
1kg	9,81	1

Jednostki pracy i energii

Jednostki pracy i energii	J	kJ	KG · m
1J	1	10^{-3}	0,102
1kJ	10^3	1	102
1KG · m	9,81	$9,81 \cdot 10^{-3}$	1

Jednostki mocy

Jednostki mocy	W	kW	kG m/s
W	1	10^{-3}	0,102
kW	10^3	1	102
kG · m/s	9,81	$9,81 \cdot 10^{-3}$	1

Jednostki ciśnienia

Jednostki ciśnienia	N/m ²	kG/m ²	at	kG/cm ²
N/m ²	1	0,102	$9,87 \cdot 10^{-6}$	$1,02 \cdot 10^{-5}$
kG/m ²	9,81	1	$9,68 \cdot 10^{-5}$	10^{-4}
atm	$1,013 \cdot 10^5$	$1,033 \cdot 10^4$	1	1,033
kG/cm ²	$9,81 \cdot 10^4$	10^4	0,968	1

W Polsce obowiązująca jednostką ciśnienia (w układzie SI) jest paskal:

$$1\text{Pa} = 1\text{N/m}^2$$