



# Badania opływu różnych obiektów w tunelu aerodynamicznym

# Plan prezentacji

- Wiadomości ogólne
- Historia tuneli
- Rodzaje i przykłady tuneli

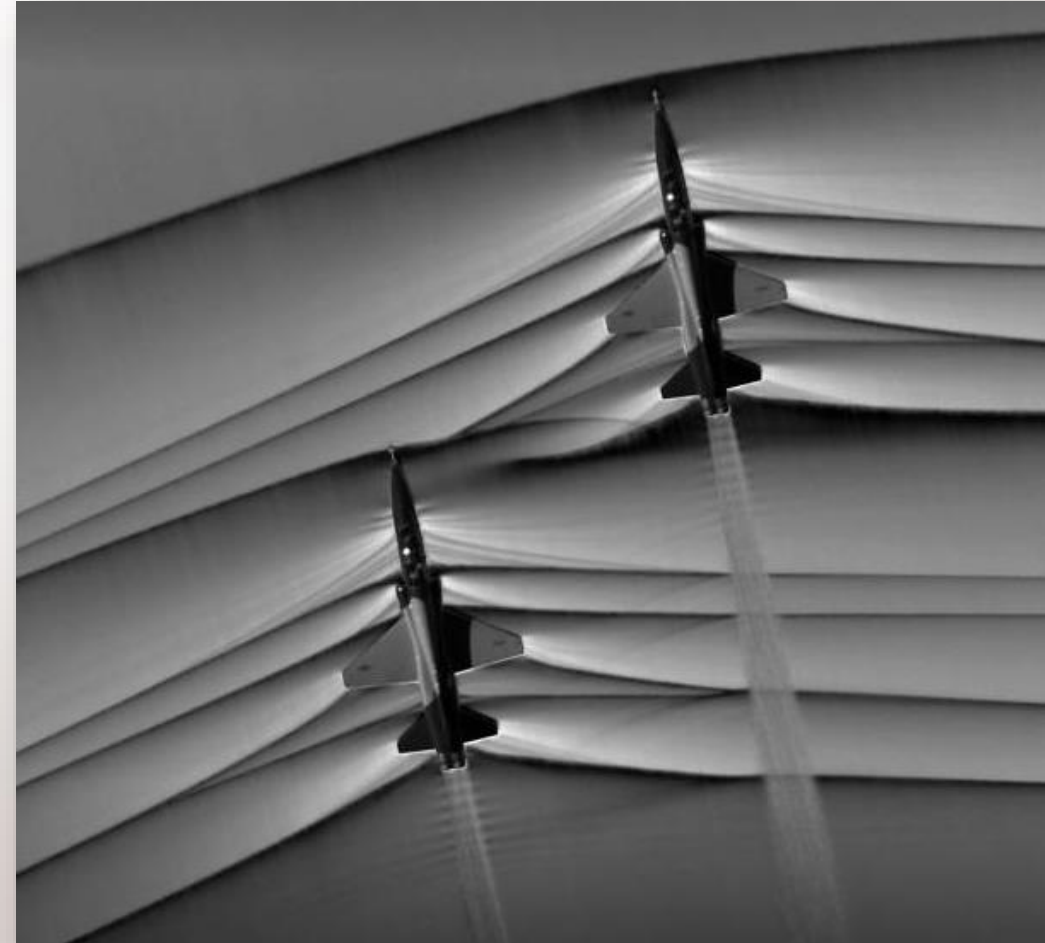
# Tunele aerodynamiczne

Cel stosowania:

- Badanie opływu płynu wokół różnych obiektów
- Pomiar sił, momentów, ciśnienia, naprężeń ścinających, przepływu ciepła
- Określenie pola przepływu (prędkości, ciśnienia, wirowości, temperatury)

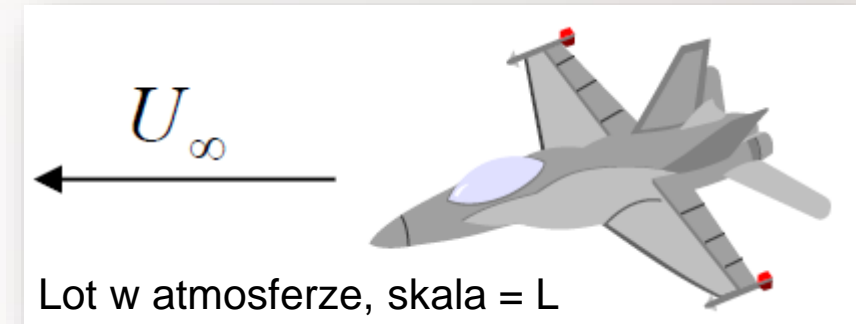
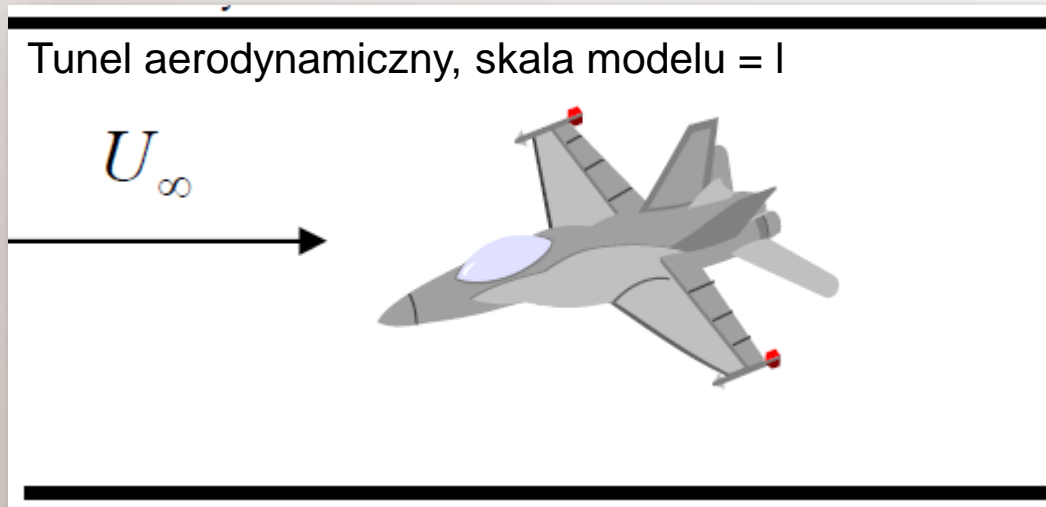
# Przepływ ściśliwy a nieściśliwy

- Przepływ jest klasyfikowany jako nieściśliwy, jeśli gęstość pozostaje prawie stała
- Przepływy cieczy są zazwyczaj nieściśliwe
- Przepływy gazu są często ściśliwe, szczególnie przy dużych prędkościach
- Liczba Macha,  $Ma = V/c$  mówi, czy efekty ściśliwości są istotne
  - $Ma < 0,3$ : nieściśliwe
  - $Ma < 1$  : poddźwiękowe
  - $Ma = 1$  : dźwiękowy
  - $Ma > 1$  : naddźwiękowy
  - $Ma \gg 1$  : hiper naddźwiękowy



# Pojazdy małej prędkości, $M < 0,3$

## Transformacja Galileusza



## Problemy:

- Jakość przepływu – jednorodność przepływu i poziom turbulencji
- Zakłócenia ścian w tunelu aerodynamicznego
- Symulacja liczby Reynoldsa

$$Re = \frac{\rho U_\infty L}{\mu} \neq \frac{\rho U_\infty \ell}{\mu}$$

# Skalowanie liczb Reynoldsa

- Najważniejsze jest w pojazdach z częściowym przepływem laminarnym. Przejście w przepływ turbulentny jest bardzo wrażliwe na liczbę Reynoldsa
- Odpowiednie naklejenie pasków „trip strips” lub chropowatość powoduje przejście warstwy granicznej na modelu w tym samym miejscu, co na obiekcie w pełnej skali



# Przepływ okołodźwiękowy, $0,7 < Ma < 1,2$

- Trzeba dopasować liczbę Reynoldsa i liczbę Macha

$$Re = \frac{\rho U_{\infty} L}{\mu}$$

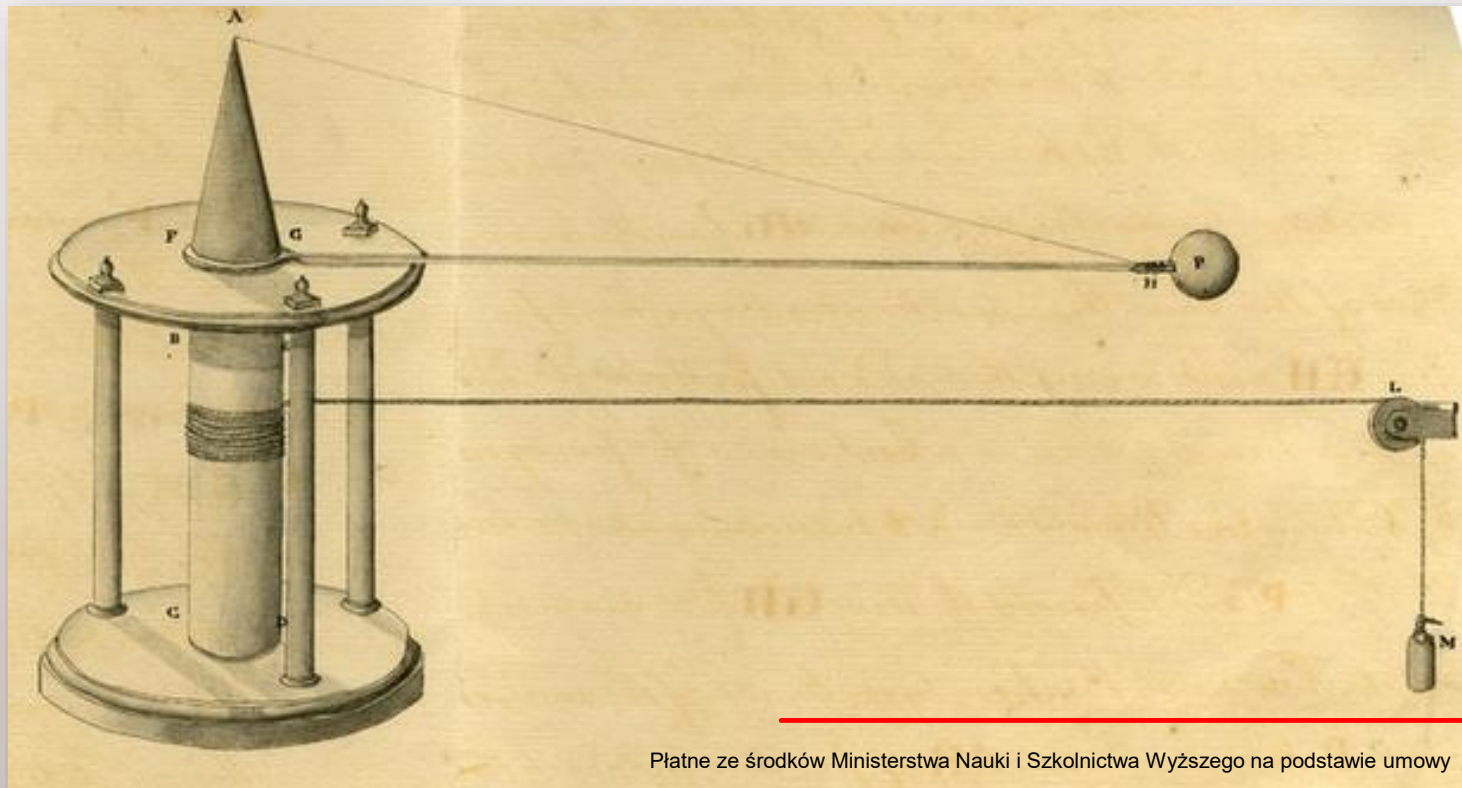
$$M = \frac{U_{\infty}}{c}$$

Trzeba zmienić gęstość i lepkość płynu, aby pasowały do  $Re$  i  $Ma$ . Czasami w tym celu stosuje się **tunele kriogeniczne**



# Historia: Whirling Arm

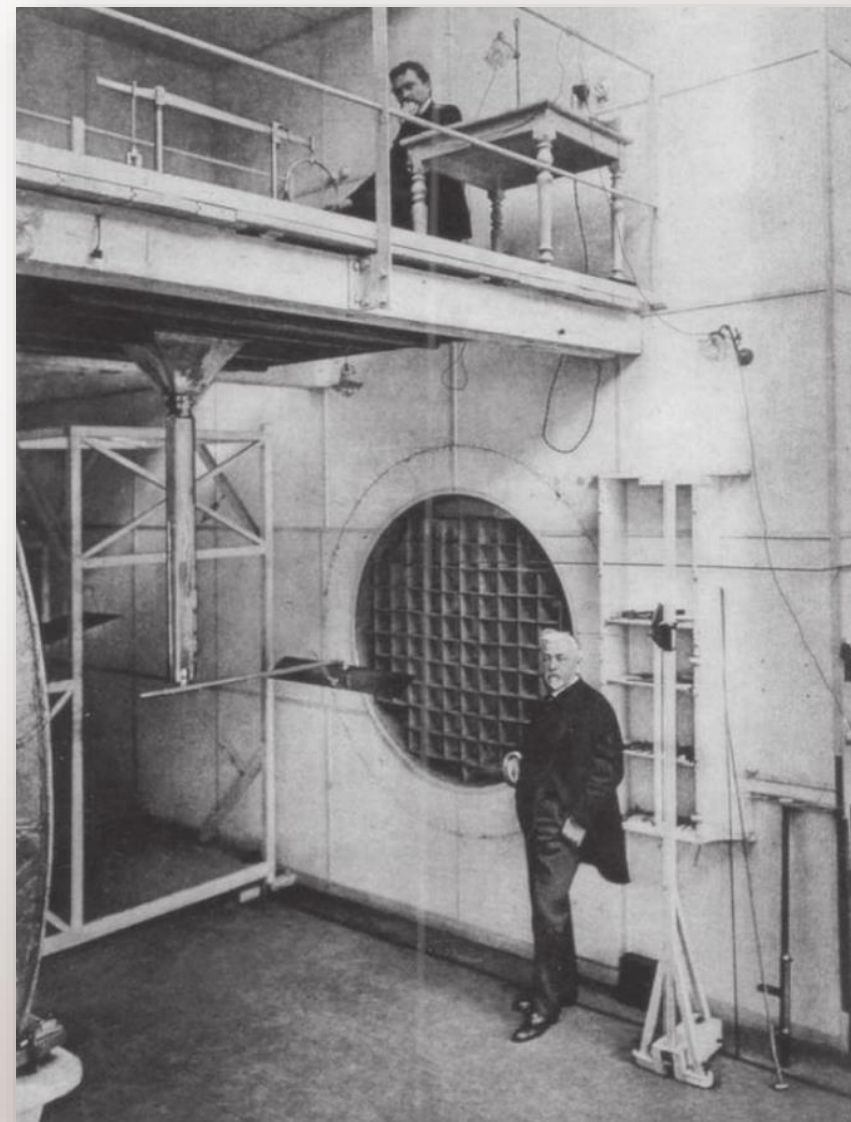
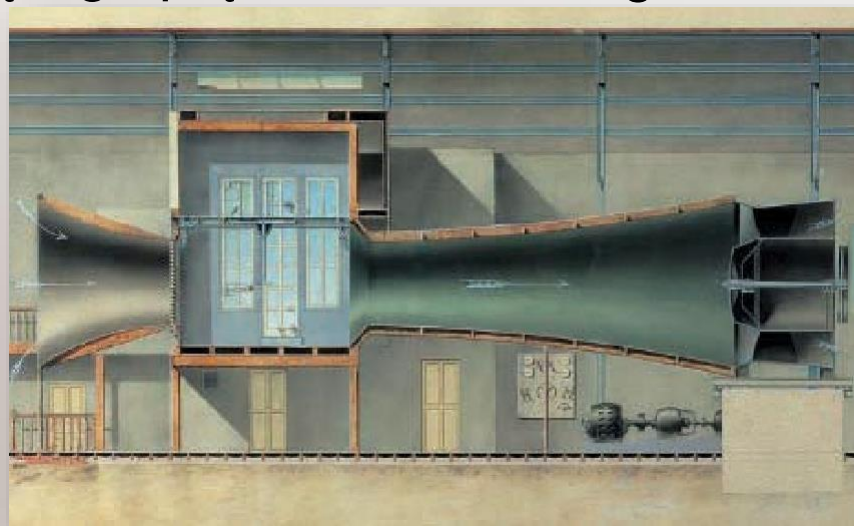
Angielski matematyk Benjamin Robins (1707-1751), jako pierwszy zastosował ramię wirujące. Jego pierwsza maszyna miała ramię o długości 4 stóp. Obracany przez spadający ciężar działający na układ koła pasowego i wrzeciona, końcówka ramienia osiągała prędkość kilku stóp na sekundę.





# Tunel Eiffla

W 1909 roku Gustawa Eiffel zbudował pierwszy tunel aerodynamiczny na Polach Marsowych, obok wieży. Władze miasta zburzyły go, uznawszy za nieestetyczny w 1911 roku. Eiffel w 1912 roku buduje drugi, w wiosce Auteuil. Tunel jest drewniany, pokryty białym płótnem. Można w nim przeprowadzać symulację wiatru osiągającego prędkość 100 km/godz.



# Tunel Braci Wright



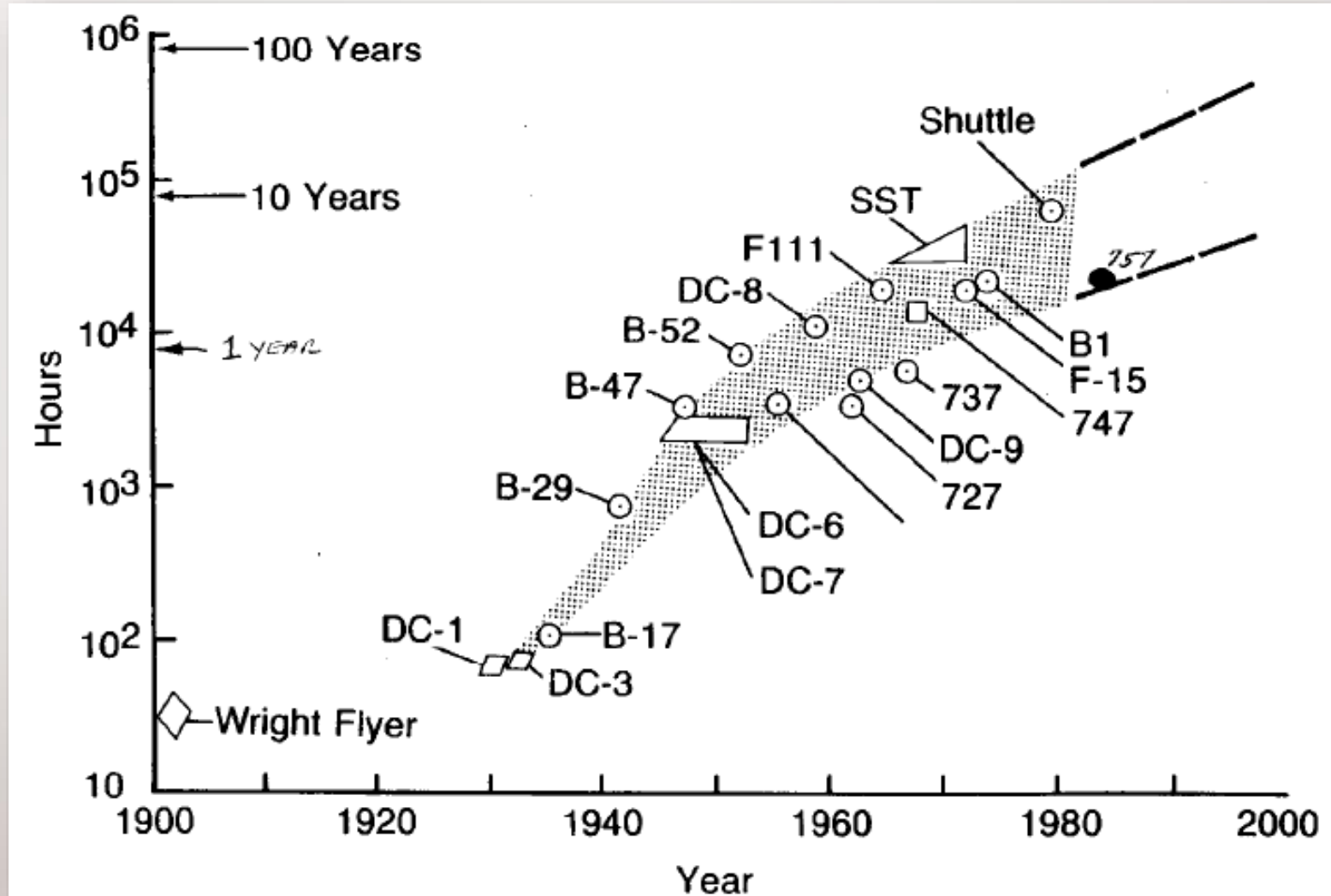
Rower do badania profili lotniczych



Tunel aerodynamiczny

# Trend testów w tunelach aerodynamicznych

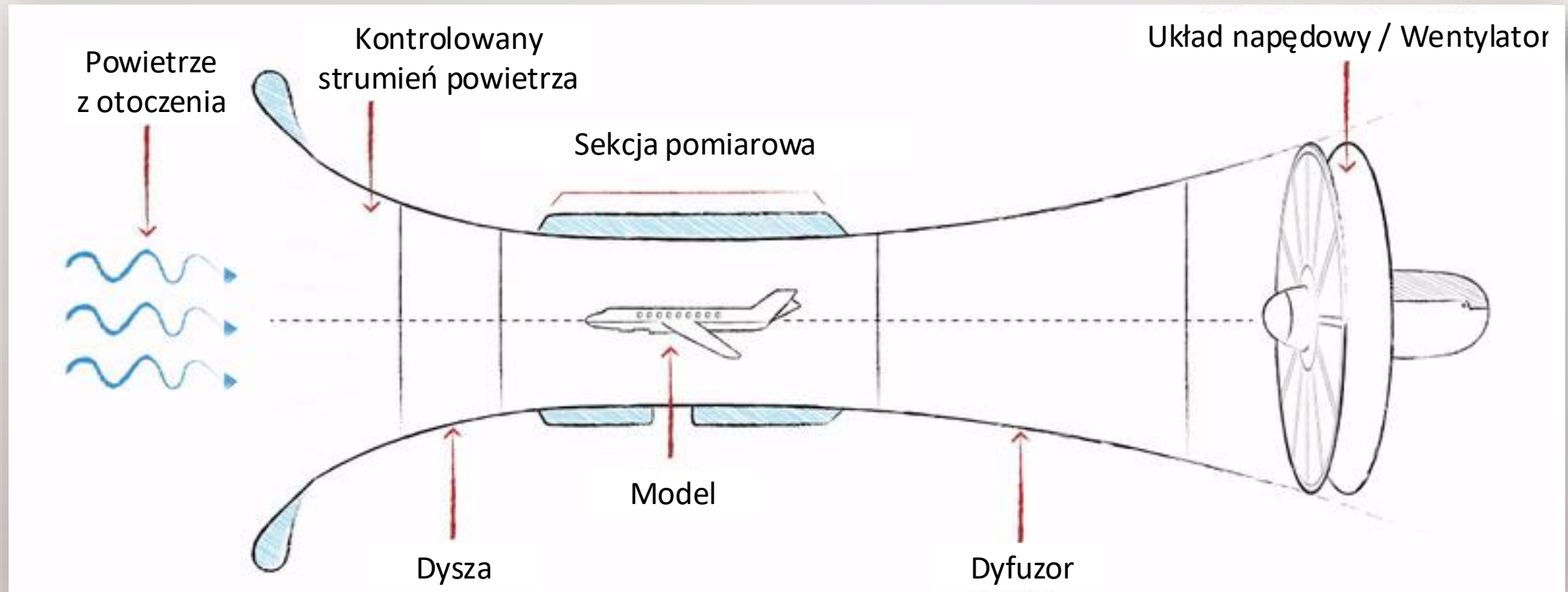
Liczba godzin testów nowych samolotów



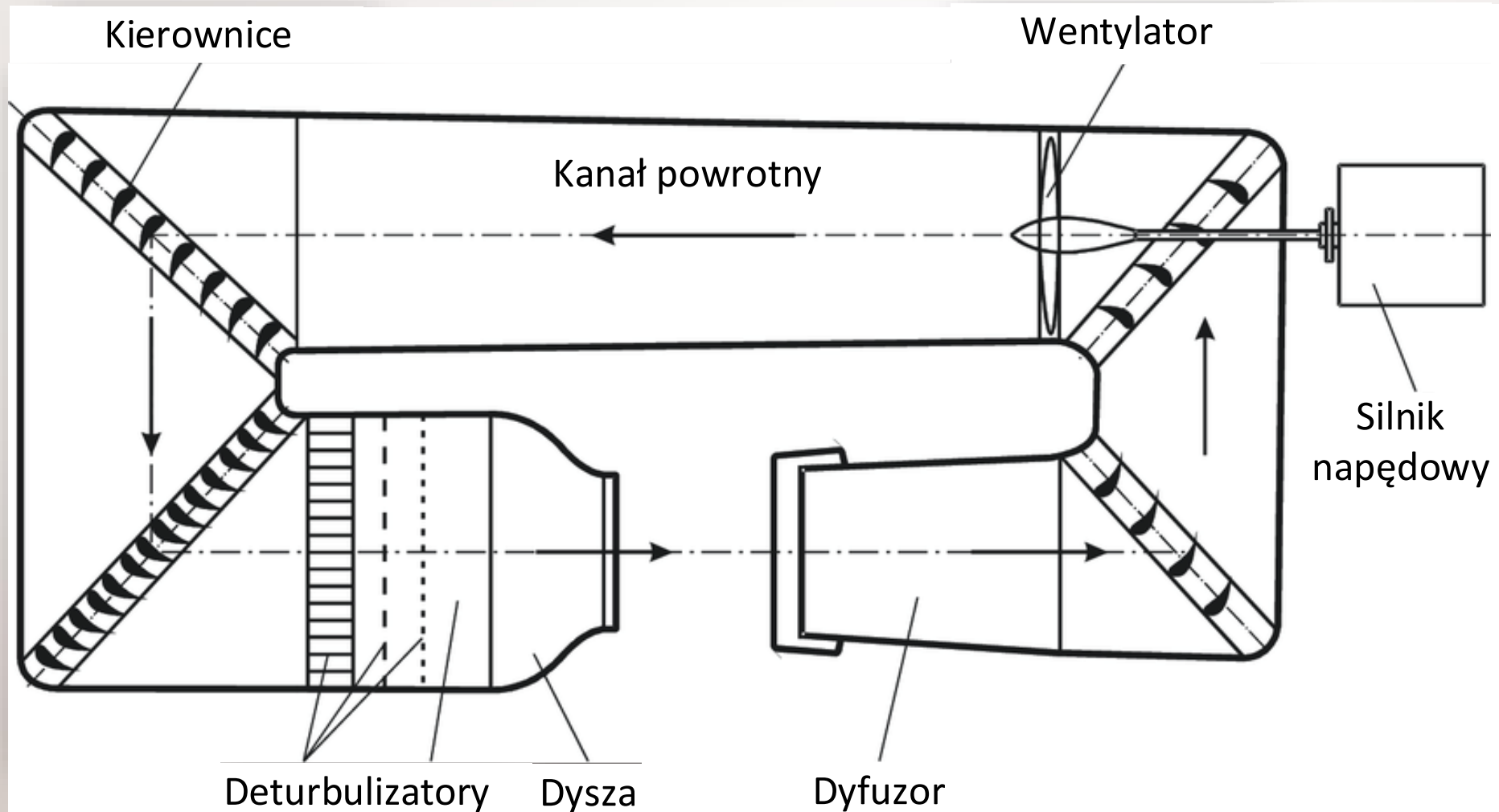
# Układ tunelu aerodynamicznego

- Otwarty
- Zamknięty
- Podwójny
- Pierścieniowy

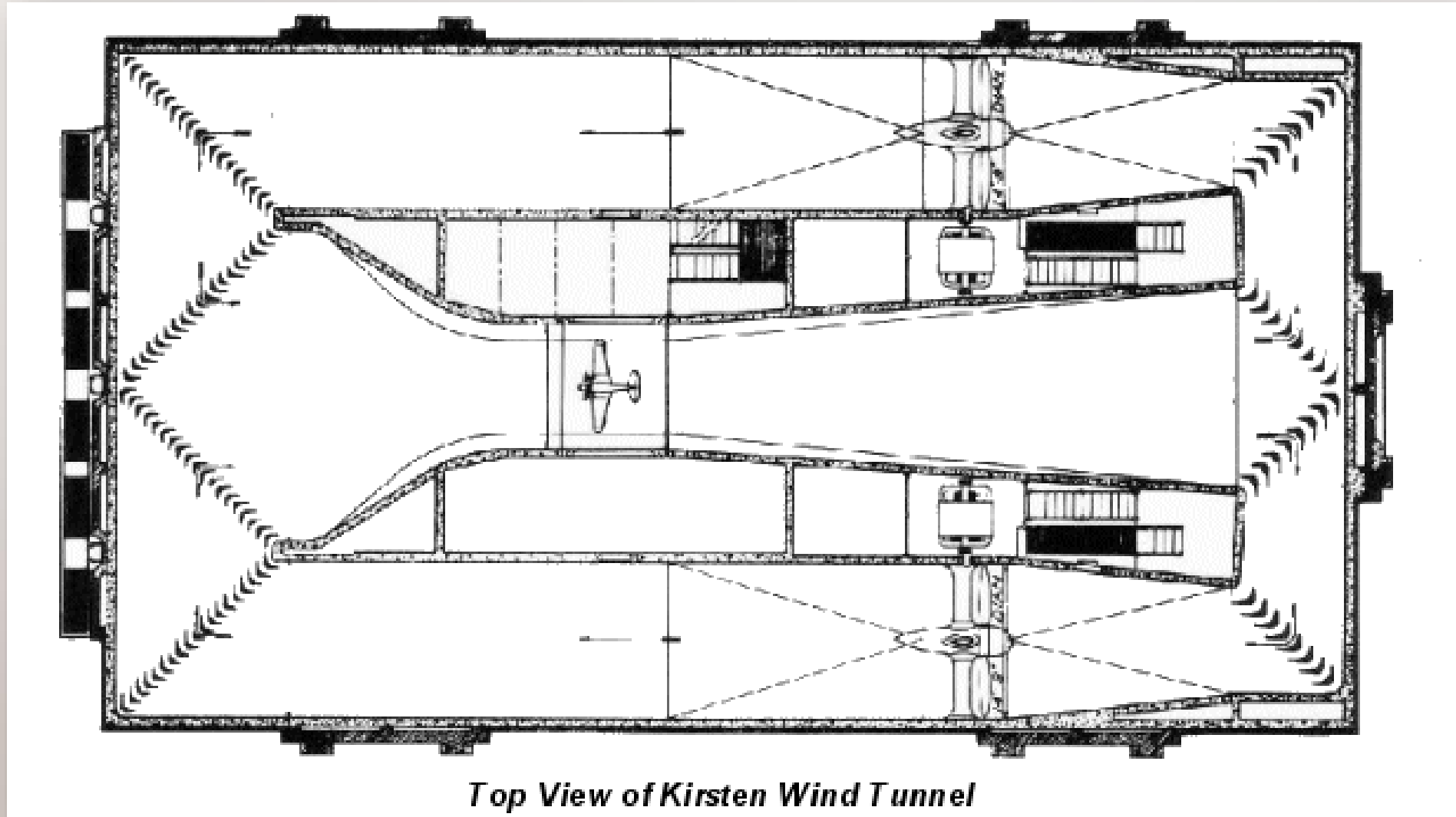
# Otwarty



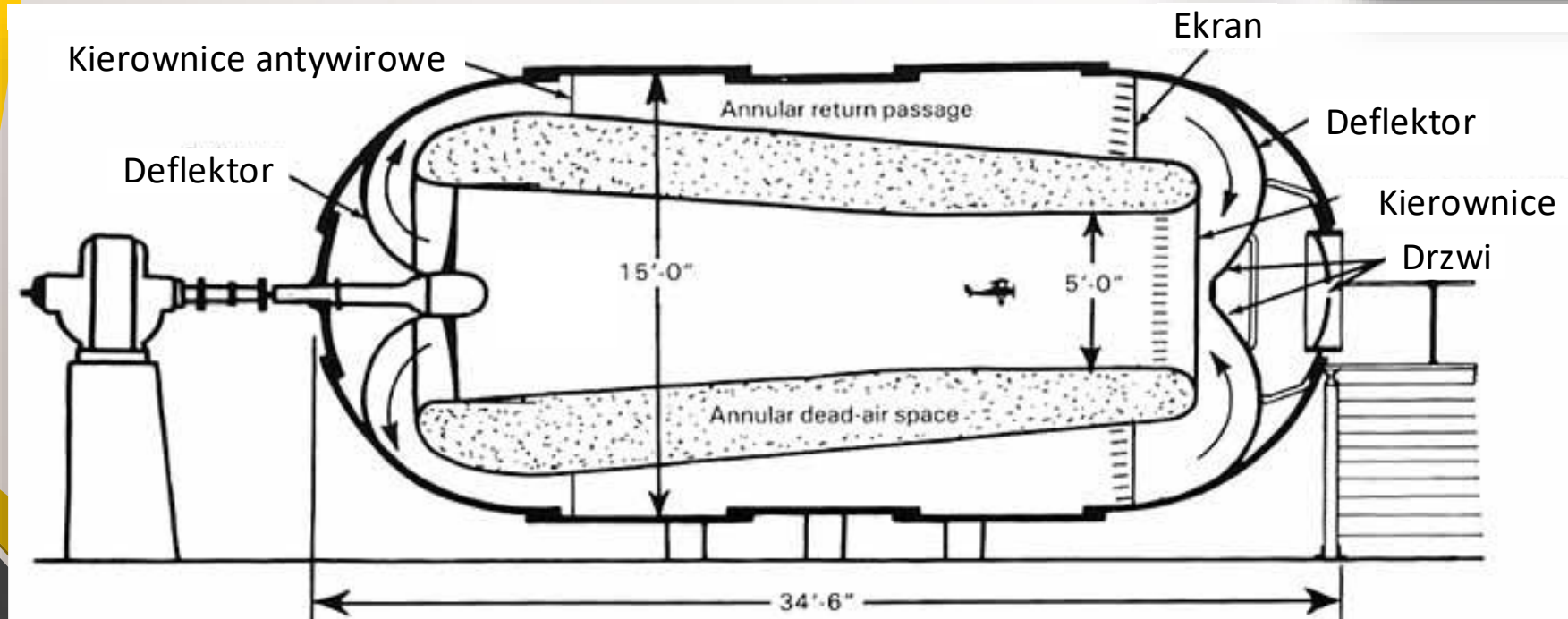
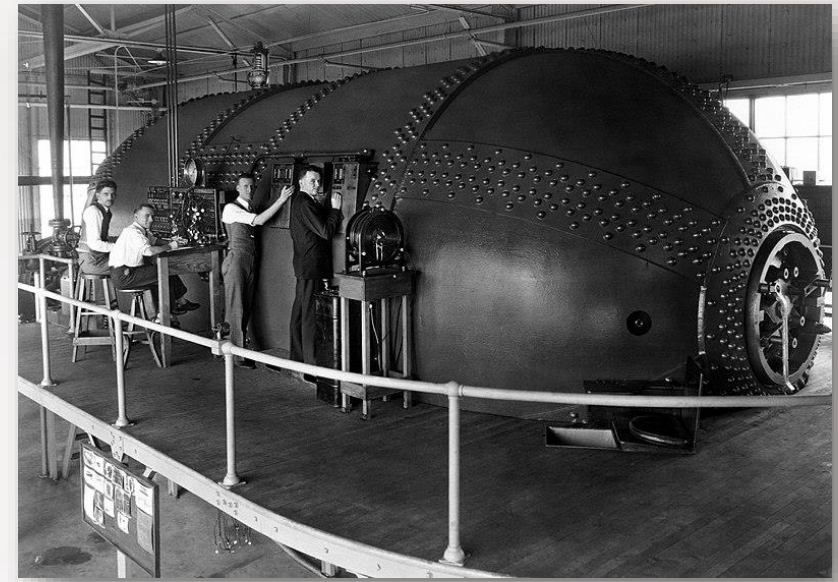
# Zamknięty (otwarta przestrzeń pomiarowa)



# Podwójny



# Pierścieniowy





# Rodzaje tuneli aerodynamicznych

- Poddźwiękowe
- Okołodźwiękowe
- Naddźwiękowe
- Hipernaddźwiękowe
- Kriogeniczne
- Specjalne:
  - Samochodowe
  - Środowiskowe — oblodzenie, budynki itp.

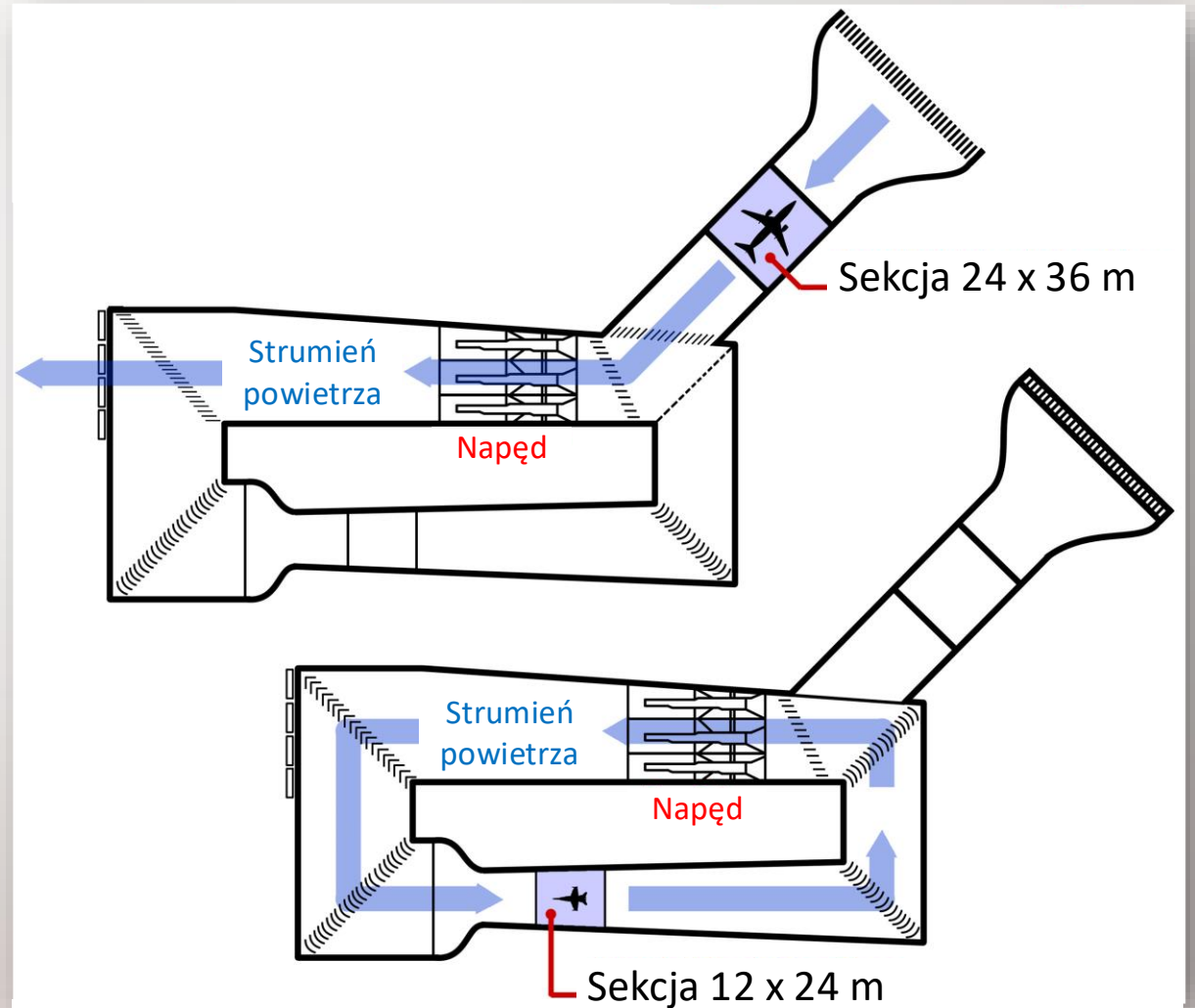
# Poddźwiękowe tunele aerodynamiczne

NASA Ames - największy tunel na świecie



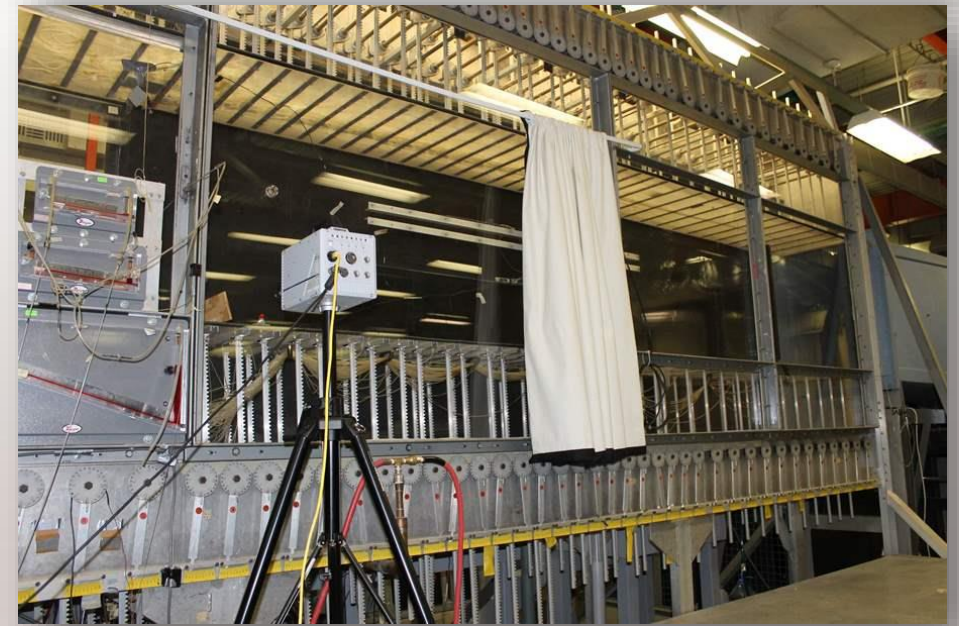
# NASA Ames

Tunel ma dwie poddźwiękowe  
sekcje testowe  
12 x 24 m i 24 x 36 m  
i jeden układ napędowy.



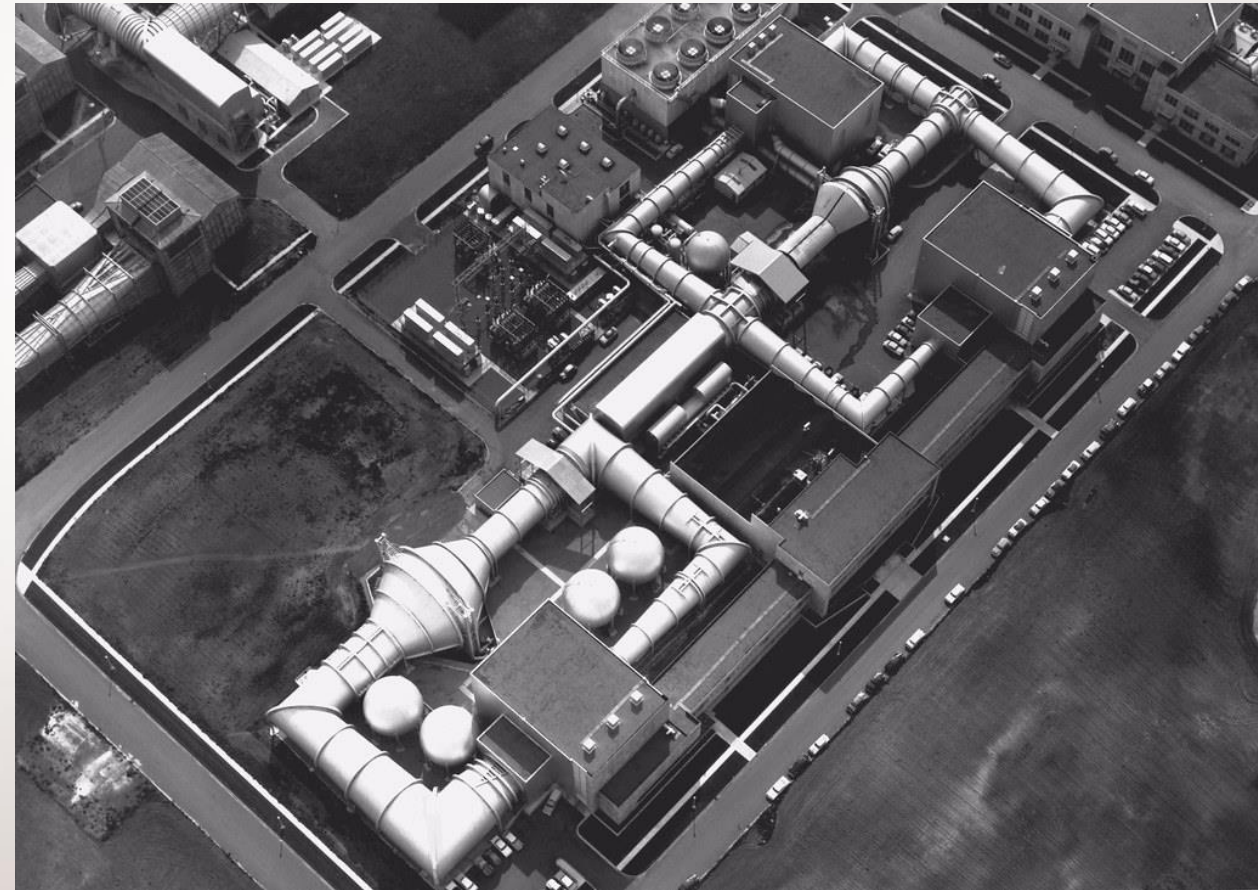
# Tunele okołodźwiękowe

- Interferencja ścian jest poważnym problemem dla okołodźwiękowych tuneli aerodynamicznych
- Przepływ może być „zdławiony” przez falę uderzeniową
- Są dwa rozwiązania: ściany porowate i ruchome ściany adaptacyjne

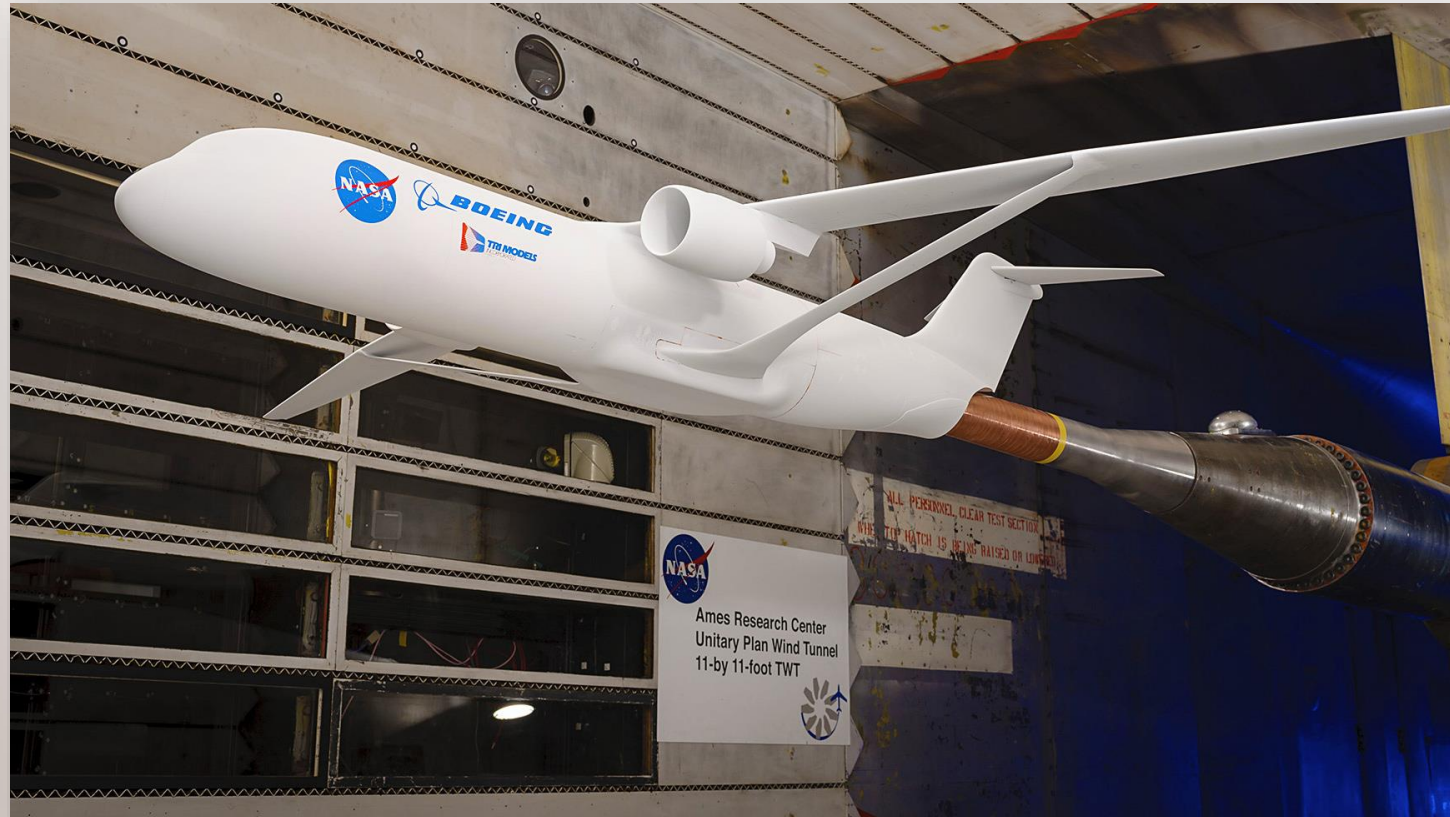


# NASA Unitary Plan Wind Tunnel

- Budowę ukończono w 1955 roku
- Tunel ma trzy oddzielne sekcje testowe i jeden układ napędowy
- Transsoniczna sekcja testowa 3,3 x 3,3 m
- Dwie sekcje naddźwiękowe 2,7 x 2,1 m i 2,4 x 2,1 m
- Zawory o średnicy 6 m dostarczają powietrze z jednej naddźwiękowej gałęzi do drugiej



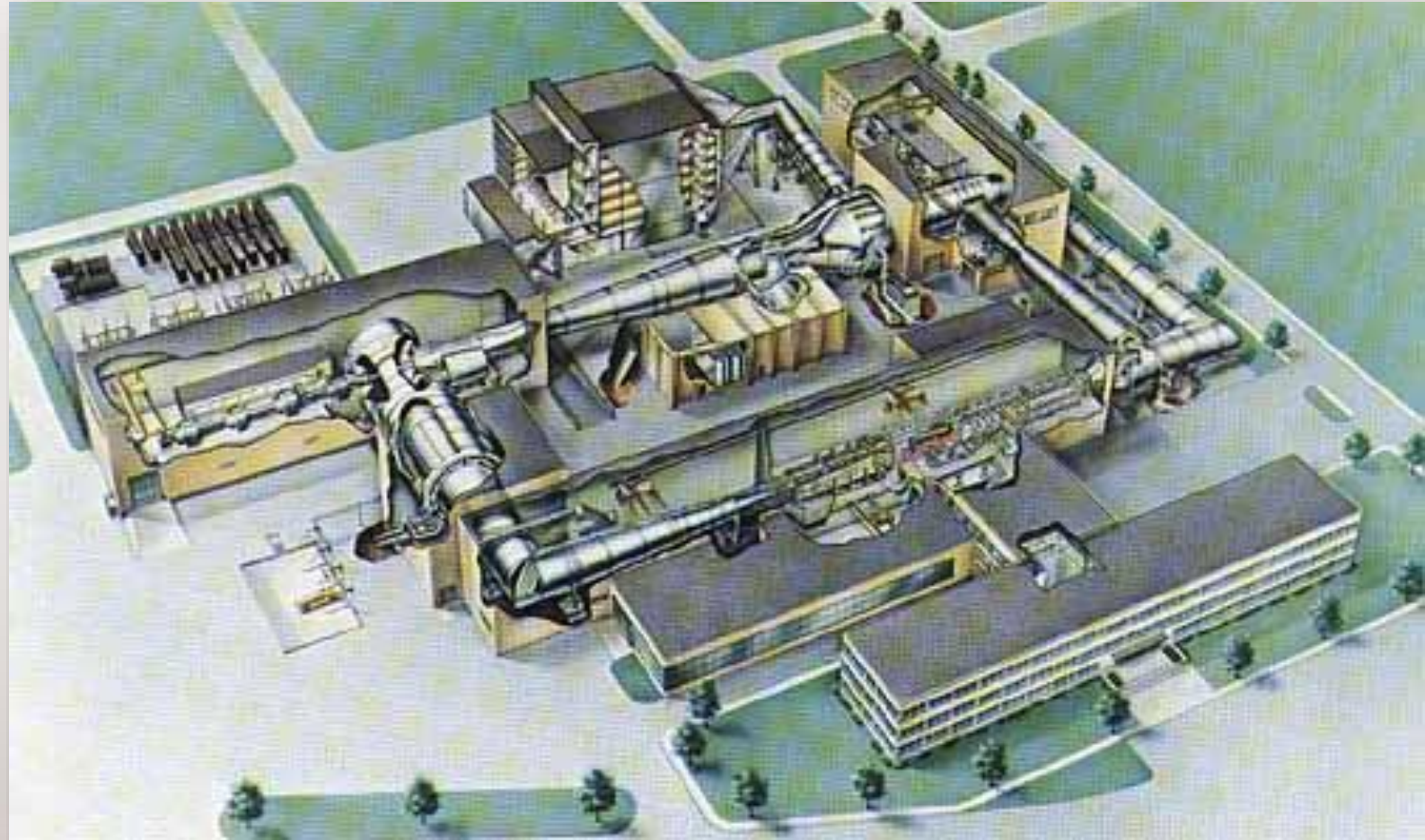
# NASA Unitary Plan Wind Tunnel



# Tunele naddźwiękowe

NASA Lewis

- Sekcja testowa  
2,4 x 1,8 m
- Obieg otwarty lub  
zamknięty



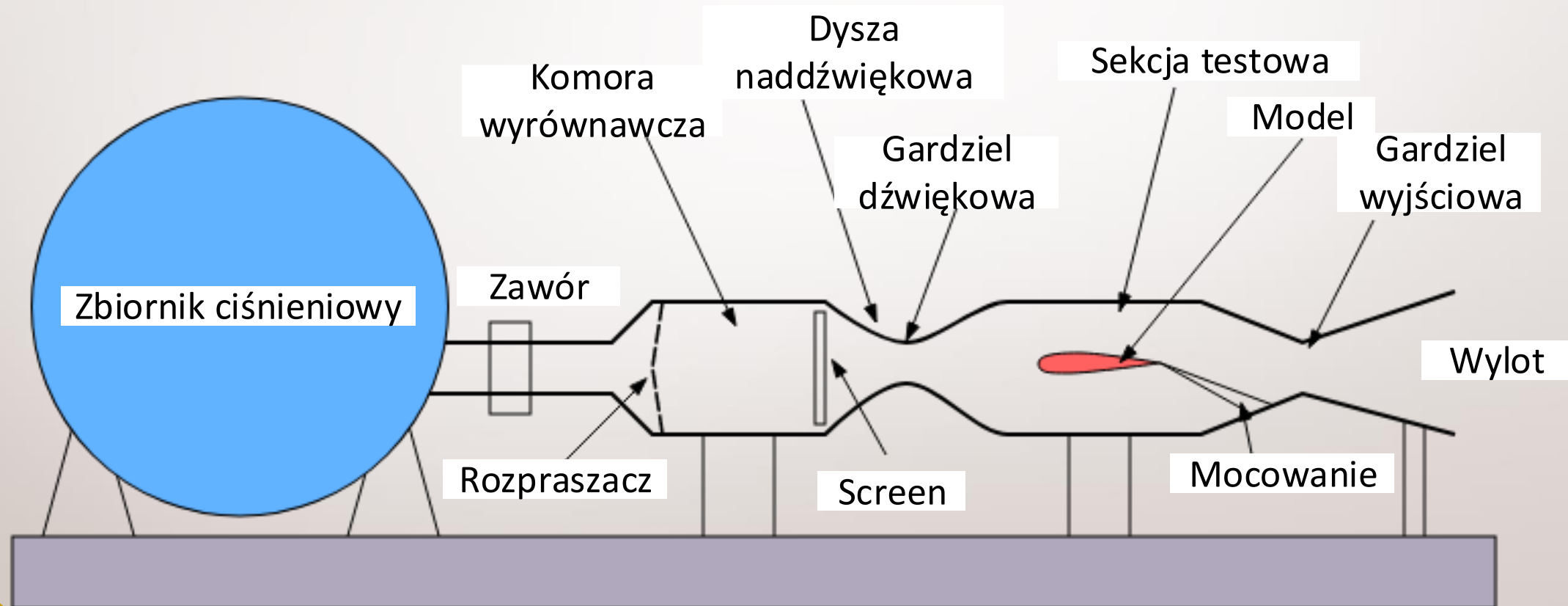
# NASA Lewis





# Tunele hipernaddźwiękowe

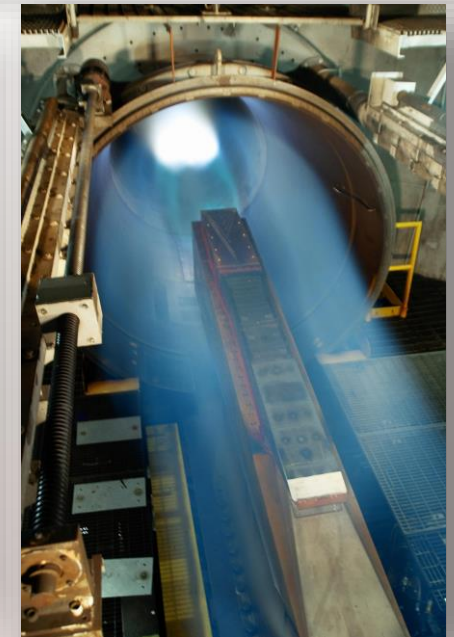
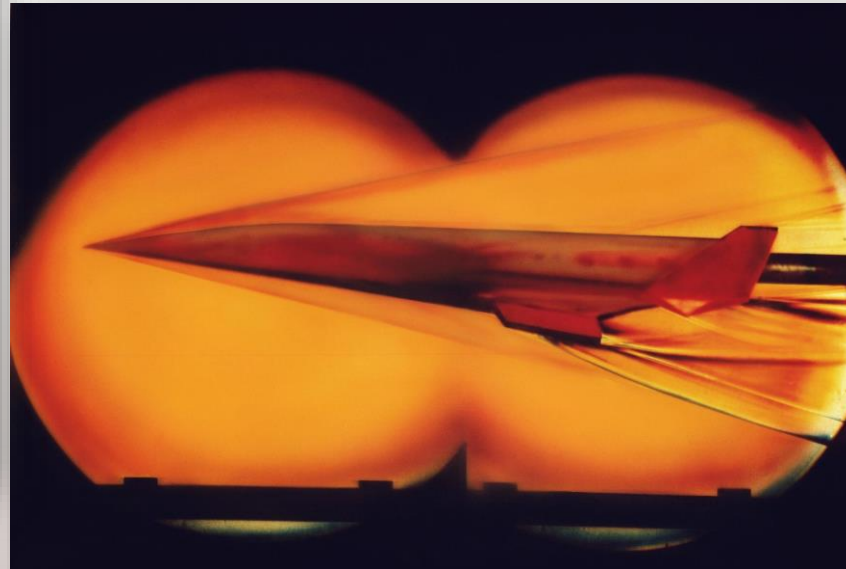
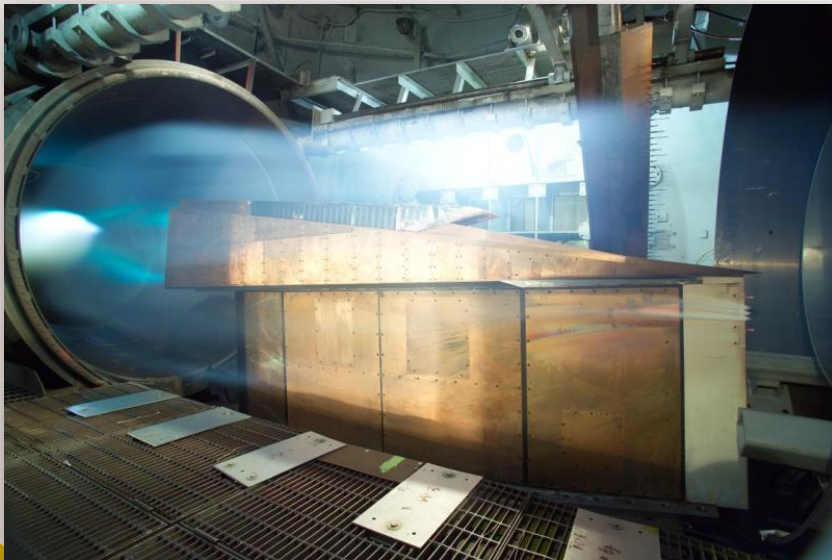
## Blowdown wind tunnel



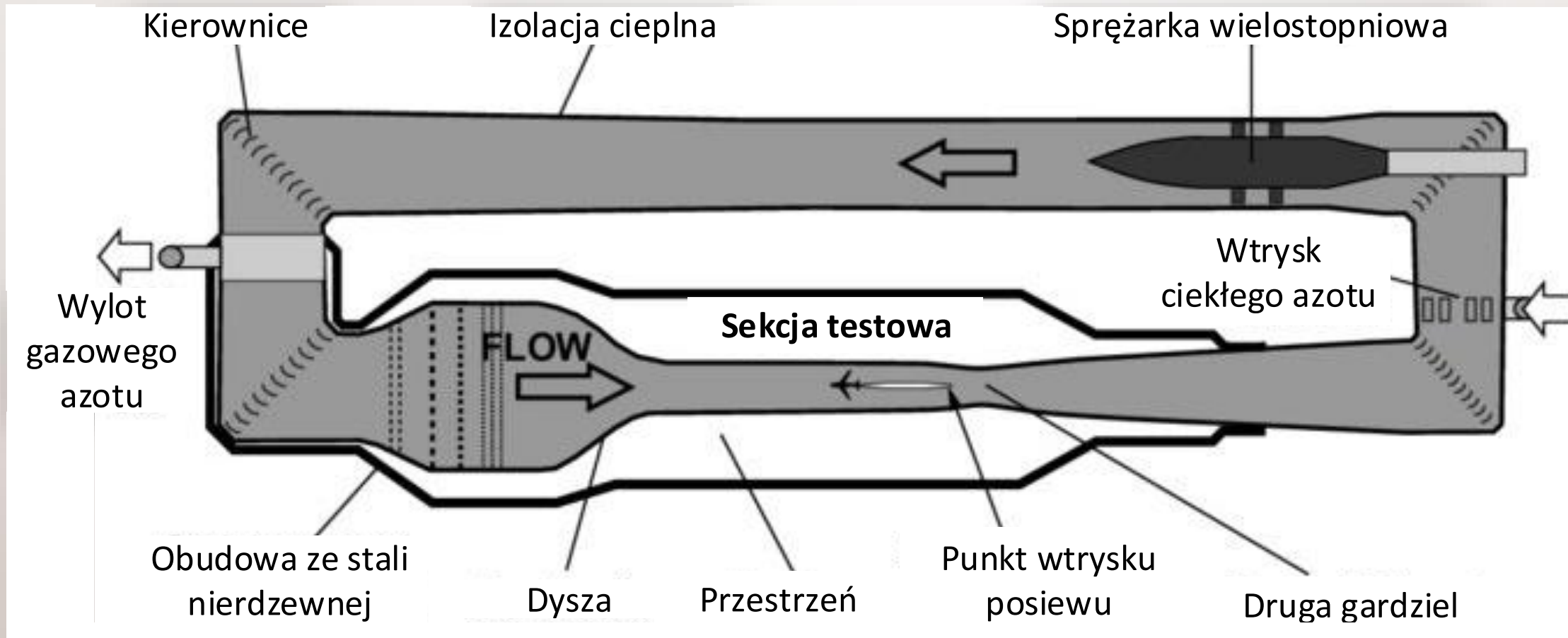
# Tunele hipernaddźwiękowe

NASA Langley 8-Foot High Temperature Tunnel  
(8-Ft HTT)

- Średnica 2,4 m
- Liczba Macha do 7



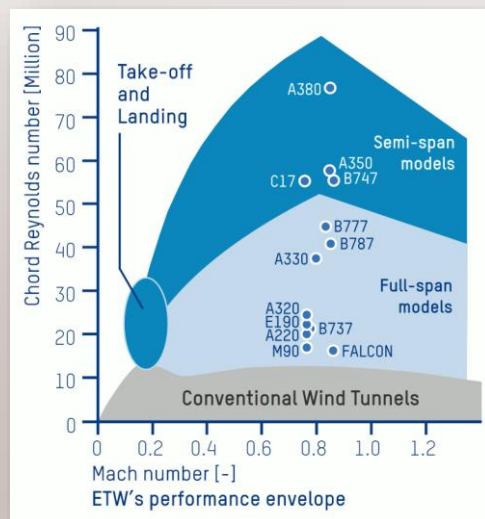
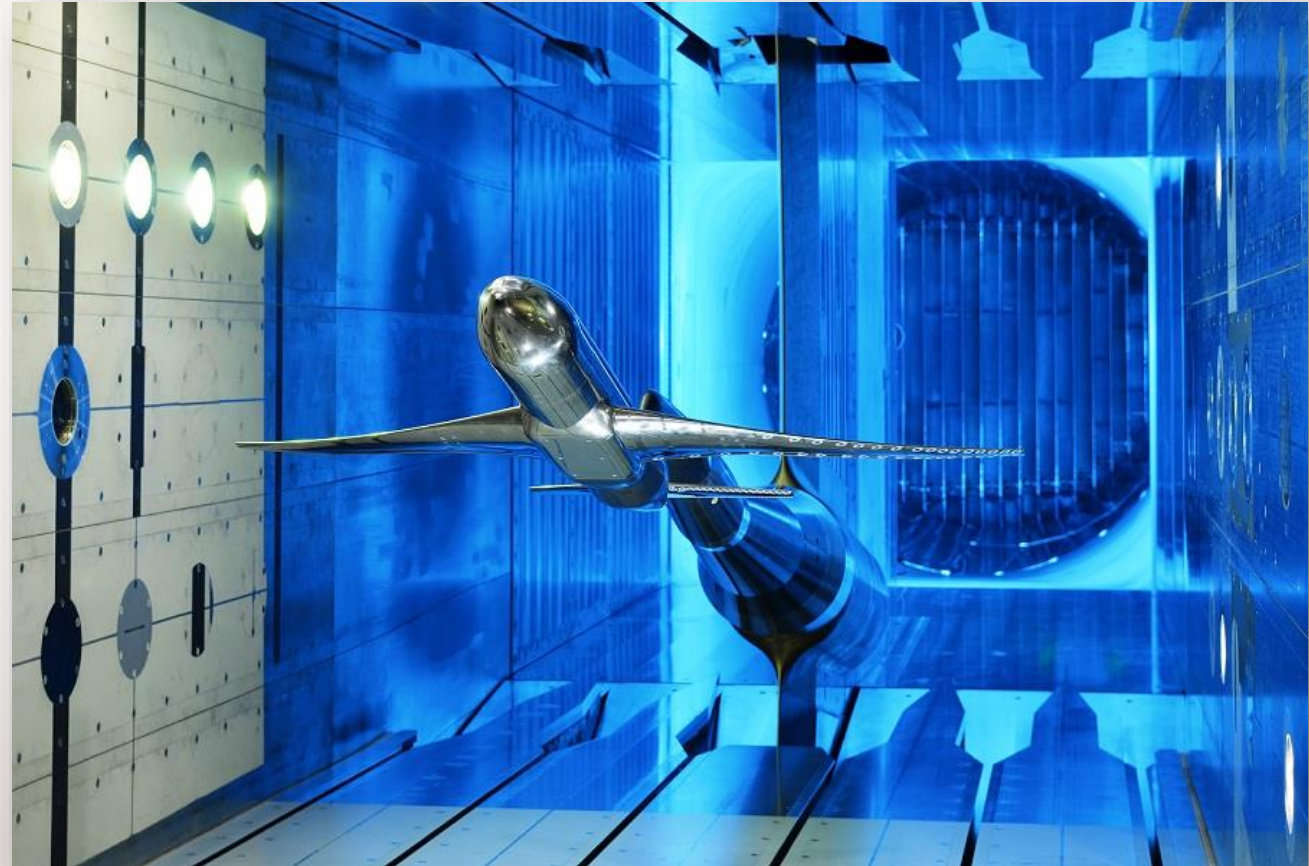
# Tunele kriogeniczne



# Tunele kriogeniczne

## European Transonic Windtunnel ETW

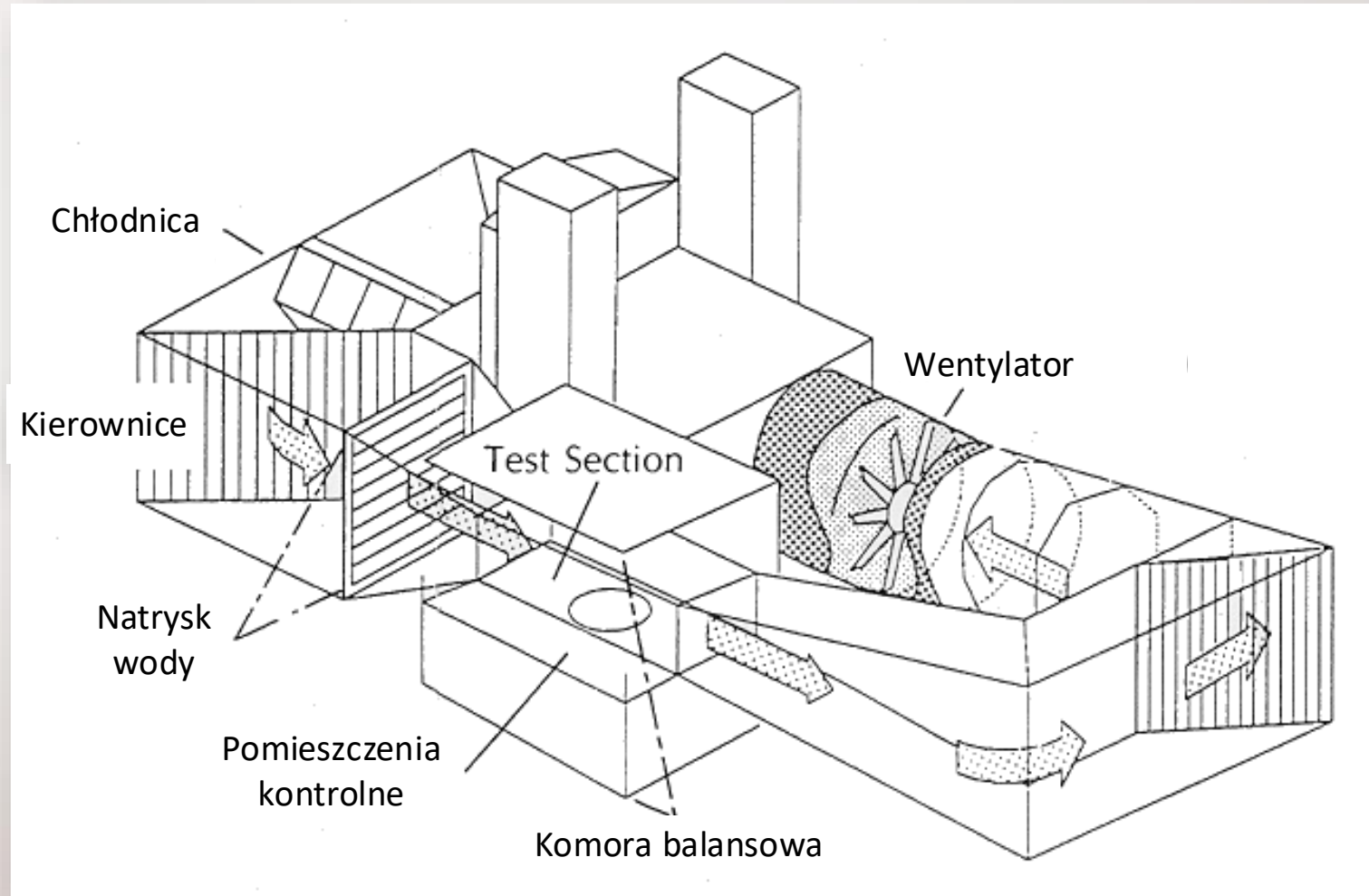
- Wymiary 2,4 x 2 m
- Liczba Macha do 1,35
- Pełnoskalowa Liczba Reynoldsa
- Ciśnienie 1,1 - 4,5 bar
- Temperatura  $-163 \div 40^{\circ}\text{C}$



# Tunele oblodzeniowe

## NASA Icing Research Tunnel (IRT)

- Wymiary 1,8 x 2,7 m
- Prędkość 134 km/h
- Temperatura od -20°C



# NASA Icing Research Tunnel



# Tunele motoryzacyjne



# DZIĘKUJĘ ZA UWAGĘ

*Badania opływu różnych obiektów w tunelu  
aerodynamicznym*

**POLITECHNIKA LUBELSKA**  
**Katedra Termodynamiki,**  
**Mechaniki Płynów i Napędów Lotniczych**  
**dr inż. Konrad Pietrykowski**

---

Projekt „Politechnika Lubelska – Regionalna Inicjatywa Doskonałości”  
– finansowany ze środków Ministerstwa Nauki i Szkolnictwa Wyższego

