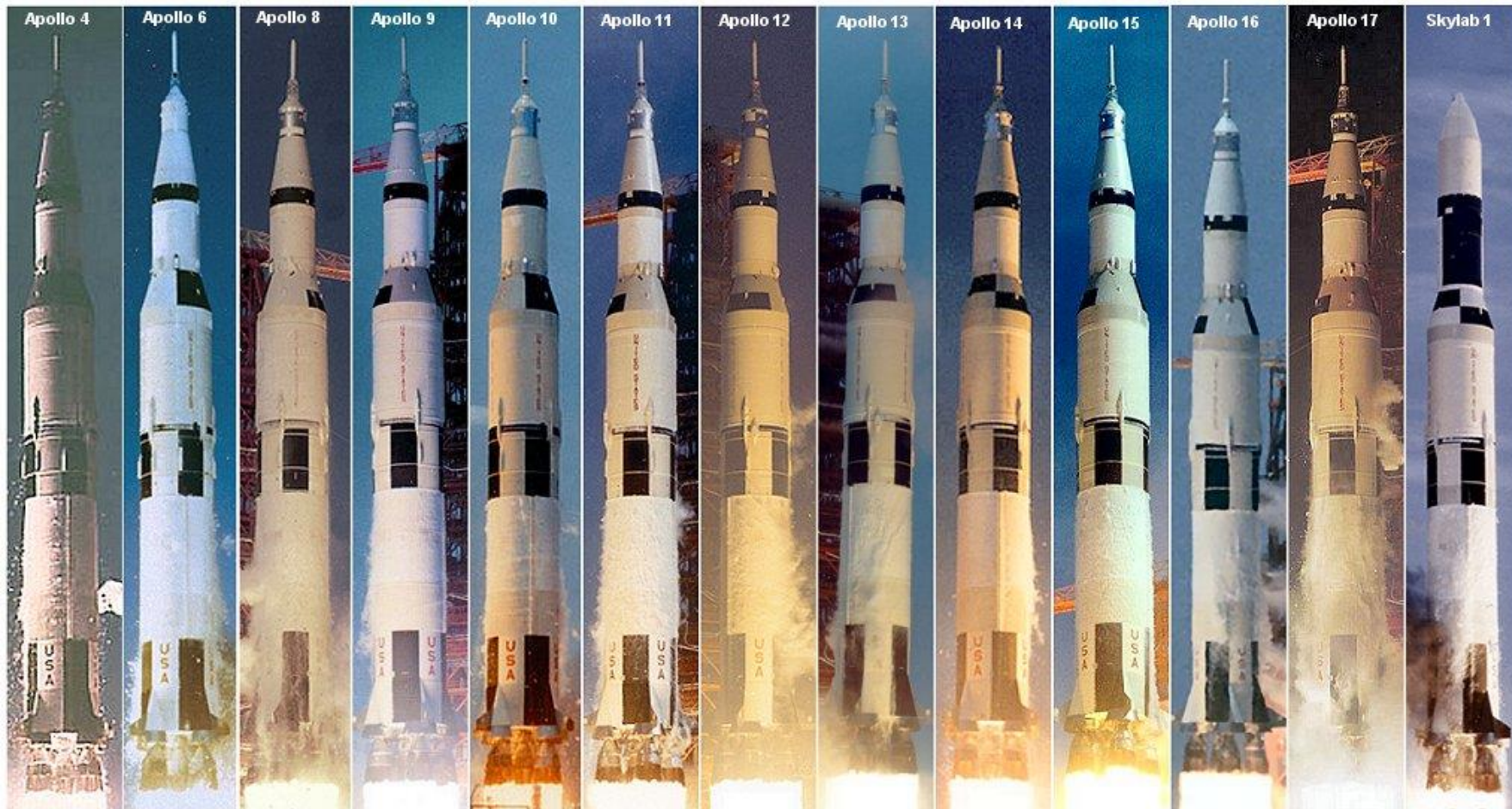




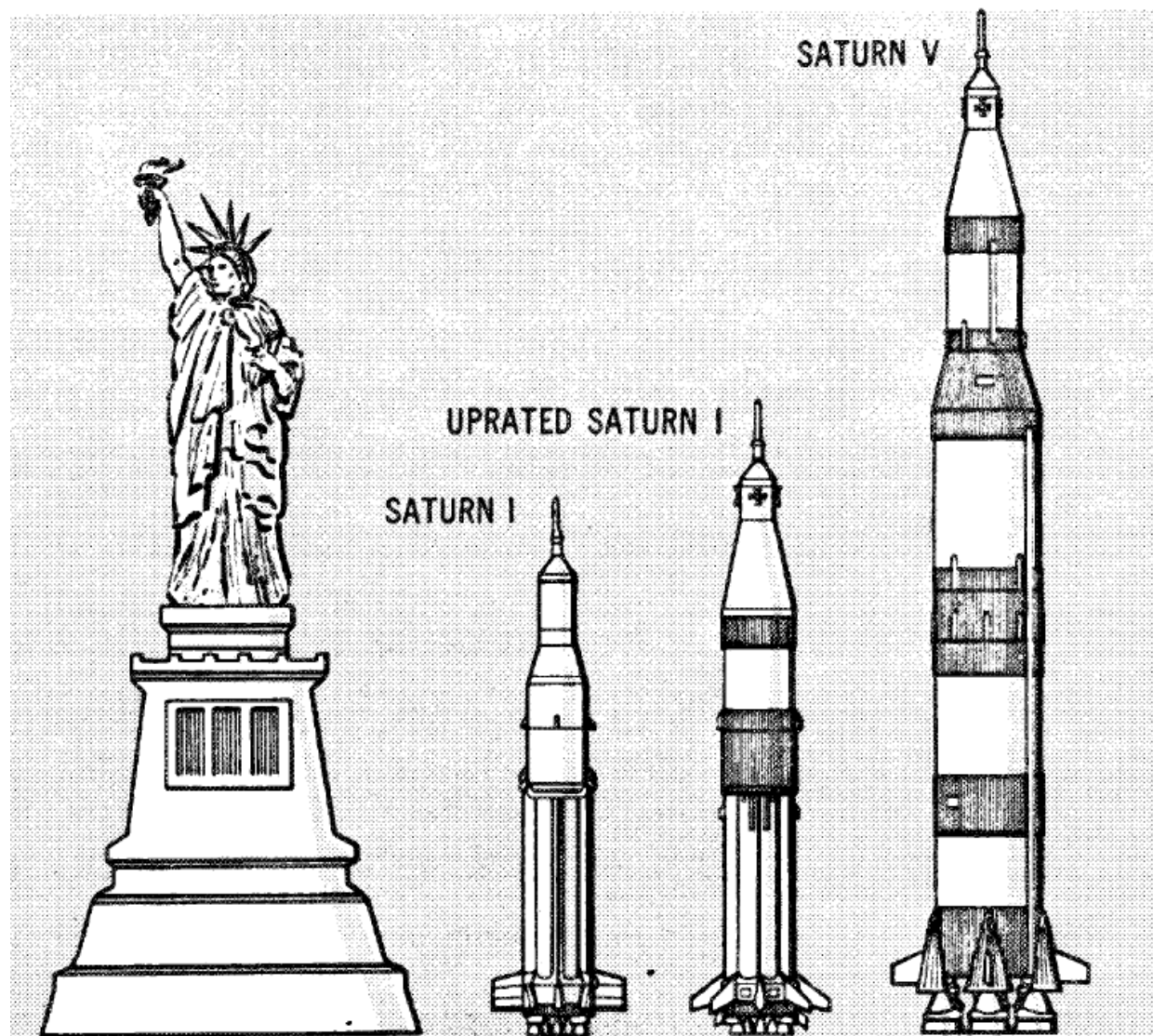
Saturn V – część I



Wysokość 110,6 m

Średnica 10,1 m

Masa całkowita 3 038 500 kg

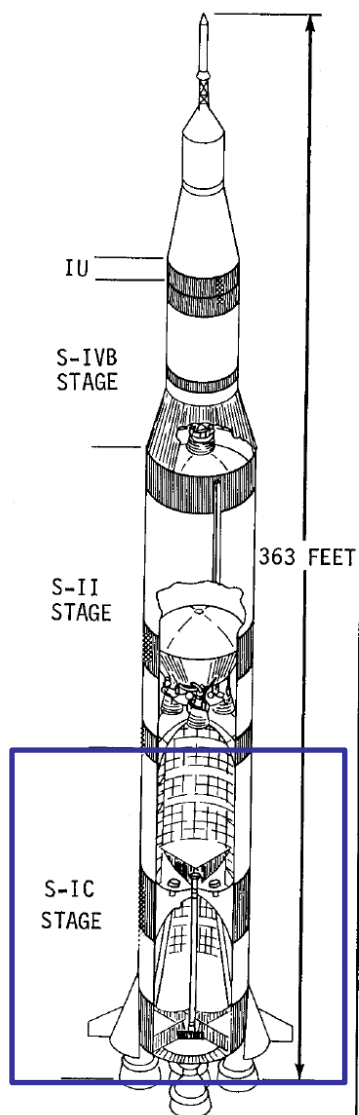


Pałac Kultury i Nauki w
Warszawie – 237m

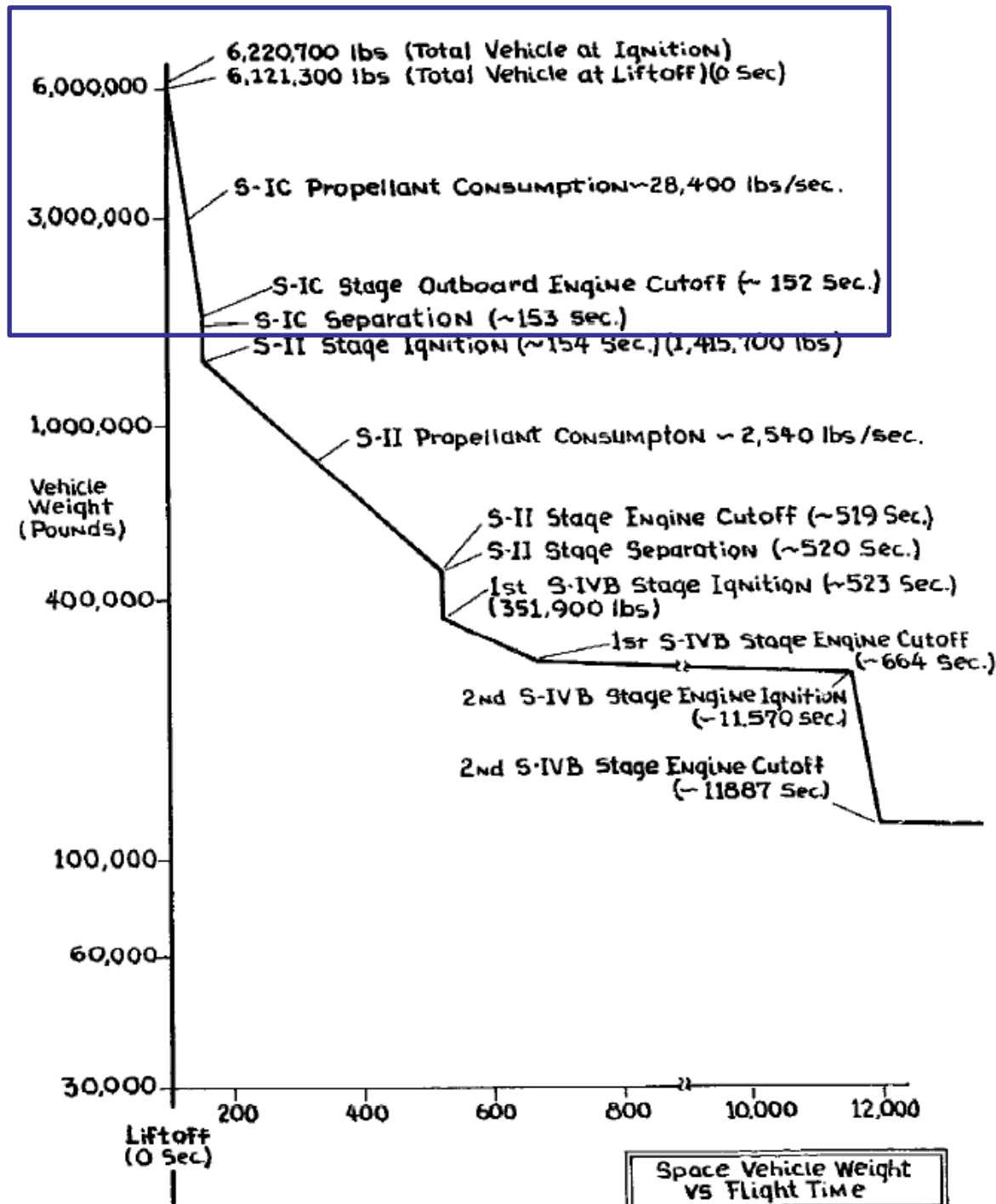
Wieża Mariacka, Kraków –
80m

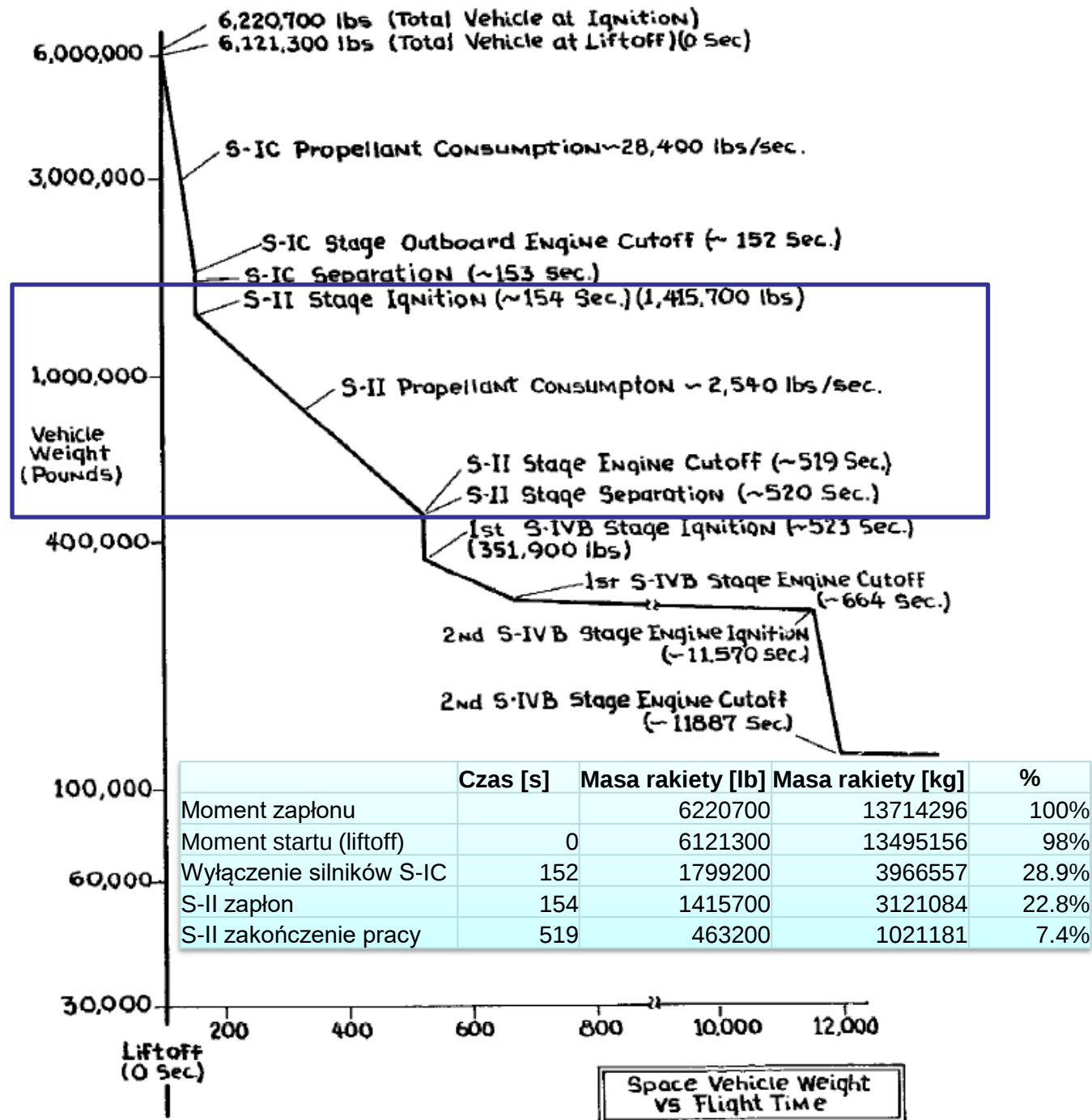
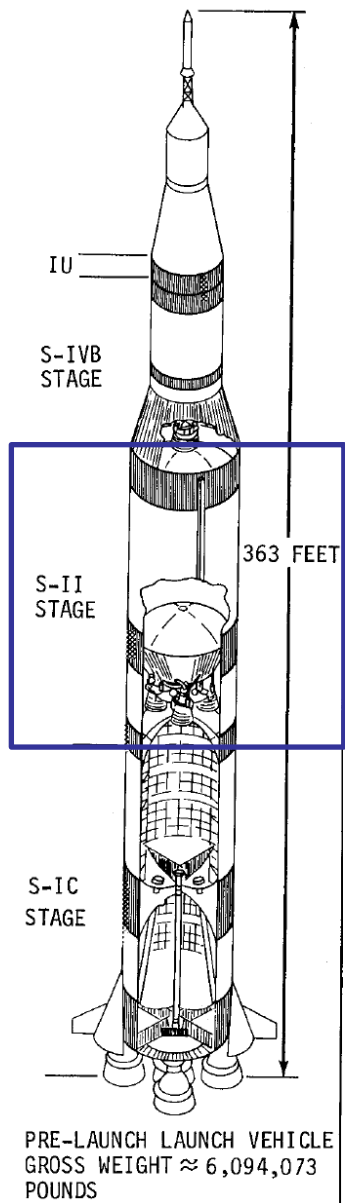
Wieża Mariacka, Gdańsk –
wysokość do kalenicy 77m

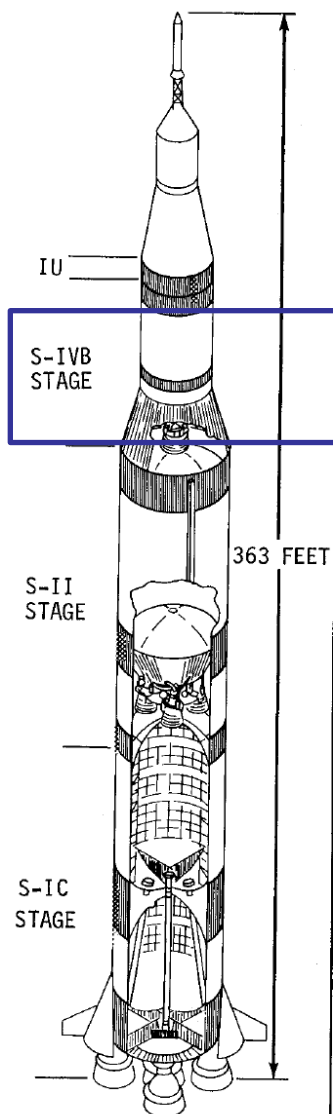
Kolumna Zygmunta III
Wazy – 22 m



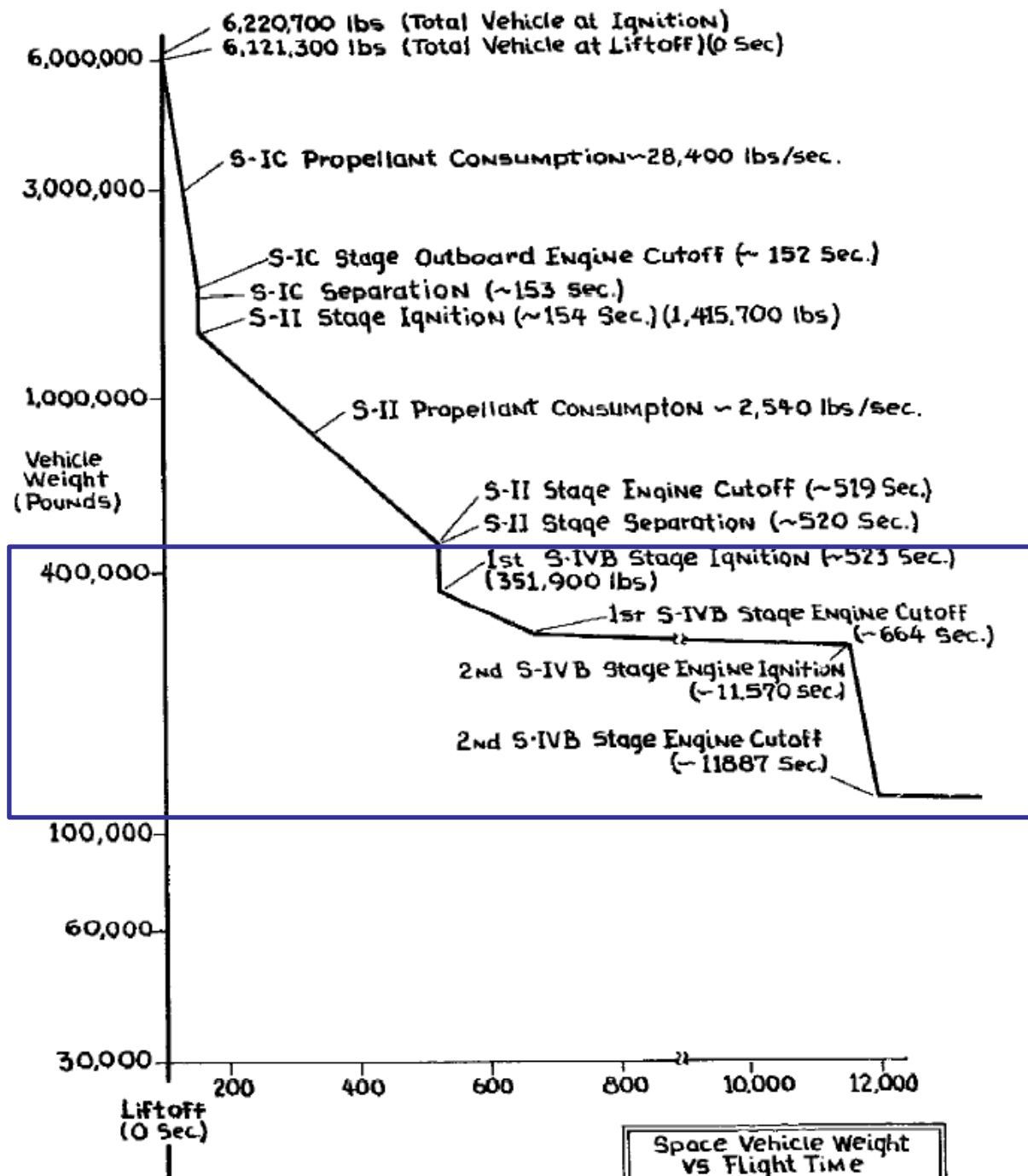
PRE-LAUNCH LAUNCH VEHICLE
GROSS WEIGHT $\approx 6,094,073$
POUNDS







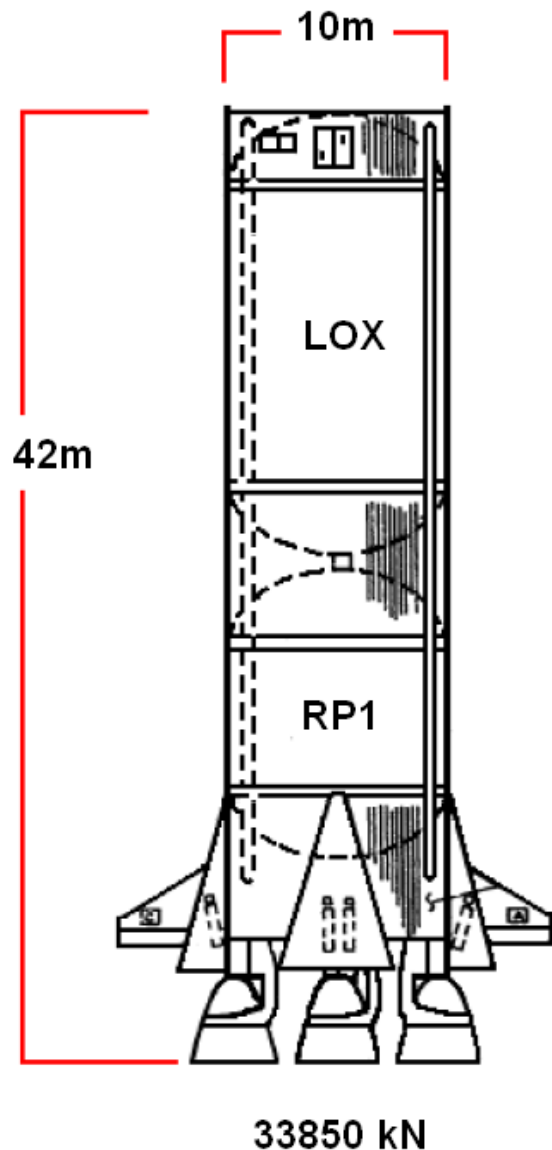
PRE-LAUNCH LAUNCH VEHICLE
GROSS WEIGHT $\approx 6,094,073$
POUNDS



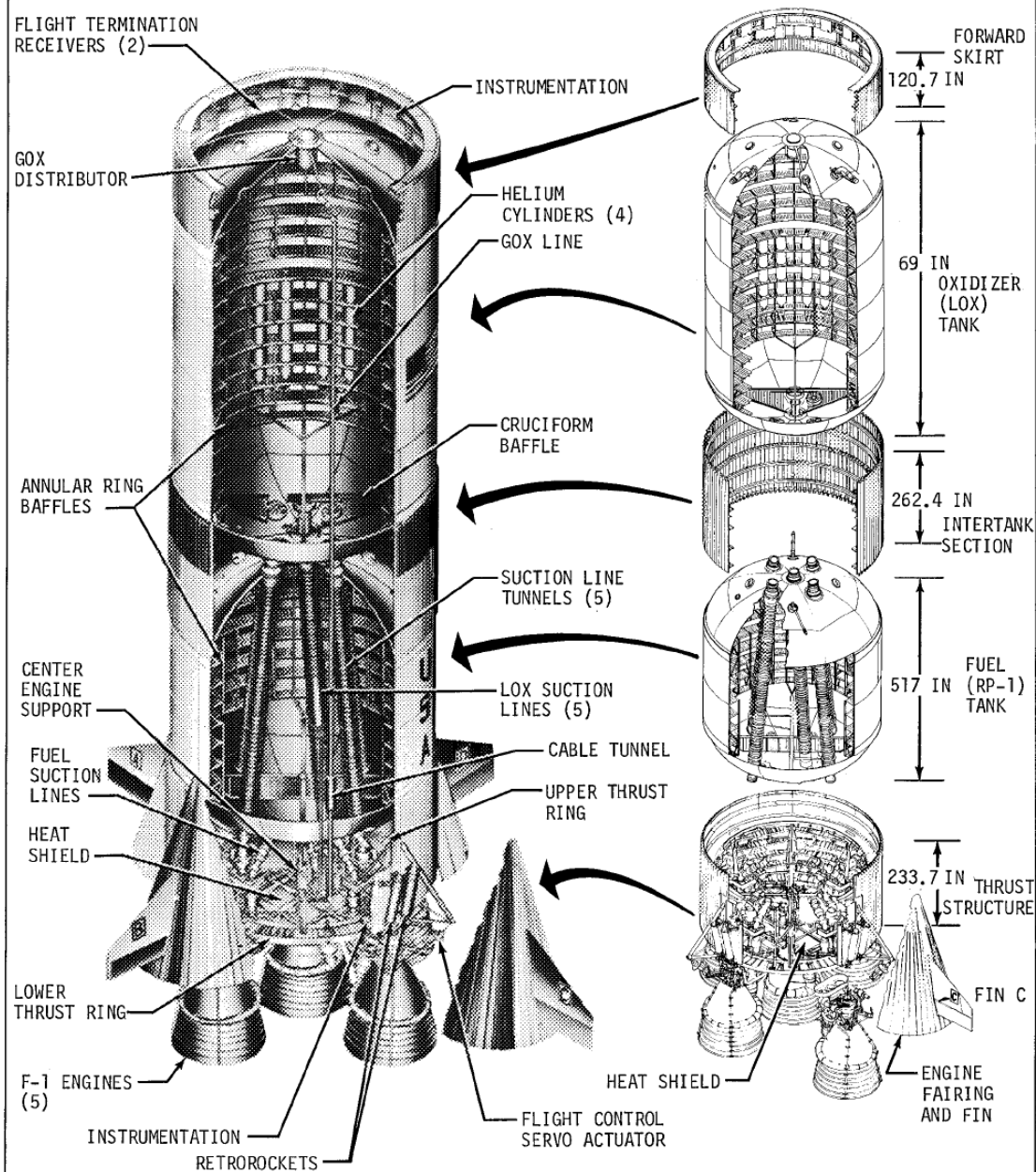


Pierwszy stopień

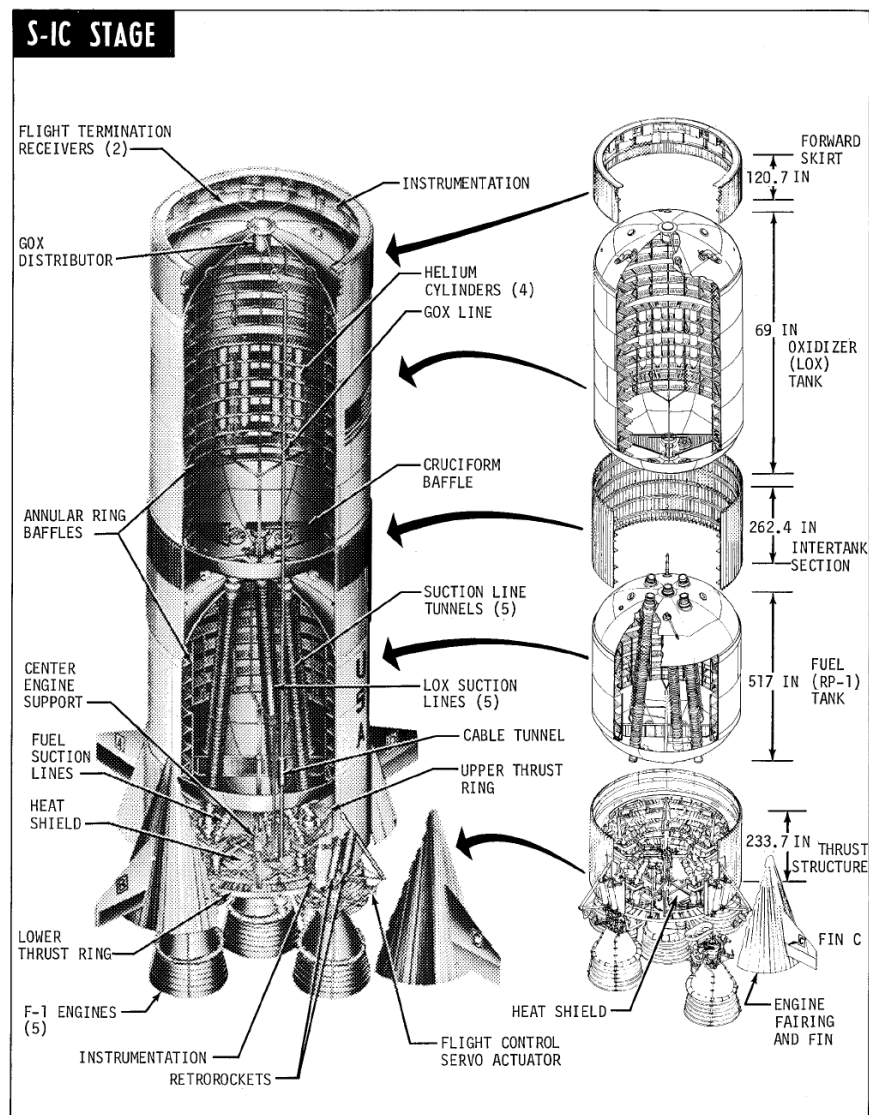
RP1=Rocket Propellant-1
Refined Petroleum-1



S-IC STAGE



- **Struktura**
- **Instalacja paliwowa**
- **Instalacja utleniacza**
- **Instalacja środowiskowa**
- **Instalacja pneumatyczna**
- **Układ sterowania lotem**
- **Instalacja elektryczna**
- **Instalacja pomiarowa**
- **Instalacja optyczna**
- **Instalacja wybuchowa**
- **Układ separacji stopni**



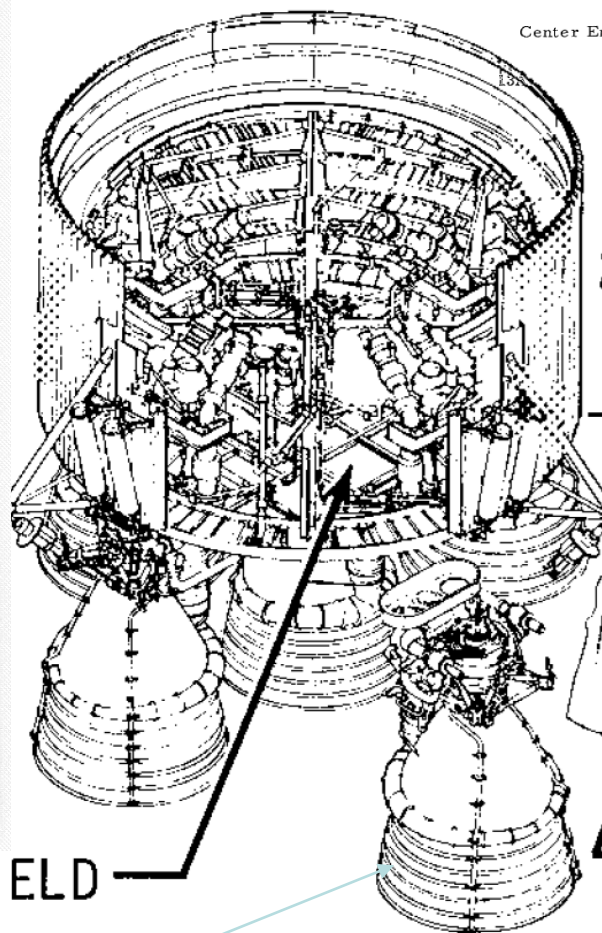
Minimalny współczynnik bezpieczeństwa na rozciąganie to **1.4**

Minimalny współczynnik bezpieczeństwa związany z granicą plastyczności to **1.1**

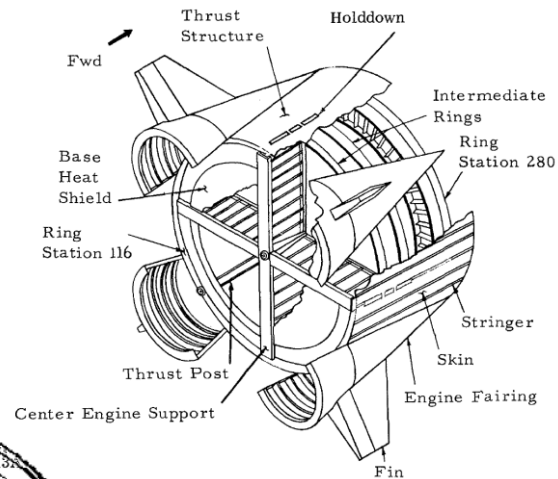
Główny materiał struktury to stop aluminium



HEAT SHIELD



Przedłużenie dyszy



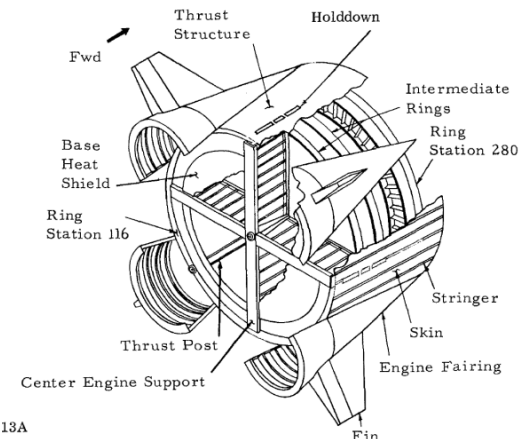
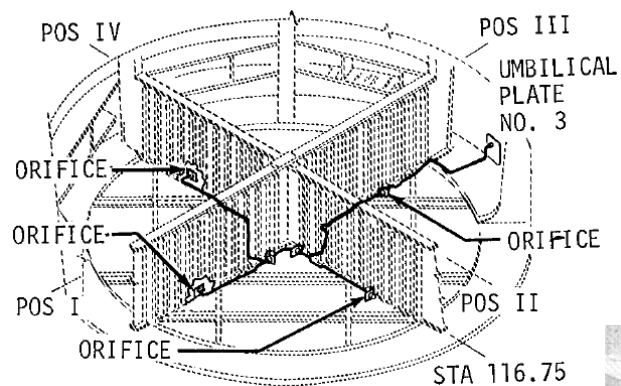
233.7 IN THRUST
STRUCTURE

FIN C

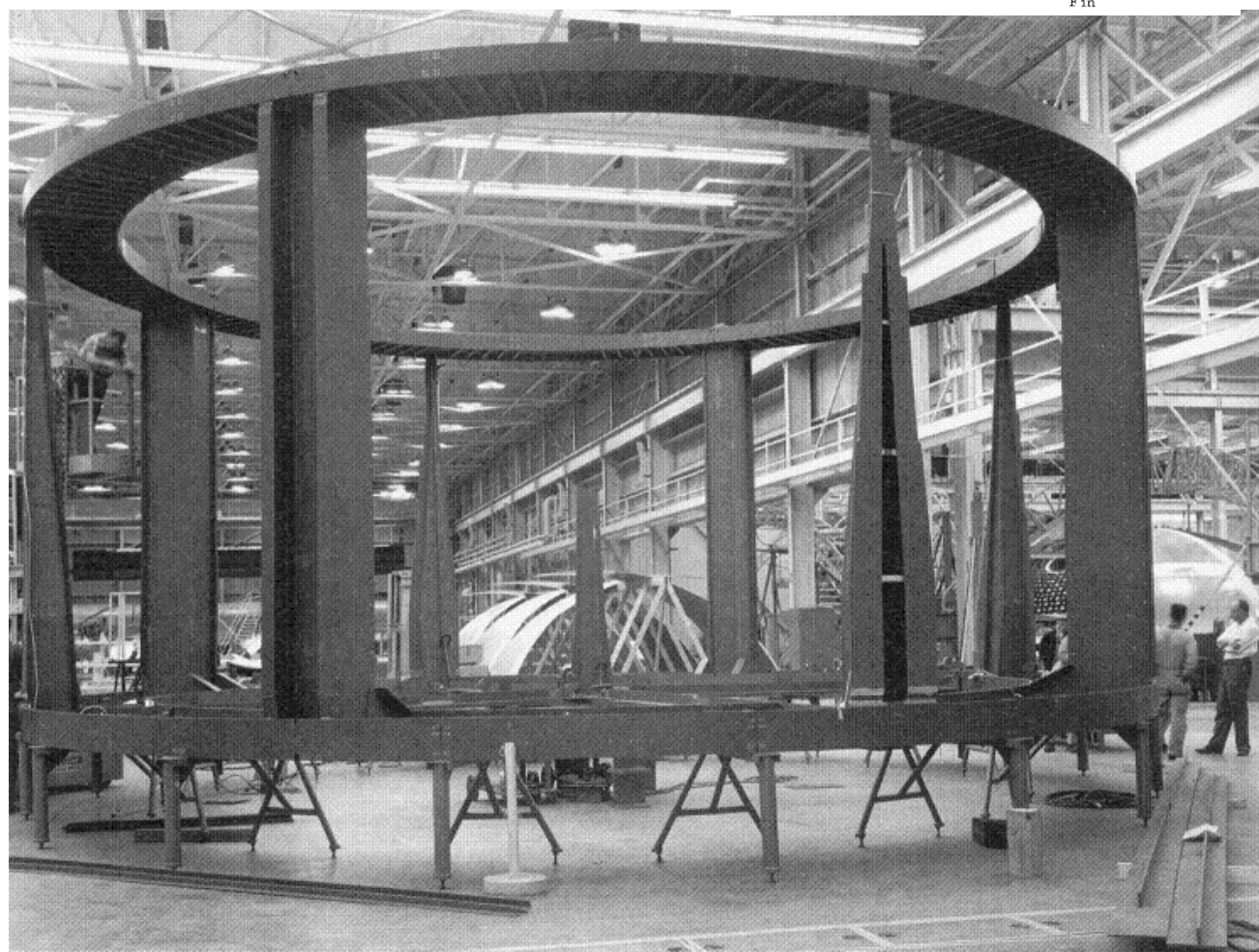
ENGINE
FAIRING
AND FIN



Przedział napędowy - rama

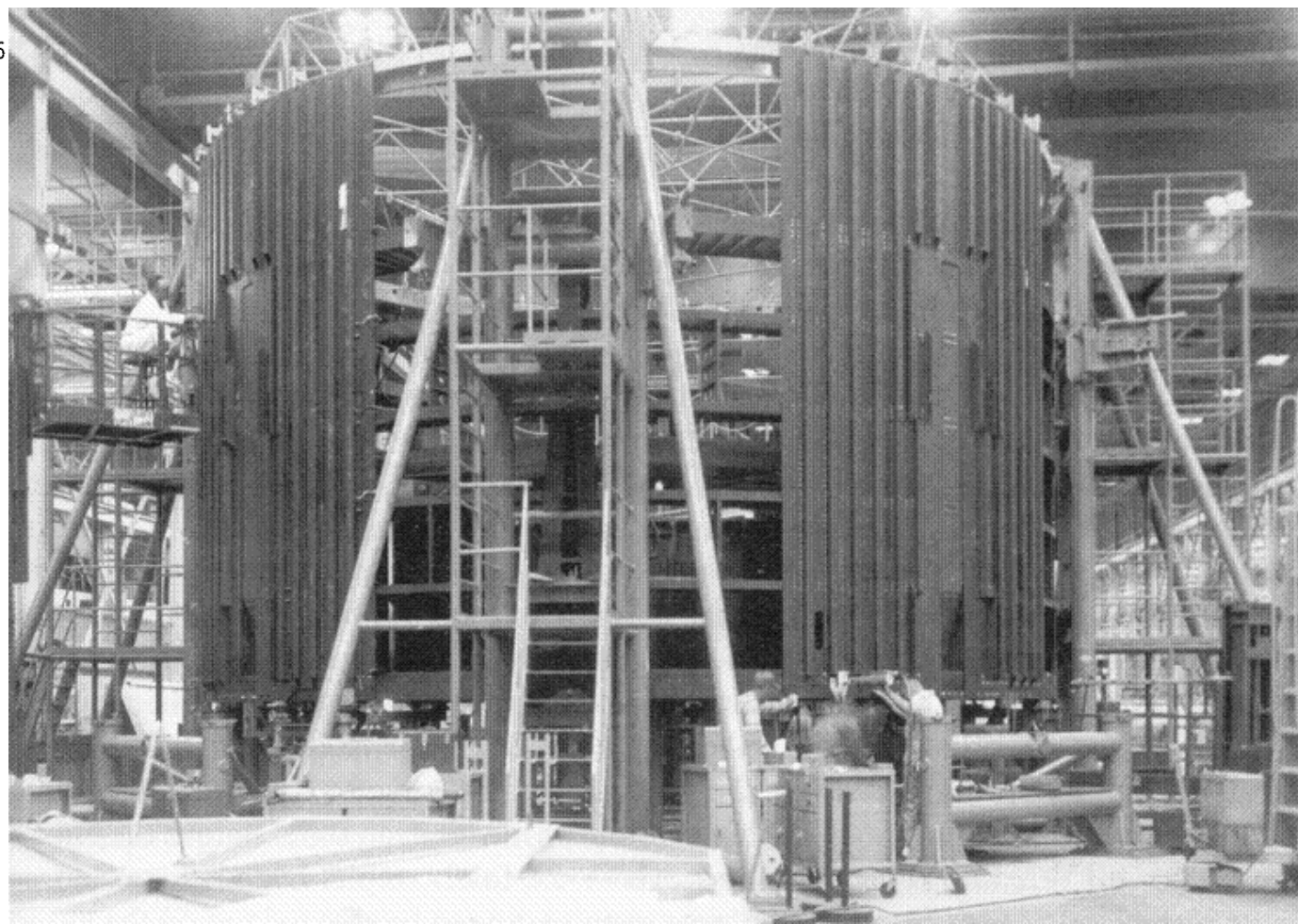
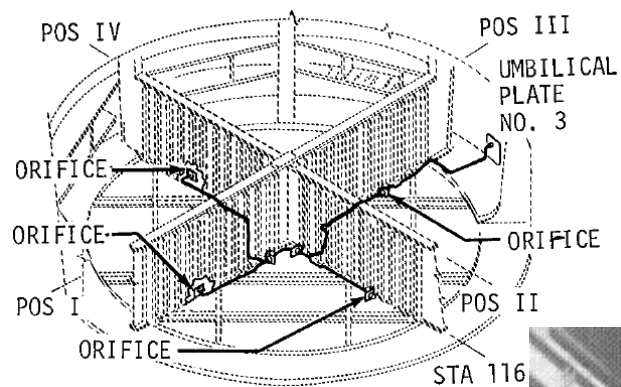


13A



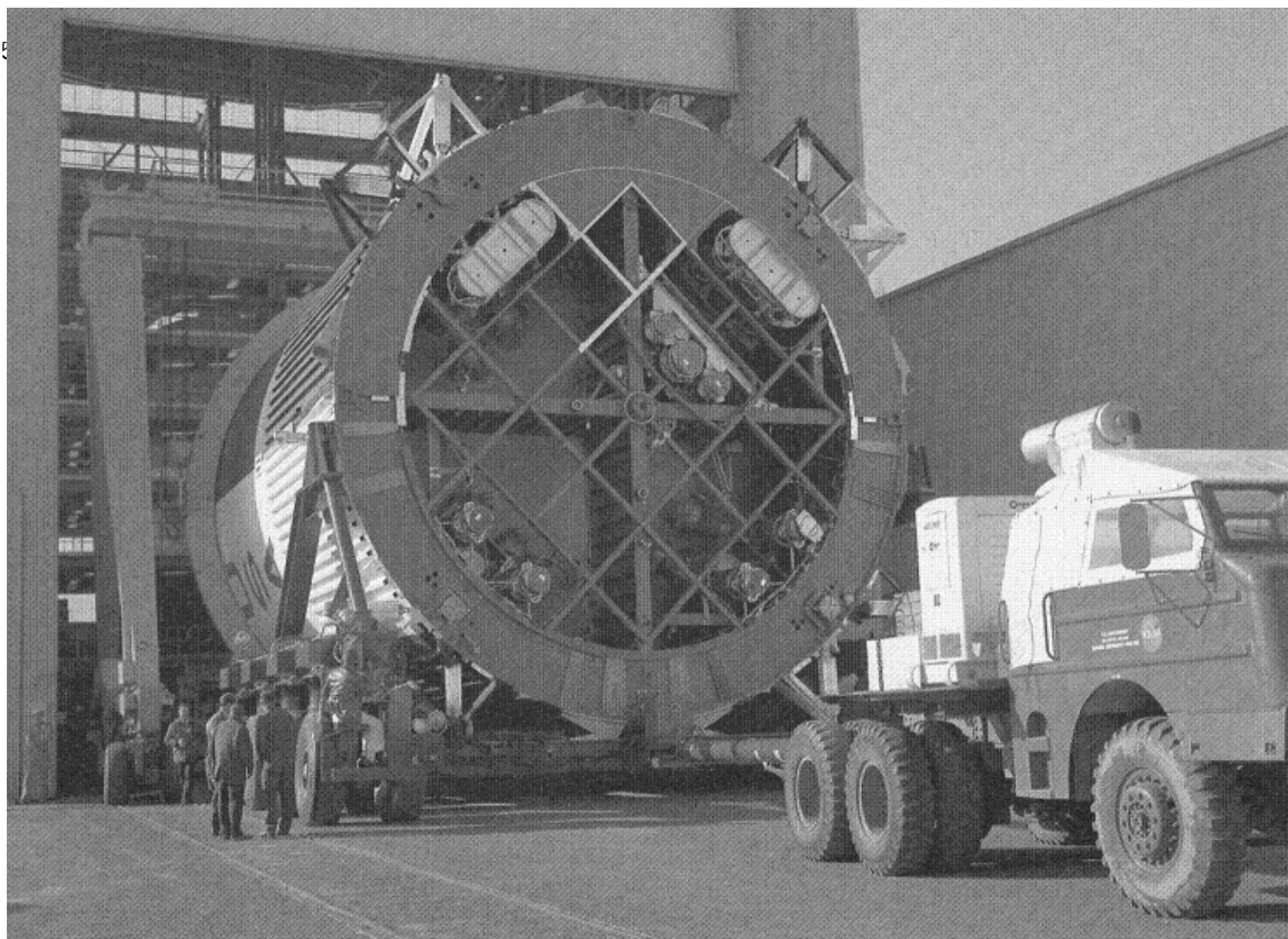
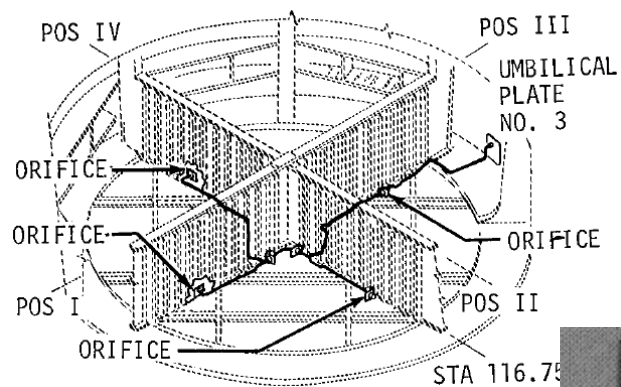


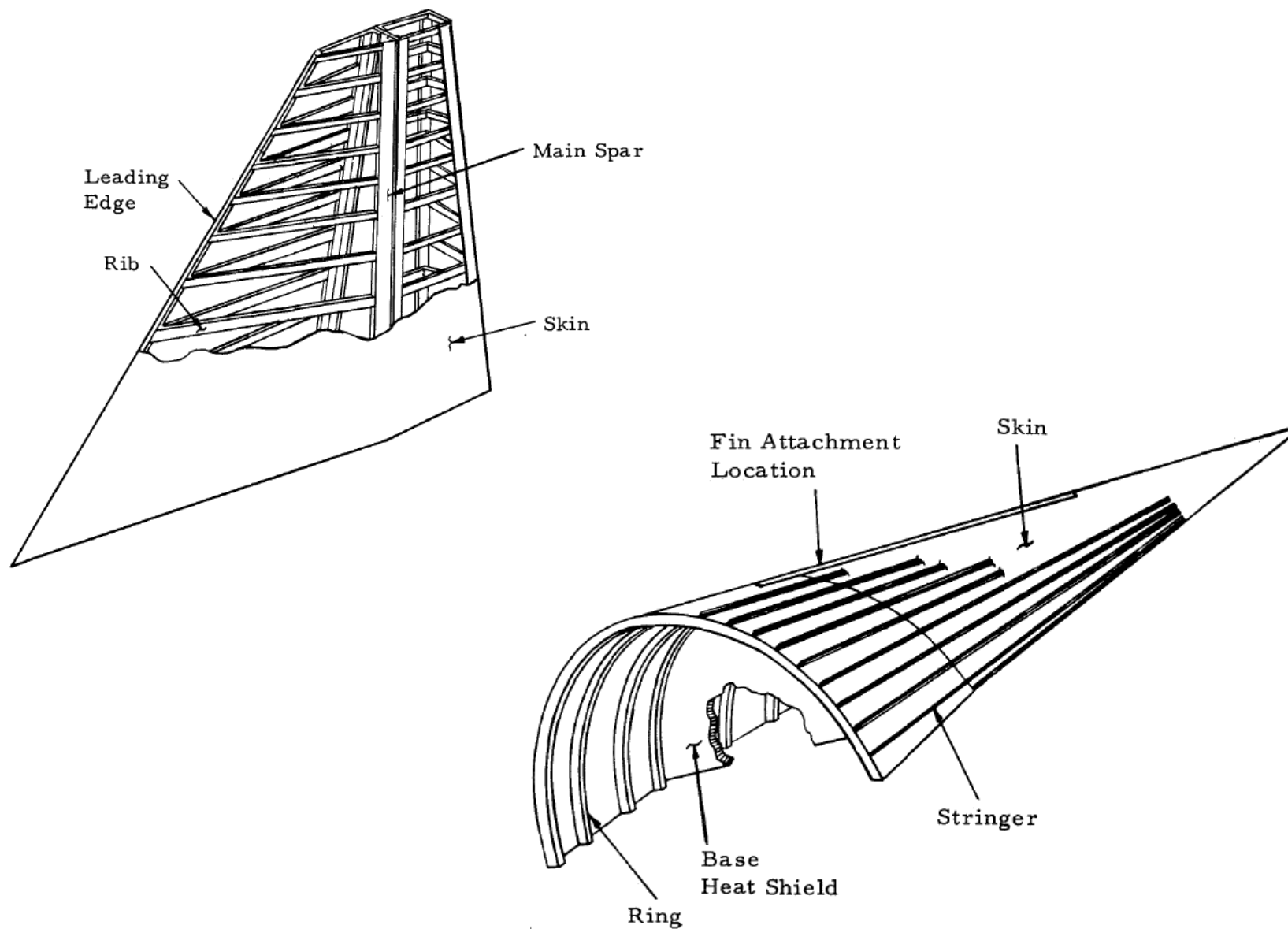
Przedział napędowy - rama

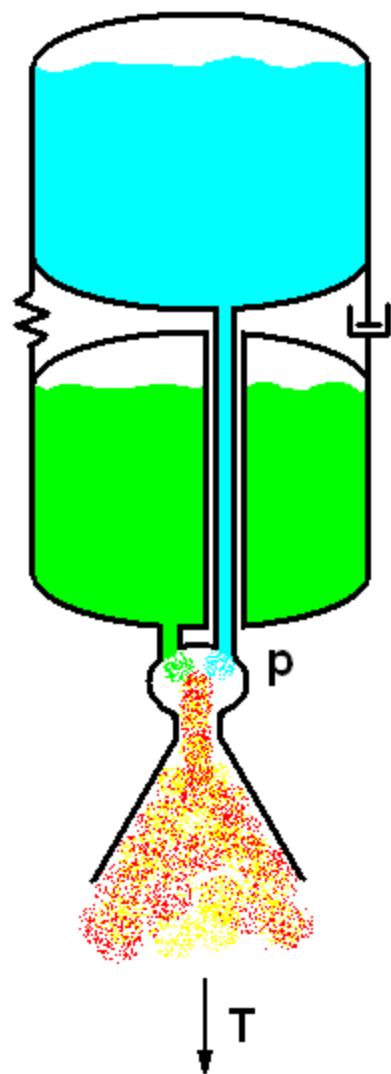




Przedział napędowy - rama

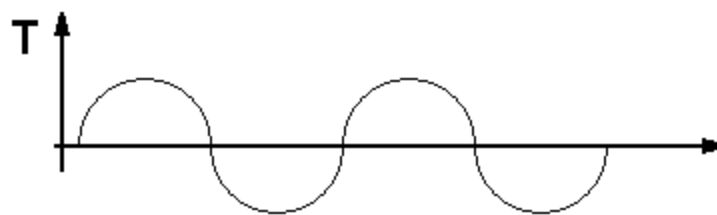
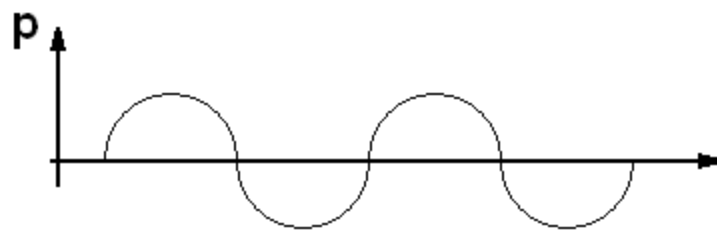


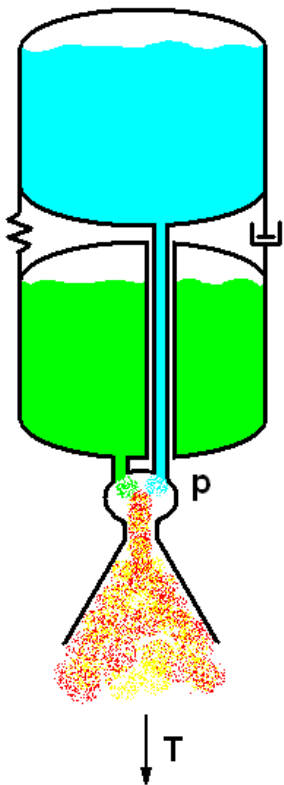
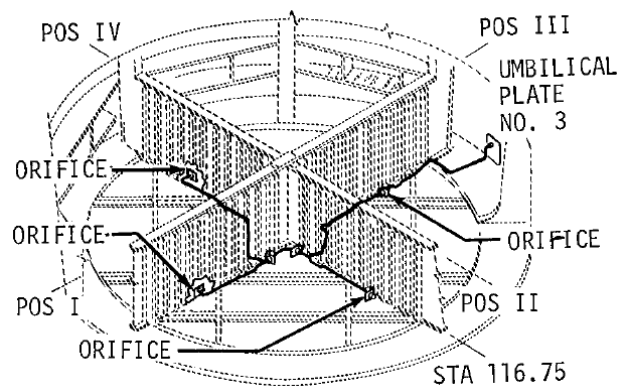




$$p = \rho(g + a)h$$

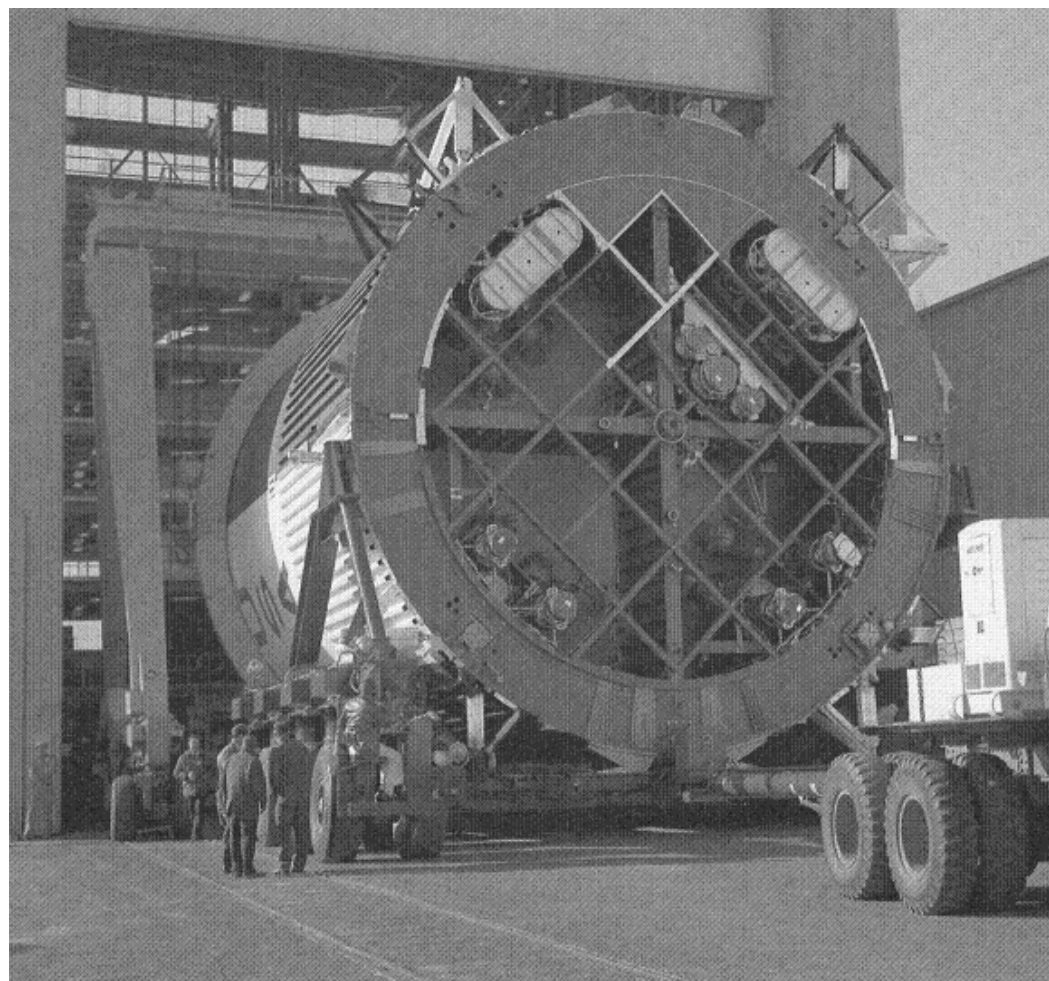
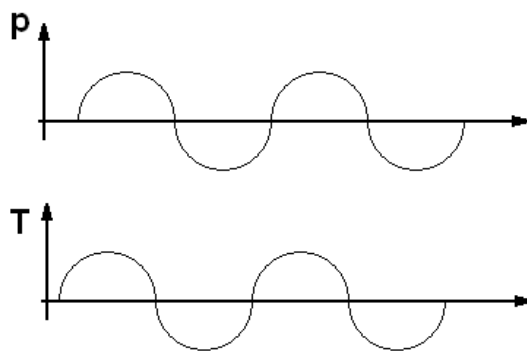
$$a = T/m$$





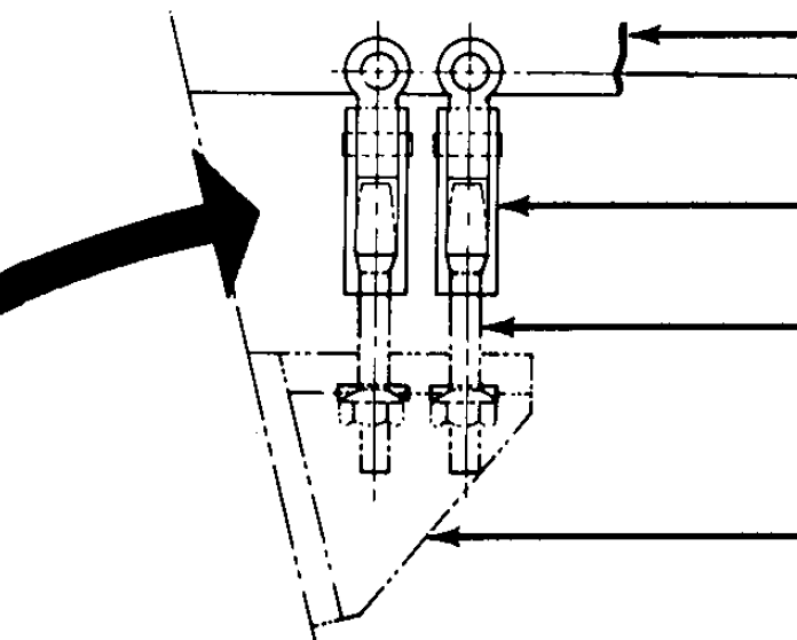
$$p = \rho(g+a)h$$

$$a = T/m$$



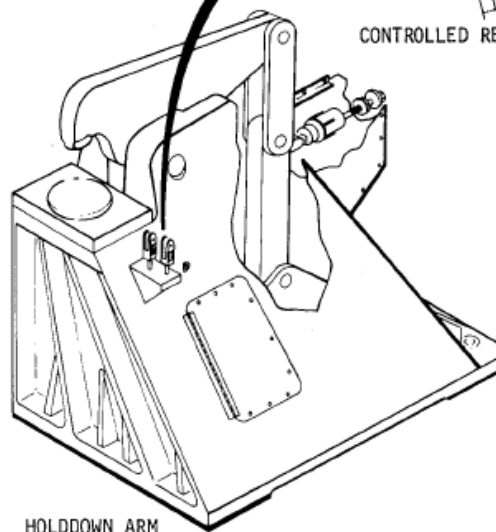
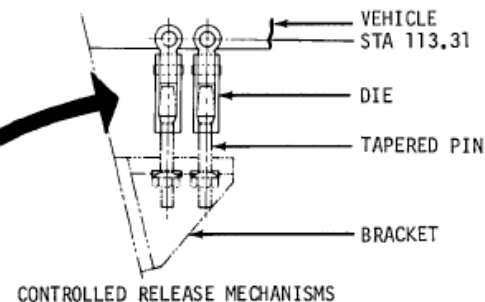
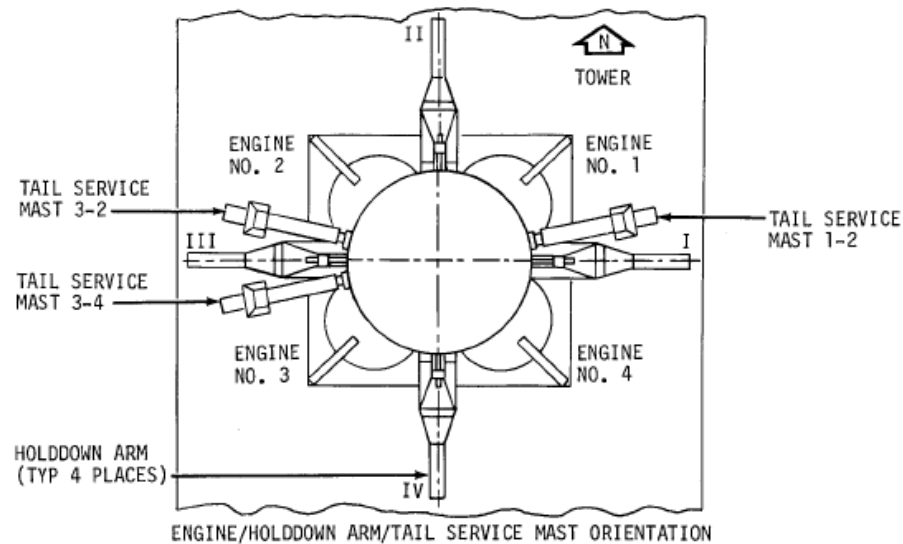


Urządzenia startowe

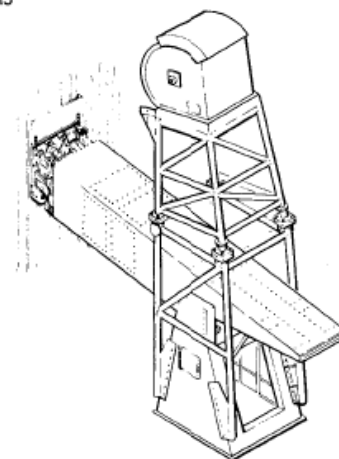


CONTROLLED RELEASE MECHANISMS

HOLDDOWN ARMS/TAIL SERVICE MAST



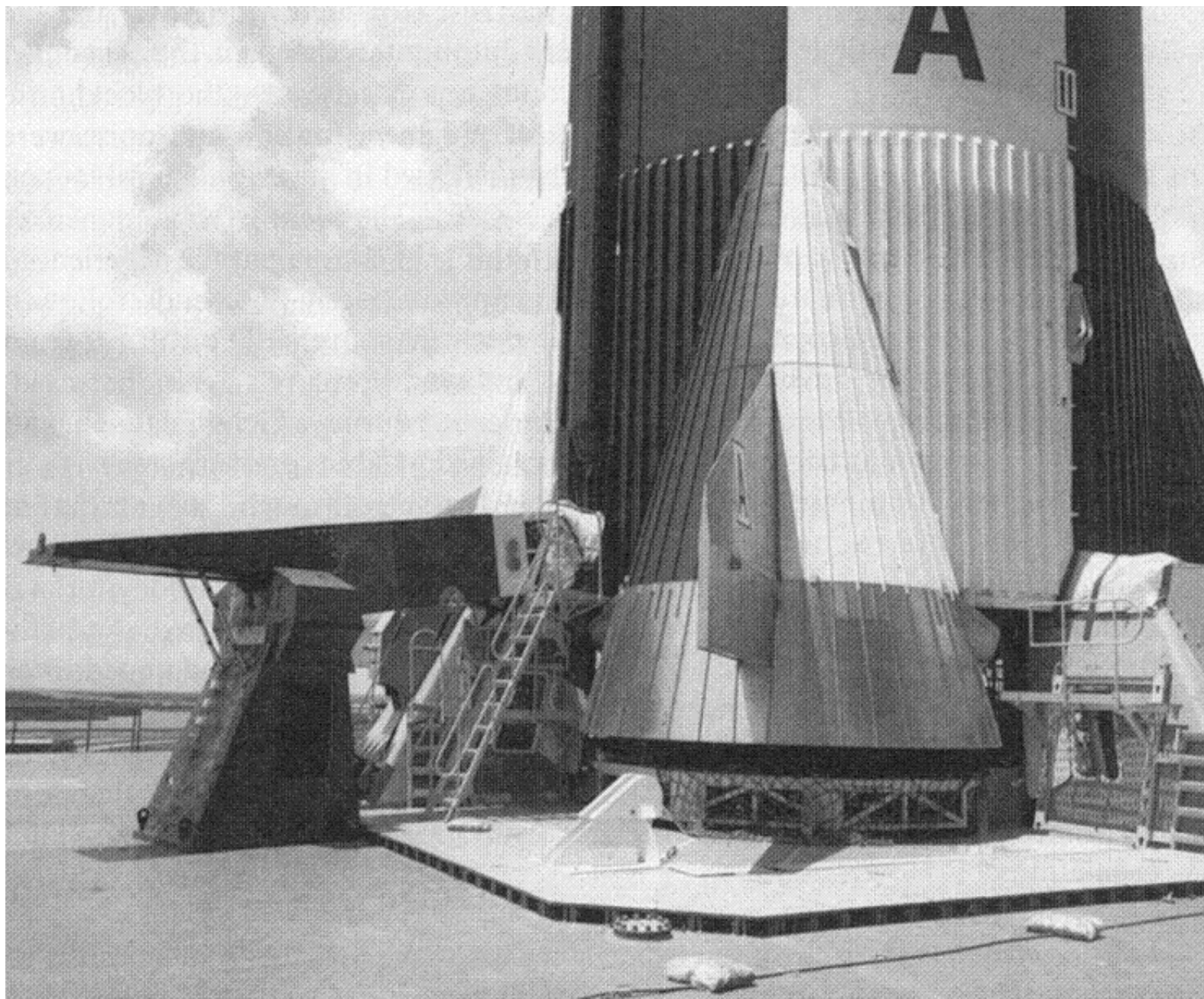
HOLDDOWN ARM

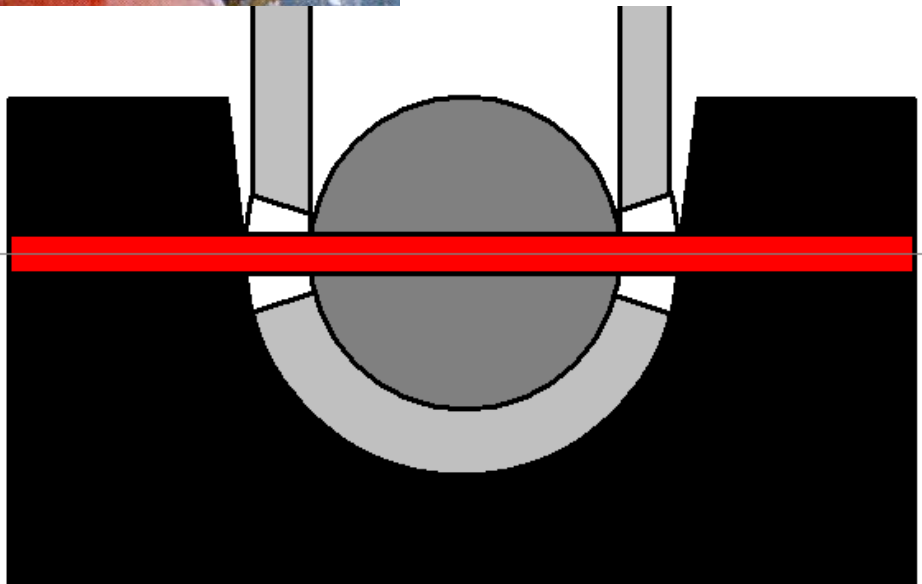
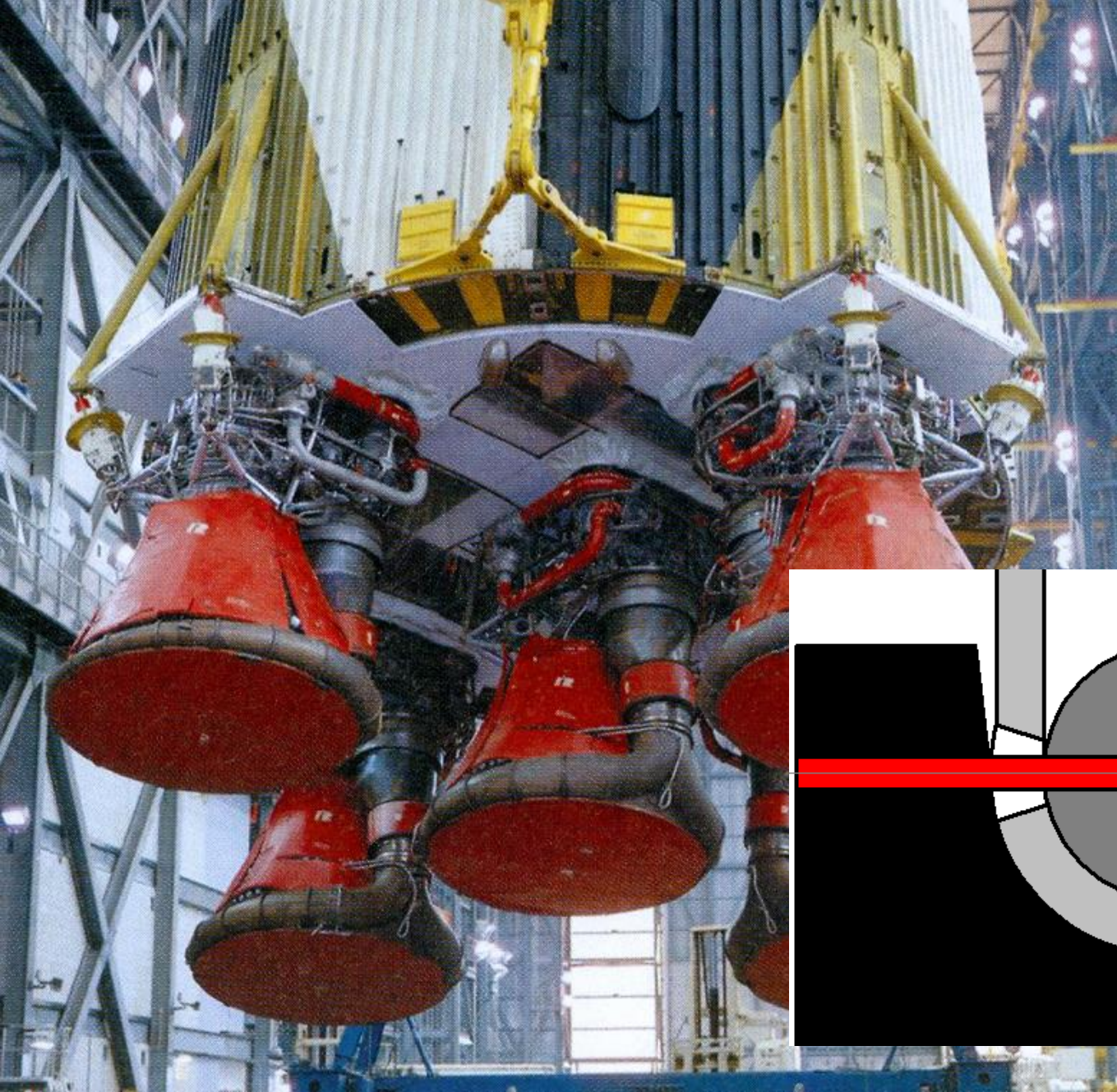


TAIL SERVICE MAST



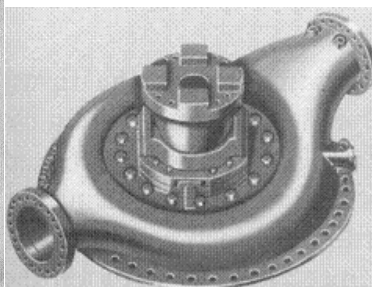
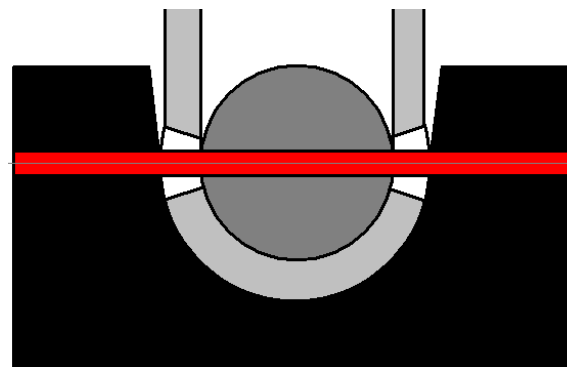
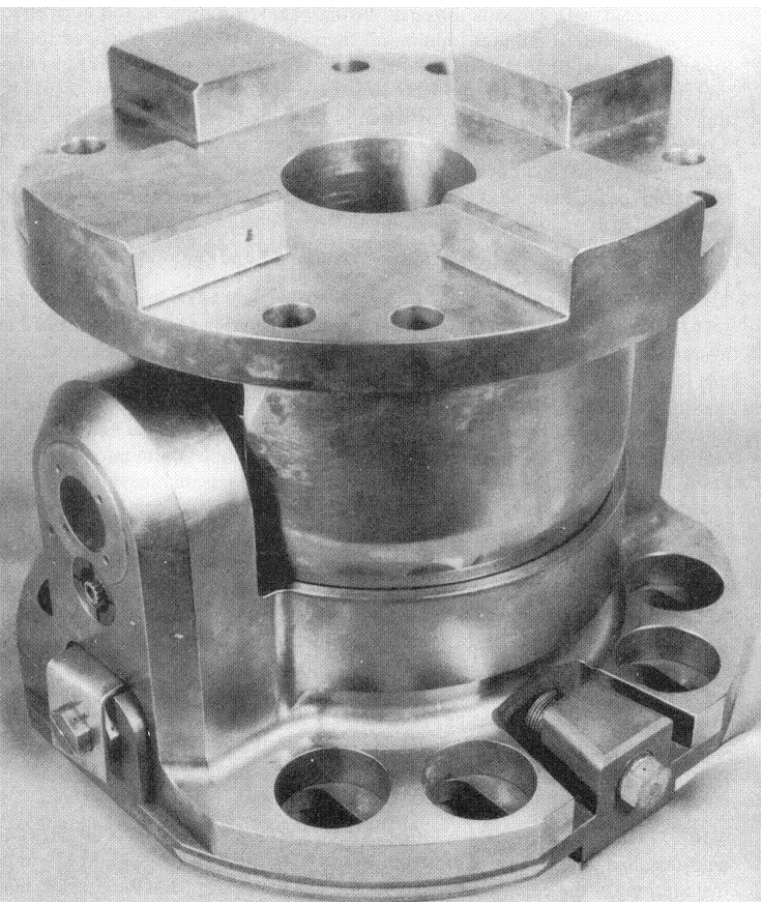
Urządzenia startowe



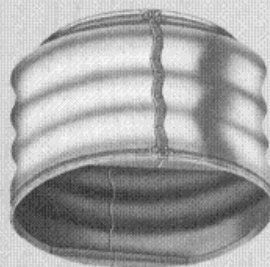




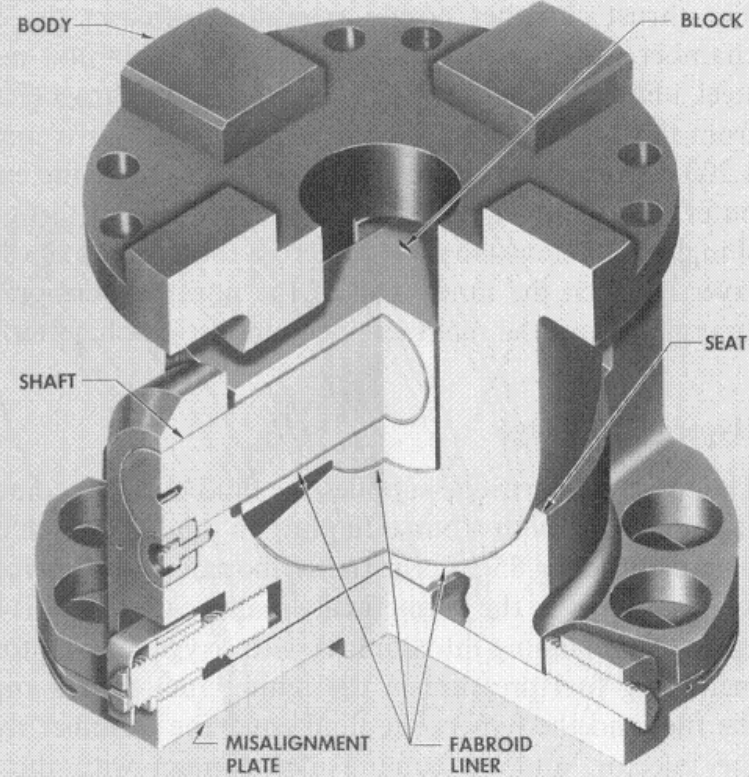
Przegub mocowania silnika



GIMBAL INSTALLATION

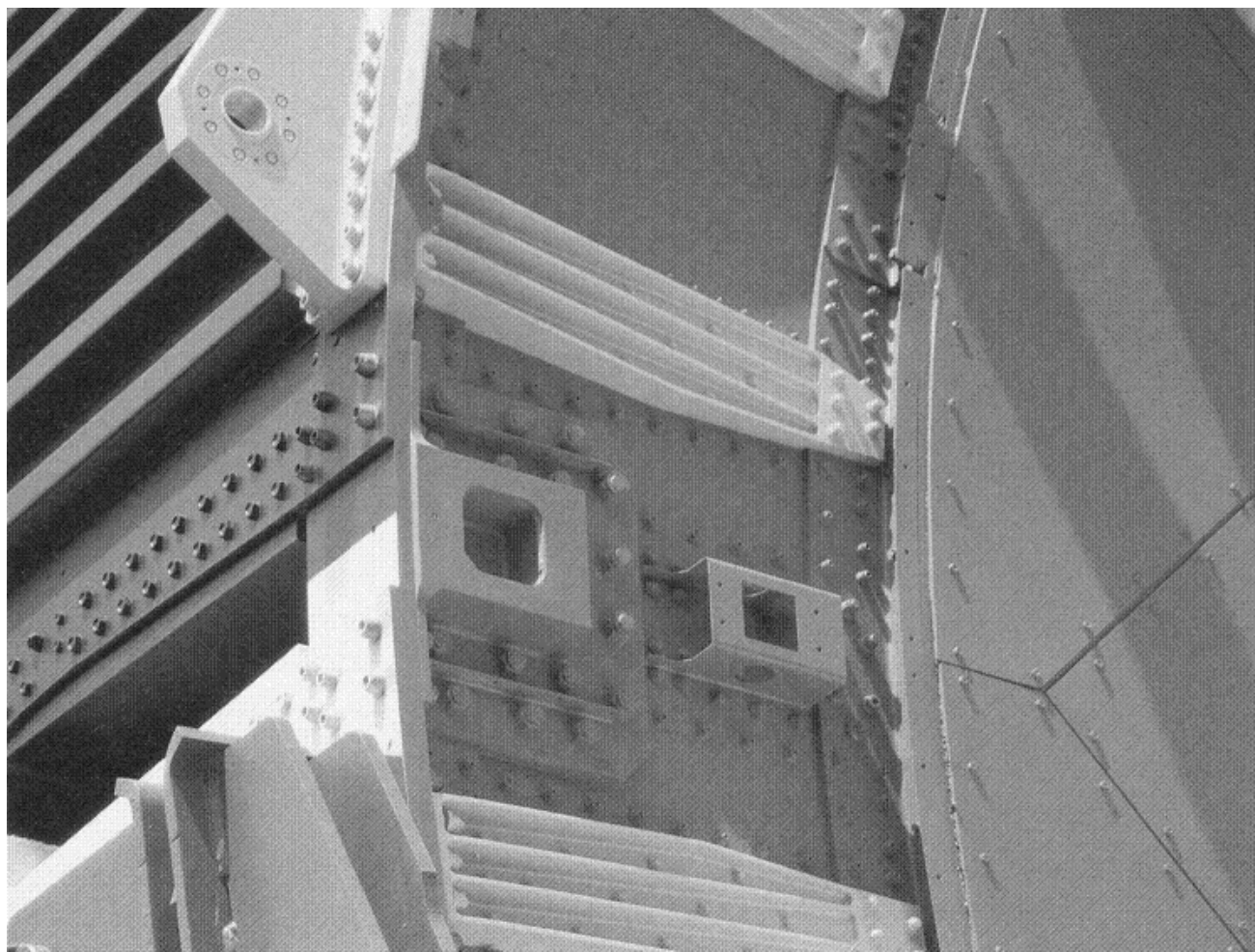
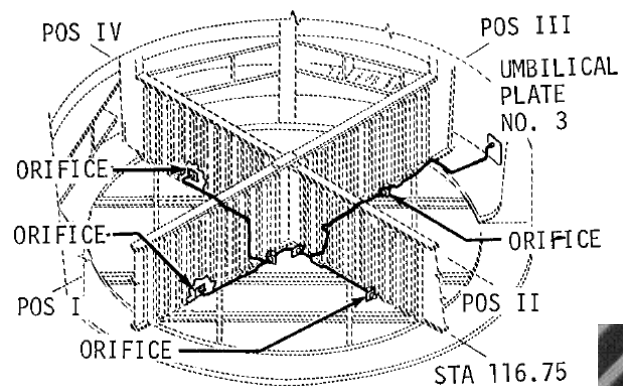


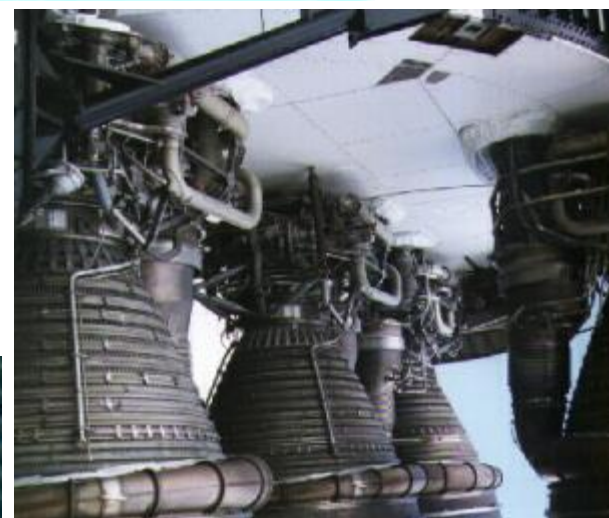
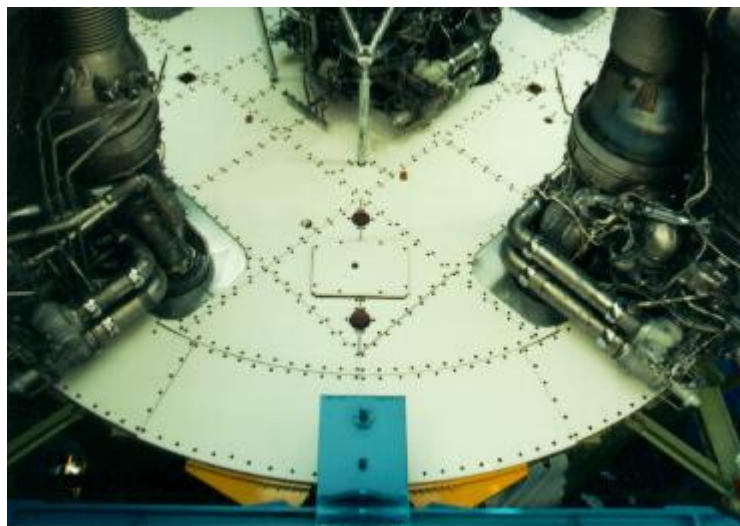
GIMBAL BOOT AND PAN





Przedział napędowy - rama



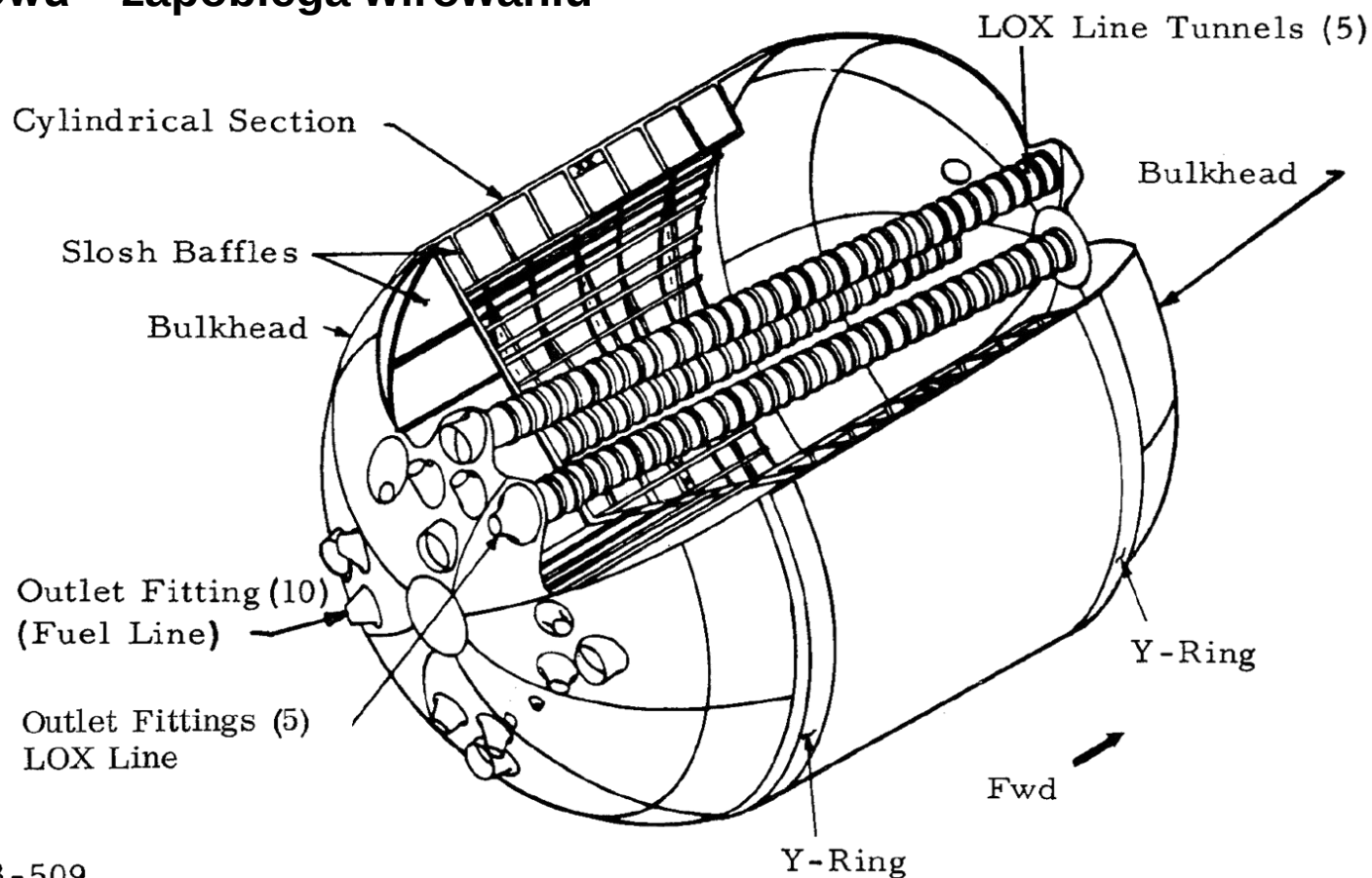


817 650 litrów. Ciśnienie 1670 hPa.

**Ścianki dural 2219-T87 o grubościach 4,9mm –
4,3mm**

Wręgi – zapobiega falowaniu paliwa

**Przegroda krzyżowa – zapobiega wirowaniu
paliwa**

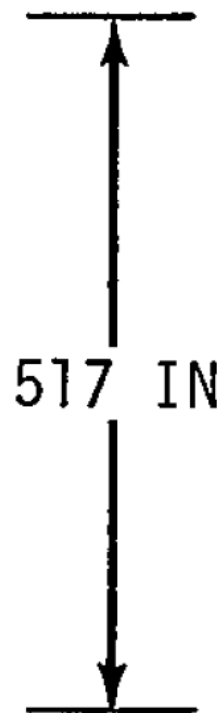
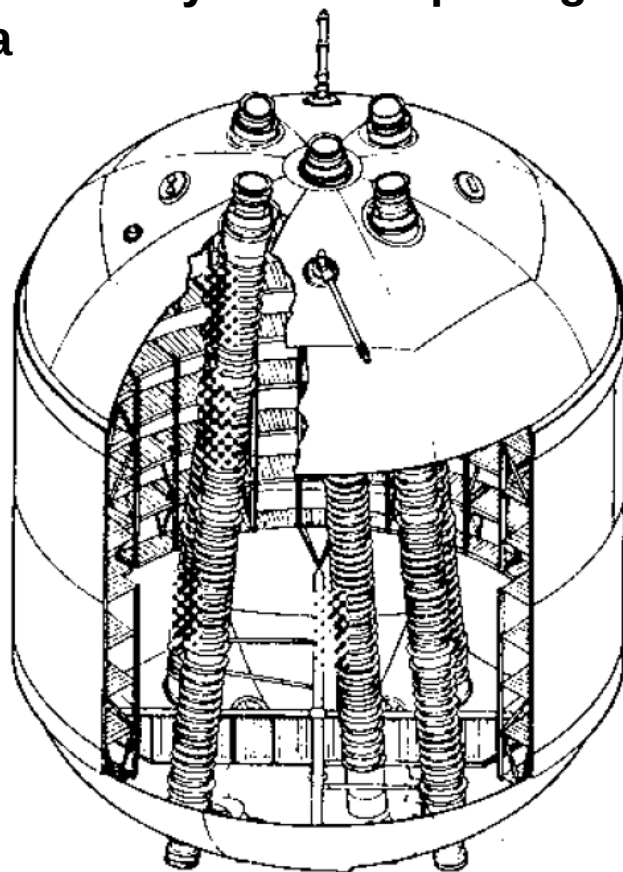


817 650 litrów. Ciśnienie 1670 hPa.

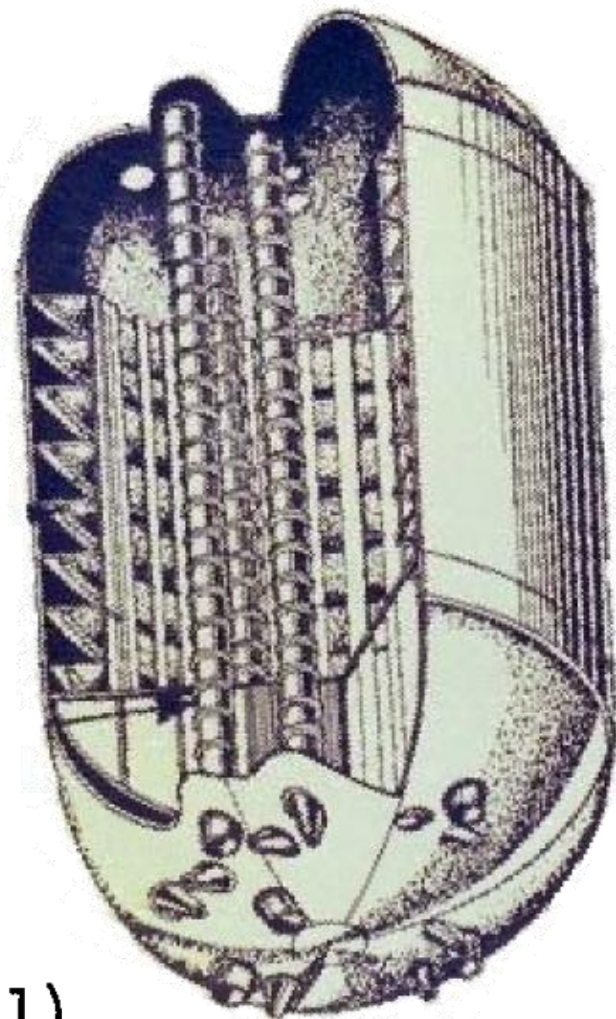
Ścianki dural 2219-T87 o grubościach 4,9mm – 4,3mm

Wręgi – zapobiega falowaniu paliwa

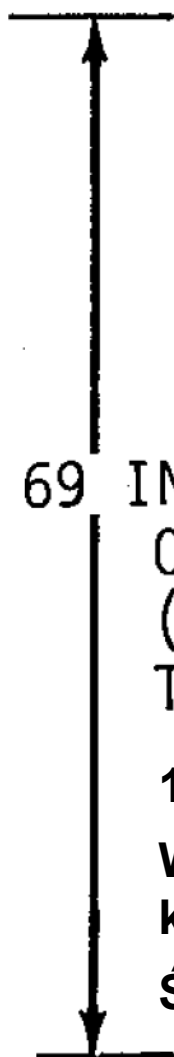
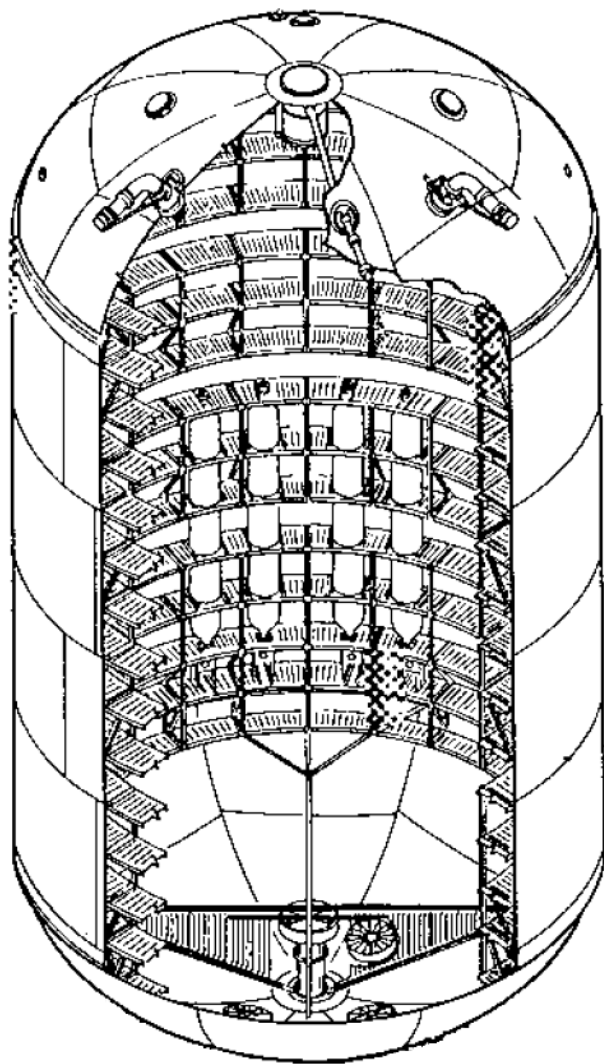
Przegroda krzyżowa – zapobiega wirowaniu paliwa



**FUEL
(RP-1)
TANK**

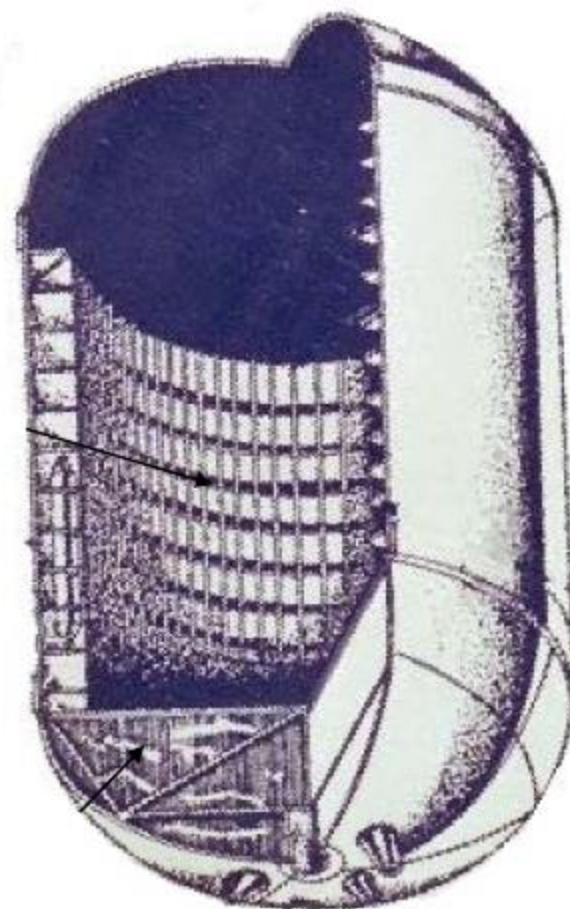






69 IN

OXIDIZER
(LOX)
TANK



1 306 000 litrów. Ciśnienie 1380 hPa.

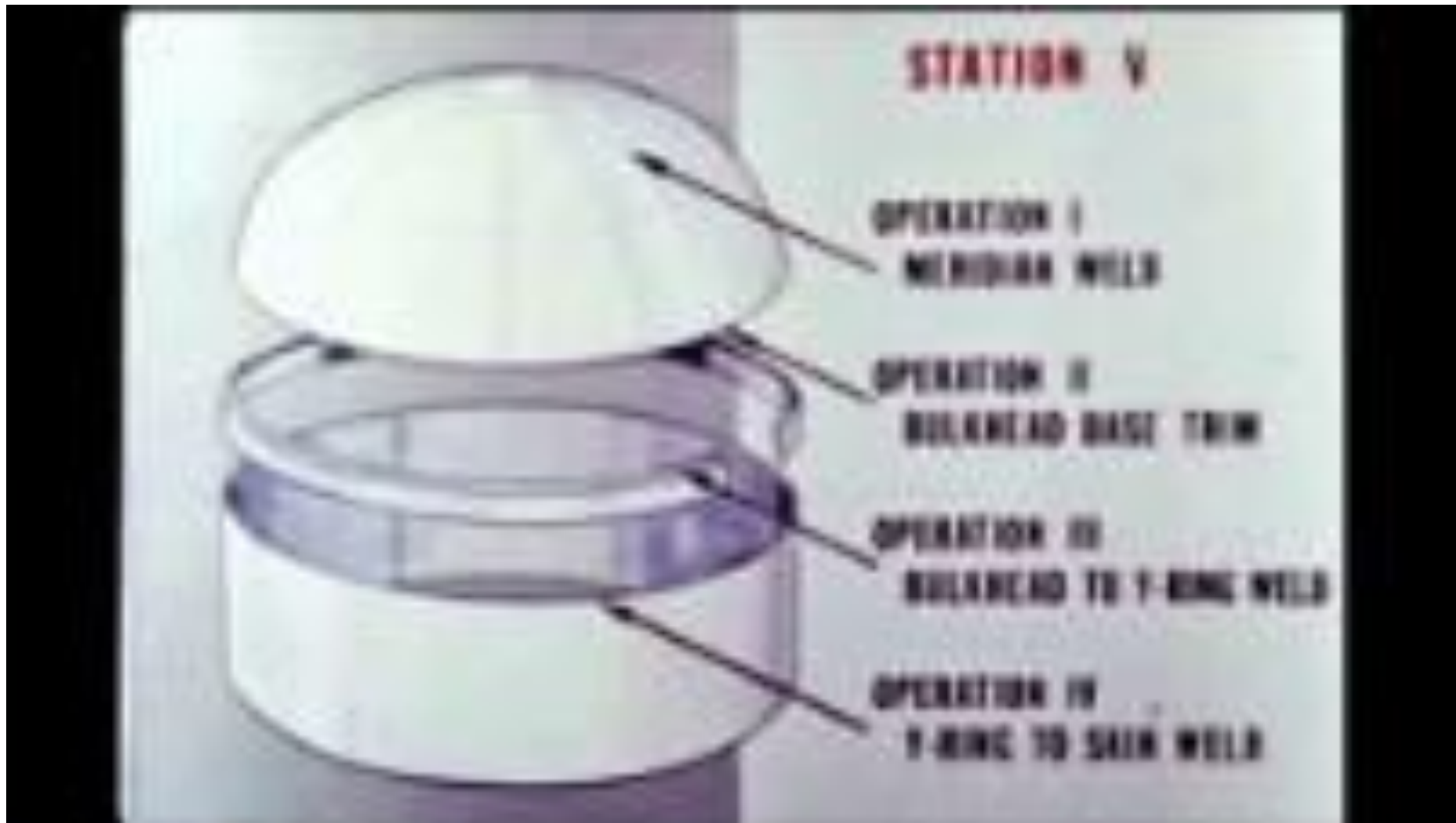
Wręgi i podłużnice frezowany integralnie w kształcie teowników

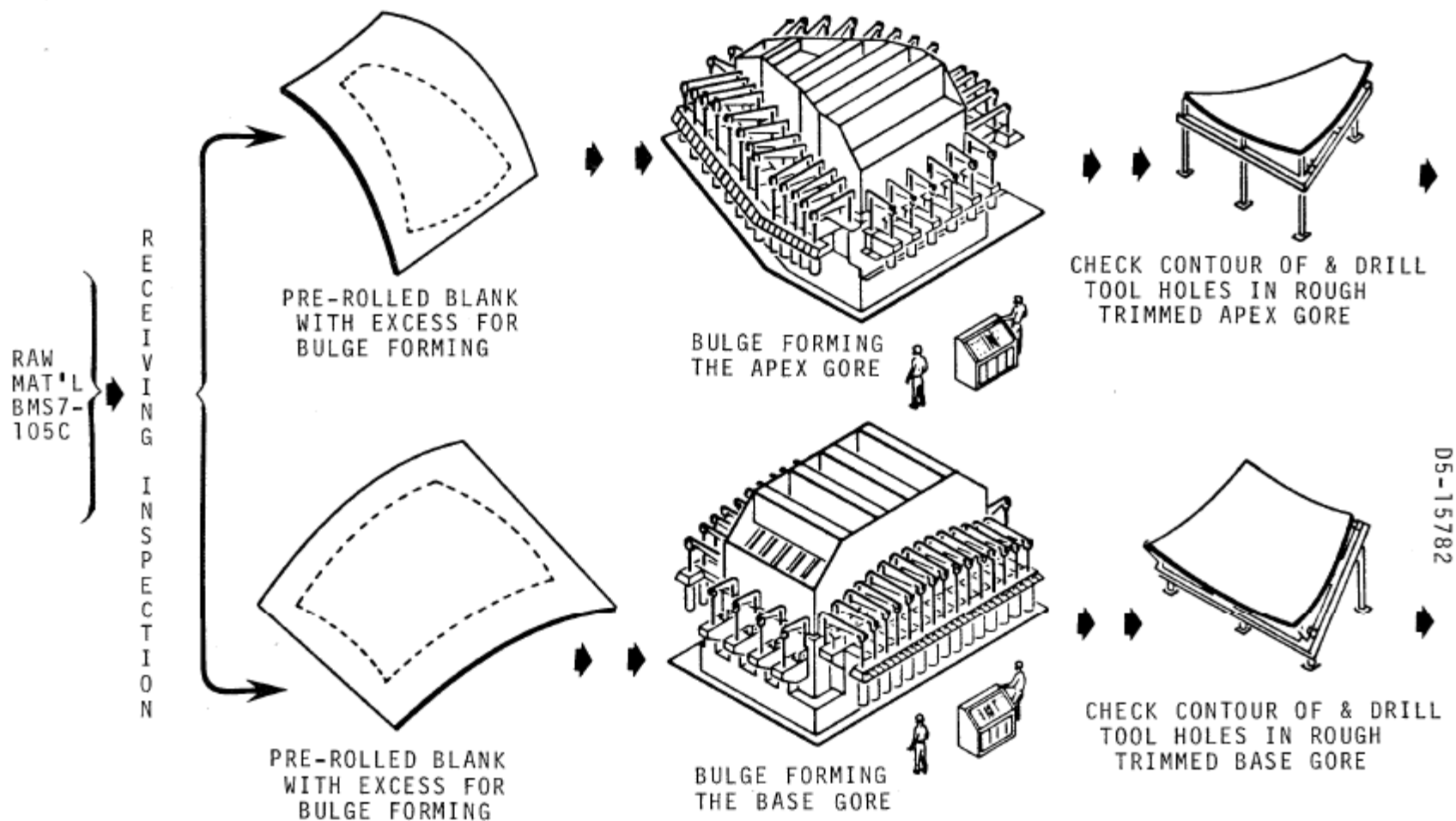
**Ścianki z duralu 2219-T87 o grubościach 6,5
4,8 mm**

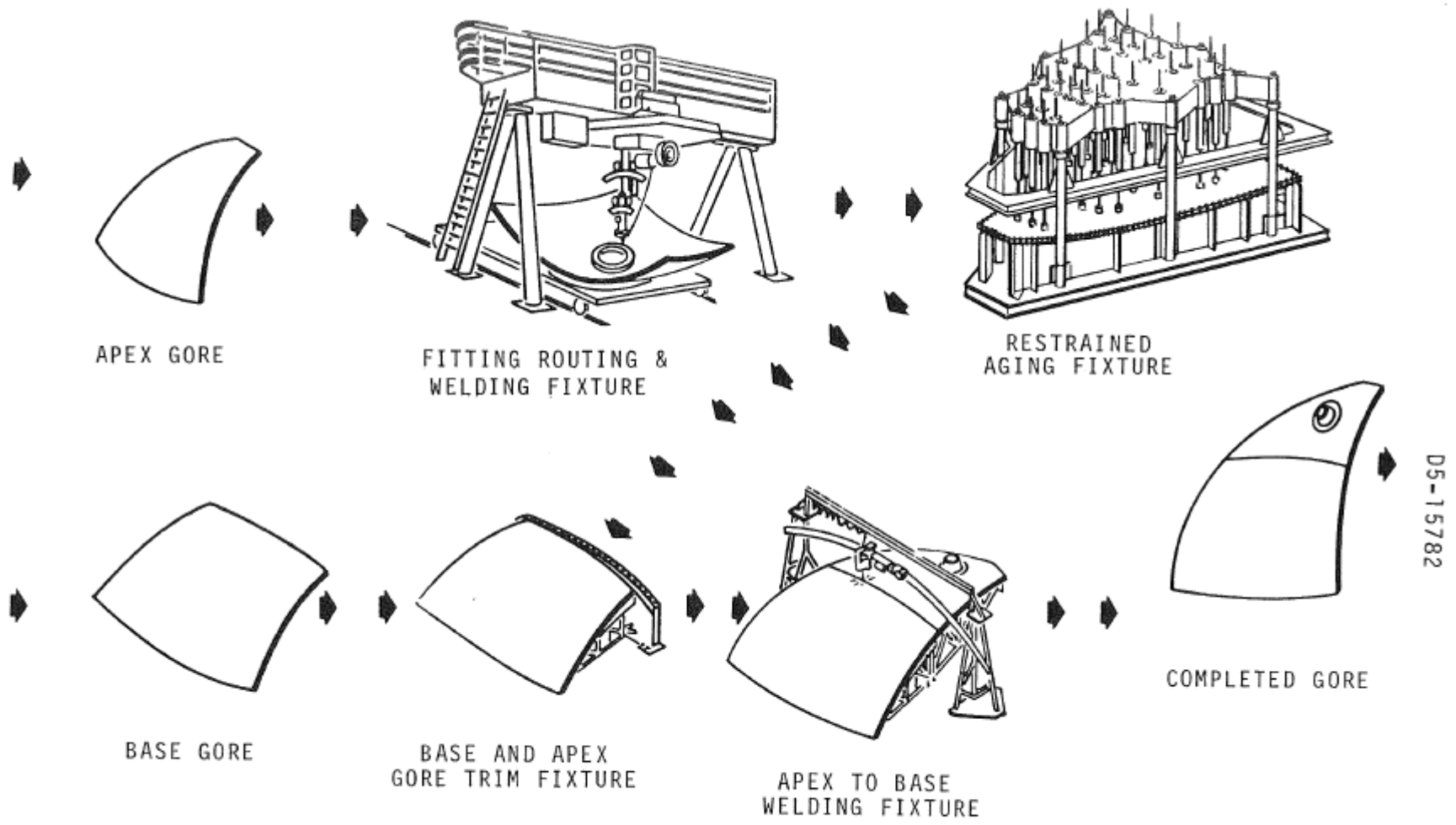
Wręgi zapobiegają falowaniu i nadają kształt

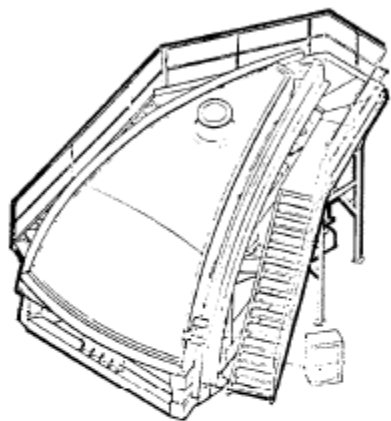
Krzyżowe przegrody zapobiegają wirowaniu

Zbiorniki helu

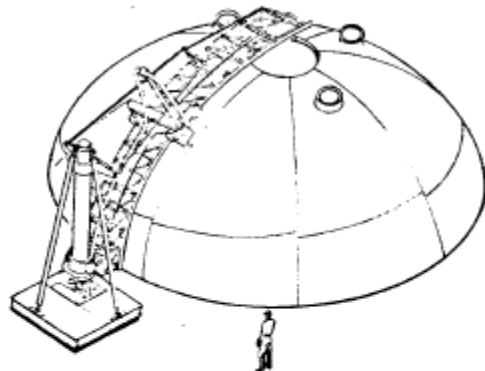




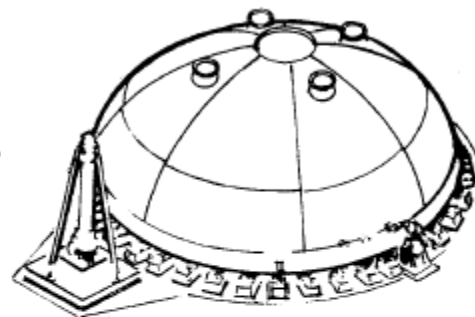




GORE TRIM

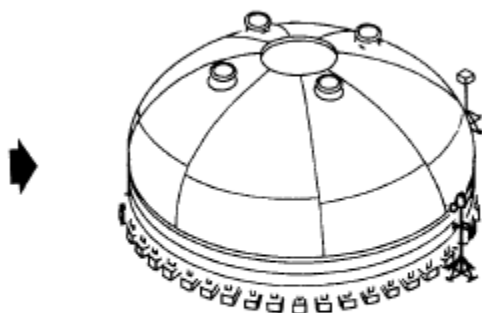


MERIDIAN WELD

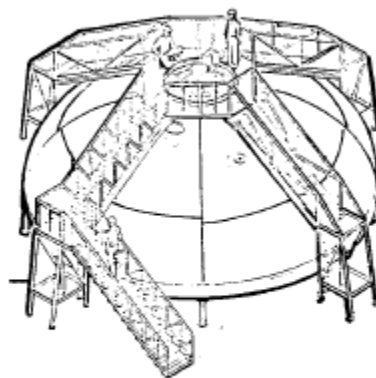


BULKHEAD TRIM

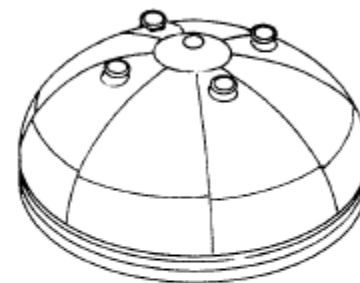
05-15782



BULKHEAD TO "Y"
RING WELD



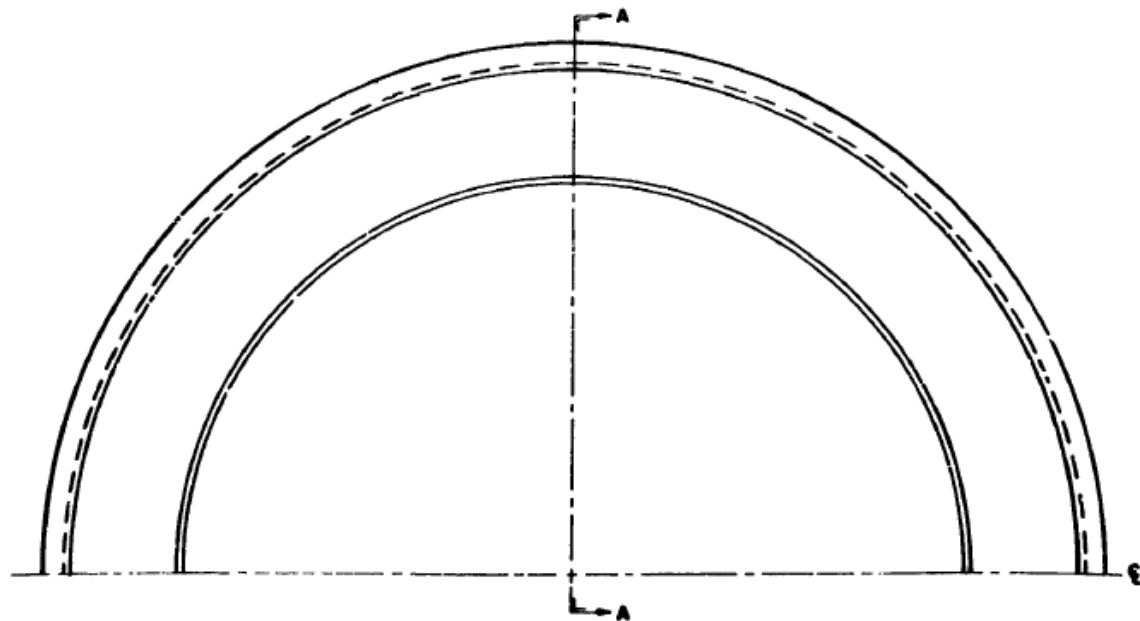
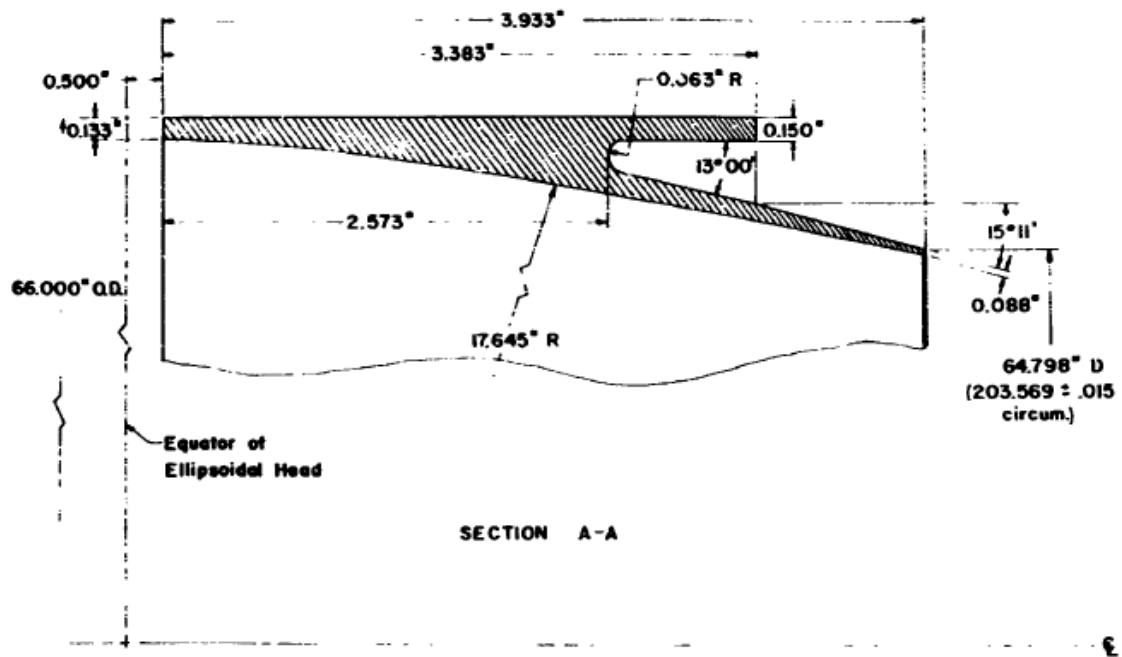
CLOSEOUT POLAR CAP

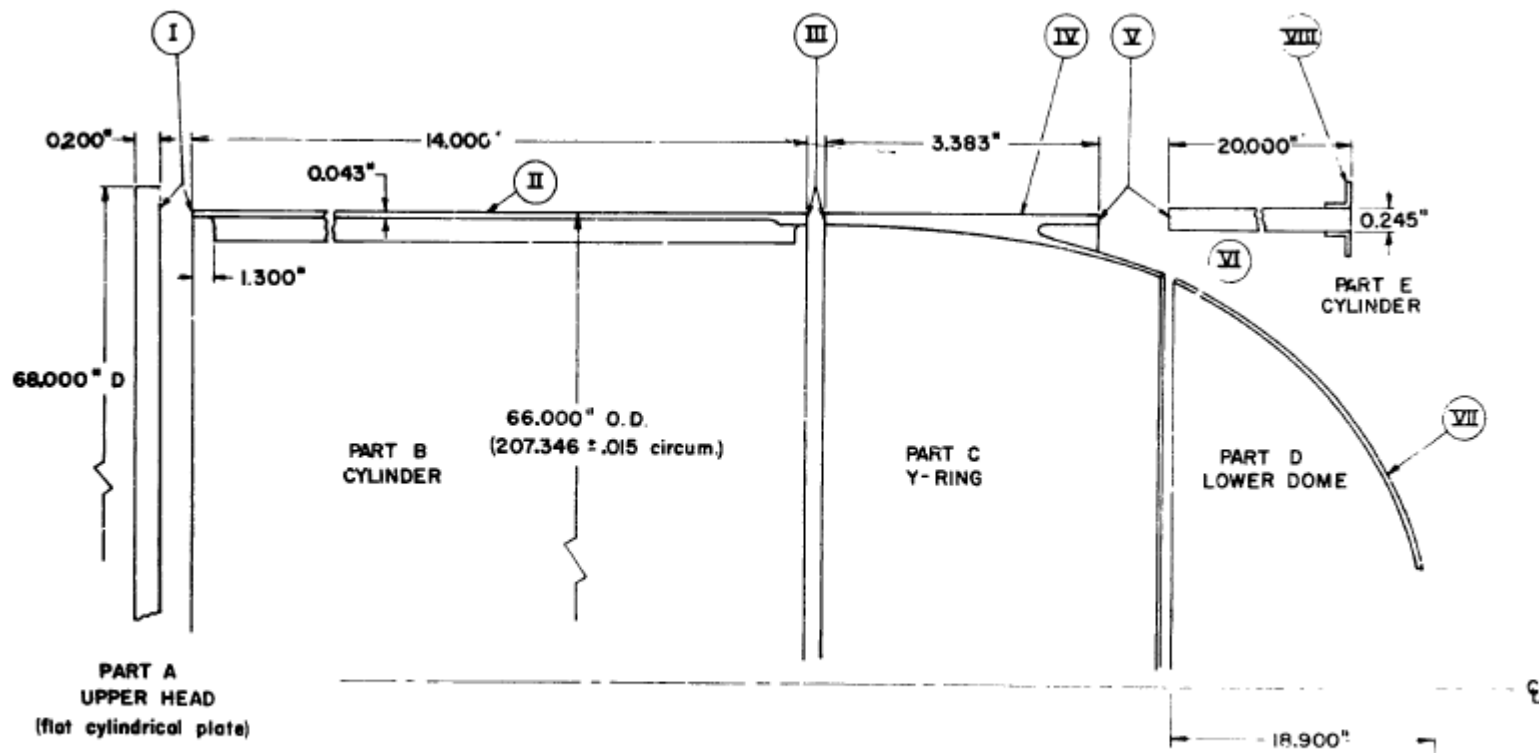


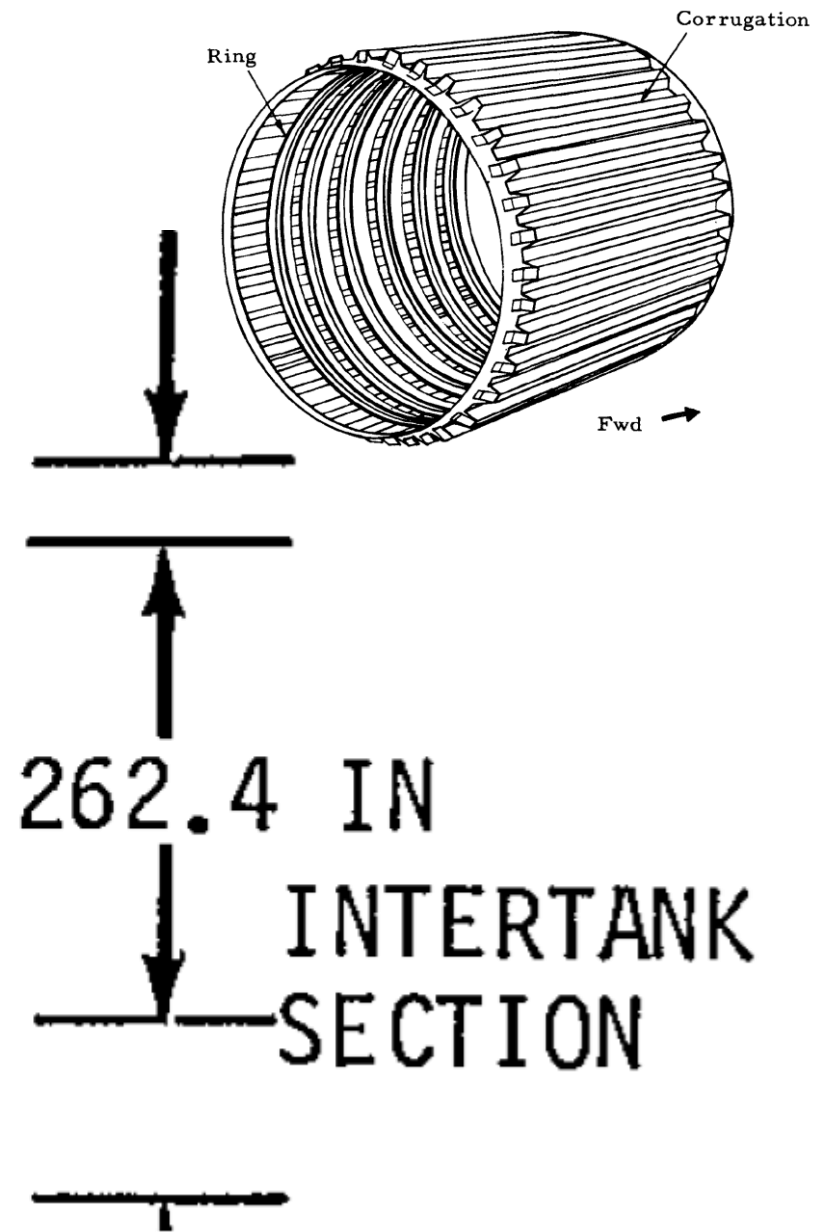
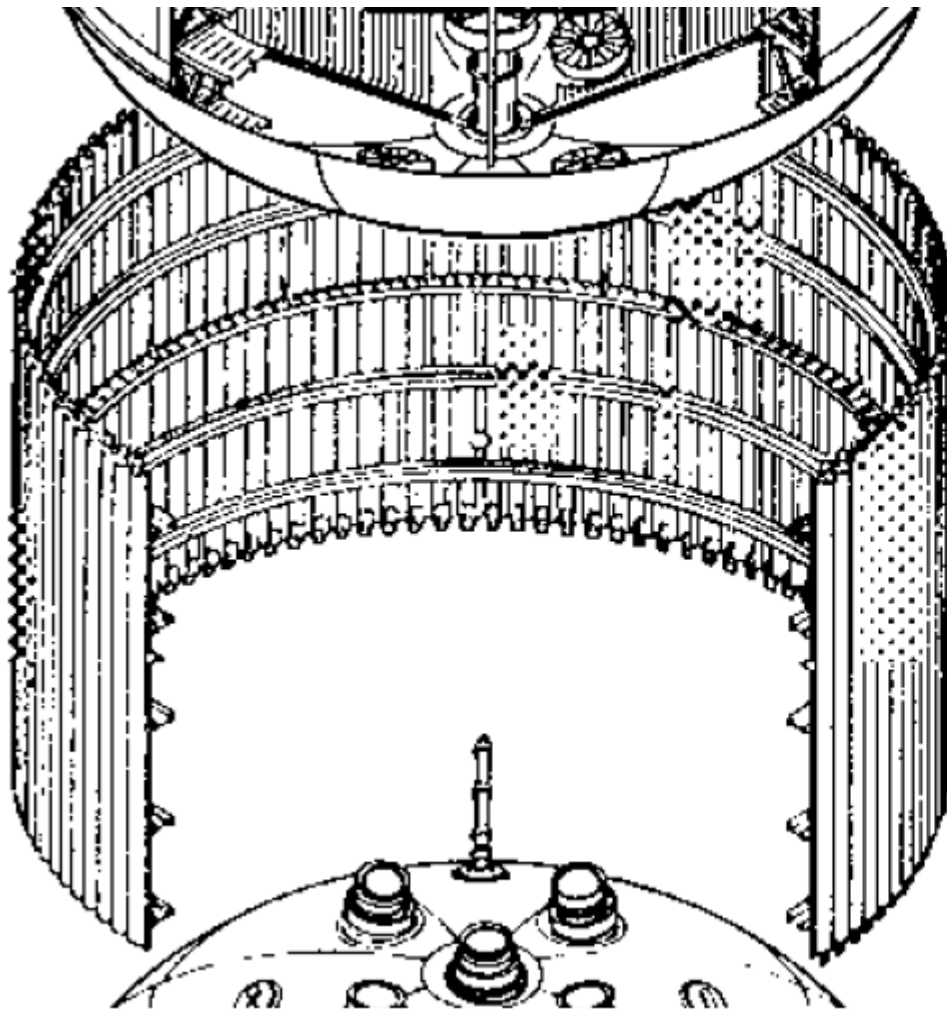
COMPLETED
BULKHEAD

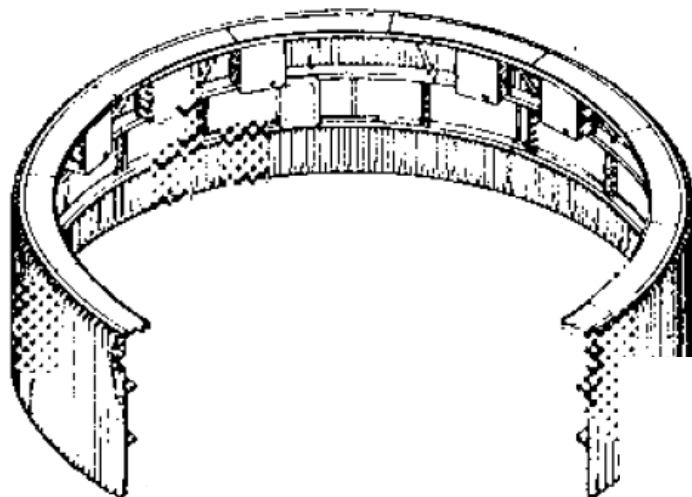
05-15782



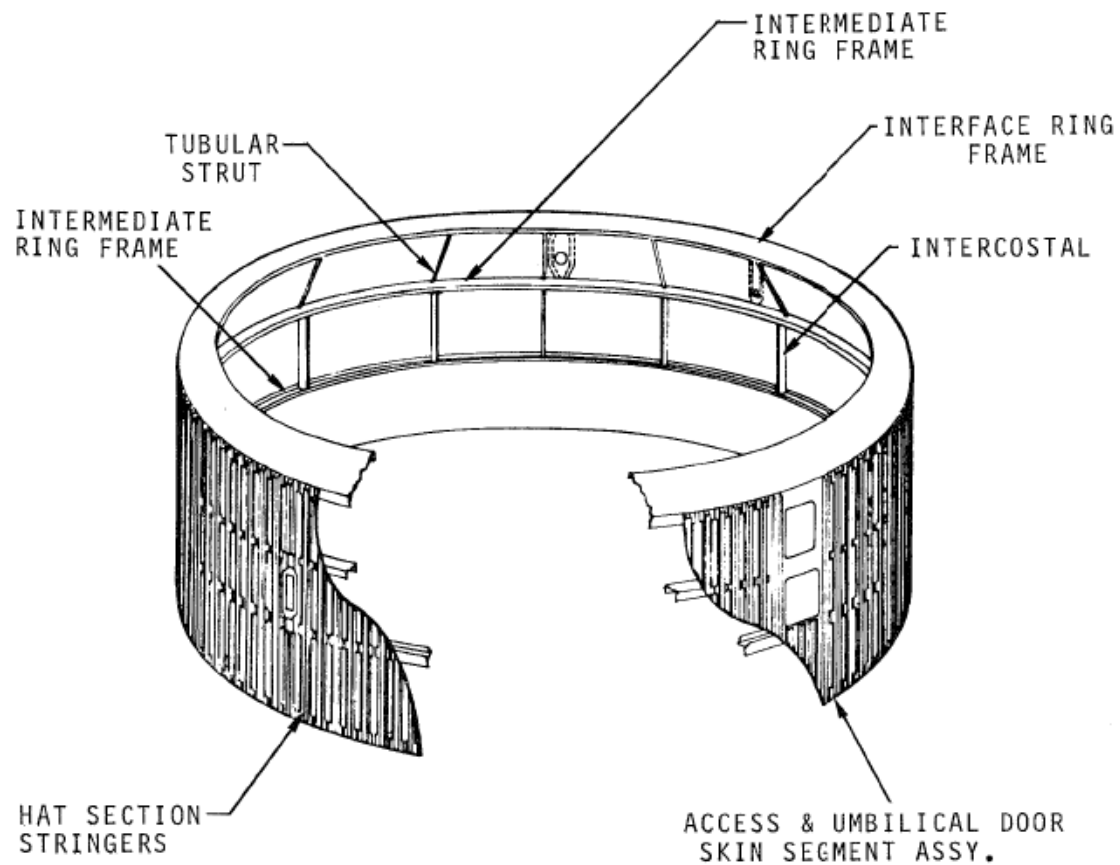
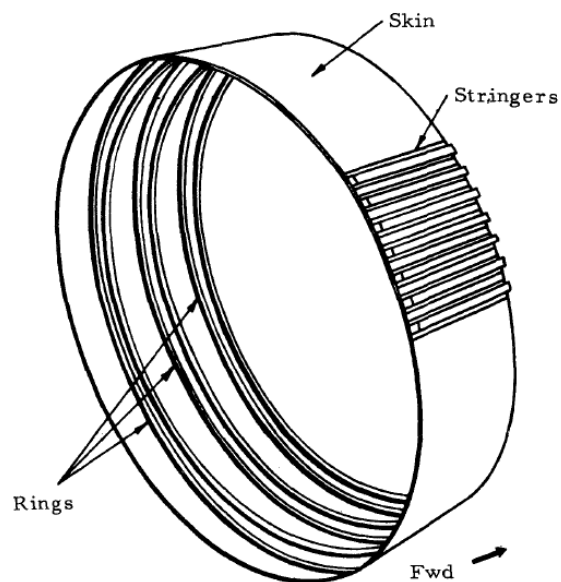


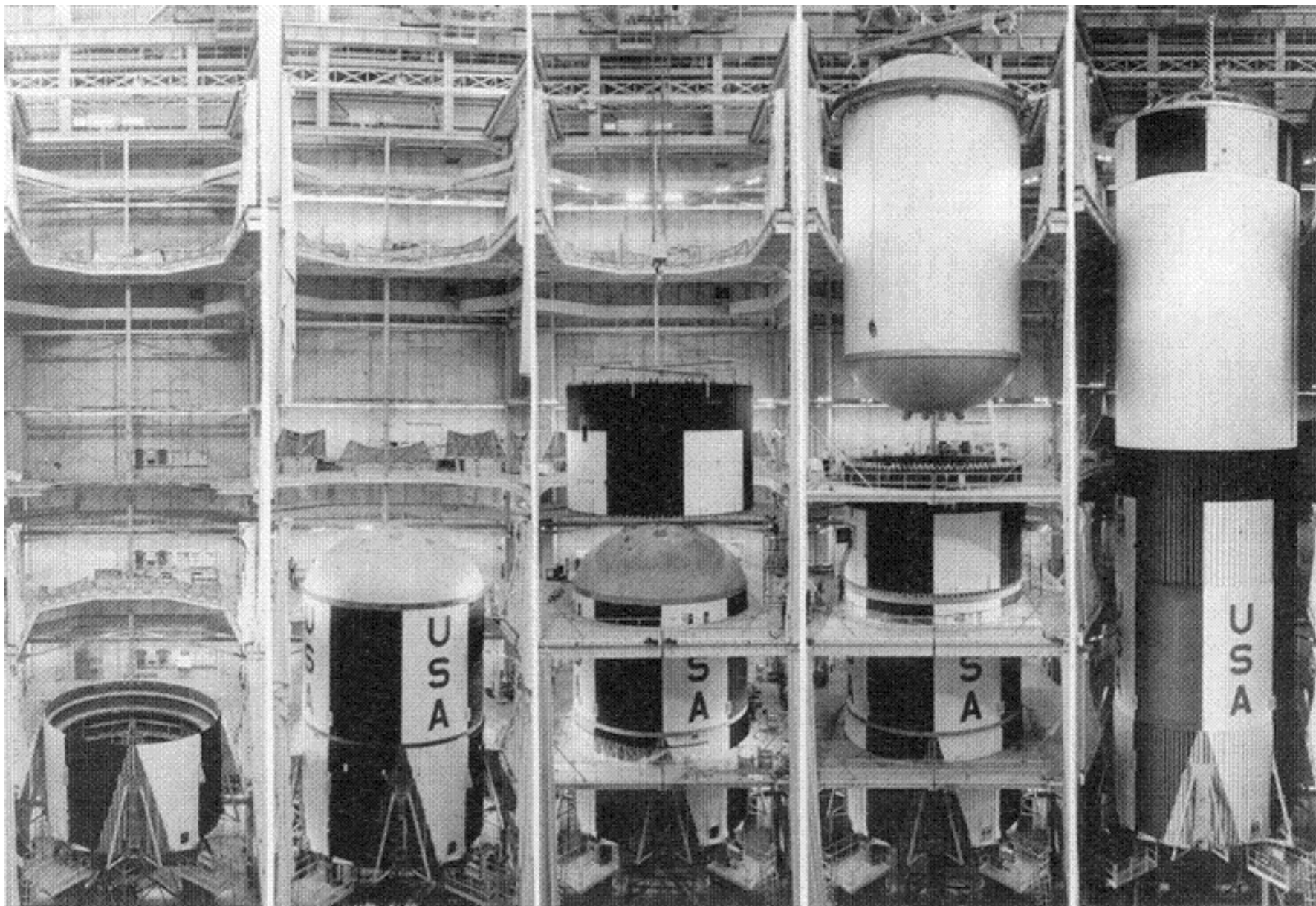






FORWARD
SKIRT
120.7 IN



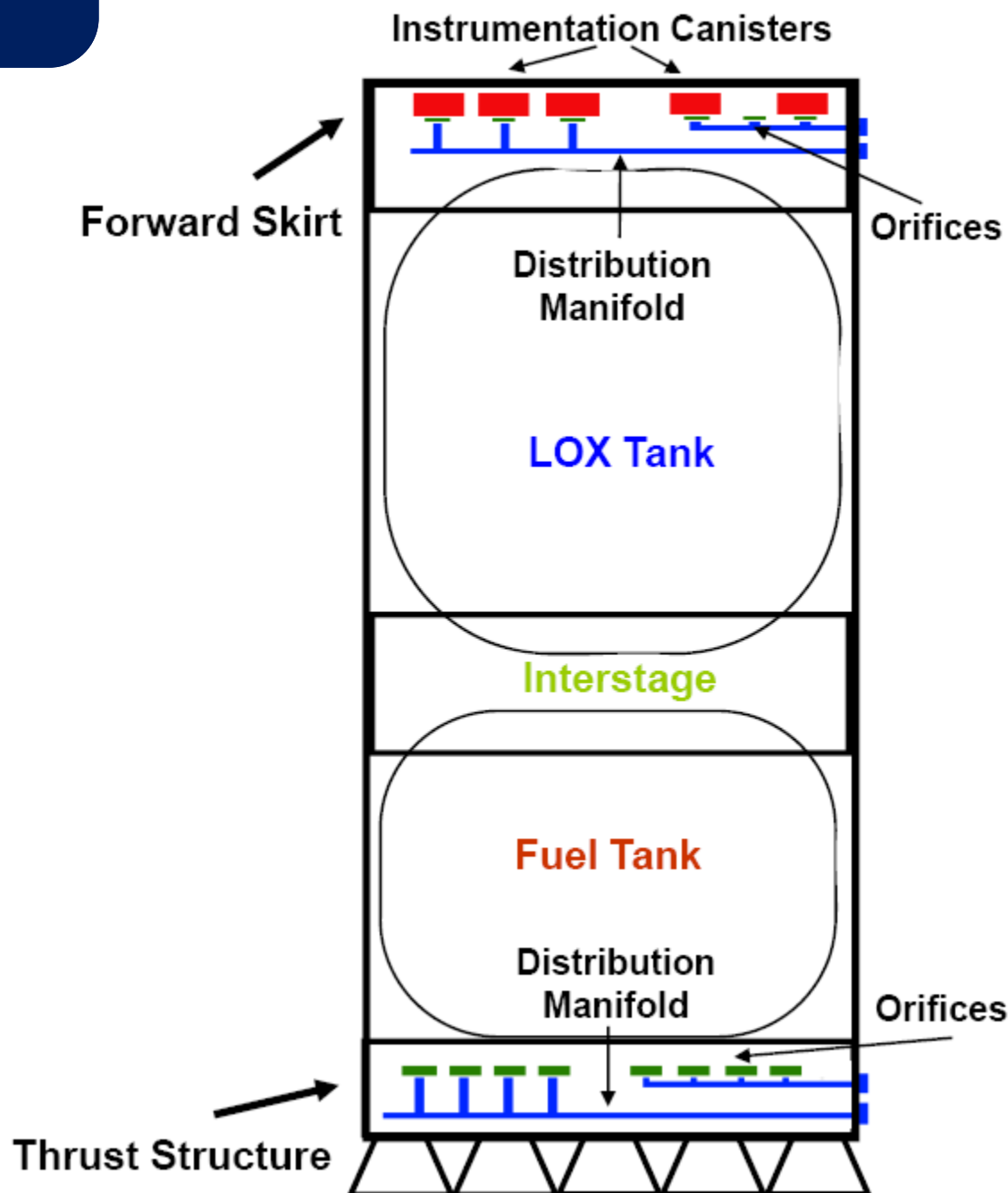


Łącznik górny płukany jest suchym powietrzem o stałej temperaturze

20 minut przed napełnianiem zbiornika z tlenem do łącznika włączane jest N₂ w stanie gazowym

Przepływ N₂ ustaje w momencie odłączenia od wieży

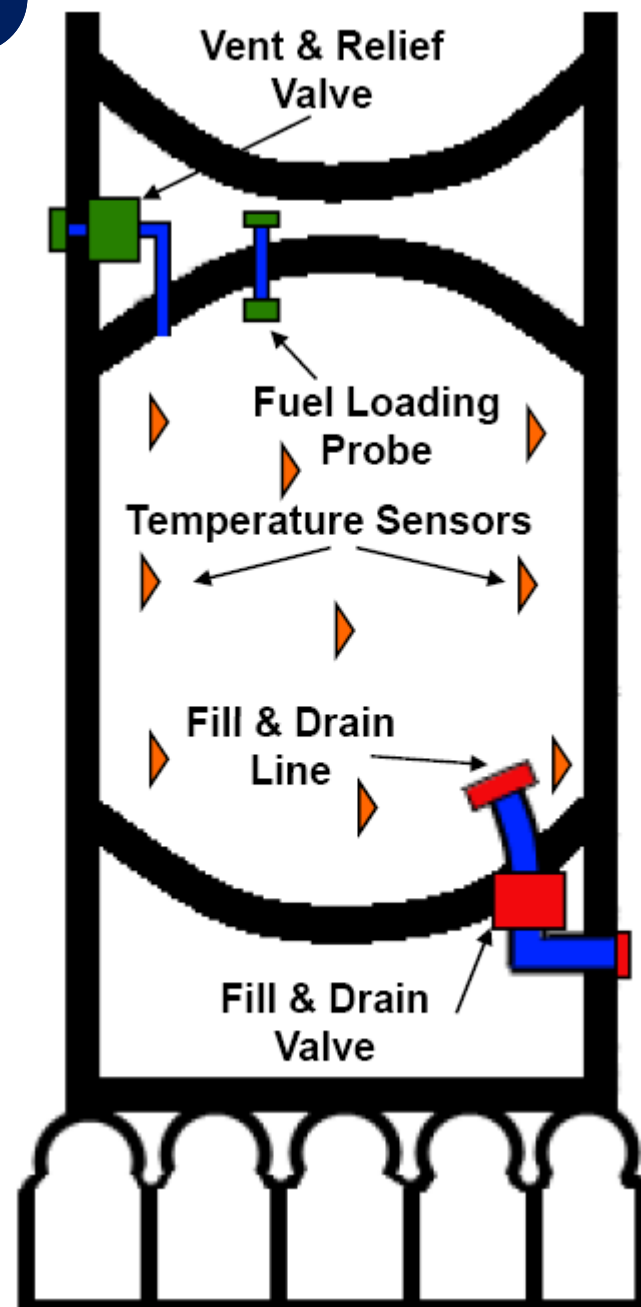
N₂ jest podawany zarówno do górnego łącznika jak i do przedziału silnikowego



Napełnianie przez 6" przewód z zaworem

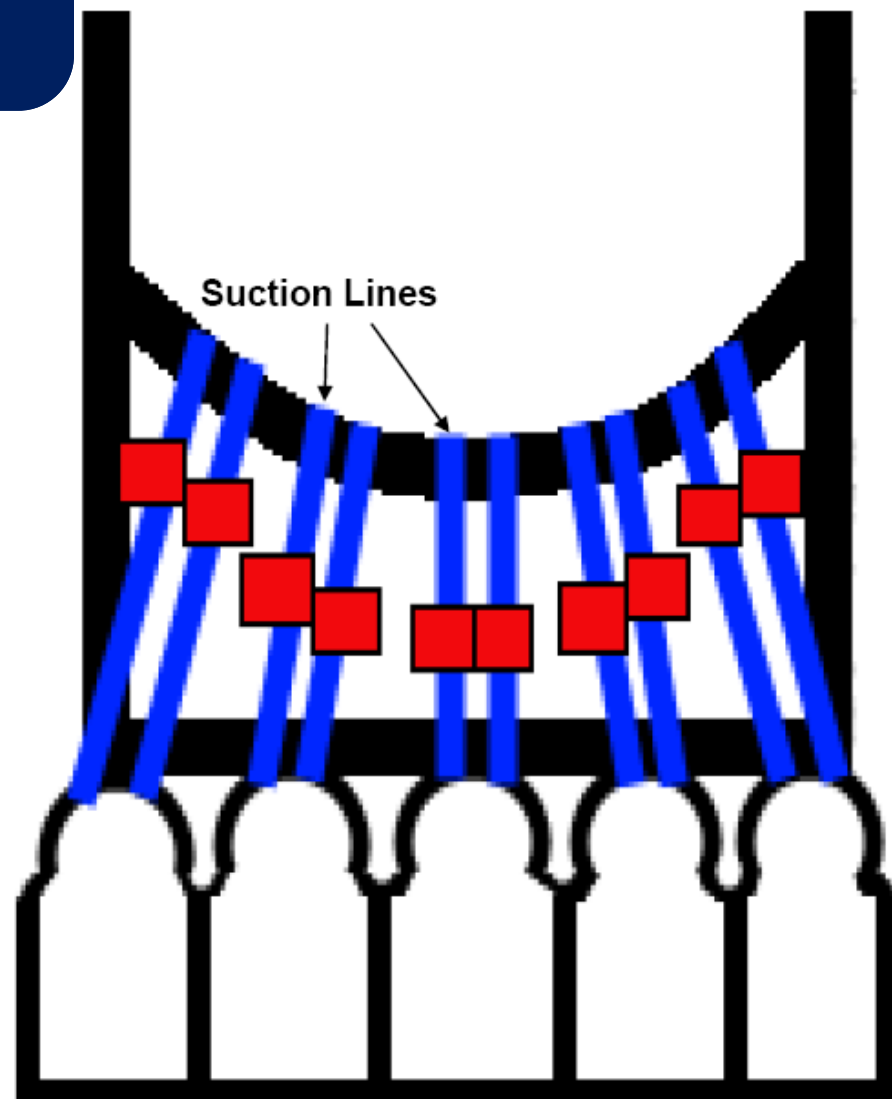
Czujniki temperatury do obliczeń gęstości paliwa – objętość paliwa

Napełnianie do 102% pojemności znamionowej, a potem upuszczanie

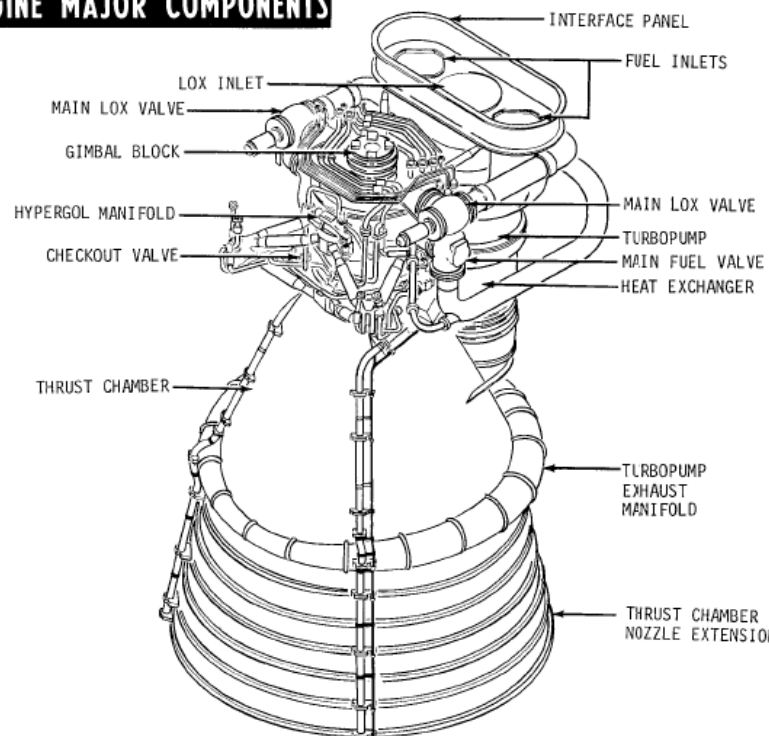


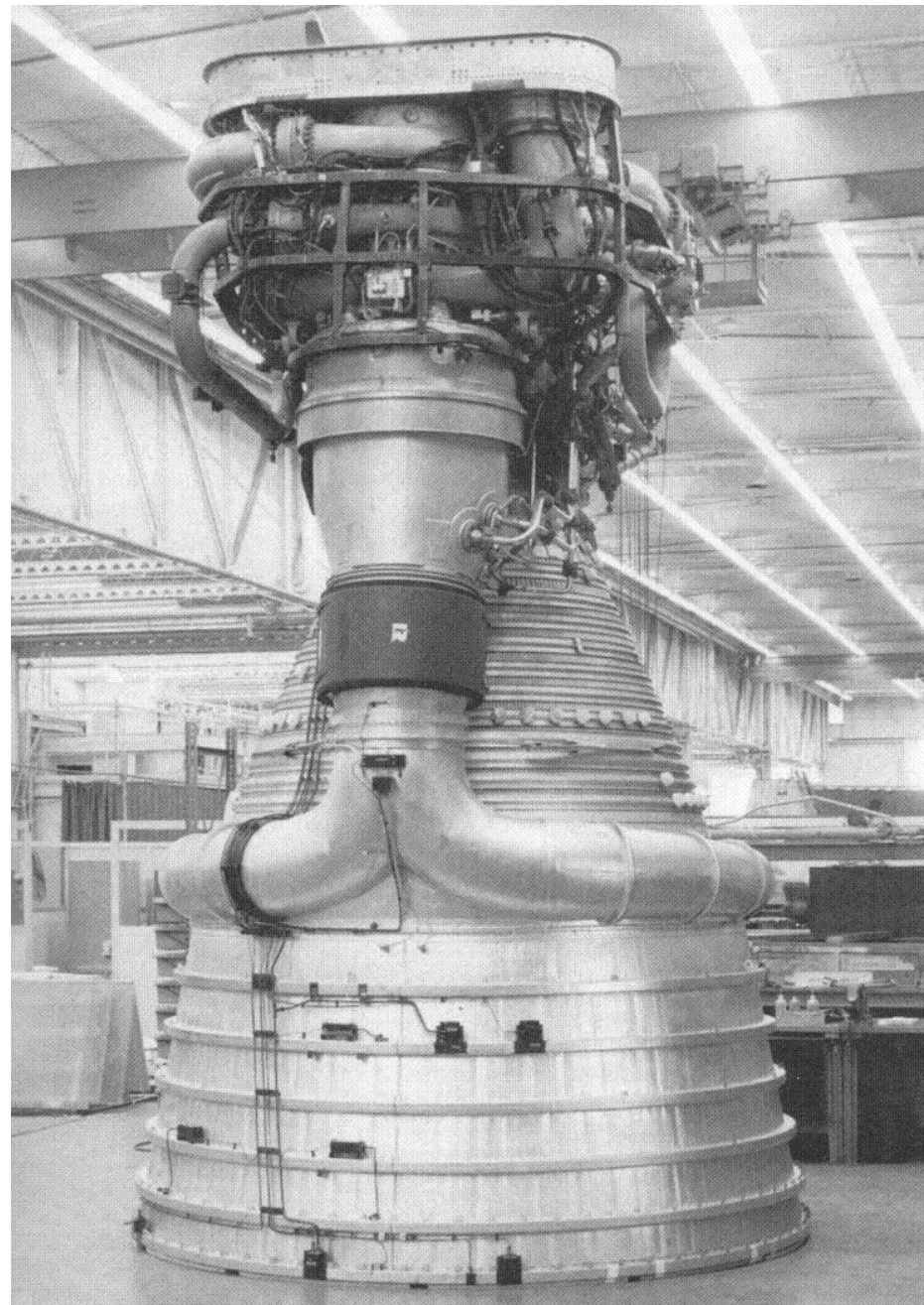
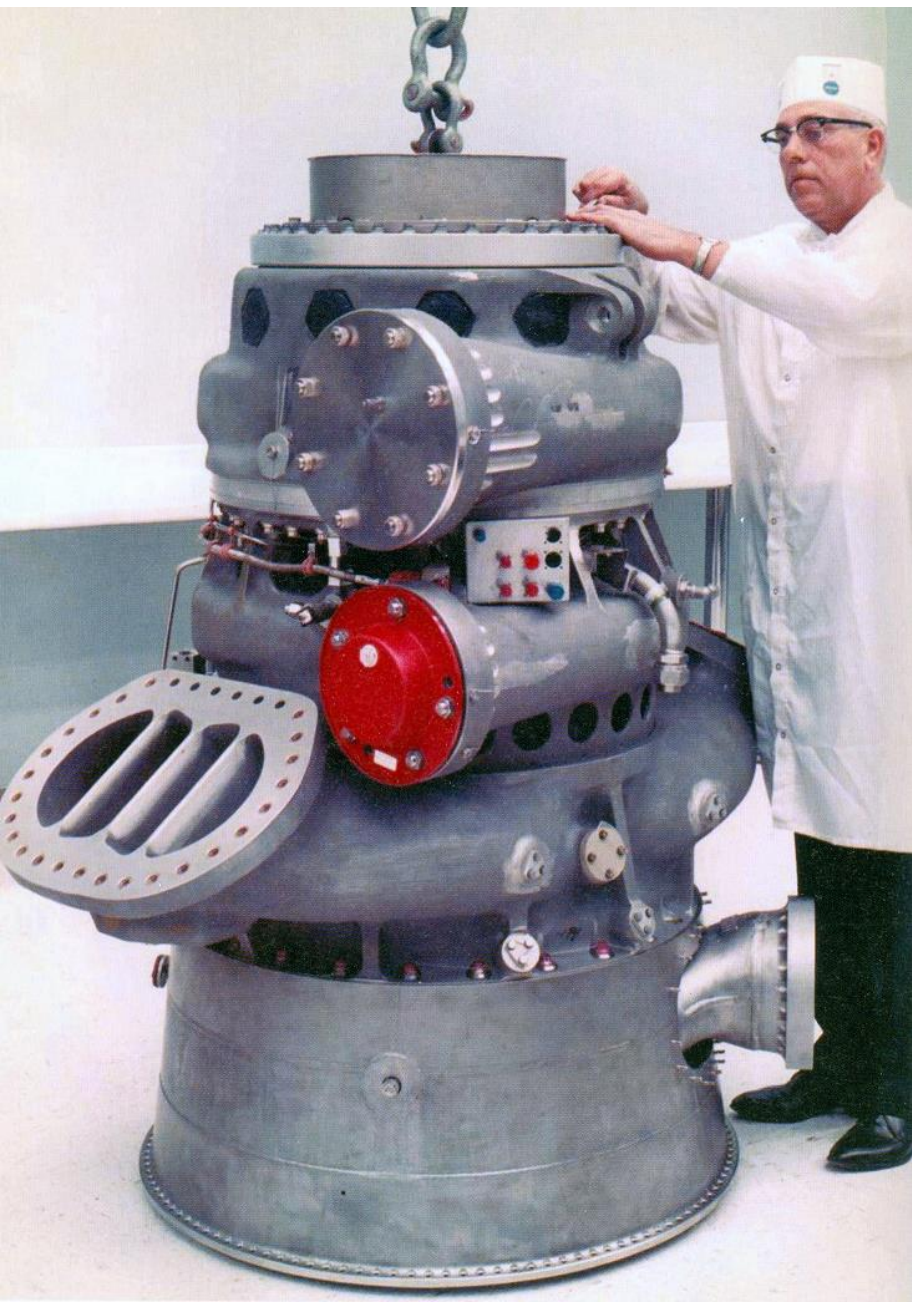
10 przewodów, po dwa na silnik

Każdy przewód z pneumatycznym zaworem



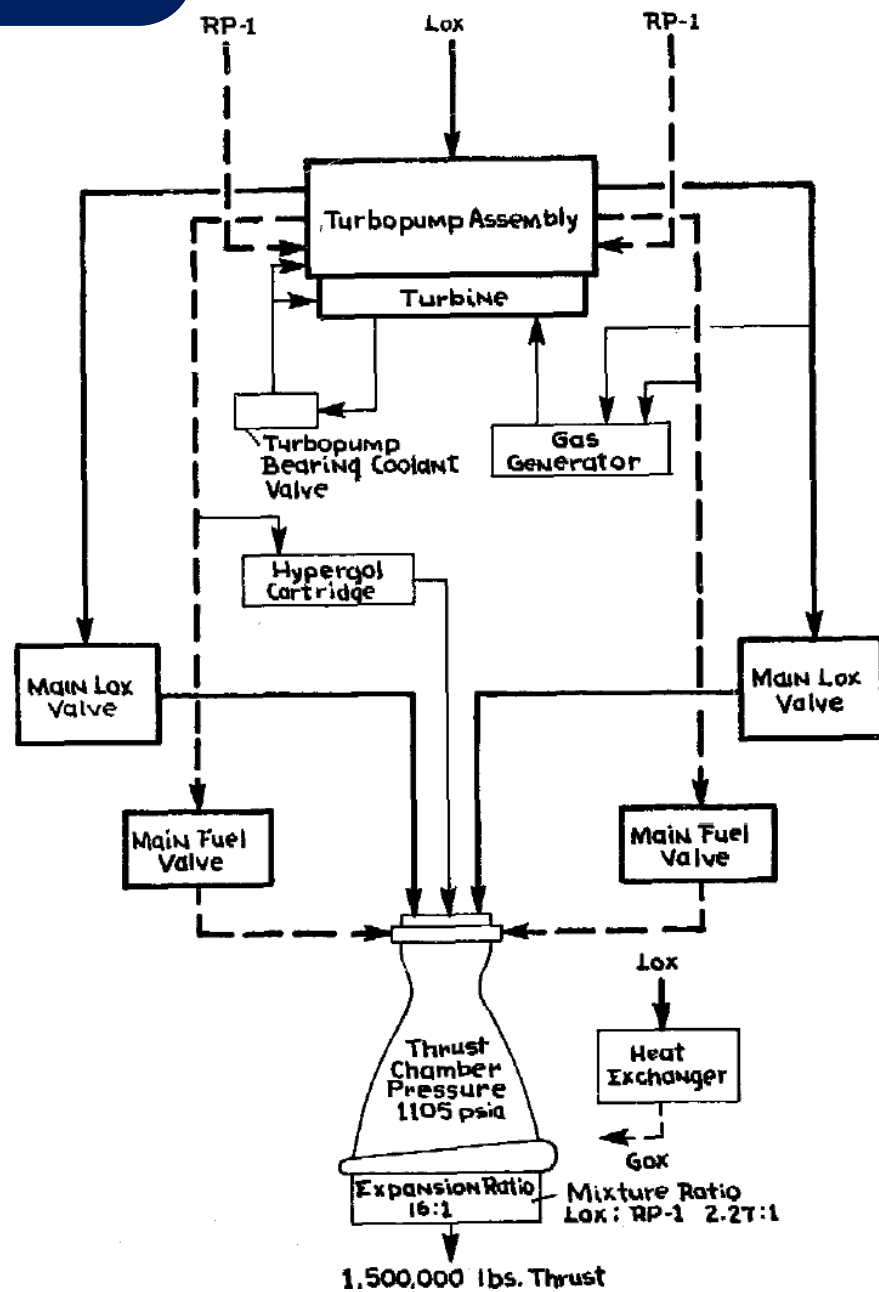
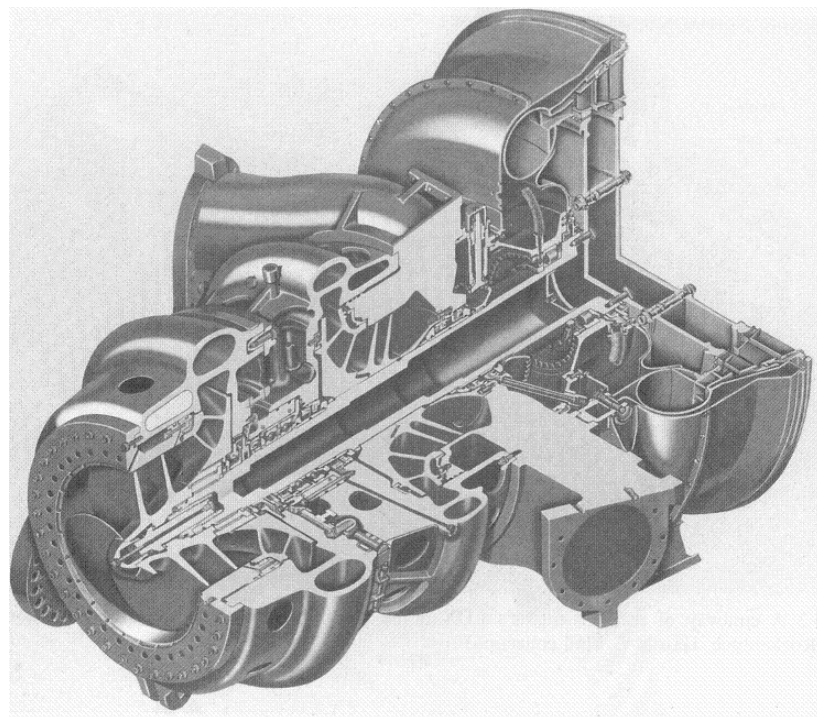
F-1 ENGINE MAJOR COMPONENTS







Instalacja paliwowa - turbopompa

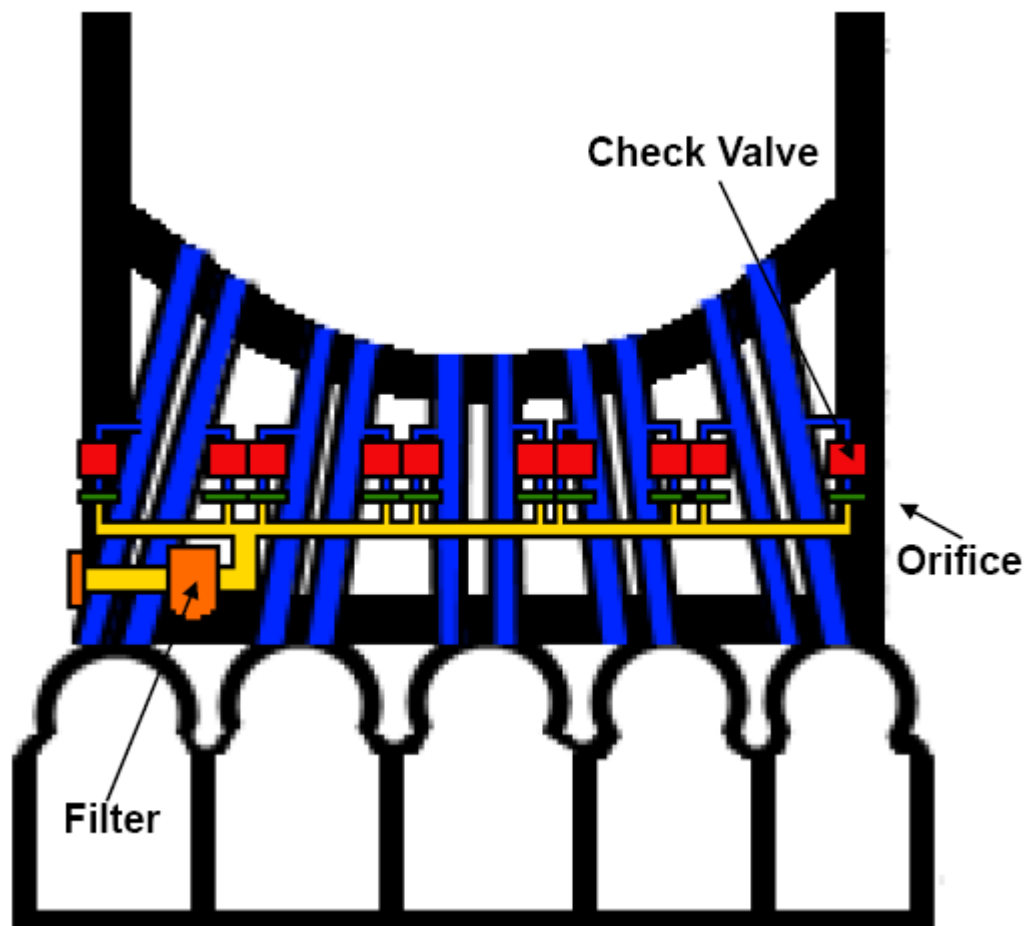


Bąbelki GN2 wyrównują temperaturę w przewodach przed startem

Filtry siatkowe

Zawory zwrotne uniemożliwiają wpływ paliwa do instalacji GN2

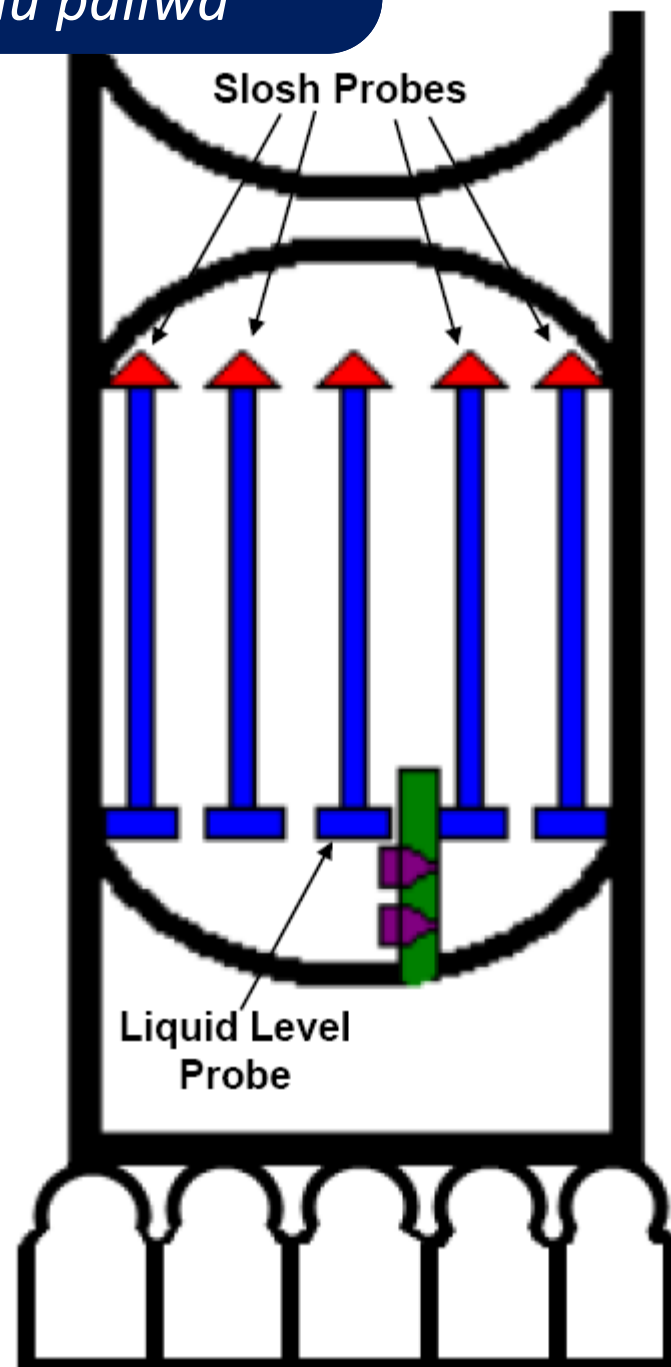
Kryza zapewnia odpowiedni przepływ GN2 do przewodów



Pomiar przy pomocy jednego czujnika poziomu cieczy i czterech czujników falowania

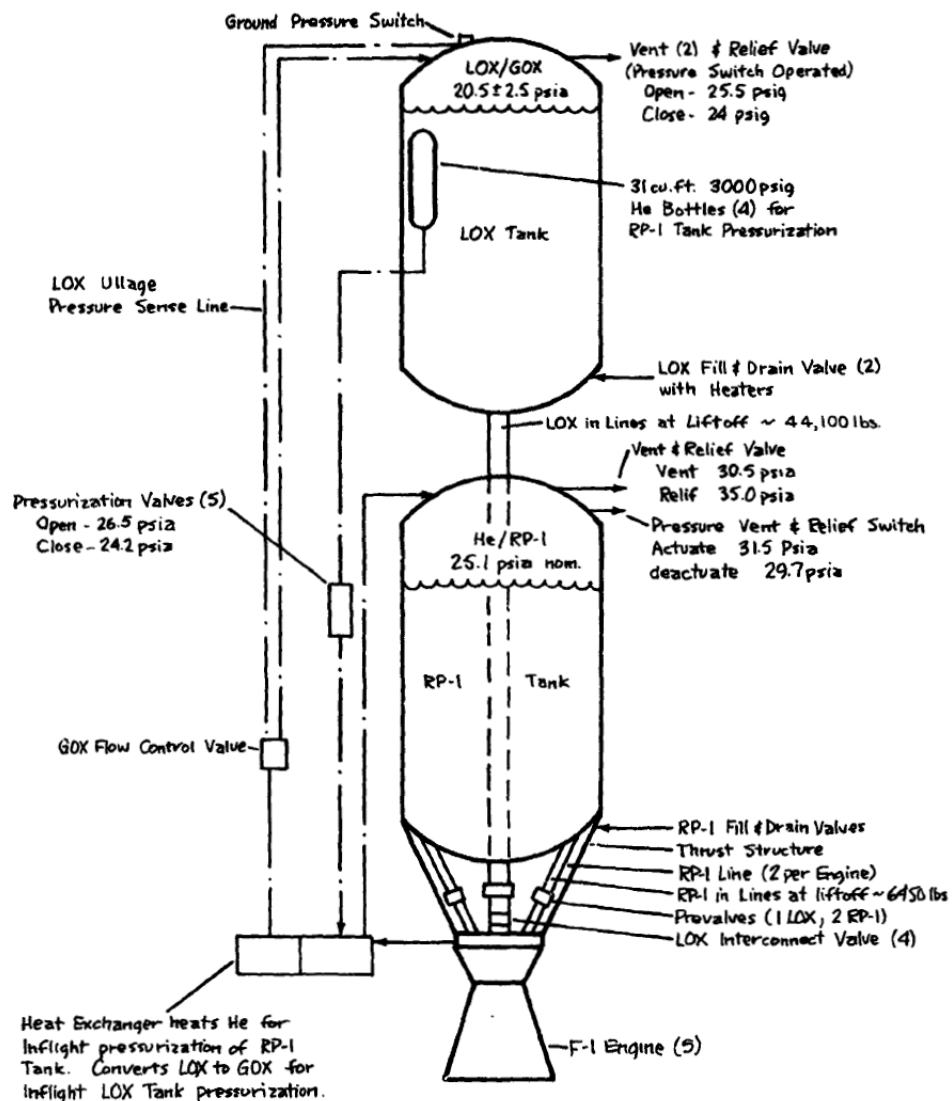
Jeśli poziom paliwa spadnie pomiędzy dwa wyznaczone punkty na czujniku, to system inicjuje wyłączenie silnika

Jeśli paliwo zacznie się wyczerpywać przed tlenem, to system wyłączy silniki



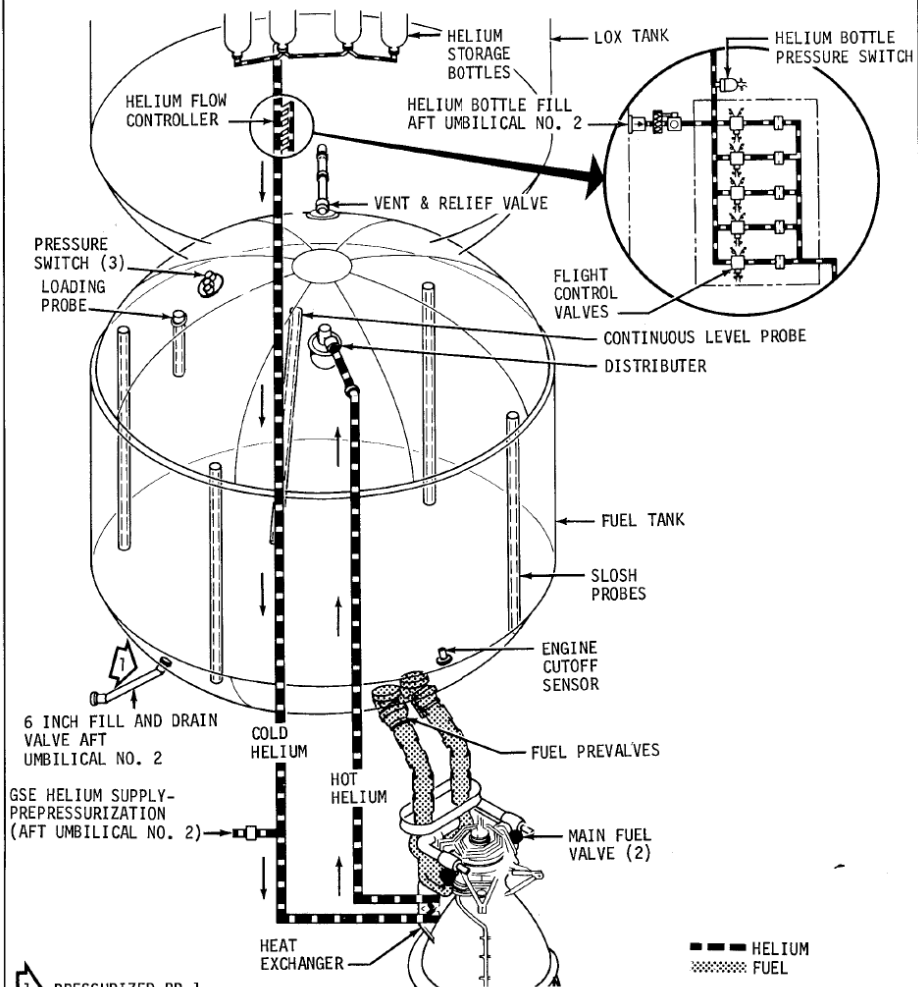


Instalacja paliwowa – ciśnienie w zbiorniku



Total Propellant at Ignition
~ 4,730,900 lbs.
Total Propellant consumed after Ignition
~ 4,660,200 lbs.

FUEL SUBSYSTEMS



PRESSURIZED RP-1
DRAIN REQUIRES 3 HOURS
MINIMUM

--- HELIUM
--- FUEL

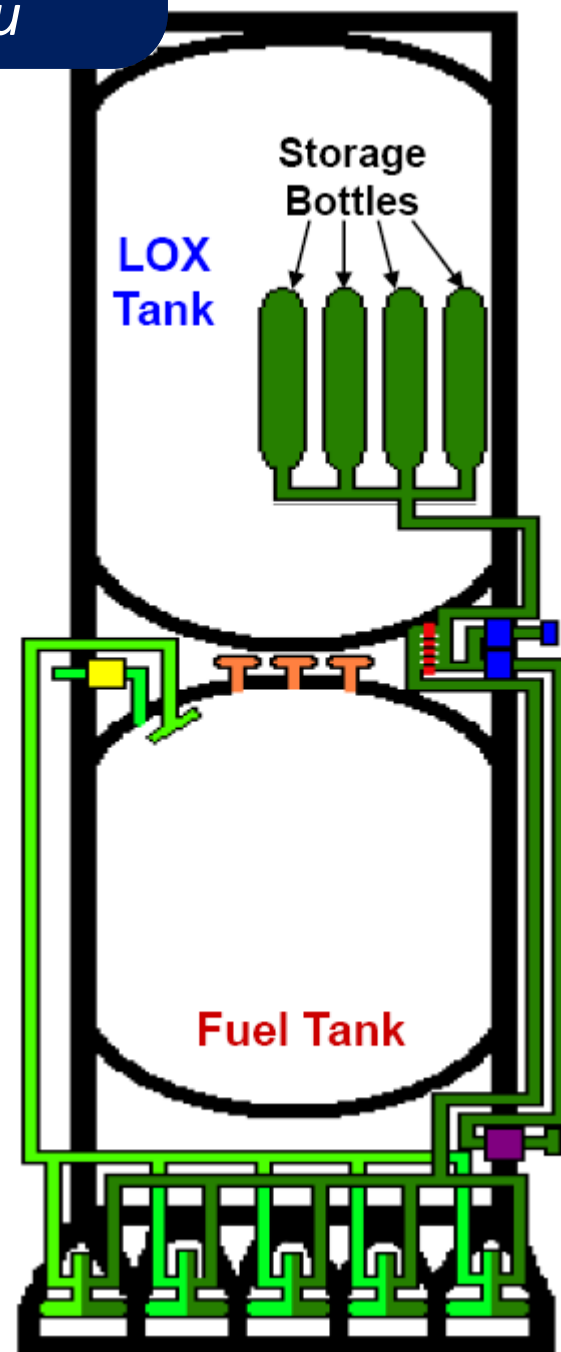
Cztery butle z helem utrzymują nadciśnienie w zbiorniku paliwa

Przewód wysokiego ciśnienia do napełniania zbiorników

Filtr

Zawór awaryjnego zrzutu helu

Zawory sterujące

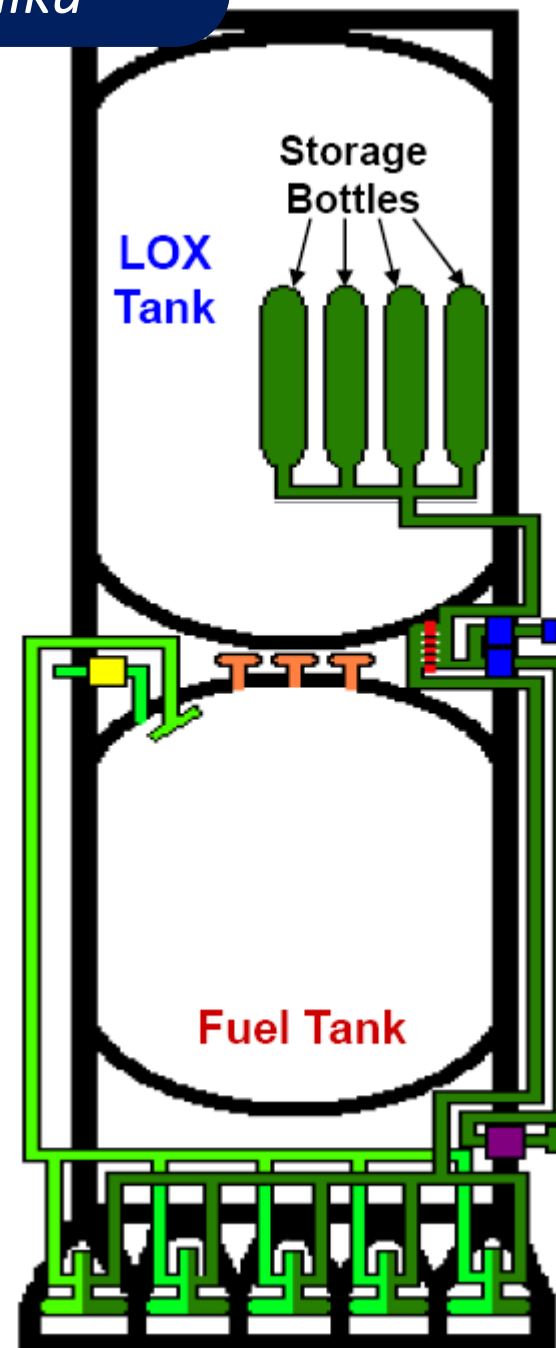


Zimny hel przepływa do rozgałęziacza

Przepływa przez wymienniki ciepła

Gorący hel płynie z wymienników do góry do dystrybutora w zbiorniku paliwa

Trzy czujniki ciśnienia sprawdzają ciśnienie w zbiorniku i uruchamiają odprężanie



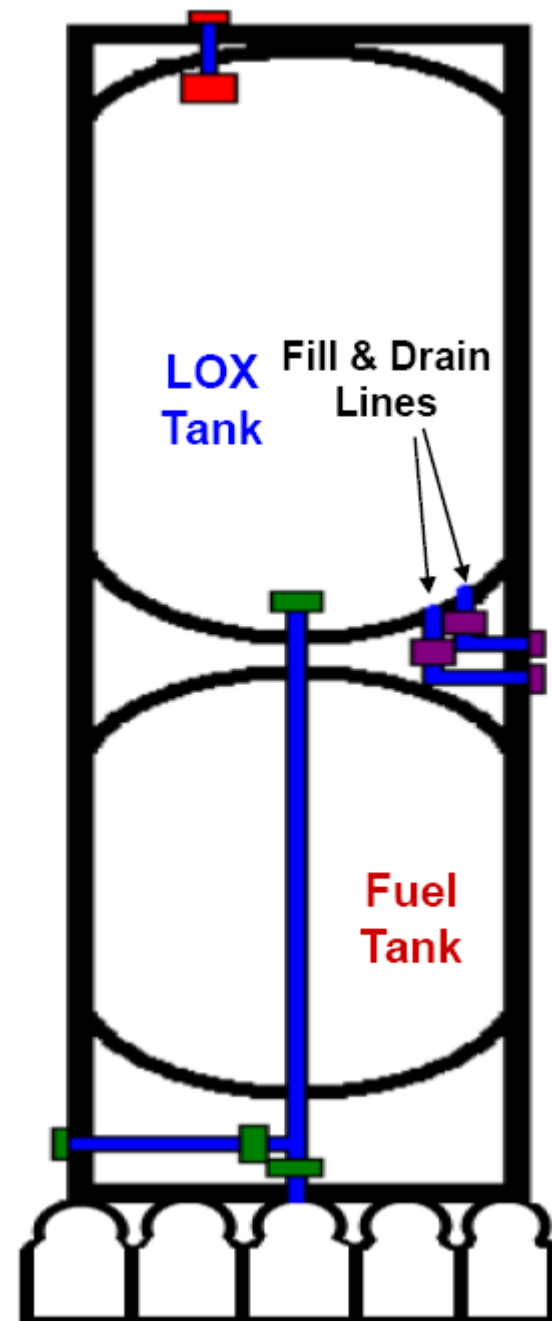
Dwa 6" przewody tankujące

Czujnik poziomu

Możliwość tankowania przez jeden z przewodów zasilających silniki

Wstępne tankowanie i odparowanie tlenu dla schłodzenia zbiornika do -183°C

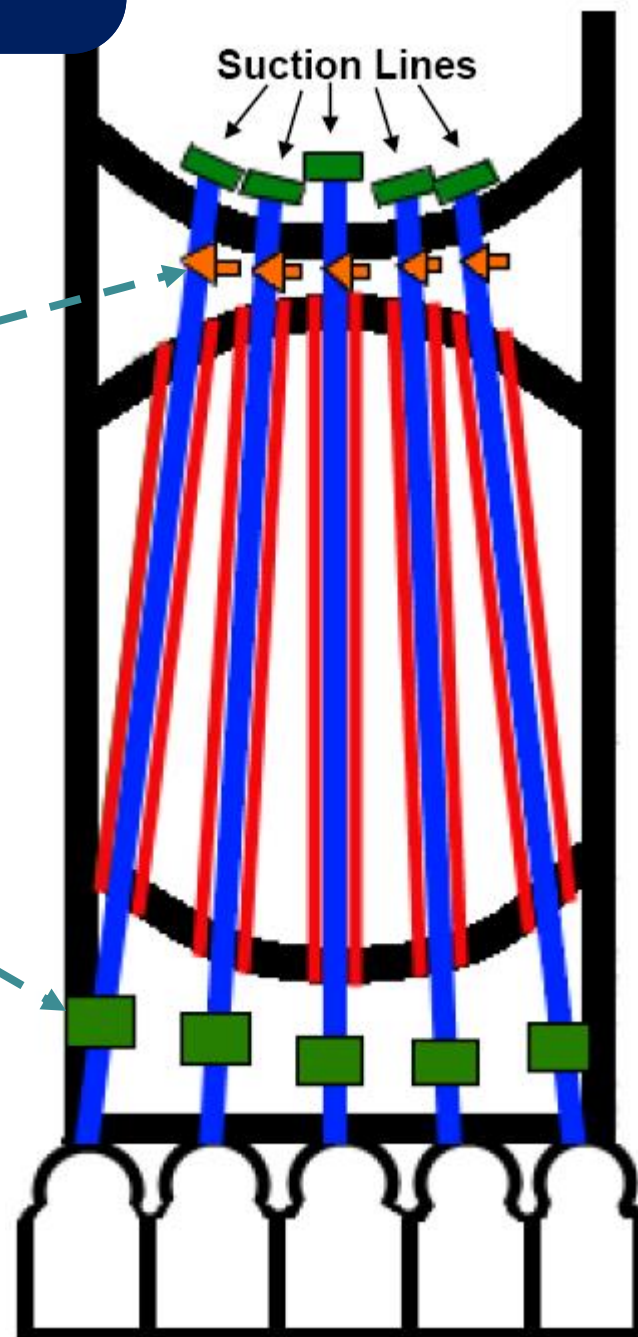
Właściwe tankowanie



5 17" izolowanych powietrzem przewodów zasilających przechodzi przez zbiornik paliwa

Czujniki odcinające

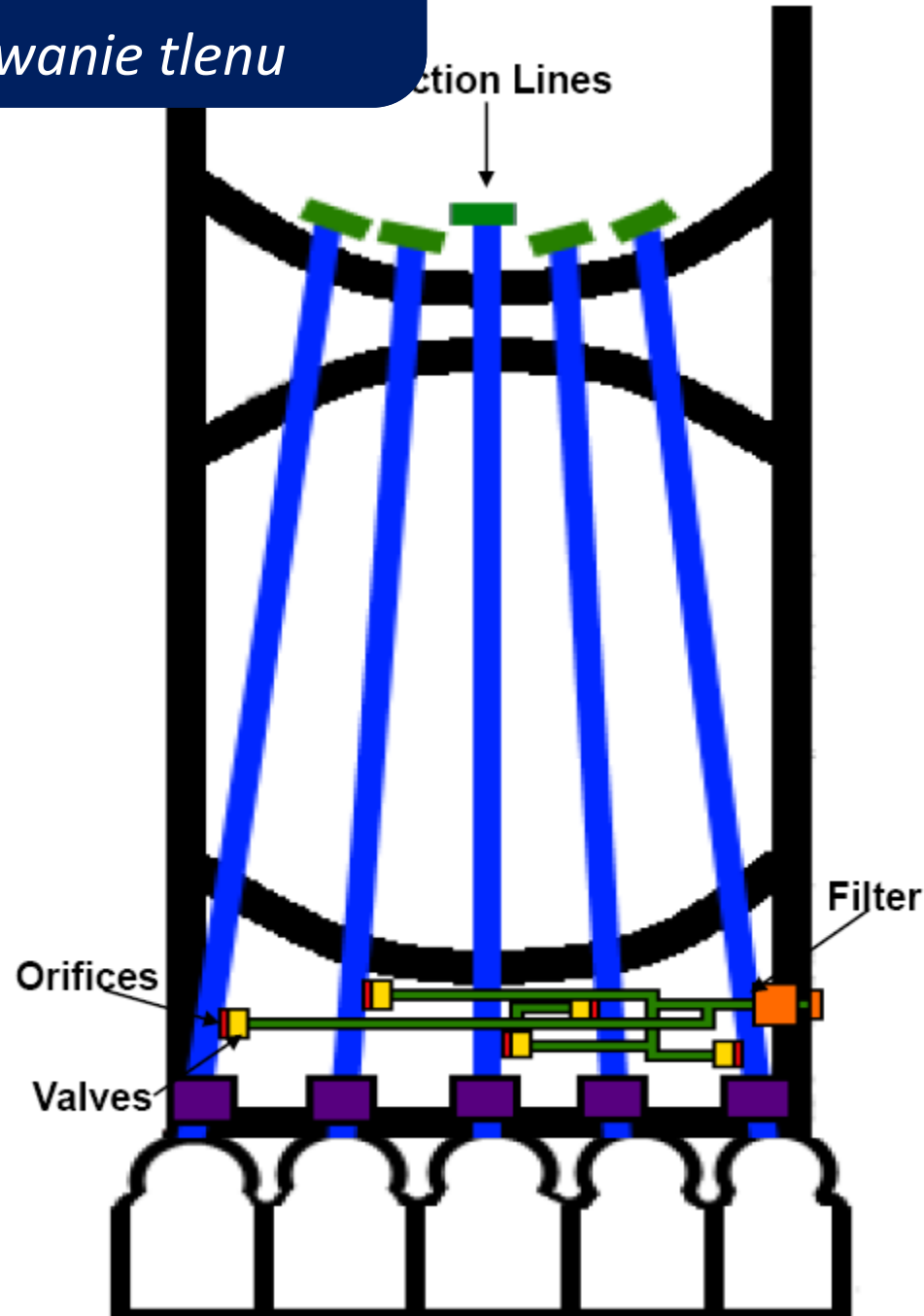
Zawory odcinające



Temperatura jest niższa niż -183°C

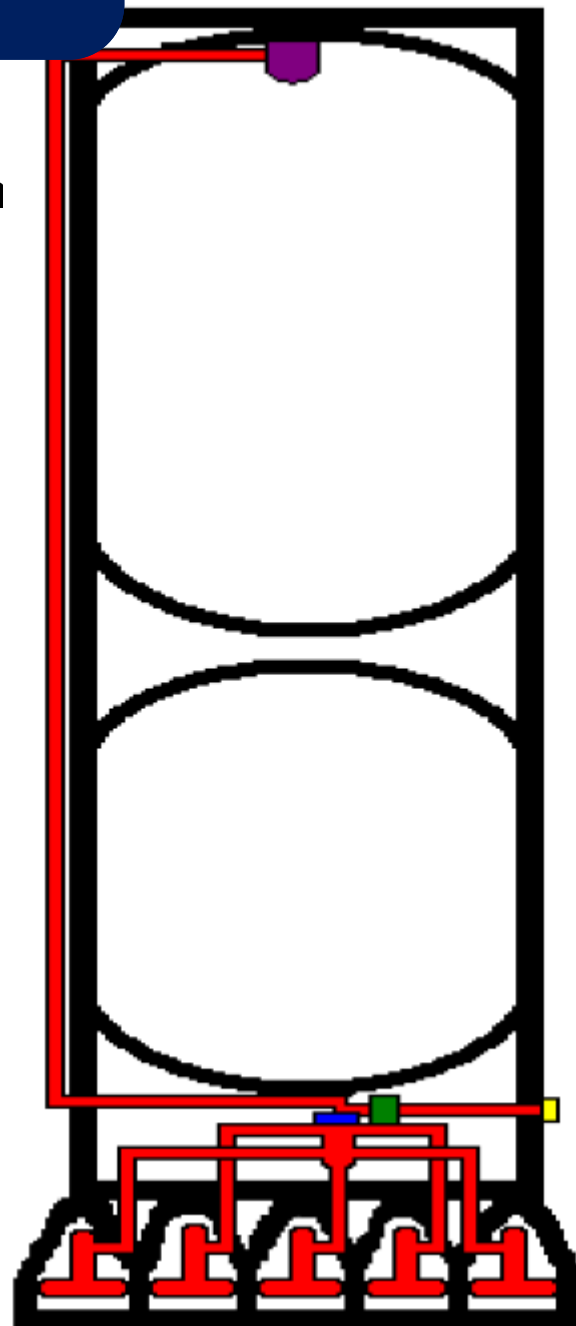
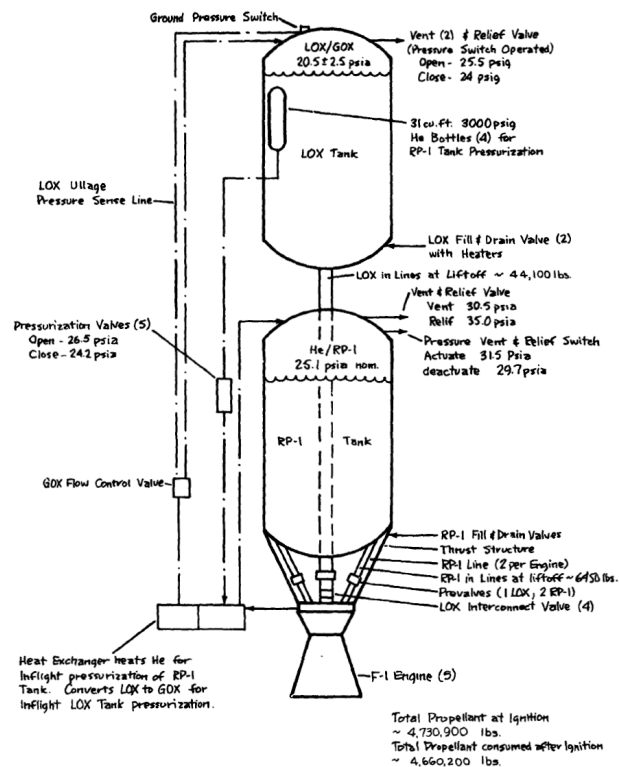
Bąbelki helu wywołują sztuczną cyrkulację tlenu w przewodach zasilających, żeby zapobiec wrzeniu w przewodach

Przepływ helu sterowany przez zawór z filtrem

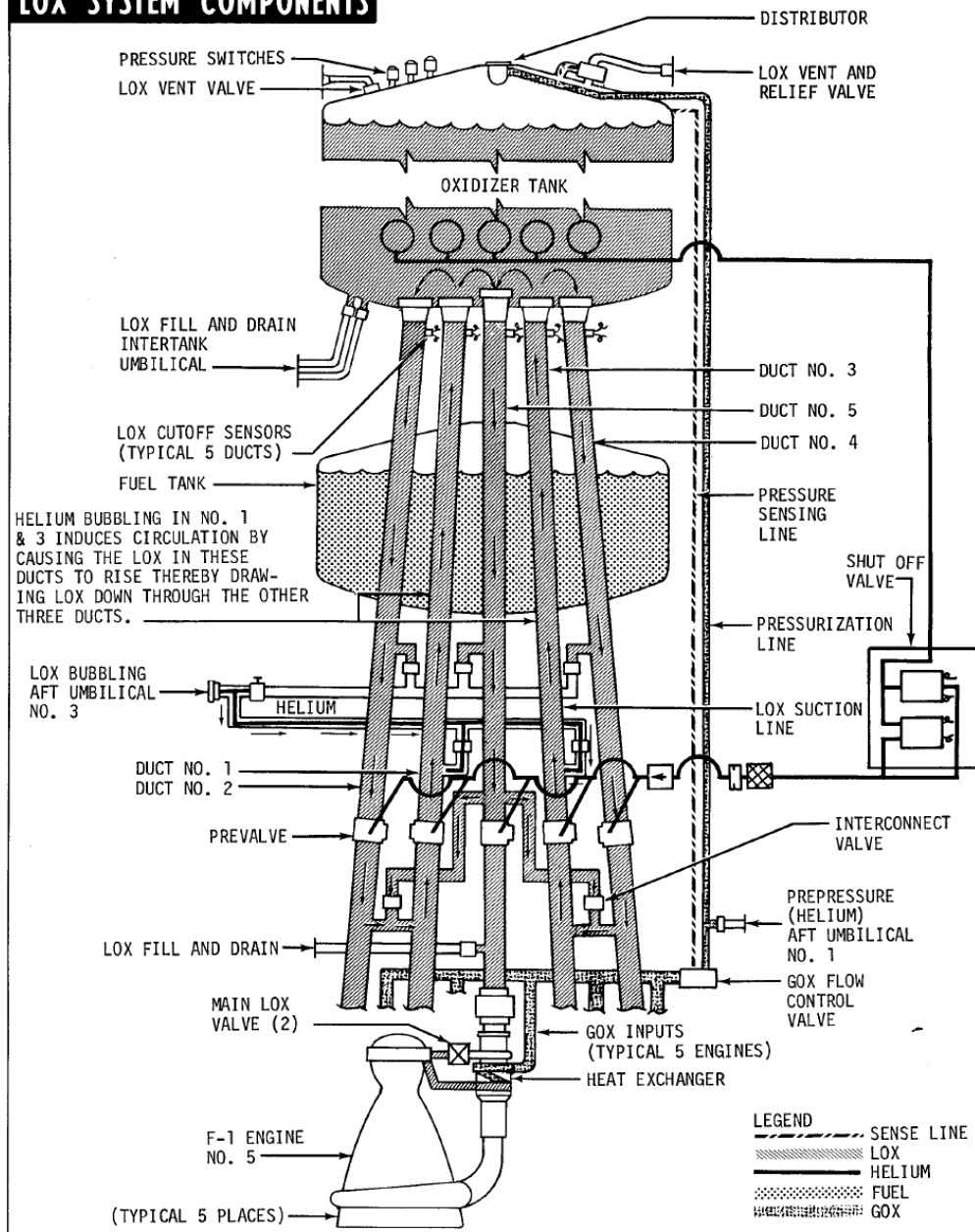


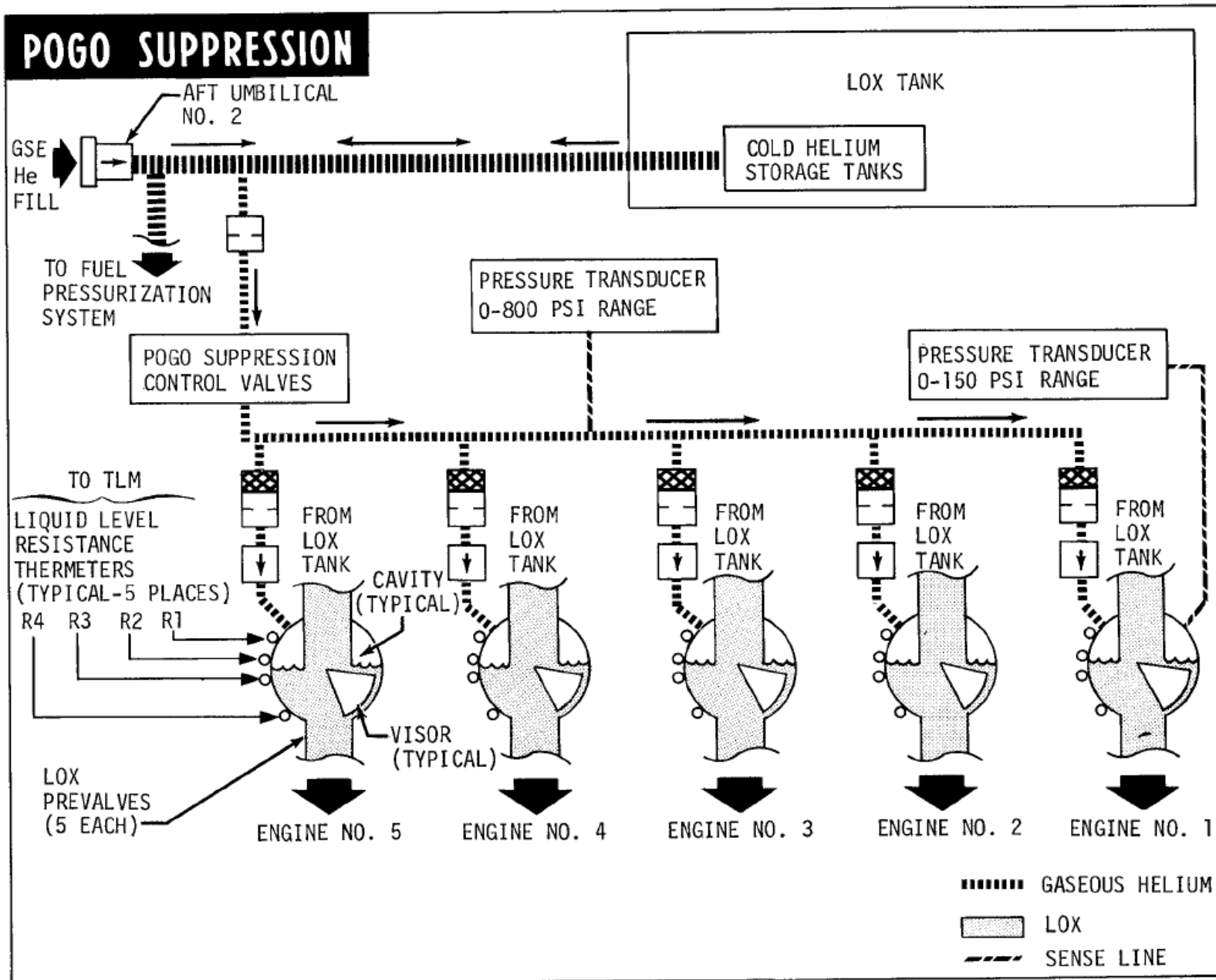
Podwyższanie ciśnienia następuje w T-45s przy pomocy helu z wieży płynącego rurą do dystrybutora przez układ monitorujący przepływ

W locie hel uzupełniany jest gazowym tlenem, który po przepłynięciu przez turbopompę trafia do wymiennika ciepła, gdzie wrze i następnie przez rozgałęziacze wraca do dystrybutora w zbiorniku

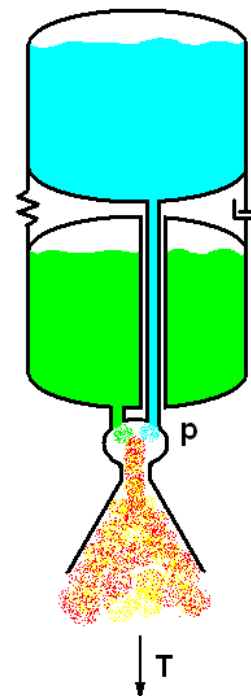
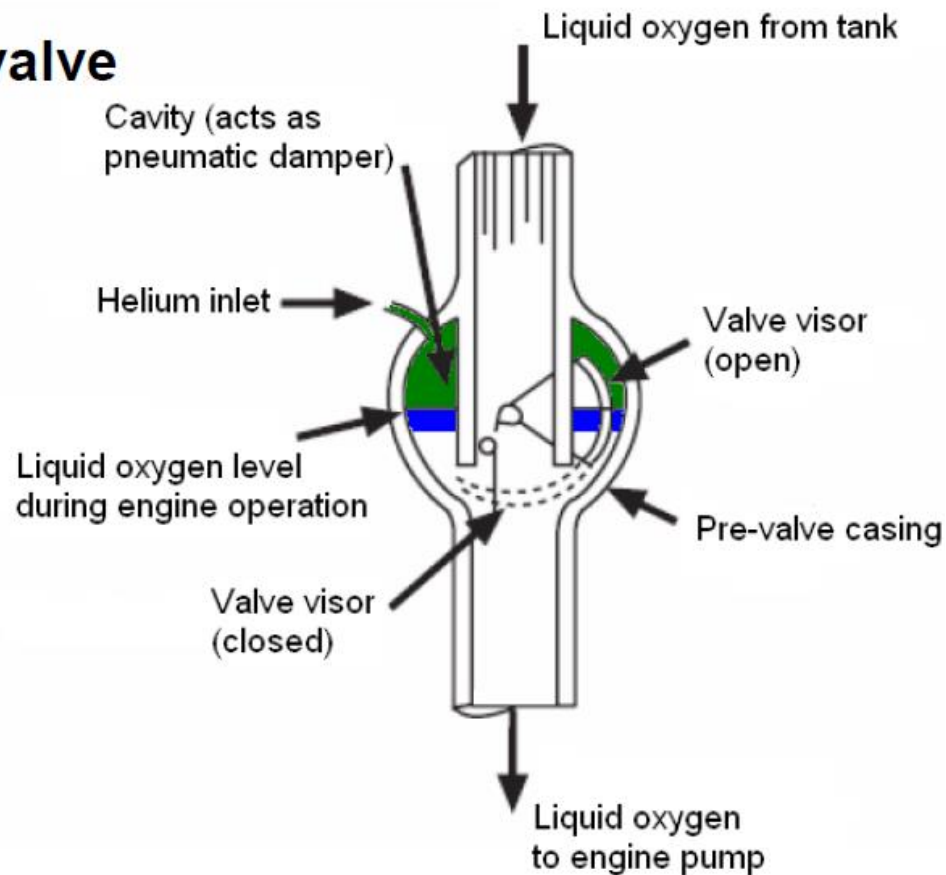


LOX SYSTEM COMPONENTS

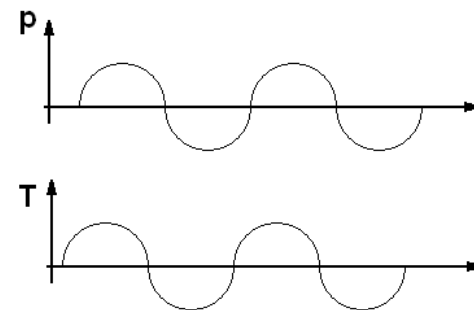


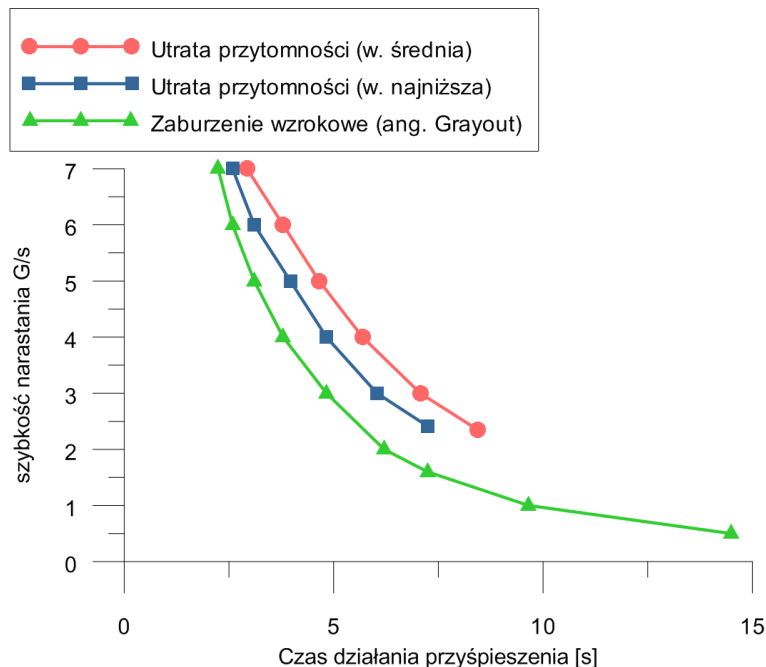


Prevalve

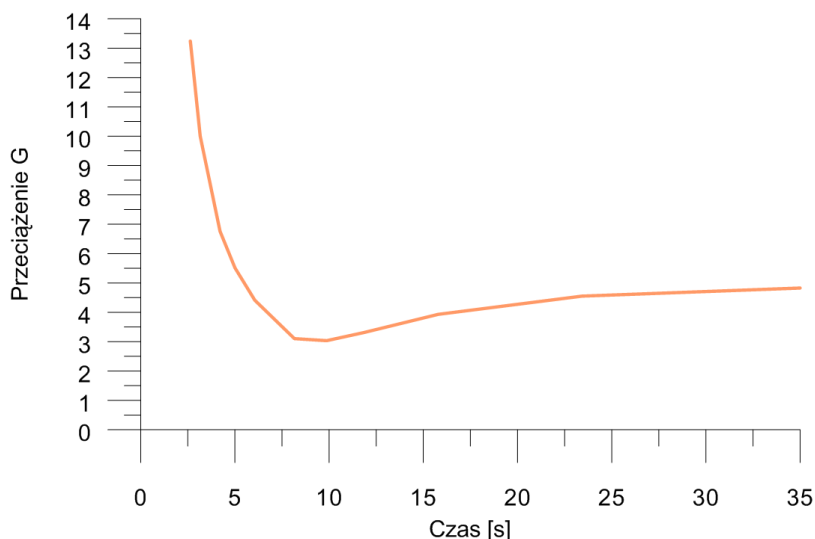


$$p = \rho(g+a)h$$
$$a = T/m$$

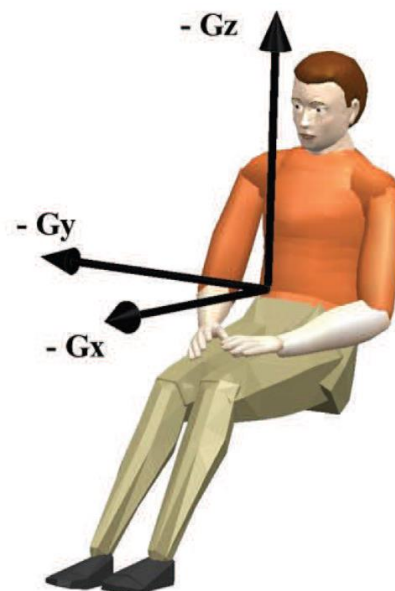




Krzywa przedstawia czas do wystąpienia G-LOC



G-LOC (ang. loss of consciousness) utrata świadomości



Zalecenia FAA dla komercyjnych orbitalnych lotów kosmicznych:

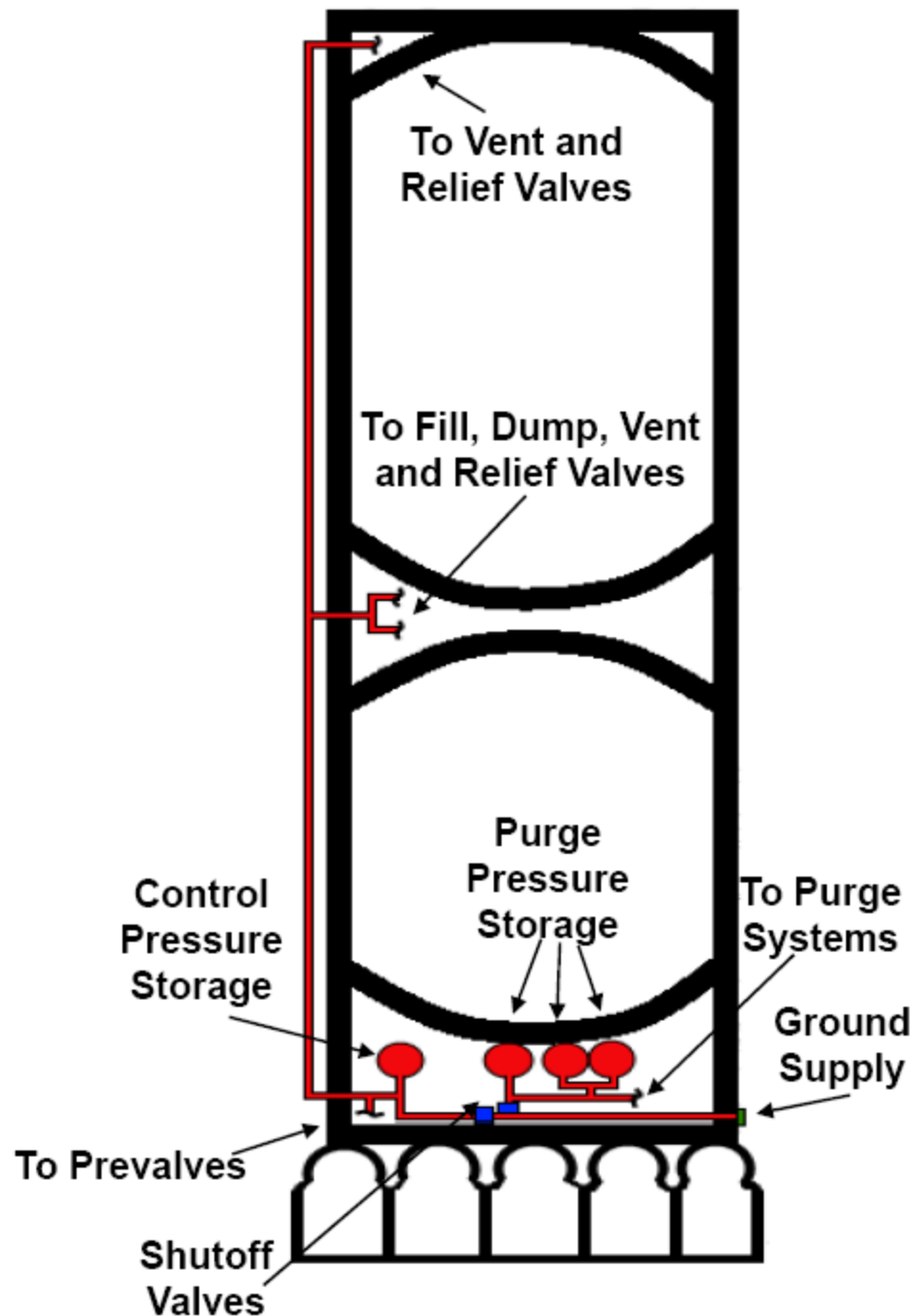
$$\begin{aligned} &\pm 4 G_x \\ &\pm 1 G_y \\ &+4 G_z (-2 G_z) \end{aligned}$$

Źródło danych wykresu: Stoll A. „Human Tolerance to Positive G as Determined by the Physiological End Points”, Journal of Aviation Medicine, Vol 27, str. 356-367, Sierpień 1956r

Medium – N₂

Sterowanie większością zaworów

Płukanie silników, przedziału napędowego, łącznika pośredniego i górnego w celu usunięcia ewentualnych wycieków paliwa i tlenu

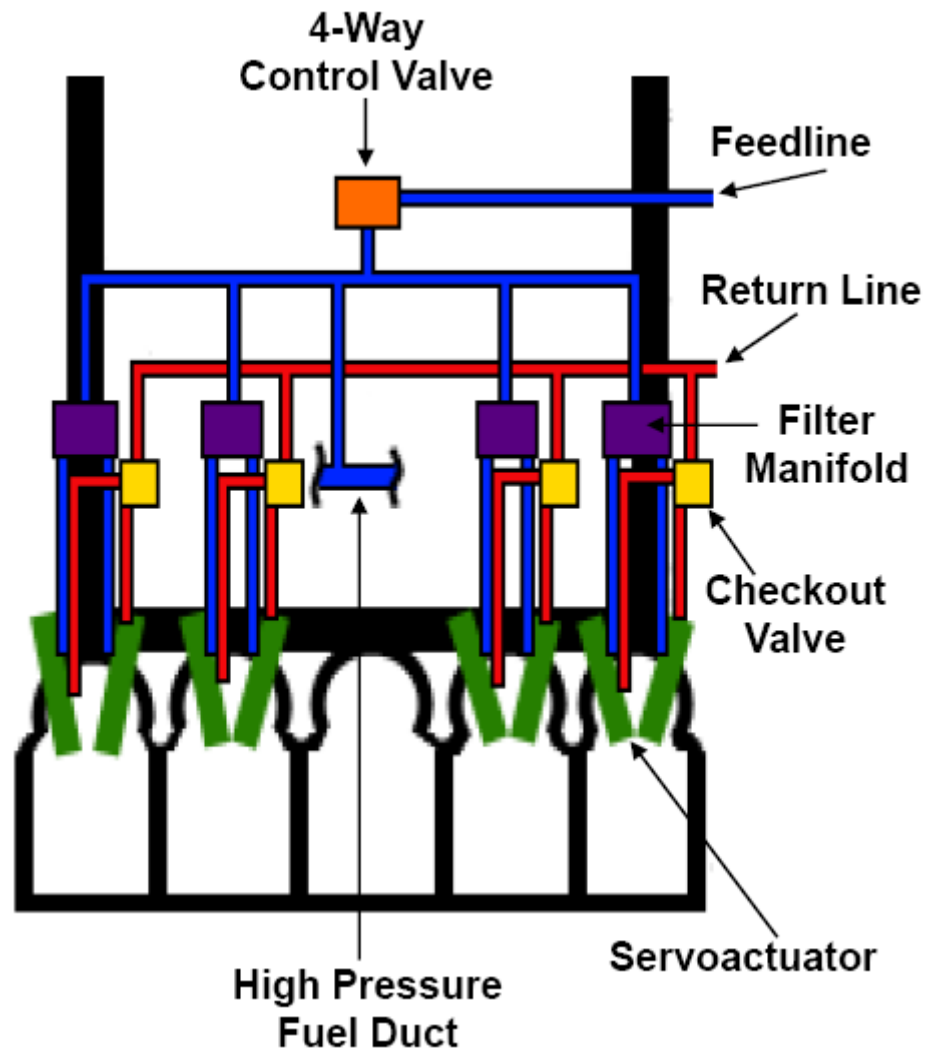


Paliwo płynem hydraulicznym

Na ziemi płyn podawany z wieży, w locie z przewodów wysokiego ciśnienia silników (turbopompa)

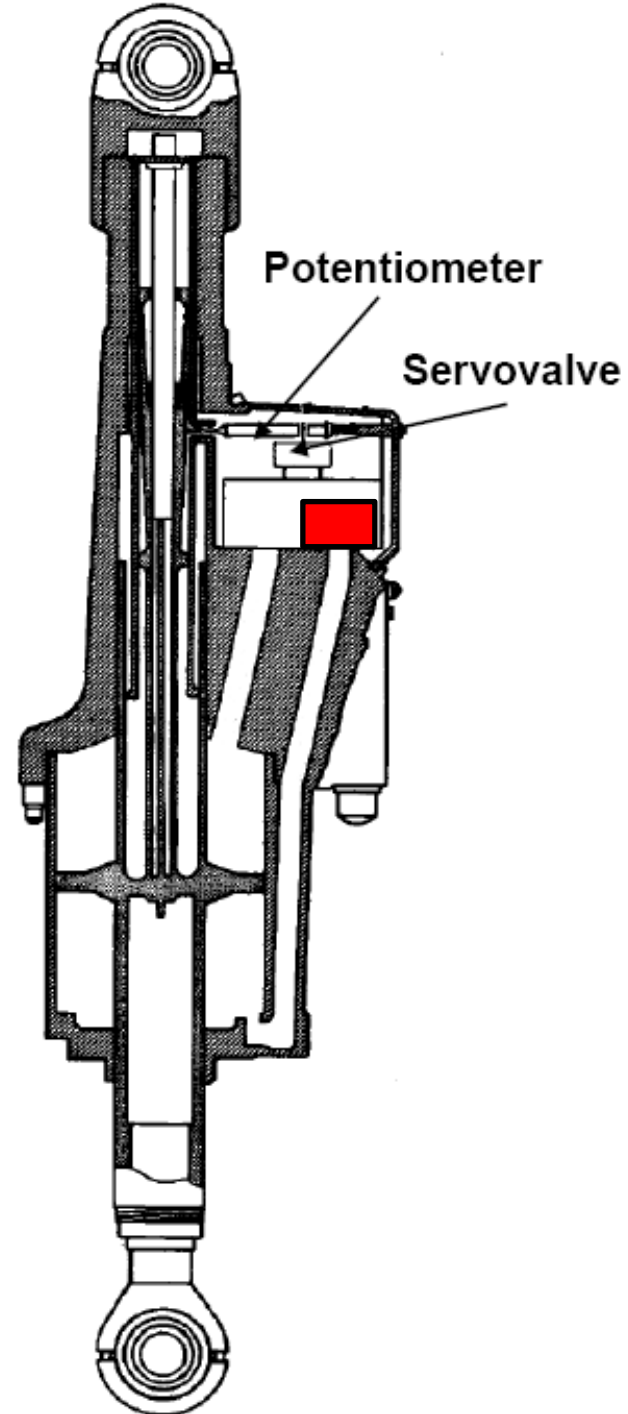
Zewnętrzne silniki zasilały serwomechanizmy

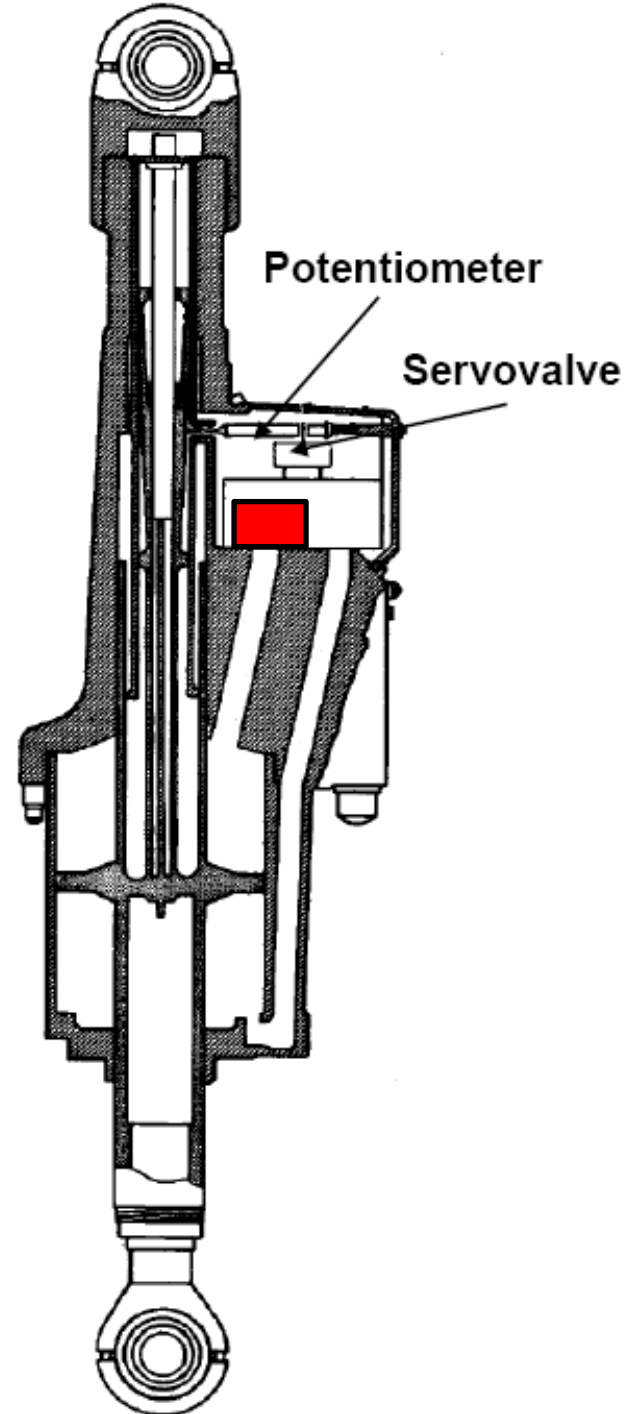
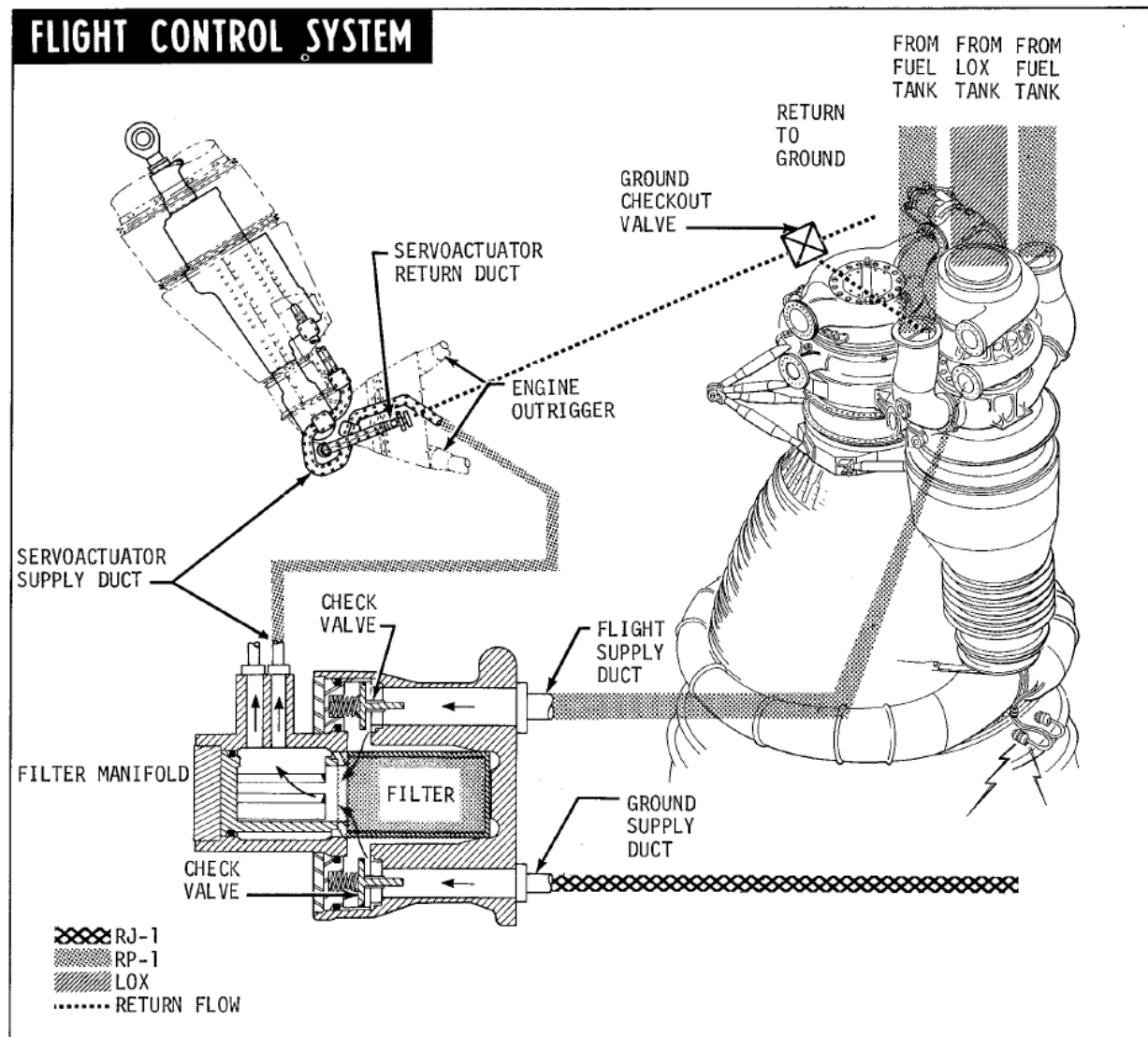
Środkowy silnik (nieruchomy) zasilał zawory turbiny gazowej, oraz główne zawory paliwa i tlenu



Układ ze sprzężeniem zwrotnym

System nawigacji wydawał komendę, natomiast potencjometr dawał informację zwrotną.

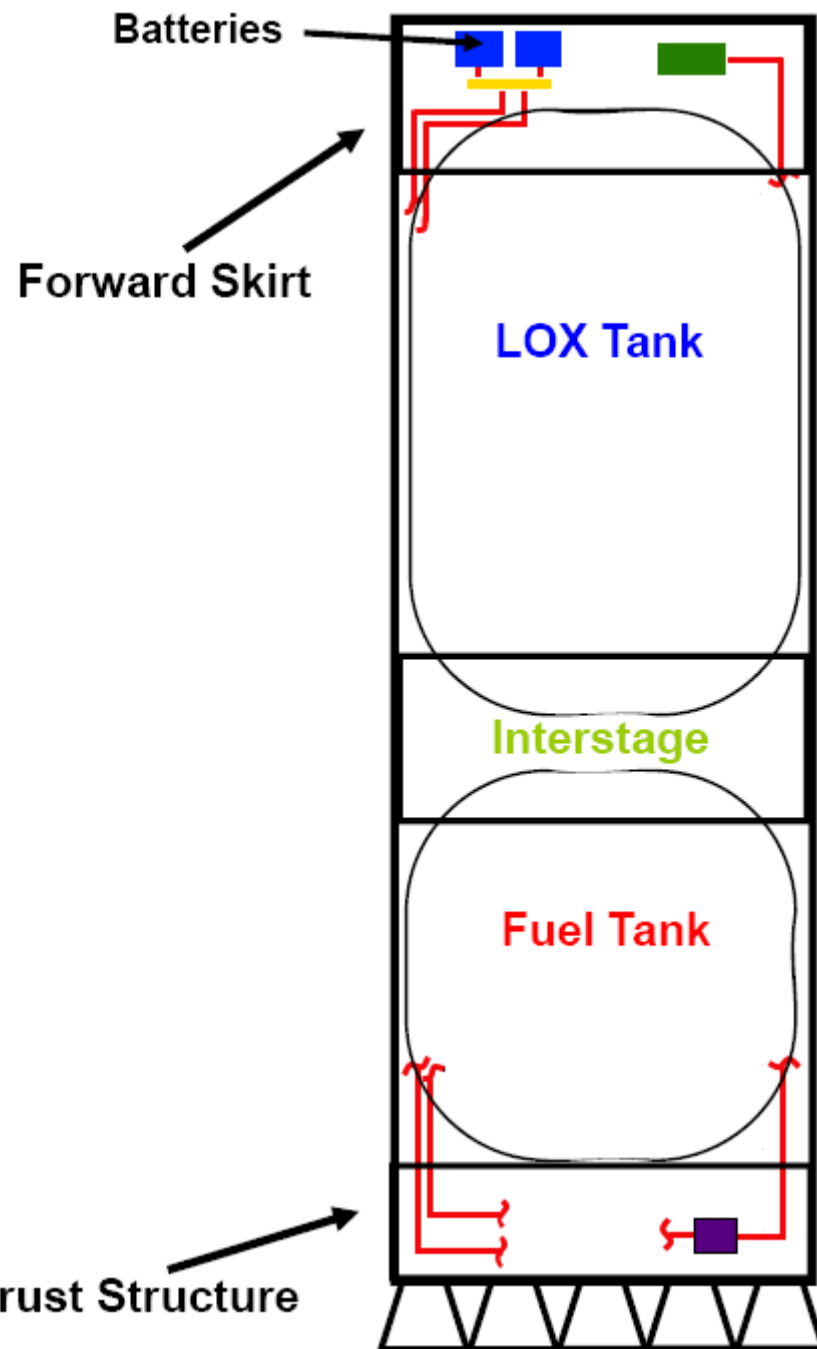
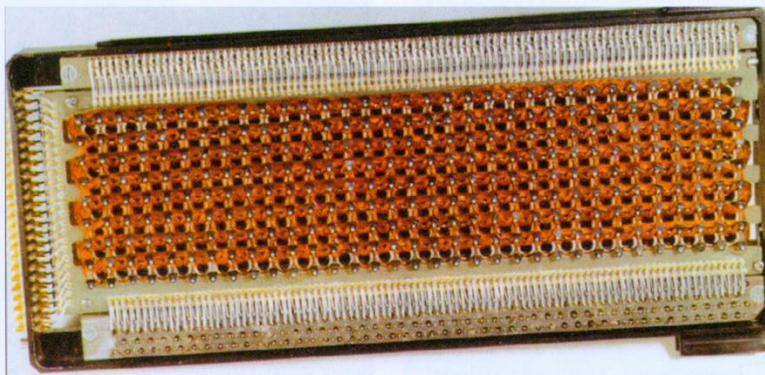






2 niezależne układy elektryczne 28VDC

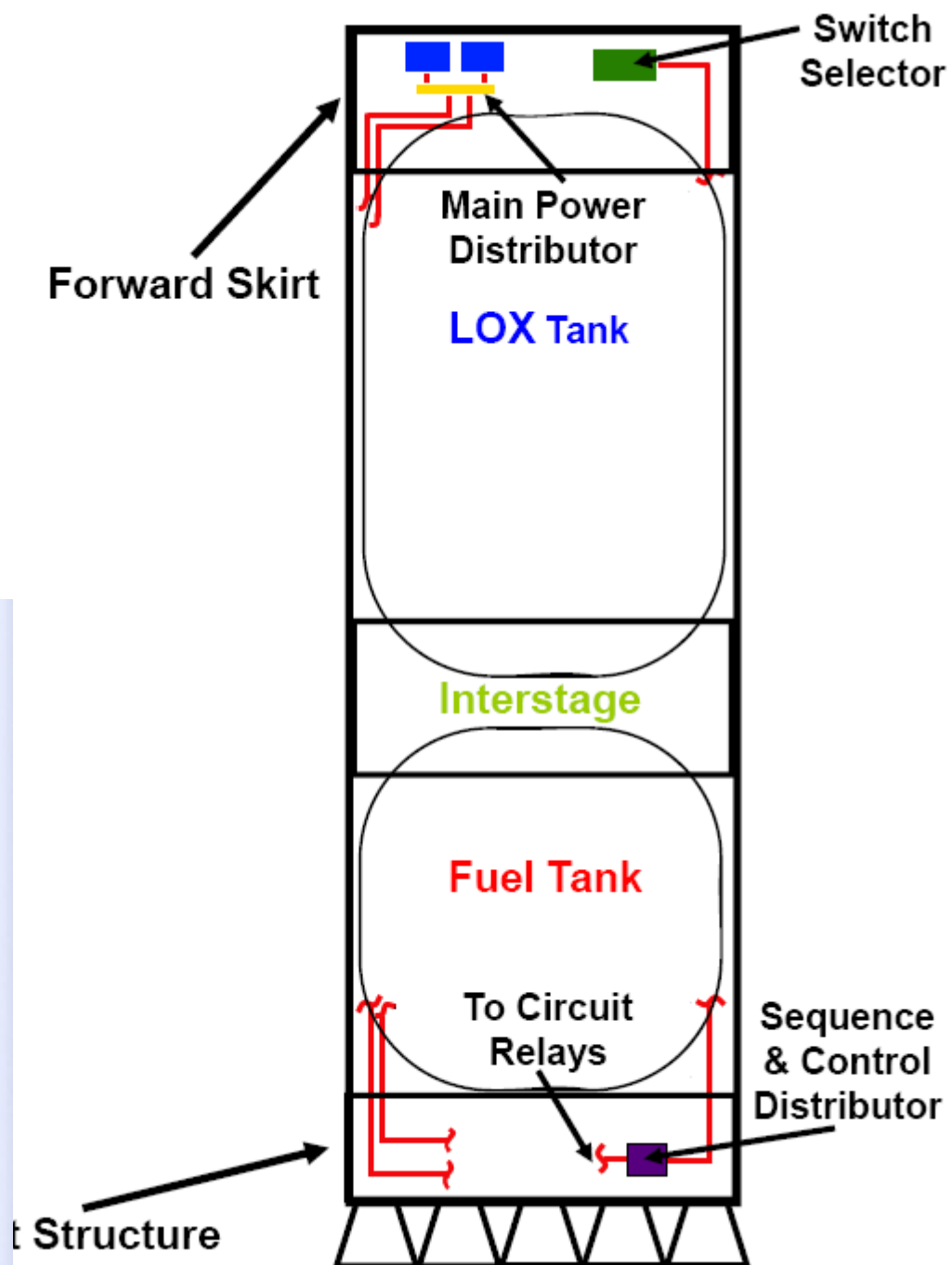
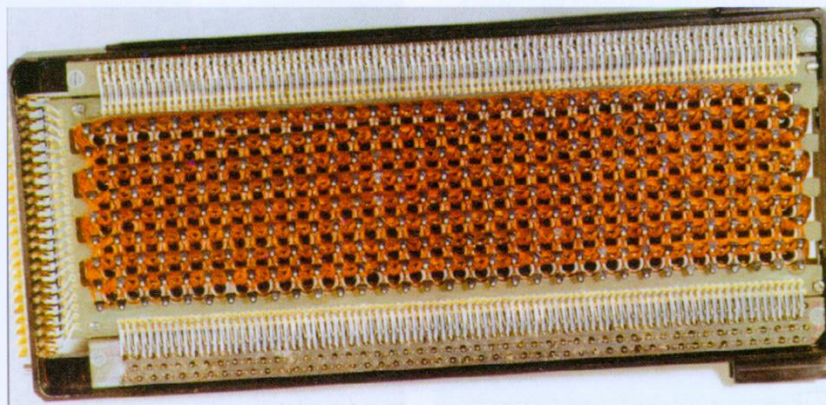
- 1) Operacyjny: solenoidy
zaworów
- 2) Telemetryczny:

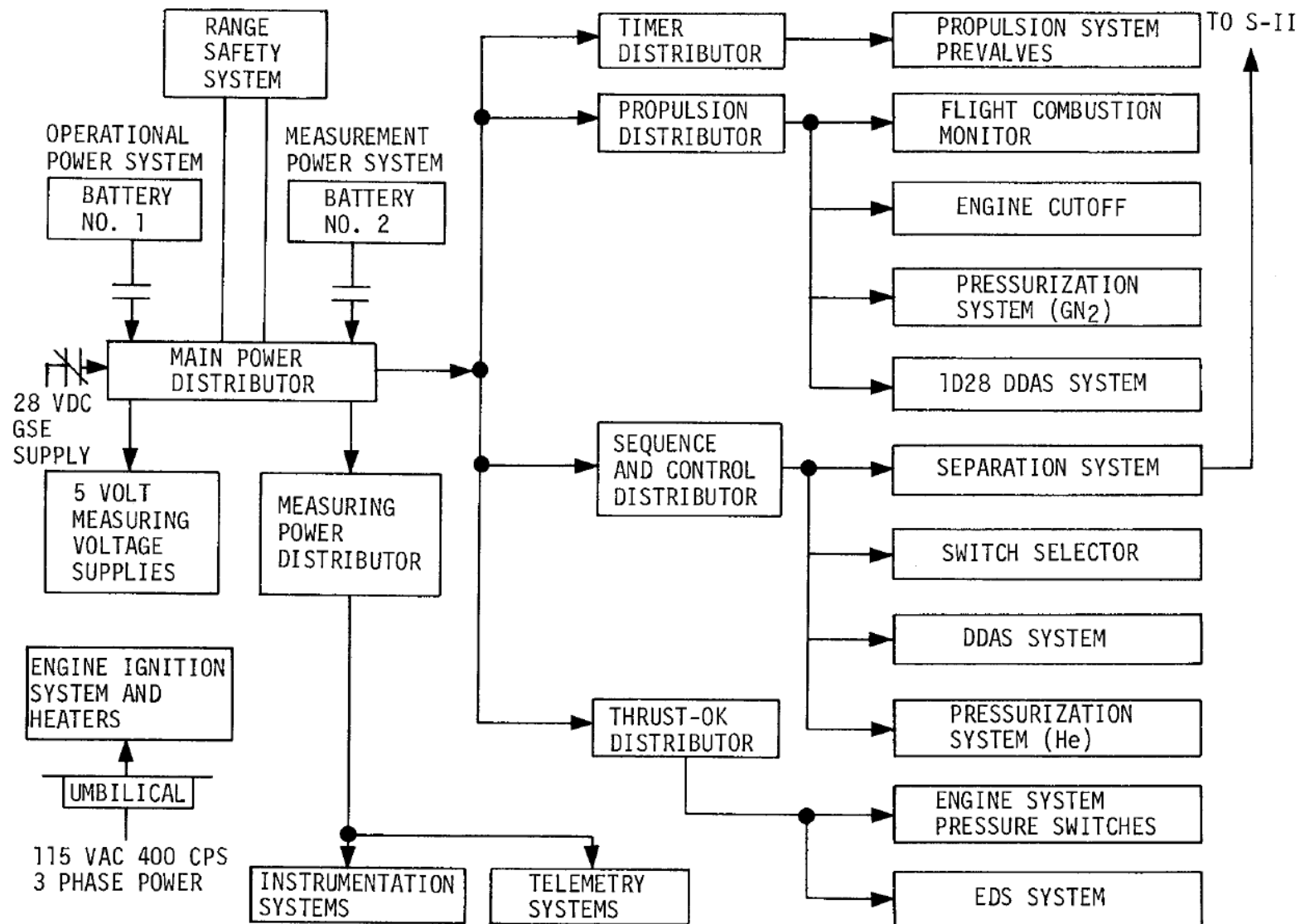




Główny dystrybutor mocy

Obwody sterowane przełącznikami



POWER DISTRIBUTION

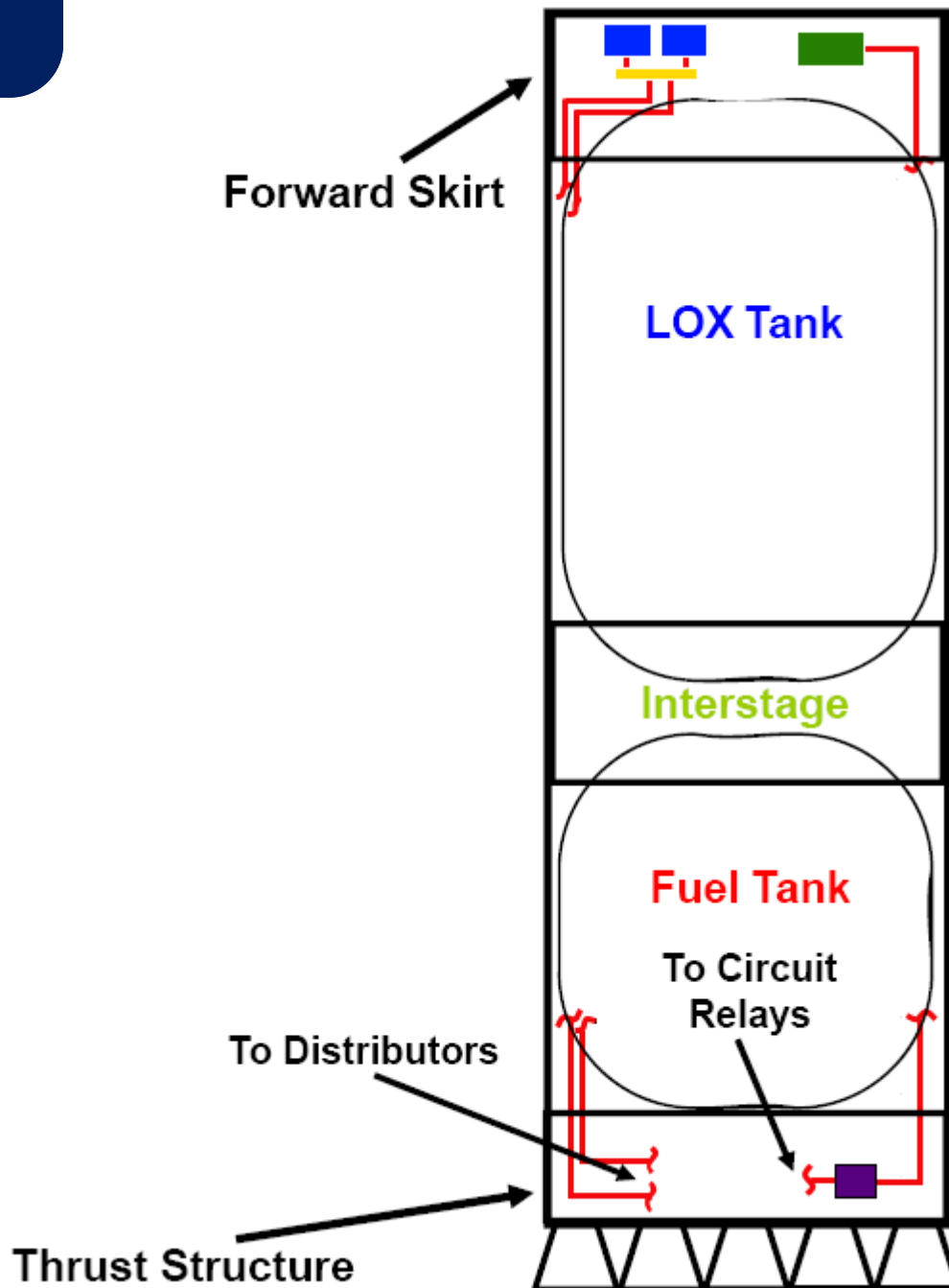


Dystrybutor napędu
zawierający obwody
nadzorowania i sterowania
napędem

Dystrybutor poprawności
ciągu zawierający obwody
wyłączające silniki gdy ciąg
jest nieodpowiedni

Dystrybutor timera
zawierający obwody
opóźniające działanie
przełączników zaworów

Dystrybutor pomiaru ciągu
Magistrale elektryczne
przekazujące dane z
pomiarów do telemetrii



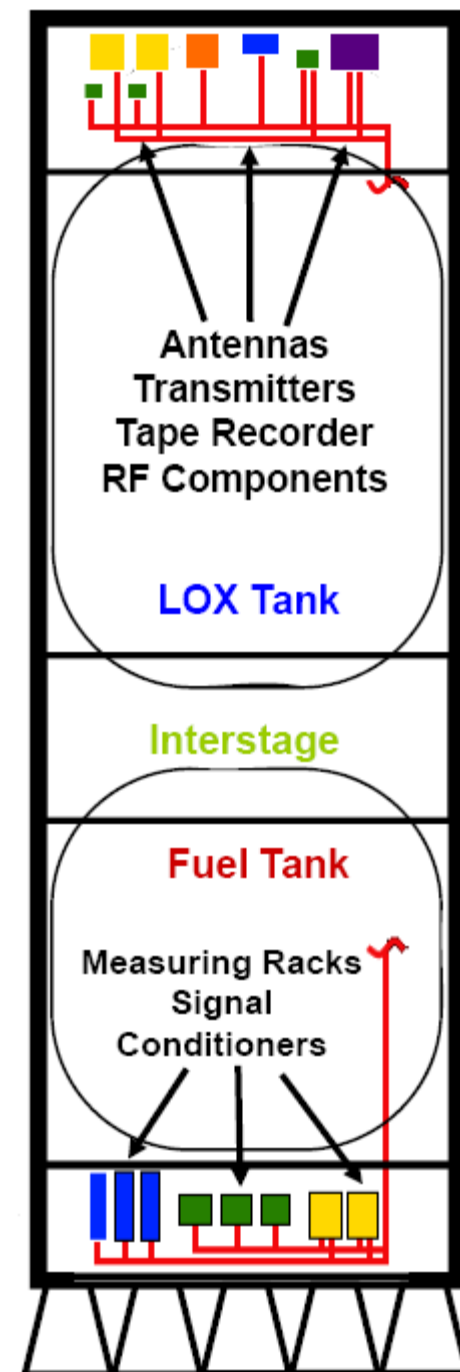
Dostarczanie informacji o stanie głównych systemów i ich komponentów

Dostarczanie informacji o wewnętrznym i zewnętrznym środowisku

Około 890 pomiarów: akustycznych, przyspieszeń, prądów, przepływów, kątów, położenia zaworów, ciśnień, prędkości obrotowych, naprężeń, temperatur, drgań

Transmisja danych na Ziemię:

- Przewodem na wyrzutni
- Radiowo w locie



Większość czujników umieszczona w przedziale napędowym

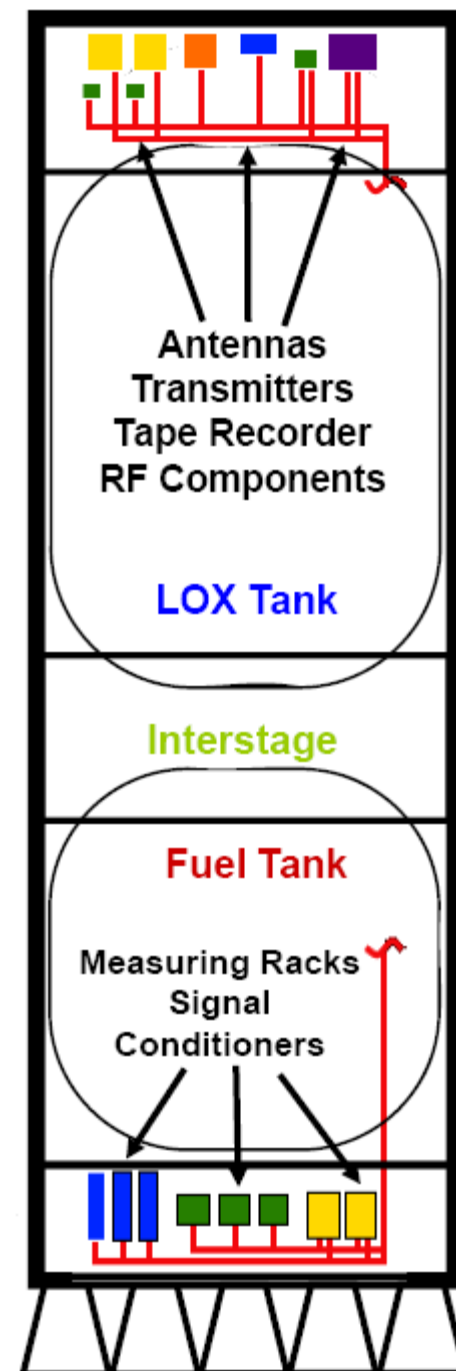
Większość urządzeń telemetrycznych i rejestrator taśmowy w górnym łączniku

6 kanałów radiowych:

F1, F2, F3:
248 pomiarów naprężeń, temperatur i ciśnień

S1, S2:
75 pomiarów drgań

P1:
dane cyfrowe

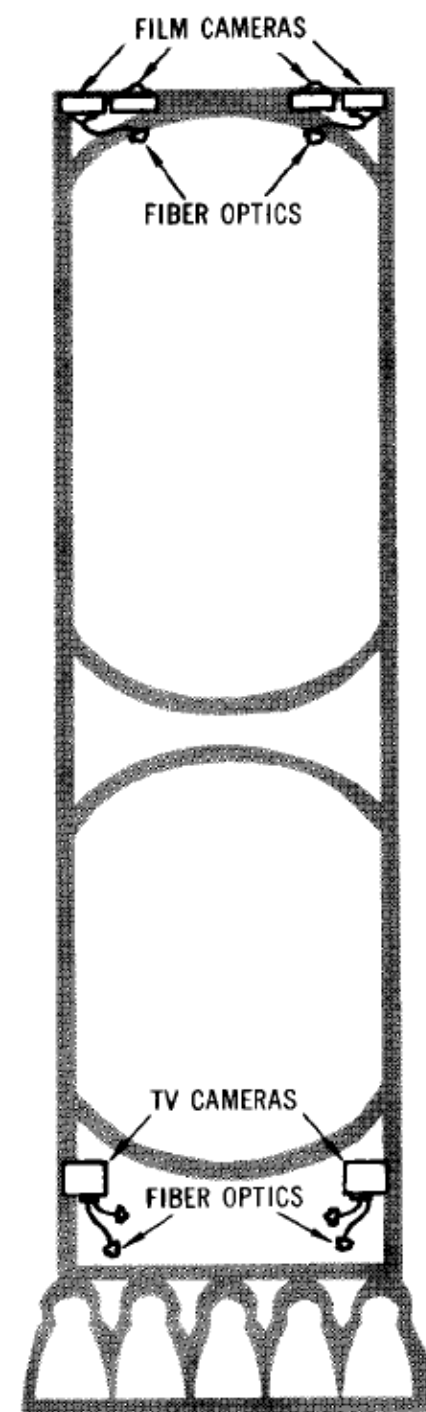


4 kamery filmowe w odzyskiwanych kapsułach

2 kamery do obserwacji separacji

2 kamery pulsacyjne sprzężone z oświetleniem stroboskopowym w zbiorniku tlenu w celu:
Obserwacji zachowania tlenu w zbiorniku
Wykrywania falowania, przelewania się itp.

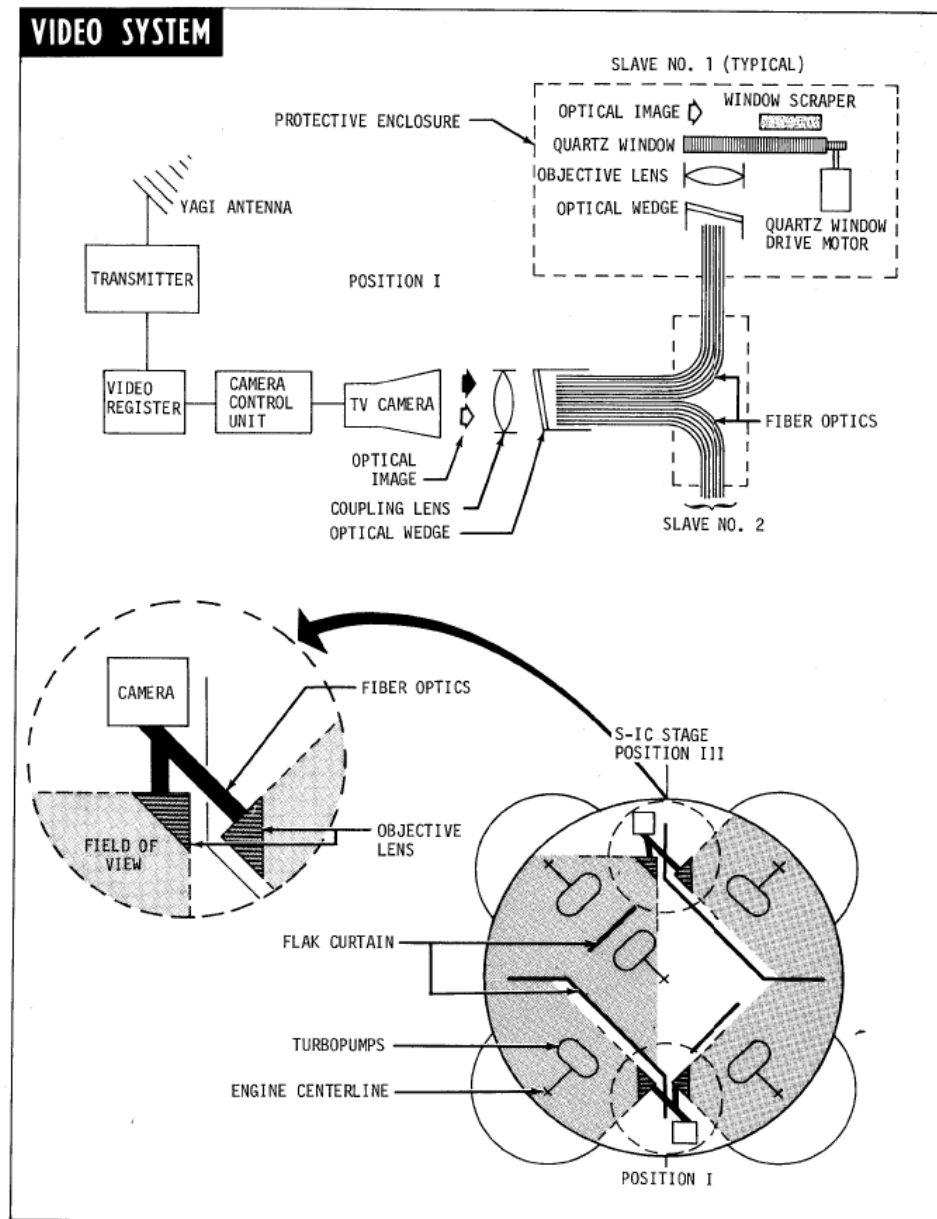
Kamery połączone z obiektywami przy pomocy światłowodów



2 kamery telewizyjne do obserwacji silników począwszy od tankowania, aż do separacji

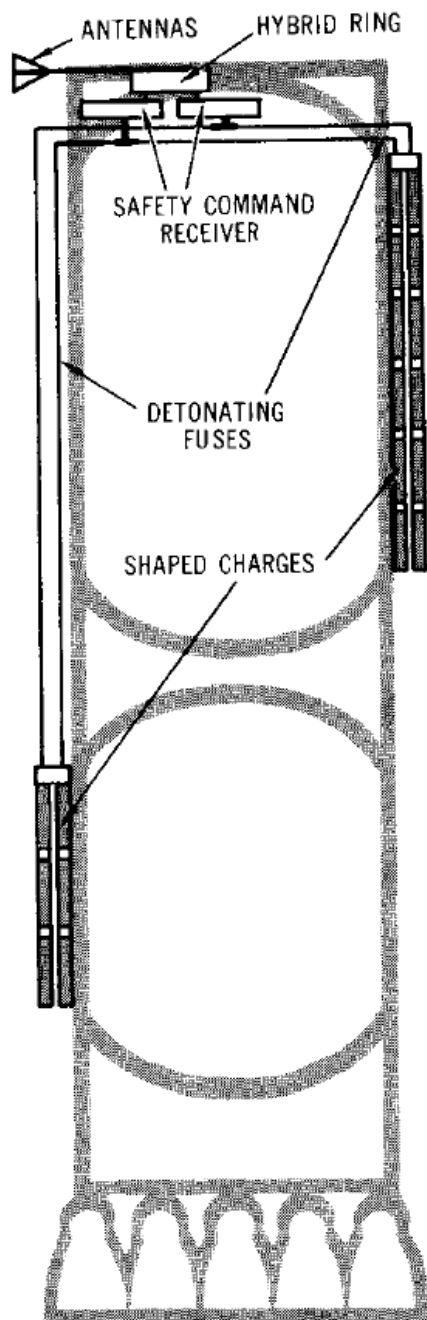
Kamery połączone z obiektywami przy pomocy światłowodów,

2 obiektywy na kamerę (obraz podzielony)

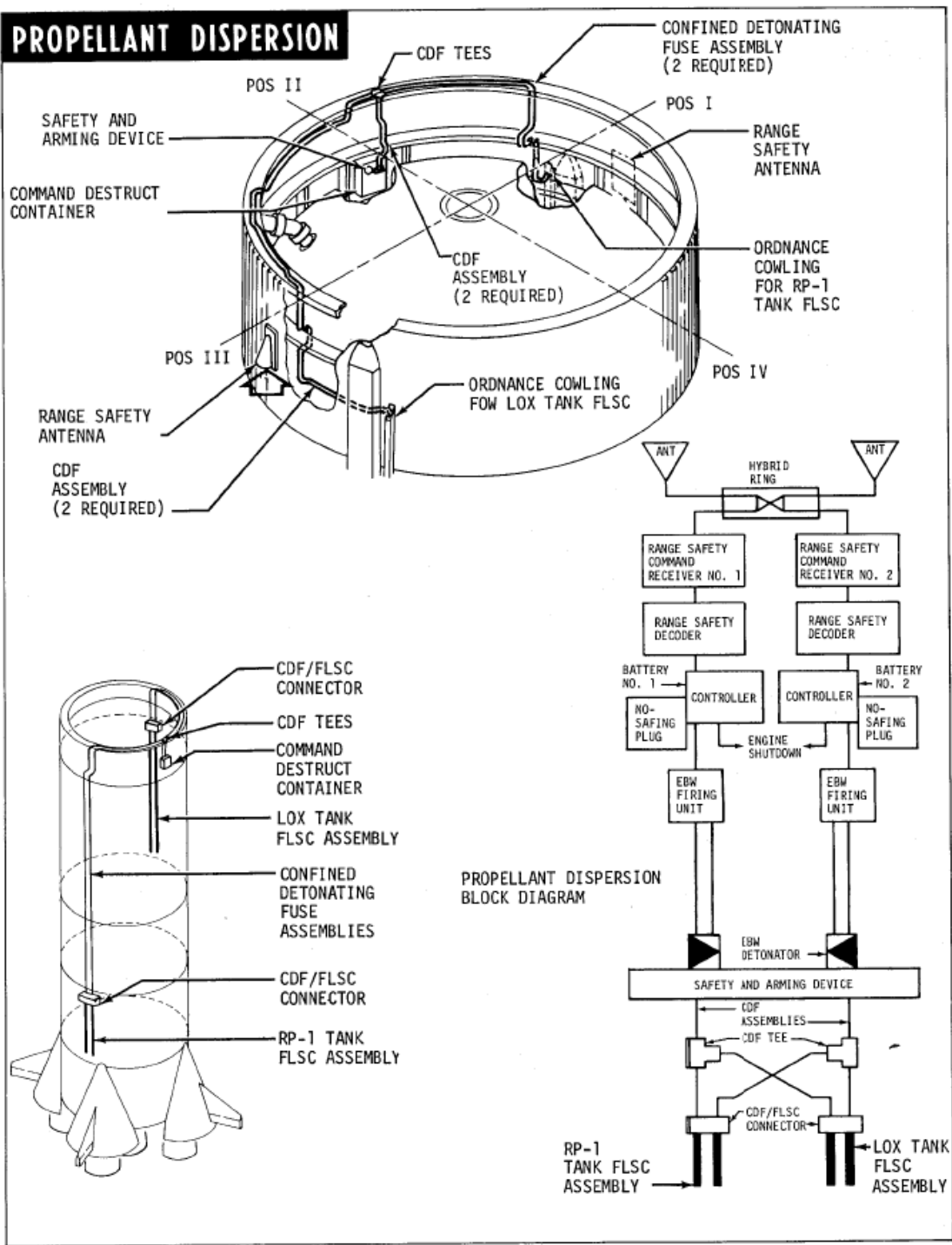


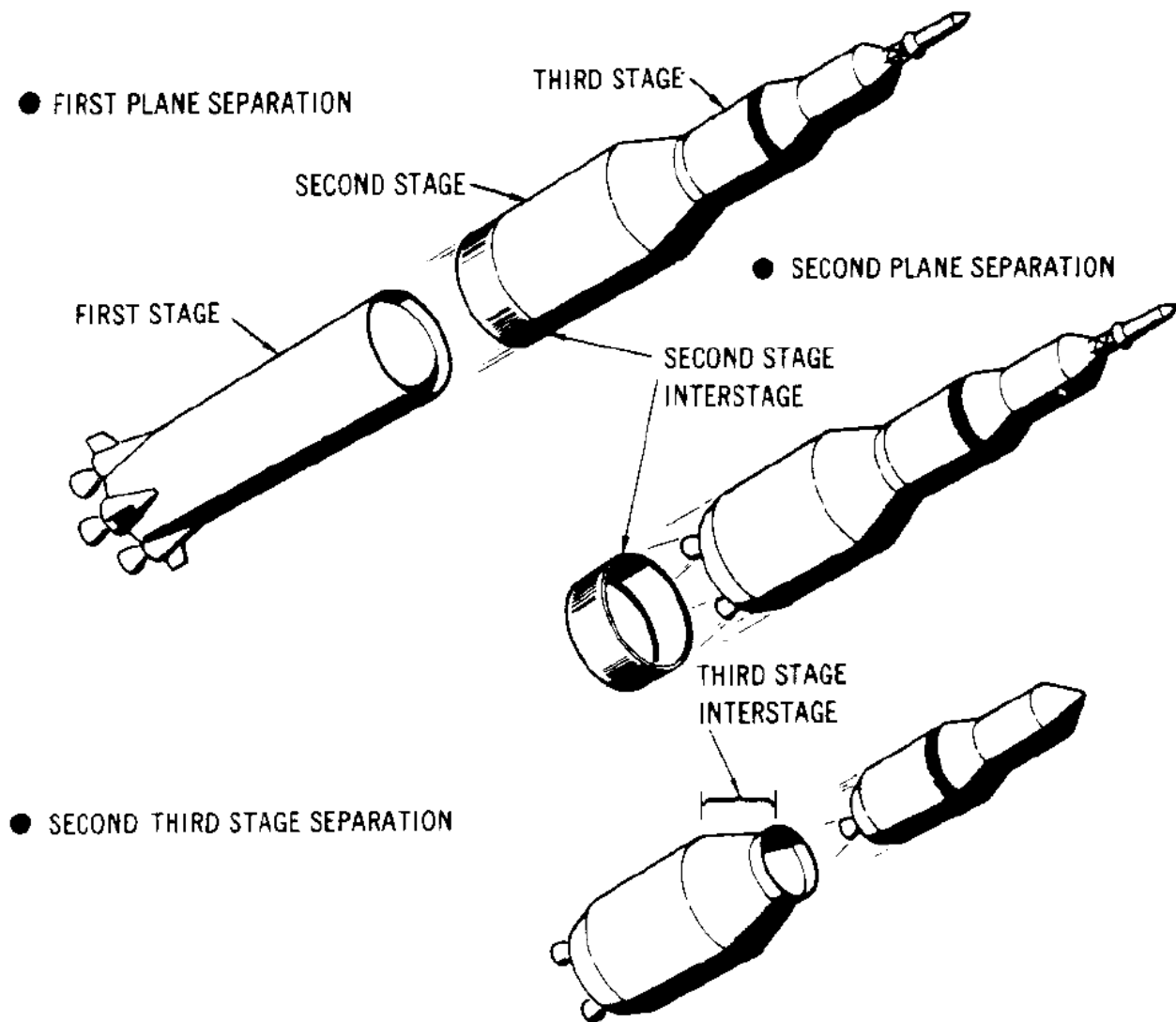
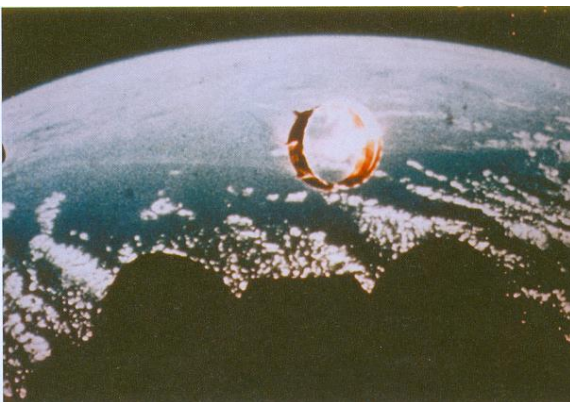
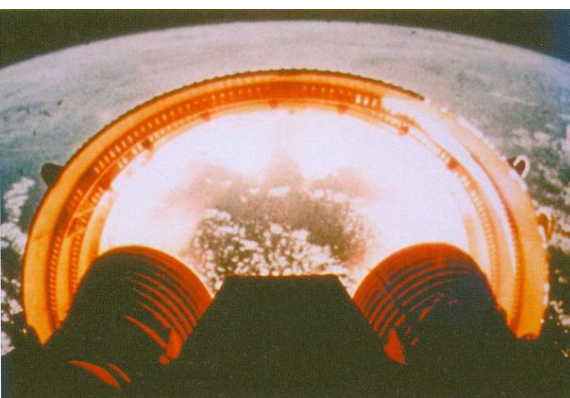
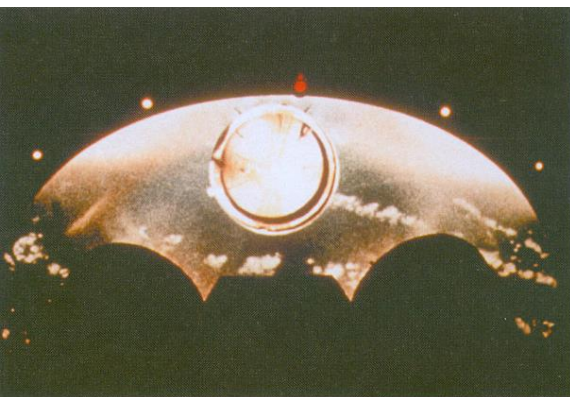


Samodestrukcja



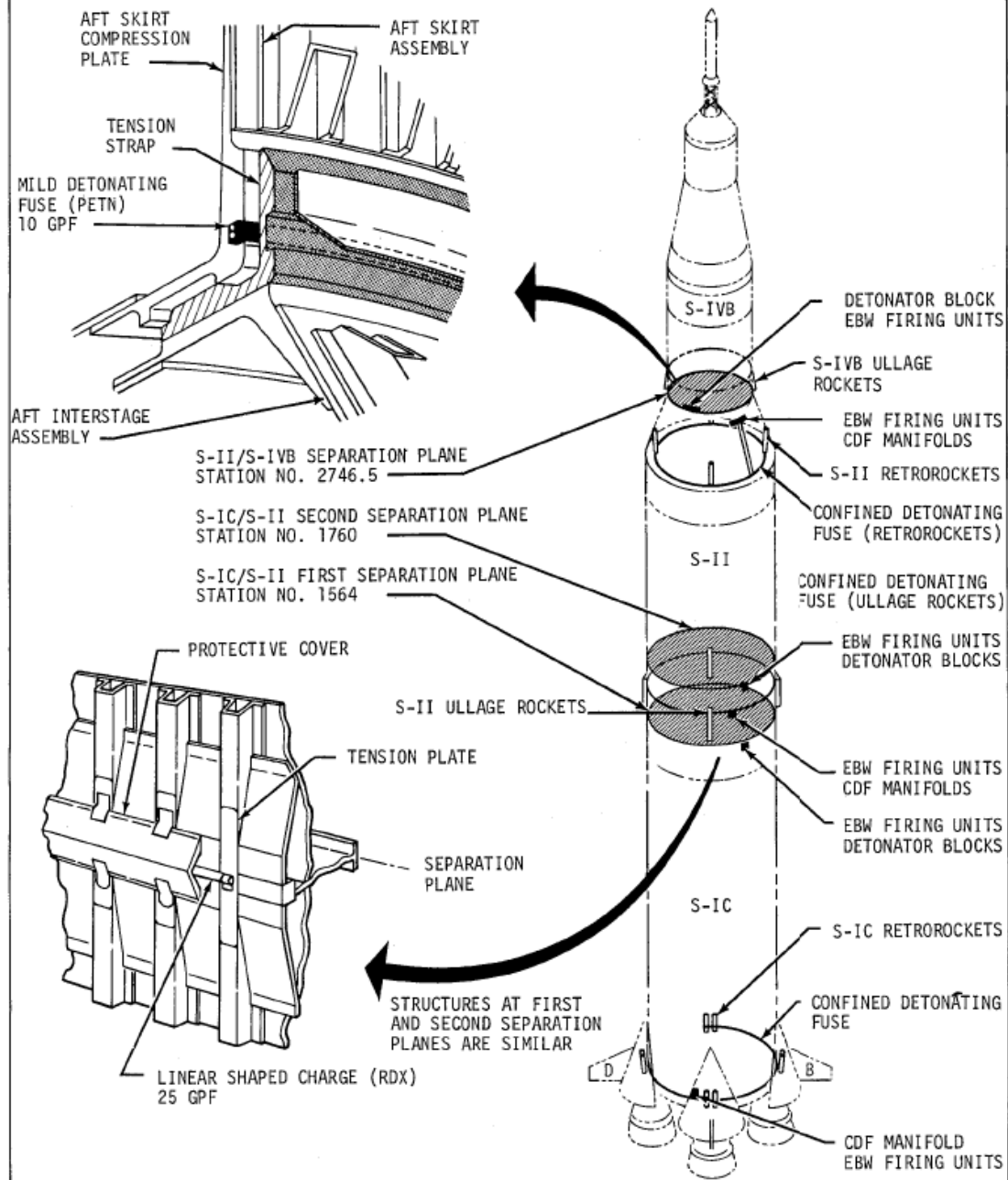
PROPELLANT DISPERSION







STAGE SEPARATION SYSTEMS

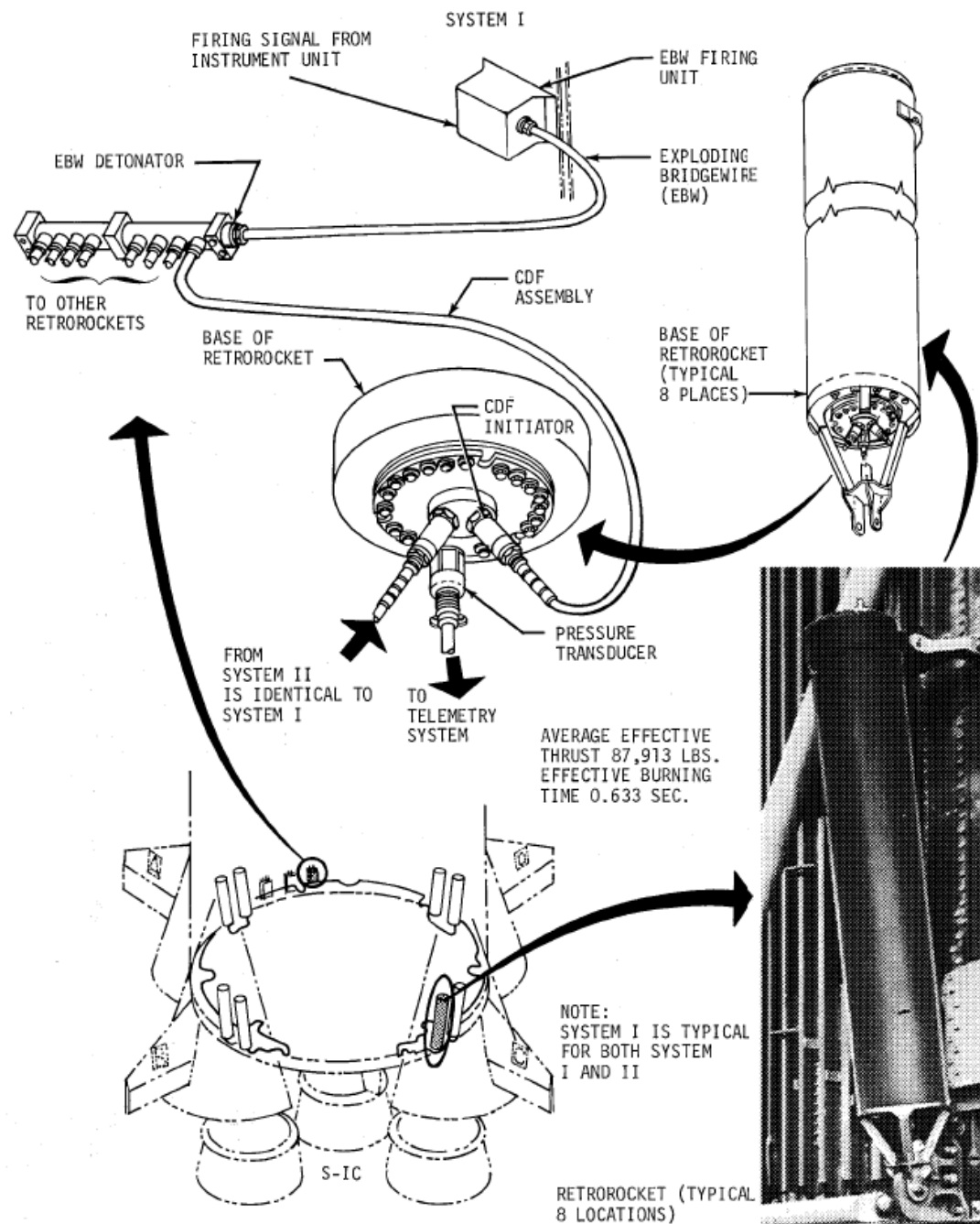




Separacja



RETROROCKETS

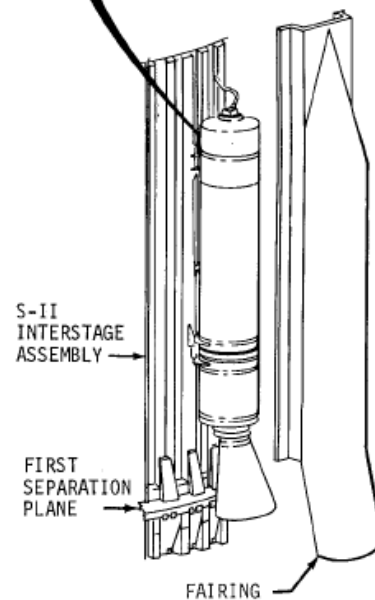
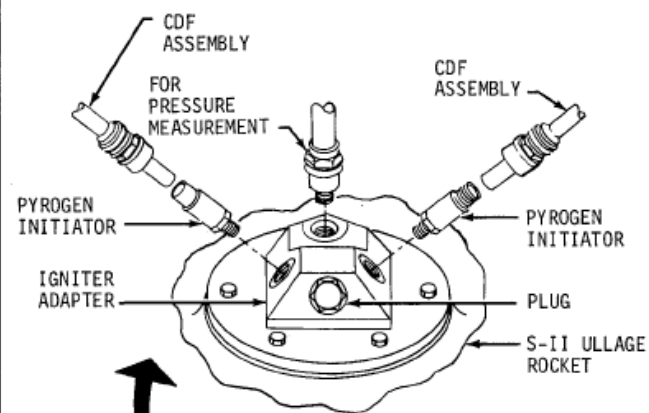




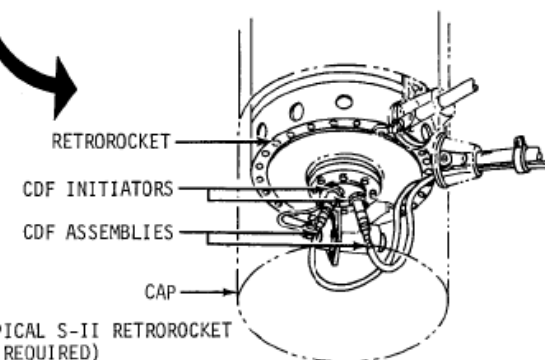
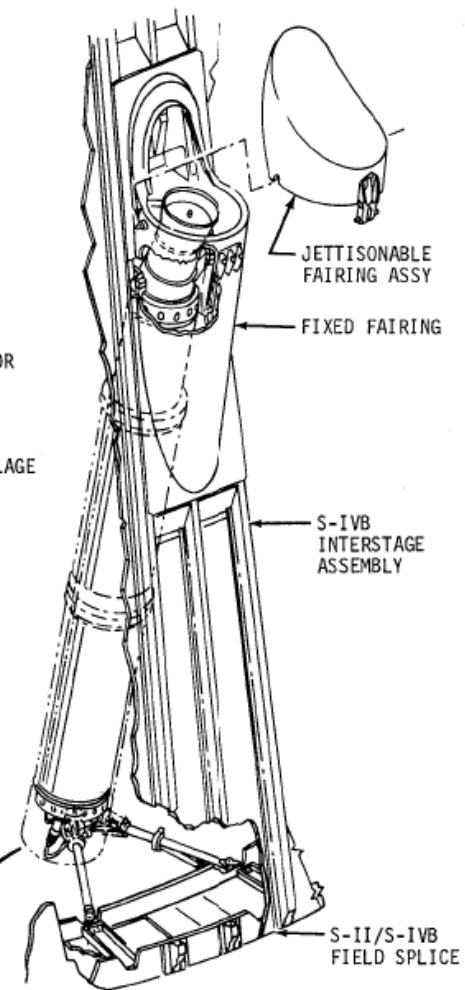
Separacja



S-II ULLAGE AND RETROROCKETS



TYPICAL S-II ULLAGE ROCKET (4 REQUIRED)



TYPICAL S-II RETROROCKET (4 REQUIRED)

Saturn V flight manual

Saturn V news reference

Apollo/Saturn V space vehicle selected structural element review report

Technical information summary Apollo-11 (AS-506)

Technical information summary (AS-501)

Saturn V Stage I (S-IC) Overview

Saturn V – Design Considerations & Launch Issues

<http://www.apollosaturn.com/saturnv.htm>

Young A., „The Saturn-V F-1 Engine. Powering Apollo into History”

THE END