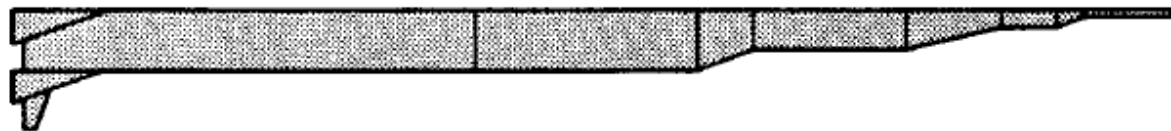
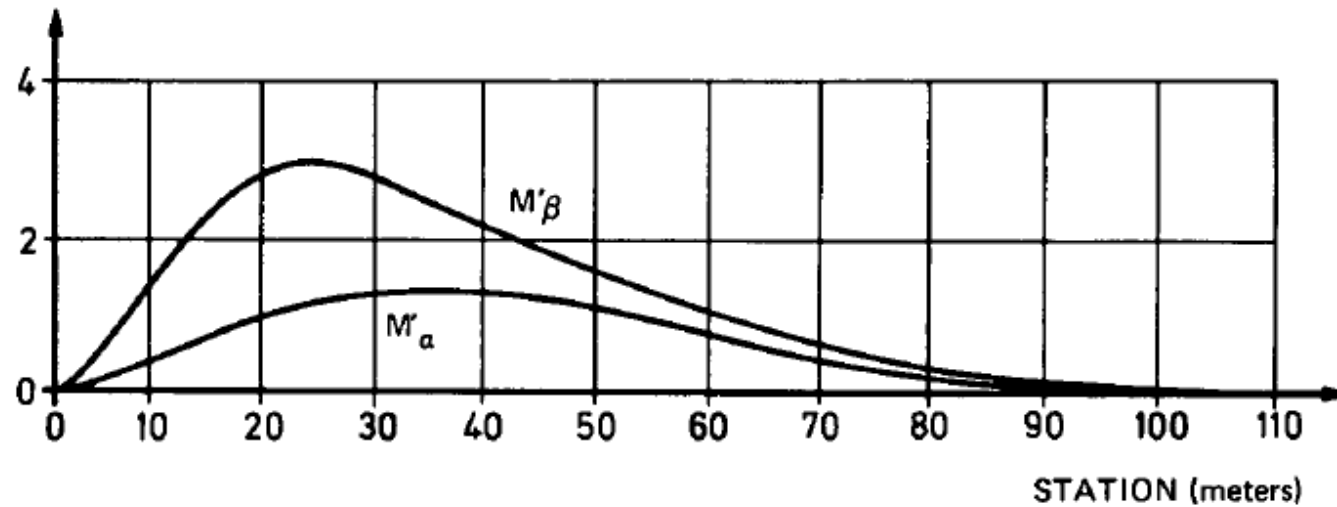




Obciążenia Rakiet



$M'_{\alpha, \beta}$ (10^8 N m/rad)



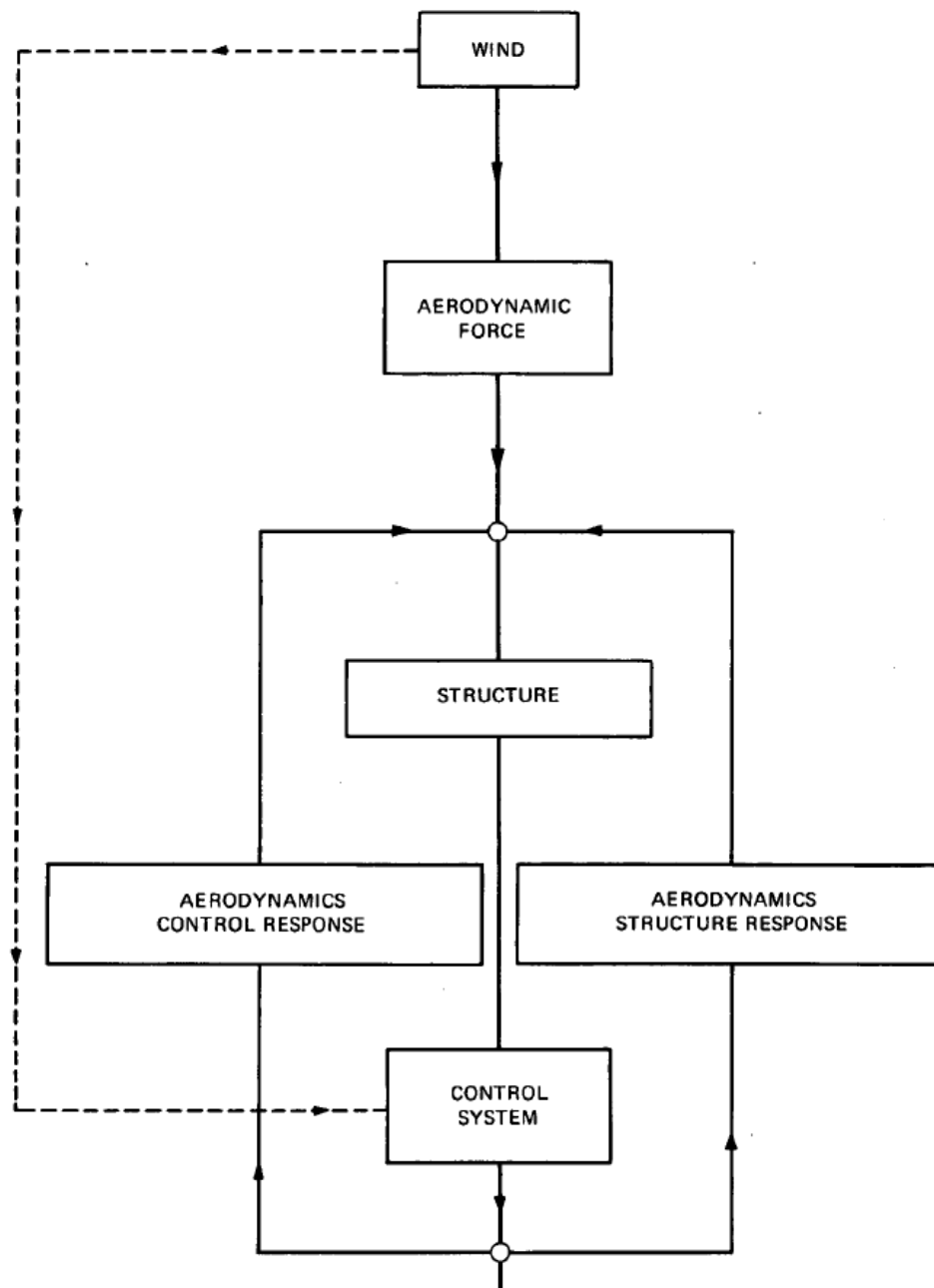
- **Siły od sterowania**
- **Siły inercyjne od przyśpieszeń**
- **Quasi statyczne siły aerodynamiczne od wiatru**
- **Drgania wzbudzone podmuchami**
 - **częstotliwość własna struktury**
 - **przelewanie się płynów w zbiornikach**

Podstawowe warunki lotu, które należy rozważyć pod kątem obciążeń:

- **Lot w warunkach transonicznych**
- **Zakręt w warunkach transonicznych**
- **Warunki największego buffetingu**
- **Maksymalny kąt natarcia i ciśnienie dynamiczne**
- **Maksymalne przyspieszenie podłużne**
- **Zaprogramowane manewry**
- **Separacja stopni rakiety**
- **Drgania – 3 pierwsze częstotliwości własne**

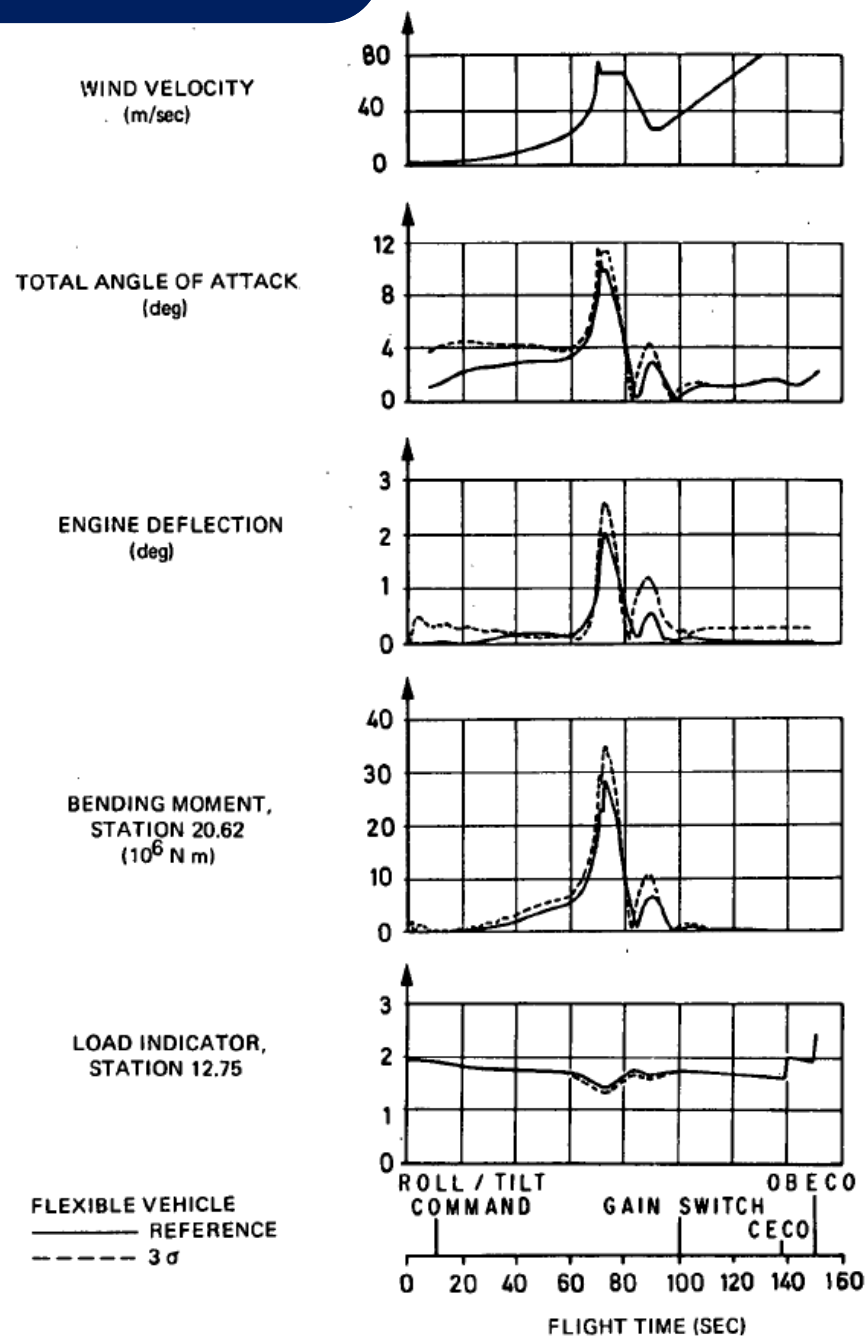


Sprzężenie sterowania i aerodynamiki





Parametry od czasu lotu





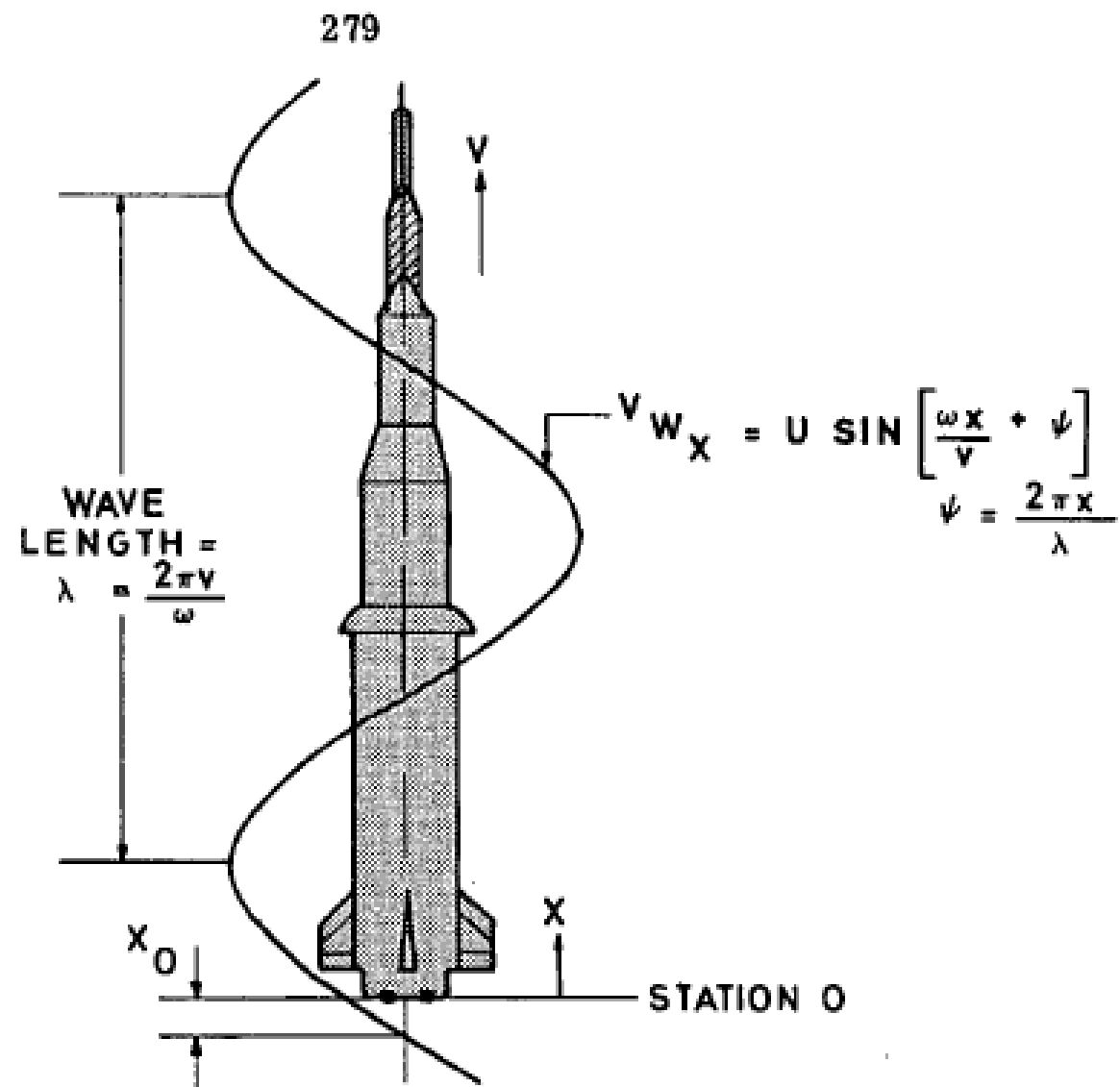
Obciążenia w zależności od typu rakiety – Typ I

- Małe wymiary (np. Pershing)
- Duże przyśpieszenia
- Niewielkie siły na okuciach od sterowania wektorem ciągu i statecznikami
- Wymiarujące są obciążenia od sterowania
- Należy rozpatrzyć głównie wymagane wychylenie sterów i prędkości kątowe do korekty toru lotu od zaburzeń atmosferycznych



Obciążenia w zależności od typu rakiety – Typ 2

- **Duże wymiary (np. Saturn)**
- **Maksymalne przyśpieszenia często ograniczone wytrzymałością załogi lub ładunku**
- **System kontroli musi uwzględniać zarówno podążanie po zadanej trajektorii lotu jak i redukcję obciążeń od zaburzeń atmosferycznych**



1. Dynamika ciała sztywnego

- **Maksymalne obciążenia od ciśnienia dynamicznego i kąta natarcia ($q\alpha$)**
- **Nie uwzględnia się jeszcze obciążeń od przyspieszeń kątowych**
- **Jeżeli konieczne, podstawowe sterowanie**
- **Dla trajektorii zaburzonej uwzględnia się obciążenia po bezpiecznej stronie**
 - **Zwiększone prędkości kątowe**
 - **Większy ciąg**
 - **Mniejsze opory**



2. Obciążenia od podmuchów w krytycznych miejscach i model elastyczny rakiety

- **Pierwsze modele elastyczne na podstawie podobnych konstrukcji**
- **Obciążenia dla bezpieczeństwa zwiększone np. o 20%**

3. Model dynamiczny 6 DoF

- **Uwzględniona dynamika sterowania**
- **Tylko niska częstotliwość sterowania**
- **Model można ograniczyć do 5 DoF (bez przechylania)**

4. Pełny model aeroelastyczny

- **Dodanie składowych wektora prędkości od podmuchów**
- **Analiza wrażliwości na tolerancje np. $\pm 3\sigma$:**
 - Geometria
 - Kierunek wektora ciągu
 - Położenie CG
 - Zmiany ciśnienia i gęstości
 - Masa
- **Efekty losowe nałożone na zjawiska quasi statyczne**



Procedura definiowania obciążeń

- **Uaktualnienie danych na temat profilów wiatru**
- **Wykonanie symulacji lotu i sterowania bez wpływu wiatru**
- **Wyselekcjonowanie krytycznych warunków lotu do analizy z wpływem wiatru**
- **Konstrukcja profilu wiatru o ekstremalnych wartościach i symulacja (małe prawdopodobieństwo wystąpienia tak dużych obciążeń)**
- **Wyselekcjonowanie najbardziej krytycznych warunków na podstawie wykonanej symulacji**

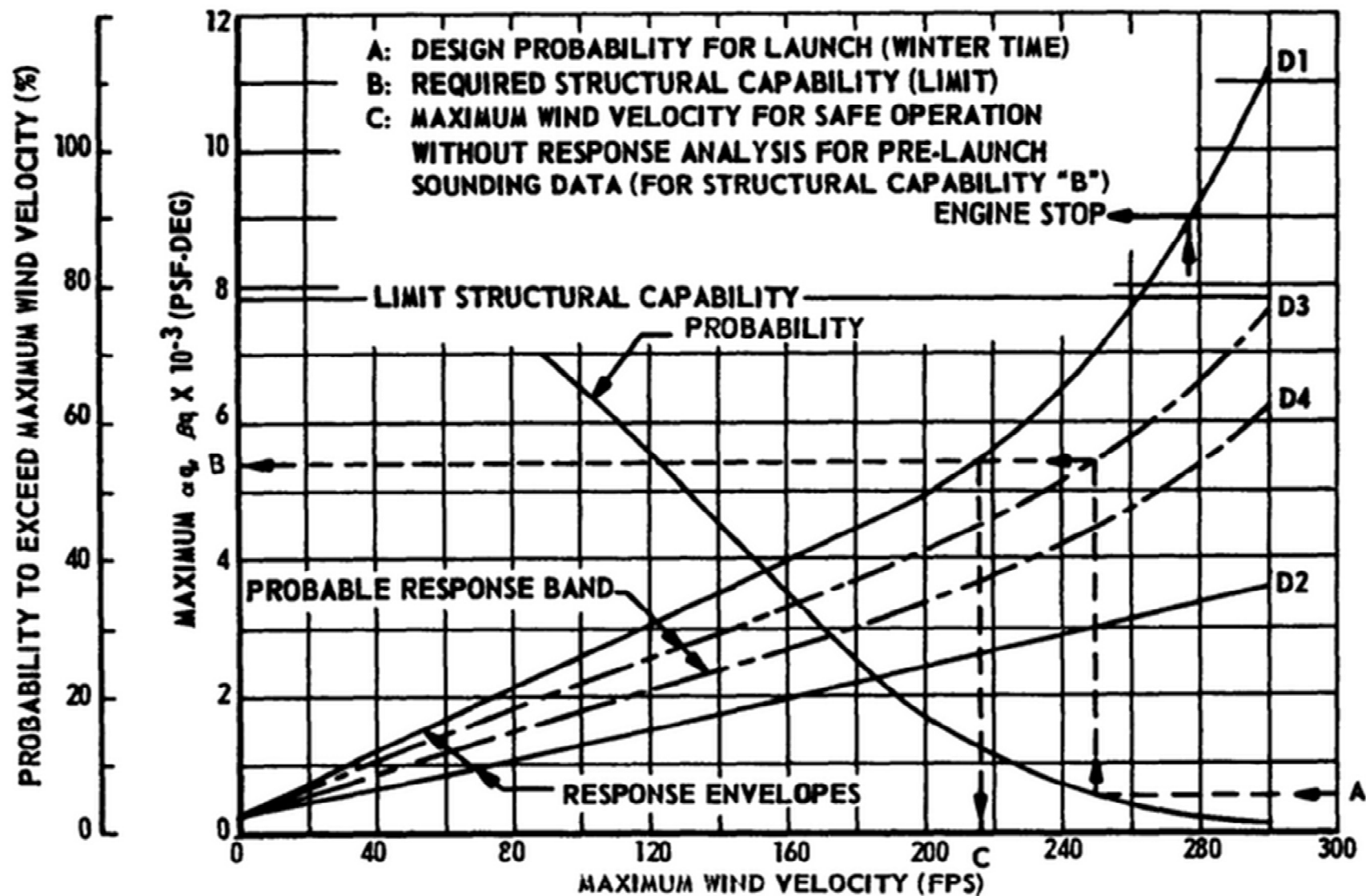


Procedura definiowania obciążeń

- **Przeprowadzenie symulacji 2-3 symulacji dla profilów wiatru o maksymalnych i minimalnych wartościach, które mogą wystąpić z dużym prawdopodobieństwem**
- **Jeżeli pożądane przeprowadzenie symulacji dla minimalnych wartości wiatru**
(małe prawdopodobieństwo wystąpienia tak małych obciążeń)
- **Podsumowanie i ocena wyników**



Procedura definiowania obciążeń



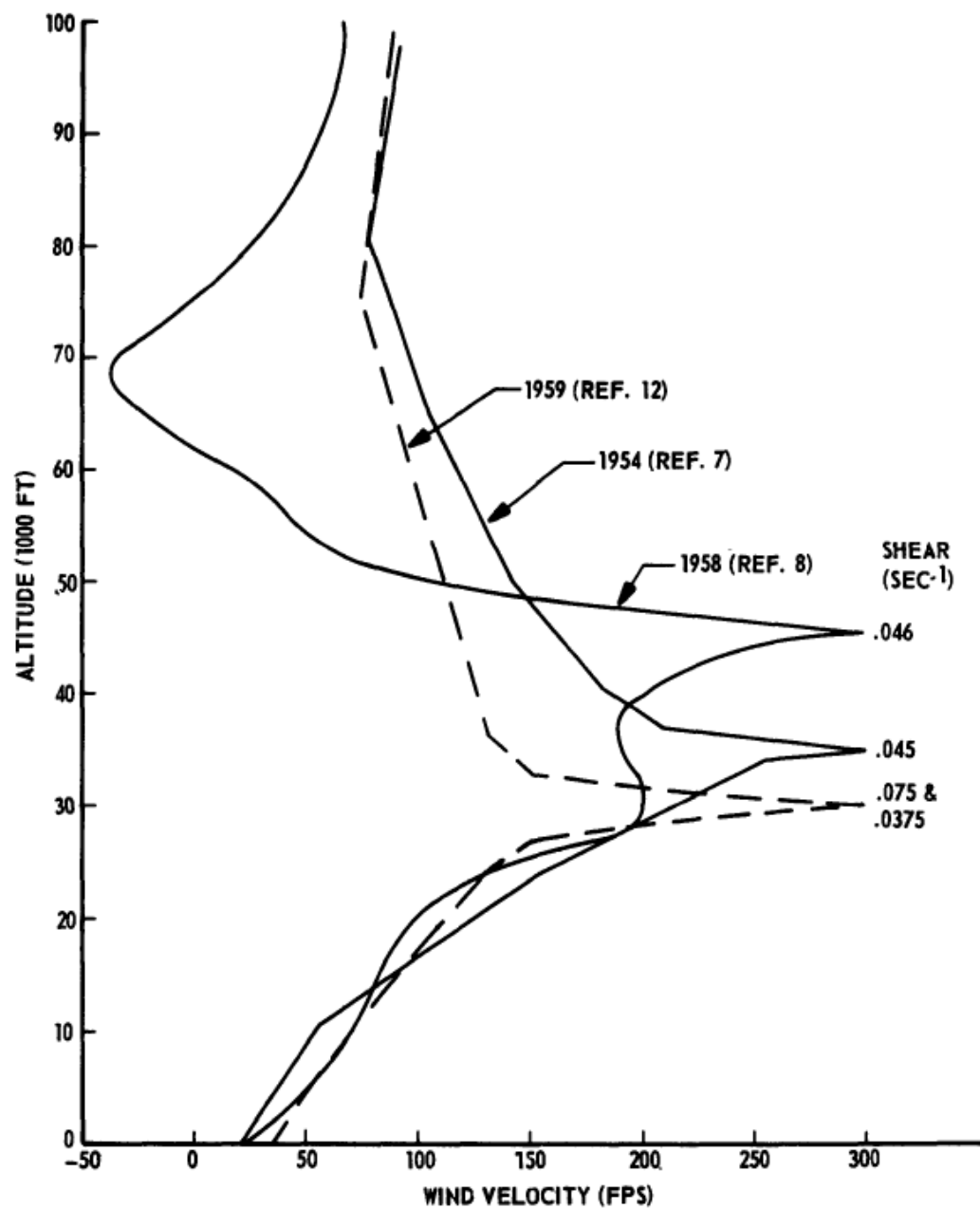
W pierwszych projektach misji Apollo nie uwzględniono wpływu na obciążenia od wiatru:

- **Turbulencji aerodynamicznych**
- **Przelewania się paliwa**
- **Oscylacji wartości ciągu**
- **Profil podmuchu wiatru**
- **Drgania wyższych częstotliwości**
- **Parametry zmienne w czasie**
- **Kierunku wiatru**
- **Minimalizacja obciążeń poprzez sterowanie**

Model wiatru

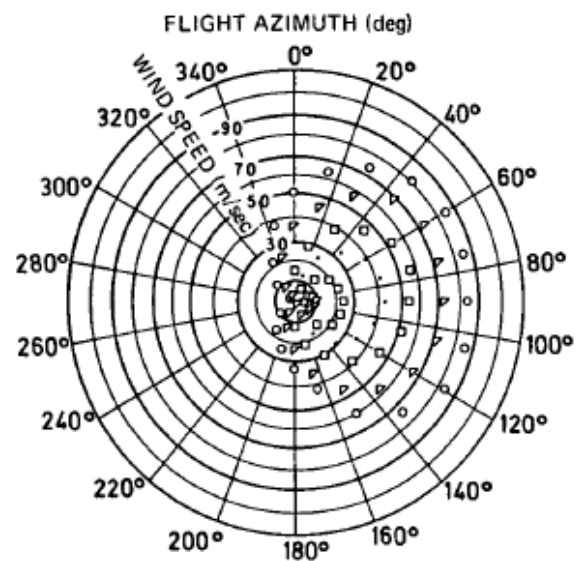


Zmierzone profile wiatru



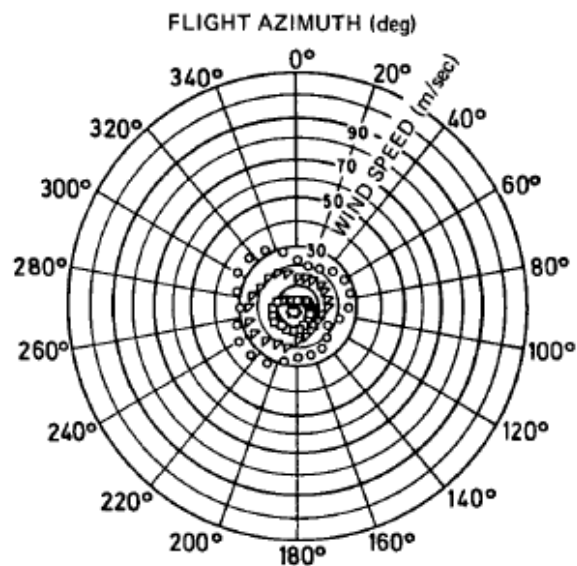


Wpływ pory roku na wiatr



JANUARY

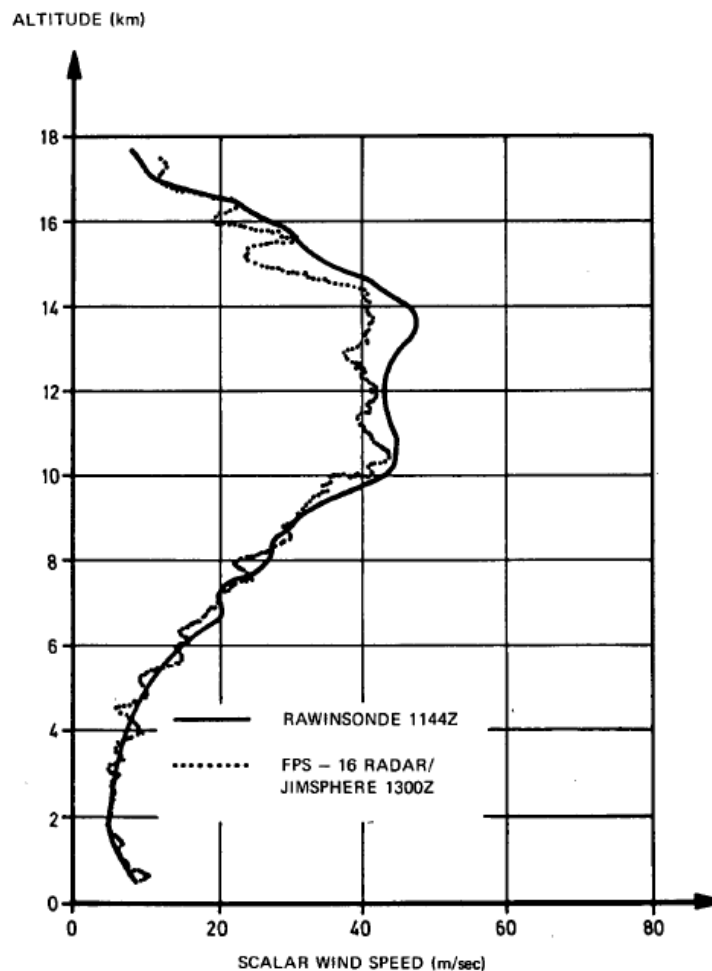
- 50 PERCENTILE
- 84.1 PERCENTILE
- ▲ 97.72 PERCENTILE
- 99.865 PERCENTILE



JULY



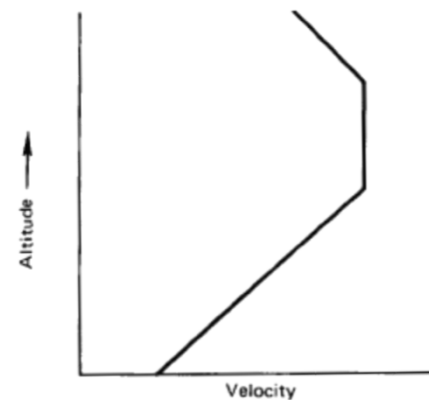
Średnione profile wiatru



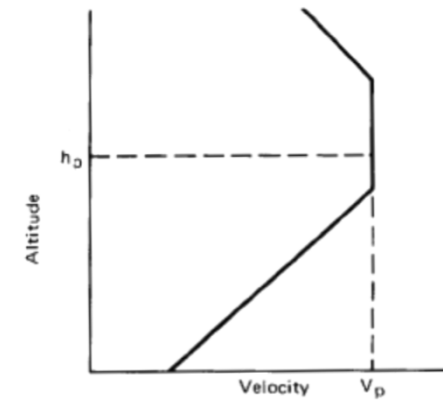
- Na podstawie lotów z 10 lat
- 30 najbardziej wietrznych dni w każdym roku
- Profil na bazie około 300 wybranych lotów

Syntetyczny profil wiatru

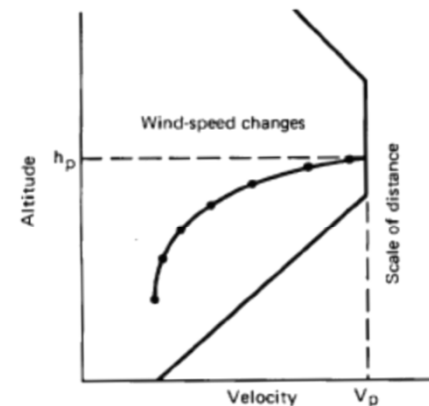
- Syntetyczny profil z 95% prawdopodobieństwem wystąpienia obciążenia od podmuchu
- NASA dopuszczała projekty z prawdopodobieństwem wystąpienia 85% ale konieczny jest monitoring wiatru przed startem



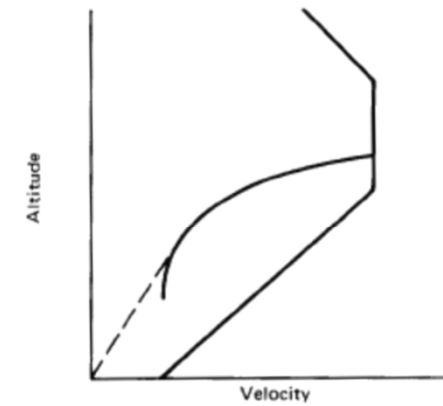
Step 1: Select wind-speed envelope.



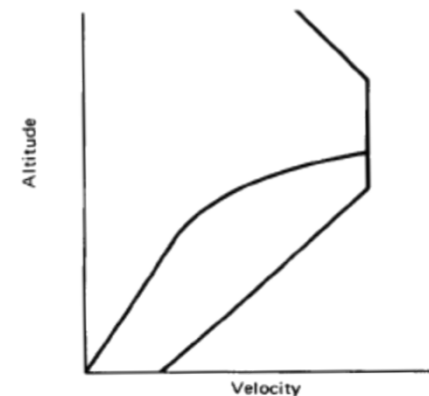
Step 2: Select desired altitude of peak wind.



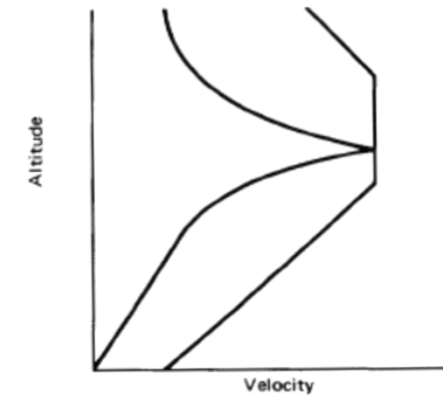
Step 3: Construct wind-buildup curve.



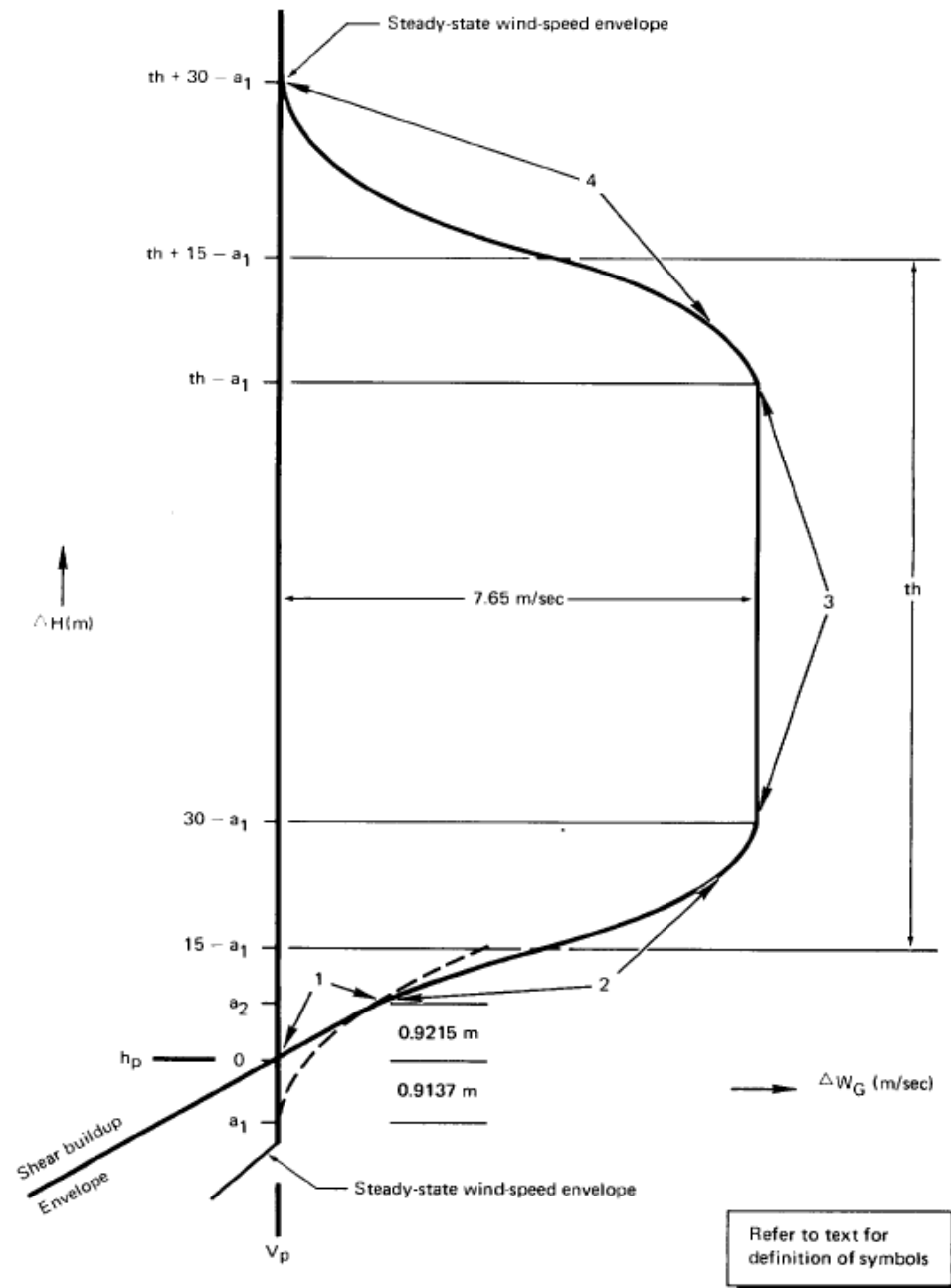
Step 4: Extend profile to surface.



Step 5: Extend profile upward by following wind-speed envelope.



Step 6: (Optional) Extend profile upward by constructing wind-back-off curve.

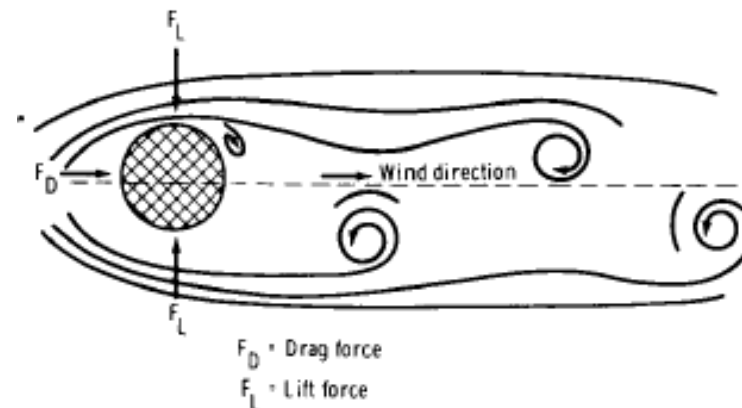


Obciążenia na ziemi



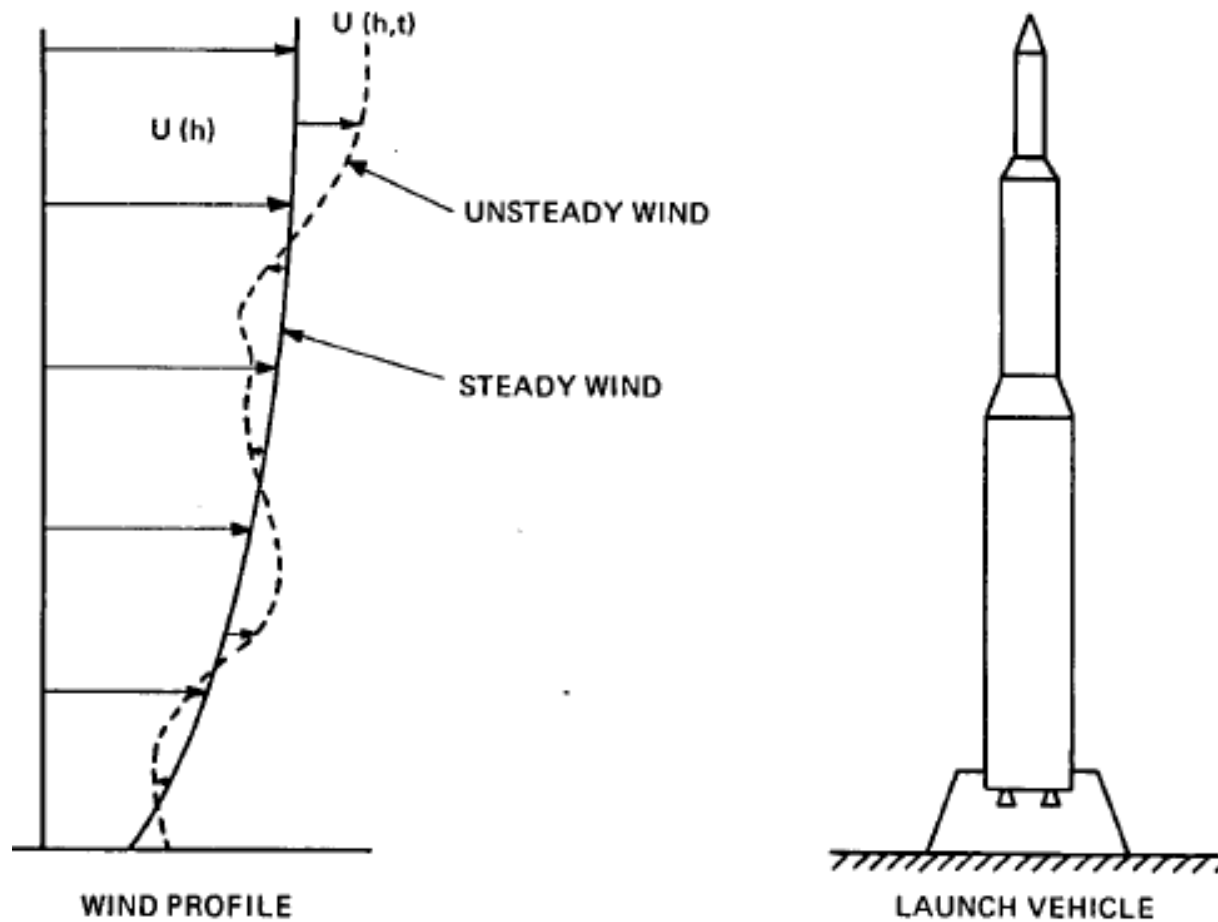
Obciążenia aerodynamiczne na ziemi

- Początkowo można założyć jedynie obciążenia statyczne z 40-50% marginesem błędu na obciążenia dynamiczne
- Obciążenia dynamiczne ostatecznie uzyskuje się w badaniach w tunelu aerodynamicznym na podstawie modelu aeroelastycznego
- Obciążenia dynamiczne mogą wystąpić od:
 - Spływania wirów
 - Buffeting





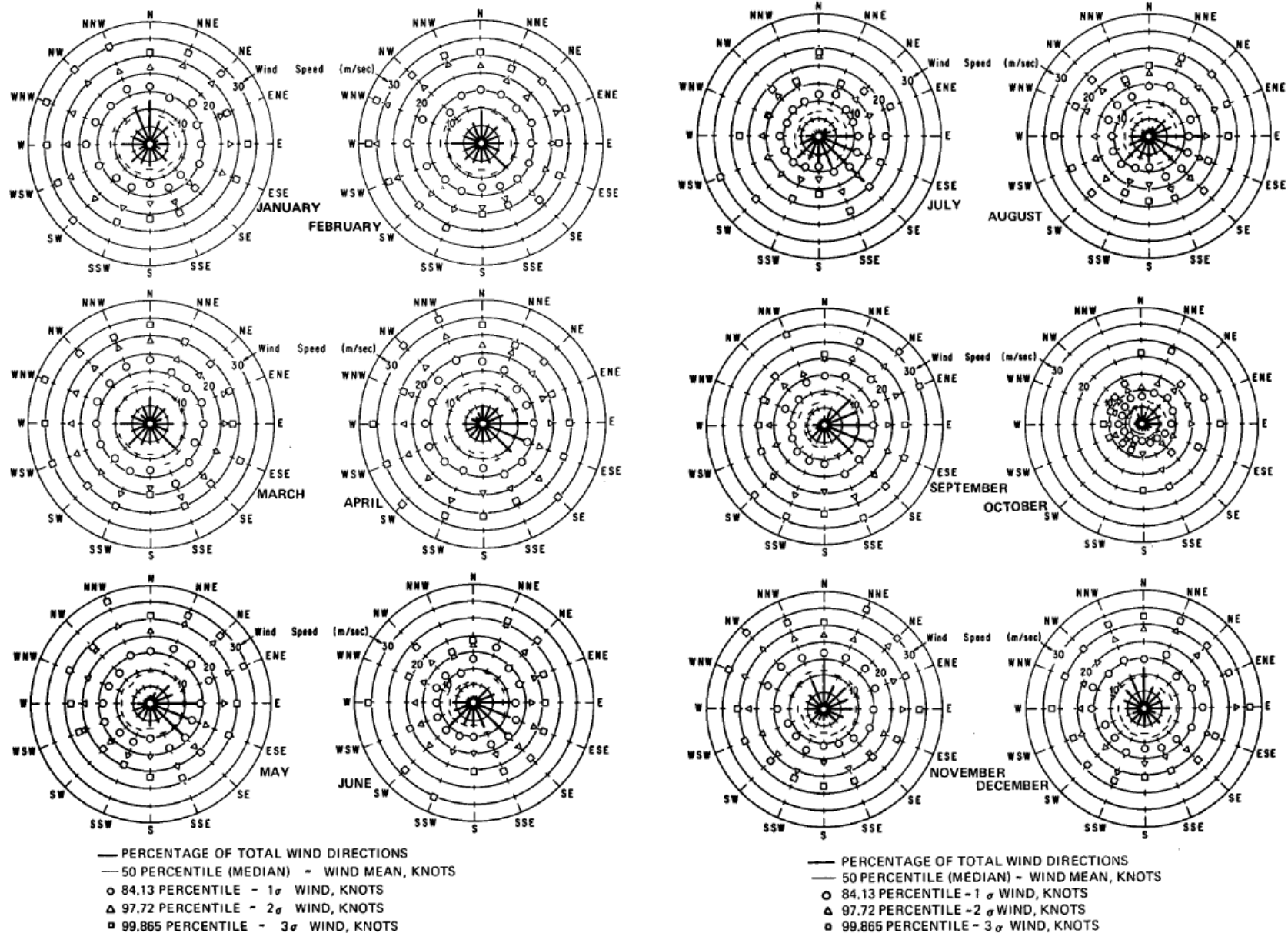
Profil wiatru przy ziemi



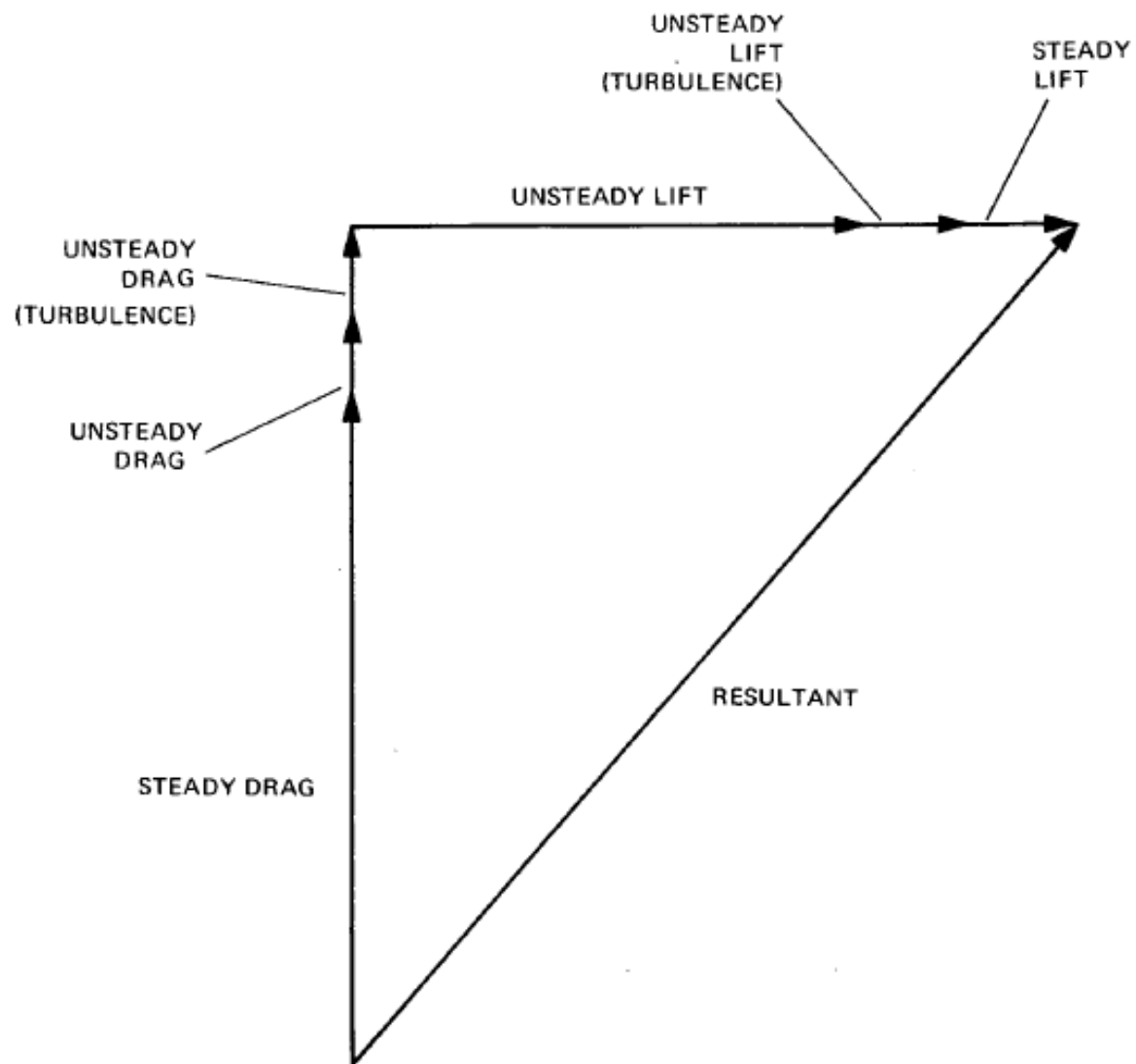
$$U = U^1 \cdot \left(\frac{h}{h^1} \right)^p = U^1 \cdot \left(\frac{h}{h^1} \right)^{0.2}$$



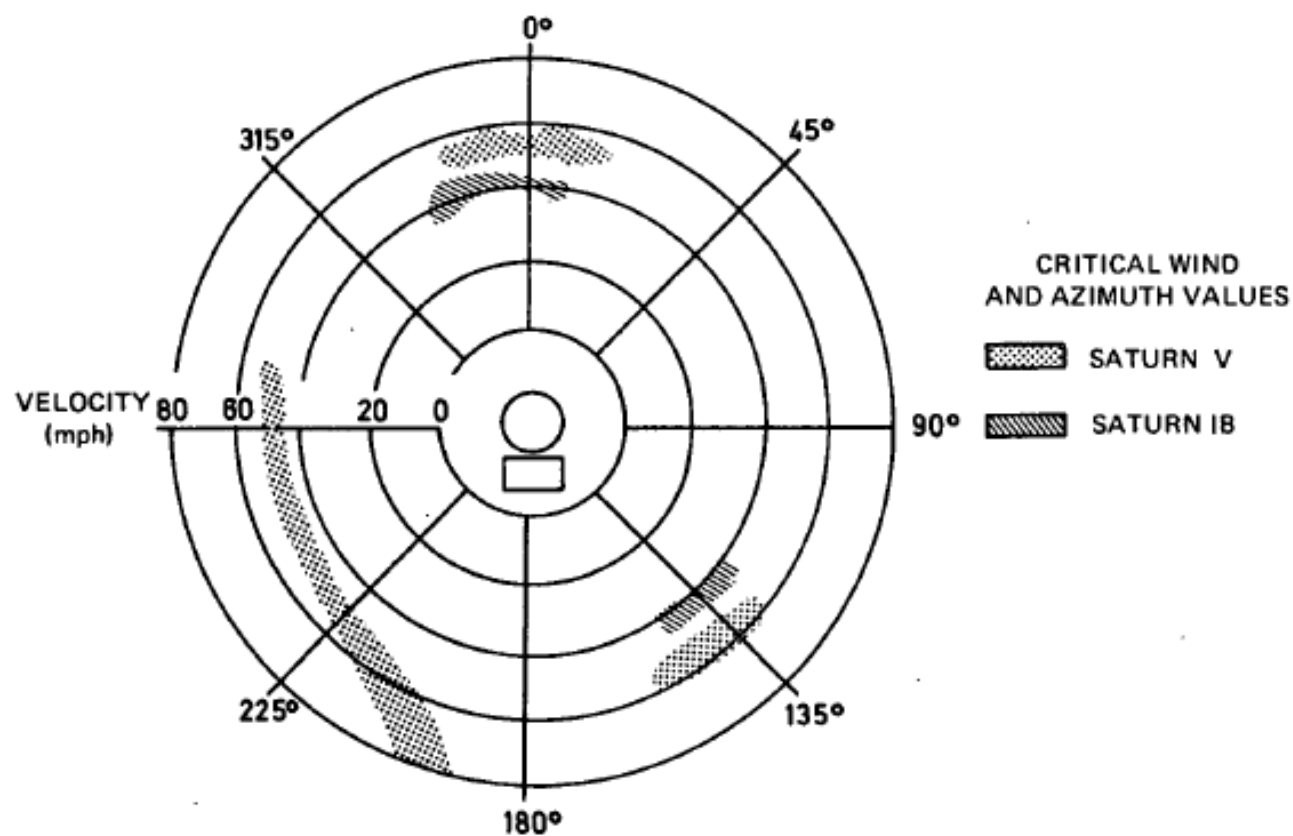
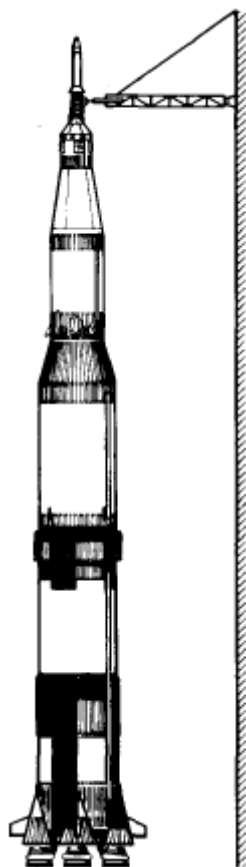
Kierunki i intensywność wiatru przy ziemi



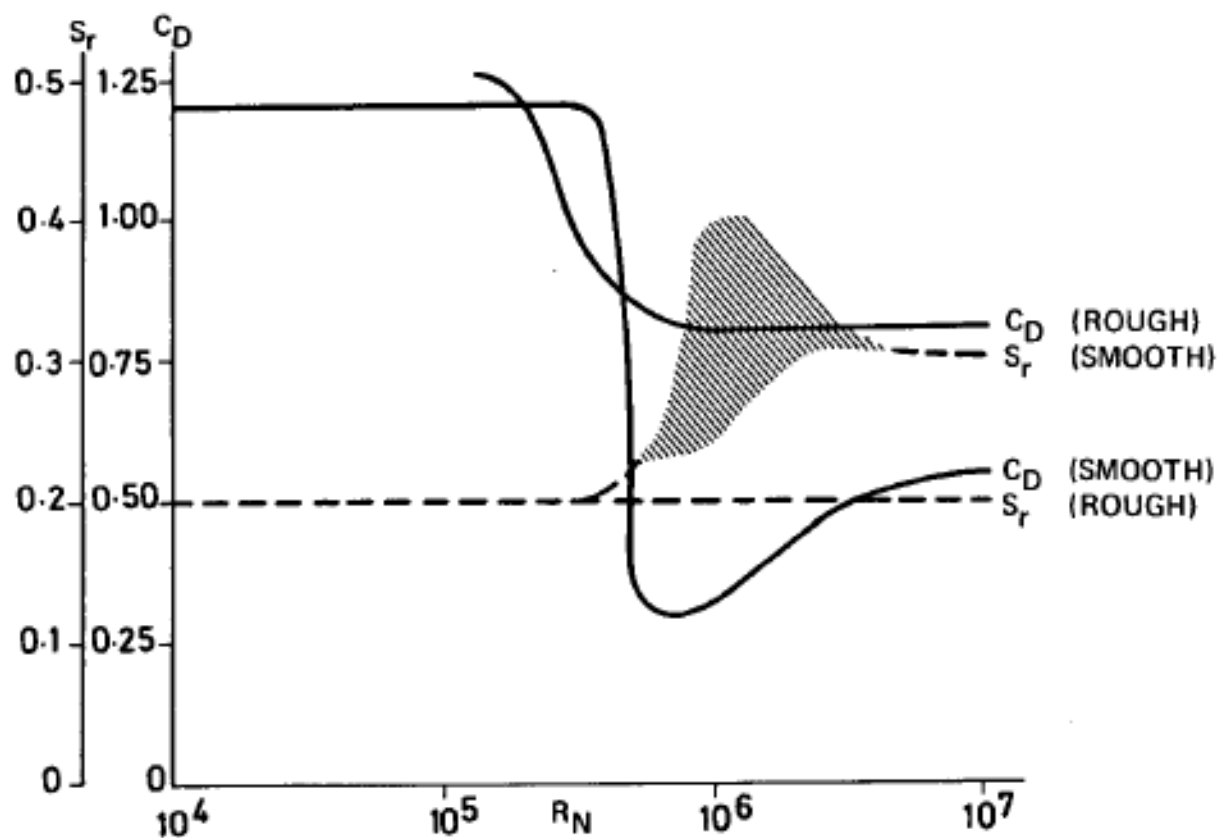
Składowe obciążenia na ziemi



Istnieje możliwość zastosowania osłon aerodynamicznych i tłumików mechanicznych do zredukowania obciążeń



Obciążenia mogą mieć różne wartości w zależności od chropowatości struktury

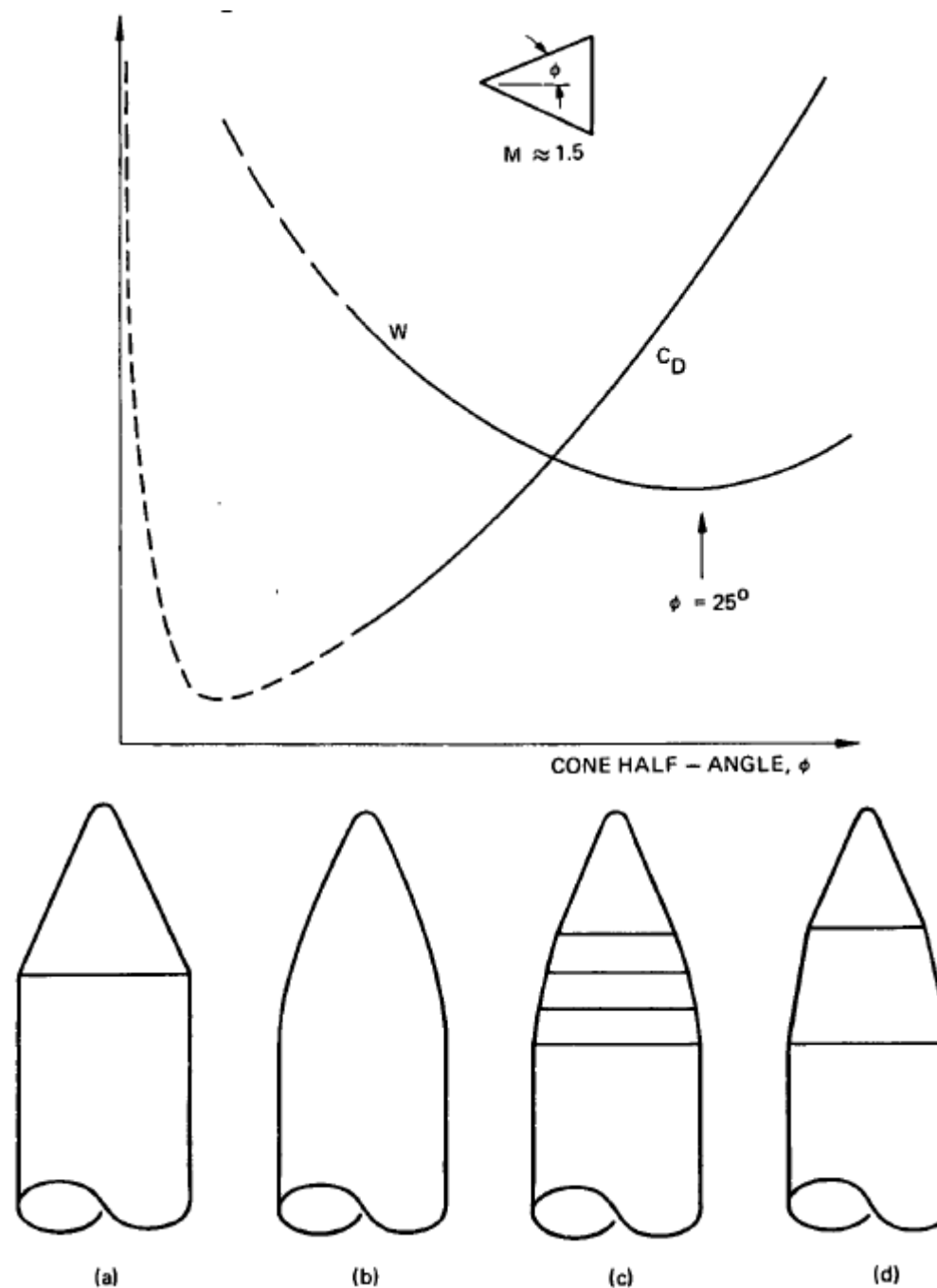


- **Czas w którym struktura jest narażona na obciążenia na ziemi od wiatru powinien być minimalizowany**
- **Ryzyko uszkodzenia od obciążeń aerodynamicznych na ziemi powinno uwzględniać opóźnienia czasowe w wyniku przełożenia momentu startu**

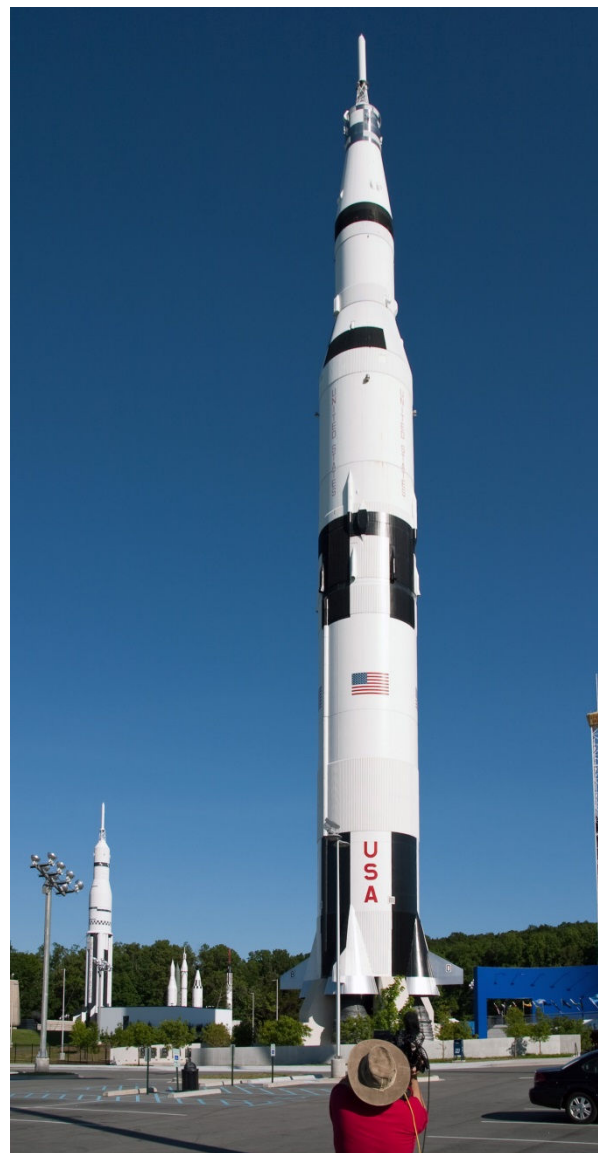
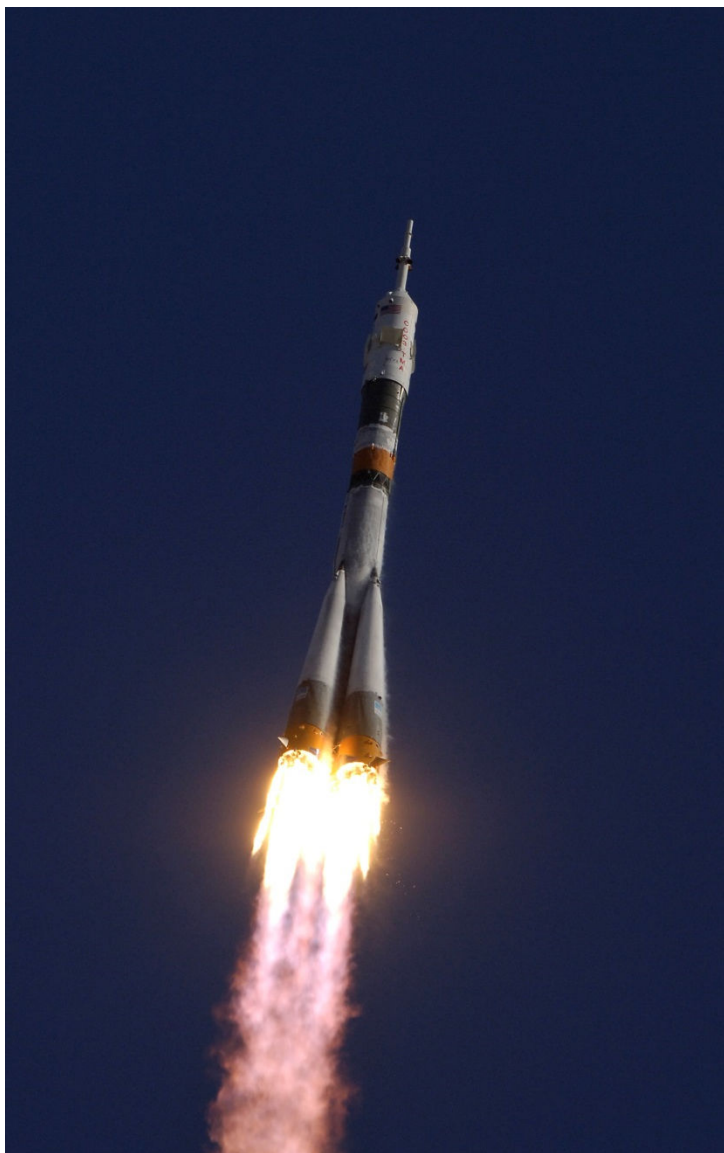
Obciążenia w locie

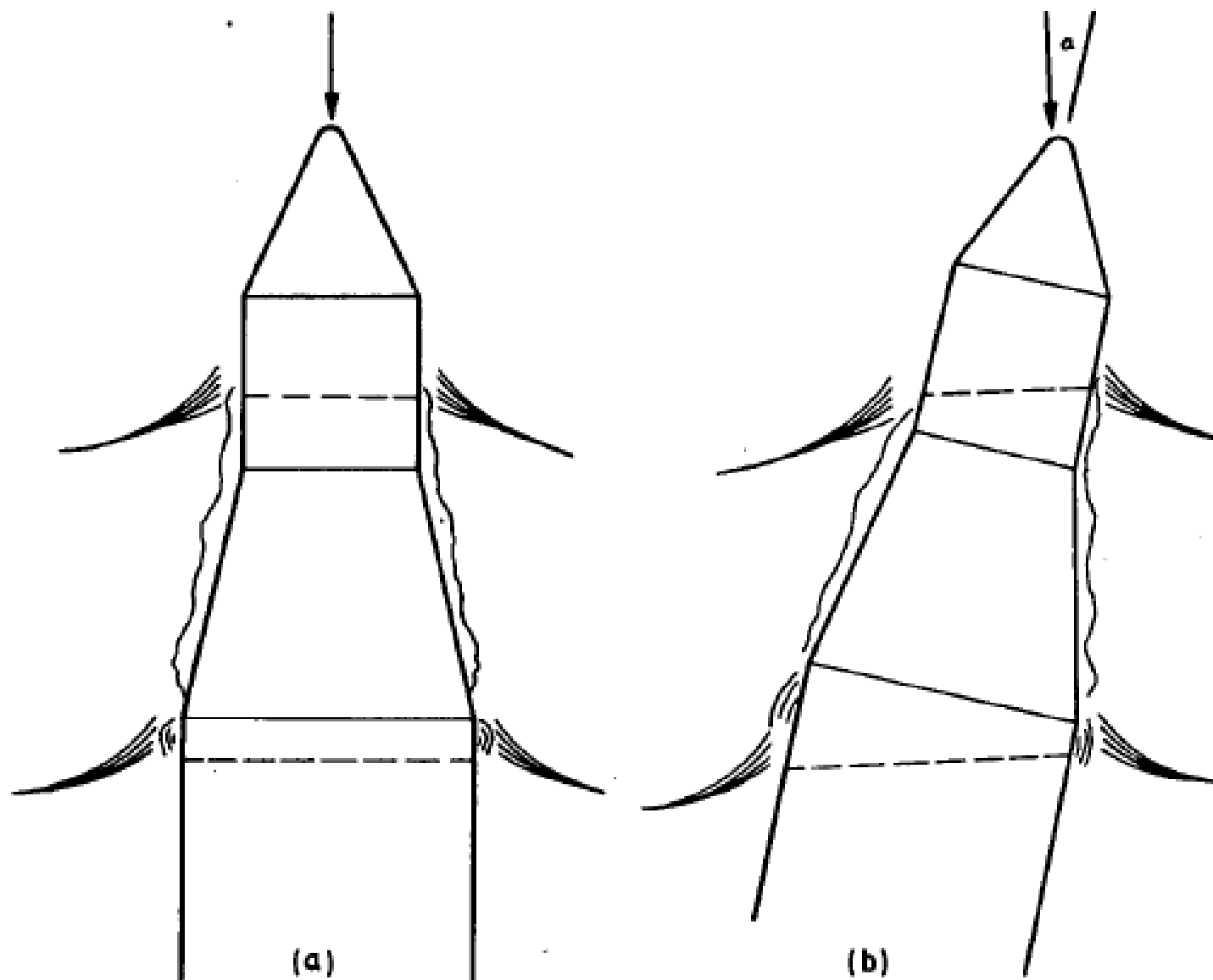
Wpływ kształtu nosa

- przestrzeń
- typ ładunku
- masa
- opory
- akustyka
- moment gnący
- momenty aerodynamiczne
- czas i technika separacji

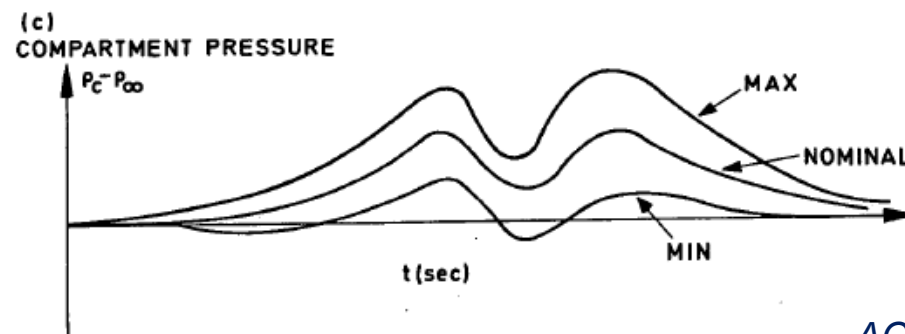
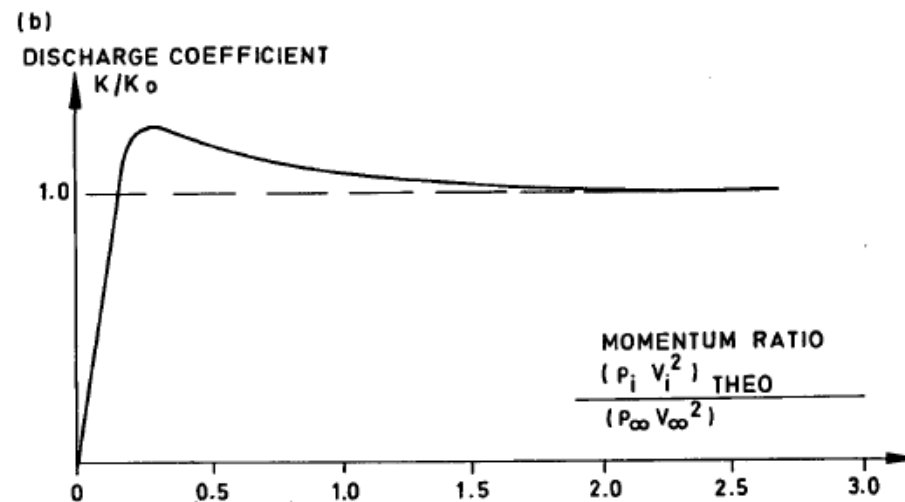
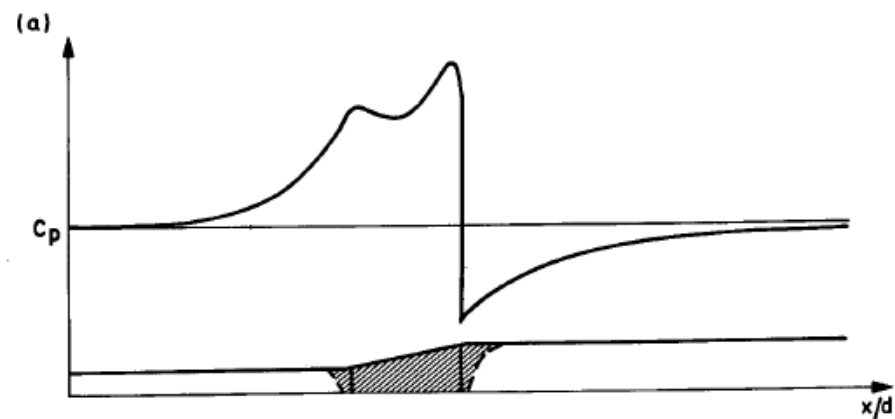
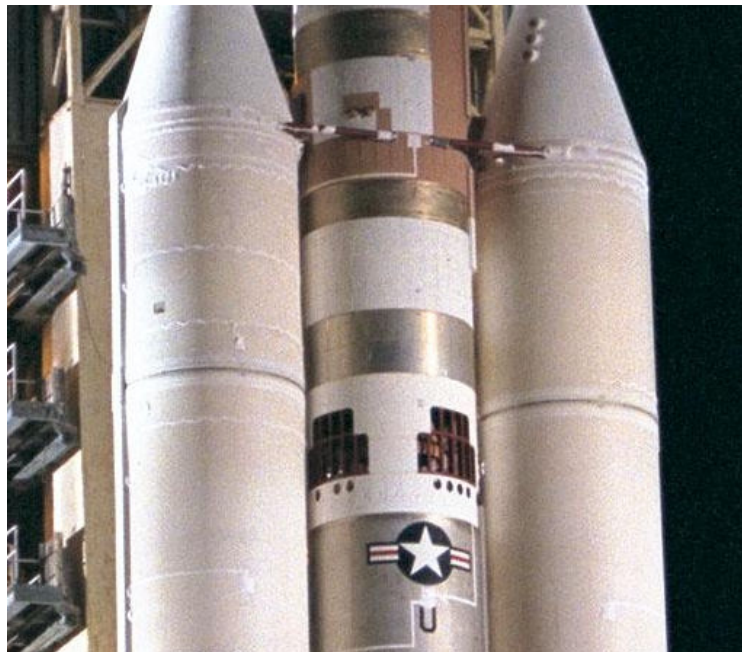


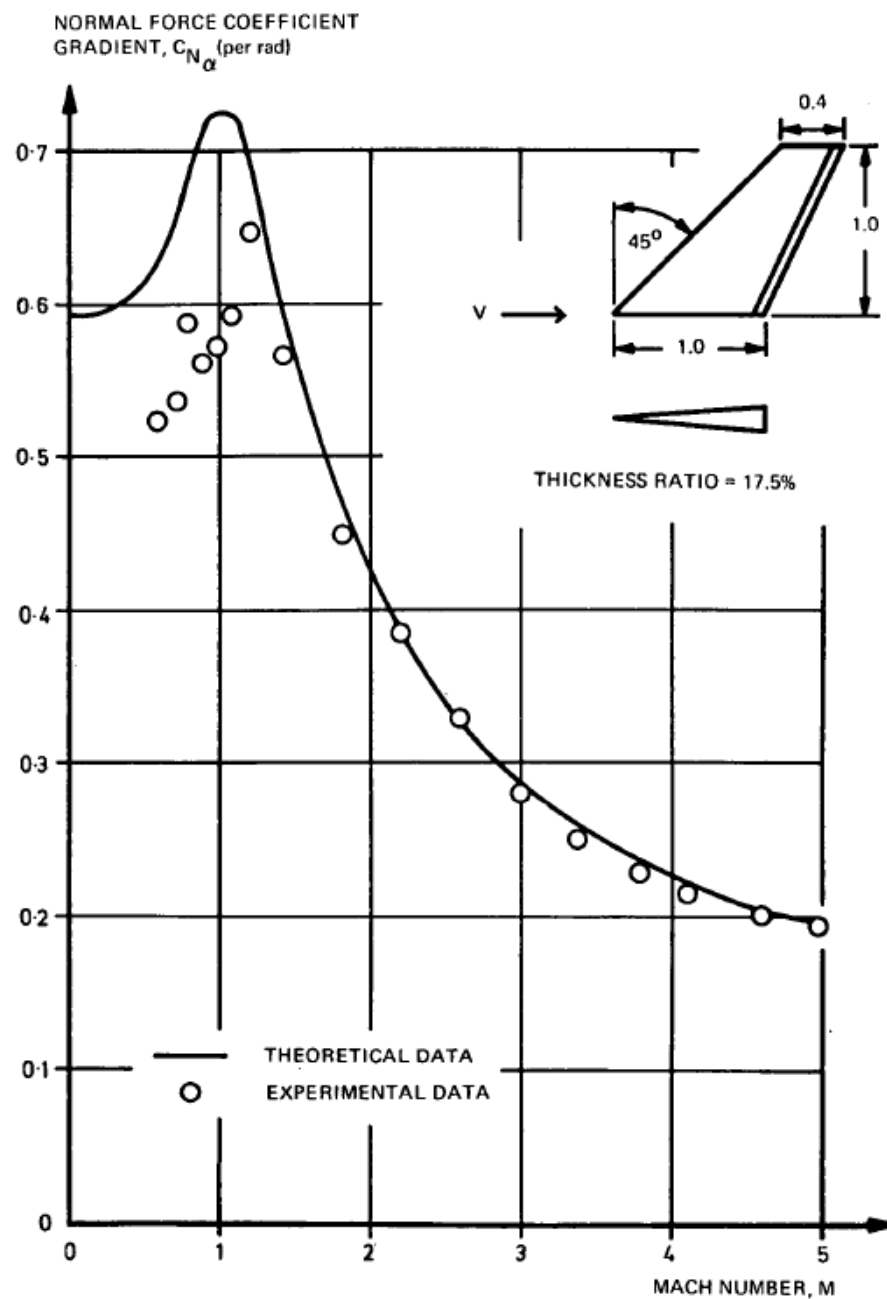
Stabilizacja lotu geometrią kadłuba





Łączniki stopni

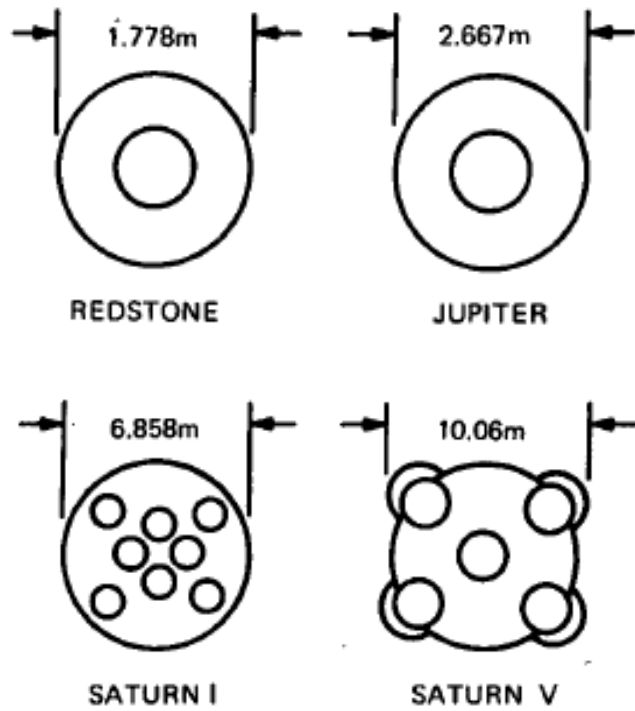


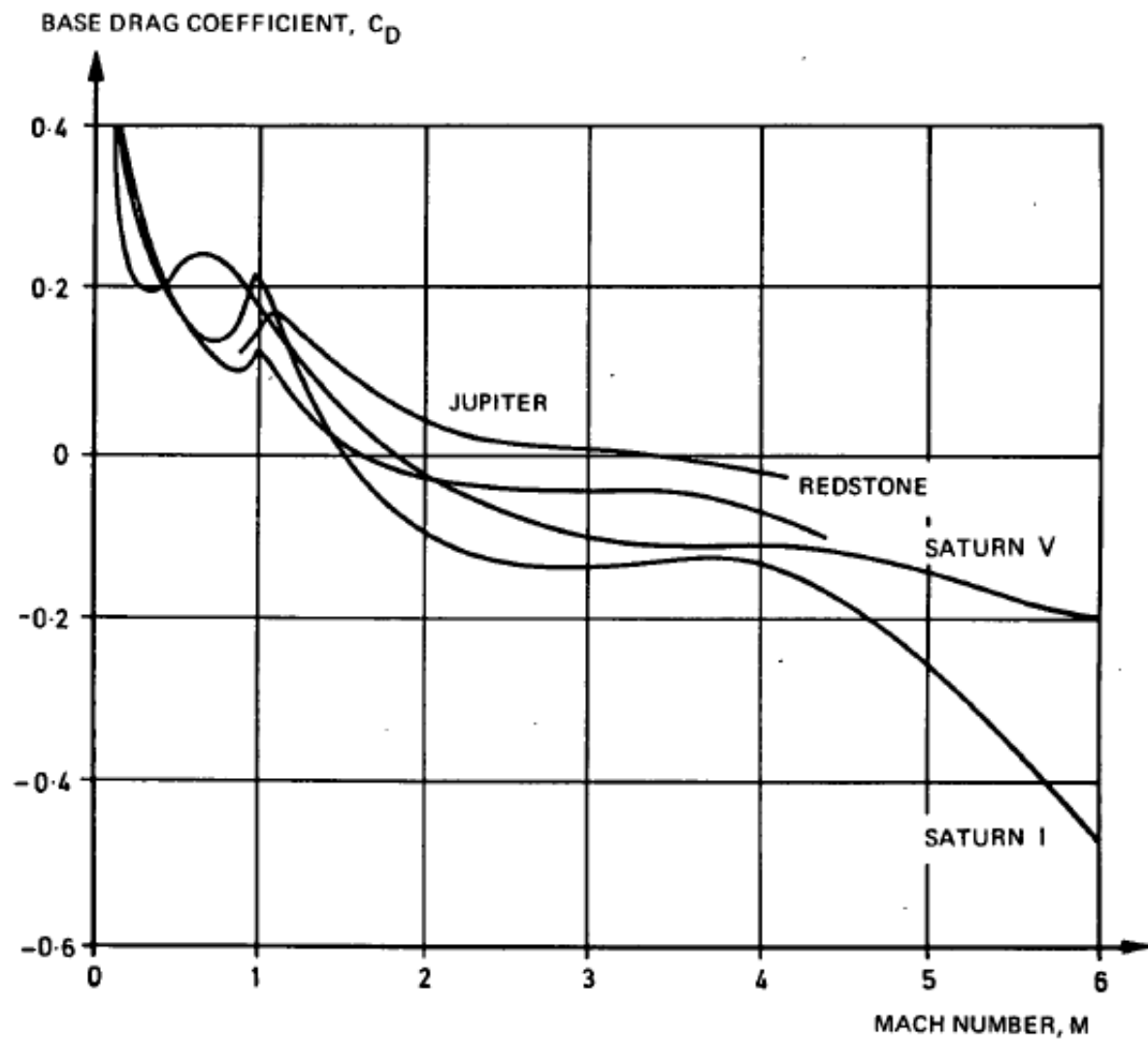
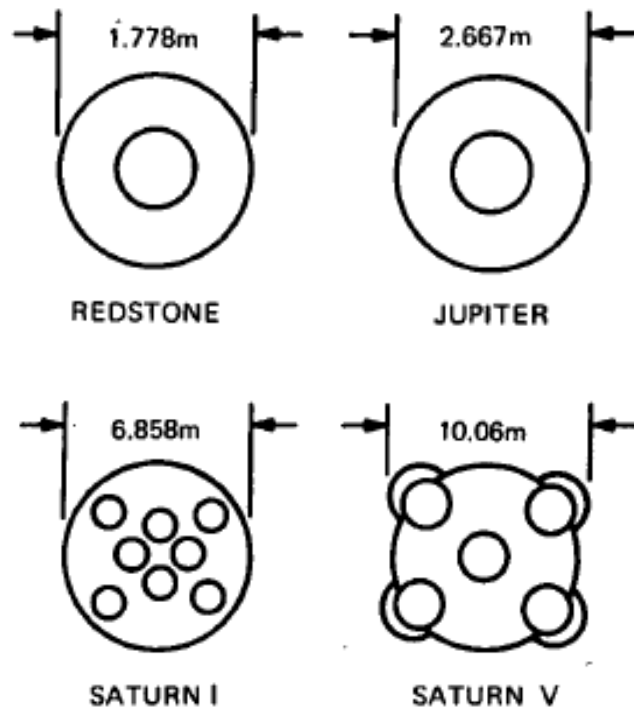




Wymiarowanie stateczników – rakiet Saturn

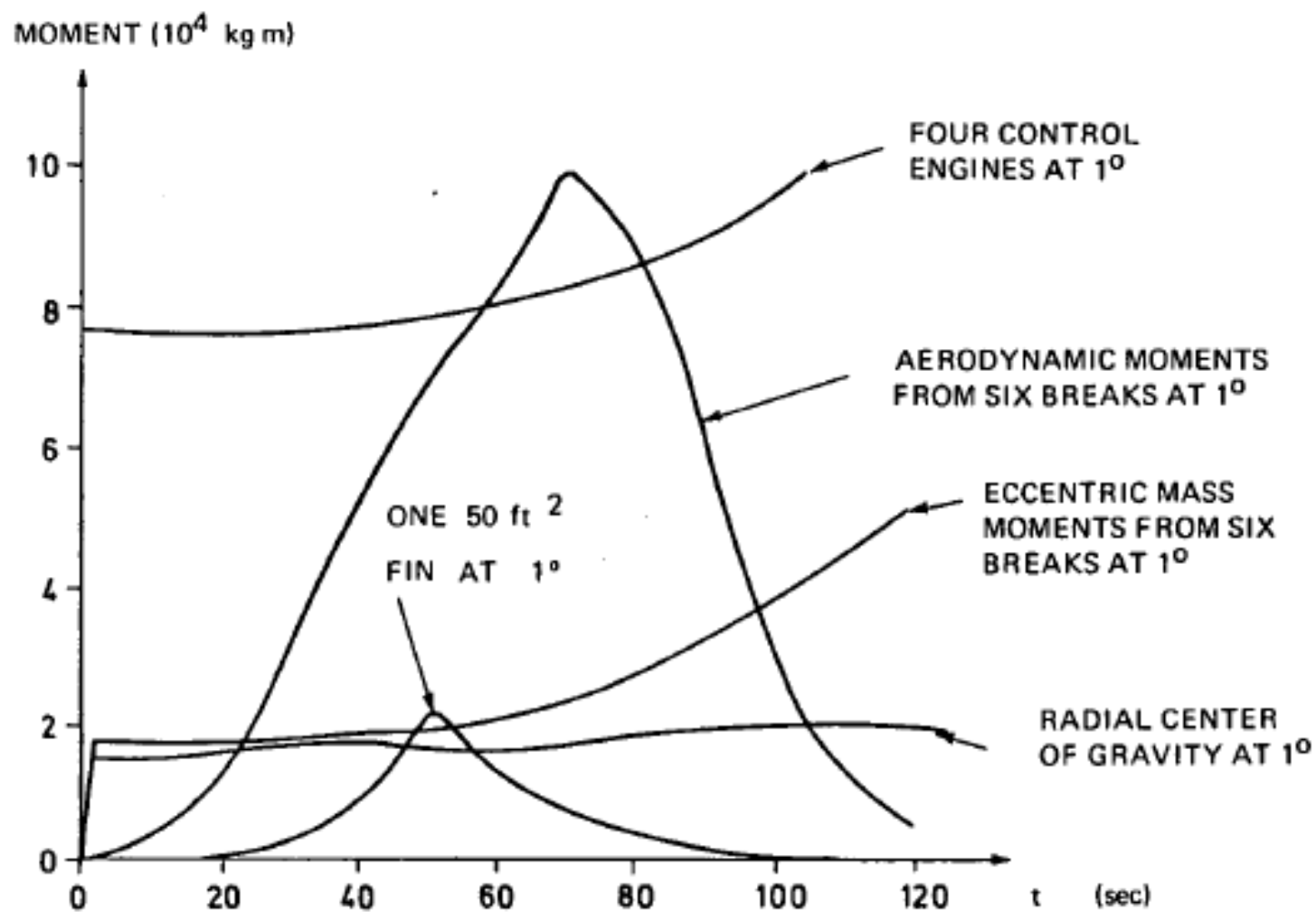
- **Rozbieżność stateczności powinna być na tyle mała, aby dać załodze czas na bezpieczną ewakuację**
- **Dodatkowy element komplikujący strukturę (ustateczniać można sterując wektorem ciągu – rakiet Jupiter)**
- **Ryzyko uszkodzenia o strukturę naziemną podczas startu**





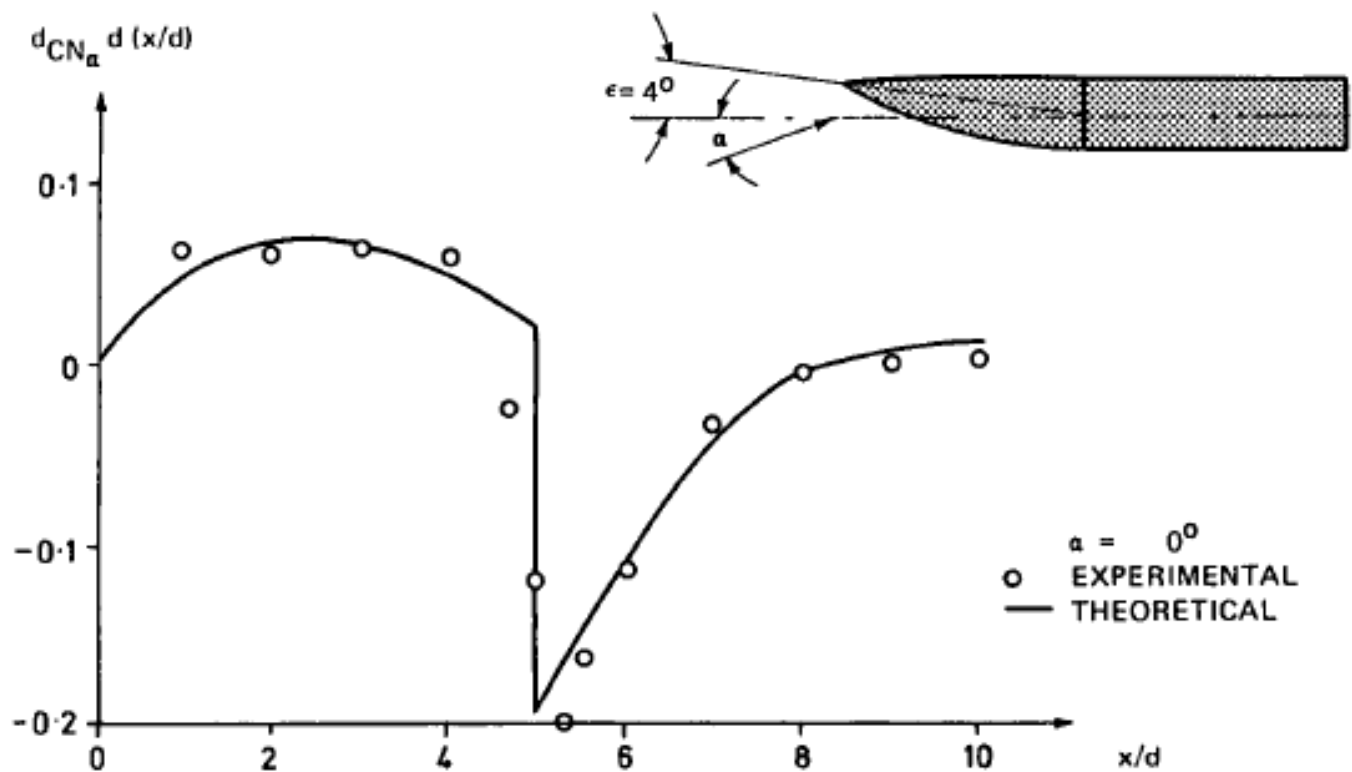


Niedokładności montażu





Niedokładność geometrii a aeroelastyczność

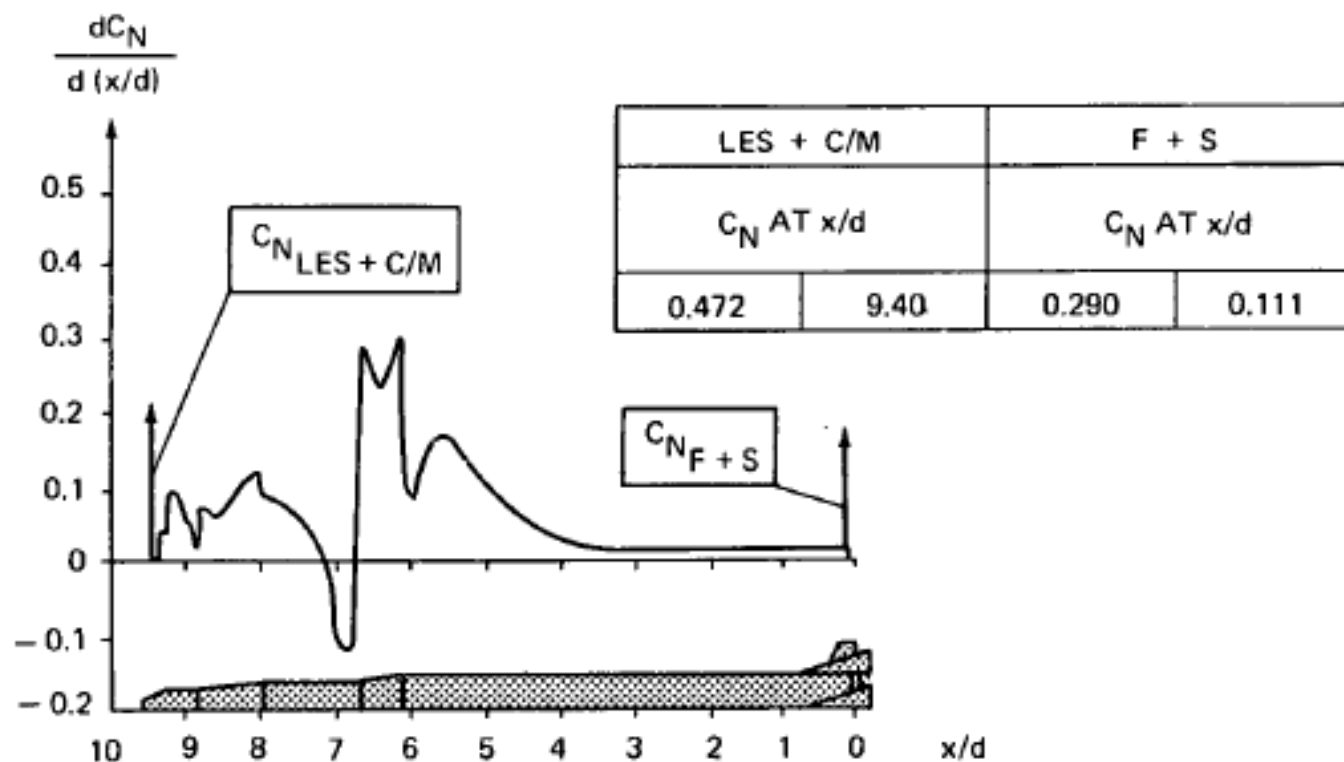




Tolerancje aerodynamiczne w symulacjach

	Wstępnie:	Docelowo:
• Siły normalne	$\pm 10\%$	$\pm 6\%$
• Siły osiowe	$\pm 15\%$	$\pm 10\%$
• Położenia środka parcia	$\pm 0.3D$	$\pm 0.2D$

$$C_{N_{TOTAL}} = \int \frac{dC_N}{d(x/d)} \cdot d(x/d) + C_{N_{LES + C/M}} + C_{N_{F + S}}$$



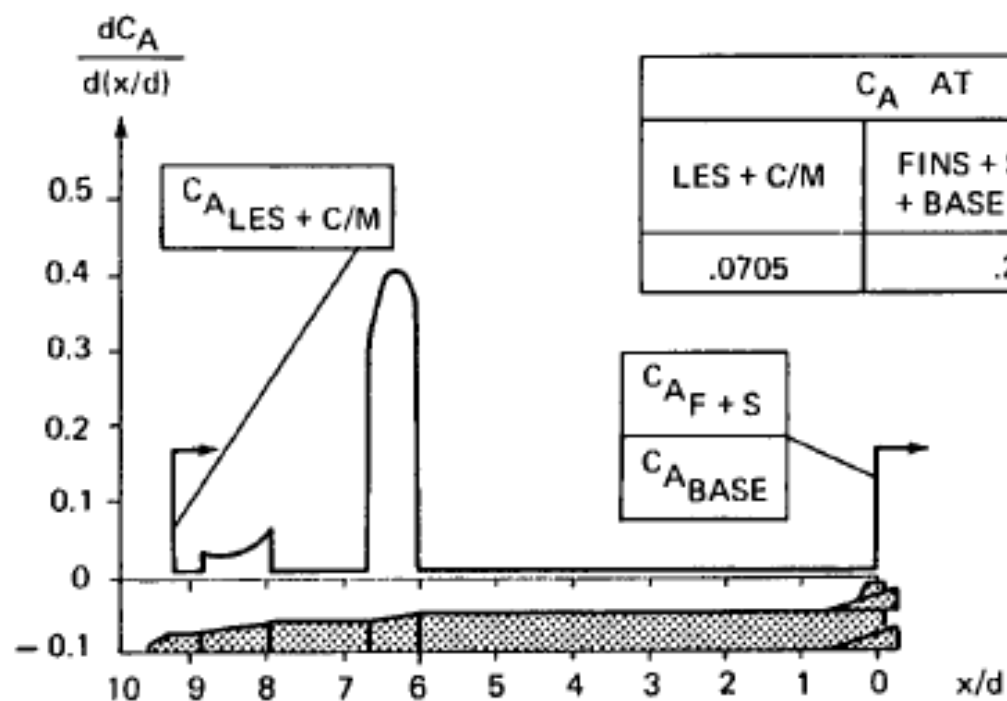
NOTE:

LES, LAUNCH ESCAPE SYSTEM; C/M, COMMAND MODULE; F + S, FINS + SHROUDS



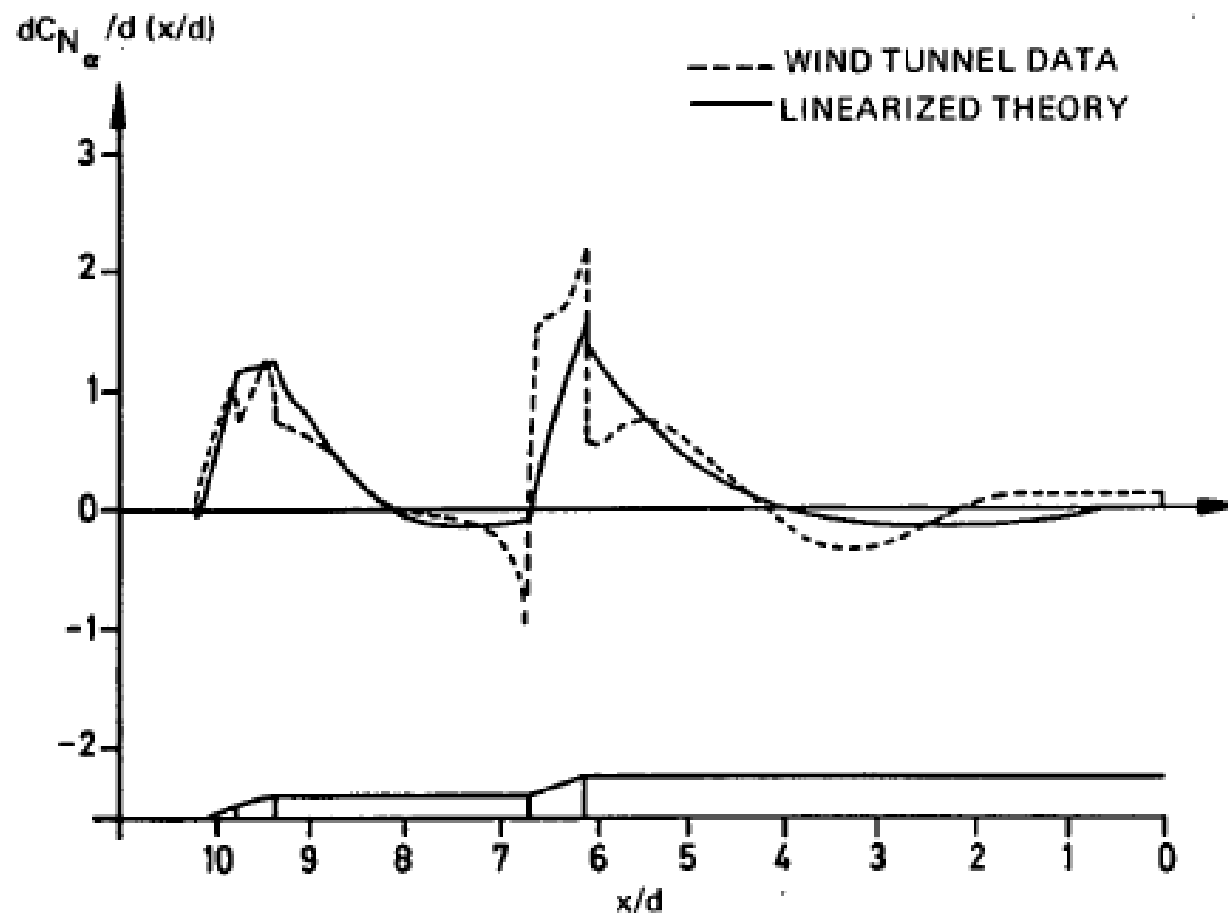
Obciążenia osiowe

$$C_{A_{TOTAL}} = \int \frac{dC_A}{d(x/d)} d(x/d) + C_{A_{LES+C/M}} + C_{A_{F+S}} + C_{A_{BASE}}$$

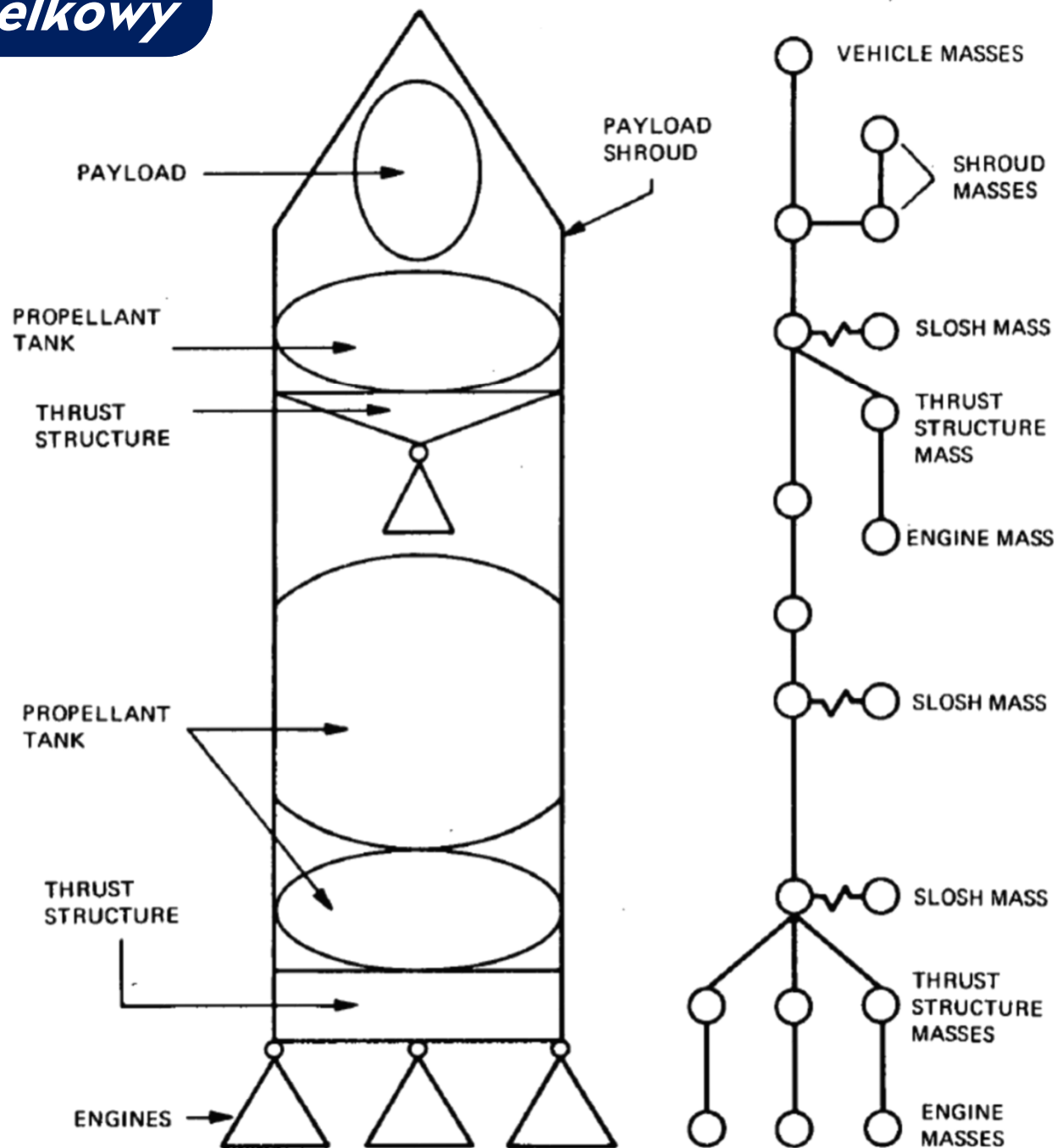




Uproszczone metody obliczeniowe

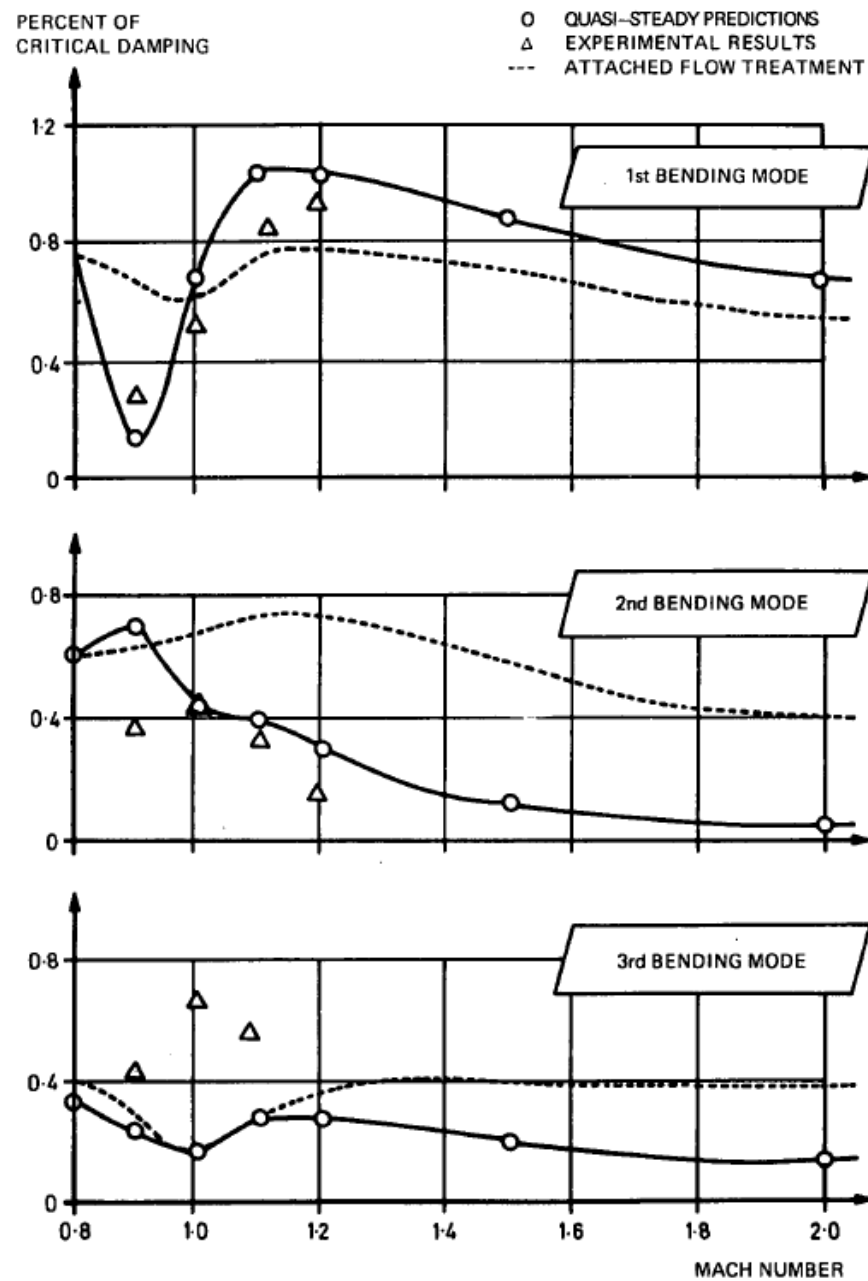


Model dynamiczny





- **Model belkowy wystarczająco dobrze reprezentuje strukturę**
- **Liczba uwzględnionych mas powinna być przynajmniej x10 większa niż najwyższy rozpatrywany stopień swobody (np. 3 pierwsze postacie drgań wymagają uwzględnienia 30 głównych mas)**
- **Większa liczba mas poprawia dokładność obliczeń ale w niewielkim stopniu**

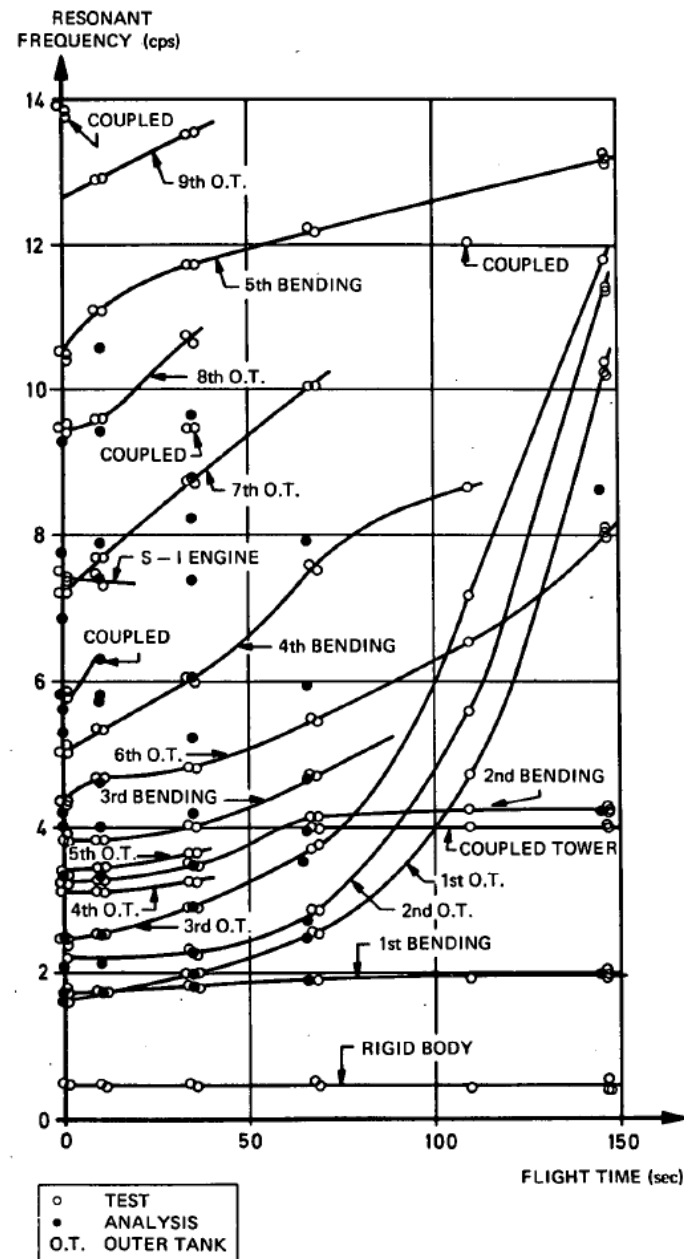


- **Szczególną uwagę należy zwrócić na miejsca połączeń struktury**
- **Niekiedy bez testów na fizycznym modelu ciężko jest ustalić mechaniczny model matematyczny połączeń, przegubów**

(np. gimball silnika którego tarcie się zmienia w zależności od siły ciągu, aż do zablokowania przy braku ciągu)

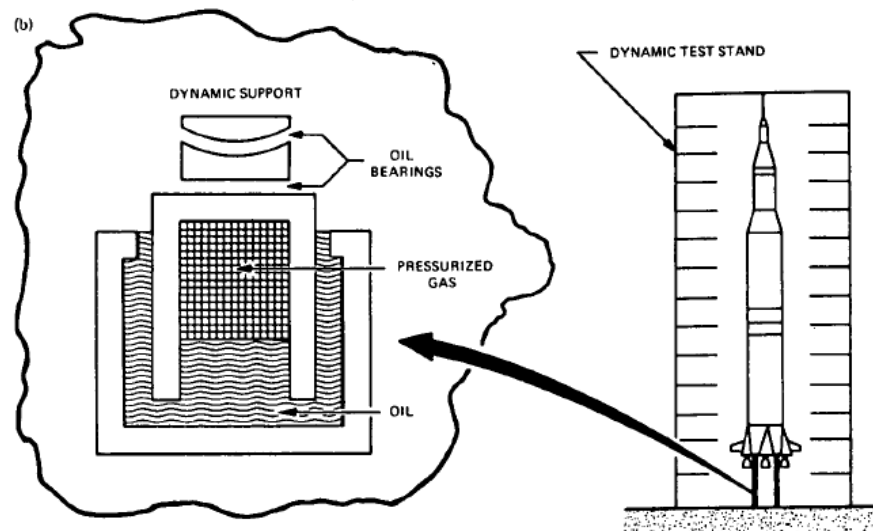
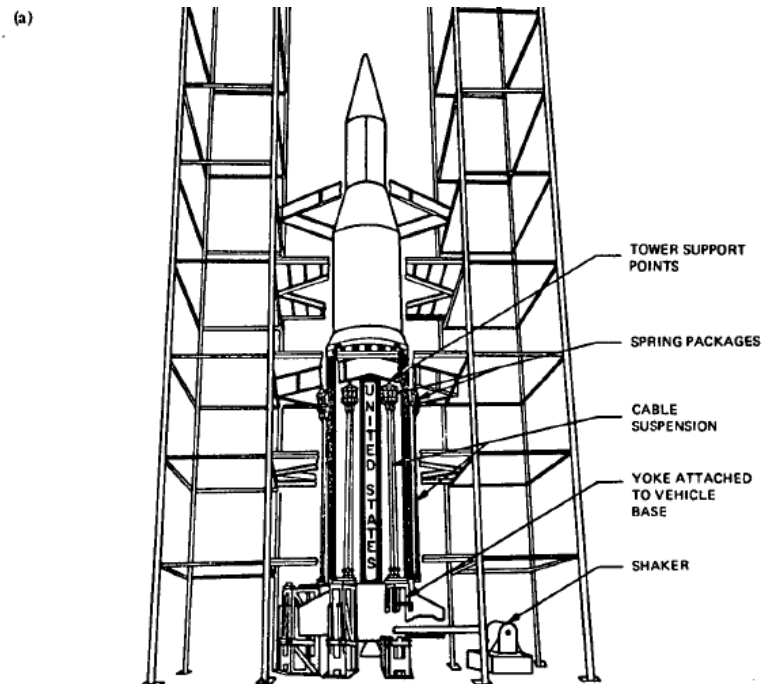
- Stosunkowo niewielkie masy takie jak: pompy, wyposażenie, wzmocnione punkty mocowania zawieszone elastycznie mogą wpływać na drgania wyższych częstotliwości
- Konstruktor musi zdecydować, czy modelować je jako osobne, zawieszone elementy, czy uwzględnić jedynie jako przyrost masy głównych komponentów, belek modelu
- Siły bezwładności powstające w wyniku obrotu silnika w trakcie sterowania wektorem ciągu przy wyższych częstotliwościach mogą osiągać podobne wartości jak składowe wektora ciągu

Częstotliwości drgań własnych



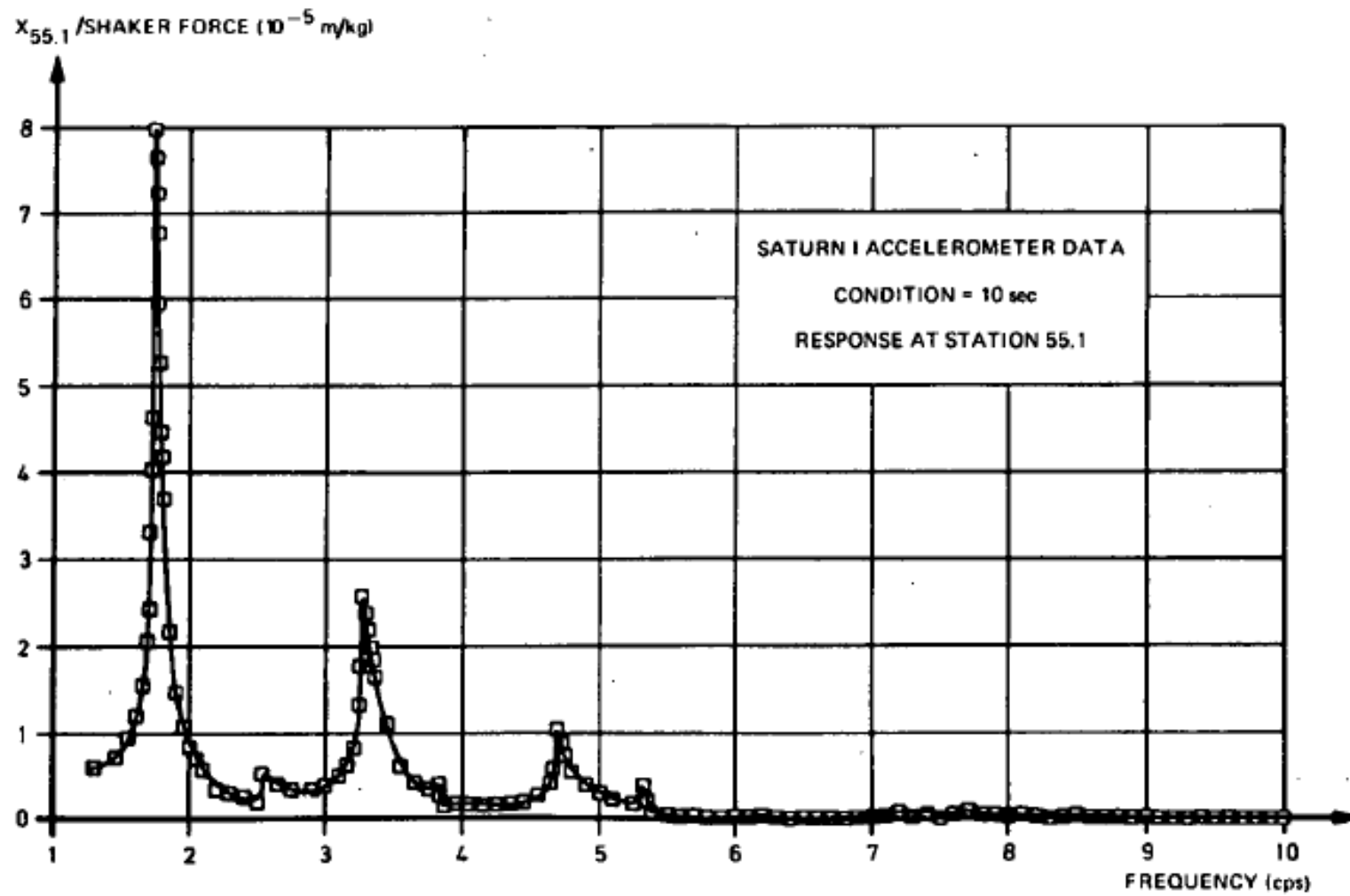


Testy drgań na pełnowymiarowym modelu

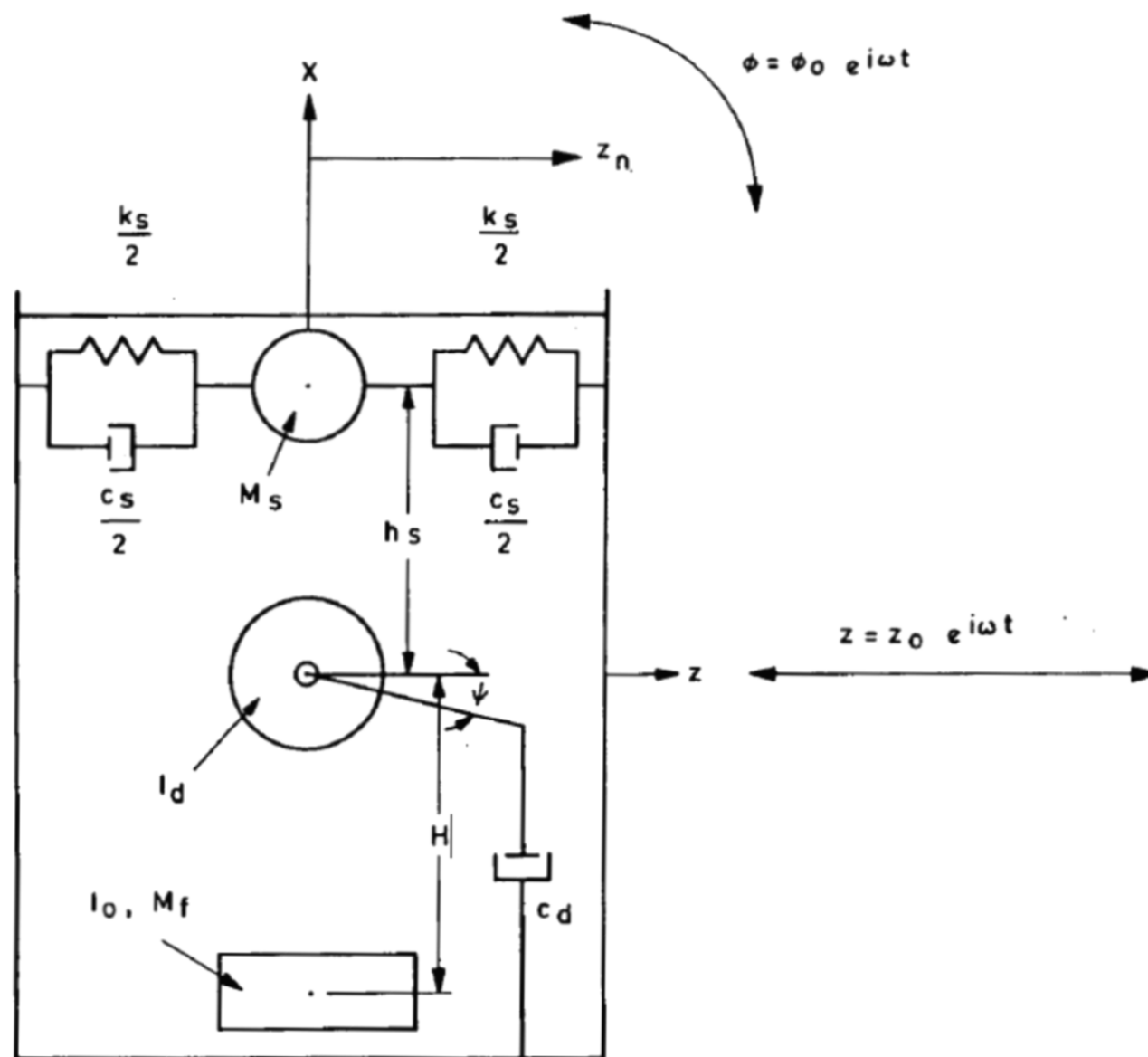




Przemieszczenie nosa pod wpływem drgań



Model dynamiczny zbiorników





$$F_z + M_f(\ddot{Z} + H\ddot{\phi}) + \sum_{s=1}^{\infty} M_s(\ddot{Z} + \ddot{Z}_s + h_s\ddot{\phi}) = 0$$

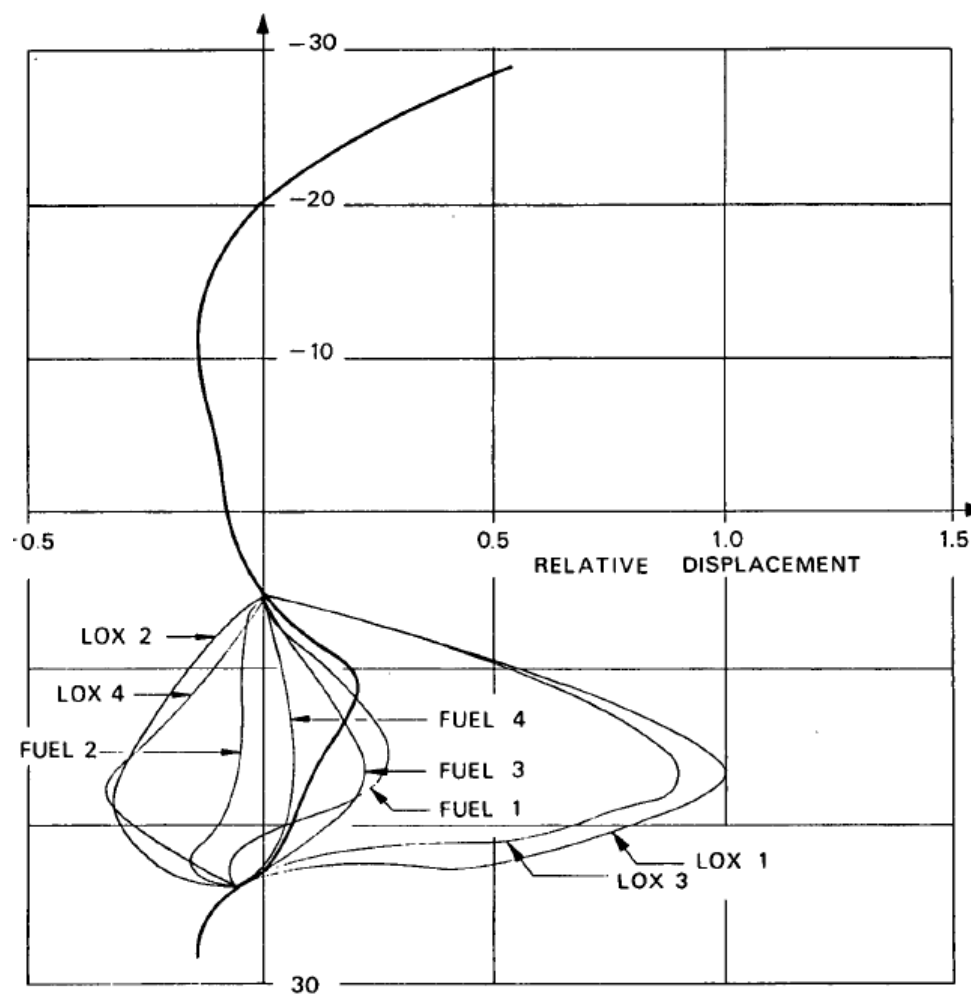
$$M_y + (I_o + M_f H^2)\ddot{\phi} + I_d(\ddot{\phi} + \ddot{\psi}) - \bar{g} \sum_{s=1}^{\infty} M_s Z_s \\ + \sum_{s=1}^{\infty} M_s h_s(\ddot{Z}_s + h_s\ddot{\phi}) = 0$$

$$I_d(\ddot{\phi} + \ddot{\psi}) + c_d\dot{\psi} = 0$$

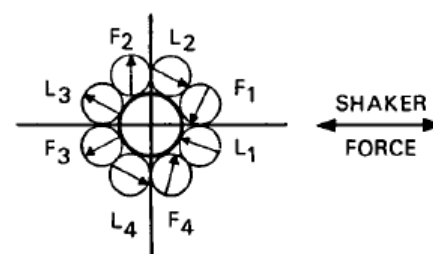
$$M_s(\ddot{Z} + \ddot{Z}_s + h_s\ddot{\phi}) + 2M_s \zeta_s \omega_s \dot{Z}_s + k_s Z_s - M_s \bar{g}\phi = 0$$



Postacie drgań zbiorników



TIME = 68 sec
FREQUENCY = 2.86 cps

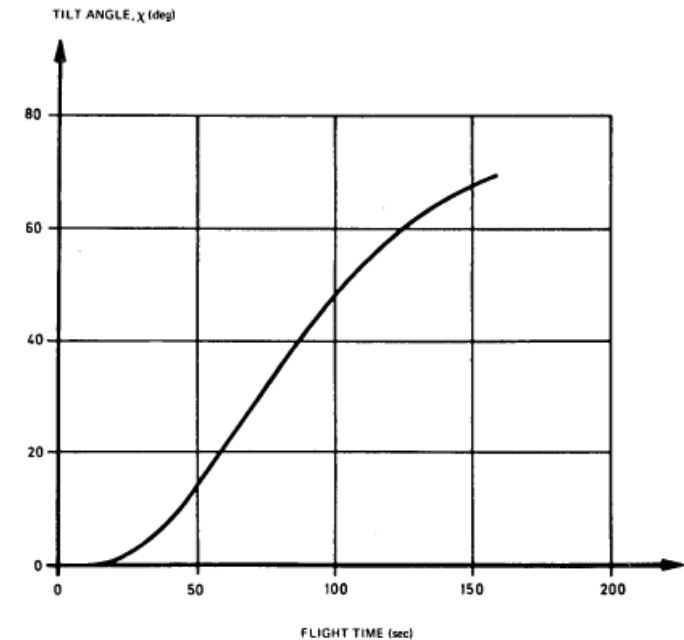


IVpływ sterowania



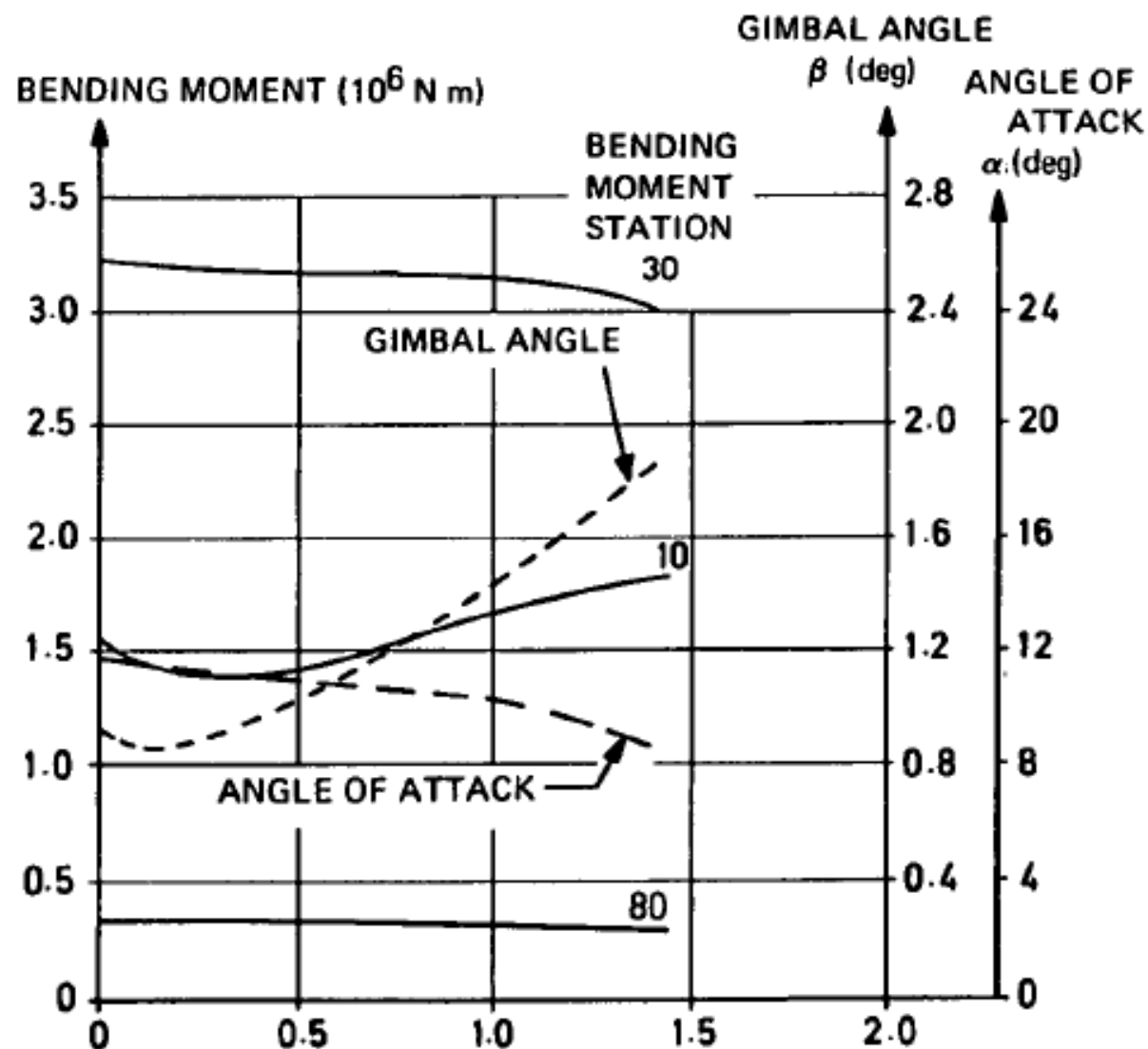
Redukcja obciążeń przez sterowanie

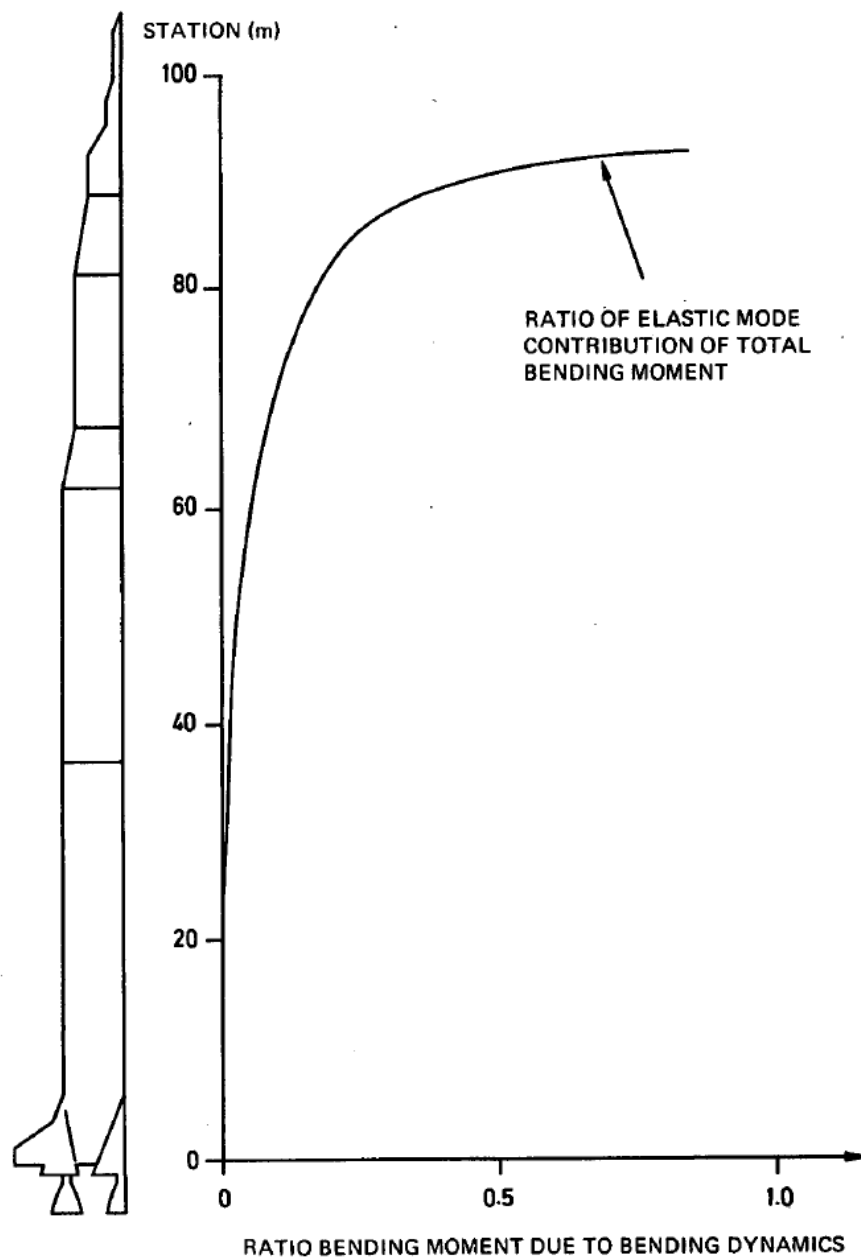
- Trajektoria lotu do odłączenia pierwszego stopnia jest zdeterminowana przez redukcję obciążeń
- Procedura sterowania jest zaprogramowana jako niezmienna funkcja od czasu, brak sprzężenia zwrotnego
- W kolejnych fazach lotu, dla wyższych stopni, realizowana jest procedura sterowania, która zapewni minimalne spalanie i pozwala zabrać większy ładunek.



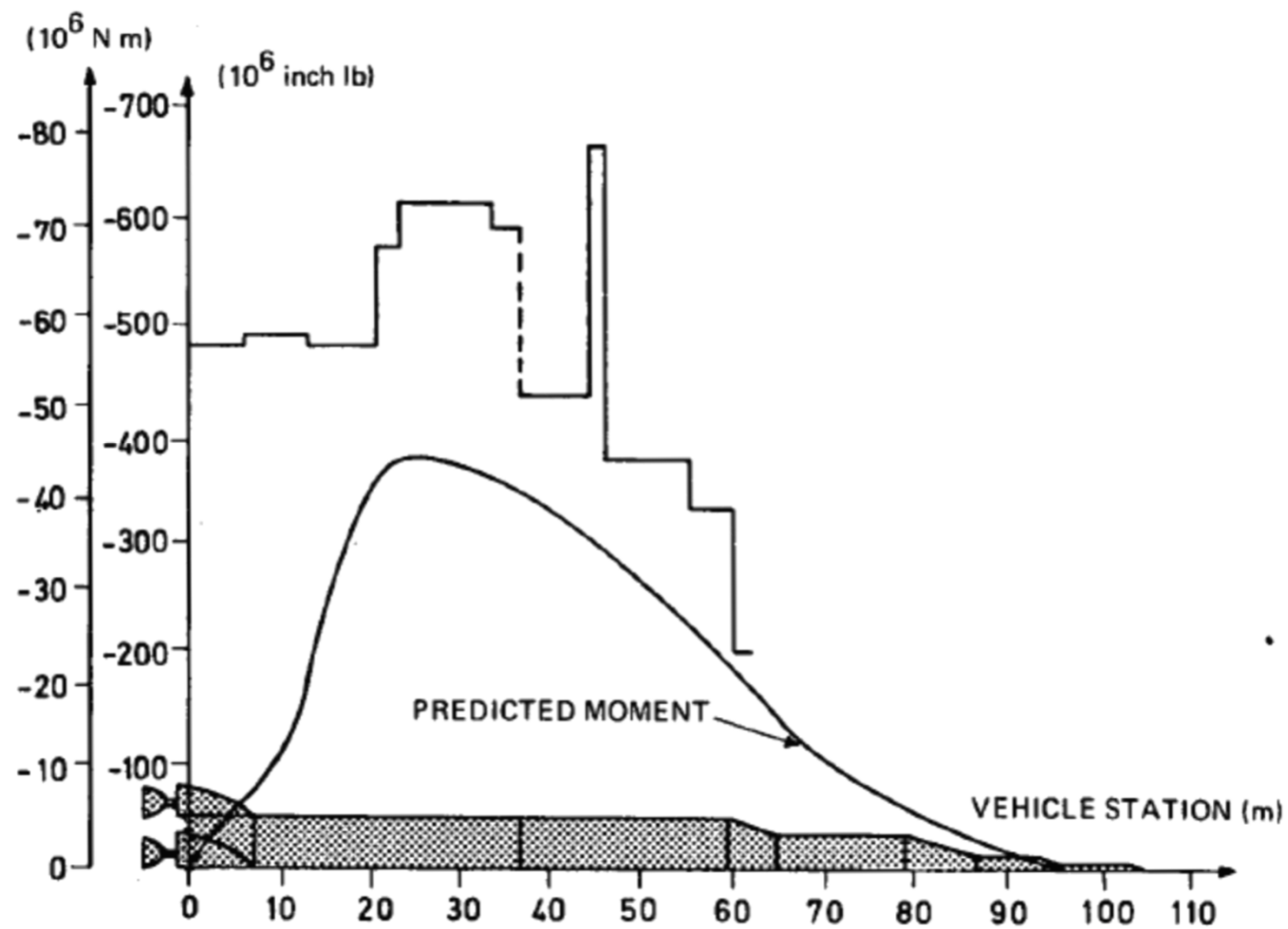


Moment gnący od wychylenia silnika



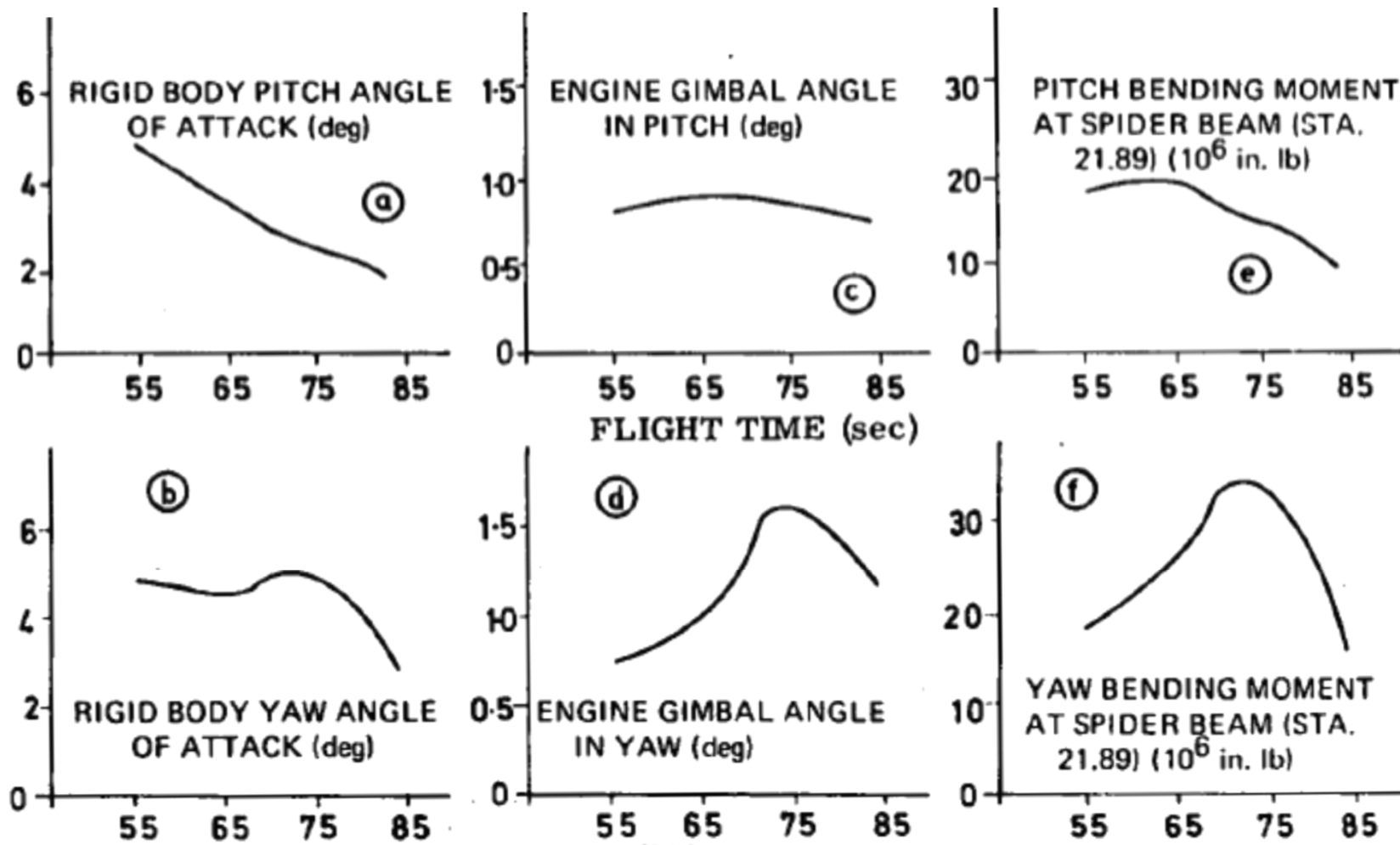


BENDING MOMENT INCLUDING 1.4 SAFETY FACTOR





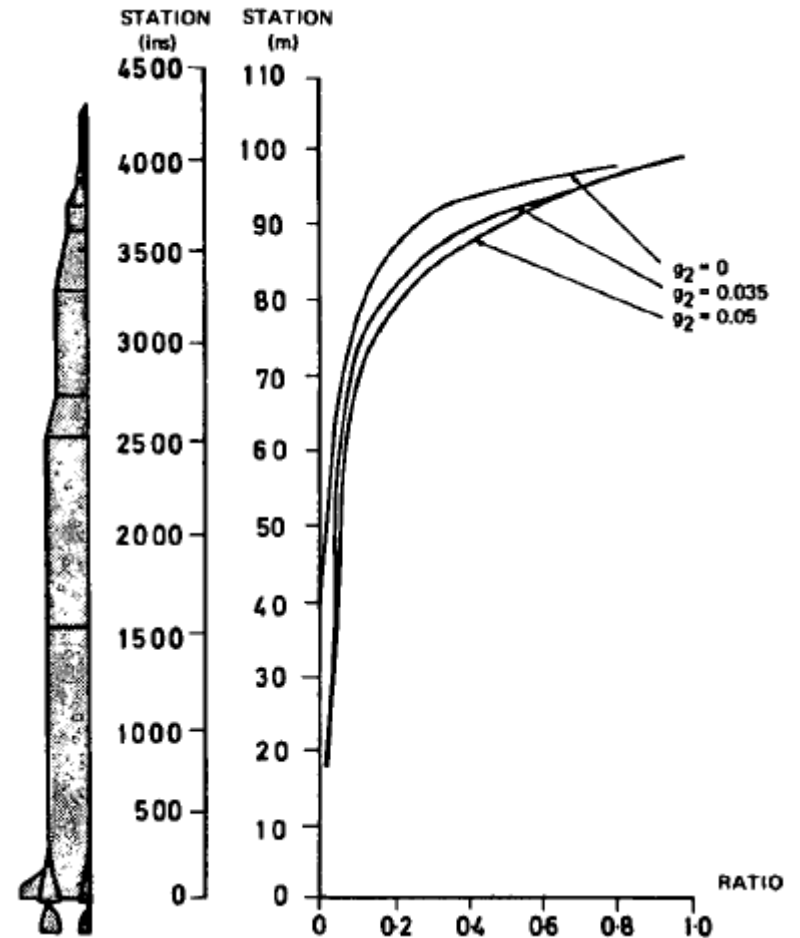
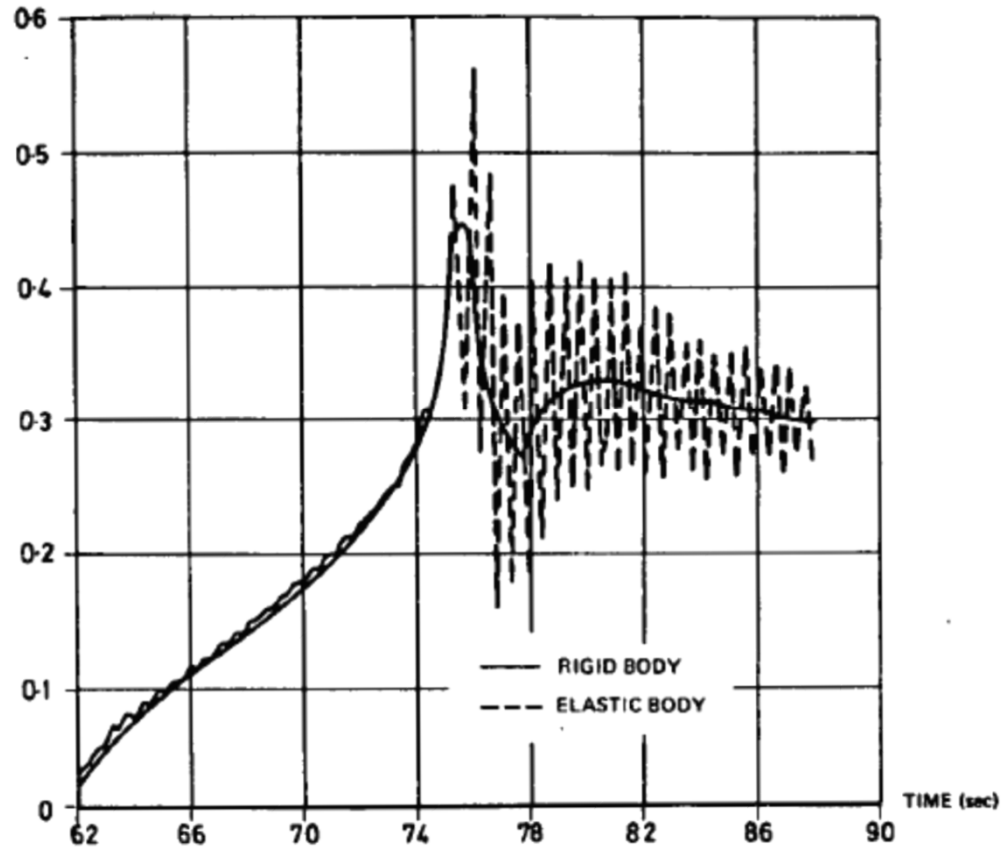
Wzmocnienia od sterowania





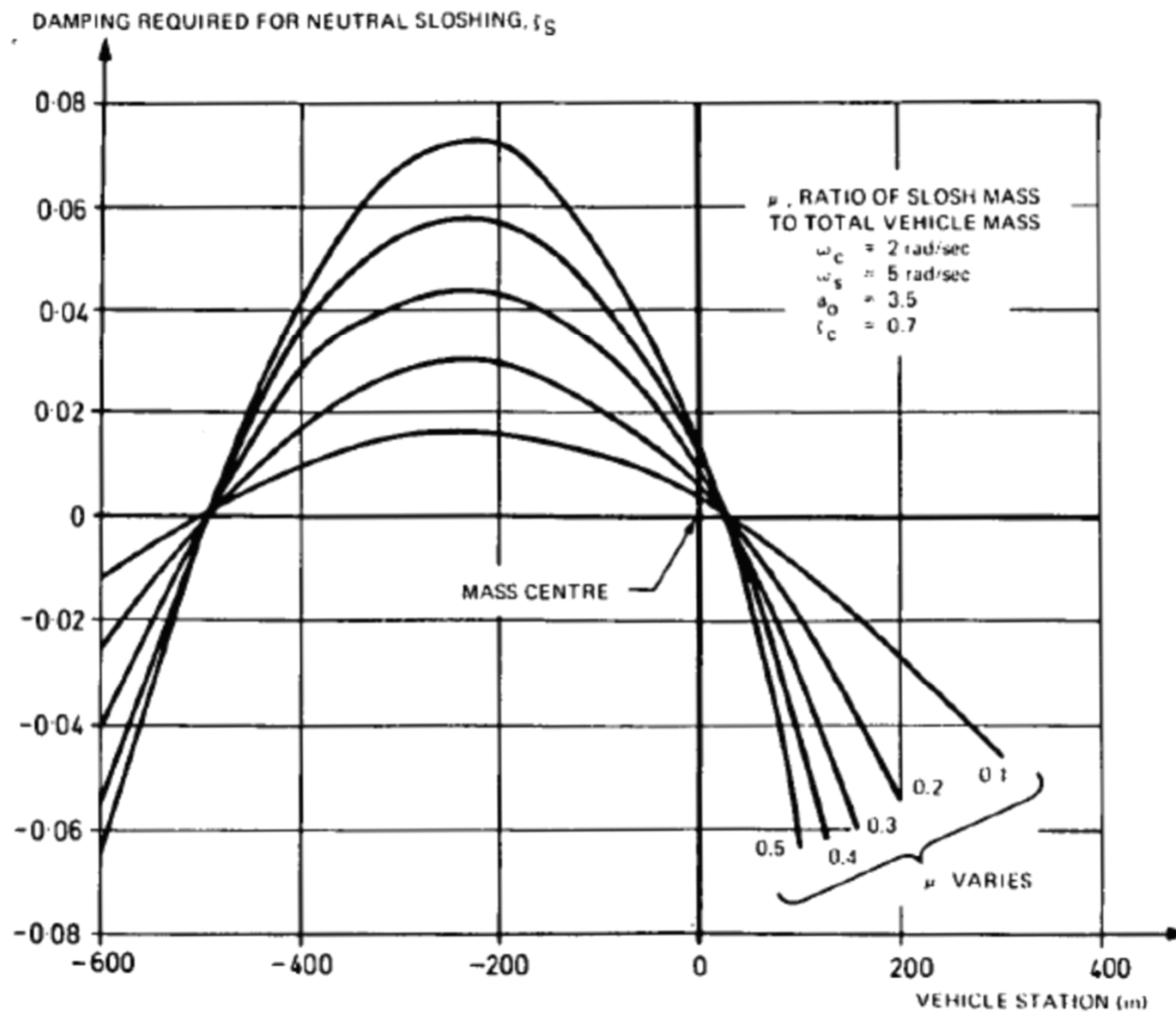
Wpływ elastyczności i wzmocnień sterowania

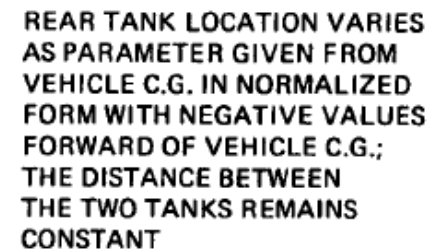
BENDING MOMENT, STATION 90 (10^6 N m)





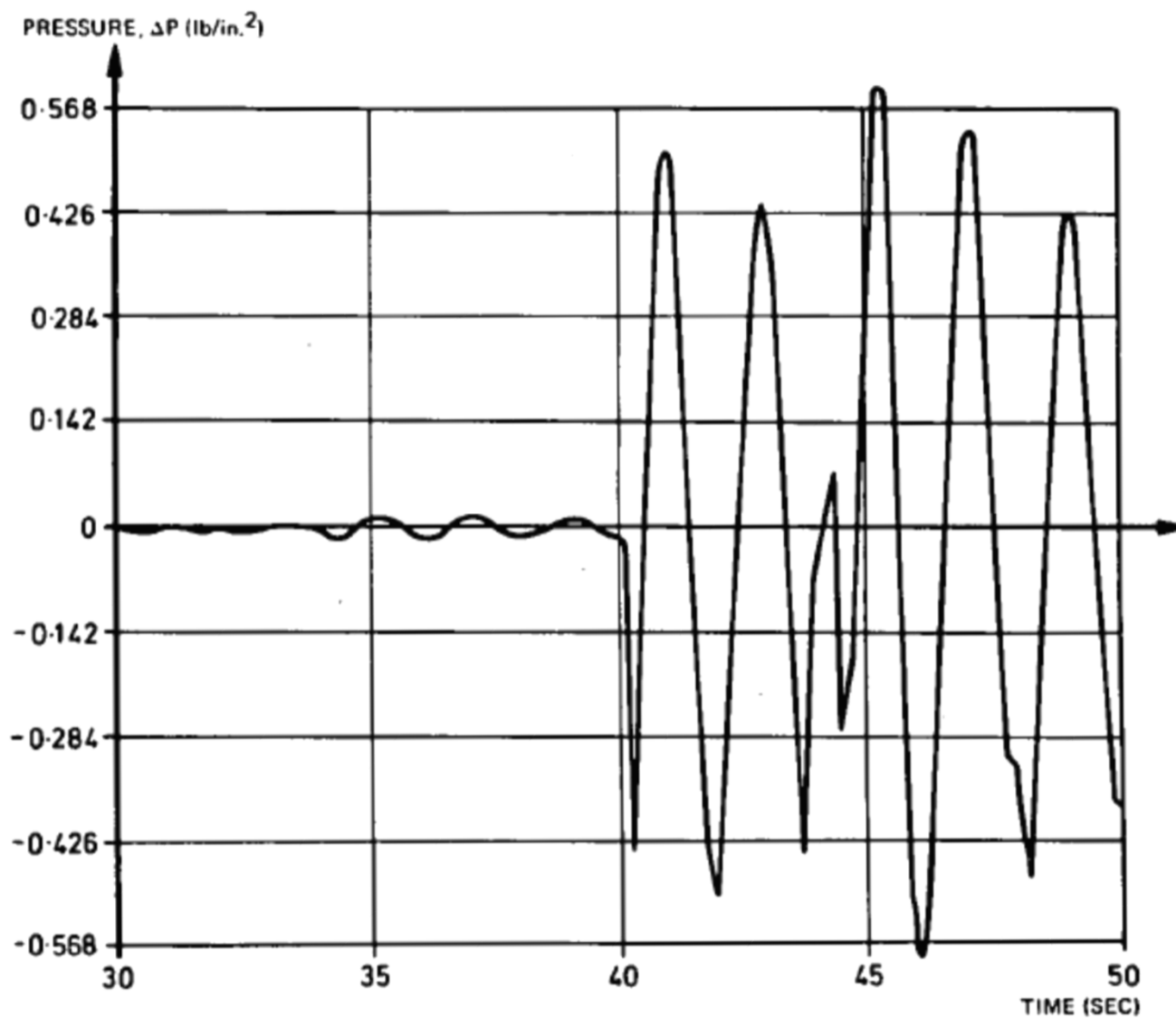
Wpływ położenia zbiornika i wielkość na stateczność





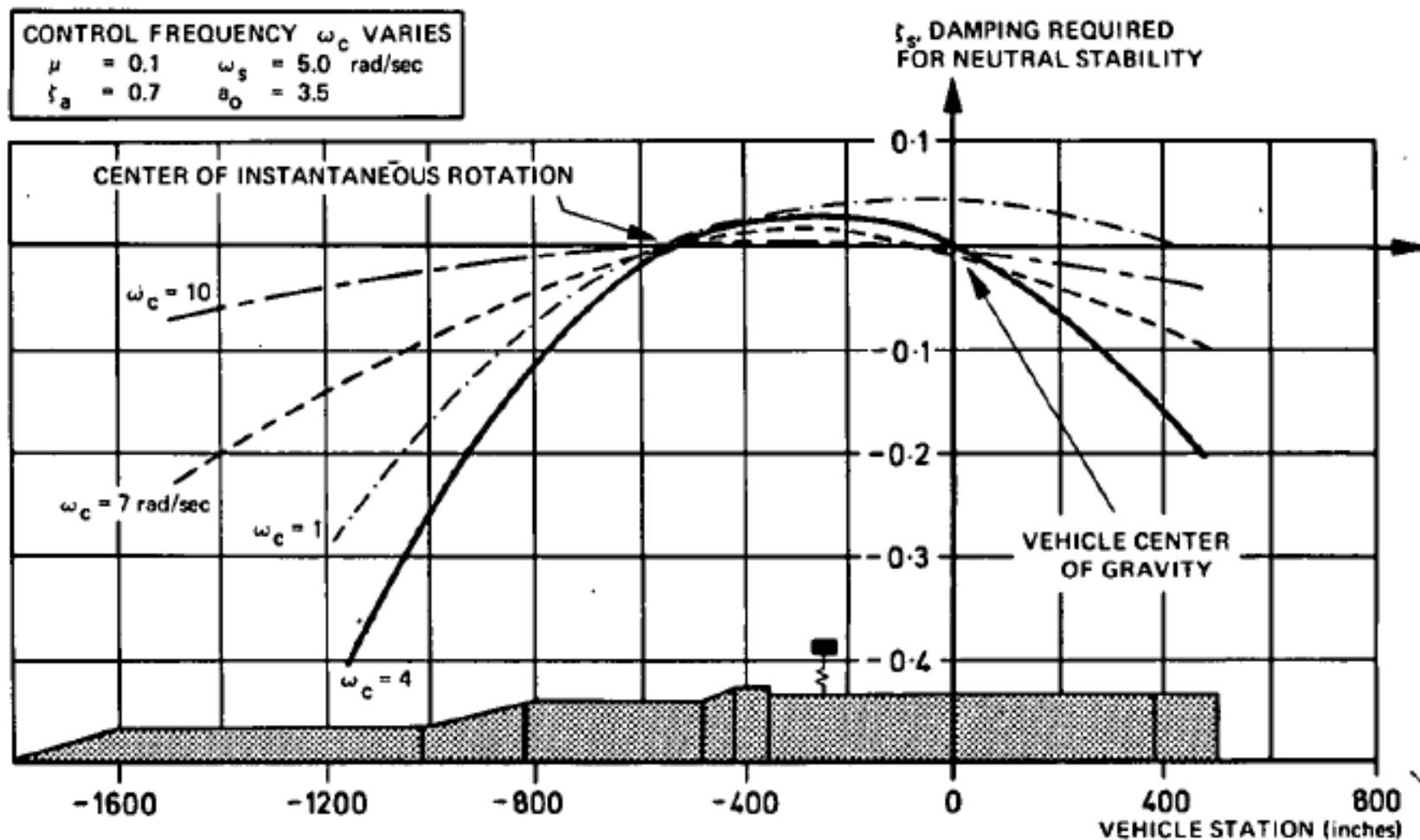


Ciśnienie wywierane na przegrody zbiorników



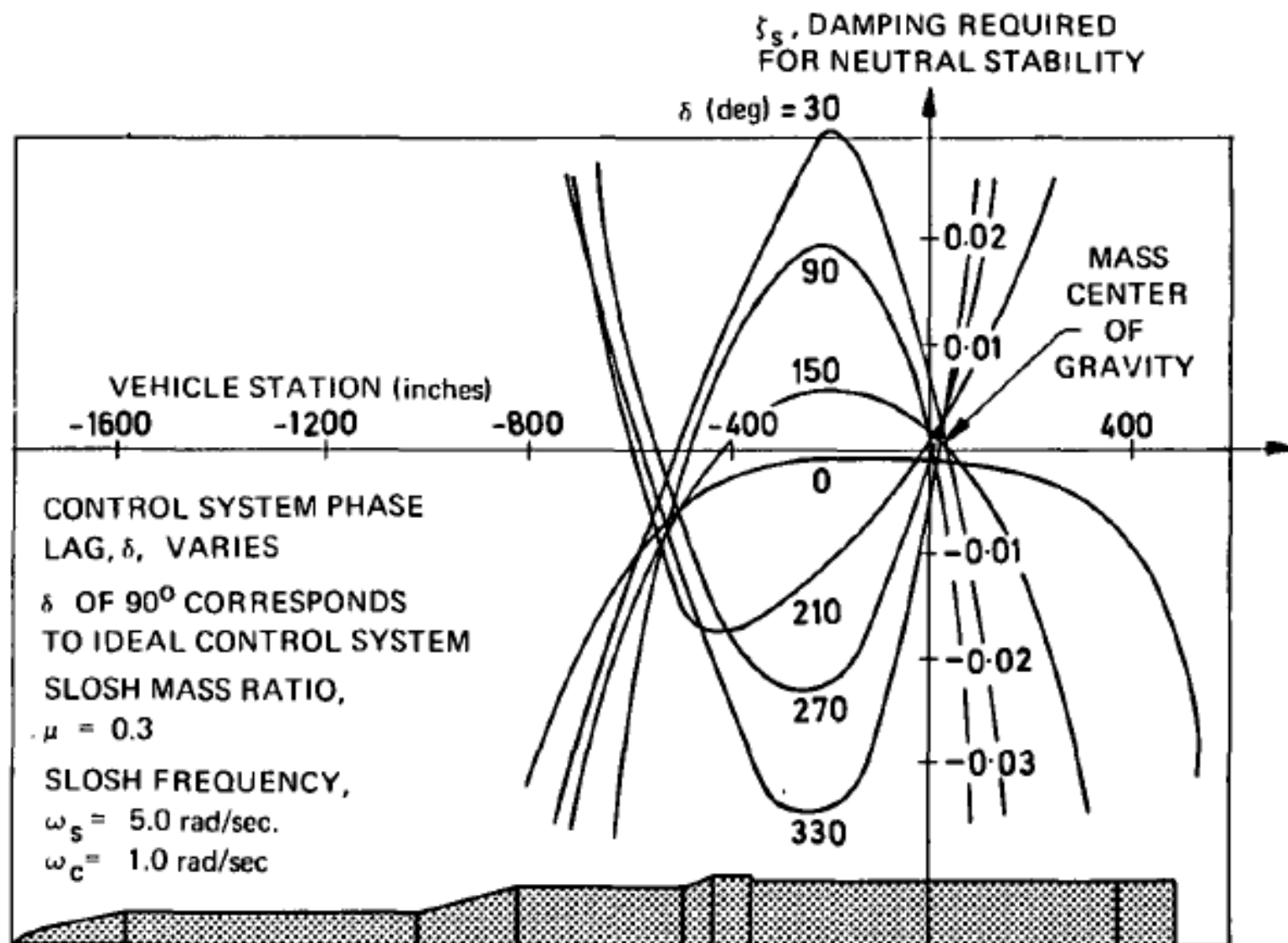


Wpływ systemu sterowania na przelewanie w zbiornikach



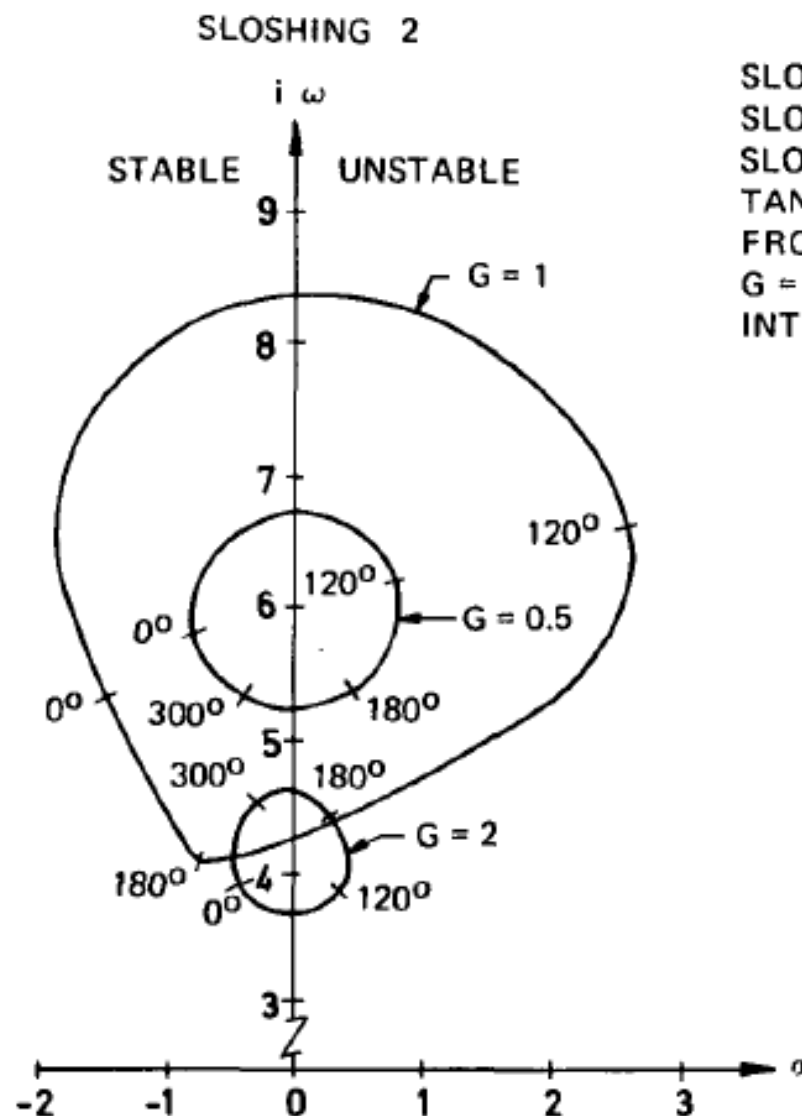


Wpływ systemu sterowania na przelewanie w zbiornikach

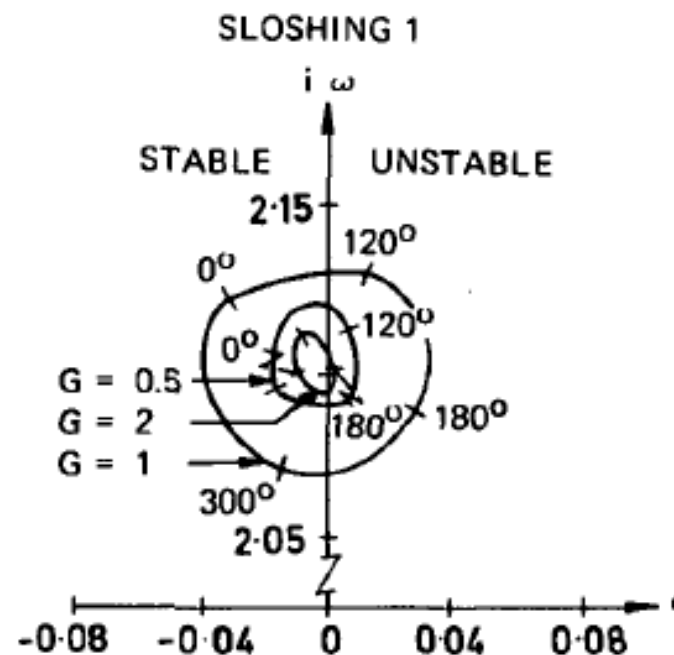


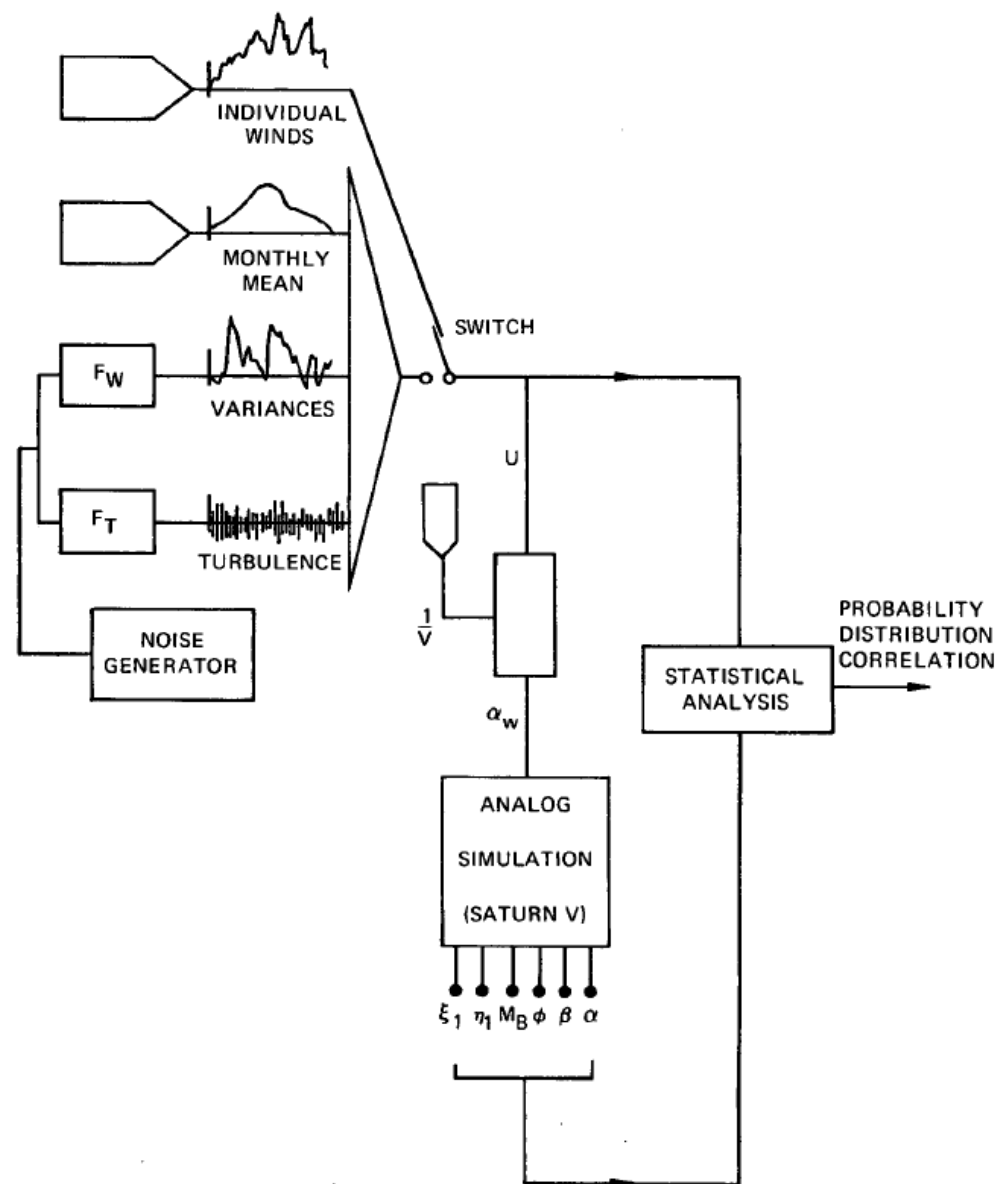


Wpływ systemu sterowania na przelewanie w zbiornikach



SLOSH DAMPING $\gamma_1 = 0.005$, $\gamma_2 = 0.005$
SLOSH MASS RATIO $\mu_1 = 0.2$, $\mu_2 = 0.1$
SLOSH FREQUENCY $V_1 = V_2 = 2$ rad/sec
TANK LOCATION $X_{S1} = 5$ m, $X_{S2} = 45$ m
FROM SWIVEL POINT
G = CONTROL SYSTEM GAIN ARTIFICIALLY
INTRODUCED



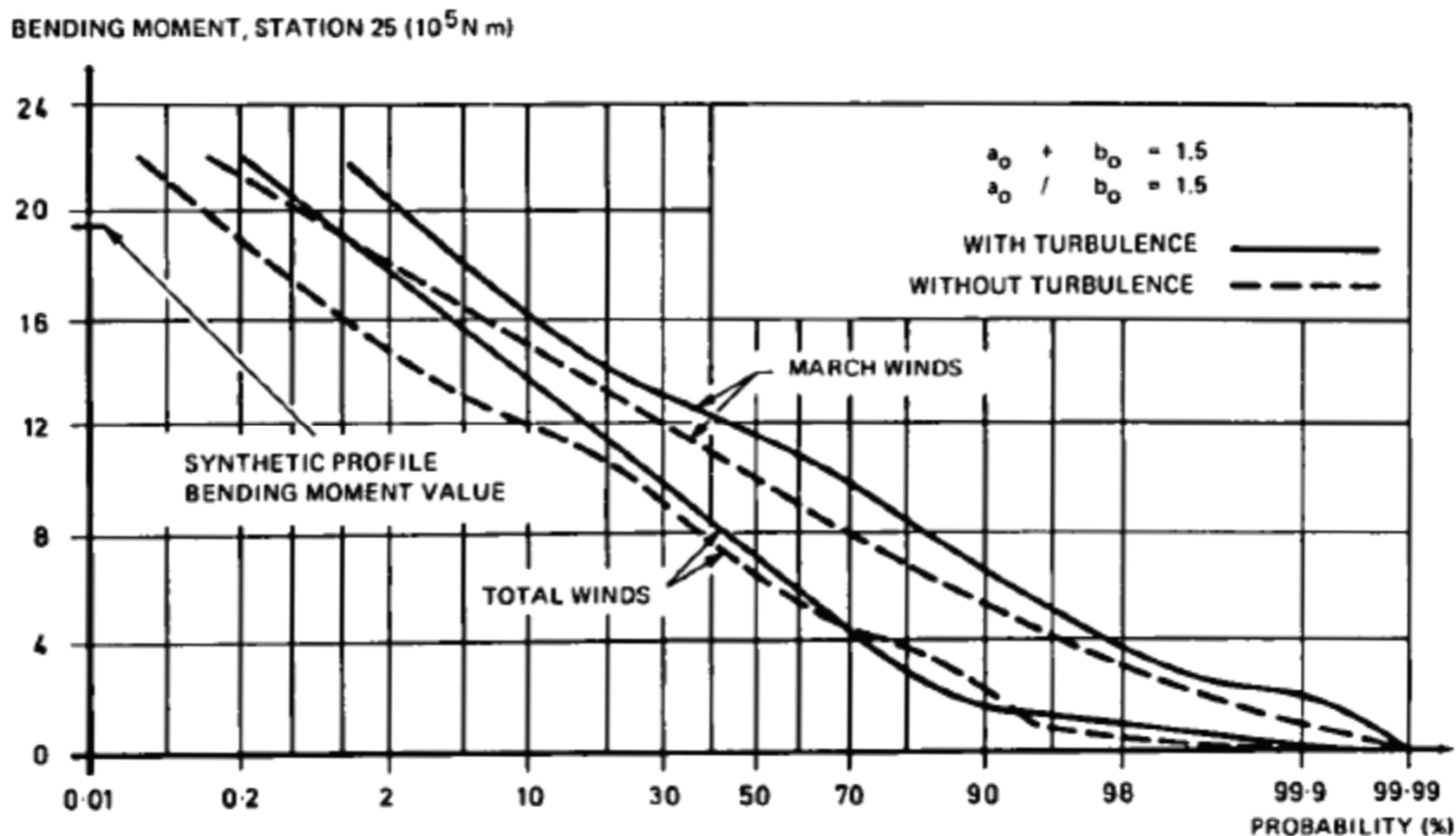


$$F_W = \frac{K_W V^{5/2}}{(S + \xi_2 \Omega_W V) (S^2 + 2\xi_1 \Omega_W V S + \Omega_W^2 V^2)}$$

$$F_T = \frac{K_T V^{3/2}}{S^2 + 2\xi_T V S + \Omega_T^2 V^2}$$



Symulacje – idealnie sztywna struktura

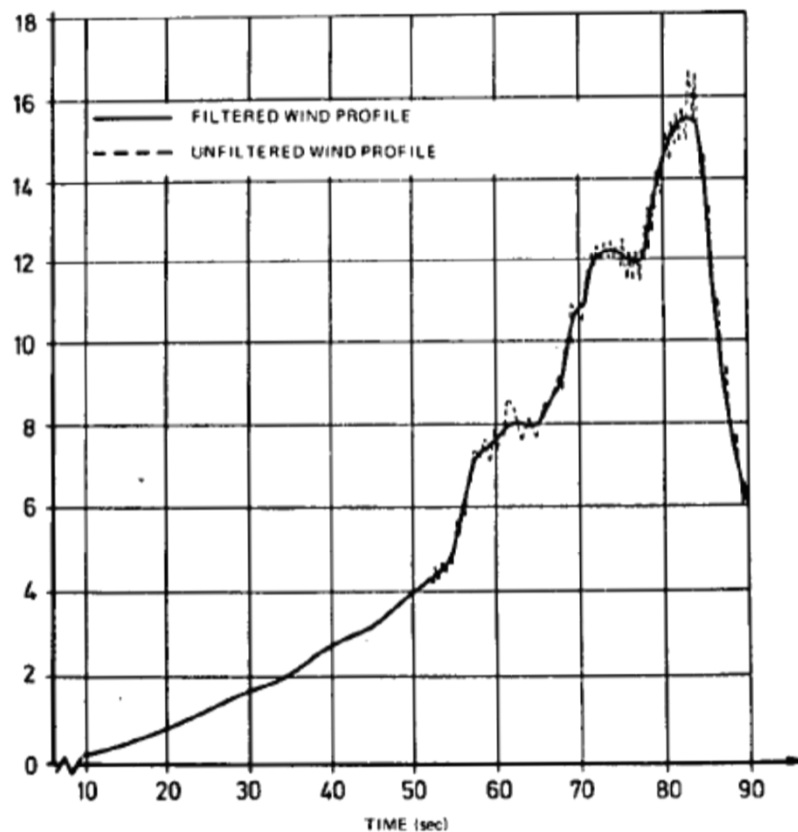


Na podstawie 4000 symulacji ze zróżnicowanymi podmuchami wiatru

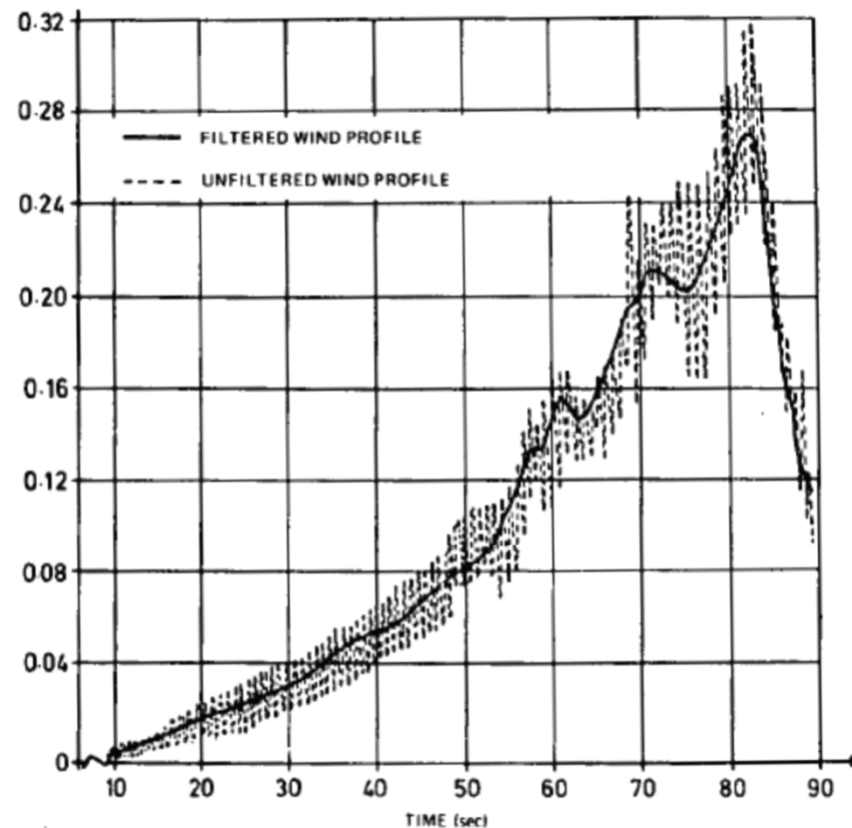


Symulacje – elastyczna struktura i przelewanie

BENDING MOMENT, STATION 25 (10^6 Nm)



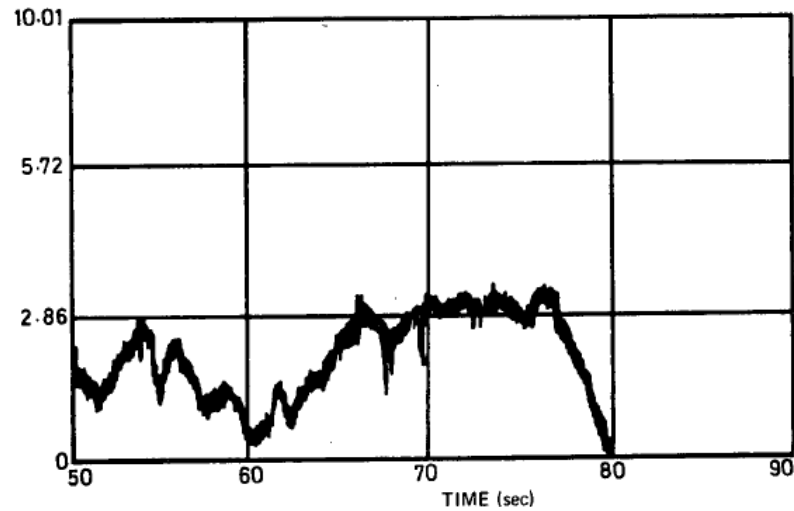
BENDING MOMENT, STATION 90 (10^6 Nm)



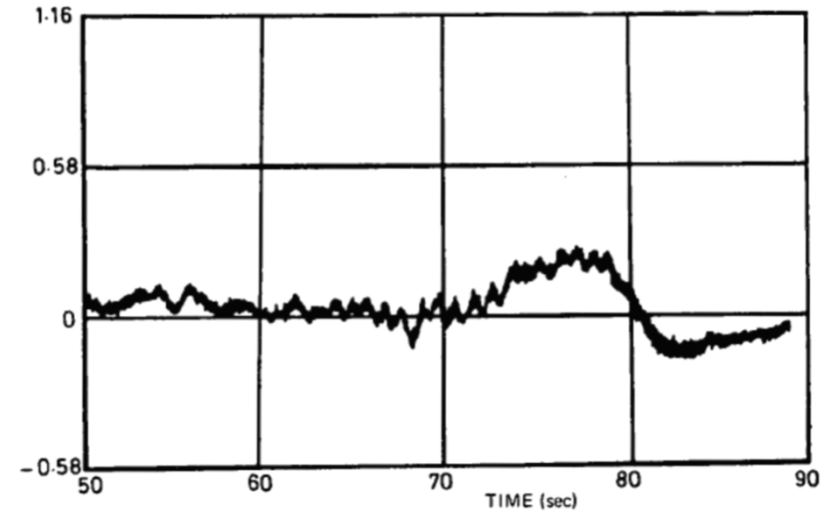


Wychylenie silnika do korekcji kąta natarcia

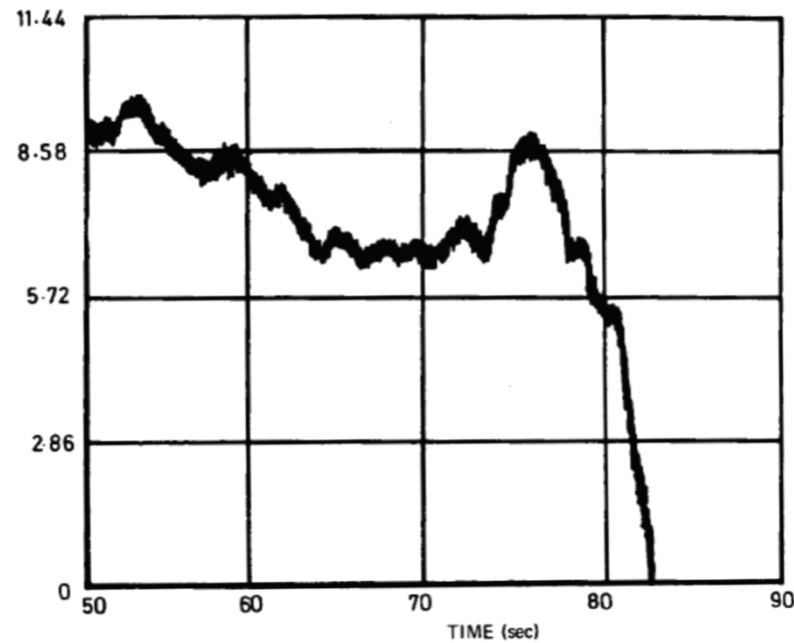
ANGLE OF ATTACK, α (deg)



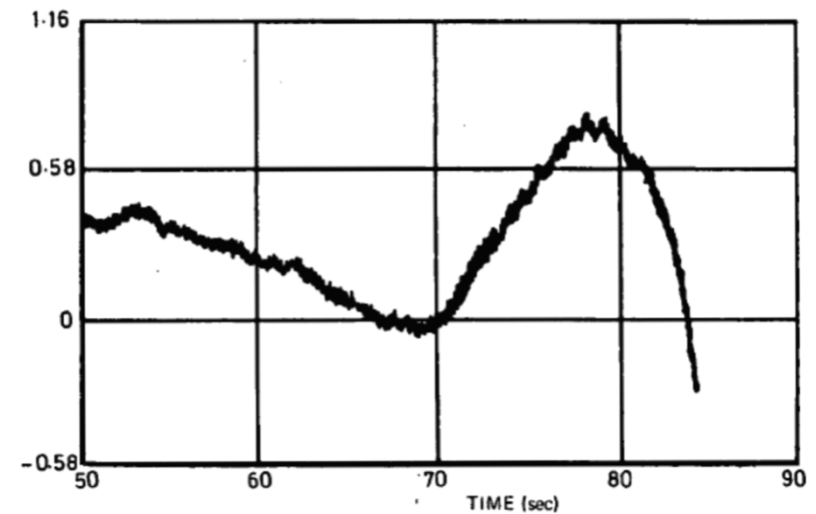
ENGINE DEFLECTION, β (deg)



ANGLE OF ATTACK, α (deg)



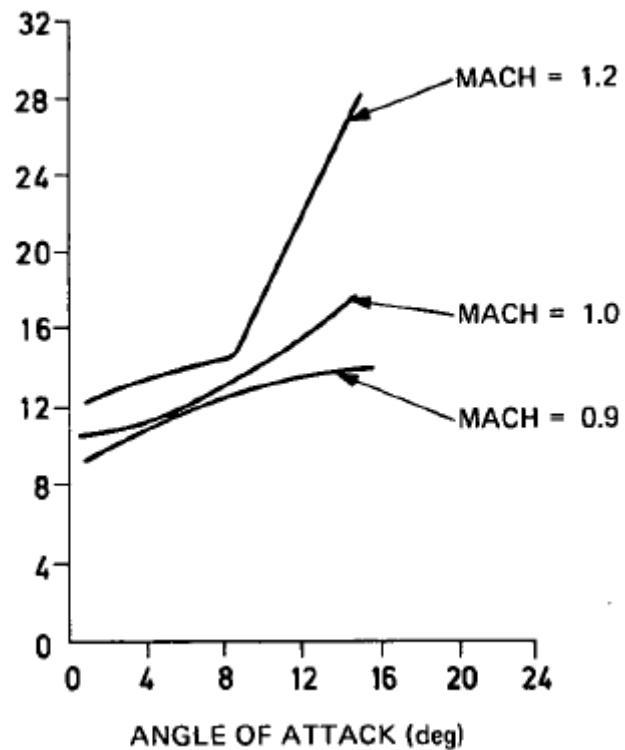
ENGINE DEFLECTION, β (deg)



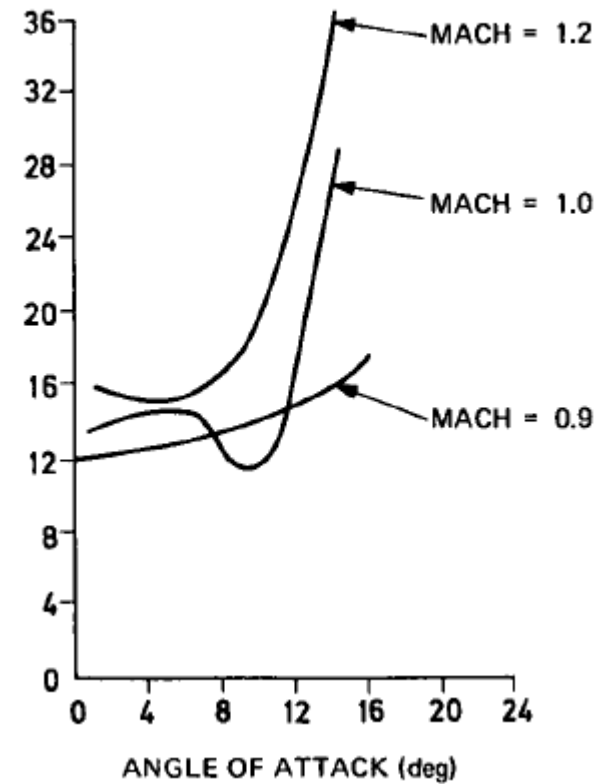


Wpływ liczby Macha na moment pochylający

% INCREASES IN TOTAL VEHICLE
AERODYNAMIC MOMENT



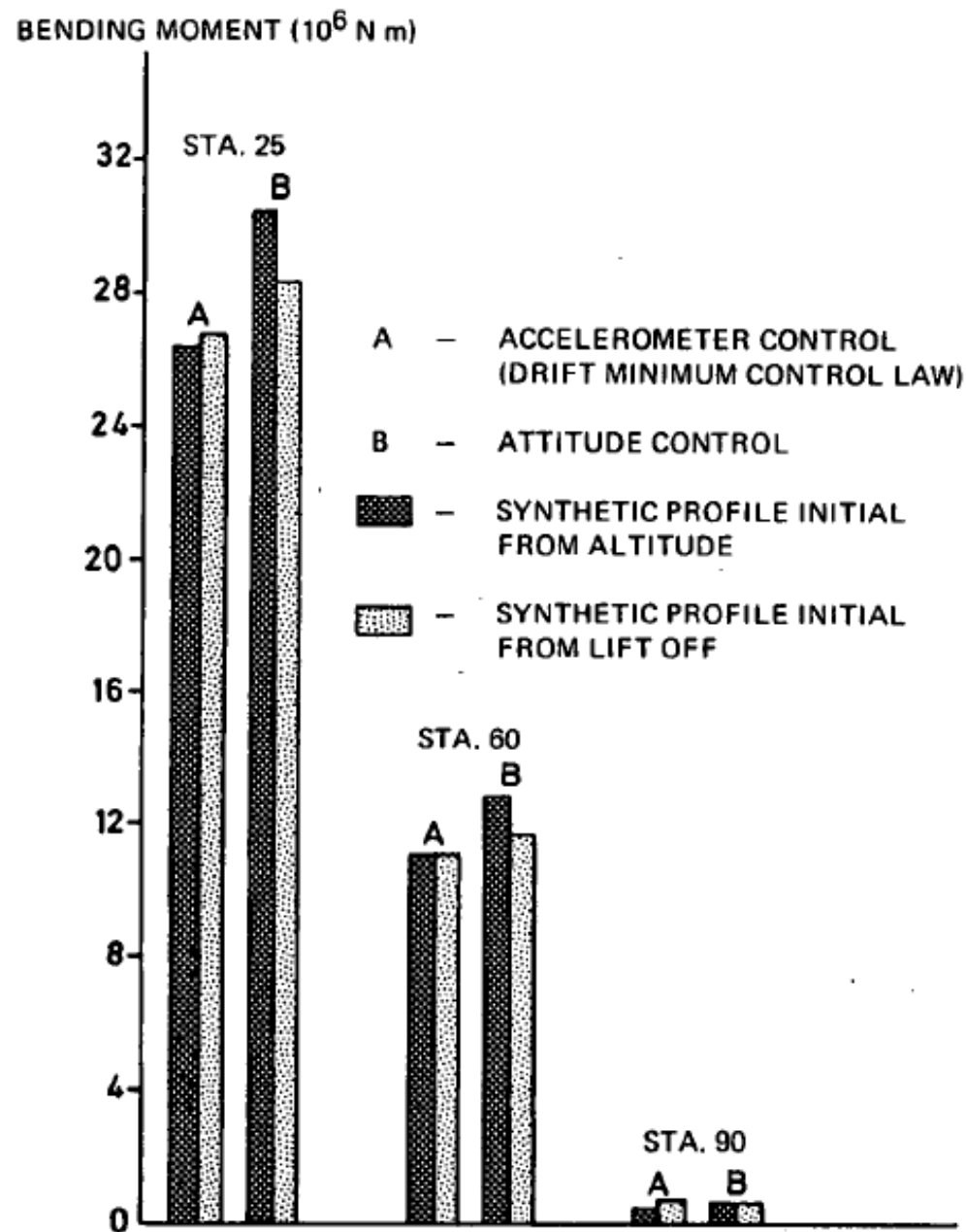
% INCREASES IN AERODYNAMIC
BENDING MOMENT, STATION 76



Wymiarowanie struktury

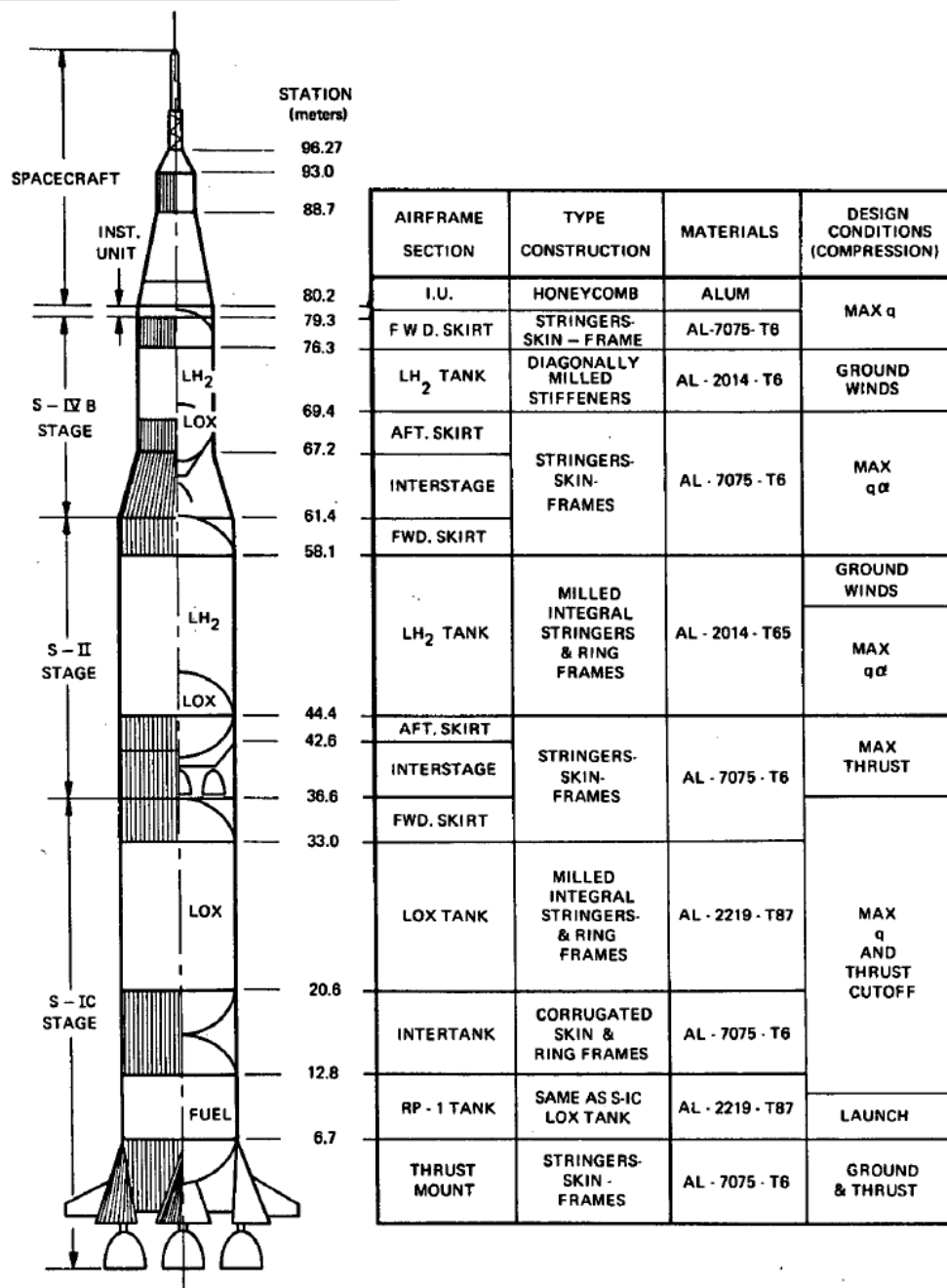


Różne strategie sterowania





Wymiarowanie struktury



[Lockheed] - C. J. Van Der Moos „Wind Shear Response for Missile Systems”, Lockheed Missiles and Space, Defense Technical Information Center, 1962

[AGARD] - E. D. Geissler, G. F. McDonough, W. D. Murphree, J.C. Blair, J.R. Scoggins, T. G. Reed, E. L. Linsley, V. S. Verderame, J. A. Lovingood, M. H. Rheinfurth, R. S. Ryan, „Wind Effects on Launch Vehicles”, AGARD 115, 1970

[NASA SP-8035] - G. W. Jones, M. E. White, J. I. Orlando, S. Lutwak, T. V. Cooney, K. G. Pratt, H. B. Tolefson, D. C. Wade, „Wind Loads During Ascent”, NASA SP-8035 technical note, 1970

[NASA TN D-7373] - Alden C. Mackey, Robert D. Schwartz, „Apollo Experience Report – The Development of Design-Loads Criteria, Methods, and Operational Procedures for Prelunch, Lift-Off, and Midboost Conditions”, NASA TN D-7373 technical note, 1973

THE END