STRESZCZENIE

Poniższa praca skupia się na realizacji projektu obliczeniowego wskaźnika liczby Macha dla samolotów naddźwiękowych.

W pierwszym rozdziale opisane zostały poszczególne warstwy atmosfery ziemskiej, ich cechy charakterystyczne oraz wysokości, na których występują.

W drugim rozdziale najpierw wyjaśnione zostało pojęcia atmosfery wzorcowej. Opisana została zależność między parametrami fizycznymi, a parametrami pilotażowymi oraz metody pomiaru ich pomiaru. Przedstawione zostały urządzenia pomiarowe służące do pomiaru prędkości lotu.

Trzeci rozdział skupia się na omówieniu zjawisk związanych z prędkością dźwięku, a także jej wpływem na właściwości pilotażowe samolotu. Omówione zostało pojęcie kryzysu falowego oraz sposoby minimalizacje tego zjawiska w celu poprawy stateczności i sterowności samolotu.

W kolejnym rozdziale zostały wyprowadzone wzory służące do obliczeń wykorzystywanych przy projektowaniu machometru. Zostały również opisane założenia wstępne projektowanego wskaźnika liczby Macha.

W ostatnim rozdziale przedstawiono postępowanie przy obliczaniu błędów instrumentalnych i metodycznych machometru.

SUMMARY

The following work focuses on the implementation of the Mach number calculation project for supersonic aircraft.

The first chapter describes the individual layers of the Earth's atmosphere, their characteristics and the altitudes at which they occur.

In the second chapter, the concept of reference atmosphere was first explained. The relationship between physical parameters and pilot parameters as well as methods of measuring their measurement were described. Measuring devices for measuring flight speed were presented.

The third chapter focuses on the phenomena related to the speed of sound as well as its influence on the piloting properties of the aircraft. The notion of wave crisis and ways to minimize this phenomenon in order to improve the stability and manoeuvrability of the aircraft are discussed.

In the next chapter, formulas for calculations used in the machometer design are derived. The initial assumptions of the designed Mach number indicator are also described.

The last chapter presents the procedure for calculating instrumental and methodical errors of the machometer.

SPIS TREŚCI

[Wstęp 3](#_Toc27511186)

[Cel i zakres pracy 3](#_Toc27511187)

[1. Wykorzystanie parametrów fizycznych atmosfery do pomiaru parametrów pilotażowych 4](#_Toc27511188)

[1.1. Atmosfera ziemska 4](#_Toc27511189)

[2. Atmosfera wzorcowa 6](#_Toc27511190)

[2.1. Zależności między parametrami atmosferycznymi ,a parametrami pilotażowymi 7](#_Toc27511191)

[2.2. Pomiary parametrów pilotażowych oraz ich błędy 11](#_Toc27511192)

[2.3. Przyrządy pomiarowe służące do pomiaru prędkości 15](#_Toc27511193)

[3. Prędkość dźwięku i jej wpływ na parametry lotu samolotu 18](#_Toc27511194)

[3.1. Czym jest prędkość dźwięku 18](#_Toc27511195)

[3.2. Liczba Macha 18](#_Toc27511196)

[3.3. Rozchodzenie się fali dźwiękowej 19](#_Toc27511197)

[3.4. Kryzys falowy 20](#_Toc27511198)

[3.5. Zwalczanie następstw kryzysu falowego 21](#_Toc27511199)

[4. Projekt wskaźnika liczby Macha dla samolotów naddźwiękowych 21](#_Toc27511200)

[4.1. Wyprowadzenie wzoru ciśnienia dynamicznego bez uwzględnienia ściśliwości powietrza 22](#_Toc27511201)

[4.2. Wyprowadzenie wzoru ciśnienia dynamicznego przy uwzględnieniu ściśliwości powietrza 27](#_Toc27511202)

[4.3. Obliczenia ciśnienia dynamicznego dla projektowanego wskaźnika liczby macha 28](#_Toc27511203)

[4.4. Obliczenie podziałki wskaźnika liczby Macha 30](#_Toc27511204)

[4.5. Dobór puszki membranowej 32](#_Toc27511205)

[4.6. Obliczenia puszki membranowej 36](#_Toc27511206)

[4.7. Dobór mechanizmu przekazującego 37](#_Toc27511207)

[4.8. Obliczenia mechanizmu korbowego 40](#_Toc27511208)

[5. Błędy metodyczne i instrumentalne. 44](#_Toc27511209)

[Podsumowanie 46](#_Toc27511210)

[Bibliografia 47](#_Toc27511211)

Wstęp

W niniejszej pracy zajmiemy się liczbą Macha, która ma bardzo duże znaczenie dla statków powietrznych latających z prędkościami zbliżonymi lub przekraczającymi prędkość dźwięku, ponieważ to od niej zależą charakterystyki aerodynamiczne samolotu. Liczba Macha jest stosunkiem prędkości ośrodka do prędkości dźwięku w tym ośrodku. Dla samolotu jest to stosunek prędkości samolotu do prędkości dźwięku w warstwie powietrza, w której samolot się znajduje. Przyrządem służącym do pomiaru liczby Macha jest machometr(wskaźnik liczby Macha).Dla danego samolotu ustalana jest maksymalna dopuszczalna liczba Macha, której przekroczenie powoduje powstanie tzw. kryzysu falowego, czyli gwałtownej zmiany stateczności oraz sterowności statku powietrznego, związanej z np. spadkiem siły nośnej, wzrostem siły oporu, zmianą punktu parcia sił aerodynamicznych oraz spadkiem skuteczności lotek. Kryzys falowy występuje przy stałej liczbie Macha na różnych wysokościach, przy różnych prędkościach, jest to związane z faktem ,iż wartość prędkości dźwięku zmienia się wraz z wysokością.

Cel i zakres pracy

Celem pracy jest projekt obliczeniowy wskaźnika liczby Macha dla samolotów naddźwiękowych.

Obliczenia zostaną przeprowadzone dla machometru mogącego znaleźć zastosowanie w projektowanym przez firmę Aerion Supersonic naddźwiękowym samolocie pasażerskim. Zgodnie z założeniami konstruktorów Aerion Supersonic samolot poruszałby się z prędkością 1,4 Ma, natomiast na jego pokładzie znajdowałoby się 12 miejsc przeznaczonych dla pasażerów. Samolot miałby pokonywać trasę  z Nowego Jorku do Sao Paolo oraz z Londynu do Pekinu. Faza projektowa samolotu firmy Aerion Supersonic ma zostać zakończona w 2020 roku, a pierwszy lot jest zaplanowany na 2023 rok.

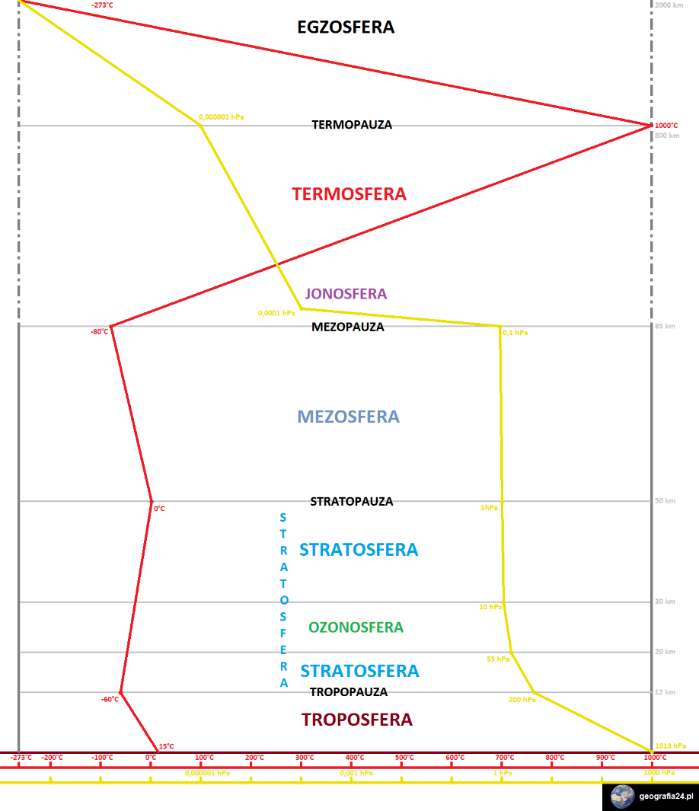
Zakres pracy obejmuje:

-?

Wykorzystanie parametrów fizycznych atmosfery do pomiaru parametrów pilotażowych

Atmosfera ziemska

Atmosfera ziemska jest określana jako mieszanina gazów otaczających kulę ziemską (składa się ono z ponad 78% azotu i nieco poniżej 21% tlenu (łącznie 99,03%). W pozostałych 0,97% znajdują się inne gazy, tj.: argon, dwutlenek węgla, neon, hel, krypton, ksenon, wodór, ozon, jod, radon, metan, amoniak, itd.) do wysokości 2000-3000 km i wirująca wraz z nią w ruchu dobowym. Jej dolne warstwy są naturalnym środowiskiem , w którym poruszają się współczesne statki powietrzne, od jej właściwości fizykochemicznych zależą zarówno wartości siły nośnej powstającej na powierzchniach nośnych statków powietrznych (np. skrzydło, łopata wirnika nośnego), jak i warunki pracy zespołów napędowych oraz warunki pracy załogi. Zmiana wybranych parametrów atmosfery (ciśnienie, temperatura, gęstość, przyspieszenie ziemskie,..) wraz z wysokością może być wykorzystana do określenia wysokościowo-prędkościowych parametrów pilotażowych.

Ze względu na właściwości fizyczne i ich wpływ na różne zjawiska, atmosferę podzielono na pięć głównych warstw, które oddzielone są warstwami przejściowymi oraz zawierają też w sobie inne, pomniejsze warstwy[[1]](#footnote-1).:

Rysunek 1.1 Warstwy atmosfery ziemskiej[1]

* **Troposfera (0-12 km)**

Najbardziej przyziemna warstwa atmosfery, w której kształtuje się klimat i pogoda. Skupia ona ponad 80%  masy atmosfery i niemal całą parę wodną. Średnia wartość temperatury na Ziemi wynosi około 15°C i wraz z wysokością można zaobserwować jej spadek o ok. 6,5°C /km. W troposferze zachodzi zjawisko głębokiej konwekcji tzn. pionowych ruchów powietrza, które powoduje jej wymieszanie, czego skutkiem jest powstawanie chmur i opadów. Średnie ciśnienie przy powierzchni Ziemi wynosi około 1013 hPa i spada wraz z wysokością o około 11,5 hPa na każde 100 metrów, na granicy troposfery jego wartość jest równa około 200 hPa.

* **Tropopauza**

Warstwa przejściowa między troposferą ,a stratosferą. Jej grubość określa się na około 1-2 km, natomiast stała temperatura wynosi około -60°C.

* **Stratosfera (12-50 km)**

Kolejna warstwa atmosfery , zawiera około 20% masy całej atmosfery. Na wysokości 25-35 km występuje największe skupisko ozonu zwane ozonosferą, która pochłania szkodliwe promienie UV. Na granicy troposfery wartość temperatura jest równa około -60°C,w związku z faktem iż w wyniku reakcji powstawania ozonu wytwarza się ciepło. Temperatura wzrasta aż do osiągnięcia wartości około 0°C na granicy tropopauzy. Średnie ciśnienie atmosferyczne spada z 200 hPa do około 1 hPa na granicy stratopauzy.

* **Stratopauza**

Cienka warstwa przejściowa między stratosfera i mezosferą, o stałej wartości temperatury równej około 0°C.

* **Mezosfera (50-85 km)**

Warstwa atmosfery w której kolor nieba zmienia się z błękitnego na granatowo-czarny, widoczne stają się gwiazdy. Wartość temperatury spada od około 0°C w stratopauzie do około -80°C w mezopauzie. Występuje również spadek ciśnienie od około 1 hPa w statopauzie do około 0,1 hPA w mezopauzie.

* **Mezopauza**

Cienka warstwa przejściowa między mezosferą i termosferą.

* **Termosfera (85-800 km)**

Warstw atmosfer w której krążą niektóre satelity i stacje kosmiczne (np. Międzynarodowa Stacja Kosmiczna na wysokości około 400 km).W wyniku intensywnego wzrostu dostawy promieniowania kosmicznego dochodzi do wzrostu temperatury z -80°C w mezopauzie do nawet 1000°C (lub więcej) w termopauzie. W dolnej części termosfery występuje jonosfera, jest to silnie zjonizowana część atmosfery charakteryzująca się występowaniem zjawiskiem zwanym zorzą polarną, powstającą na skutek zderzania się wiatru słonecznego z cząstkami gazów atmosferycznych ,powodując ich świecie. Na wysokości 100 km przebiega tak zwana linią Kármána uważana za umowną granicę kosmosu (powyżej tej wysokości nie jest możliwy lot samolotem – atmosfera jest zbyt mocno rozrzedzona).

* **Termopauza**

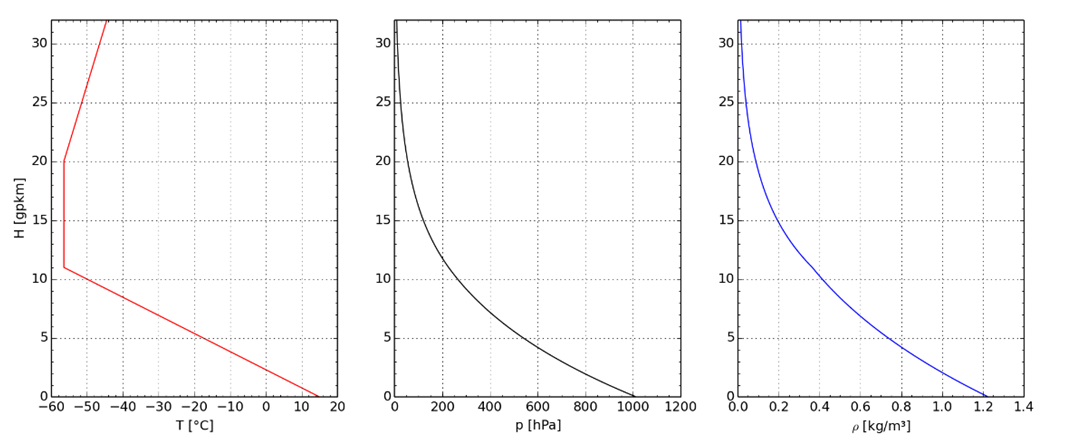
Warstwa atmosfery mająca charakter umownej granicy między termosferą i egzosferą.

* **Egzosfera (powyżej 800 km)**

Warstwa atmosfery stopniowo przechodząca w kosmos, w której wartość temperatury spada się aż do osiągniecia – 273°C w próżni. W tej warstwie krąży większość satelitów telekomunikacyjnych.

Atmosfera wzorcowa

Wartości parametrów charakteryzujących stan atmosfery na danej wysokości, oraz ich zmiany wraz ze zmianą wysokości, są na ogół przypadkowe. Na podstawie średnich wyników prowadzonych przez dziesięciolecia udało się ustalić model atmosfery ziemskiej w postaci ściśle określonych zależności zmian wartości tych parametrów występujący wraz ze zmianą wysokości lotu statku powietrznego, utworzony w ten sposób model został nazwany Międzynarodową atmosferą Wzorcową.

Atmosfera wzorcowa, określana również jako atmosfera standardowa (ang. Internationl Standard Atmosphere, ISA), jest to pionowy rozkład ciśnienia, temperatury, gęstości i lepkości kinematycznej powietrza oraz prędkości dźwięku przyjęty za międzynarodowy wzorzec do porównywania wyników badań statków powietrznych oraz zespołów napędowych przeprowadzanych w różnych warunkach atmosferycznych[[2]](#footnote-2).

Rysunek 2.1. Model atmosfery ziemskiej powyżej 30 000m[2]

Założenia niezbędne do obliczenia parametrów atmosfery wzorcowej:

* Atmosfera jest układem statycznym
* Powietrze jest gazem suchym, a jego skład nie zależy od wysokości
* Zgodnie z ISA wielkości ciśnienia, temperatury, gęstości powietrza na poziomie morza i szerokości geograficznej 45° przyjęto jako standardowe:

Tabela 2.1 Dane atmosfery wzorcowej

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Wielkość | Symbol | Wartość |
| Temperatura |  |  |
| Ciśnienie |  |  |
| Gęstość |  |  |
| Lepkość kinematyczna | - |  |
| Prędkość dźwięku |  |  |

Zależności między parametrami atmosferycznymi ,a parametrami pilotażowymi

Takie parametry lotu jak : wysokość lotu, prędkość ponowa , prędkość pozioma względem otaczających mas powietrza, liczba Macha mierzone są pośrednio na podstawie właściwości fizycznych powietrza: cienienia całkowitego strugi ,ciśnienia statycznego i temperatury zatrzymanych strug powietrza, z uwzględnieniem związków ustalonych w Międzynarodowej Atmosferze Wzorcowej oraz w równaniu Bernoullego.

Wysokość lotu można obliczyć rozpatrując równanie sił działających na elementarny słup powietrza o wysokości , stałym przekroju oraz gęstości , traktując powietrze jako gaz doskonały.

(2.1)

gdzie:

– różnica ciśnień działających na elementarny słup powietrza o wysokości

– stała gazowa

– temperatura

Temperatura T jest funkcją wysokości, jej rozkład w całym zakresie zmian wysokości 095 km, przyjęty w Atmosferze Wzorcowej nie jest stały. Zakres ten dzieli się na 6 podzakresów, w których zmiany temperatury można aproksymować zależnością liniową podaną poniżej.

(2.2)

gdzie:

– gradient temperatury i- tego podzakresu

– temperatura początkowa i- tego podzakresu

– wysokość początkowa podzakresu

– wysokość, na której dokonujemy pomiaru

Na potrzeby obliczeń zostały przyjęte następujące podzakresy:

1. 011 km , - 0,0065 K/m (-6,5 K/km ) , = 288,15 K (+15 )
2. 1125 km , 0, = 216,66 K (-56,49 )
3. 2546 km
4. 4654 km
5. 5480 km
6. 8095 km

W lotnictwie wykorzystywane są dwa pierwsze podzakresy , dla których wartości oraz podano powyżej.

Ciśnienie jest funkcją wysokości, jej rozkład w całym zakresie zmian wysokości 095 km, przyjęty w Atmosferze Wzorcowej nie jest stały. Zakres ten dzieli się na 6 podzakresów(podanych powyżej), w których gradient zmian ciśnień zależy od danego podzakresu.

* 1. Dla podzakresu ( 011 km ) zależność zmian ciśnienia w funkcji temperatury można aproksymować za pomocą podanego poniżej wzoru.

(2.3)

* 1. Dla drugiego podzakresu (1125 km) w celu aproksymacji zmian ciśnienia w funkcji wysokości można wykorzystać wzór podany poniżej.

(2.4)

Przybliżona zależność ciśnienia od wysokości można uzyskać całkując równanie (1.1.1) w przedziale od do i o 0 do , przy założeniu i temperaturze równej temperaturze słupa powietrza o wysokości

(2.5)

stąd

(2.6)

Z podanej wyżej zależności można wywnioskować, iż wysokość lotu statku powietrznego jest funkcją ciśnienia występującą na danej wysokości(ciśnienia statycznego), przy założeniu ,że zarówno , jak i są stałe. Pozwala to sprowadzić pomiar wysokości do pomiaru ciśnienia statycznego przy określonych warunkach początkowych ( ).

Można więc stwierdzić, że pomiędzy ciśnieniem, zmianą wysokości lotu i temperaturą lub gęstością powietrza istnieją ścisłe zależności. Każdemu ciśnieniu odpowiada pewna wysokość zwana wysokością ciśnieniową , a każdej gęstości odpowiada pewna wysokość gęstościowa .Wspomnienie wcześniej wysokości można zdefiniować następująco:

* Wysokość ciśnieniowa – jest to wysokość określana na podstawie różnicy ciśnień, charakteryzująca się tym, że równym ciśnieniom odpowiadają równe wysokości ciśnieniowe.
* Wysokość gęstościowa – jest to wysokość określana na podstawie różnicy gęstości, charakteryzująca się tym, że równym gęstościom odpowiadają równe wysokości gęstościowe.

W każdym układzie występują dwa podstawowe rodzaje wysokości:

* W ziemskim układzie wysokości są to wysokość względna i wysokość bezwzględna.
* W atmosferycznym układzie wysokości są to wysokość ciśnieniowa oraz wysokość gęstościowa.

W zależności od przyjętego układu odniesienie rozróżnia się następujące rodzaje wysokości względnej:

* Wysokość lotu od poziomu lotniska
* Wysokość lotu od poziomu terenu na którym znajduje się statek powietrzny
* Wysokość lotu od przyjętego poziomu zerowego

W układzie geometrycznym definiowane są następujące wysokości :

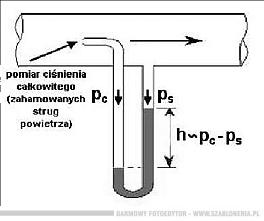
* Wysokość bezwzględna – wysokość mierzona względem średniego poziomu morza
* Wysokość względna – wysokość mierzona względem wybranego miejsca np. lotniska
* Wysokość rzeczywista – wysokość mierzona od poziomu terenu na którym znajduje się w ty momencie statek powietrzny

Ciśnienie:

* Ciśnienie statyczne – jest ciśnieniem bezwzględnym powietrza otaczającego statek powietrzny na danej wysokości.

W strudze powietrza ciśnienie statyczne mierzone jest w kierunku stycznym do przepływu. W związku z przemieszczaniem się statku powietrznego względem napływającej strugi powietrza ciśnienie statyczne na powierzchni statku, w różnych miejscach będzie miało większą lub mniejszą wartość od wartości ciśnienia swobodnej strugi powietrza. Opisane wyżej zjawisko nazywane jest deformacją ciśnienia statycznego i jest zależne od prędkości oraz wysokość lotu, a także od kąta natarcia statku powietrznego.

* Ciśnienie dynamiczne – jest ciśnieniem powstającym w wyniku wyhamowania przepływającej strumienia powietrza do prędkości równej 0 i zamianie jego energii kinetycznej w energię potencjalną. Czego wynikiem jest wytworzenie się w komorze ciśnienia zwanego ciśnieniem całkowitym.



Rysunek 2.2. Pomiar ciśnienia statycznego i dynamicznego(Rysunek własny)

Pomiędzy ciśnieniem dynamicznym i prędkością lotu statku powietrznego (tzw. Prędkością przyrządową) zachodzi ścisła zależność, wynikająca z równania Bernoullego:

(2.7)

Ciśnienie dynamiczne nie jest mierzone w sposób bezpośredni. W związku z faktem , iż jest ono nierozerwalnie złączone z ciśnieniem statycznym, można do jego pomiaru wykorzystać dowolny różnicowy czujnik ciśnienia.

* Ciśnienie całkowite – jest to ciśnienie zahamowanych strug powietrza podczas lotu statku powietrznego. Jest ono również sumą ciśnienia statycznego i dynamicznego:

Ciśnienie spiętrzenia ( całkowite) odnosi się do ciśnienia mierzonego za pomocą rurki otwartej w części czołowej oraz zamknięte w części tylnej, która jest umieszczana bezpośrednio w napływającym strumieniu powietrza. Ciśnienie całkowite nie jest równie zależne od miejsca zabudowy nadajnika , jak jest to w przypadku ciśnienia statycznego, ponieważ ciśnienie całkowite w przepływie poddźwiękowym ma tendencje być stałym pomimo zmian prędkości przepływu, wynikających z nieregularności kształtu statku powietrznego.

Prędkość lotu statku powietrznego mierzy się w stosunku do otaczających strug powietrza oraz w stosunku do ziemi, określając składowe prędkości: horyzontalną i pionową.

Pomiar prędkości względem otaczających strug powietrza pozwala na określenie dwóch rodzajów prędkości:

* Prędkość przyrządowa (wskazana) IAS (Indicated Air Speed) – prędkość mierzona przy założonej stałej gęstości powietrza równej gęstości na poziomie morza. Gęstość powietrza jest odwrotnie proporcjonalna do wysokości lotu statku powietrznego. Wraz ze wzrostem wysokości maleją wskazania prędkościomierza prędkości przyrządowej przy stałej wartości prędkości rzeczywistej.
* Prędkość rzeczywista TAS (True Air Speed) – prędkość mierzona względem otaczających strug powietrza z uwzględnieniem zmian gęstości powietrza przy zmianach wysokości lotu.

Dla celów nawigacyjnych wyróżnia się również prędkość podróżna , będąca prędkością statku powietrznego względem powierzchni ziemi. Jest ona równa j geometrycznej sumie składowej horyzontalnej wektora prędkości lotu i prędkości wiatru.

Liczba Macha – jest bezwymiarową jednostką służącą do określenia prędkości lotu statku powietrznego. Jest ona równa stosunkowi prędkości rzeczywistej lotu do prędkości dźwięku, w danych warunkach lotu.

(2.8)

gdzie:

- liczba Macha

- prędkość rzeczywista lotu

- prędkość dźwięku

(2.9)

gdzie:

- liczba Macha (m/s)

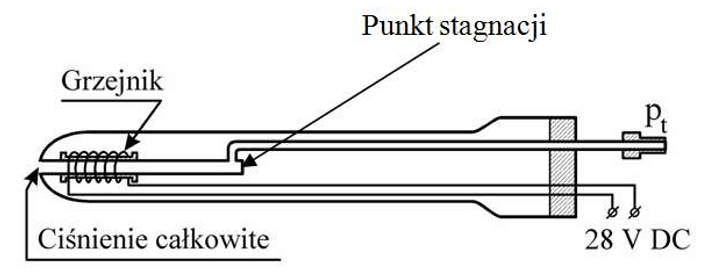
– temperatura otaczającego powietrza

Pomiary parametrów pilotażowych oraz ich błędy

Instalacja odbiorników ciśnień powietrznych OCP ,nazywana też często instalacją ciśnienia statycznego i całkowitego. Jej zadaniem jest odbiór i doprowadzenie powietrza o określonym ciśnieniu (statycznym lub całkowitym) do przyrządów aneroidowo-membranowych oraz innych odbiorników (np. sygnalizatorów, przetworników ciśnienia), działających na zasadzie pomiarów ciśnień.

W skład podstawowej instalacji OCP wchodzą:

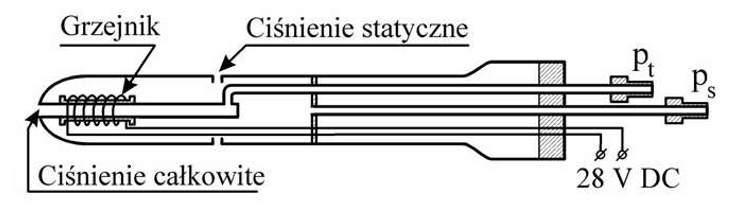
* Odbiornik ciśnienia całkowitego i statycznego (zasadniczy, rezerwowy)
* Odbiornik ciśnienia statycznego
* Przewody rurowe (metalowe), gumowe (durytowe)
* Odstojnik wilgoci
* Instalacja ogrzewania odbiornika ciśnienia całkowitego

OCP służący do odbioru jedynie ciśnienia całkowitego nazywany jest rurką Pitote’a, natomiast OCP służące do zarówno ciśnienia całkowitego, jak i statycznego jest nazywany rurką Prandtla. Odbiornik ciśnień powietrznych składa się z dwóch połączonych ze sobą rurek, wewnętrznej oraz zewnętrznej. Rurka wewnętrzna posiadająca otwór wlotowy ustawiony prostopadle do odbioru napływającego powietrza, służy do odbioru ciśnienia całkowitego. Rurka zewnętrzna posiadająca na powierzchni bocznej szereg otworów, o powierzchni około 1mm2 każdy, które znajdują się w obszarze niezaburzonego przepływu, służy do pomiaru ciśnienia statycznego.

Rysunek 2.3.Schemat rurki Pitote'a (Rysunek własny)

Błąd pomiaru ciśnienia całkowitego związany z kątem natarcia α jest pomijalnie mały, a jego wartość nie przekracza 1% dla zmian prędkości od 0 do 2,2 Ma oraz 0,2% dla 0,9 Ma (przy zmianach kąta natarcia od 0 do 10°). Duże trudności można napotkać przy zabudowie rurki Pitote’a (Prandtla) na śmigłowcach jest to spowodowane możliwością ruchu we wszystkich kierunkach. Stałe, nieruchome zamocowanie rurki wzdłuż osi podłużnej statku powietrznego pozwala na dokonanie prawidłowego pomiaru ciśnienia tylko w przypadku lotu prostoliniowego(na wprost). Rozwiązana techniczne umożliwiające pomiar ciśnienia w tego typu warunkach jak w przypadku śmigłowców zapewniają ustawienie rurki wzdłuż strug przepływającego powietrza z wykorzystaniem np. serwonapędu, statecznika lub zawieszenia Kardana.

Aby zapobiec błędom pomiaru ciśnienia rurka Pitote’a (Prandtla) na dużych wysokościach, związanych z niską temperaturą ,a co za tym idzie z oblodzeniem przewodów ciśnieniowych wewnątrz rurki, w jej wnętrze został wbudowany elektryczny element grzewczy.

W rurce Prandtla ciśnienie statyczne pobierane jest przez odbiornik ciśnienia statycznego znajdującego się na zewnętrznej powierzchni rurki Prandtla lub w nowszych rozwiązaniach za pośrednictwem tzw. Portów ciśnienia statycznego (static port) rozmieszczonych na zewnętrznej powierzchni statku powietrznego. Błędy pomiaru ciśnienia statycznego zależą od położenia odbiornika ciśnienia statycznego na powierzchni zewnętrznej statku powietrznego, liczby Macha, kąta natarcia i kąta ślizgu(zaburzenia strumienia powietrza wokół statku powietrznego). Odbiorniki ciśnienia umieszczone są na wysuniętych wspornikach w części nosowej statku powietrznego lub z boków kadłuba. Deformacja ciśnienia statycznego odpowiadająca błędowi pomiaru wysokości w zależności od miejsca montażu i warunków lotu statku powietrznego wynosi:

Rysunek 2.4.Schemat rurki Prandtla(Rysunek własny)

* Dla 0 m : 0,6 Ma
* Dla 34 m: 0,8 Ma , H = 9 km
* Dla 730 m: 3 Ma , H = 18km

Przy katach natarcia o wartości powyżej 5° ciśnieni statyczne i całkowite pobierane przez odbiorniki ciśnień powietrza znacznie odbiega od wartości rzeczywistych. Dla kątów natarcia w zakresie od 15° do 18° ciśnienie statyczne różnie się o 10% od ciśnienia rzeczywistego, natomiast ciśnienie całkowite o od 13 do 14%. Przy identycznej charakterystyce odbiorników ciśnienia powietrza (błędy pomiaru ciśnienia całkowitego i statycznego mają ten sam znak) zmierzone ciśnieni dynamiczne różni się od ciśnienia rzeczywistego o różnicę pomiędzy błędem odbioru ciśnienia całkowitego, a błędem odbioru ciśnienia statycznego. Przy założeniu, że błędy odbioru obu ciśnień mają taki sam znak, błąd ciśnieni dynamicznego (błąd aerodynamiczny pomiaru prędkości) da kątów natarcia od 15° do 18°, nie przekroczy wartości od 3-4%.

Pomiar prędkości lotu statku powietrznego oparty jest na metodzie pomiaru ciśnienia dynamicznego napływających strug powietrza. Równanie Bernoullego dla strumienia powietrza napływającego na odkrytą część odbiornika OCP przedstawiono poniżej:

(3.1)

gdzie:

– prędkość napływającej strug powietrza

– ciśnienie napływającej strug powietrza

– gęstość napływającej strug powietrza

– prędkość zahamowanych strug powietrza

– prędkość zahamowanych strug powietrza

gęstość zahamowanych strug powietrza

Przy całkowitym wyhamowaniu strug powietrza , oraz przy założeniu, że powietrze jest nieściśliwe, dla prędkości poniżej km/h, powyższy wzór może przyjąć postać:

(3.2)

Podstawiając oraz :

(3.3)

Dla powyższych założeń otrzymujemy:

(3.4)

Powyższy wzór określa wartość prędkości przyrządowej w zależności od ciśnienia dynamicznego oraz gęstości powietrza otaczającej statek powietrzny. W rzeczywistości prędkościomierz mierzy ciśnienie dynamiczne, które zależy od gęstości powietrza = 1,225 kg/m3, odpowiadającej poziomowi zerowemu ISA i tylko dla tej gęstości powietrza prędkość rzeczywista TAS jest równa prędkości przyrządowej ISA.

Dla prędkości lotu przekraczających 400km/h wzory skalowania prędkościomierza powinny również uwzględniać wpływ ściśliwości powietrza. Przykładowe wartości liczbowe błędów pomiarów prędkości przyrządowej dla prędkości lotu nie przekraczających 1000 km/h przedstawiono w poniższej tabelce.

Tabela 1.2 Tabela pomiarów błędów prędkości przyrządowej dla prędkości lotu nie przekraczających 100km/h

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| V [km/h] | 100 | 400 | 1000 |
| Różnica [%] | 0,2 | 2,5 | 14,1 |
| Różnica V [%] | 0,1 | 1,2 | 6,6 |
| Różnica V [km/h] | 0,1 | 4,8 | 66 |

Do wzoru należy wprowadzić poprawkę dotyczącą gęstości powietrza:

(3.5)

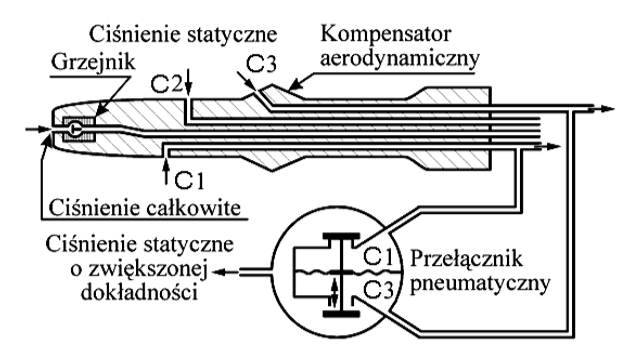
gdzie:

, w praktyce można zastosować błąd przybliżony, który wprowadza błąd 1% w postaci:

(3.6)

lub

(3.7)

W praktyce przybliżoną prędkość rzeczywistą można obliczyć dodając ok. 2% prędkości przyrządowe IAS do wskazań na każde 300 m wysokości lotu.

Rysunek 2.5.Schemat rurki naddźwiękowej(Rysunek własny)

Rurki naddźwiękowe charakteryzują się kompensatorem aerodynamicznym oraz grupą otworów C1, C2, C3. Otwory te znajdują się na zewnętrznej powierzchni odbiornika. Zasada aerodynamicznej kompensacji jest oparta na doborze takiego profilu powierzchni odbiornika w strefie otworów ciśnienia statycznego, która powoduje zniekształcenie ciśnienia równego co do wartości i przeciwnie skierowanego według znaku, do błędu wprowadzanego przez odbiornik.

Komora poddźwiękowa C3 i naddźwiękowa C1 ciśnienia statycznego są przyłączone do magistrali ciśnienia podwyższonej dokładności samolotu za pomocą przełącznika pneumatycznego. Działanie tego przełącznika jest oparte na wykorzystaniu zmiany kierunku spadku ciśnienia między komorami C1 i C3 podczas przejścia samolotu od prędkości poddźwiękowej do naddźwiękowej.

Przyrządy pomiarowe służące do pomiaru prędkości

1. Prędkościomierz prędkości przyrządowej (wskazywanej) wykorzystywany jest jako przyrząd pilotażowy. Siła nośna jest proporcjonalna do ciśnienia dynamicznego, a więc i do wskazań prędkościomierza. Zasada działania opiera się na pomiarze ciśnienia dynamicznego, zahamowanego przez OCP przy pomocy membranowej puszki różnicowej, której ugięcie jest przekazywane na wskazówkę. Do wnętrza puszki różnicowej doprowadzane jest ciśnienie całkowite, a do szczelnej obudowy ciśnienie statyczne. Prędkościomierz mierzy ciśnienie dynamiczne zależne nie tylko od prędkości lotu, ale i gęstości powietrza na wysokości skalowania (p0= 1013,25 hPa i T0 = 288K). Wskazuje prędkość rzeczywistą tylko na wysokości, na której był skalowany (dla gęstości p0 = 1,2255 kg/m3).



Rysunek 2.6.Schemat ideowy prędkościomierza prędkości przyrządowej 1- skala prędkości; 2- wskazówka; 3- zębnik; 4- sekator zębaty; 5- cięgło przekładni korbowej; 6- membranowa puszka różnicowa; 7- przewód rurowy; 8- obudowa; 9- oś obrotu sekatora zębatego (Rysunek własny)

1. Prędkościomierz prędkości rzeczywistej wprowadza samoczynnie poprawkę na zmianę gęstości powietrza przy zmianie wysokości lotu. Prędkość na wysokości H zależy od ciśnienia statycznego i temperatury VTAS = f(V, ph, Th). Kompensacja zmian temperatury komplikuje konstrukcję przyrządu, a pomiar rzeczywistej temperatury otoczenia na wysokości H obarczony jest znacznym opóźnieniem. Wprowadzenie kompensacji termicznej w układzie oparto na założeniu, że temperatura podobnie jak ciśnienie zmienia się ze wzrostem wysokości zgodnie z ISA. Dlatego też w większości mechanicznych prędkościomierzy TAS jedynym elementem korekcyjnym jest tylko dodatkowa próżniowa puszka membranowa.
2. Wariometr wskazuje prędkość pionową statku powietrznego, czyli prędkości wznoszenia się lub opadania. Działa na zasadzie pomiaru zmian ciśnienia statycznego. Wariometr może być wyskalowany w m/s, m/min lub ft/min.

* Wariometr membranowy zasilany jest poprzez doprowadzenie ciśnienia statycznego do puszki membranowej (aneroidowej), do której przymocowana jest wskazówka. Puszka membranowa posiada kalibrową rurkę włoskowatą, poprzez którą następuje wyrównanie ciśnienia. Zmiana wysokości powoduje zmianę ciśnienia statycznego, co prowadzi do zmiany kształtu puszki membranowej (rozpychanej podwyższonym ciśnieniem podczas opadania, lub zasysanej obniżającym się ciśnieniem podczas wznoszenia) i wychylenie wskazówki wariometru. Ciśnienie wewnątrz puszki jest wyrównywane z ciśnieniem otoczenia poprzez rurkę włosowatą.
* Istnieje również inny typ wariometru mechanicznego – wariometr skrzydełkowy, który nie posiada puszki aneroidowej, natomiast, którego komora podzielona jest na dwie części – między którymi umieszczone jest ruchome skrzydełko, w którym znajduje się szczelina. Do jednej z tych części doprowadzony jest nadajnik ciśnienia statycznego. Wariometry te są bardziej czułe, a w związku z tym, rzadziej stosowane w samolotach silnikowych, a częściej w szybowcach. Jako że szczelinka ma większy przekrój niż kapilara w wariometrze membranowym, dla spowolnienia wyrównywania ciśnienia między oboma częściami potrzebna jest większa objętość powietrza w obudowie. Dlatego też, do części wyrównawczej wariometru, dołączone jest naczynie wyrównawcze zwane potocznie termosem.
* Wariometr bezwładnościowy - podstawowym problemem wariometru jest podawanie wskazań z opóźnieniem co wynika z zasady budowy (nawet do 10 sekund w celu ustabilizowania się różnicy ciśnień) Przykładowo, kiedy samolot wyrówna lot po długim odcinku wznoszenia się, przyrząd nadal pokazuje wznoszenie aż do momentu, w którym wyrówna się ciśnienie w puszce aneroidowej i obudowie przyrządu. Problem ten został wyeliminowany (szybsza reakcja wariometru na zmiany prędkości pionowej) w wariometrze bezwładnościowym (ang. Interial Lead Vertical Speed Indicator, ILVSI).



Rysunek 2.7 Schemat ideowy wariometru; 1- wskazówka; 2- zębnik; 3- sekator zębaty; 4- cięgło przekładni korbowej; 5- kapilara; 6- membranowa puszka różnicowa; 7- przewód rurowy; 8- hermetyczna obudowa; 9- skala; 10- oś obrotu sekatora zębatego (Rysunek własny)

Prędkość dźwięku i jej wpływ na parametry lotu samolotu

Czym jest prędkość dźwięku

Prędkość dźwięku a, jest to prędkość rozchodzenia się w danym ośrodku fal małych zaburzeń (głosowych). Prędkość dźwięku zależy od sprężystości ośrodka i można ja wyrazić poniższym wzorem:

(3.1)

gdzie:

– przyrost ciśnienia , który jest potrzebny do spowodowania określonego przyrostu gęstości ośrodka .

Z powyższej zależności wynika, iż czym większy przyrost ciśnienia potrzebny jest do spowodowania do spowodowania określonego przyrostu gęstości ośrodka, tym większą wartość będzie miała prędkość dźwięku. Natomiast wartość ściśliwości (sprężystości) ośrodka jest odwrotnie proporcjonalna do wartości prędkości dźwięku.

Prędkość dźwięku w powietrzu na poziomie morza, przy temperaturze otoczenia 15, jest równa 340 m/s. Wiedząc, że temperatura powietrza bezpośrednio wpływa na jego ściśliwość ,a co za tym idzie na jego przyrost gęstości, można wywnioskować ,że w różnych temperaturach powietrza, prędkość dźwięku również będzie miała różną wartość. Wiedząc, że wraz ze wzrostem wysokości temperatura powietrza spada, możemy stwierdzić, iż prędkość dźwięku także będzie maleć. W dolnej części stratosfery, w związku z tym ,że temperatura jest stała , prędkość dźwięku ma również stałą wartość i wynosi ona 295 m/s. Zależność prędkości dźwięku od temperatury można wyrazić wzorem:

(3.2)

gdzie:

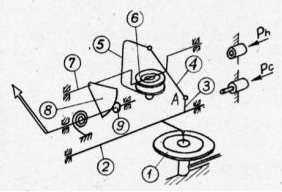
- temperatura ośrodka [K]

Liczba Macha

Liczba Mach jest podstawowym wskaźnikiem służącym do porównywania aerodynamiki dużych prędkości, może się ona odnosić zarówno do prędkości lotu statku powietrznego, jaki i do lokalnej prędkości przepływu. W aerodynamice stosowany jest również termin-krytyczna liczby Macha , w pojęciu teoretycznym jest to stosunek prędkości lotu statku powietrznego, przy którym w dowolnym miejscu na powierzchni statku powietrznego powstaje lokalna prędkość dźwięku, do prędkości dźwięku. W praktyce jednak za krytyczną liczbę Macha uważa się taką , której przekroczenie o 1%, wywołuje wzrost oporu samolotu (również o 1%).

Wraz ze wzrostem prędkości samolotu i osiągnięciu krytycznej liczby Macha, w niektórych miejscach opływu jego prędkość przekracza lokalną prędkość dźwięku. Wzrost prędkości opływu i obniżanie ciśnienia odbywa się płynnie i bez strat, natomiast spadek tej prędkości jest możliwy tylko skokowo, na powierzchni zwanej falą uderzeniową, gdzie występuje nieciągłość (spadek) prędkości, wzrost ciśnienia i temperatury powietrza

Urządzeniem służącym do pomiary liczby Macha jest machometr. N a rysunku poniżej został przedstawiony schemat machometru poddźwiękowego. Puszka membranowa 1, uginająca się w funkcji ciśnienia całkowitego napędza wałek 2, którego dźwignia 3 jest połączona cięgłem 4 ze strzemieniem 5, zamocowanym do próżniowej puszki membranowej 6. Puszka ta znajduje się na wałku 7, uruchamiającym przez sekator 8 i zębnik 9 wałek, na którym jest osadzona wskazówka. Dla pewnej wartości pc(punkt A nieruchomy) spadek ciśnienia statycznego (wzrost wysokości powoduje ugięcie puszki membranowej 6 i ruch mechanizmu.



Rysunek 3.1. Schemat machometru[[3]](#footnote-3)

Rozchodzenie się fali dźwiękowej

1. Rozchodzenie się fali dźwiękowej gdy źródło dźwięku pozostaje nieruchome

Dla danego ośrodka( np. powietrza) prędkość rozchodzenia się fal dźwiękowych jest stała i taka sama we wszystkich kierunkach. Wraz ze wzrostem odległości od źródła dźwięku energia fal dźwiękowych maleje, aż do momentu gdzie całkowicie zanika.

1. Rozchodzenie się fali dźwiękowej gdy źródło dźwięku porusza się z prędkością mniejszą od prędkości dźwięku

Fale dźwiękowe mogą poruszać się w dwóch kierunkach: zgodnym z kierunkiem ruchu źródła dźwięku lub do niego przeciwnym. W pierwszym przypadku fale będą miały mniejszą prędkość względem źródła, zaś w drugim ,fale będą miały większą prędkość względem źródła. Należy również zauważyć, że wraz ze wzrostem prędkości źródła dźwięku różnica między jej prędkością a prędkością fali dźwiękowej maleje, zjawisko to potoczne jest nazywane ,,doganianiem fali dźwiękowej”.

1. Rozchodzenie się fali dźwiękowej gdy źródło dźwięku porusza się z prędkością równą prędkości dźwięku

Fale dźwiękowe mogą zarówno osiadać na źródle dźwięku, jak i poruszać się w kierunku przeciwnym do jego ruchu. W przypadku gdy fala dźwiękowa nie porusza się zgodnie z kierunkiem ruchu źródła dźwięku, zostaje ona pozostawione za źródłem i porusza się z podwojoną prędkością dźwięku ,względem źródła dźwięku. Należy również zwrócić uwagę na jedną z ważniejszych cech przepływów naddźwiękowych, małe zaburzenia fal dźwiękowych nie przedostają się poza fale zaburzeń.

1. Rozchodzenie się fali dźwiękowej gdy źródło dźwięku porusza się z prędkością większą od prędkości dźwięku

W tym przypadku występuje zjawisko wyprzedzania fal dźwiękowych przez źródło dźwięku. Prędkość z jaką źródło dźwięku wyprzedza fale dźwiękowe przyjmuje wartość ujemną , ponieważ kierunek poruszania się danej prędkości jest przeciwny do kierunku źródła dźwięku.

Kryzys falowy

Od prędkości Ma = 0,7 ÷ 0,8 w opływie skrzydła samolotu zachodzą zmiany jakościowe. W pewnych częściach skrzydła pojawiają się lokalnie prędkości naddźwiękowe co prowadzi do pojawiania się lokalnych skoków ciśnienia (gwałtowny wzrost wartości ciśnienia i temperatury). Oderwanie przepływających strug powietrza do górnej powierzchni skrzydła powoduje powstanie skośnej fali uderzeniowej czego skutkiem jest oderwanie falowe ,co przyczyna się do powstania kryzysu falowego.

Kryzys falowy powoduje takie skutki jak:

* gwałtowny wzrost oporu czołowego
* zmiany siły nośnej i momentu aerodynamicznego
* gwałtowne zmiany stateczności i sterowności samolotu

Powyższe zjawiska mogą spowodować pojawienie się pod wpływem fal uderzeniowych momentu pochylającego aerodynamicznego (wprowadza samolot w lot nurkowy).

,,Liczba Macha przy której w dowolnym punkcie samolotu pojawi się lokalna prędkość przepływu, równa prędkości dźwięku, nazywamy krytyczną liczbą Ma lotu[[4]](#footnote-4).”

1. Lot z prędkością odpowiadającą liczbie Ma < Makr

Należy zauważyć, że gdy profil skrzydła jest opływany pod pewnym katem natarcia, prędkość na jego górnej części jest stosunkowo większa , niż prędkość na dolnej części profilu. Dzieje się tak na skutek fal dźwiękowych schodzących z profilu, które zaczynają go wyprzedzać, a następnie pozostawiają go za sobą. Zjawisko to ma miejsce gdyż prędkość przepływu fal jest mniejsza od prędkości rozchodzenia się fal dźwiękowych.

1. Lot z prędkością odpowiadającą liczbie Ma = Makr

W rozważanym przypadku jedynie w miejscu gdzie grubość profilu osiąga maksymalna grubość prędkość opływu osiąga prędkość dźwięku, prędkość lokalna przepływu nadal jest mniejsza o prędkości dźwięku. W miejscu gdzie prędkość przepływu osiąga prędkość dźwięku dochodzi do nakładania się na siebie fal dźwiękowych, czego skutkiem jest powstawanie zaburzeń. Dochodzi również do wyprzedzenia przez fale dźwiękowe swoich źródeł. Za falą dźwiękową nie stwierdzono żadnych istotnych zmian ciśnień.

1. Lot z prędkością odpowiadającą liczbie Ma > Makr i Ma < 1

Prędkość lokalna dźwięku jest uzyskiwana przed punktem gdzie grubość profilu ma wartość maksymalna, za tym punktem prędkość przepływu osiąga wartość naddźwiękową, aż do punktu wyhamowania prędkości przepływu do prędkości poddźwiękowej, dzieje się tak na skutek wzrostu ciśnienia. Dochodzi do wytwarzania fali uderzeniowej, której przyczyną jest zderzenie się ze sobą fal dźwiękowych powstałych w obszarze naddźwiękowym( przesuwających się do tyłu profilu) z falami idącymi z przedziwnego kierunku. W związku z małą prędkością lotu intensywność fali jest stosunkowo mała.

1. Lot z prędkością odpowiadającą liczbie Ma > 1

Gdy prędkość lotu osiąga prędkość naddźwiękową fale uderzeniowe znajdujące się na krawędzi natarcia zostają pochylone do tyłu, natomiast przed krawędzią natarcia tworzy się fala uderzeniowa. Dochodzi do znacznego zmniejszenia się obszaru zaburzeń, a co za tym idzie również zmniejszenia się współczynnika siły nośnej. Fala uderzeniowa utrzymuje się przed krawędzią natarcia ,przy tępym nosku profilu lub przykleja się do krawędzi natarcia ,przy ostrym nosku profilu[[5]](#footnote-5).

Zwalczanie następstw kryzysu falowego

Dąży się do zlikwidowania negatywnych skutków kryzysu falowego, jednym z najbardziej znanych jest przyrost oporu falowego. Jest to możliwe do osiągnięcia dzięki zwiększaniu krytycznej liczby Macha, oraz zmniejszeniu przyrostu współczynnika oporu po przekroczeniu krytycznej liczby Macha. Do uzyskania jak najlepszych wyników w dużym stopniu przyczynia się odpowiedni kształt statku powietrznego, który powinien być jak najbardziej korzystny pod względem oporów falowych. W stosunku do powierzchni nośnych statku powietrznego można to osiągnąć dzięki: stosowaniu cienkich profili laminarnych lub szybkościowych o małym ugięciu linii środkowej i przesuniętej ku tyłowi maksymalnej grubości, nadaniu skrzydłom i usterzeniom dużego kąta skosu albo po przez zmniejszenie wydłużenia skrzydła.

Projekt wskaźnika liczby Macha dla samolotów naddźwiękowych

Na obliczenia machometru składają się obliczenia podziałki przyrządu oraz obliczenia metodycznych i instrumentalnych błędów. Do wykonania wspomnianych powyżej obliczeń niezbędna jest znajomość wzoru na ciśnienie dynamiczne, wyrażającego zależność ciśnienia dynamicznego od prędkości strugi powietrza.

Wyprowadzenie wzoru ciśnienia dynamicznego bez uwzględnienia ściśliwości powietrza

W celu ułatwienia obliczeń ciśnienia dynamicznego przyjęto iż statek powietrzny pozostaje bez ruchu, natomiast otaczające go powietrze porusza się z prędkością równą i przeciwnie skierowaną do prędkości statku powietrznego. Strugi powietrza napływające na nadajnik ciśnienia całkowitego zostają rozdzielone przez jego czołową część, opływając następnie powierzchnie nadajnika. Dochodzi do zakrzywienia toru poruszających się cząstek powietrza w pobliżu nadajnika, należy zauważyć, że zarówno wartość prędkości jak i kierunek każdej cząstki ulegają zmianie.

Na rysunku przedstawionym poniżej została zilustrowana prędkość ruchu powietrza za pomocą linii prądu, wykreślonymi w ten sposób, że styczna do linii prądu w dowolnym

punkcie wskazuje kierunek prędkości ruchu cząstki powietrza znajdującej się w danej chwili w tym konkretnie punkcie.

Rysunek 4.1 Schemat do wyprowadzenia wzoru ciśnienia dynamicznego (Rysunek własny)

Przy wyprowadzaniu wzorów ciśnień dynamicznych będziemy rozpatrywali przepływ ustalony, czyli przepływ przy którym rozkład prędkości w przestrzeni nie zmienia się z czasem, należy jednak pamiętać ,że prędkości poszczególnych cząstek powietrza zmieniają się z czasem. W przepływie ustalonym linie prądu pokrywają się z torami ruchu poszczególnych cząstek .

Przepływ ustalony można w myśli rozłożyć na poszczególne strugi, z których każda ograniczona jest powierzchnią tworzoną przez linie prądu. Żadna z cząsteczek powietrza znajdująca się wewnątrz strugi nie wychodzi podczas ruchu poza jej granicę. Wszystkie cząsteczki przechodzące przez jeden przekrój strugi przejdą także przez drugi, dowolny przekrój strugi. Innymi słowy, każdą strugę można izolować od ogólnej masy powietrza wyobrażając sobie, że ścianki strugi stały się „nienaruszalne" i nie wykazują tarcia.

Zarówno prawo zachowania masy , jak i prawo zachowania energii można zastosować do każdej strugi. Na podstawie prawa zachowania masy można otrzymać prawo ciągłości strugi, zaś na podstawie prawa zachowania energii jesteśmy w stanie wyprowadzić równanie Bernoulli’ego[[6]](#footnote-6).

Masa powietrza wewnątrz danego odcinka strugi w ruchu ustalonym jest stała w związku z faktem ,iż ciśnienie , gęstość oraz prędkość cząstek powietrza w każdym punkcie jest taka sama. Jesteśmy zatem wstanie stwierdzić, że masa powietrza przepływającego w ciągu jednej sekundy przez pierwszy przekrój strugi jest równa masie przepływającej przez drugi przekrój. Stąd:

(4.1)

gdzie oznaczają masy powietrza przepływające w ciągu 1 sekundy przez wspomniane wcześniej przekroje strugi.

Ponieważ odcinki strugi zostały wybrane w sposób dowolny, to w ogóle w każdym przekroju strugi masa przepływającego w ciągu 1 sekundy powietrza jest stała.

(4.2)

W sytuacji gdy rozważany przekrój strugi będzie dostatecznie mały, można uważać ,że prędkość powietrza we wszystkich jego punktach za stałą i równoległą do osi strugi. Jesteśmy wtedy w stanie wyrazić wydatek masowy powietrza dla każdego przekroju strugi przez prędkość powietrza w danym przekroju:

(4.3)

(4.4)

gdzie:

- gęstość powietrza w przekrojach A i B

-powierzchnie przekroju A i B

-prędkość powietrza w przekrojach A i B

Stąd otrzymujemy równanie ciągłości strugi:

(4.5)

Przy założeniu, że powietrze jest nieściśliwe oraz nie posiada lepkości, zarówno gęstości , jak i temperatura powietrza będą stałe i równe gęstości i temperaturze niezakłóconego przepływu. Jak przedstawiono na Rys.4.1 pionowy przekrój opływu nadajnika został rozdzielony przez jego krawędź na górną część opływu, w której strugi powietrza zostają odchylone w górę oraz dolną część opływu, w której analogicznie strugi powietrza odchylają się ku dołowi. Istnieje jednak jeszcze rozdzielająca struga, która nie odchyla się w żadnym z tych kierunków, ale jest skierowana prostopadle do nadajnika. W sytuacji gdy dochodzi do uderzenie strugi rozdzielającej o nadajnik, traci ona całkowicie swoją energię kinetyczną.

Wydzielając taka neutralna strugę oraz biorąc przekrój A w niezakłóconej, oddalonej od statku powietrznego części przepływu powietrza o prędkości , gęstości przy ciśnieniu . Przekrój B weźmiemy w takiej odległości od czoła nadajnika, aby w krótki czasie , cząstki powietrza były wstanie przemieścić się do przekroju , leżącego w takim punkcie na powierzchni czoła nadajnika, aby doszło do pełnego wyhamowania prędkości .

Rozważymy teraz prawo zachowania energii dla zakreskowanego obszaru przedstawionego na Rys.4.1, przedstawiającego objętość powietrza ograniczoną przekrojami .Energia rozważanej objętości nie ulegnie zmianie ponieważ rozważamy przepływ ustalony. Wynika stąd, że energia doprowadzona do objętości w czasie przez przekrój równa jest energii odprowadzonej w tym samym czasie przez przekrój .

(4.6)

Doprowadzona przez przekrój A energia ma postać:

(4.7)

gdzie:

-przyrost energii kinetycznej

- przyrost energii potencjalne

Przyrost energii kinetycznej równy jest połowie iloczynu masy , wpływającej w ciągu czasu przez przekrój , przez kwadrat jej prędkości:

(4.8)

Masę można wyrazić jako iloczyn wydatku masowego przez przekrój , oraz czasu :

(4.9)

stąd:

(4.10)

Na przyrost energii potencjalnej składa się:

* praca sił ciężkości – która jest równa zeru w związku z założeniem ,że zakłócony ruch powietrza odbywa się w kierunku poziomym,
* przyrost energii wewnętrznej(cieplnej)powietrza-która nie zostaje uwzględniona, ze względu na fakt ,że ze względu na wcześniejsze założenia związane z nieściśliwością powietrza, wynika, iż temperatura powietrza pozostaje stała, a co za tym idzie po doprowadzeniu jej do rozważanej objętości powietrza, energia cieplna równać się będzie energii odprowadzanej(w przeciwnym wypadku temperatura powietrza w objętości nie pozostałaby stała wzdłuż długości strugi),
* praca sił ciśnienia-jest to praca potrzebna do przemieszczenia masy powietrza przez przekrój . Płaszczyznę przekroju A przyjmujemy . Na potrzeby wykonywanych obliczeń(oraz z powodu małych objętości przekrojów ) przyjmujemy, że kształt strugi pomiędzy przekrojami jest cylindryczny, zatem powierzchnia przekroju jest również równa . By uprościć obliczenia, można wyobrazić sobie, że w przekroju umieszczony jest tłok poruszający się z prędkością , siła działająca na tłok będzie równa , a jego droga w czasie będzie równa .

Dlatego praca siły ciśnienia będzie miała postać:

(4.11)

Po przemnożeniu i podzieleniu powyższego wyrażenia przez otrzymamy:

(4.12)

Zamieniając iloczyn na będziemy mieli:

(4.13)

Dodając do siebie otrzymane wyrażenia otrzymamy wzór na energię doprowadzoną do objętości przez przekrój w czasie

(4.14)

lub

(4.15)

Analogicznie postępujemy przy obliczaniu energii odprowadzanej z objętości przez przekrój w czasie Przy założeniach, że ze względu na bardzo bliskie położenie przekrojów , przyjmujemy ciśnienie w przekroju jest równe ciśnieniu w przekroju i oznaczamy je jako , prędkość w obu przekrojach jest równa zero. Na podstawie założenia o nieściśliwości powietrza jego gęstość w przekroju wynosi:

(4.16)

zatem

(4.17)

Zgodnie z prawem zachowania energii otrzymujemy:

(4.18)

Podstawiając równania otrzymane w powyższych obliczeniach ostajemy:

(4.19)

Uwzględniając równanie ciągłości otrzymujemy:

(4.20)

Powyższe równanie jest szczególnym przypadkiem równania Beroulli’ego otrzymanym przy założeniu nieściśliwości oraz przepływu poziomego powietrza.

Przyjmując możemy skrócić równanie do postaci:

(4.21)

stąd

(4.22)

Jeżeli za podstawimy otrzymamy postać przybliżonego wzoru na ciśnienie dynamiczne:

(4.23)

Wyprowadzenie wzoru ciśnienia dynamicznego przy uwzględnieniu ściśliwości powietrza

W odróżnieniu od powyższych rozważań, uwzględniając ściśliwość powietrza należy zwrócić uwagę na fakt ,że przy hamowaniu powietrza na czole odbiornika dochodzi do wydzielenia się ciepłą, a co za tym idzie należ uwzględnić jego energię zarówno doprowadzaną , jak i odprowadzana z przekroju .Ciśnienie dynamiczne przy uwzględnieniu ściśliwości powietrza przybiera postać[[7]](#footnote-7):

(4.24)

Gdzie k oznacza stosunek ciepła właściwego o stałym ciśnieni do ciepła właściwego o stałej objętości

Dla powietrza powyższy wzór możemy przekształcić do postaci:

(4.25)

Po rozwinięciu prawej strony równania w szereg potęgowy i dodatkowych przekształceniach otrzymamy:

(4.26)

gdzie :

-współczynnik poprawki równy:

(4.27)

Równania od (4.24) do (4.26) są prawdziwe dla opływu bez fal uderzeniowych, przy warunku:

(4.28)

Dla przepływu ponaddźwiękowego z falami uderzeniowymi prawidłowym wzorem jest:

(4.29)

Obliczenia ciśnienia dynamicznego dla projektowanego wskaźnika liczby macha

Przy założeniu, że:

Tabela 4.1 Tabela założeń do obliczeń ciśnienia dynamicznego

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Ciśnienie w przekroju |  |  | 10325,3 |
| Przyspieszenie ziemskie |  |  | 9,807 |
| Stała gazowa |  |  | 287 |
| Temperatura powietrza na wysokości h=0 |  |  | 288 |
| Prędkość dźwięku na wysokości h=0 |  |  | 340 |
| Stosunek ciepła właściwego dla powietrza |  |  | 1,4 |
| Gęstość powietrza |  |  | 1,22625 |

Obliczenia zostały przeprowadzone dla podanego poniżej zakresu liczby Ma(zgodnie z warunkiem ), gdzie pd jest ciśnieniem dynamicznym bez uwzględnienia ściśliwości powietrza, zaś pd’ ciśnieniem dynamicznym z uwzględnieniem ściśliwości powietrza, V jest natomiast prędkością rzeczywistą lotu statku powietrznego.

Tabela 4.2 Tabela wyników ciśnienia dynamicznego dla założonych wartości liczby Macha

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| L.P | Ma | V[m/s] | pd[Pa] | pd'[Pa] | pd'[Pa] |
| 1 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 |
| 2 | 0,10 | 34,03 | 710,02 | 723,58 | 723,58 |
| 3 | 0,20 | 68,06 | 2840,10 | 2896,53 | 2896,53 |
| 4 | 0,30 | 102,09 | 6390,21 | 6525,50 | 6525,50 |
| 5 | 0,40 | 136,12 | 11360,38 | 11621,60 | 11621,60 |
| 6 | 0,45 | 153,14 | 14377,98 | 14724,52 | 14724,52 |
| 7 | 0,50 | 170,15 | 17750,60 | 18200,42 | 18200,42 |
| 8 | 0,55 | 187,17 | 21478,22 | 22051,97 | 22051,97 |
| 9 | 0,60 | 204,18 | 25560,86 | 26282,11 | 26282,11 |
| 10 | 0,65 | 221,20 | 29998,51 | 30894,07 | 30894,07 |
| 11 | 0,70 | 238,21 | 34791,17 | 35891,38 | 35891,38 |
| 12 | 0,75 | 255,23 | 39938,84 | 41277,87 | 41277,87 |
| 13 | 0,80 | 272,24 | 45441,52 | 47057,65 | 47057,65 |
| 14 | 0,85 | 289,26 | 51299,22 | 53235,15 | 53235,15 |
| 15 | 0,90 | 306,27 | 57511,93 | 59815,09 | 59815,09 |
| 16 | 0,95 | 323,29 | 64079,65 | 66802,51 | 66802,51 |
| 17 | 1,00 | 340,30 | 71002,38 | 74202,74 | 90221,66 |
| 18 | 1,05 | 357,32 | 78280,13 | 82021,44 | 101891,35 |
| 19 | 1,10 | 374,33 | 85912,88 | 90264,60 | 114499,17 |
| 20 | 1,15 | 391,35 | 93900,65 | 98938,52 | 127981,43 |
| 21 | 1,20 | 408,36 | 102243,43 | 108049,83 | 142291,63 |
| 22 | 1,25 | 425,38 | 110941,22 | 117605,48 | 157395,06 |
| 23 | 1,30 | 442,39 | 119994,03 | 127612,79 | 173265,31 |
| 24 | 1,35 | 459,41 | 129401,84 | 138079,41 | 189882,01 |
| 25 | 1,40 | 476,42 | 139164,67 | 149013,33 | 207229,16 |

W tabeli powyżej (Tabela 4.2) w kolumnie pd’, w której komórki zaznaczone są kolorem białym obliczone zostały wartości ciśnienia dynamicznego z uwzględnieniem ściśliwości powietrza zgodnie ze wzorem (4.24).

W kolejnej kolumnie na różowo zostały zaznaczone wartości ciśnienia dynamicznego z uwzględnieniem ściśliwości powietrza obliczone ze wzoru (4.24), natomiast na zielono wartości ciśnienia dynamicznego z uwzględnieniem ściśliwości powietrza dla ponaddźwiękowych wartości liczby Macha obliczonych na podstawi wzoru (4.29) przekształconego do postaci:

(4.30)

Na wykresie poniżej przedstawiono zależność ciśnienia dynamicznego od liczby Macha w zależności od uwzględnienia ściśliwości powietrza

Wykres 4.1a Wykres zależności ciśnienia dynamicznego od liczby Macha

Wykres 4.1b Wykres zależności ciśnienia dynamicznego od liczby Macha z uwzględnieniem wzoru (4.30) dotyczącego wartości ciśnienia dynamicznego z uwzględnieniem ściśliwości powietrza dla ponaddźwiękowych wartości liczby Macha

Obliczenie podziałki wskaźnika liczby Macha

By określić kąt obrotu o jaki wskazówka machometru będzie się obracać w zależności od uzyskanej przez statek powietrzny liczby macha należy znać:

* Wzór ciśnienia dynamicznego
* Charakterystykę sprężystego elementu pomiarowego
* Charakterystykę mechanizmu

Załóżmy, że zarówno mechanizm, jak i element sprężysty będą mieć charakterystykę liniową, można więc je opisać równaniami:

(4.31)

(4.32)

gdzie:

-czułość elementu pomiarowego względem ciśnienia

-położenie mechanizmu

Z podanych wyżej równań otrzymujemy:

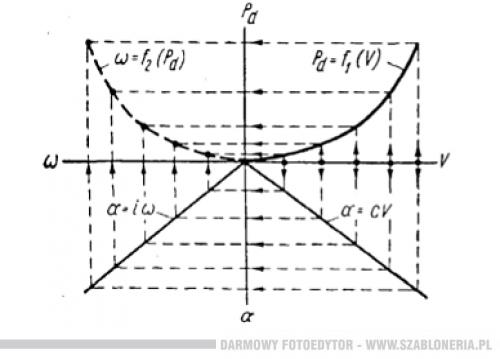
(4.33)

Pamiętając ,że , możemy wyrazić za pomocą , wiedząc, że :

(4.34)

Jest to równanie podziałki machometru, w którym zarówno element pomiarowy, jaki mechanizm mają charakterystyki liniowe. Z powyższego równania wynika iż wartości podziałki dla takiego przyrządu będą nierównomierna, a wymiar podziałki będzie wzrastał wraz ze wzrostem prędkości. Na początku podziałki wymiar działek będzie mały, co jest niepożądane, ponieważ na małych prędkościach bliskich prędkości lądowania konieczna jest duża dokładność odczytu.

Równomierną podziałkę przyrządu można uzyskać przez zastosowanie puszki membranowej o nieliniowej charakterystyce lub mechanizm o zmiennym przełożeniu.

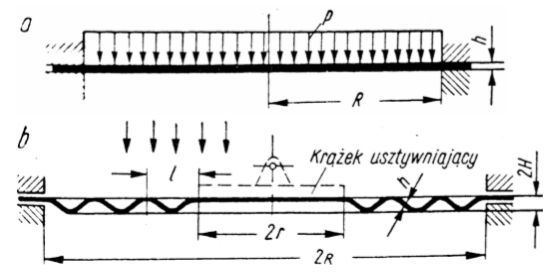
Najczęściej stosowane są puszki membranowe, o tak dobranym kształcie, aby ugięcie puszki było proporcjonalne do prędkości. Zależność ciśnienia od prędkości jest wtedy nieliniowa. Wymagana zależność ugięcia puszki od ciśnienia może być określona metodą wykreślną, pokazana na rysunku poniżej.

Rysunek 4.1.Graficzny sposób określenia charakterystyki puszki membranowej, potrzebnej do otrzymania równomiernej podziałki machometru (Rysunek własny)

Dobór puszki membranowej

Membraną nazywamy cienką, okrągłą płytę zamocowaną na obrzeżu. Pod działaniem ciśnień dochodzi do ugięcia się membrany, przy czym następuje przemieszczenie się jej środka. Dzięki swojej elastyczności membrana może wyrównywać ciśnienie między dwoma ośrodkami lub pełnić funkcję tłoka. Rozróżnia się membrany płaskie i faliste, najczęściej stosowane są membrany faliste.

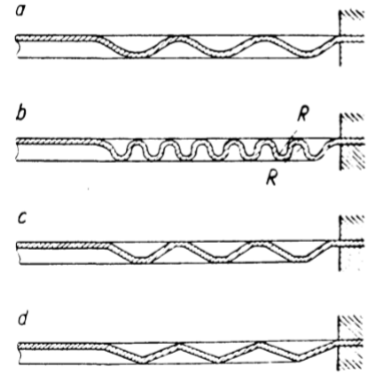
.



Rysunek 4.2 Membrana (Rysunek własny)

a- płaska, b-sfalowana

Fale mają postać współśrodkowych kół na powierzchni membrany, przy czym profil fal może być różny. Wybór profilu fali określany jest potrzebną zależnością między ugięciem membrany i ciśnieniem



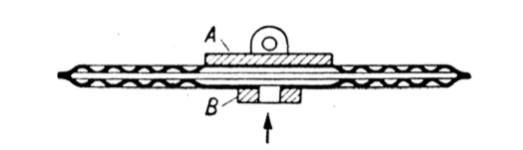
Rysunek 4.3 Kształty sfalowań membran (Rysunek własny)

a- sinusoidalny, b- półkulisty, c- trapezowy, d- ostrokątny

W celu zwiększenia siły odkształcenia sprężystego membrany powiększ się sztywność jej części środkowej. Powiększenie sztywności uzyskuje się przez przyśrubowanie lub przyspawanie w środku membrany krążka usztywniającego (Rys.4.3).

Do produkcji membran stosuje się brąz fosforowy i berylowy, stal nierdzewną oraz inne materiały. Najlepsze właściwości sprężyste mają membrany wykonane z brązu berylowego. Histereza takich membran jest bardzo małą i w niektórych typach przyrządów nie przekracza 0,2%.

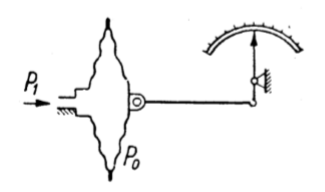
Aby zwiększyć ugięcie często łączy się dwie membrany , tworząc tzw. puszkę membranową(Rys.4.4). Puszka składa się z dwóch membran zlutowanych lub zespawanych na obrzeżach.

Krążek usztywniający A jednej z membran, tzw. krążek dolny, jest ukształtowany w taki sposób, że pozwala na nieruchome zamocowanie służąc jednocześnie jako końcówka doprowadzająca ciśnienie do wnętrza puszki. Górny krążek B przemieszcza się razem z górną membraną i jest wyposażony w ucho do połączenia z mechanizmem przekazującym. Pod działaniem różnicy ciśnień dochodzi do odkształcenia obu membran, przy czym dolny krążek przemieszcza się względem dolnego o wartość równą sumie obu ugięć membran.

Rysunek 4.4.Puszka membranowa (Rysunek własny)

Puszki membranowe wykorzystywane są do pomiaru różnicy ciśnień lub pomiaru ciśnienia bezwzględnego.

Przy pomiarze różnicy pewnego ciśnienia i ciśnienia atmosferycznego , ciśnienie doprowadzane jest do wnętrza puszki, a otaczające ciśnienie atmosferyczne działa bezpośrednio na powierzchnie puszki.



Rysunek 4.5. Puszka manometryczna (Rysunek własny)

W przypadku pomiaru różnicy ciśnień puszkę membranową umieszcza się w szczelnej obudowie. Wtedy we wnętrzu puszki membranowej panuje ciśnienie , a w obudowie ciśnienie Puszkę przedstawioną na rysunku 3.5.3 nazywamy puszką manometryczną lub różnicową.

Membrany, a w szczególności zespoły membran znalazły szerokie zastosowanie w przyrządach lotniczych, w porównaniu do innych elementów sprężystych. Duże zastosowanie membran jest uwarunkowane szerokim zakresem ciśnień mierzonych za pomocą membran (od kilku mm H20 do setek atmosfer) oraz możliwością uzyskania nieliniowej zależności ugięcia od ciśnienia według żądanych warunków. Ostatni warunek jest niezwykle ważny w przypadku pomiarów pośrednich wykonywanych za pomocą metody manometrycznej lub barometrycznej takich wielkości jak prędkość, wysokość lotu, wydatek cieczy itd. Przy pośrednich pomiarach związanych funkcjonalnie z ciśnieniem, powstaje zagadnienie skonstruowania membran o ugięciu proporcjonalnym do wielkości mierzonej.

Średnica membran stosowanych w przyrządach lotniczych waha się w granicach 20÷50mm. Grubość blachy z której będą wykonywane membrany dobiera się zależnie od wartości mierzonego ciśnienia. Do wyrobu membran stosowanych do pomiaru małych ciśnień ( rzędu mm H20) wykorzystuje się arkusze blachy o grubości kilku setnych minimetra. Natomiast membrany stosowane do pomiaru dużych ciśnień (dziesiątki i setki atmosfer) wykorzystuje się arkusze blachy o grubości 1 mm i więcej.

Ugięcie robocze membrany w zależności od jej średnicy zawiera się w granicach 0,5÷2mm.

Równanie wyrażające zależność skoku membrany od ciśnienia można przedstawić w postaci uwikłanej za pomocą równania:

(4.35)

gdzie:

– różnica ciśnień w kG/mm2

– promień membrany w mm

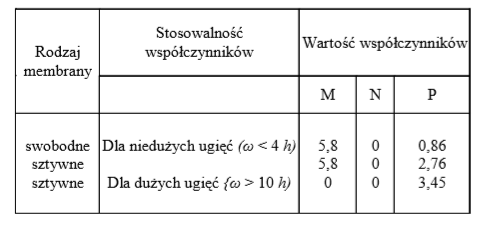
– moduł sprężystości podłużnej w kG/mm2

– grubość membrany w mm

– ugięci membrany w mm

Powyższy przybliżony wzór jest prawidłowy zarówno dla membrany płaskiej, jak i falistej. Współczynniki M,N i P zależne są od profilu i grubości membrany. Jeżeli współczynniki są wiadome, to dane liczbowe do zbudowania charakterystyki membrany można łatwo otrzymać przyjmując różne wartości i określając ze wzoru (4.35) wartość . Przybliżone wartości współczynników dla membrany płaskiej bez krążka usztywniającego podane są w tabeli poniżej.

Tabela 4.3. Przybliżone wartości współczynników dla membrany płaskiej



Zestawienie w powyższej tabeli wykonane jest dla materiałów dla których liczba Poissona wynosi =0,3.

Z powyższego zestawienia widzimy, że przy dużych ugięciach współczynnik P=3,45, a dwa pozostałe współczynniki M i N są równe zeru , charakterystyka membrany płaskiej przybiera postać:

(4.36)

stąd

(4.37)

Obliczenia puszki membranowej

W celu otrzymania charakterystyki jak najbardziej zbliżonej do charakterystyki liniowej zależności ugięcia od prędkości, dobieramy odpowiednie parametry oraz materiał.

* Puszkę membranową wykonujemy z brązu berylowego o module sprężystości podłużnej
* Promień membrany będzie miał wartość
* Grubość membrany będzie równa

Dobieramy puszkę membranową złożoną z membran płaskich, w związku z faktem iż przy podanych powyżej założeniach możliwe jest otrzymanie zadowalającej charakterystyki dla obliczanego elementu.

Po podstawieniu do wzoru (4.36) wzoru (4.23) otrzymujemy ostateczny wzór na ugięcie membrany w funkcji prędkości:

(4.38)

Powyższy wzór wyraża zależność ugięcia od prędkości dla pojedynczej membrany. Puszka membranowa składa się z dwóch membran , dlatego też wzór na opisujący zależność ugięcia obu membran od prędkości będzie miał postać:

(4.39)

Podstawiając do powyższego wzoru wzór (4.38) otrzymujemy:

(4.40)

Zależność funkcji ugięcia puszki membranowej w funkcji prędkości lotu została przedstawiona na poniższym wykresie.

Wykres 4.2. Zależność ugięcia puszki membranowej od liczby Macha

Dobór mechanizmu przekazującego

Rolą mechanizmu przekazującego jest:

* przekształcanie ruchu postępowego na obrotowy,
* przekazywanie ruchu na drodze od elementu pomiarowego do urządzenia wskazującego (np. często ruch jest przekazywany z jednej płaszczyzny w inną),
* zwiększanie przemieszczenia końca wskazówki w porównaniu z przesunięciem elementu pomiarowego,
* przemieszczanie wskazówki według żądanych warunków,

Większość mechanizmów przekazujących ma możliwość regulacji pozwalającej na zmianę położenia w pewnych granicach, a więc i ruchu wskazówki. Podstawowymi typami mechanizmów przekazujących, stosowanych w przyrządach lotniczych są:

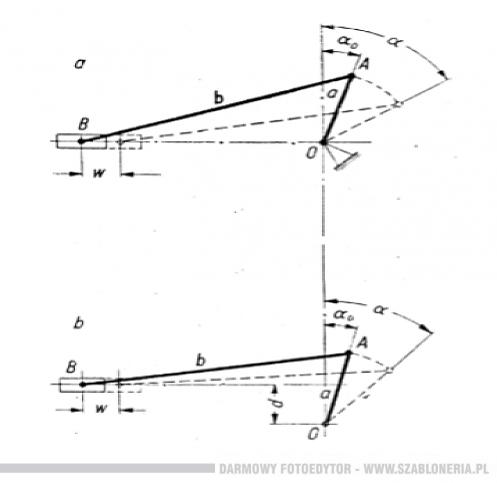
* 1. mechanizmy korbowe,
  2. mechanizmy kułaczkowe,
  3. mechanizmy drążkowe,
  4. mechanizmy jarzmowe,
  5. mechanizmy zębate,

Główną charakterystyką statyczną dowolnego mechanizmu przekazującego jest zależność pomiędzy przemieszczeniem członu wejściowego (napędzającego) i przemieszczeniem człony wyjściowego (napędzanego)[[8]](#footnote-8).

Dobieramy mechanizm korbowy

Mechanizmy korbowe stosowane są do przekształcenia przemieszczenia liniowego w kątowe. Korba OA obracająca się dookoła punktu O, jest połączona przegubowo z cięgłem AB (korbowodem), którego punkt B porusza się ruchem postępowym. Ruch postępowy punktu B uwarunkowany jest przemieszczeniem elementu pomiarowego, z którym punkt ten jest połączony przegubowo.

W prostym mechanizmie korbowym punkt B porusza się po linii prostej przechodzącej przez oś obrotu korby O, a mechanizmie korbowym nie osiowym – po linii prostej przesuniętej względem osi obrotu O o wielkość d.



Rysunek 4.6.Mechanizm korbowy (Rysunek własny); a-prosty, b-nieliniowy

Charakterystyka prostego układu korbowego ma postać:

(4.40)

gdzie:

– przemieszczenia punktu napędzającego (suwaka),

– ramię korby,

– długość cięgła,

– kąt początkowy pomiędzy korbą i normalną do kierunku ruchu napędzającego członu mechanizmu,

– kąt dany.

Przełożenie mechanizmu wynosi:

(4.41)

Charakterystyka mechanizmu korbowego nie osiowego ma postać:

(4.42)

Przełożenie wynosi:

(4.43)

Jeżeli długość cięgła jest duża w porównaniu z ramieniem korby , przy czym , to można posługiwać się prostym wzorem przybliżonym, wyrażającym równanie ruchu mechanizmu korbowego:

(4.44)

Przełożenie w tym przypadku jest równe:

(4.45)

Mechanizmy korbowe znajdują zastosowanie w większości przyrządów manometrycznych.

Obliczenia mechanizmu korbowego

Dla projektowanego machometru dobieramy mechanizm korbowy z niewspółosiową przekładnią korbową (Rys.4.6 b). Dla obliczanej przekładni przejmujemy poniższe parametry:

* – ramię korby,
* – długość cięgła,
* – kąt początkowy pomiędzy korbą i normalną do kierunku ruchu napędzającego członu mechanizmu,
* – przesunięcie linii membrany względem osi obrotu O

Sprawdzamy wartość stosunku długości cięgła do długości ramienia korby:

Wynika stąd ,że warunek został spełniony dlatego możemy posłużyć się wzorem uproszczonym (3.7.5) dla przekładni korbowej niewspółosiowej (Rys.4.6 b), który po przekształceniu opisuje zależność kąta α od ugięcia puszki membranowej :

(4.46)

Po podstawieniu do powyższego równania wzoru (4.40) otrzymujemy równanie opisujące zależność kąta obrotu wskazówki α od prędkości lotu statku powietrznego:

(4.47)

Obliczona skala machometru dla założonego przedziału (0-1,5 Ma) za pomocą powyższego wzoru (4.45) zawiera się w przedziale 0-263° kąta obrotu.

W związku z powyższym, konieczne jest zwiększenie kąta zakresu wskazówki machometru (przy niezmiennym skoku membrany), osiągniemy to poprzez włączenie do łańcucha kinematycznego przekładni zębatej.

Mechanizmy zębate stosowane są w przyrządach manometrycznych głównie jako ostatni stopień mechanizmu przekazującego oraz w szeregu innych przyrządów w celu zwiększenia lub zmniejszenia prędkości kątowej.

W przyrządach manometrycznych koło napędzające w przekładni zębatej występuje zazwyczaj w postaci sekatora o dużej ilości zębów. Koło napędzane ma niedużą ilość zębów i nosi nazwę zębnika.

Charakterystyka przekładni zębatej dla jednej pary kół ma postać:

(4.48)

gdzie:

– liczba zębów koła napędzającego ( w przypadku zastosowania sekatora mamy na uwadze całkowitą ilość zębów na całym obwodzie koła, którego częścią jest sekator),

– liczba zębów koła napędzanego,

– kąt obrotu koła napędzającego,

– kąt obrotu koła napędzanego

Przełożenie przekładni zębatej jest stałe i wynosi:

(4.49)

Zazębienia lotniczych przyrządów manometrycznych zazwyczaj posiadają moduł m w przedziale od 0,15 do 2,5.

Dobieramy liczę zębów dla sekatora oraz zębnika:

* –liczba zębów koła napędzającego ( w przypadku zastosowania sekatora mamy na uwadze całkowitą ilość zębów na całym obwodzie koła, którego częścią jest sekator)
* – liczba zębów koła napędzanego

Obliczamy przełożenie ze wzoru (4.48):

Wzór na kąt obrotu po uwzględnieniu przełożenia będzie miał postać:

(4.50)

Po podstawieniu do równania (4.50) wzoru (4.47) otrzymamy ostateczną postać wzoru opisującego wartość kąta obrotu wskazówki przyrządu w funkcji prędkości lotu statku powietrznego:

(4.50)

Tabela 4.4. Zależność kątów obrotu wskazówki machometru od liczby Macha

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| L.P | Ma | [°] | [°] |
| 1 | 0,00 | 0,00 | 0,00 |
| 2 | 0,10 | 5,73 | 87,69 |
| 3 | 0,20 | 11,46 | 136,83 |
| 4 | 0,30 | 17,19 | 175,66 |
| 5 | 0,40 | 22,92 | 207,94 |
| 6 | 0,45 | 25,78 | 222,14 |
| 7 | 0,50 | 28,65 | 235,23 |
| 8 | 0,55 | 31,51 | 247,30 |
| 9 | 0,60 | 34,38 | 258,43 |
| 10 | 0,65 | 37,24 | 268,68 |
| 11 | 0,70 | 40,11 | 278,11 |
| 12 | 0,75 | 42,97 | 286,75 |
| 13 | 0,80 | 45,84 | 294,65 |
| 14 | 0,85 | 48,70 | 301,84 |
| 15 | 0,90 | 51,57 | 308,36 |
| 16 | 0,95 | 54,43 | 314,24 |
| 17 | 1,00 | 57,30 | 319,50 |
| 18 | 1,05 | 60,16 | 324,16 |
| 19 | 1,10 | 63,03 | 328,25 |
| 20 | 1,15 | 65,89 | 331,79 |
| 21 | 1,20 | 68,75 | 334,79 |
| 22 | 1,25 | 71,62 | 337,28 |
| 23 | 1,30 | 74,48 | 339,28 |
| 24 | 1,35 | 77,35 | 340,80 |
| 25 | 1,40 | 80,21 | 341,85 |

Wykres 4.3.Zalezność obrotu kąta wskazówki machometru od liczby Ma



Rysunek 4.7.Shemat projektowanego machometru (rysunek własny)

Błędy metodyczne i instrumentalne.

Machometry odznaczają się tymi samymi błędami co manometry sprężyste. Rozpatrzymy obliczenia błędów wywołanych tarciem i wpływem zmian temperatury w odniesieniu do machometru[[9]](#footnote-9).

Błędy wywołane tarciem wyrażone w jednostkach ciśnienia określamy na podstawie wzoru:

(5.1)

Błąd ten wyrażony w jednostkach prędkości wynosi:

(5.2)

Gdzie oznacza gradient aerodynamiczny równy:

(5.3)

Wartość tego gradientu może być otrzymana drogą zróżniczkowania wzoru ciśnienia dynamicznego. W celu uproszczenia obliczeń posłużymy się wzorem przybliżonym (5.3):

(5.4)

wówczas

(5.5)

gdzie ma wymiar ; ; .

Ze wzoru (5.5) widzimy, że gradient aerodynamiczny jest proporcjonalny do prędkości. Natomiast ze wzoru (5.2) wynika, że błąd machometru wywołany tarciem jest odwrotnie proporcjonalny do gradientu aerodynamicznego.

Podstawiając wartość ze wzoru (5.5) do wzoru (5.2) otrzymujemy ostateczne wyrażenie na błąd machometru wywołany tarciem.

(5.6)

Termiczny błąd instrumentalny machometru może być wywołany wpływem temperatury na sprężysty element pomiarowy i mechanizm przekazujący. Błąd wywołany liniową rozszerzalnością części mechanizmu jest nieznaczny. W niektórych konstrukcjach błąd ten z powodu jego nieznacznych wartości nie jest kompensowany, w innych – zmniejszany jest za pomocą kompensatora bimetalowego pierwszego stopnia włączonego szeregowo w łańcuch kinematyczny. Podstawowym źródłem błędu termicznego jest zmiana modułu sprężystości materiału, z którego wykonany jest sprężysty element pomiarowy.

Błąd termiczny w jednostkach ciśnienia wynosi:

(5.7)

Dzieląc błąd przez gradient aerodynamiczny wyrazimy go w jednostkach prędkości:

(5.8)

Wyrażając i przez V na podstawie wzorów przybliżonych (4.23) i (5.5) otrzymamy ostateczne wyrażenie na termiczny błąd machometru:

(5.9)

Ze wzoru (5.9) widzimy, że błąd termiczny jest proporcjonalny do prędkości.

Względny błąd termiczny nie zależy od prędkości i wynosi:

(5.10)

Podsumowanie

Zaprojektowany i obliczony w powyższej pracy machometr może znaleźć zastosowanie w naddźwiękowych statkach powietrznych o dopuszczalnej prędkości nieprzekraczającej 1,4 Ma. Zarówno prosta konstrukcja, jak i niewielka ilość części ruchomych sprawia iż machometr jest uważany za urządzanie o wysokiej niezawodności, dzięki czemu może być stosowane jako podstawowy (lub awaryjny przyrząd pilotażowy). Z uwagi na zmniejszające się odległości między przedziałkami machometru wraz ze zwiększającą się wartością liczby Macha, aby ułatwić odczyt wskazań na urządzeniu, w statkach powietrznych osiągających duże prędkości naddźwiękowe, a co za tym idzie duże wartości liczby Macha (przekraczające 2 Ma) stosuje się machometry cyfrowe, o znacznie większej dokładności wskazań w porównaniu do machometrów analogowych.

Bibliografia

1. Zbigniew Polak,Andrzej Rypulak ,,Awionika, przyrządy i systemy pokładowe” WOSP Dęblin 2002r.
2. Marek Żebrowski ,,Loty według przyrządów” WKiŁ Warszawa 1971r.
3. J.Kazan, J.Lipski ,,Budowa i edsploatacja podstawowych przyrządów lotniczych” WKiŁ Warszawa1983r.
4. W.Kowalkowski ,,Lotnicze przyrządy pokładowe - ciśnieniowe elementy sprężyste” WAT Warszawa 1984r.
5. Grzegorczyk Tomasz ,,Lotnicze systemy pomiarowe : Czujniki” WAT Warszawa 2000r.
6. Krawczyk Tadeusz ,, Lotnicze przyrządy pokładowe” WAT Warszawa 1984r.
7. Stefanowicz Anna ,,Pokładowe układy pomiarowe” PW Warszawa 1988r.

1. <http://geografia24.pl/budowa-atmosfery/> (10.11.2019) [↑](#footnote-ref-1)
2. <https://www.foehnwall.at/isa.html> (10.05.1019) [↑](#footnote-ref-2)
3. Machometr 2 [↑](#footnote-ref-3)
4. Kryzys falowy [↑](#footnote-ref-4)
5. Kryzys falowy [↑](#footnote-ref-5)
6. OCP 20 [↑](#footnote-ref-6)
7. OCP 20 [↑](#footnote-ref-7)
8. Mechanizm przekazujący [↑](#footnote-ref-8)
9. OCP 20 [↑](#footnote-ref-9)