

AERODYNAMIKA 2

WYKŁAD 9

EFEKTY INSTALACYJNE – NAPĘDY

Systemy dolotowe

Zgodnie z równaniem ciągłości w przypadku, gdy nie występują dodatkowe dopływy lub upusty, możemy oczywiście zapisać następującą równość (rysunek poniżej).

$$m_{inlet} = \rho_{\infty} V_{\infty} A_{\infty} = \rho_c V_c A_c = \rho_f V_f A_f \quad (9.1)$$

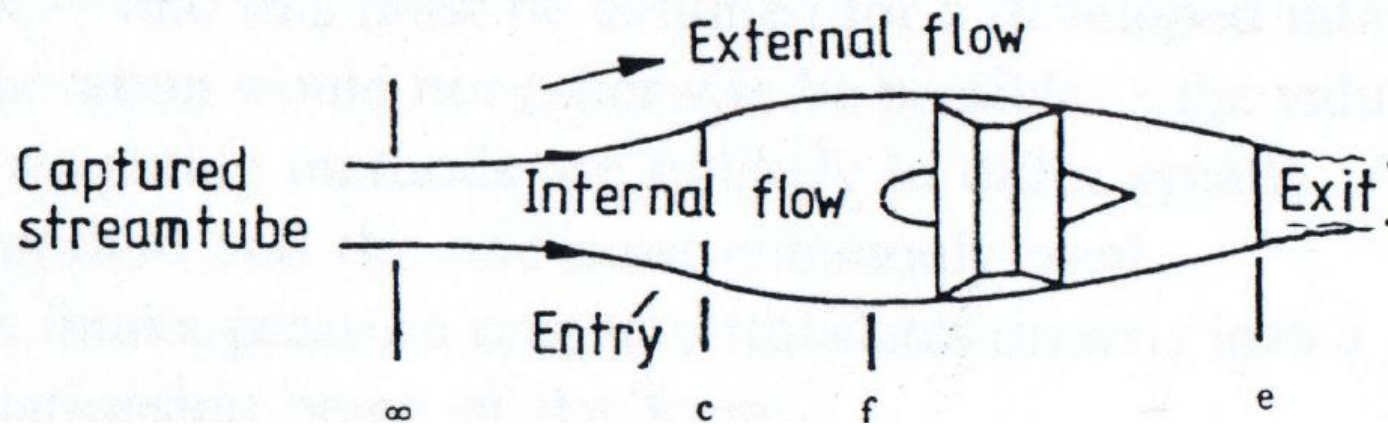
Gdzie index c dotyczy parametrów w płaszczyźnie wlotu do systemu dolotowego, natomiast index f dotyczy parametrów w płaszczyźnie wlotu do silnika.

Zakładając, że przepływ w płaszczyźnie wlotu do systemu dolotowego jest równoważny przepływowi w dalekim polu, możemy zapisać następującą zależność:

$$\rho_c V_c A_c = \rho_{\infty} V_{\infty} A_{\infty} \quad (9.2)$$

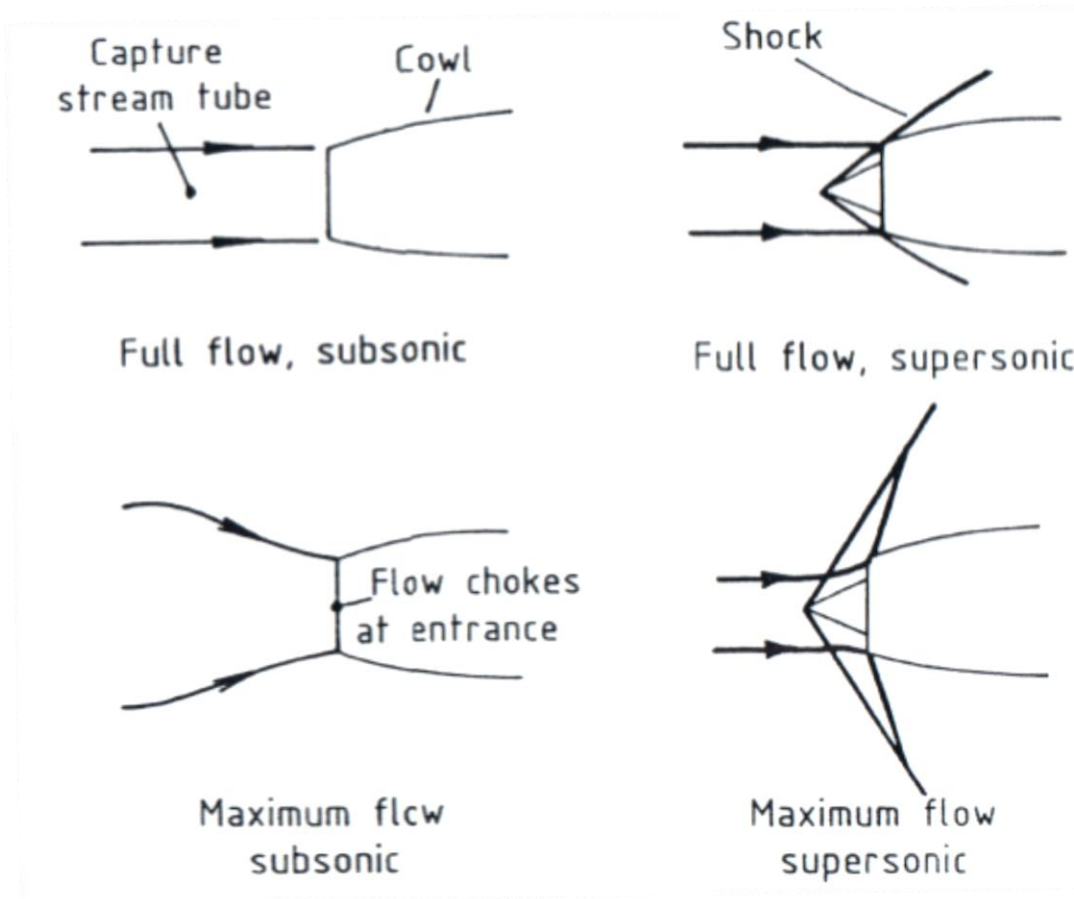
W związku z tym stosunek pola powierzchni przekroju strumienia w dalekim polu do przekroju w płaszczyźnie wlotu (ang. flow ratio, capture area ratio) jest oczywiście zdefiniowany jako

$$\frac{\rho_{\infty} V_{\infty} A_{\infty}}{\rho_c V_c A_c} = \frac{A_{\infty}}{A_c} \quad (9.3)$$



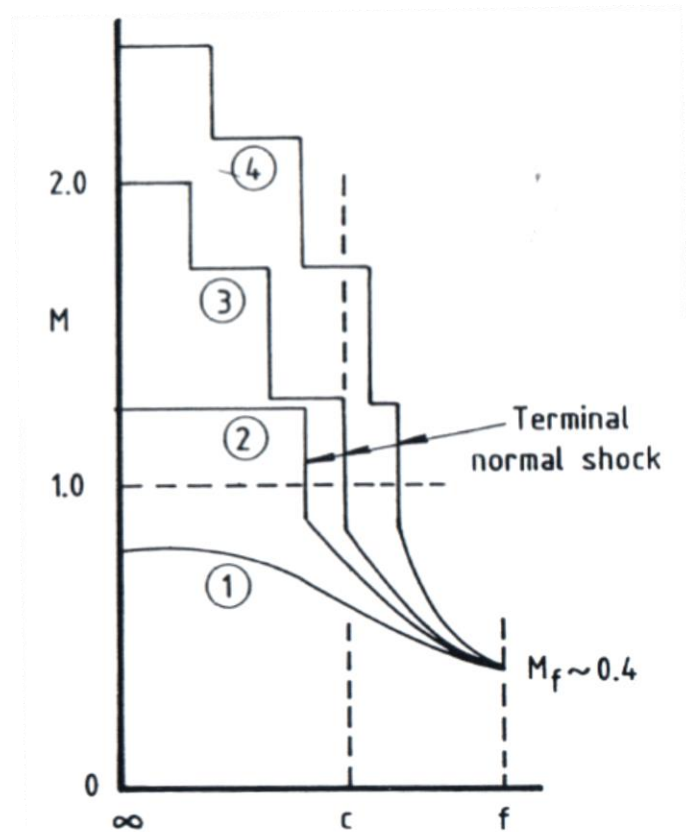
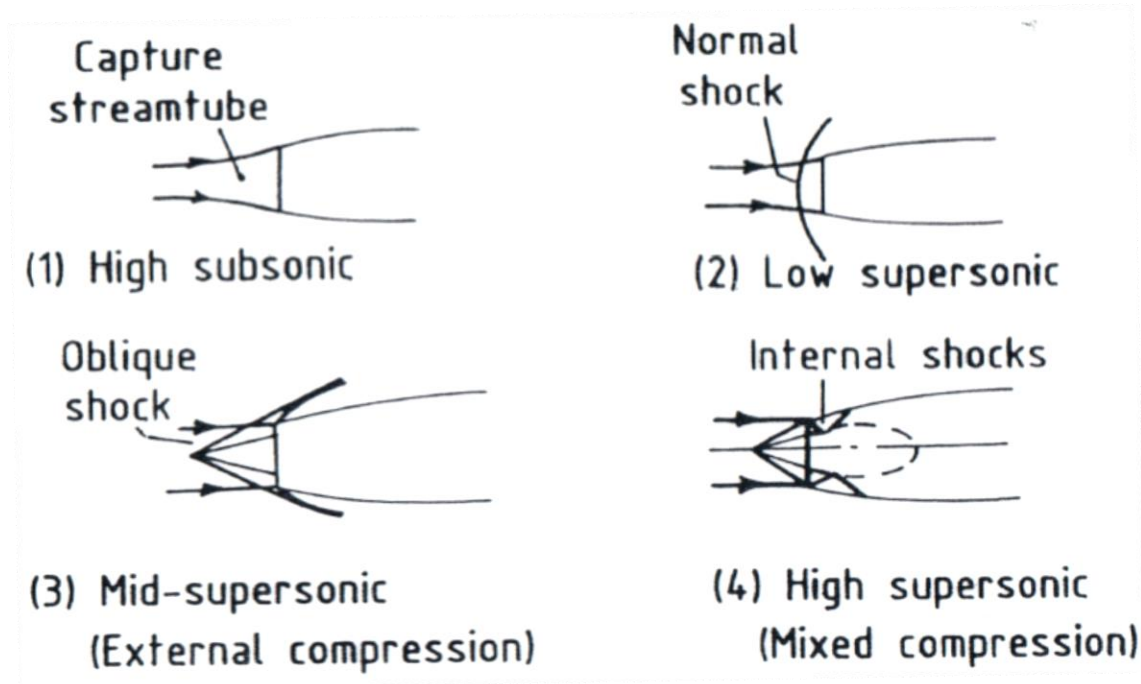
Systemy dolotowe

Zależność (9.2) może być oczywiście spełniona zarówno w przypadku wlotu operującego w zakresie prędkości poddźwiękowych jak i naddźwiękowych (przypadki pokazane na dwóch górnych rysunkach). W przypadku naddźwiękowym jedynie, gdy układ fal uderzeniowych jest dopasowany do płaszczyzny wlotu. Stosunek pola powierzchni przekroju strumienia w dalekim polu do przekroju w płaszczyźnie wlotu (9.3) w zakresie różnych prędkości lotu może oczywiście mieć różne wartości (przypadki pokazana na dwóch dolnych rysunkach).



Systemy dolotowe

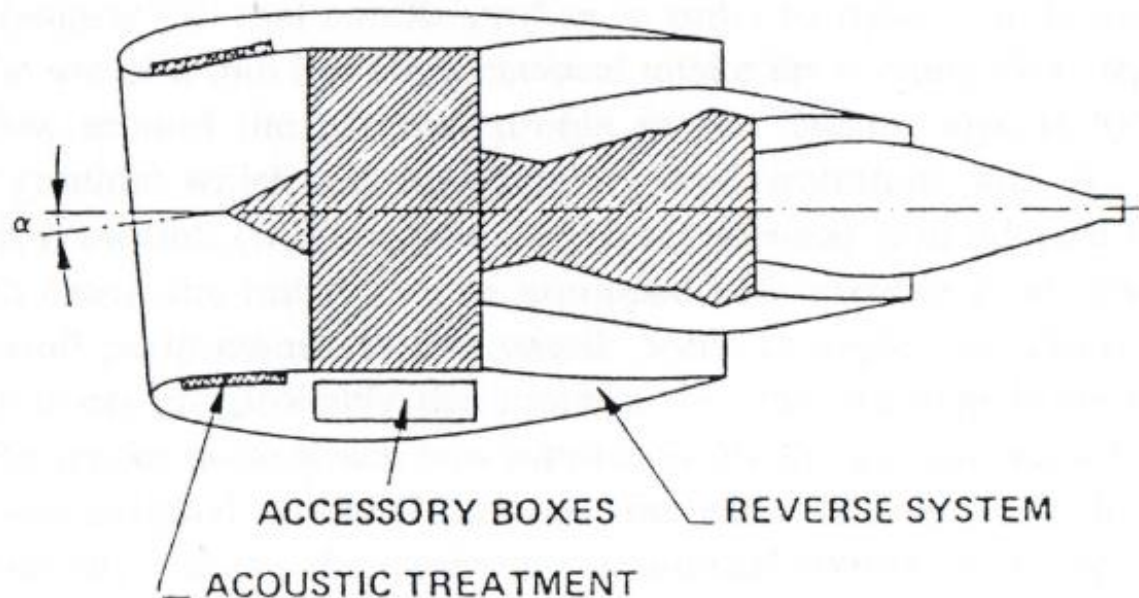
Rysunek poniżej (po lewej stronie) przedstawia cztery podstawowe typy systemów wlotowych, które są zaprojektowane do operowania w zakresie różnych prędkości lotu. (1) zakres prędkości poddźwiękowych, (2) niskie prędkości naddźwiękowe (max. 1.6), (3) średnie prędkości naddźwiękowe i (4) wysokie prędkości naddźwiękowe. Zakładając konieczność uzyskania prędkości odpowiadającej liczbie Mach równej 0.4 w płaszczyźnie wlotowej do sprężarki silnika możemy pokazać dla tych czterech typów wlotów w jaki sposób uzyskuje się żądany zakres prędkości (rysunek po prawej stronie).



Systemy dolotowe w zakresie prędkości poddźwiękowych

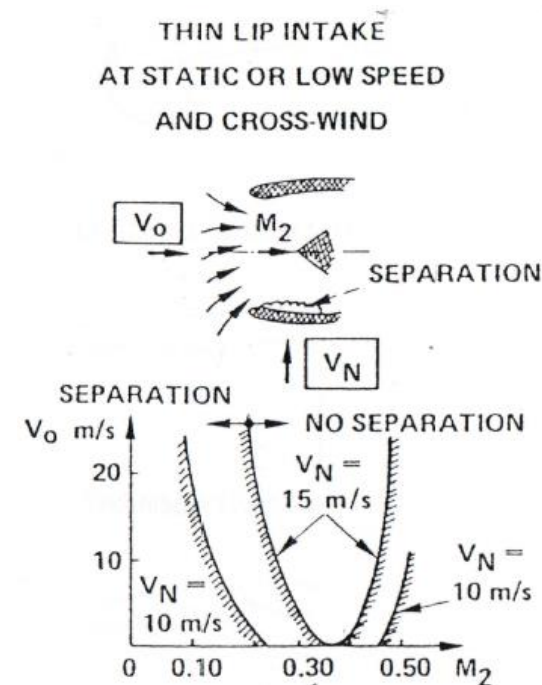
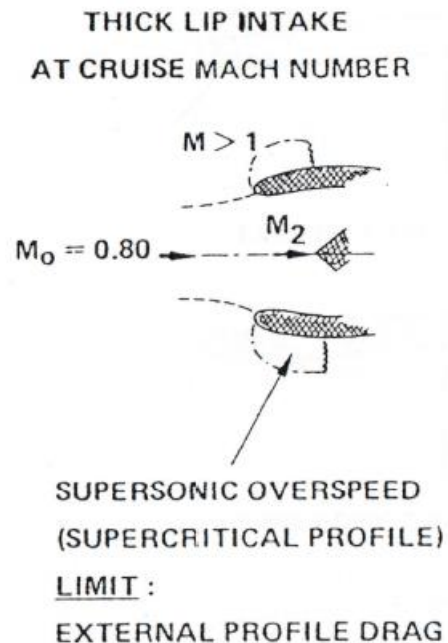
Poniżej przedstawiono system wlotowy samolotu A320 do silnika CFM56. Projektując wlot do silnika turbo-wentylatorowego należy oczywiście uwzględnić wiele czynników. W kontekście aerodynamika najistotniejszy jest dobór odpowiedniego kształtu i grubości profilu krawędzi natarcia kanału wlotowego (ang. lip) w celu zapewnienia odpowiednio wysokich parametrów aerodynamicznych zarówno w zakresie wysokich jak i niskich prędkości lotu.

- Zakres wysokich prędkości – konieczny jest cienki profil w celu minimalizacji lokalnych prędkości naddźwiękowych (opór falowy)
- Zakres niskich prędkości – konieczny jest gruby profil odpowiednio ukształtowany w celu uniknięcia oderwać na wewnętrznej stronie kanału wlotowego



Systemy dolotowe w zakresie prędkości poddźwiękowych

Poniżej przedstawiono szczegółowo problem oporu falowego w zakresie wysokich prędkości (rysunek po lewej stronie) oraz problem oderwania w zakresie niskich prędkości bądź rozbiegu do startu (rysunek po prawej stronie). W zakresie niskich (zerowych) prędkości oderwanie wewnątrz kanału wlotowego może nastąpić w zakresie niewielkich prędkości obrotowych silnika (mały wydatek masowy = niska wartość M_2) – niekorzystny gradient ciśnienia w kanale oraz niska liczba Reynoldsa, jak również w zakresie wysokich prędkości obrotowych silnika niekorzystny rozkład ciśnienia na wewnętrznej stronie krawędzi natarcia kanału (wysoki wydatek masowy = wysoka wartość M_2). W obu przypadkach zakres stabilny (brak oderwania) ulega zwężeniu wskutek wiatru bocznego (przepływu bocznego).



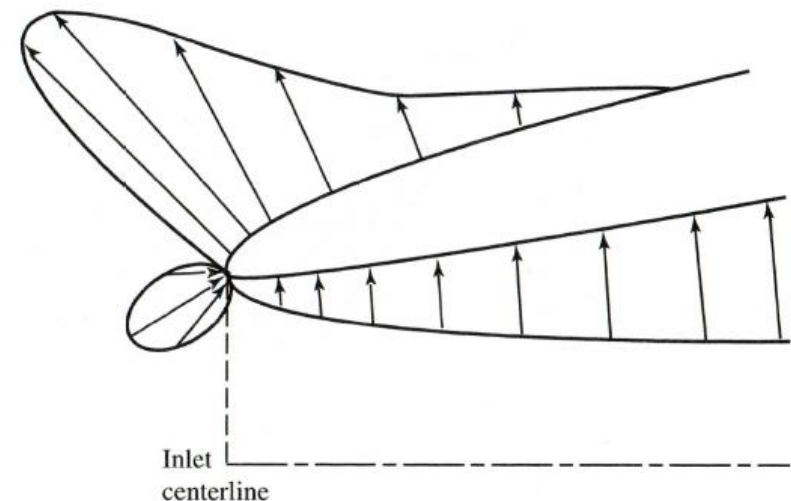
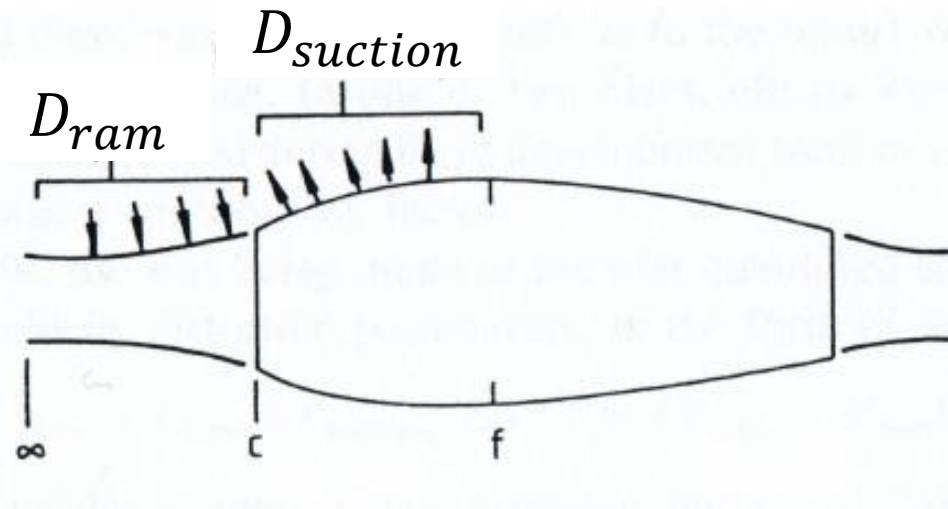
Systemy dolotowe: Opór wlotowy (ang. ram drag)

Siła „zainstalowanego” ciągu jest zdefiniowana jako:

$$T_{net} = [(p_e - p_\infty) + \rho_e V_e^2] A_e - \rho_\infty V_\infty^2 A_\infty \quad (9.4)$$

gdzie index e oznacza parametry w płaszczyźnie wylotu dyszy wylotowej. Siła „zainstalowanego” ciągu może być również uzyskana jako różnica całkowitej siły ciągu T_{gross} i oporu wlotowego D_{ram} . Opór wlotowy powstaje wyniku koniczności rozpędzenia przepływu od stanu w dalekim polu do płaszczyzny wlotowej i jest określony zgodnie z poniższą zależnością.

$$D_{ram} = [(p_c - p_\infty) + \rho_c V_c^2] A_c - \rho_\infty V_\infty^2 A_\infty \quad (9.5)$$



Systemy dolotowe: Opór wlotowy gondoli silnika

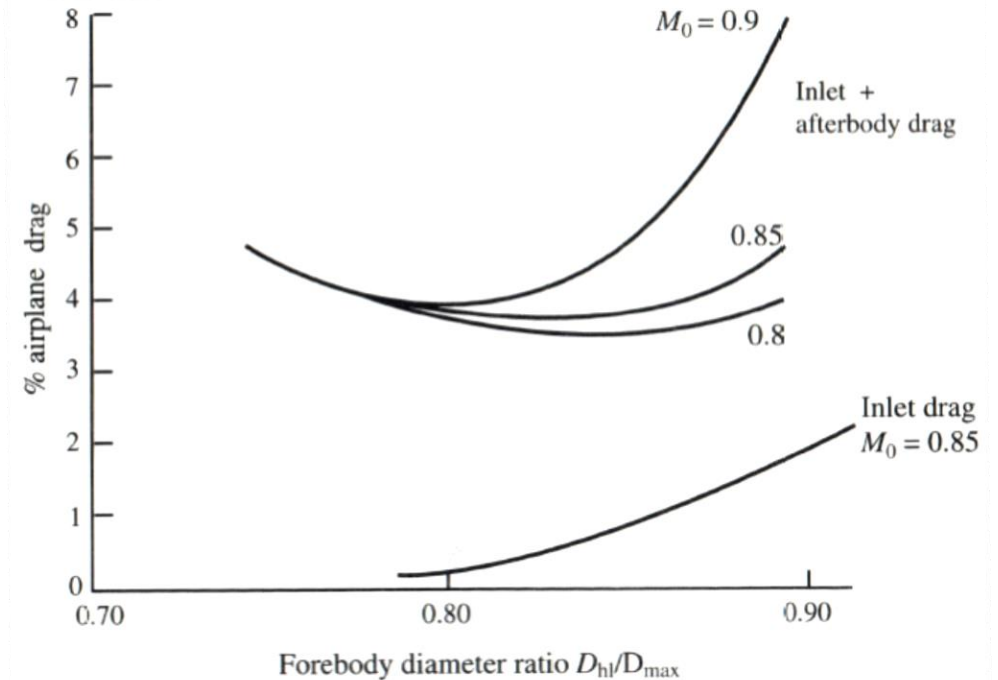
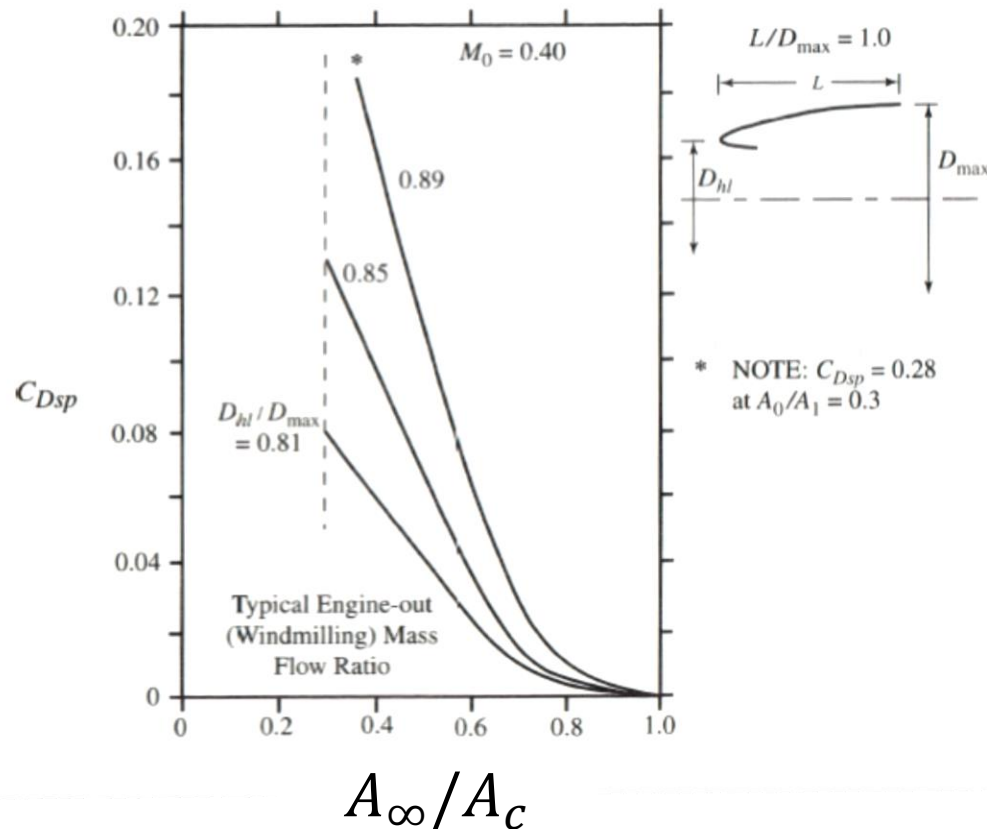
Całkowity opór wlotowy gondoli jest zdefiniowany jako:

$$D_{sp} = D_{ram} + D_{suction} \quad (9.6)$$

Współczynnik oporu wlotowego gondoli jest natomiast zdefiniowany jako:

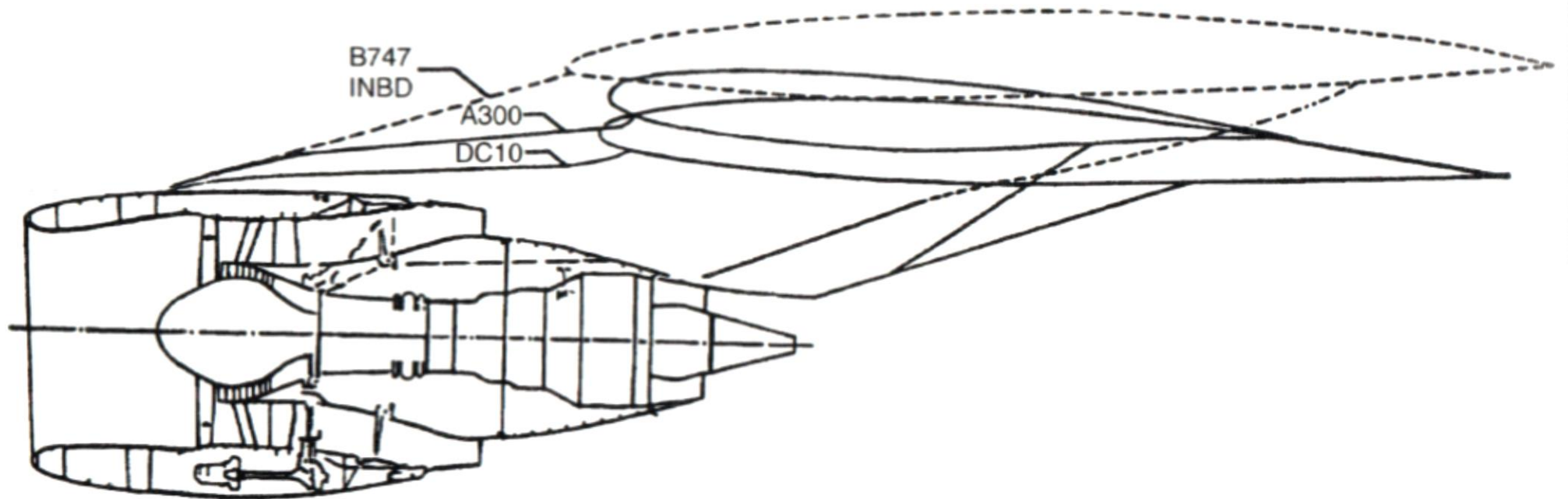
$$C_{D_{sp}} = D_{sp} / q_{\infty} A_c \quad (9.7)$$

Poniżej przedstawiono wpływ zbieżności przedniej części gondoli na opór wlotowy w funkcji współczynnika strumienia wlotowego (rysunek po lewej) oraz wpływ zbieżności przedniej części gondoli na opór wlotowy oraz opór całkowity gondoli (rysunek po prawej stronie).



Instalacja gondoli silnika

Umieszczenie gondoli silnikowej w odniesieniu do płatawca ma istotny wpływ na parametry aerodynamiczne samolotu, włączając w to całkowity wzrost oporu. Poniżej przedstawiono przykładowe konfiguracje podwieszenia silnika turbo-wentylatorowego w wybranych samolotach pasażerskich, tj. McDonnell Douglas DC-10, Boeing 747, Airbus A300.



Systemy dolotowe z pochyłoną płaszczyzną wlotu

W celu lepszego zminimalizowania kąta natarcia w czasie przelotu są stosowane gondole z pochyłoną płaszczyzną wlotu (ang. inclined intake). W zależności od typowych prędkości przelotowych wstępna wartość kąta pochylenia może być określona z następujących zależności.

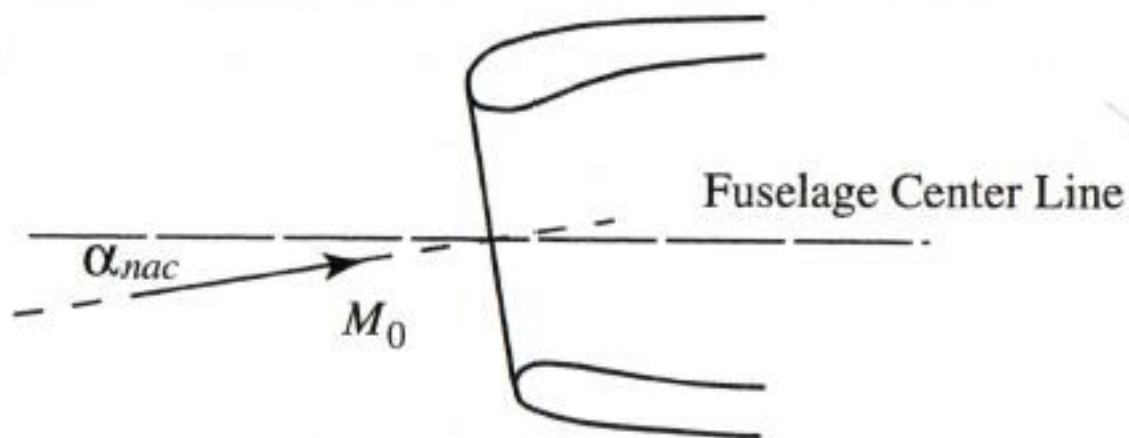
Zakres niskich prędkości:

$$\alpha_{nac} = 0.5 + 1.4\alpha \text{ [}^\circ\text{]} \quad (9.8)$$

Zakres wysokich prędkości:

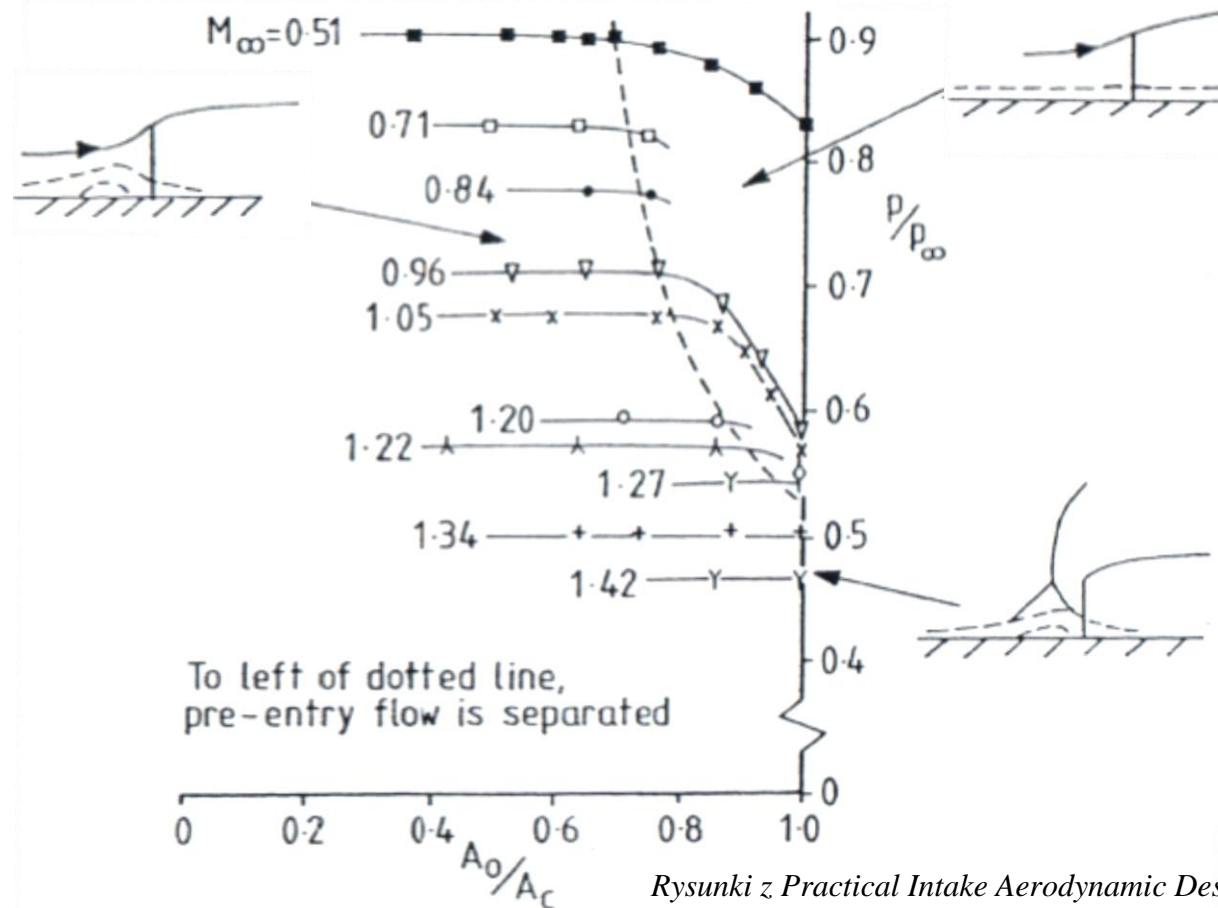
$$\alpha_{nac} = 0.5 + 1.1\alpha \text{ [}^\circ\text{]} \quad (9.9)$$

gdzie α to kąt natarcia samolotu w czasie przelotu.



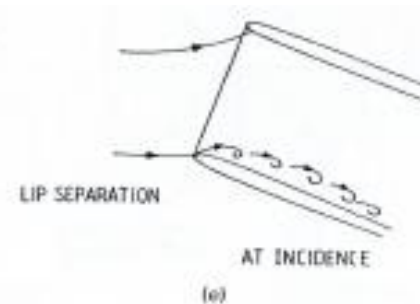
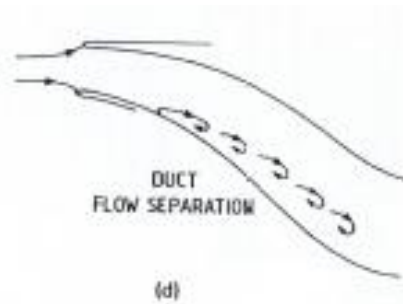
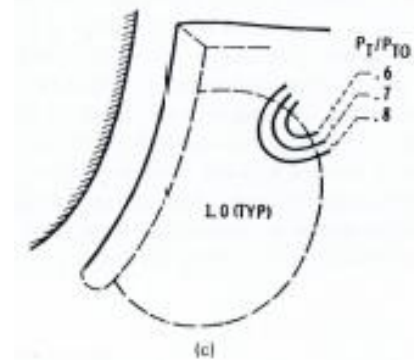
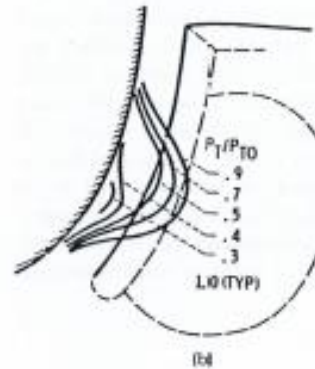
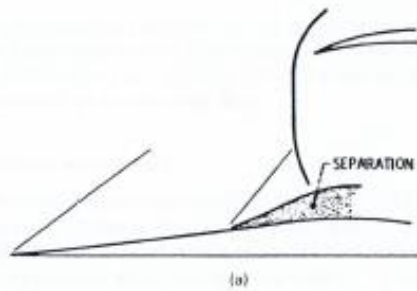
Systemy dolotowe: Wpływ warstwy przyściennej

Warstwa przyścienne ma istotne znaczenie w kontekście jakości przepływu i strat ciśnienia całkowitego w systemach wlotowych. Poniżej przedstawiono wyniki badań wlotu umiejscowionego na płaskiej płycie. Wykres przedstawia stosunek ciśnienia statycznego na wlocie do ciśnienia w wolnym napływie w funkcji stosunku pola powierzchni przekroju strumienia w dalekim polu do przekroju w płaszczyźnie wlotu (ang. flow ratio). Obszar na wykresie po lewej stronie przerywanej linii jest zakresem, w którym zawsze występuje oderwanie warstwy przyściennej na wlocie.



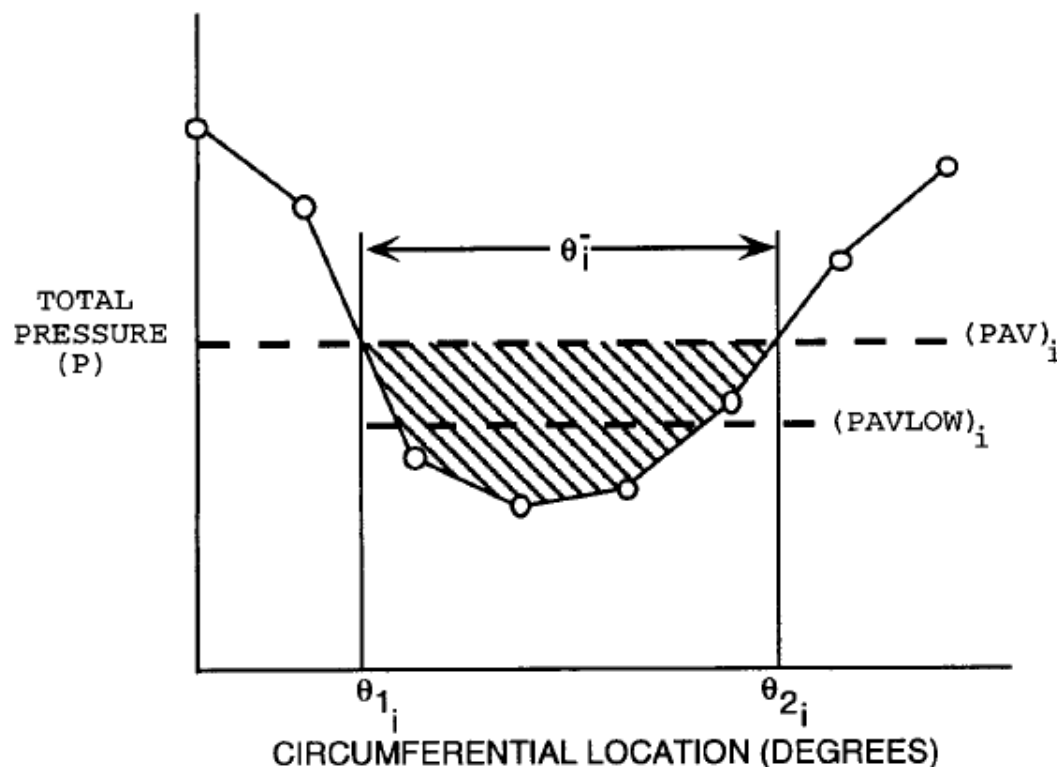
Systemy dolotowe: Zniekształcenia/zaburzenia przepływu (ang. distortions)

Typowe źródła oderwania na wlocie do systemu dolotowego przedstawiono poniżej. Rysunek a): Oderwanie powstałe wskutek interakcji systemu fal uderzeniowych na wlocie z dodatnim gradientem ciśnienia w kanale wlotu. Rysunek b): oderwanie schodzące z płatowca. Rysunek c): Wir schodzący z płatowca. Rysunek d): oderwanie w kanale wlotowym powstałe wskutek dodatniego gradientu ciśnienia. Rysunek e): oderwanie na krawędzi na tarcia wlotu.



Systemy dolotowe: Zniekształcenia/zaburzenia przepływu (ang. distortion)

W celu jednoznacznego określenia „jakości” powietrza na wlocie do sprężarki/wentylatora silnika turbinowego zdefiniowano tzw. współczynniki zniekształcenia przepływu (ang. distortion parameters). Parametry te są wykorzystywane w czasie projektowania i testów systemów dolotowych, aby numerycznie oszacować stopień odchylenia przepływu na wlocie do silnika od przepływu jednorodnego. Zbyt duże nieregularności (zniekształcenia) w przepływie prowadzą do obniżenia sprawności i stabilności pracy sprężarki/wentylatora, a nawet mogą doprowadzić do pompażu silnika.



$$\text{Sector: } \theta_{\bar{i}} = \theta_{2i} - \theta_{1i} \quad (9.10)$$

$$\text{Intensywność: } \left(\frac{\Delta PC}{P}\right)_i = \left(\frac{PAV - PAVLOW}{PAV}\right)_i \quad (9.11)$$

gdzie uśrednione ciśnienie całkowita na pierścieniu i jest zdefiniowane następująco:

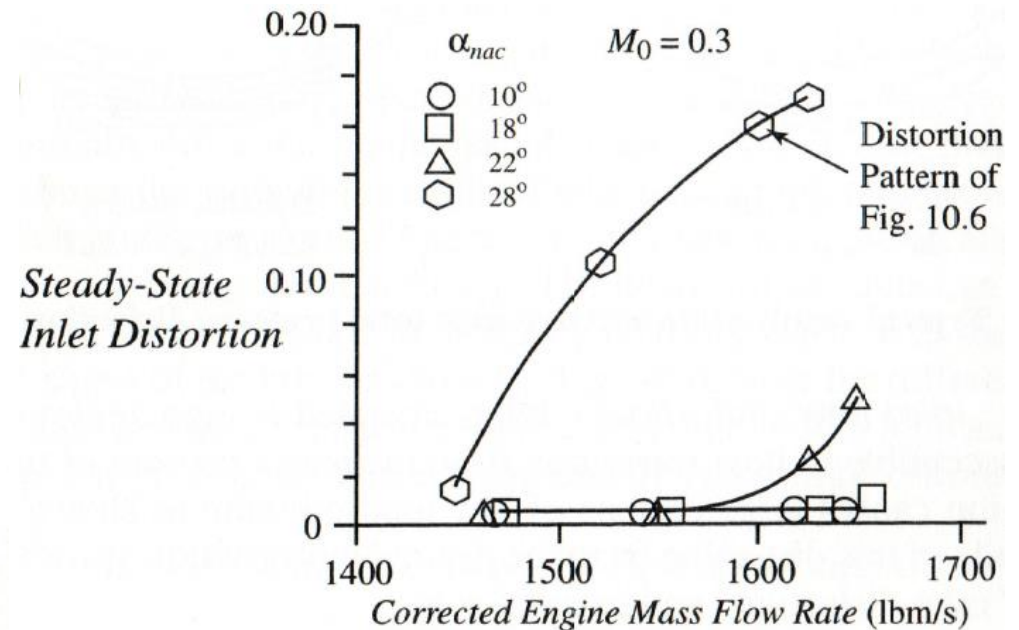
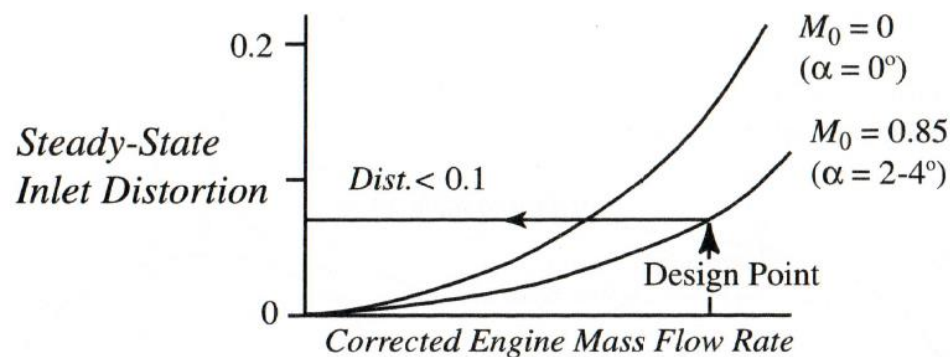
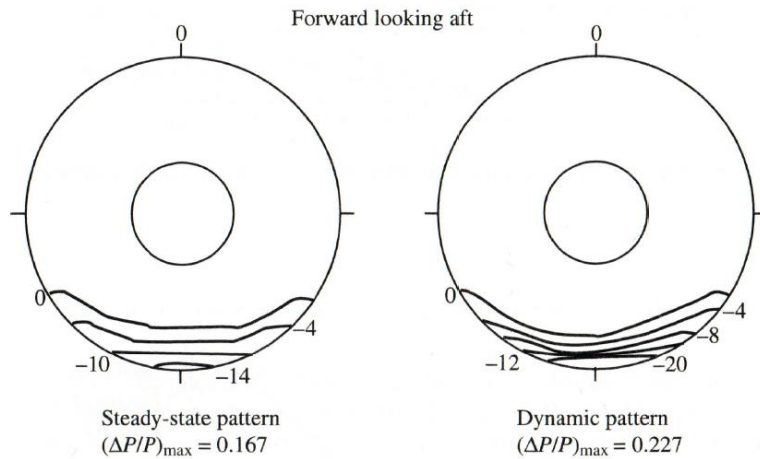
$$PAV_i = \frac{1}{360} \int_0^{360} P(\theta)_i d\theta \quad (9.12)$$

Natomiast uśrednione minimalne ciśnienie całkowita na sektorze $\theta_{\bar{i}}$ jest określone jako:

$$PAVLOW_i = \frac{1}{\theta_{\bar{i}}} \int_{\theta_{2i}}^{\theta_{1i}} P(\theta)_i d\theta \quad (9.13)$$

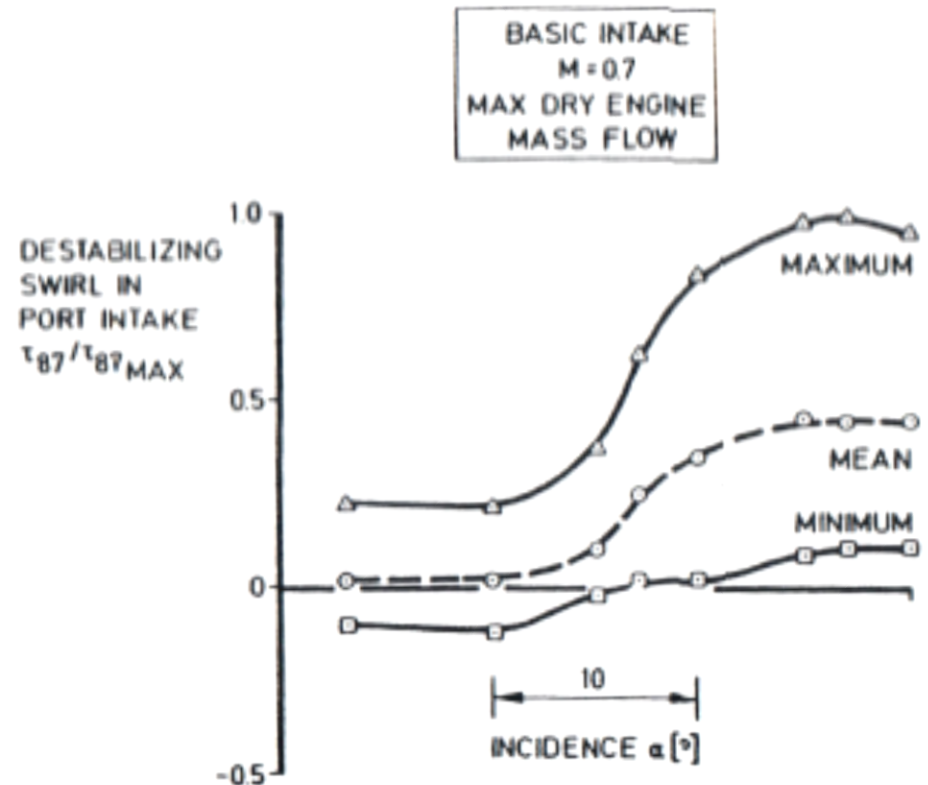
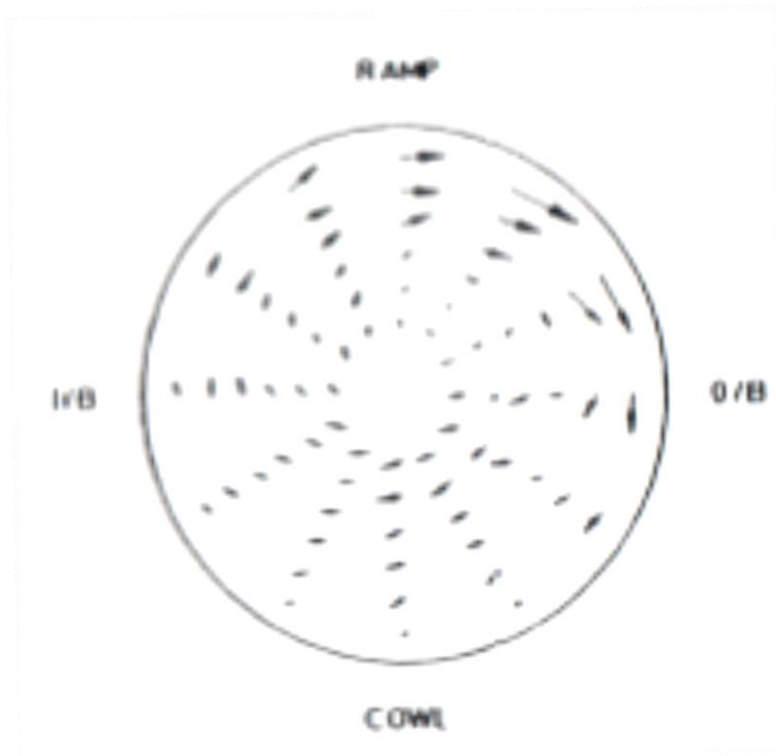
Systemy dolotowe: Zniekształcenia/zaburzenia przepływu (ang. distortion)

Przykładowy rozkład współczynnika zniekształcenia przepływu został przedstawiony poniżej. Współczynniki zniekształcenia zależą bezpośrednio od geometrii wlotu, wydatku masowego, prędkości lotu oraz kąta natarcia. Wartości współczynnika zniekształcenia dla różnych prędkości lotu oraz kąta natarcia w funkcji wydatku masowego przedstawiono na wykresach. W zakresie wysokich wartości zniekształcenia przepływu linia pompażu wentylatora/sprężarki przesuwana się do niższych wartości sprężu wentylatora/sprężarki lub/i wyższych wydatków masowych.



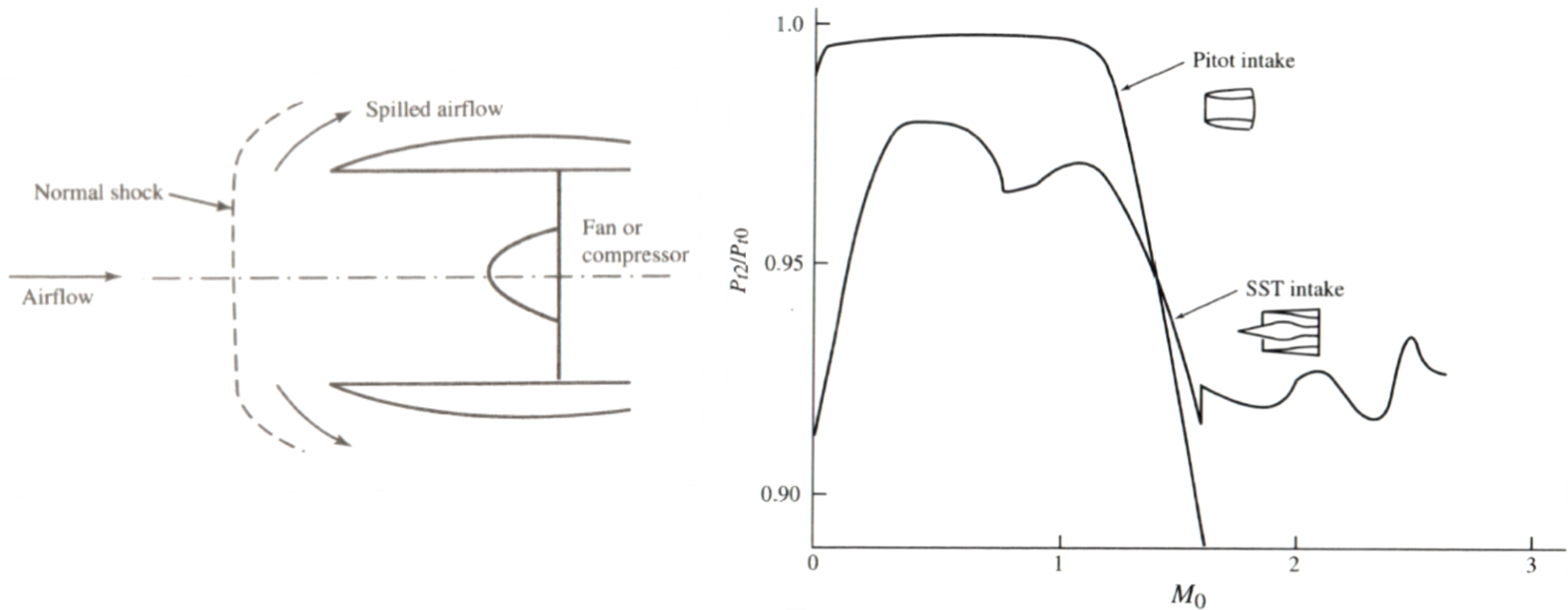
Systemy dolotowe: Skręcenie przepływu (ang. swirl)

Skręcenie przepływu (ang. swirl) jest obok współczynnika zniekształcenia przepływu istotnym parametrem określającym strukturę przepływu na wlocie do wentylatora/sprężarki. Odpowiedni rozkład (tzn. lokalny kąt skręcenia jest w zakresie zapewniającym brak lub minimalizację lokalnego oderwania na łopatkę wentylatora/sprężarki) skręcenia przepływu na wlocie do silnika zapewnienia jego stabilnej pracy z możliwie wysoką sprawnością. Zbytu duże wahania kąta skręcenia w płaszczyźnie wlotu do silnika prowadzą do obniżenia jego sprawności oraz mogą doprowadzić do pompażu.



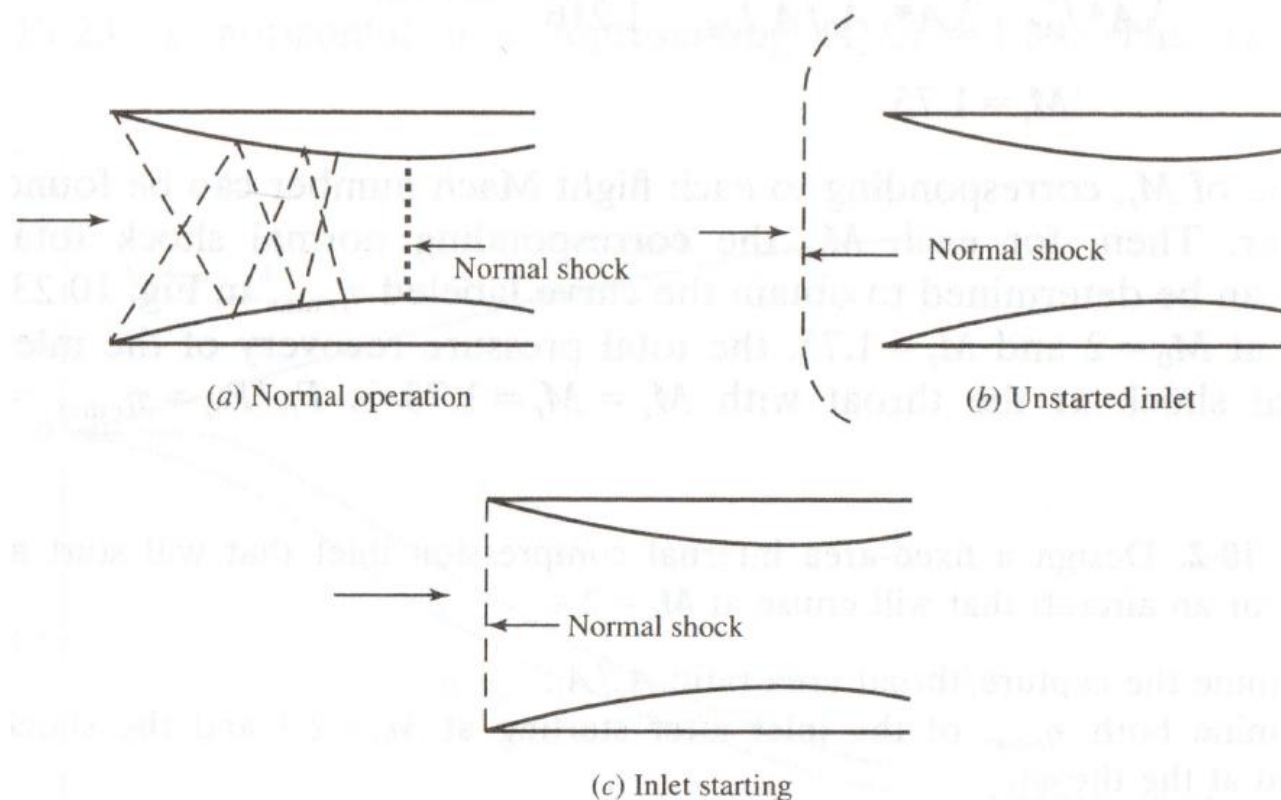
Systemy dolotowe w zakresie prędkości transonicznych i naddźwiękowych

Sprężanie (poprzez fale uderzeniowe) w systemie wlotowym może być realizowane na zewnątrz lub/i wewnątrz systemu wlotowego. W przypadku wlotów typu Pitot inlet (rysunek po lewej), sprężanie jest realizowane przez prostą falę uderzeniową. Wiąże się to oczywiście z dużymi stratami ciśnienia całkowitego w zakresie prędkości naddźwiękowych. Aby zapewnić możliwie niskie straty ciśnienia całkowitego w zakresie wysokich prędkości naddźwiękowych (powyżej liczby Macha 1.6) stosuje się sprężanie zewnętrzne lub sprężanie mieszane zewnętrzne i wewnętrzne. Przykład pokazany na wykresie po prawej stronie.



Systemy dolotowe w zakresie prędkości naddźwiękowych

Rysunek a) przedstawi stan normalnej pracy systemu wlotowego ze sprężaniem wewnętrznym. Stosunek pola powierzchni na wlocie do pola potwierdzeni gardzieli $\left(\frac{A_c}{A_t}\right)$ jest w tym przypadku równy 2.56 (odpowiada to prędkości na wlocie $M_c = 2.5$ oraz prędkości w gardzieli $M_{th} = 1.2$). Niemniej jednak w przypadku zmiany prędkości lotu lub innego manewru system wlotowy może zostać wytracony ze stabilnej pracy (rysunek b)). Wiąże się to dużym wzrostem strat ciśnienia całkowitego oraz generacją dużych zaburzeń w przepływie. Powrót do normalnego stanu pracy poprzez stan pośredni przedstawiony na rysunku c).

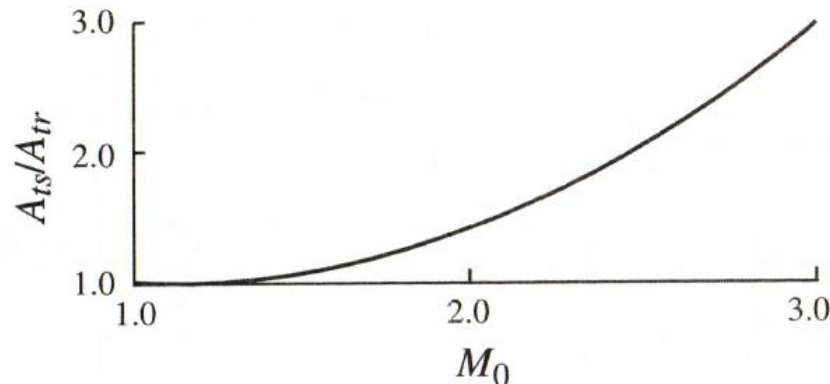


Systemy dolotowe w zakresie prędkości naddźwiękowych

Normalny stan pracy (rysunek a) na poprzednim slajdzie) może być osiągnięty jedynie poprzez stan przejściowy (rysunek c) na poprzednim slajdzie). W związku z tym, aby doprowadzić do umiejscowienia się fali uderzeniowej w płaszczyźnie wlotu do systemu wlotowego (inlet starting) należy zapewnić odpowiednio większe pole powierzchni przekroju w gardzieli systemu wlotowego. Stosunek pola powierzchni przekroju w gardzieli w stanie pośrednim do pola powierzchni przekroju w gardzieli w stanie normalnej pracy (zakładając liczbę Macha w gardzieli 1.2) może być określony następująco (model 1D):

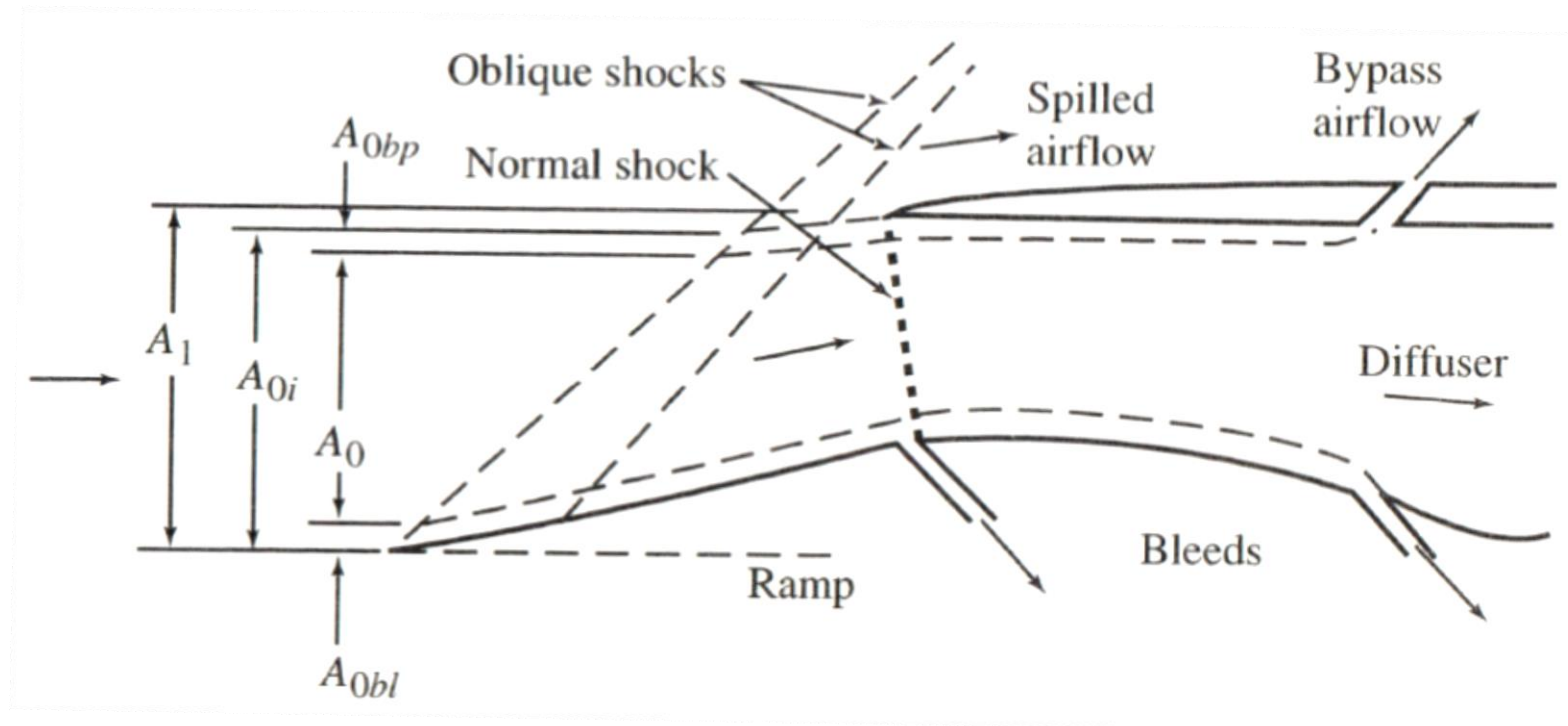
$$\frac{A_{ts}}{A_{tr}} = \frac{1}{1.030(P_{t_2}/P_{t_1})_{M_0}} \quad (9.14)$$

gdzie 1.030 odpowiada wartości $\frac{A}{A^*}$ zapewniającej liczbę Macha w gardzieli $M_t = 1.2$. Natomiast P_{t_2}/P_{t_1} jest to stosunek ciśnienia całkowitego za i przed falą uderzeniową dla liczby Macha przed falą uderzeniową równą M_0 .



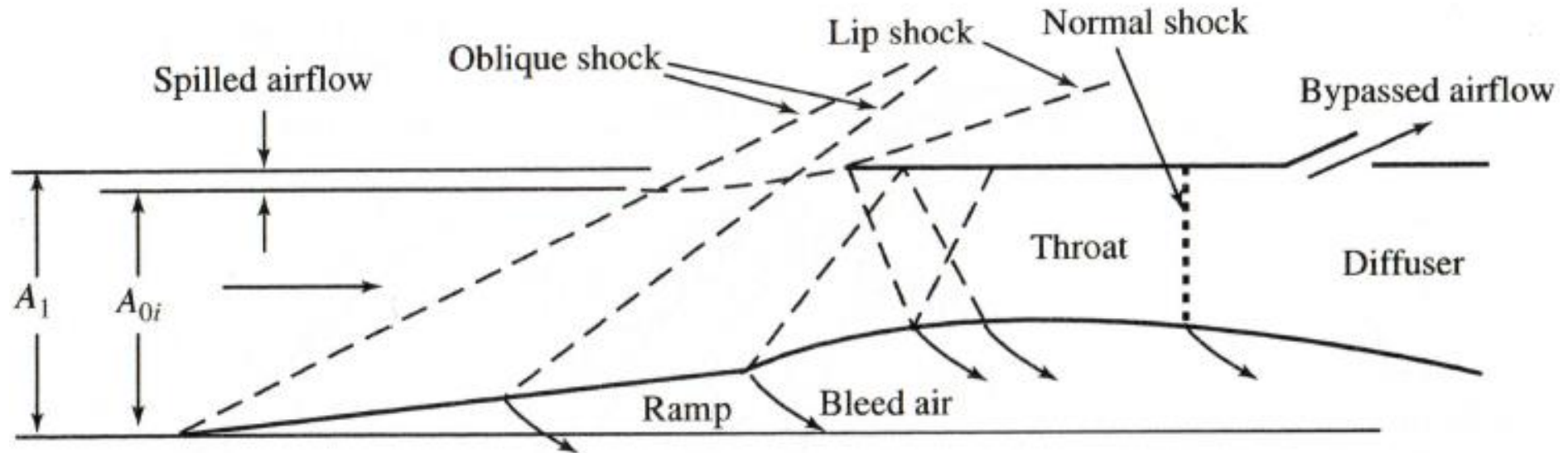
Systemy dolotowe w zakresie prędkości naddźwiękowych

Podobnie jak w przypadku sprężania zewnętrznego przez jedną prostą falę uderzeniową, sprężanie może być realizowane przez jedną lub kilka skośnych fal uderzeniowych zakończonych prostą falą uderzeniową w płaszczyźnie wlotowej. W zakresie liczb Macha powyżej 1.6 sprężanie zewnętrzne przez kilka fal skośnych prowadzi do niższych strat ciśnienia całkowitego oraz lepszej kontroli położenia układu fal uderzeniowych. Kontrolę położenia fal uderzeniowych w stanach przejściowych uzyskuje się przez odpowiednie manipulacje kształtem i szczeliny upustowe.



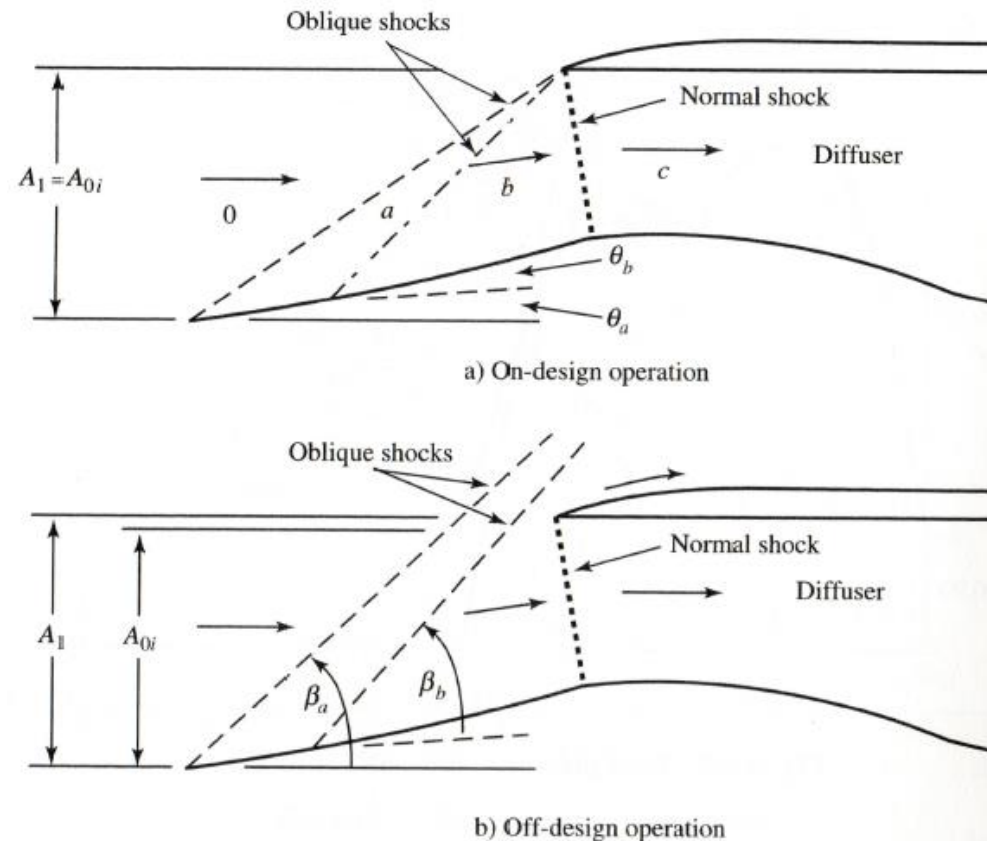
Systemy dolotowe w zakresie prędkości naddźwiękowych

W zakresie prędkości lotu powyżej liczby Mach 2.5 stosowane są systemy wlotowe z mieszanym sprężaniem zewnętrznym i wewnętrznym w celu zapewnienia możliwie niskich strat ciśnienia całkowitego przy jednoczesnym utrzymaniu oporu falowego na akceptowalnym poziomie. Tego typu podejście łączy wszystkie cechy sprężania zewnętrznego i wewnętrznego opisane na poprzednich slajdach. Podobnie jak w przypadku sprężania wewnętrznego prosta fala uderzeniowa jest utrzymywana tuż za gardzielą, aby zapewnić jest stabilną pozycję i akceptowalne straty ciśnienia całkowitego.



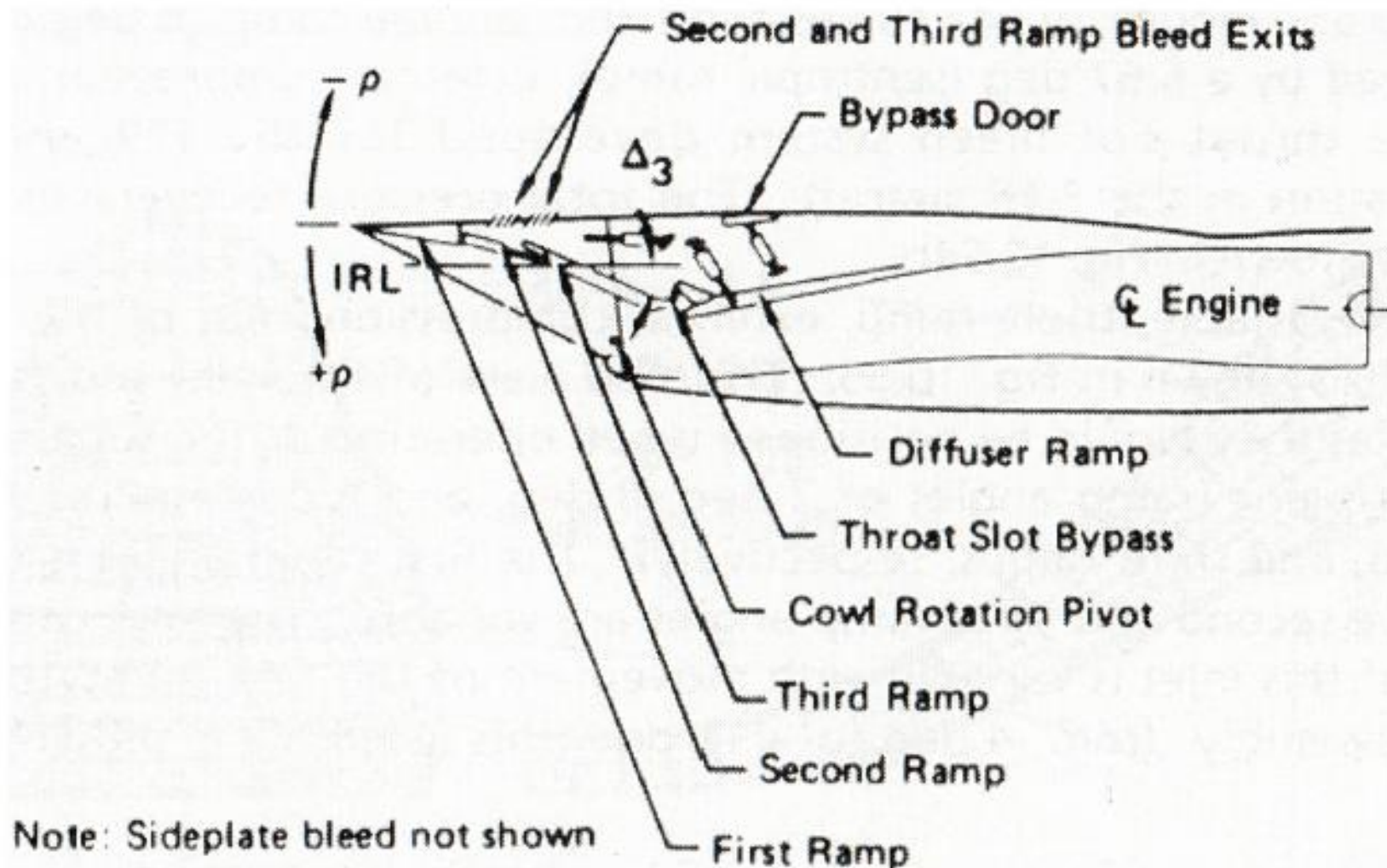
Systemy dolotowe w zakresie prędkości naddźwiękowych

Rozważmy przypadek układu wlotowego ze sprężaniem zewnętrznym, pracującego w warunkach projektowych (rysunek powyżej) oraz w warunkach poza projektowych (rysunek poniżej). Nie wchodząc w szczegóły przepływu przez fale uderzeniowe łatwo możemy wywnioskować, iż przypadek pracy w zakresie poza projektowym doprowadzi do znacznych spadków ciśnienia całkowitego na wlocie, jak również wydatku masowego. Dodatkowo w tym przypadku opór falowy zdecydowanie wzrośnie. Ponadto, układ skośnych fal uderzeniowych nie będzie stabilny prowadząc do oscylacji parametrów przepływowych na wlocie do silnika.



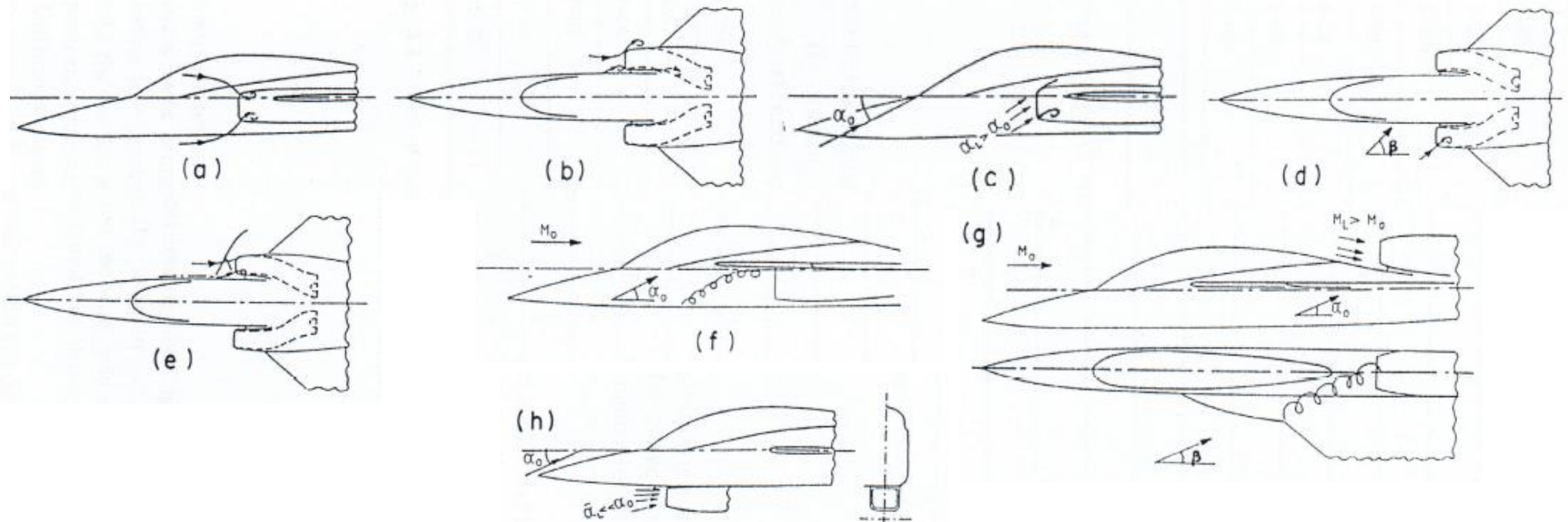
Przykład systemu wlotowego o zmiennej geometrii

Poniżej przedstawiono system wlotowy z zewnętrznym sprężaniem samolotu F-15. Widzimy złożony układ składający się z wielu ruchomych ramp (płyt) oraz szczelin upustowych, który zapewnia stabilną pracę systemu wlotowego w szerokim zakresie prędkości lotu i kątów natarcia.



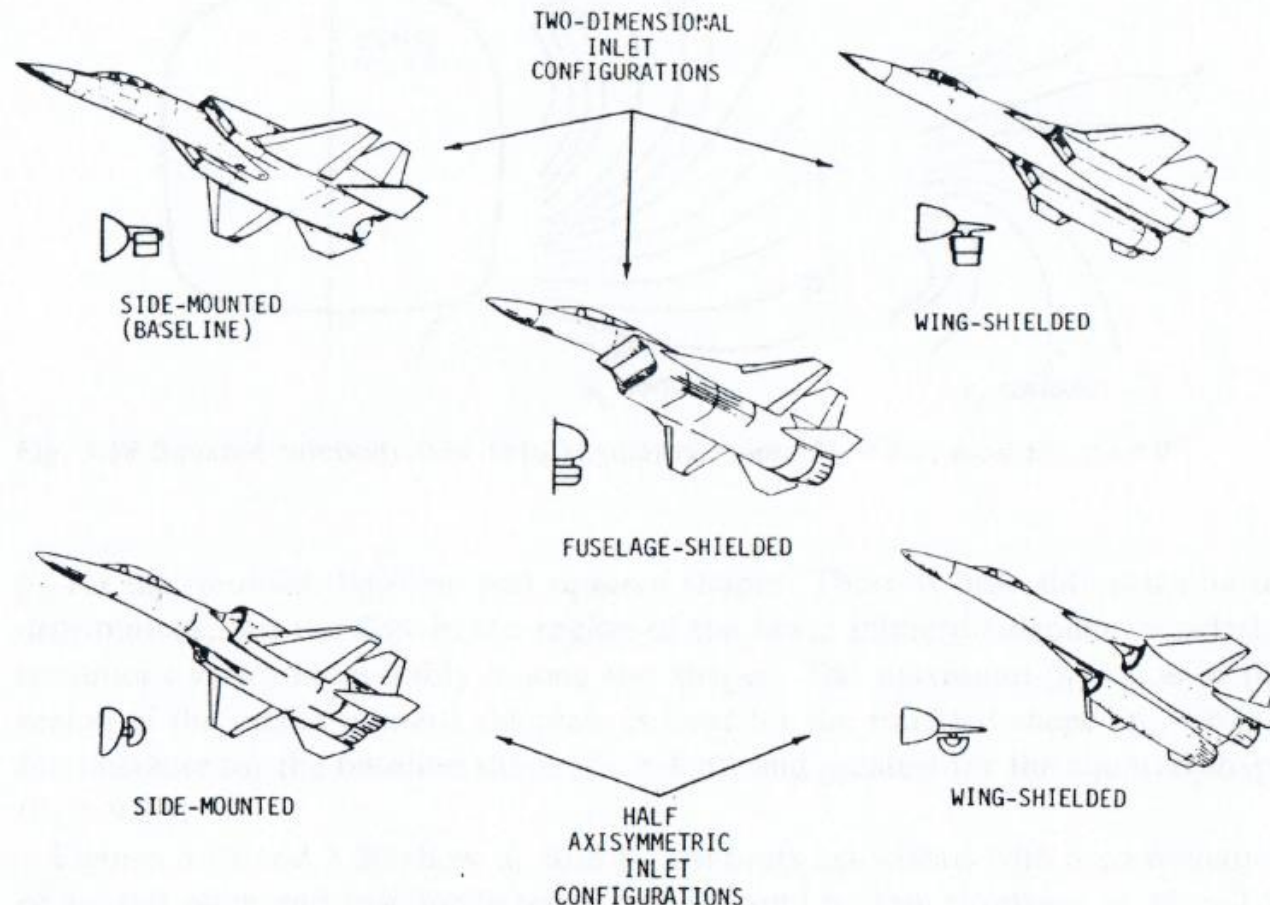
Opływ różnego rodzaju systemów dolotowych

Rysunek a): oderwanie na wlocie, przepływ o dużym wydatku masowym przy jednocześnie niskiej prędkości lotu. Rysunek b): oderwanie na zewnętrznej powierzchni wlotu przy dużej prędkości lotu z jednoczesnym zassaniem oderwanej z kadłuba warstwy przyściennej. Rysunki c) i d): oderwanie na wlocie w wyniku wysokiego kąta natarcia bądź kąta ślizgu. Rysunek e): fala uderzeniowa przed wlotem z oderwaniem w zakresie wysokich prędkości. Rysunek f): W układzie z wlotem pod strake'm możliwość zassania oderwanej warstwy przyściennej i/lub wiru krawędziowego. Rysunek g): Wlot na górnej części płata wiąże się również z dużym ryzykiem zassania wiru krawędziowego. Rysunek h): Układ z wlotem na dole. Opóźnienie oderwania na wlocie w zakresie prędkości pod- i nad-dźwiękowych.



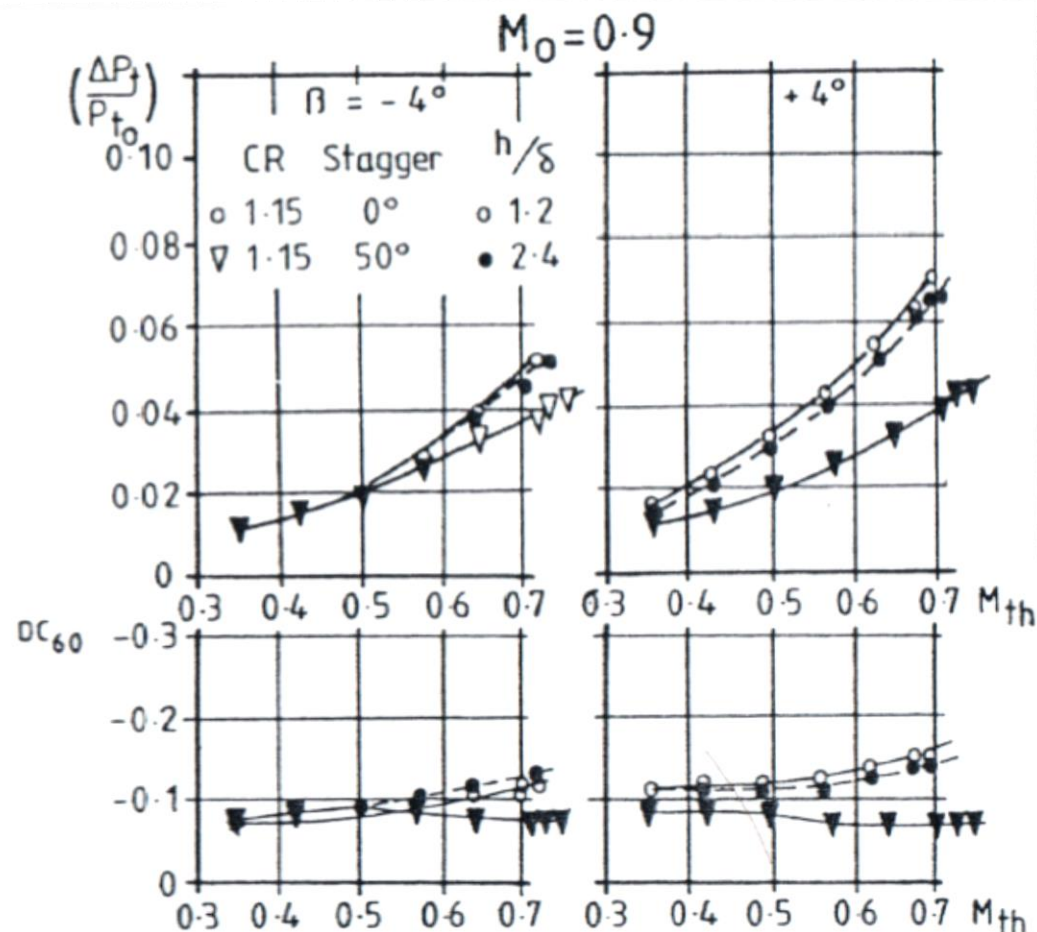
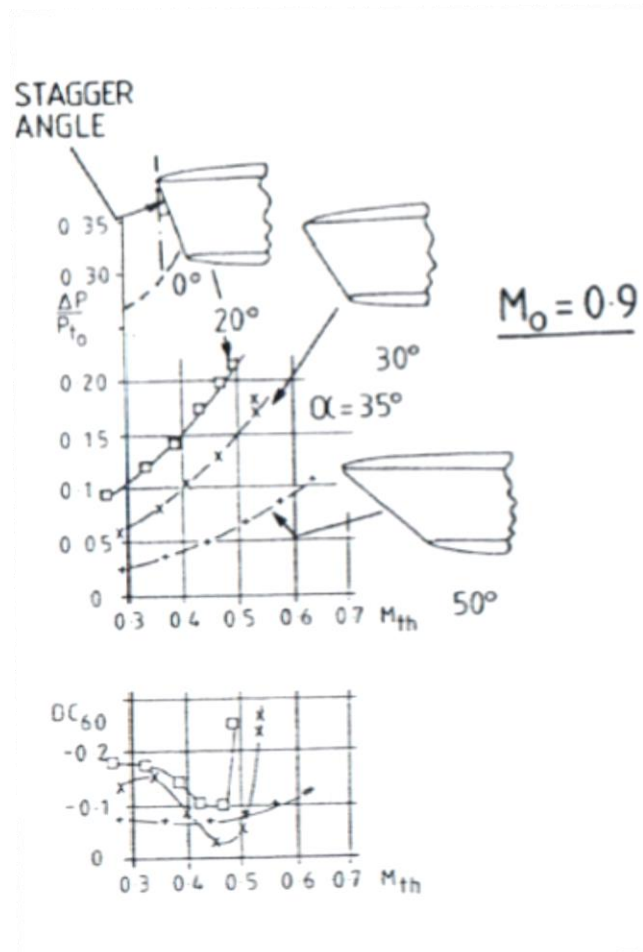
Integracja systemu dolotowego z płatowcem

Sposób integracji systemu wlotowego z płatowcem jest dobierany tak aby osiągnąć następujące założenia: 1) możliwie niski lokalny kąt natarcia na wlocie, 2) możliwie jednorodny przepływ na wlocie małymi stratami ciśnienia całkowitego, 3) nie dopuszczenie zassania warstwy przyściennej do wlotu, 4) zapewnienie możliwie niskiego ryzyka zassania obcego ciała i zanieczyszczeń, 5) zapewnienie niskiej interferencji przepływu w dodatkowymi elementami zainstalowanymi na płatowcu, 6) zapewnienie możliwie niskiej wykrywalności radarem.



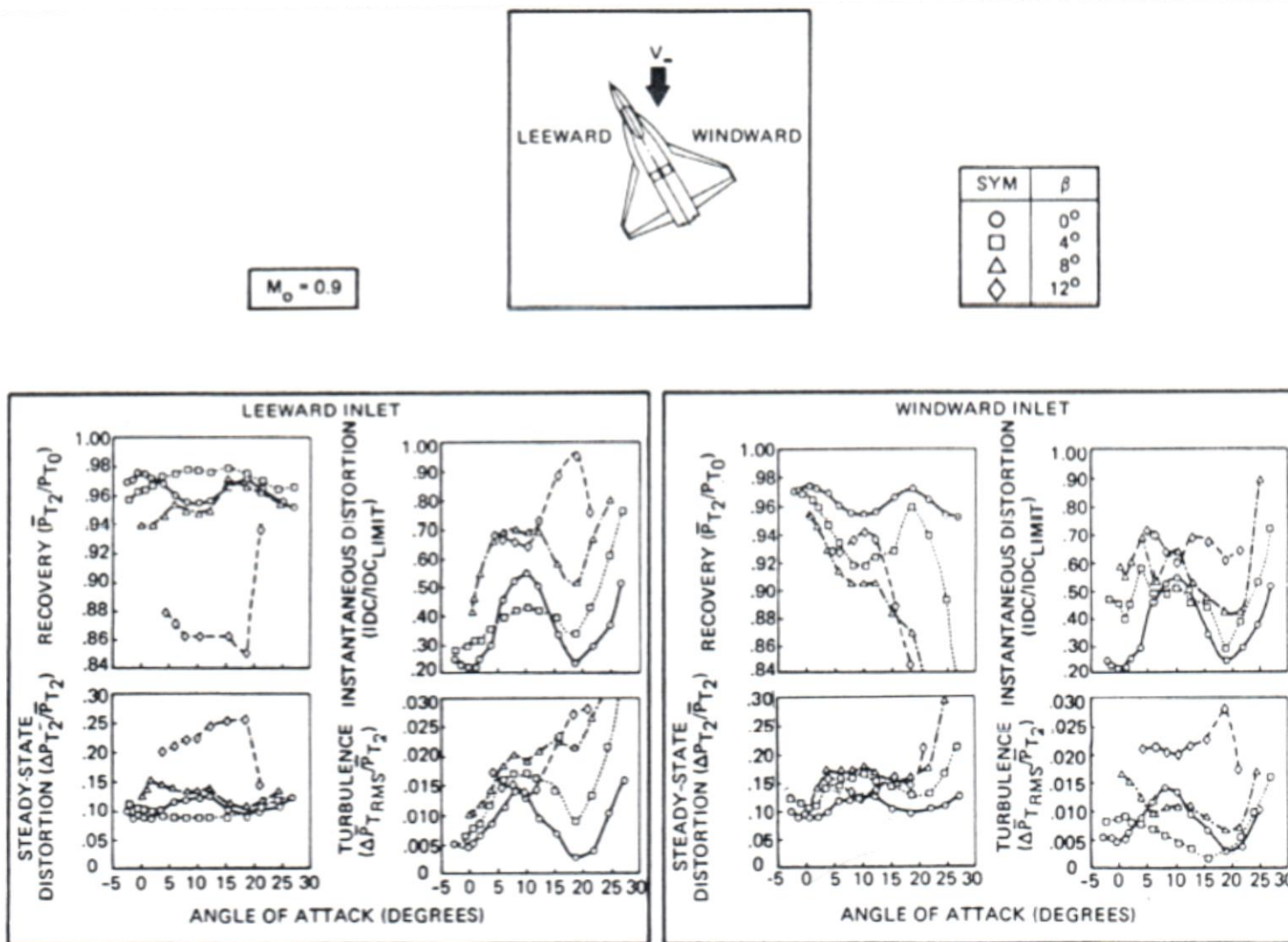
Wpływ kąta pochylenia płaszczyzny wlotu

Zastosowanie kąta pochylenia płaszczyzny wlotu ma istotny wpływ na parametry przepływowe w systemie wlotowym, zarówno w zakresie wysokich kątów natarcia (szczególnie powyżej 20°) jak również w odniesieniu do kątów ślizgu. W zakresie prędkości naddźwiękowych, systemy wlotowe z pochyloną płaszczyzną wloty cechują się również istotnymi zaletami, takimi jak niższe straty ciśnienia całkowitego na wlocie w wyniku występowania słabszych fal uderzeniowych.



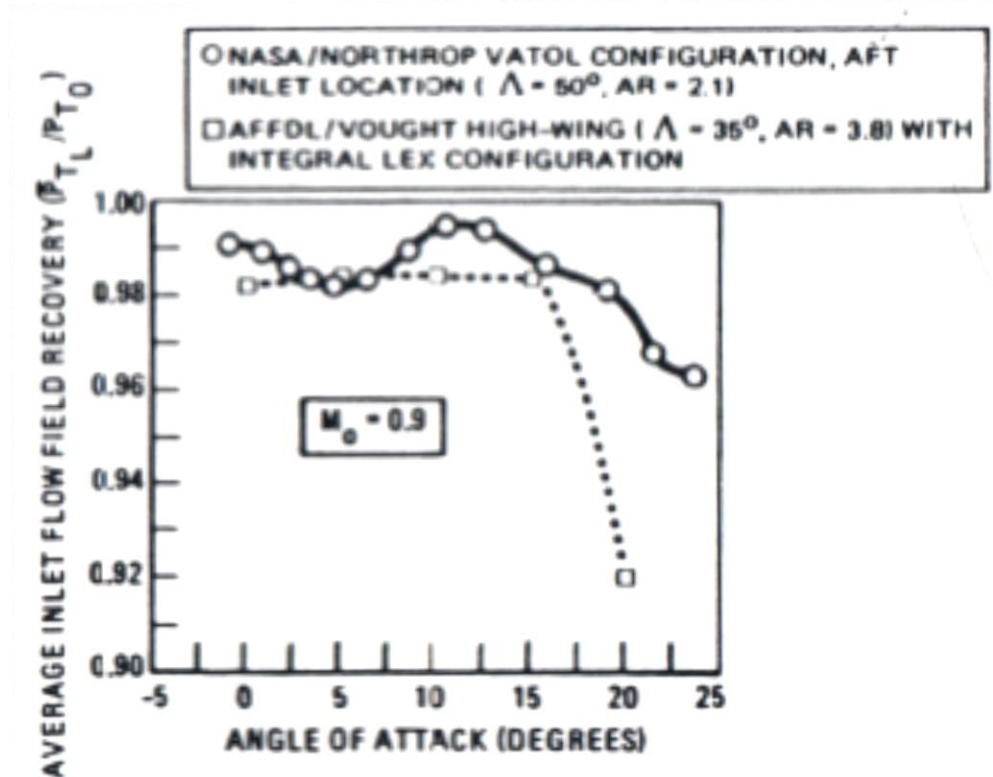
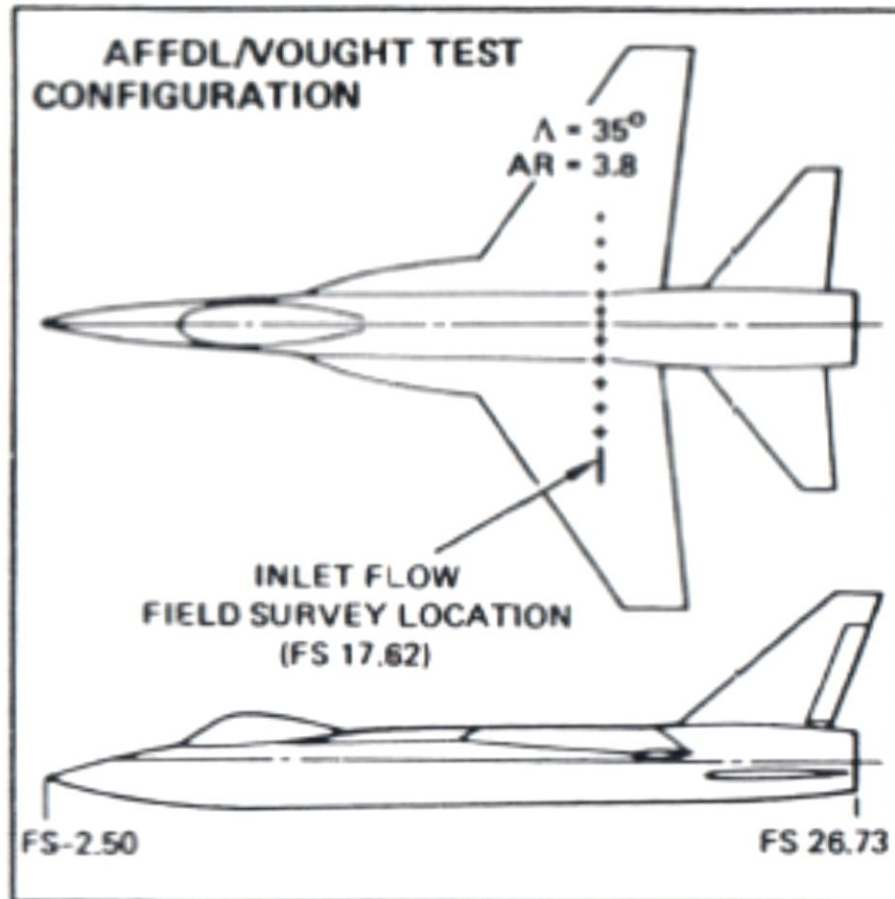
Wpływ kąta ślizgu na parametry przepływowe w systemie wlotowym

Poniżej przedstawiono samolot z parą wlotów na górnej części płata. Widzimy wyraźnie, iż w takim układzie w zakresie wysokich kątów natarcia z kątem ślizgu zdecydowanie gorsze parametry przepływowe są obserwowane we wlocie od strony zewnętrznej.



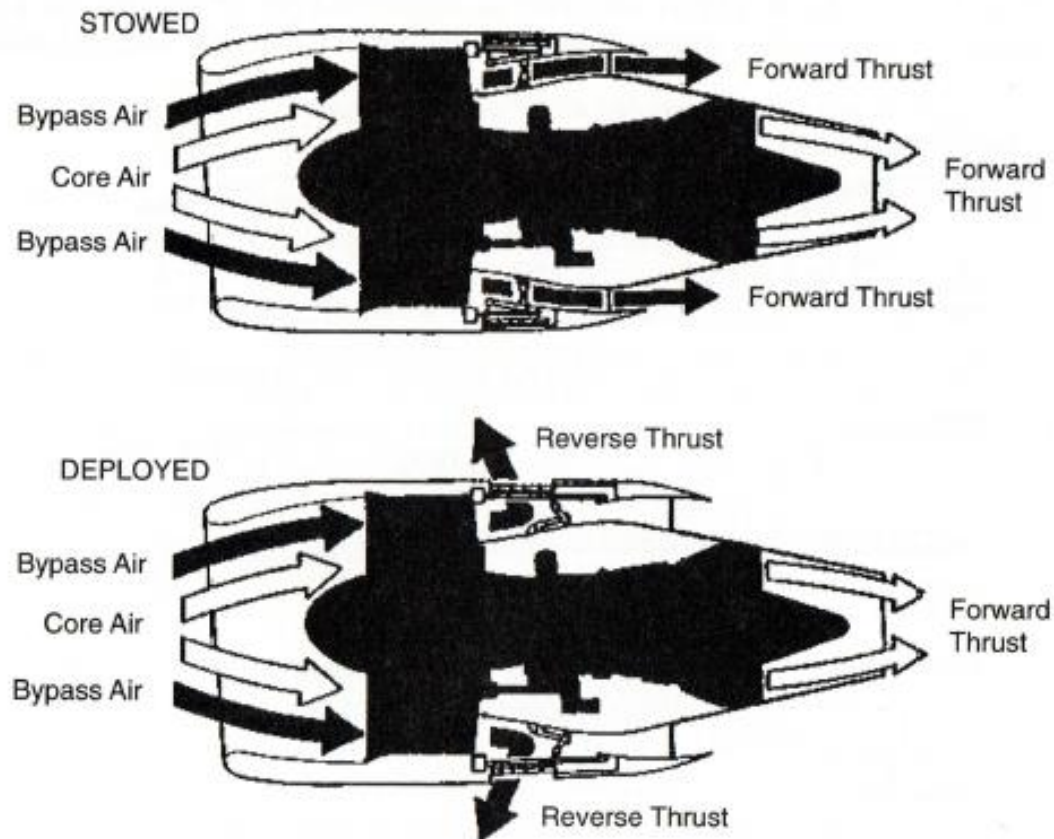
Wpływ kąta skosu skrzydła na parametry przepływowe w systemie wlotowym

Poniżej przedstawiono wpływ kąta skosu skrzydła na współczynnik straty ciśnienia całkowitego na górnej części płata. Rozważanie były dwa następujące skrzydła: 1) $\Lambda = 50^\circ$, $AR = 2.1$; 2) $\Lambda = 38^\circ$, $AR = 3.8$. Zgodnie z oczekiwaniami, większy kąt skosu skrzydła prowadzi do lepszego doładowania wysokoenergetycznym powietrzem górnej części płata.



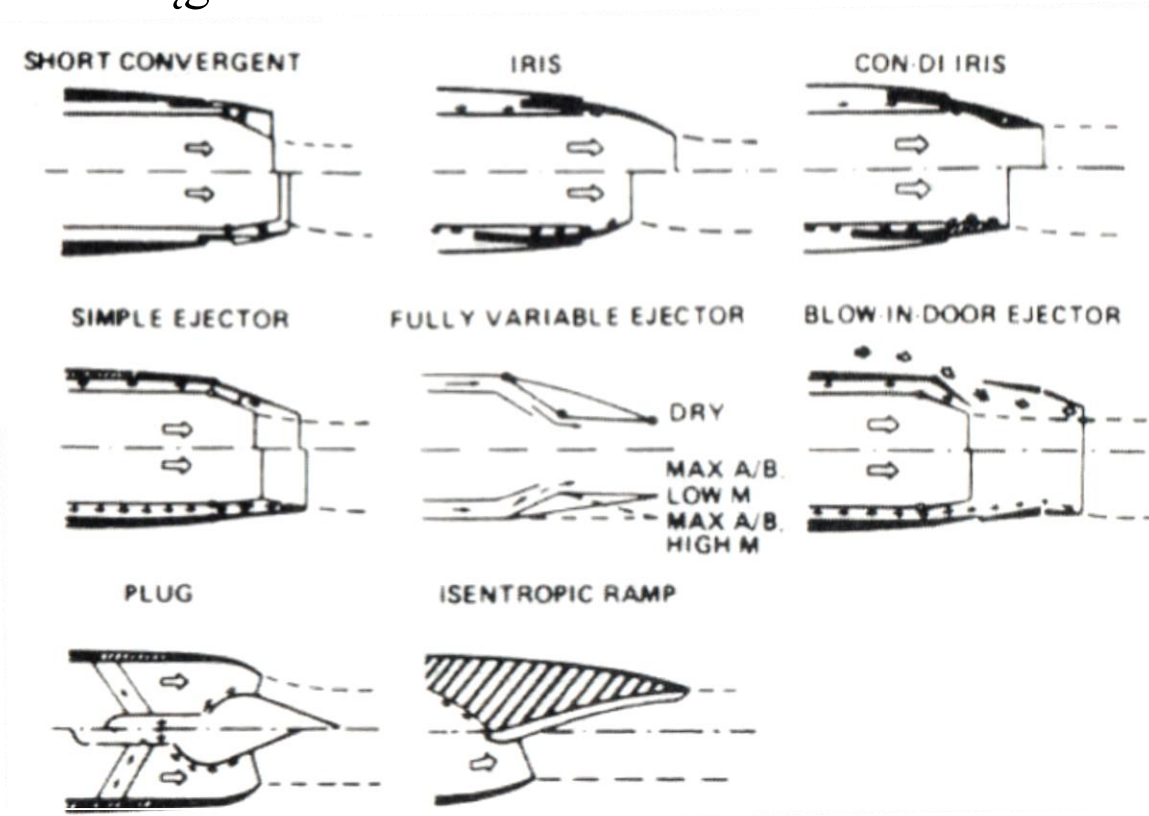
Systemy wylotowe dużych silników turbo-wentylatorowych (wysoki współczynnik dwuprzepływowości)

Poniżej przedstawiono dyszę wylotową silnika PW4000 o stosunkowo wysokim współczynniku dwuprzepływowości (BR=5.3). Dysza składa się z dyszy wytwornicy silnika (stała geometria we wszystkich warunkach pracy) oraz dyszy strumienia bocznikującego (bypass) z odwracaczem ciągu.



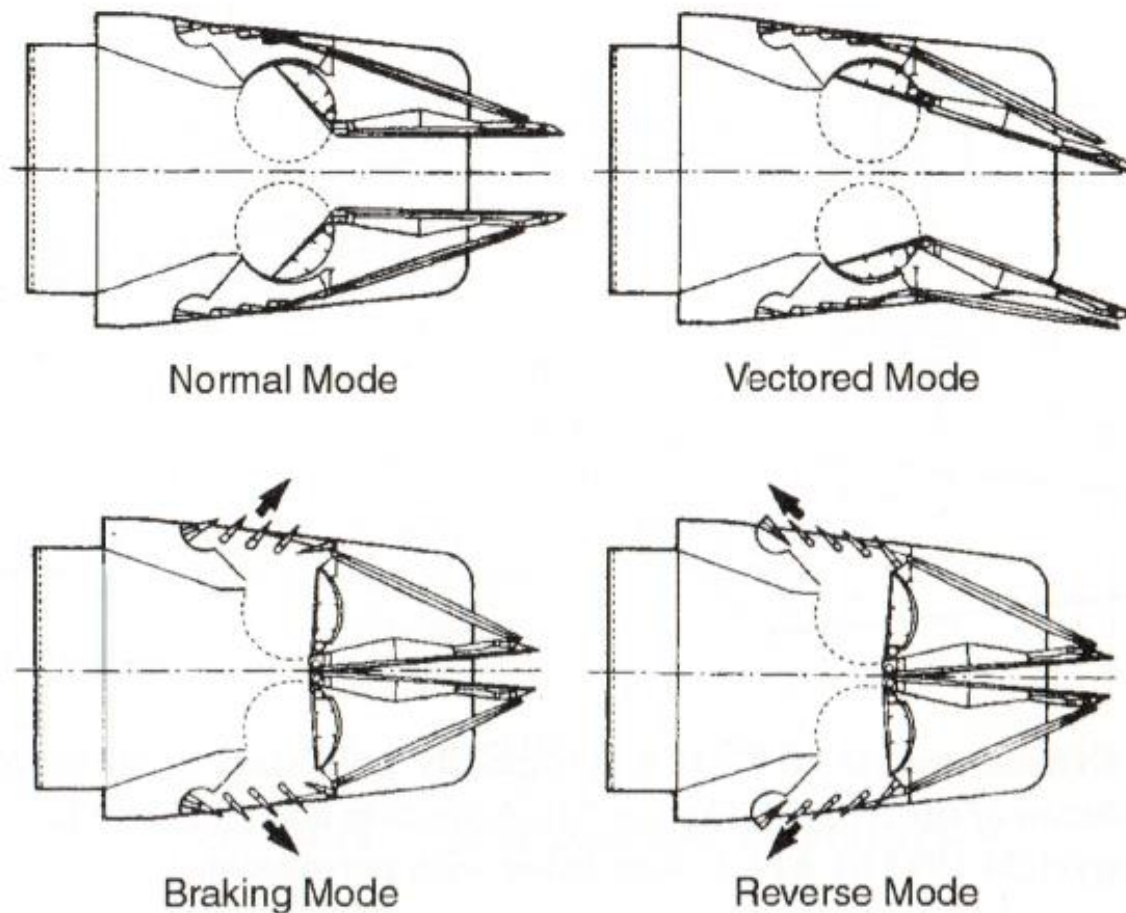
Systemy wylotowe o zmiennej geometrii

W przypadku samolotów operujących w zakresie prędkości naddźwiękowych stosowane są dysze o zmiennej geometrii. Dysze zbieżne są wystarczające do zapewnienia odpowiedniej siły ciągu w czasie lotu z prędkością poddźwiękową. Natomiast w przypadku lotu z prędkością naddźwiękową konieczne są dysze zbieżno-rozbieżne. Dodatkowo, w wielu samolotach myśliwskich stosowane są dopalacze, aby zapewnić możliwość doraźnego zwiększenia siły ciągu. W związku z powyższym w celu kontroli ciśnienia na wylocie z silnika konieczne jest stosowanie dysz o zmiennej geometrii. Ponadto, w czasie dobiegu samolotu na pasie startowym konieczny jest odwracacz ciągu.

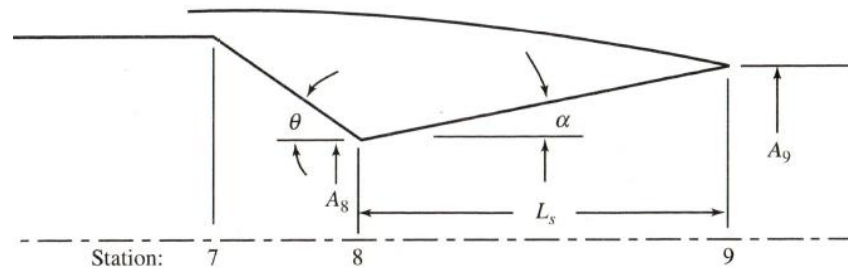


Systemy wylotowe z kontrolą kierunku wektora ciągu

Poniżej przedstawiono system wylotowy z kontrolą kierunku wektora ciągu ($\pm 15^\circ$) oraz odwracaczem ciągu. Tego typu dysze są stosowane, np. w samolocie F-22 Raptor. W przypadku samolotu F-35 Joint Strike Fighter kierunek ciągu może się zmieniać o 90° w warunkach pionowego lądowania.



Parametry przepływowe systemów wylotowych

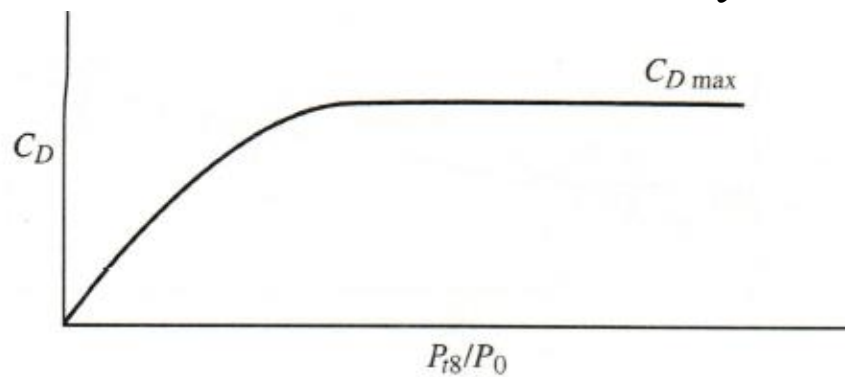


Współczynnik wypływu, ang. discharge/flow coefficient:

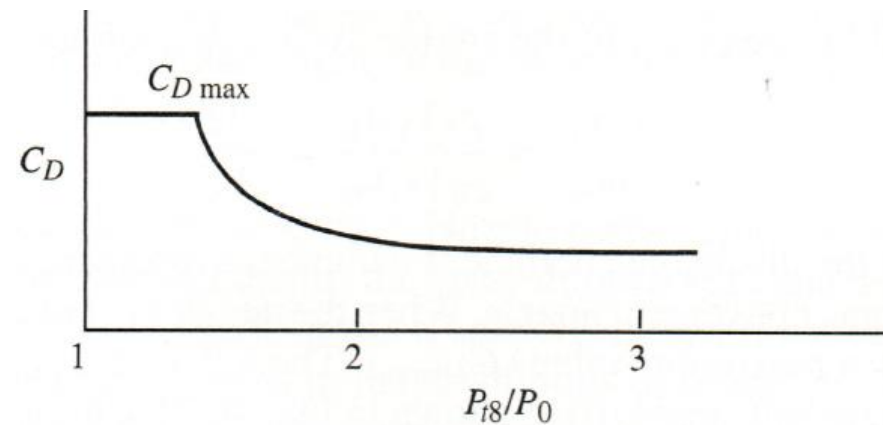
$$C_D = \frac{\dot{m}_8}{\dot{m}_{8i}} \quad (9.15)$$

Współczynnik prędkości, ang. velocity coefficient:

$$C_V = \frac{V_9}{V_{9i}} \quad (9.16)$$



a) Convergent nozzle



c) C-D nozzle