

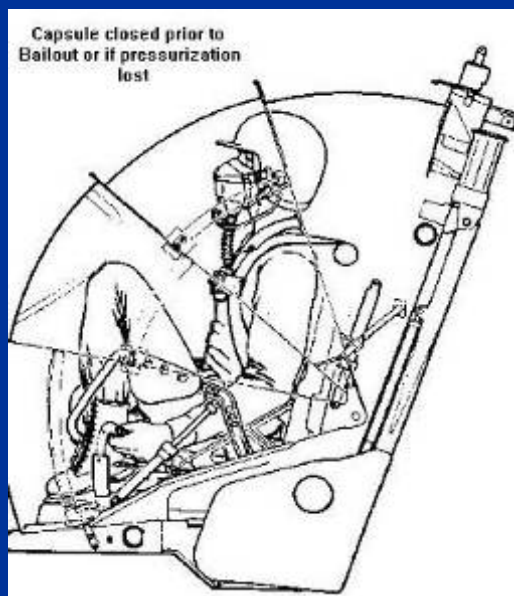
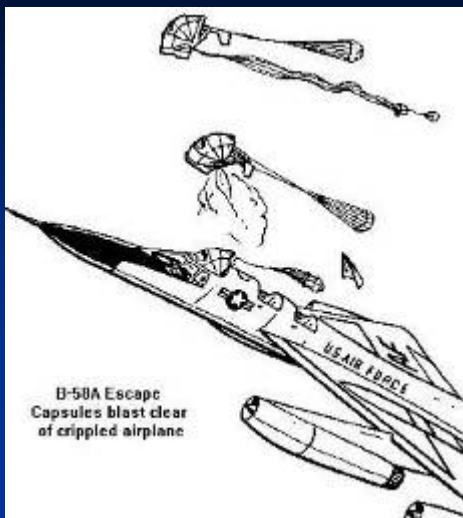
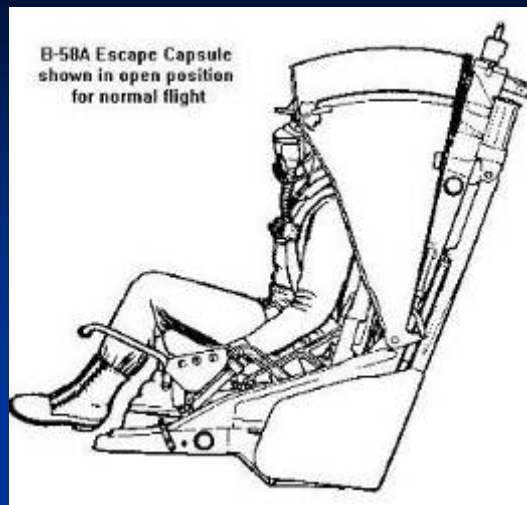
# Záchranné systémy kosmických lodí

(minulost, současnost, budoucnost)

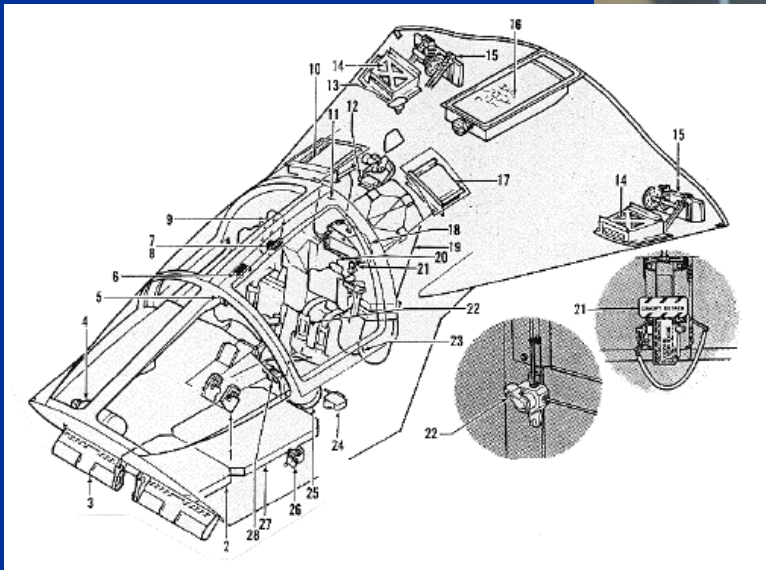
Jiří Kroulík, Planetarium Praha





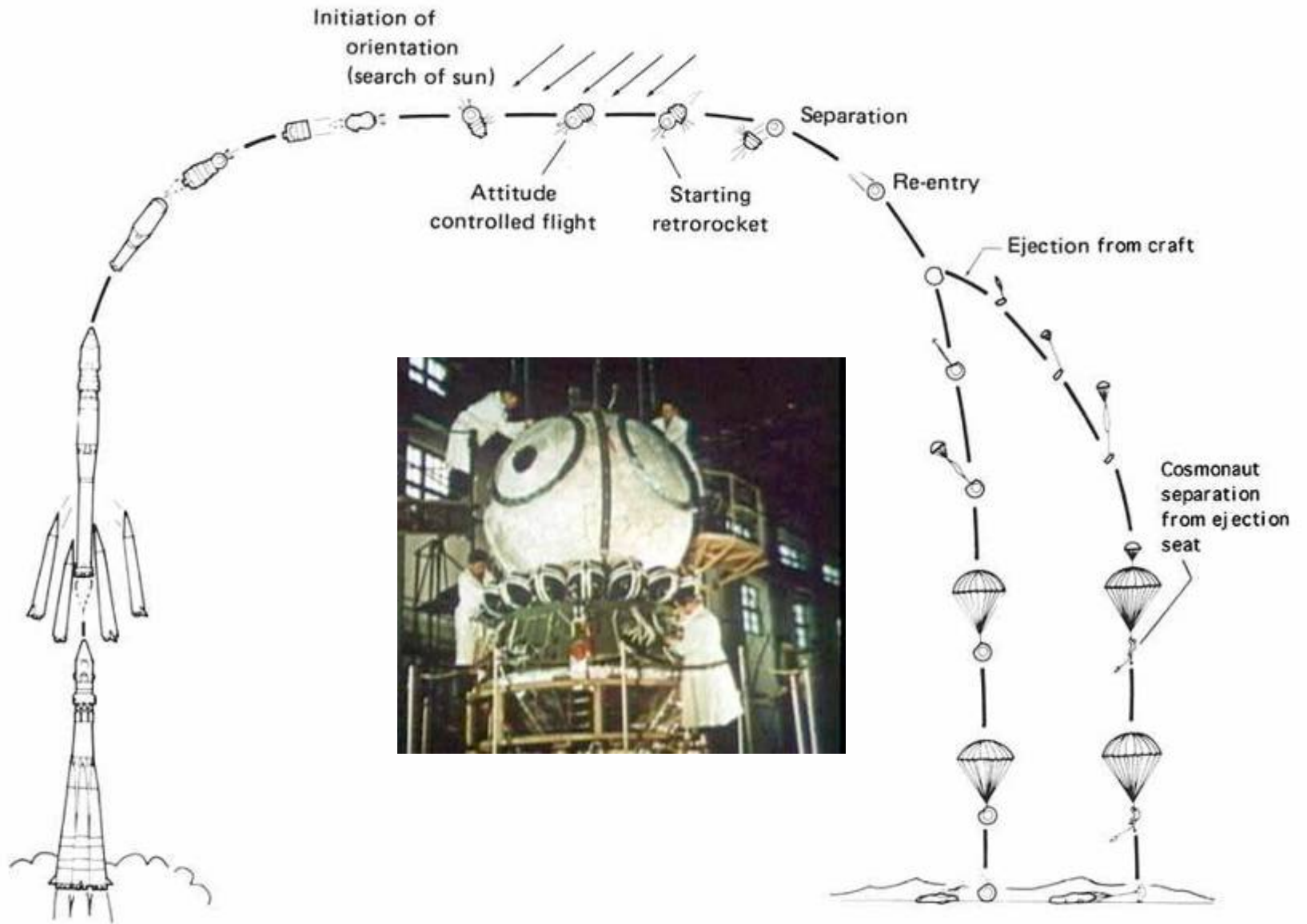


Vystřelovací sedadlo pro bombardér B-58

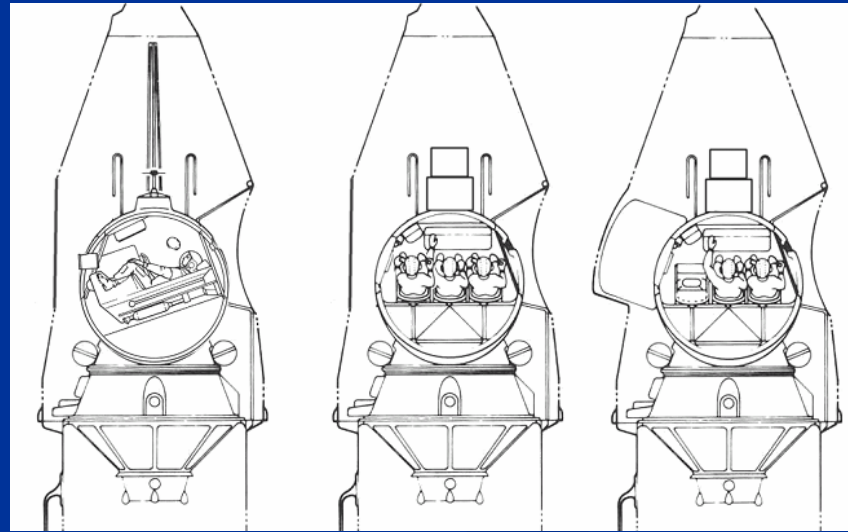


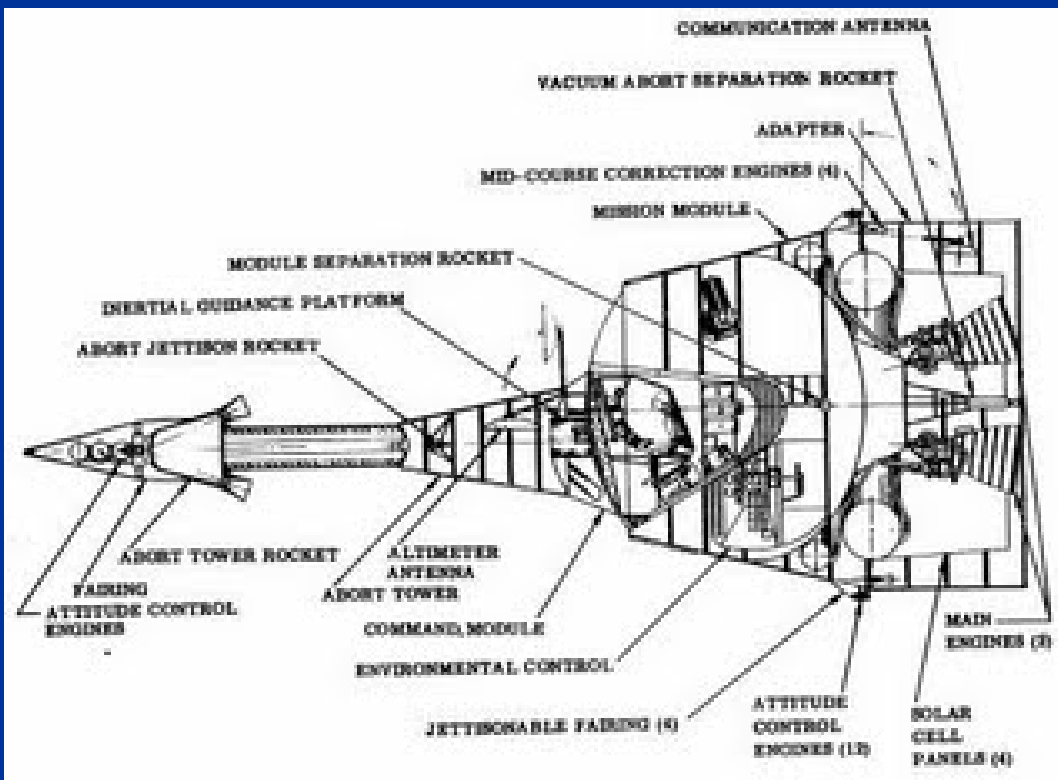
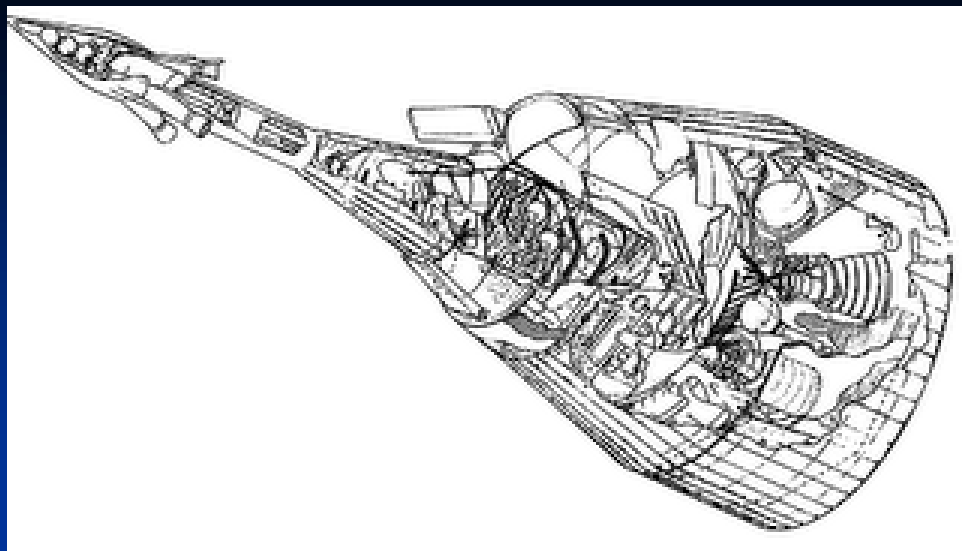








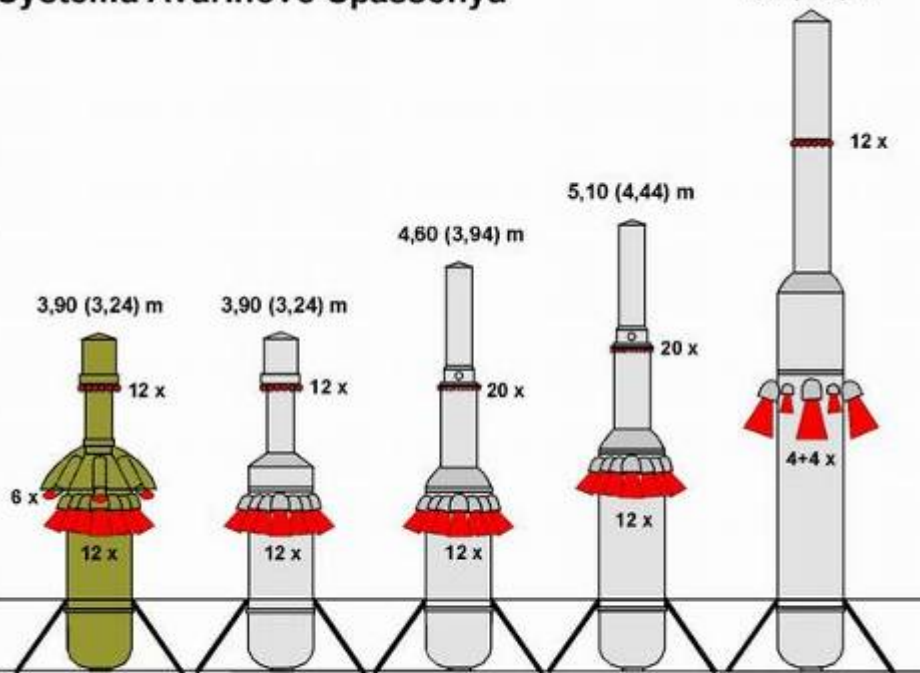






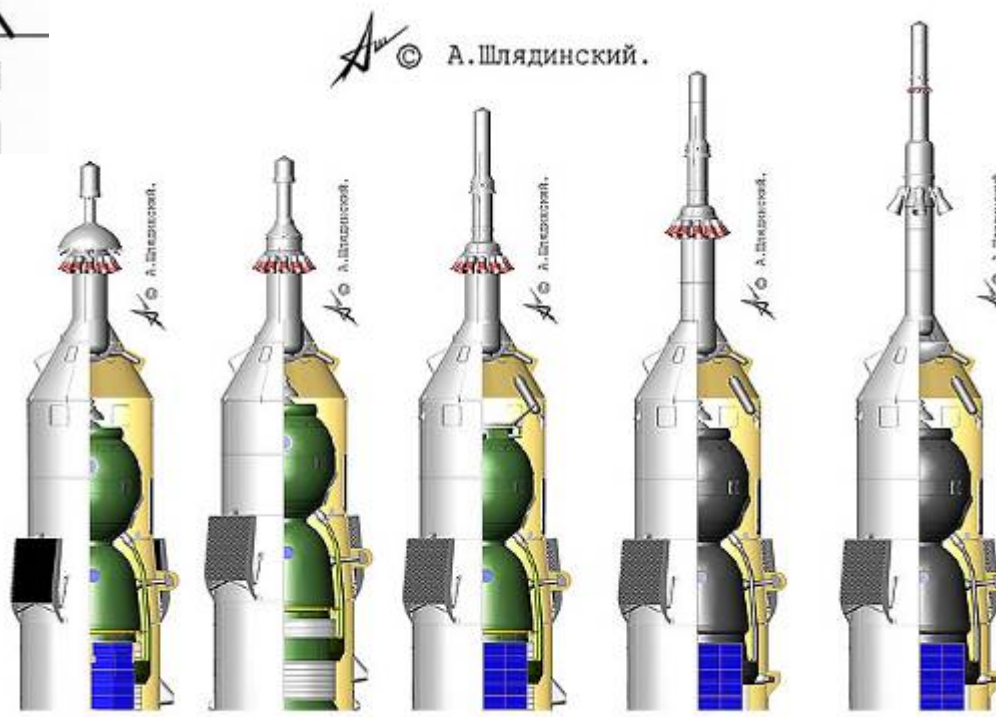


# Systema Avarinovo Spassenya



Type 1 Soyuz 1- 11	Type 1a Soyuz 12- 40 Progress	Type 2 Soyuz 16,19,22 Kosmos ASTP	Type 2a Soyuz T Proton-K (L)	Type 3 Soyuz TM Soyuz TMA
-----------------------	-------------------------------------	---	------------------------------------	---------------------------------

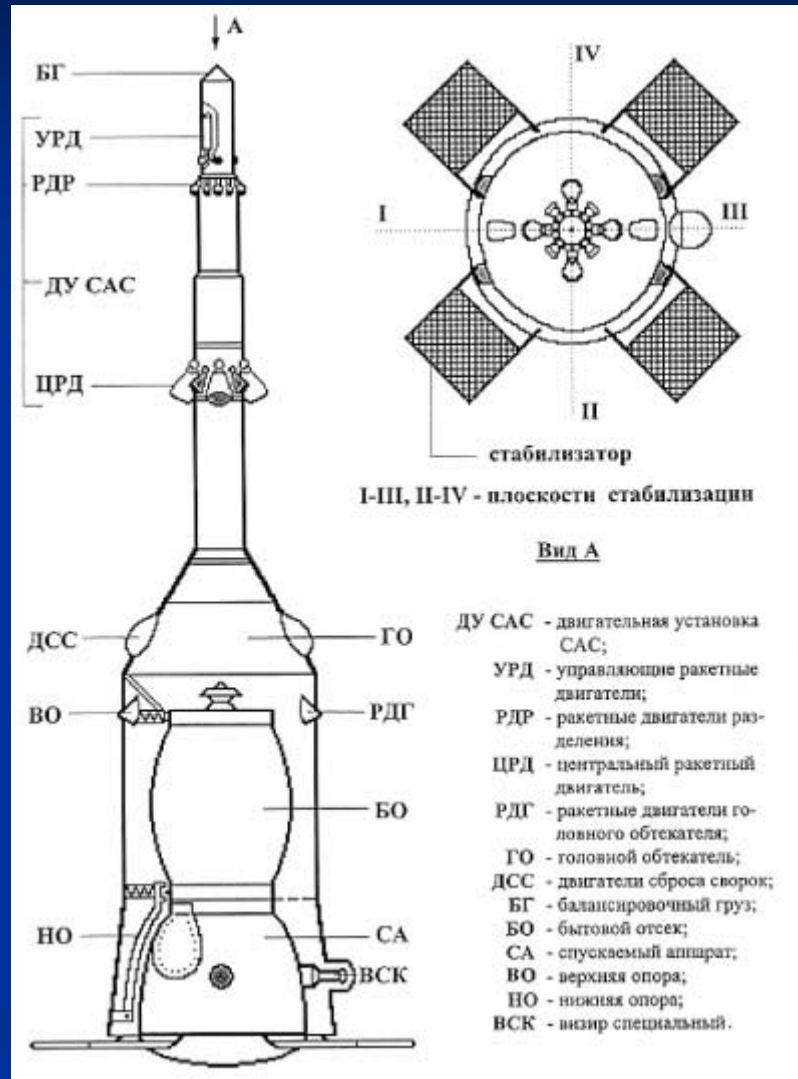
Sojuz (1-11): délka 4200 mm, průměr 1915 mm, hmotnost 1475 kg  
 Sojuz (12-40): délka 4185 mm, průměr 1915 mm, hmotnost 1580 kg  
 Sojuz M (ASTP): délka 5195 mm, průměr 1915 mm, hmotnost 1889 kg  
 Zond: délka 5940 mm, průměr 1400 mm, hmotnost 2070 kg  
 Sojuz T: délka 6040 mm, průměr 1400 mm, hmotnost 2197 kg  
 Sojuz TM: délka 6680 mm, průměr 1415, hmotnost 1971 kg



Тип 1 "Союз-1...11"  
 Тип 1a "Союз-12...40"  
 Тип 2 "Союз-АПАС"  
 Тип 2a "Союз Т"  
 Тип 3 "Союз ТМ"

Jednotlivé typy SAS pro kosmické lodě Sojuz měly údajně následující indexy GUKOS:

- a) 11D828 pro kosmické lodě Sojuz 1 až 11;
- b) 11D828M pro kosmické lodě Sojuz 12 až 40;
- c) 11D855 pro kosmické lodě Sojuz T;
- d) 11D855M pro kosmické lodě Sojuz TM.



## Parametry SAS kosmické lodě Sojuz TMA

Hmotnost: 1975 kg

Výška odhození: 41,44 km

Čas odhození: 113,38 s

Vzdálenost místa dopadu od startu: 336 km

Dopadová oblast: č. 16 (Karagandská oblast) se středem se souřadnicemi 47° 18' 00" s. š. a 67° 14' 00" v. d.

Rozměry dopadové elipsy: 50 x 30 km (azimut delší poloosy elipsy 64°).

Zhruba o 12 km dále dopadají návěsné bloky prvního stupně.

### РАБОТА SAS КОРАБЛЯ «СОЮЗ»

#### Этапы нормального выведения корабля «Союз» на орбиту

1. Конец 1-го этапа: РН выходит из плотных слоев атмосферы, сбрасываются головной обтекатель и ДУ SAS
2. Конец 2-го этапа: отделяется вторая ступень РН
3. Конец 3-го этапа: отделяется третья ступень РН, корабль выходит на орбиту

#### При аварии на последнем участке полета

4. Корабль отделяется от третьей ступени РН, не набрав орбитальной скорости
5. Корабль разделяется на три отсека: ПАО, СА и БО
6. СА выполняет управляемый спуск в атмосфере

#### При аварии на втором участке полета

7. Два верхних отсека корабля отделяются от ракеты
8. Производится разделение СА и БО
9. СА выполняет баллистический спуск в атмосфере

#### При аварии на первом участке полета

10. ДУ SAS отравляет и уводит от ракеты два верхних отсека корабля, укрытых обтекателем. На нижнем краю обтекателя раскрываются четыре парашюта стабилизатора
11. СА и БО разделяются под обтекателем, ДУ SAS уводит обтекатель с БО от СА
12. СА выполняет парашютный спуск

#### Посадка

Непосредственно перед касанием грунта СА включает двигатели мягкой посадки

#### СОКРАЩЕНИЯ

РН — ракета-носитель  
ДУ SAS — дистанционная установка системы аварийного спасения  
БО — боковой отсек (головной, черный)  
СА — спускаемый аппарат (средний отсек)  
ПАО — приборно-агрегатный отсек (белый цилиндрический)

Старт

Посадка



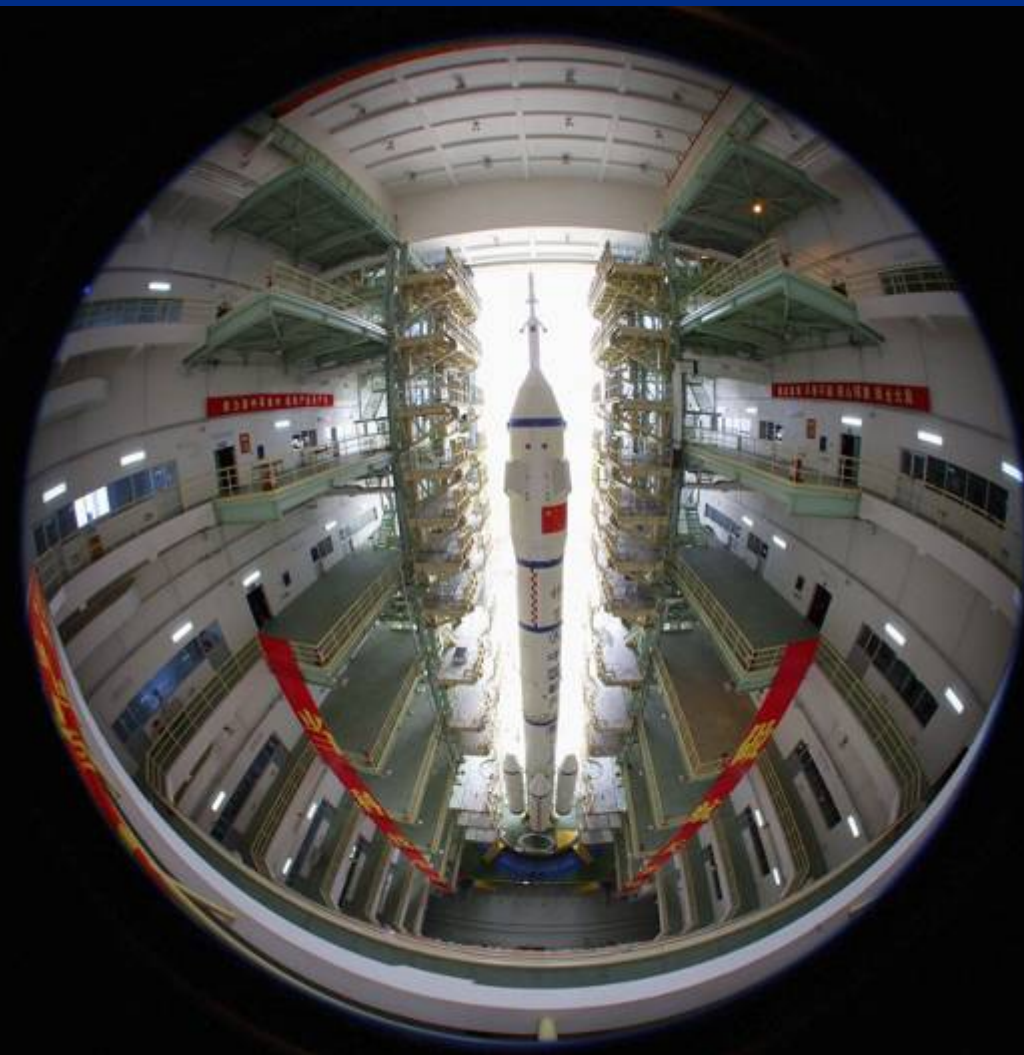
Posádka Sojuzu T-10A –  
V. Titov (velitel, vlevo) a  
G. Strelakov



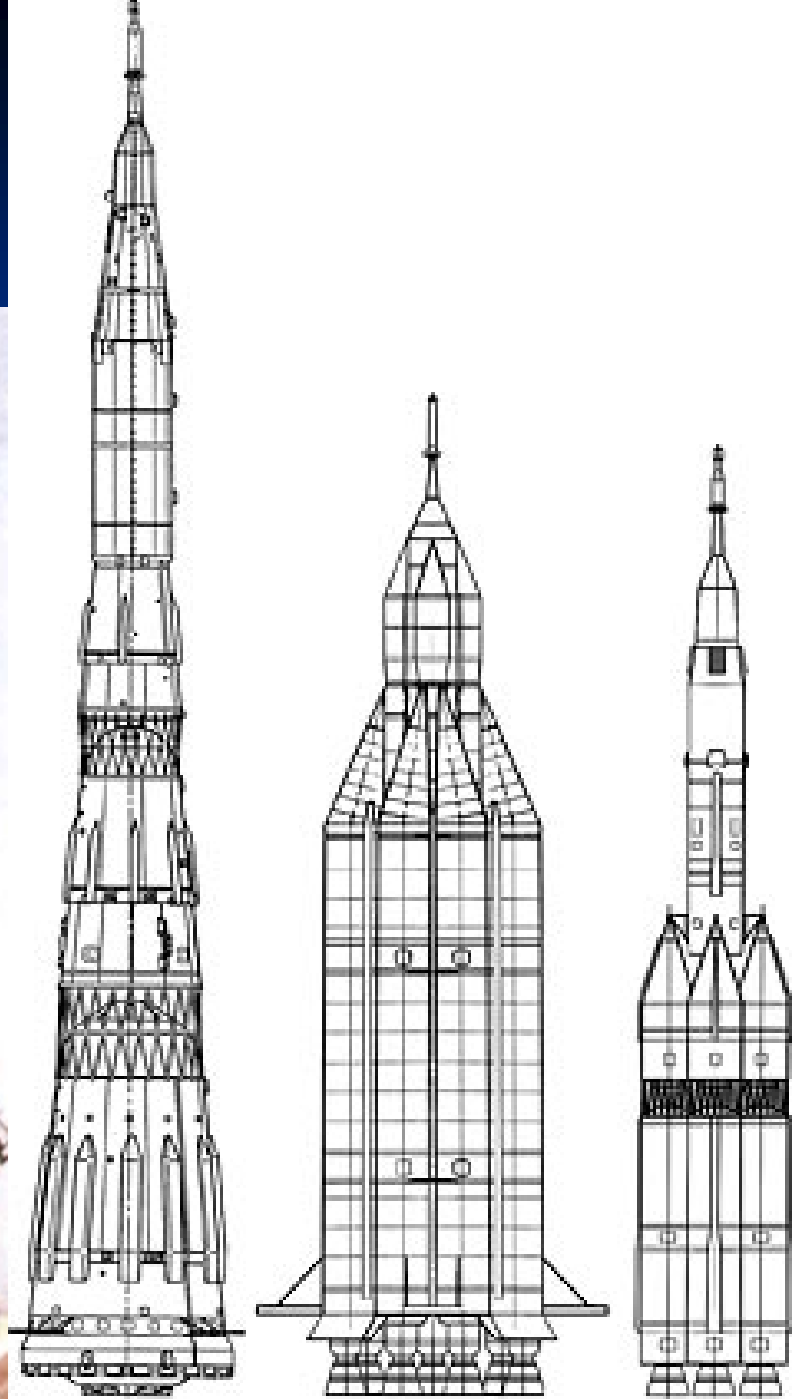
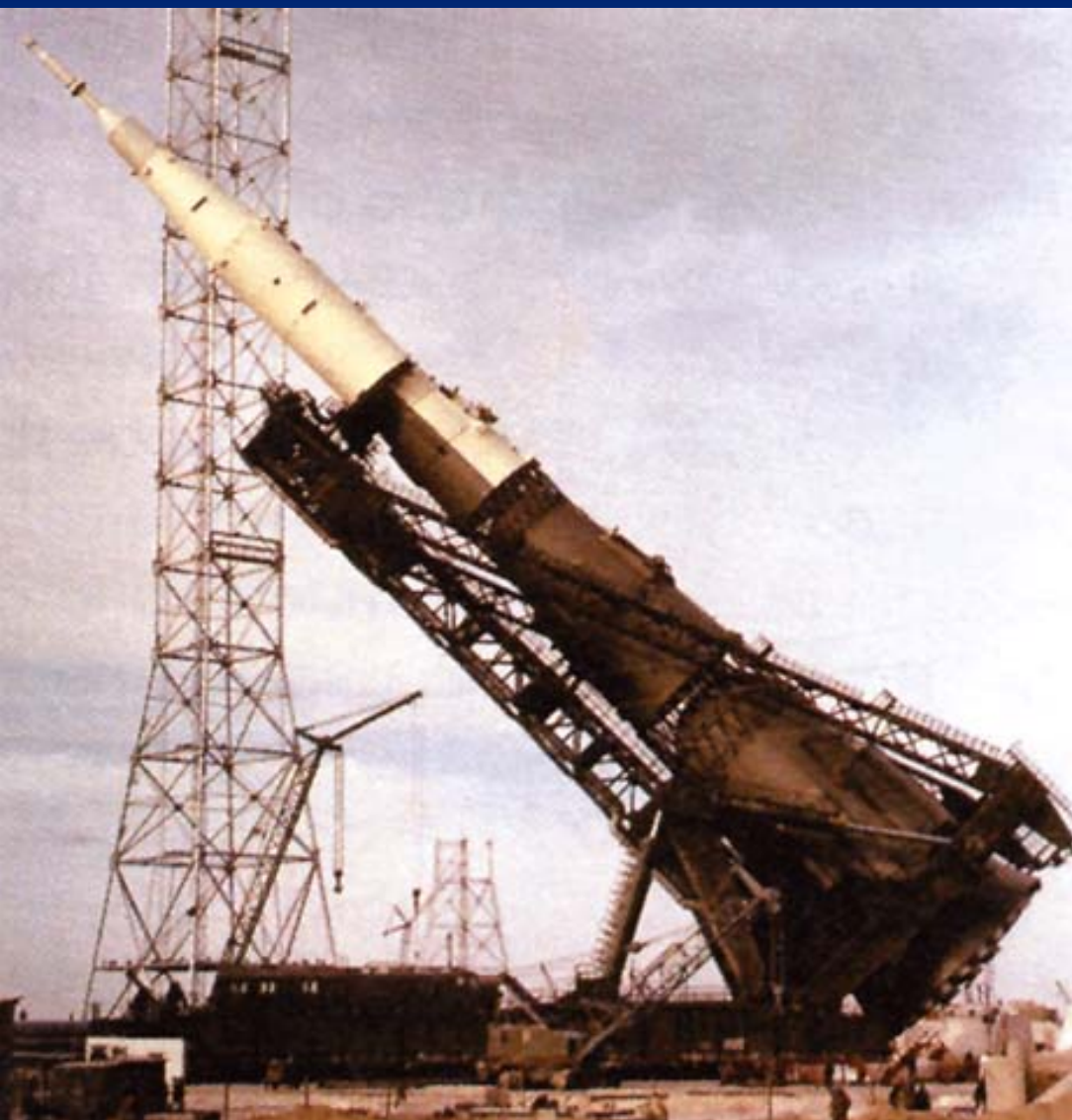


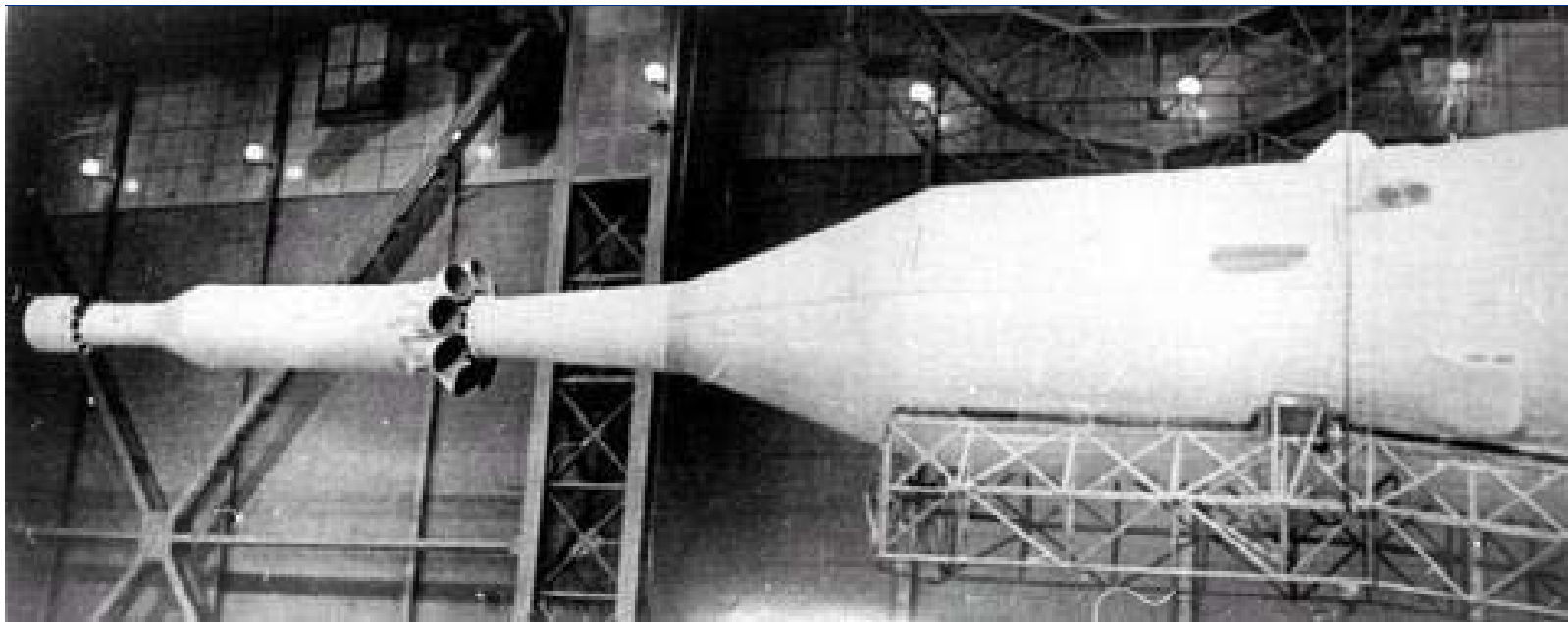
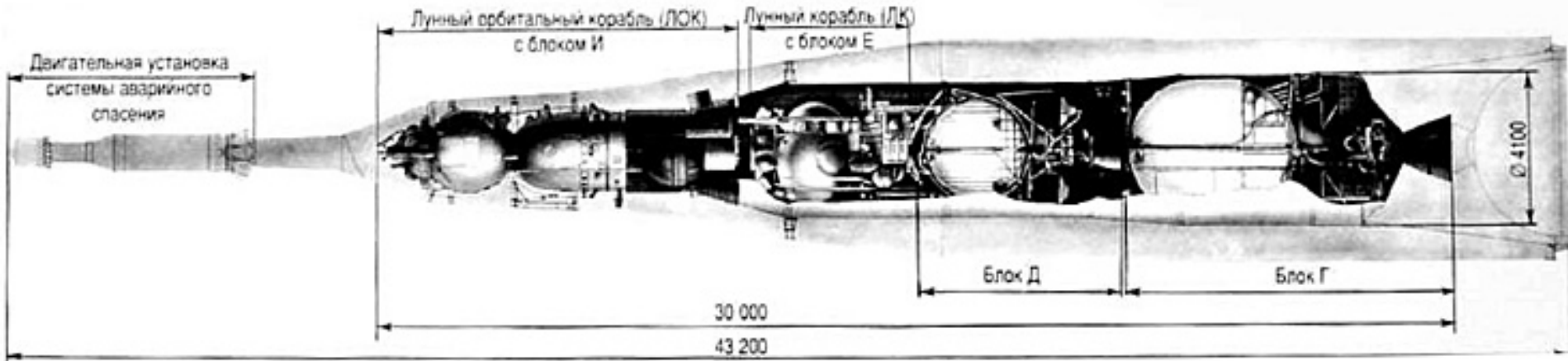


Záchranný systém čínské kosmické lodě



Ruské superrakety pro let na Měsíc



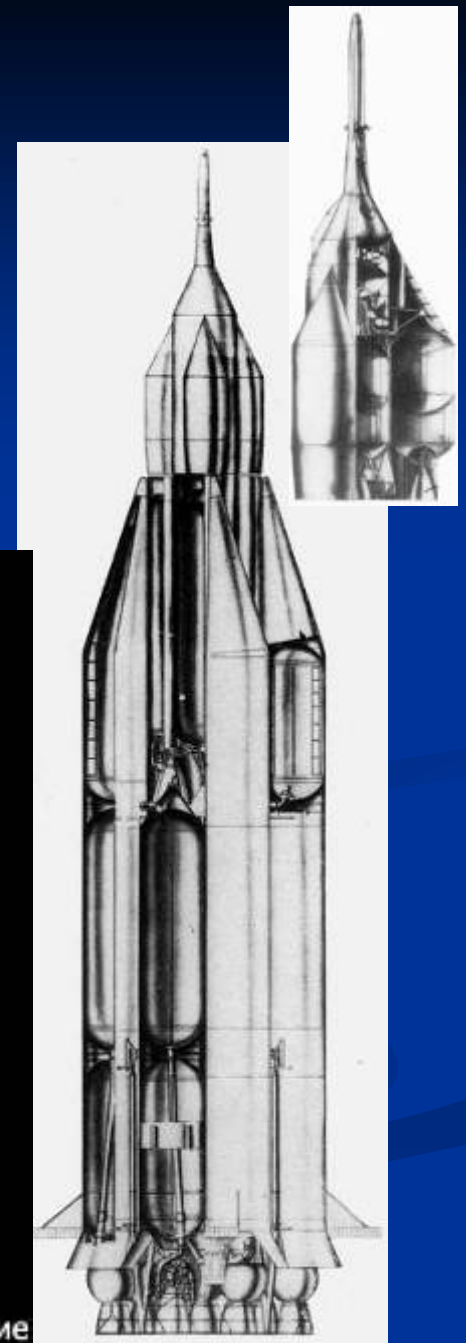
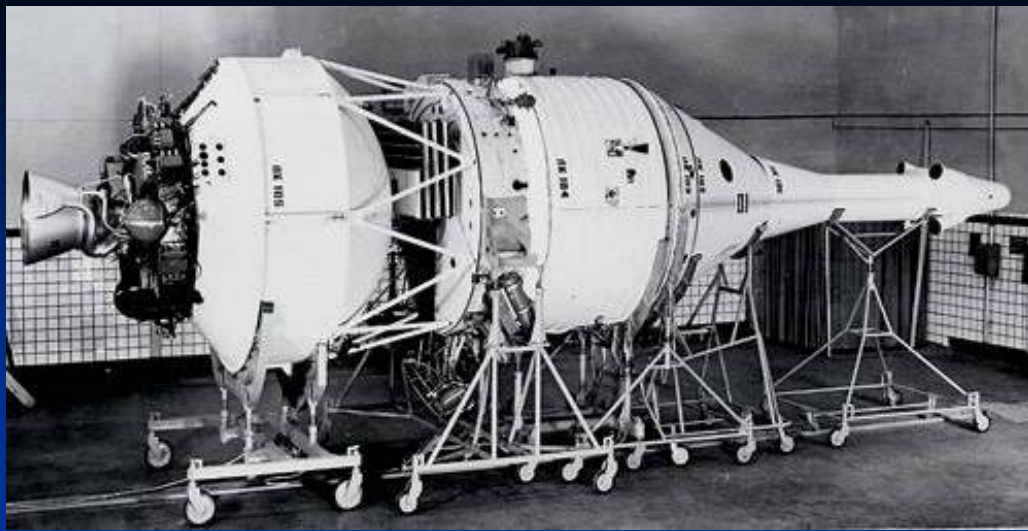


Aerodynamický kryt bloku L-3 měl délku 40 m, průměr kolem 6 m a hmotnost zhruba 21 t, z nichž na SAS připadalo 7 t

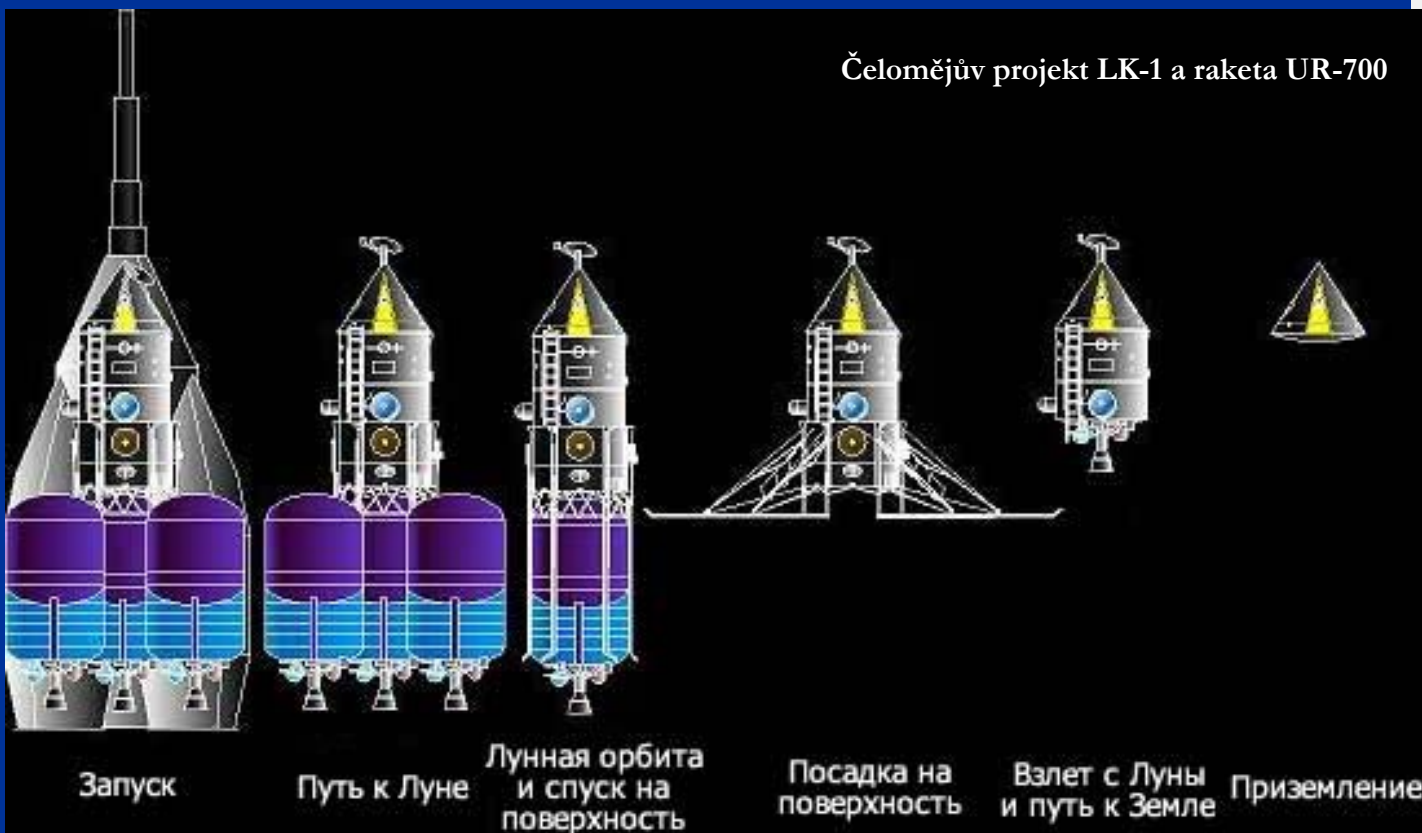
## Zkušební lety rakety N1

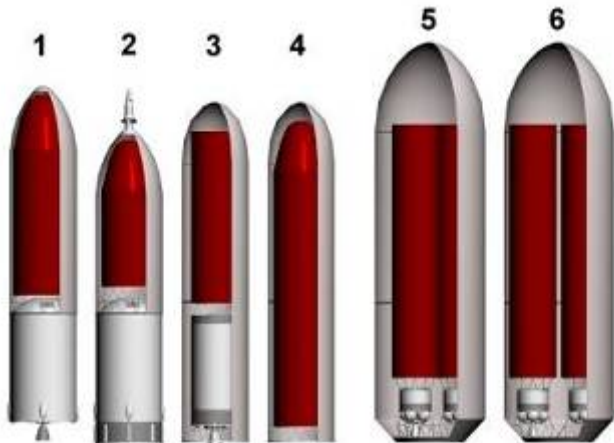
1. 2. 3. 7. 1969 ve 23.18.32 moskevského času, raketa Ju15005 s lodí 7K-L1A
2. 27. 6. 1971 v 02.1508 moskevského času, raketa Ch15006 s maketou L3(LOK+LK)
3. 21. 2. 1969 ve 12.18.07 moskevského čas, raketa V1503 s lodí 7K-L1A (1F92) o hmotnosti 6900 kg
4. 23. 11. 1972 v 09.11.55 moskevského času, raketa 15007 s lodí L3 (funkční LOK + maketa LK)



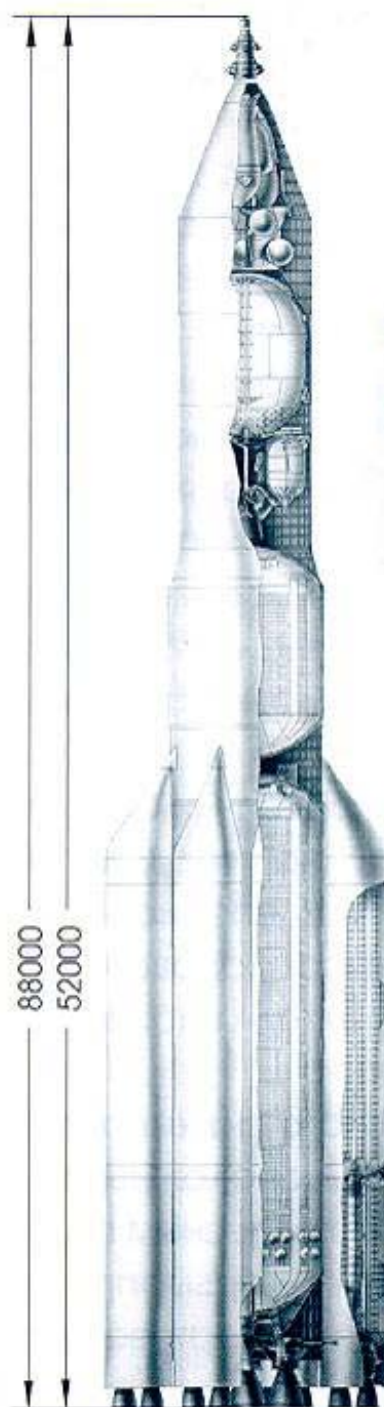


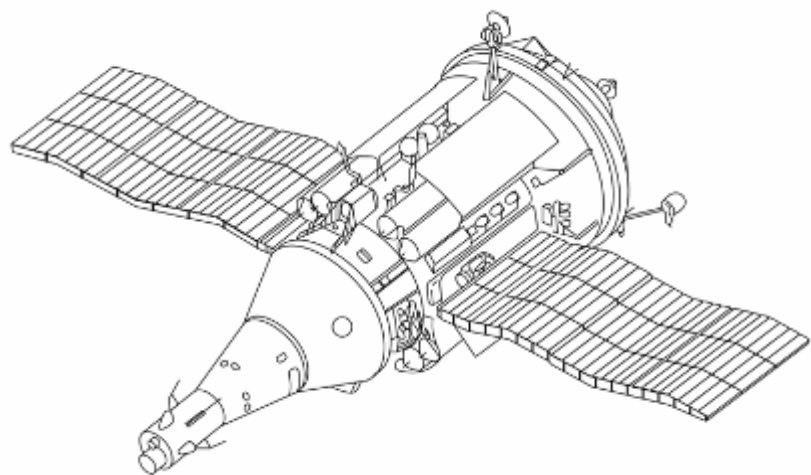
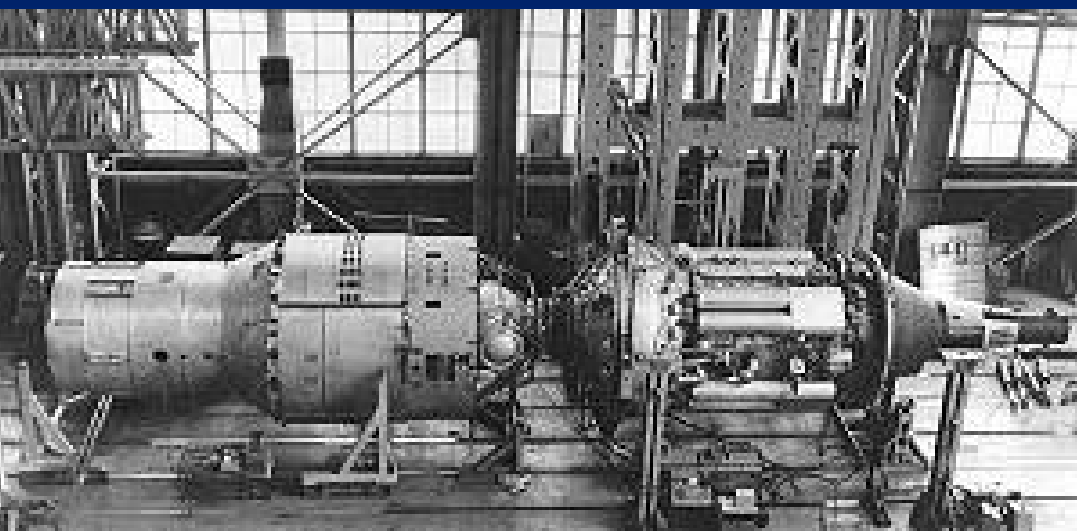
### Čelomějův projekt LK-1 a raketa UR-700





1. 3-ступенчатый грузовой вариант с РБ "Везувий"
2. 3-ступенчатый пилотируемый вариант с РБ "Везувий"
3. 2-ступенчатый грузовой вариант с использованием РБ "Смерч"
4. 2-ступенчатый грузовой вариант
5. "Широкая" компоновка с 3-мя ПГ в виде пакета. Индивидуальное выведение при помощи РБ "ДМ-2"
6. То же с 2-мя ПГ

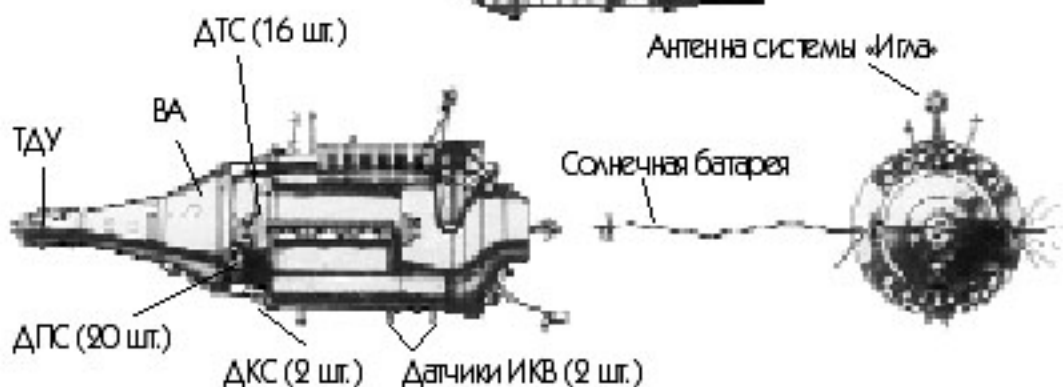




Головной обтекатель      Промежуточный отсек



Рис. КБ «Самолет»



Se zajímavým řešením havarijního systému přišla Čelomějova konstrukční kancelář u nákladní lodě TKS, součásti orbitálního komplexu Almaz (toto řešení si NPOmaš patentoval). U tohoto řešení bylo možné v případě havárie použít k oddělení návratové kabiny jak motoru záchranného systému (ADU), tak brzdícího motoru pro sestup z oběžné dráhy (TDU). Umožnilo to snížit hmotnost záchranného systému a současně poskytovalo tři možné varianty nouzového použití se třemi úrovněmi přetížení - společný zážeh motorů ADU a TDU, samostatná funkce motoru ADU a samostatná funkce motoru TDU (mohl být použit po odhození motoru ADU).

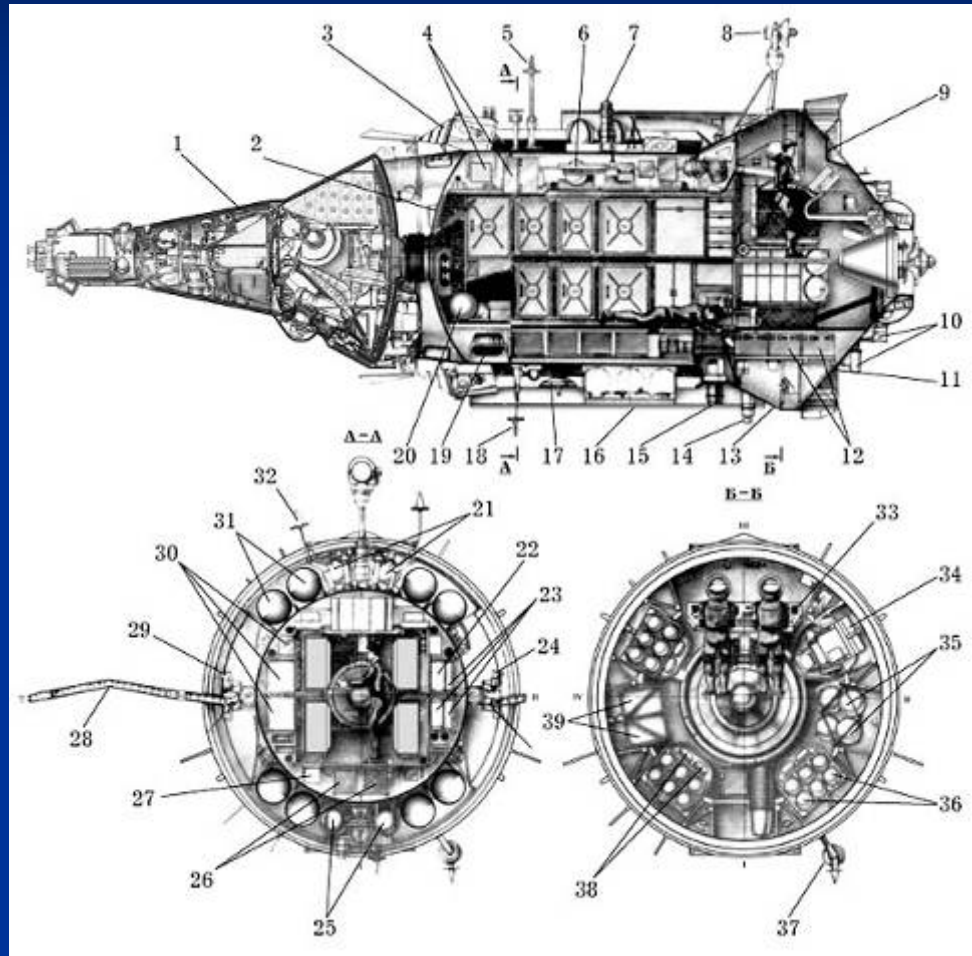


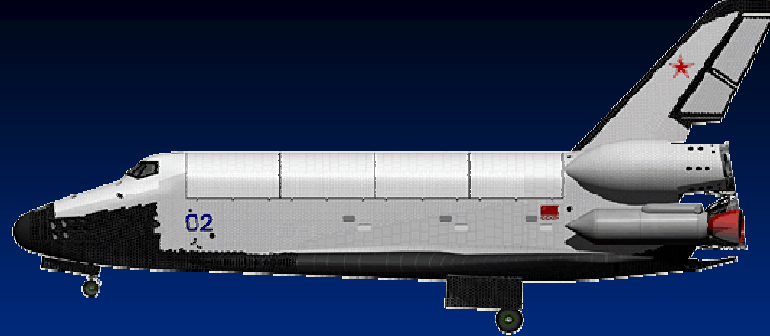


V letech 1975-1979 se na komplexu č. 51 kosmodromu Bajkonur uskutečnilo 5 zkoušek systému SAS návratové kabiny FGB (podle jiných zdrojů pouze 4, a to 23. 4. 1975, 2. 8. 1976, 20. 10. 1978 a v březnu 1979). Na vypouštěcím stole původně používaném pro rakety R-9A, byl montován imitátor horní části FGB s návratovou kabinou a systému SAS. Po povelu „havárie“ se zažehovaly současně motory ADU a TDU o celkovém tahu 86 t.

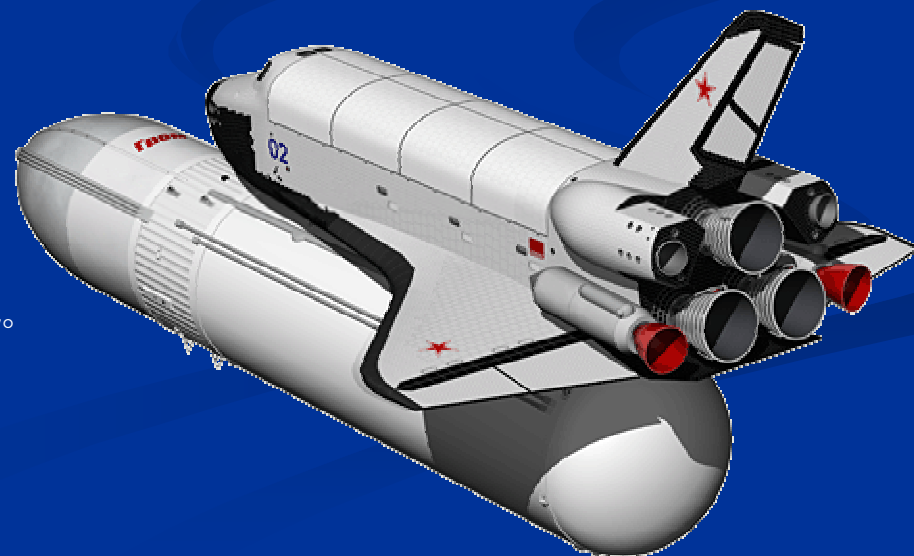
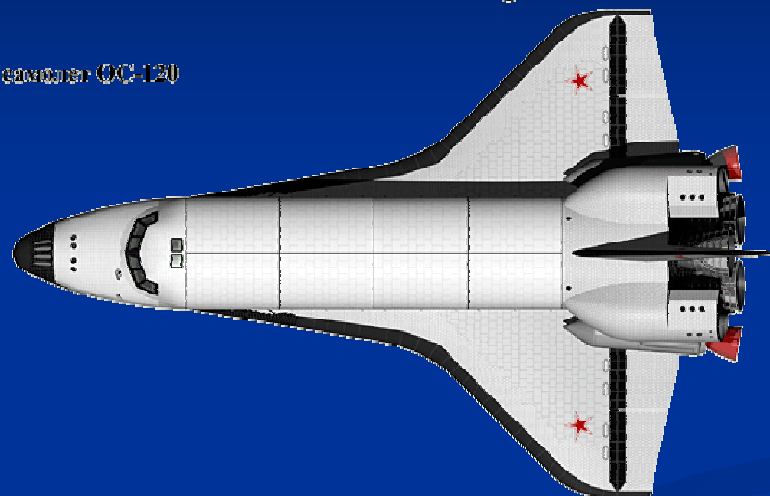


Vlastnosti návratových kabin TKS při sestupu z oběžné dráhy se měly testovat při pěti letových zkouškách prostředků 82LB72 vynášených raketami Proton (realizovány pouze 4 experimenty). Při zkouškách se na maketu nákladní lodě TKS upevňovaly vždy dvě návratové kabiny, přičemž horní byla opatřena motory ADU a TDU, spodní pak pouze motorem TDU.





Orbitální nosič OS-120

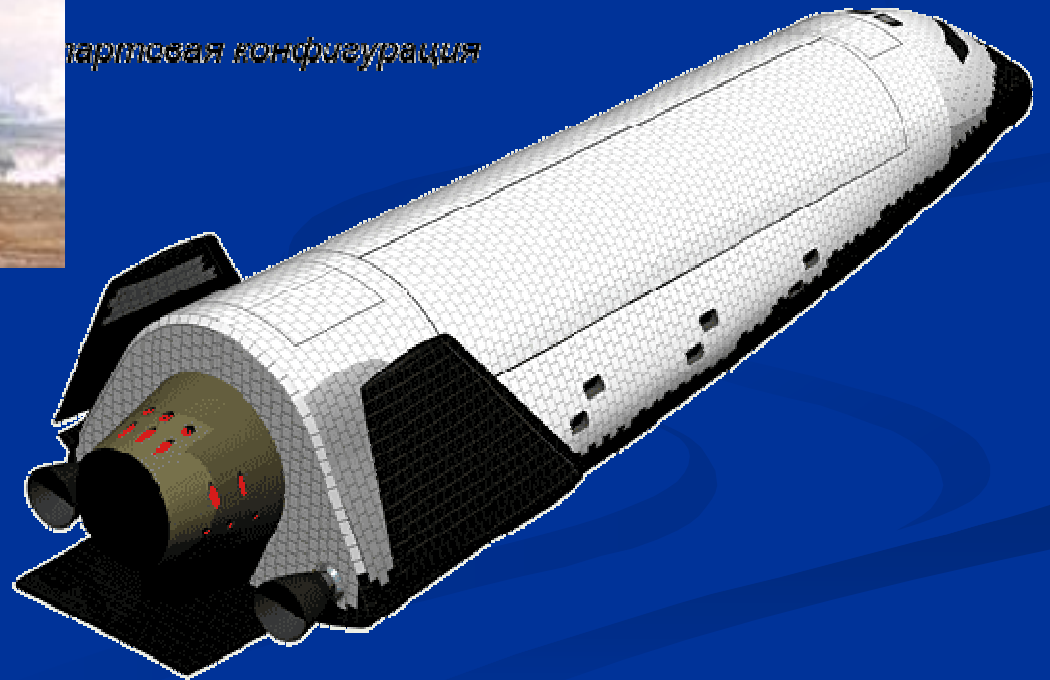


Mnohonásobně použitelný dopravní prostředek s družicovým stupněm OS-120, s nosnou kapacitou na dráhu se sklonem  $50,7^\circ$  ve výšce 200 km 30 t. Vzletová hmotnost 15,35 t, po odhození motorů SAS 119,35 t. Systém SAS představovaly 2 motory na TPL o hmotnosti po 18 až 20 t (2x 14 t TPL) o tahu 2x 350 t (měrný impuls 2350/2550 Ns/kg)

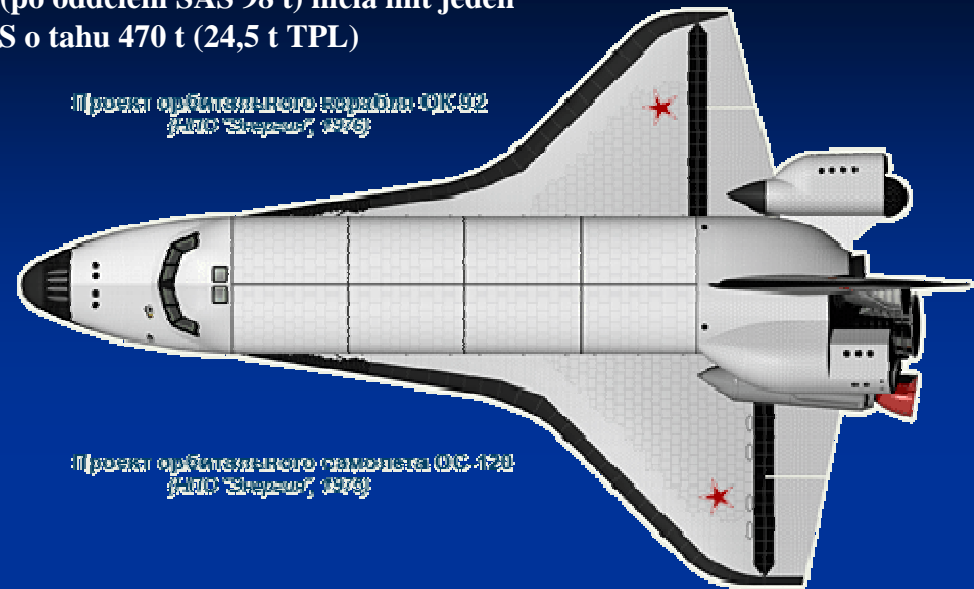


*картесовая конфигурация*

**Mnohonásobně použitelný dopravní prostředek MTK-VP (hmotnost po oddělení systému SAS 88 t), nosná kapacita na dráhu se sklonem  $50,7^\circ$  ve výšce 200 km měla být 30 t, hmotnost nákladu dopravovaného z oběžné dráhy až 20 t**

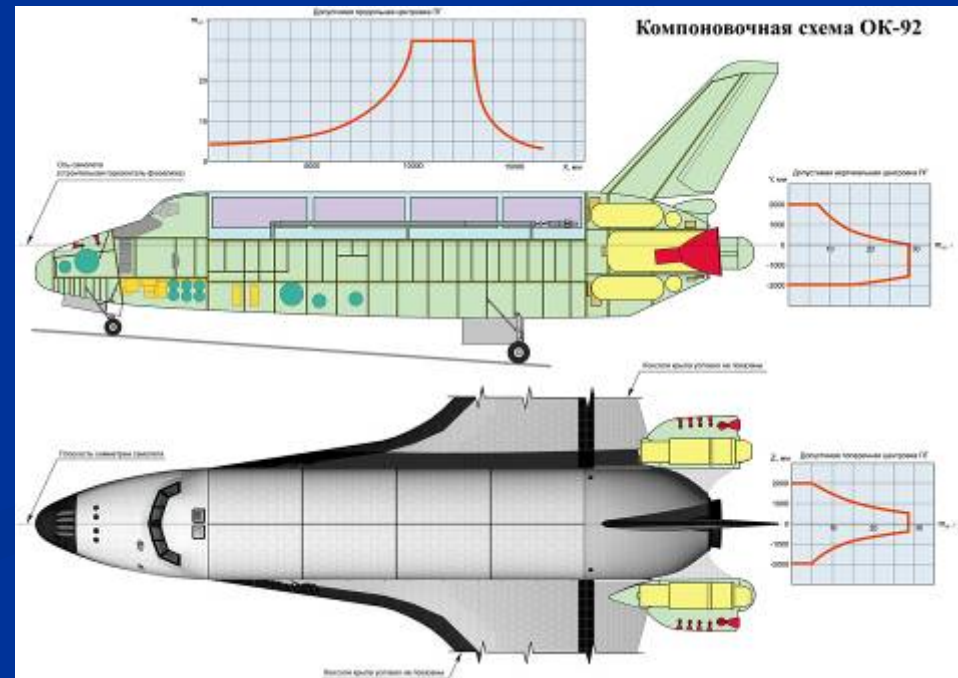


Varianta MKS s orbitálním stupněm OK-92 o vzletové hmotnosti 116,5 t (po oddělení SAS 98 t) měla mít jeden motor systému SAS o tahu 470 t (24,5 t TPL)



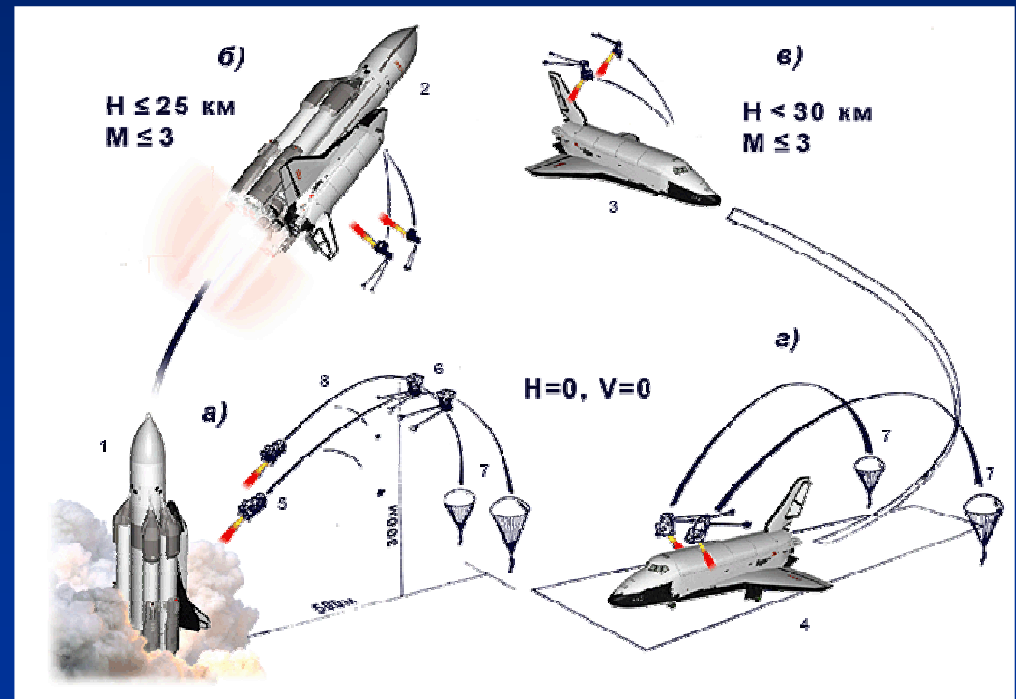
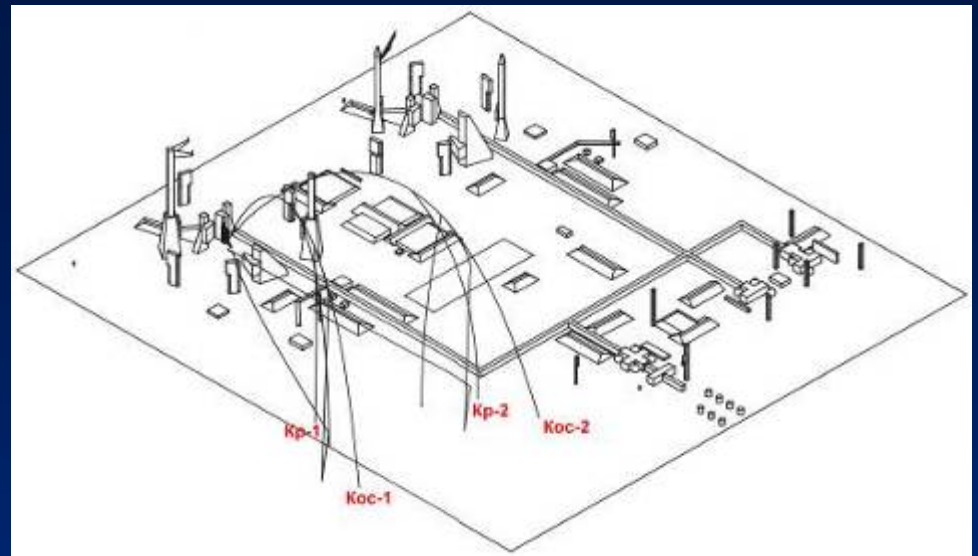
Проект орбитального корабля ОК-92  
(АНО «Буран», 1976)

Проект орбитального корабля ОК-170  
(АНО «Буран», 1976)



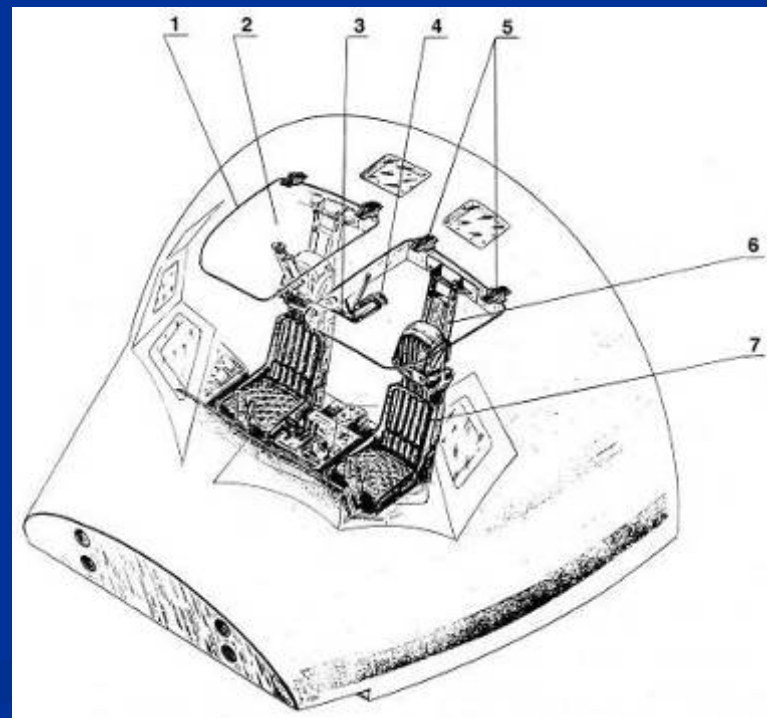
Kosmoplán Buran měl být vybaven vystřelovacími sedadly K-36RB konstrukční kanceláře Zvezda, schopnými zabezpečit záchranu kosmonautů na vypouštěcí rampě a za letu do rychlosti M 2,5 a výšky 25 km; vystřelovací sedadla byla vyzkoušena při startech 5 nákladních lodí Progress:

- 10. 9. 1988 - lod' Progress 38;
- 25. 12. 1988 – lod' Progress 39;
- 10. 2. 1989 - lod' Progress 40;
- 16. 3. 1989 – lod' Progress 41;
- 5. 5. 1990 – Lod' Progress 42

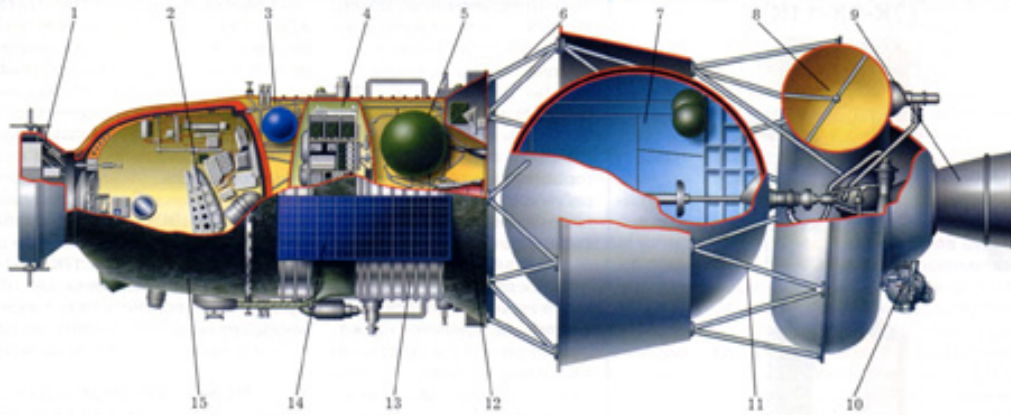




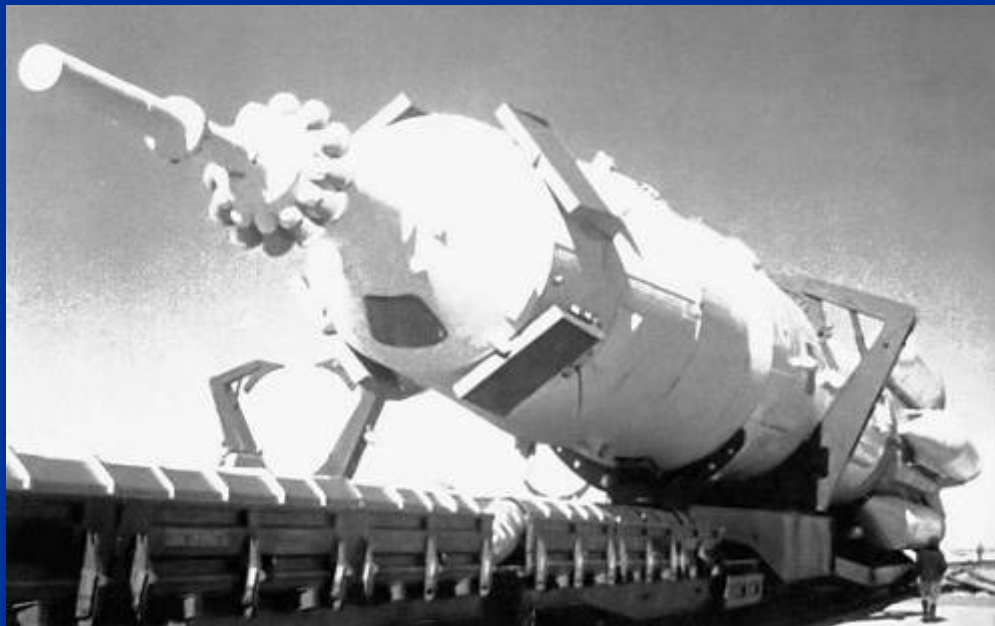
**Raketové vystřelovací sedadlo K-36RB a záchranný skafandr Striž.** Sedadlo je opatřeno dvěma raketovými motory na TPL (tah 600 a 3000 kg) a vzdálí kosmonauta v případě nebezpečí ještě na vypouštěcí rampě do vzdálenosti 500 m při max. výšce dráhy 300 m; sedadlo je použitelné při vzletu až do výšky 25 km a rychlosti M 3, při návratu od výšky 30 km a a rychlosti M 3



### Корабль 7К-Л1 (11Ф91) с разгонным блоком Д



- 1 – оловянный конус, сбрасываемый перед стартом к Луне; 2 – кресла космонавтов с ложементами; 3 – переходной отсек; 4 – приборный отсек; 5 – агрегатный отсек с корректирующей двигательной установкой; 6 – переходная ферма; 7 – сферический бак с окислителем; 8 – торовый бак с горючим; 9 – двигательная установка разгонного блока; 10 – блок обеспечения запуска; 11 – переходная межбаковая ферма; 12 – хвостовая юбка корабля; 13 – приборно-агрегатный отсек корабля; 14 – панель солнечных батарей (сложена); 15 – спускаемый аппарат







DYNA-SOAR EJECTION SEAT

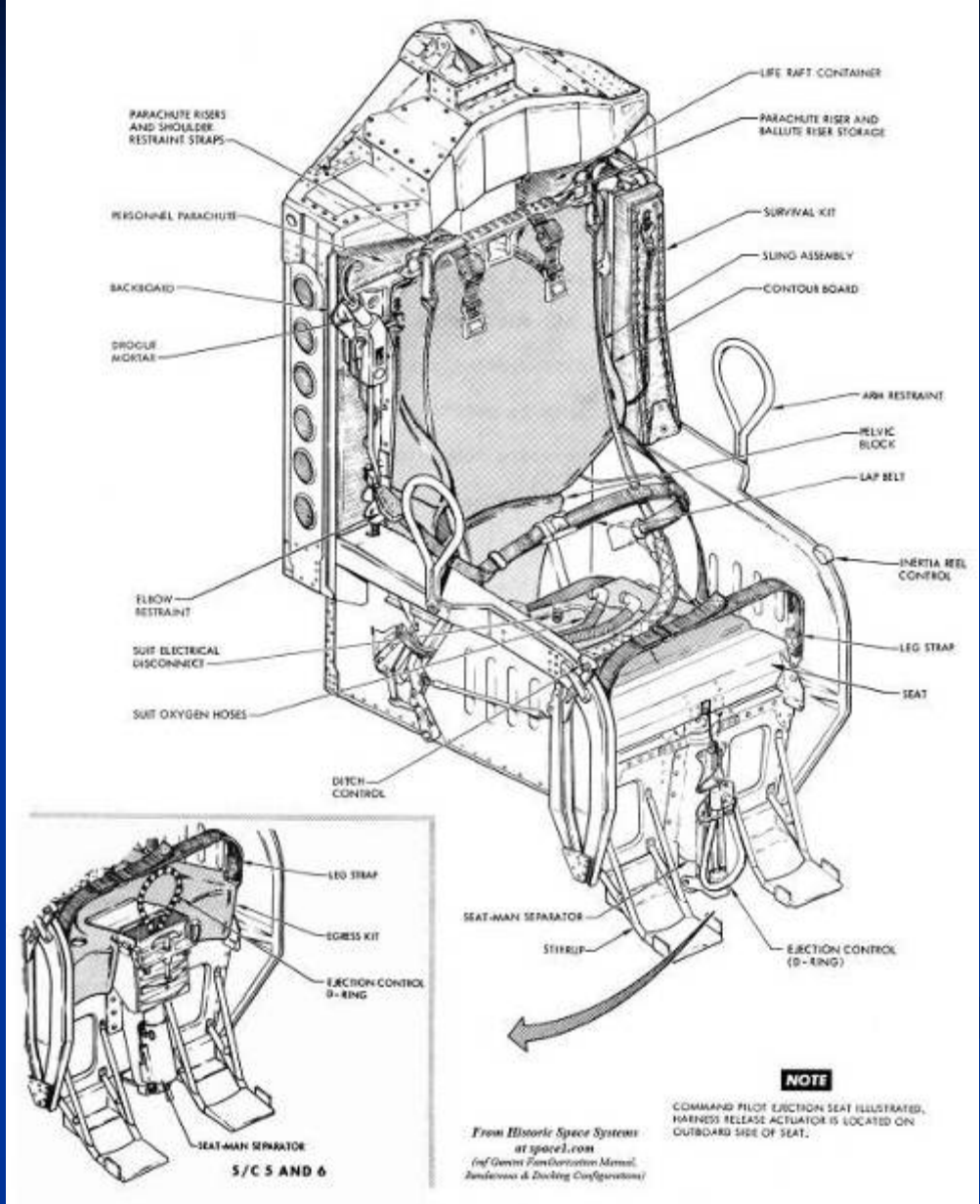
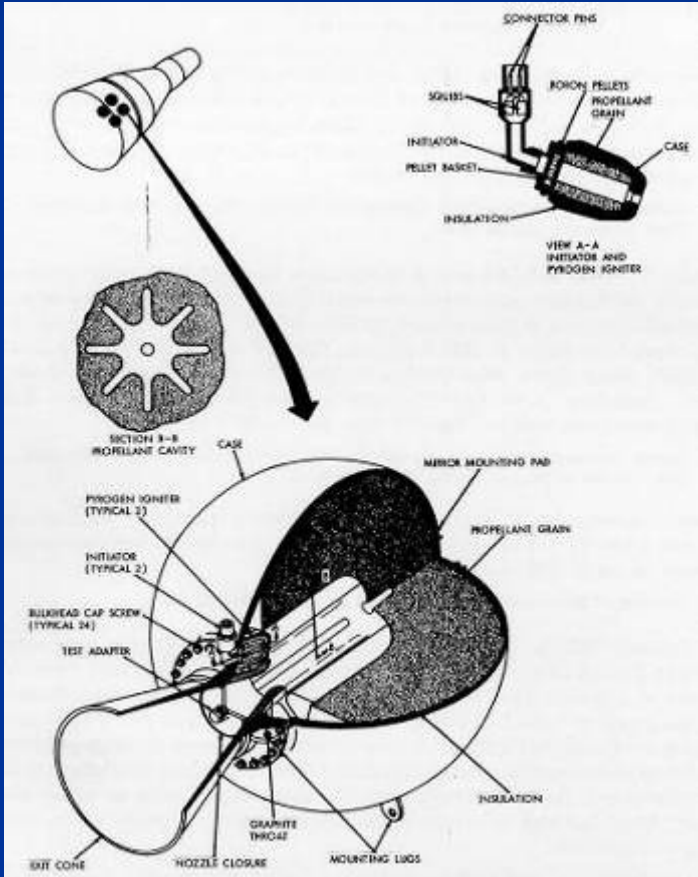


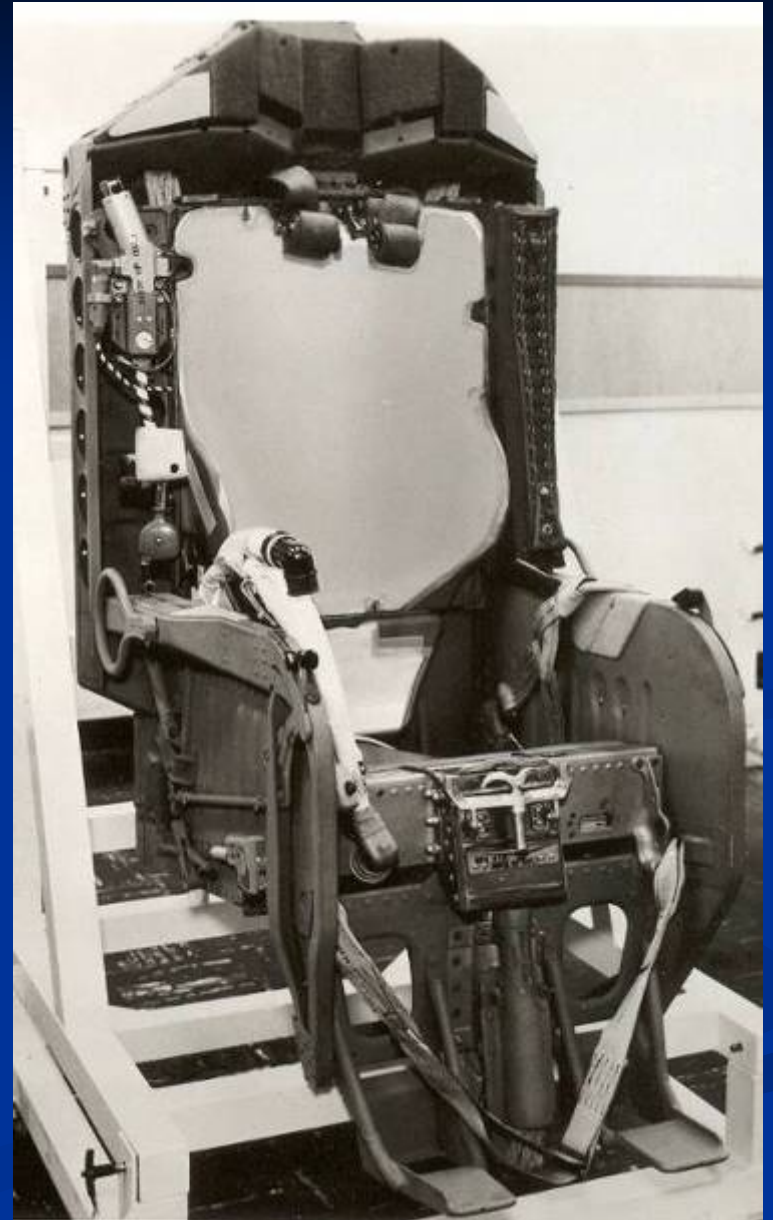
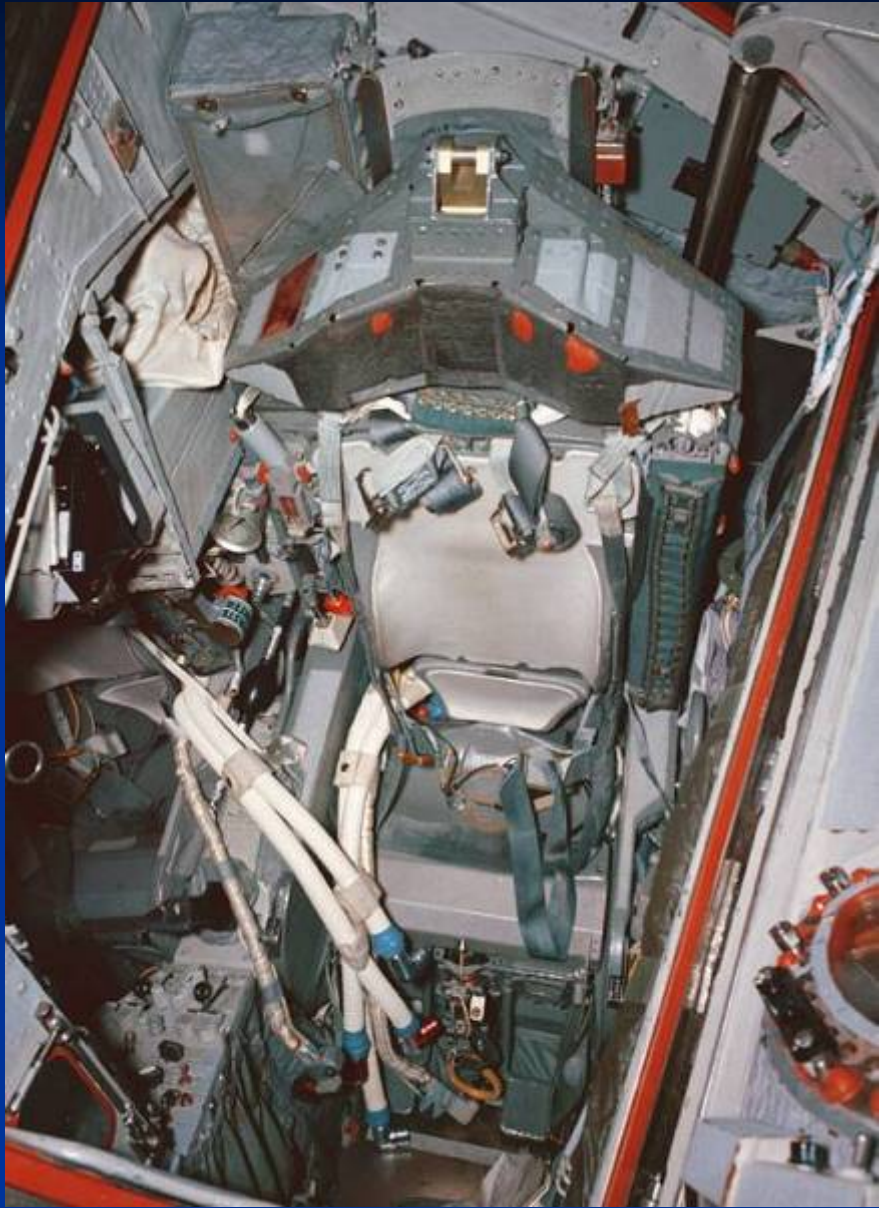


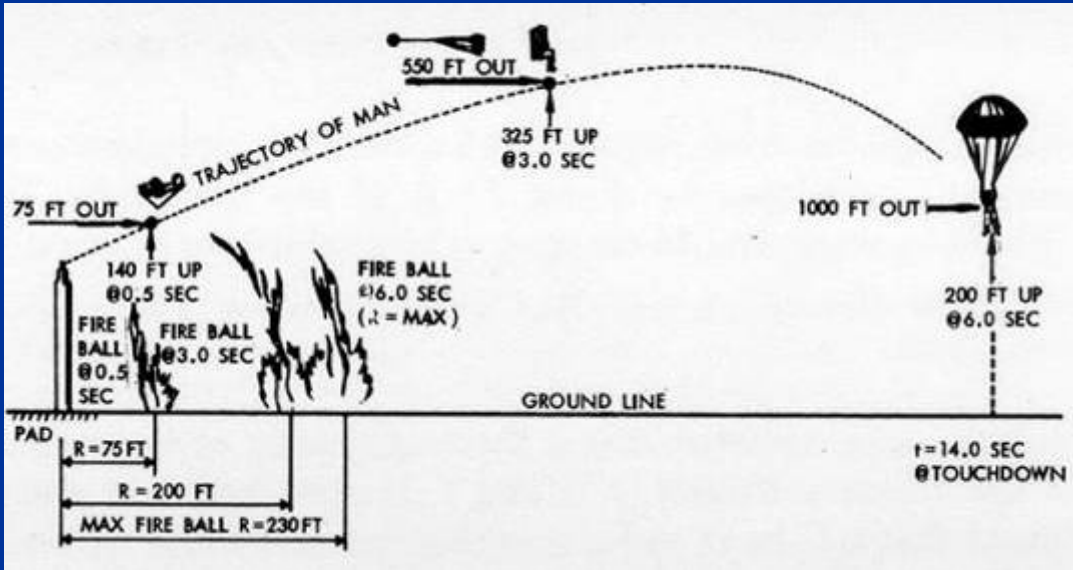
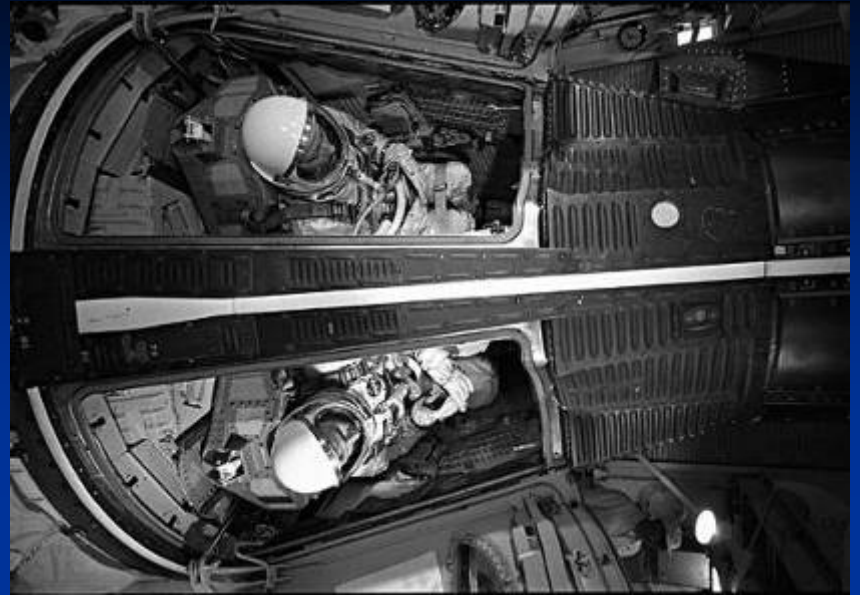
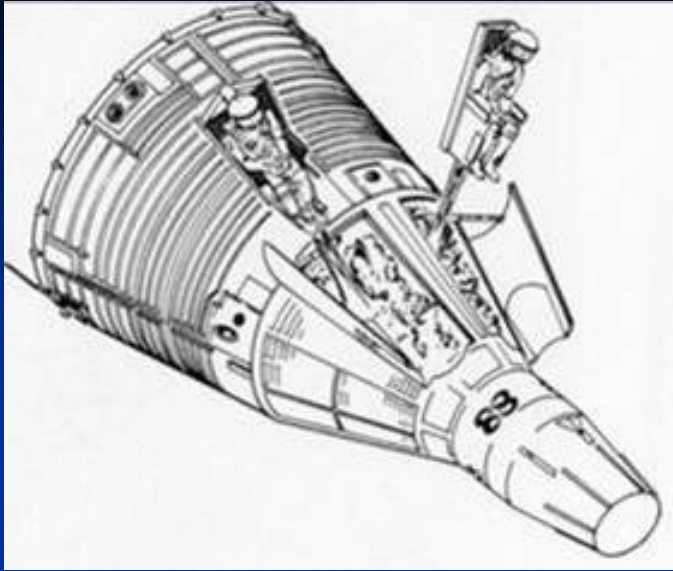




# Raketové vystřelovací sedadlo kosmické loď Gemini





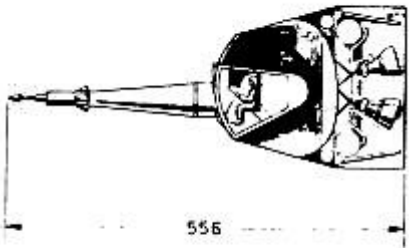






M-1

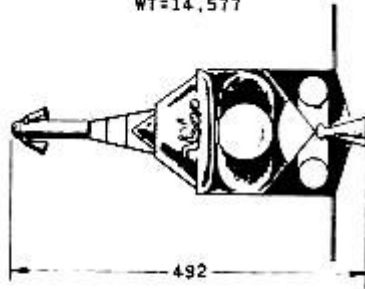
WT=18,615



556

L-2C

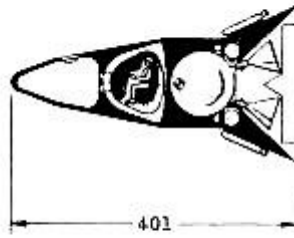
WT=14,577



492

D-2

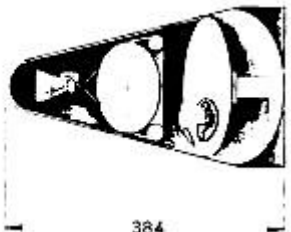
WT=16,476



401

LENTICULAR

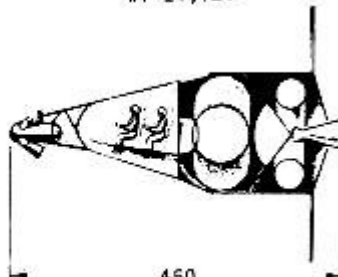
WT=19,357



384

W-1

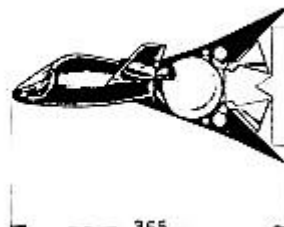
WT=14,724



460

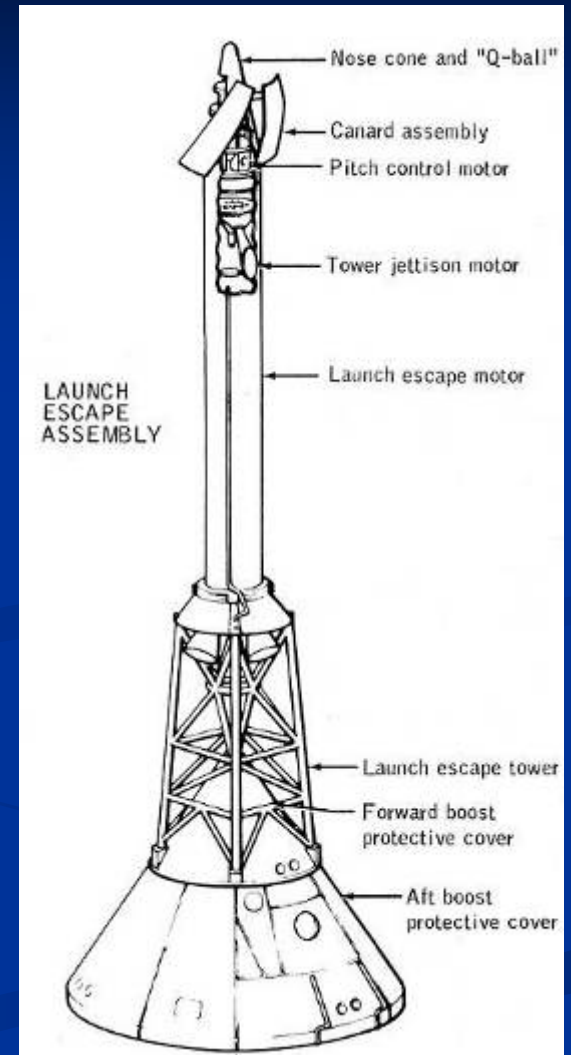
R-3

WT=18,543



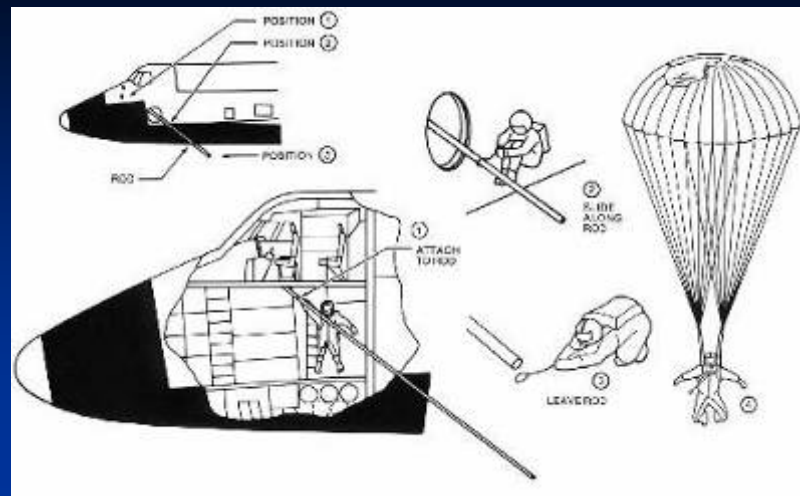
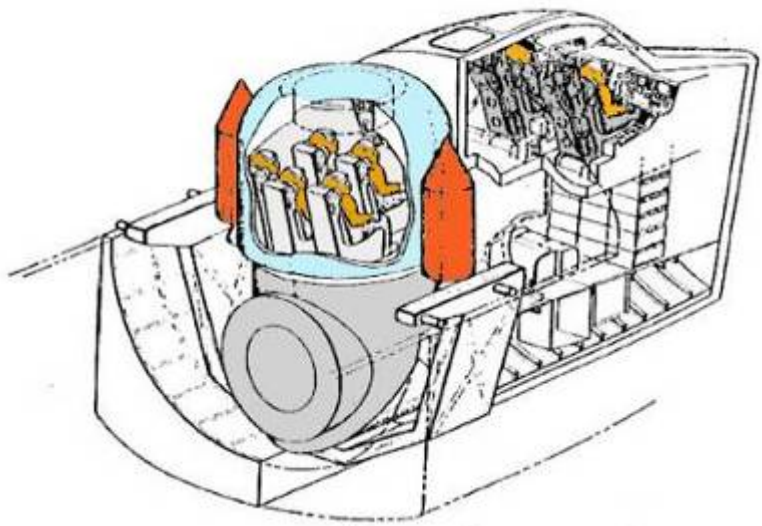
365





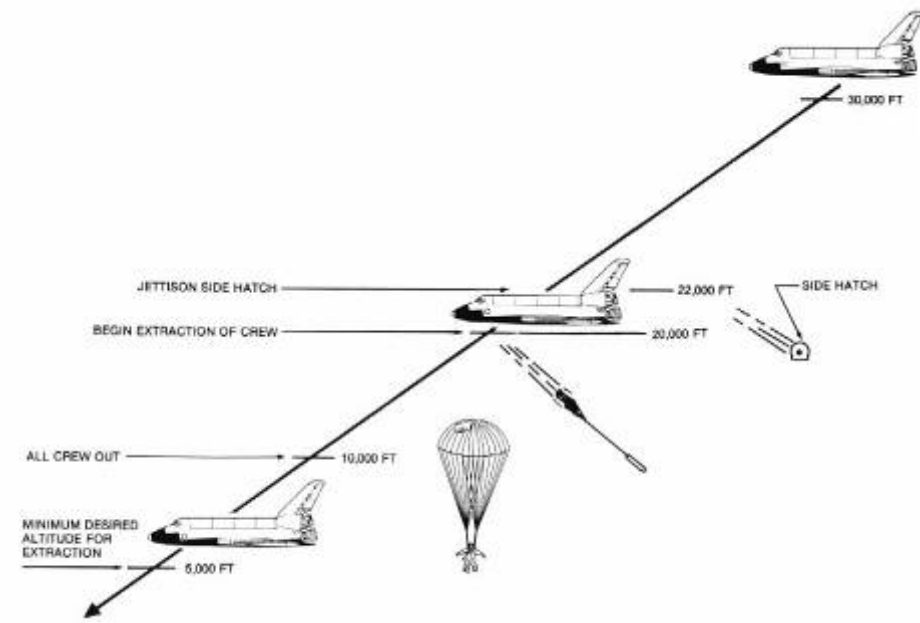
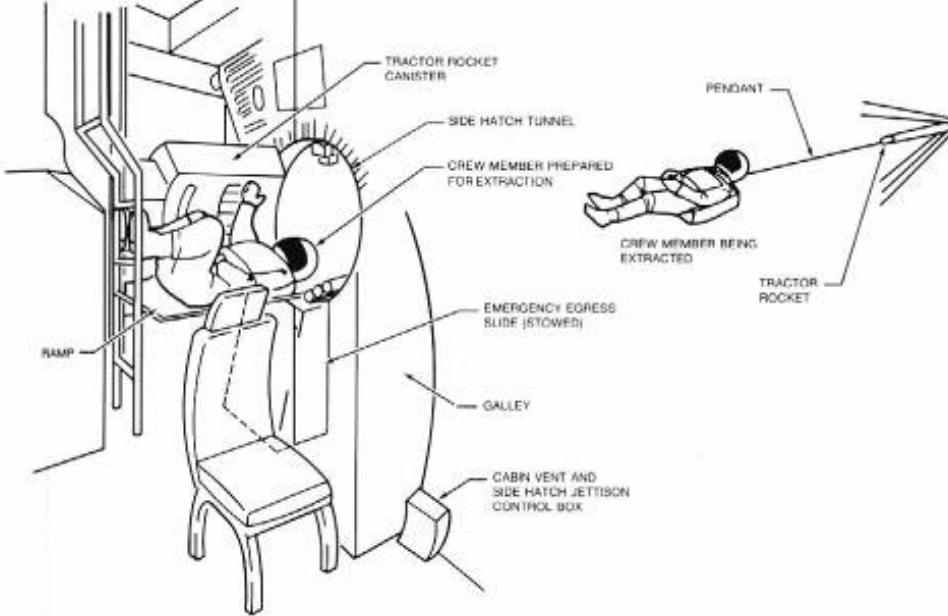


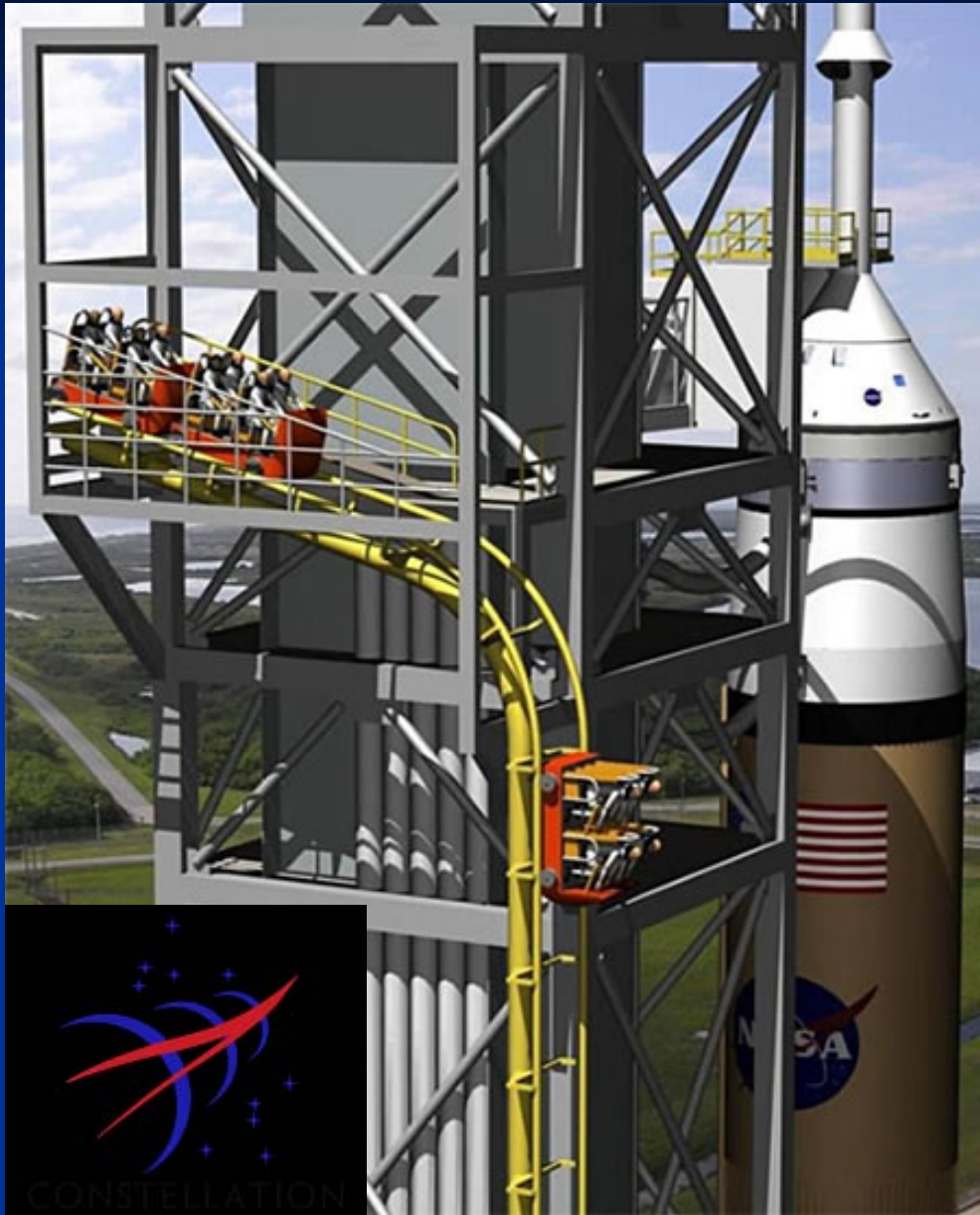
### ORBITER CREW EJECTION ESCAPE



### Crew Escape Concept









**Multi-Stage LAS has several desirable attributes:**

- Additional Operation Options
- Ascent Assist
- Reduces ACM Requirements

**Three Options analyzed**

- Crew Module Strap-on
- Service Module Strap-on
- In-Line Tandem Tractor Design



SM Concept Sketch  
(Mike Griffin, 3/22/06)



Tandem Tractor



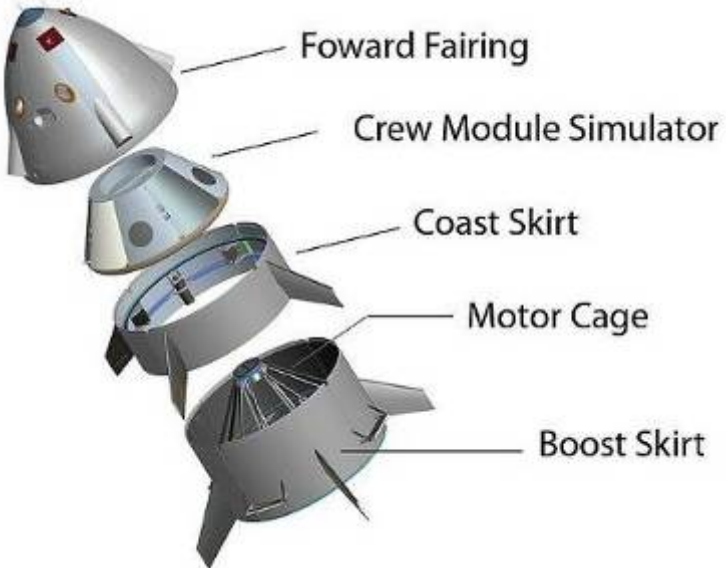
Crew Module Strap on  
Motors (4)

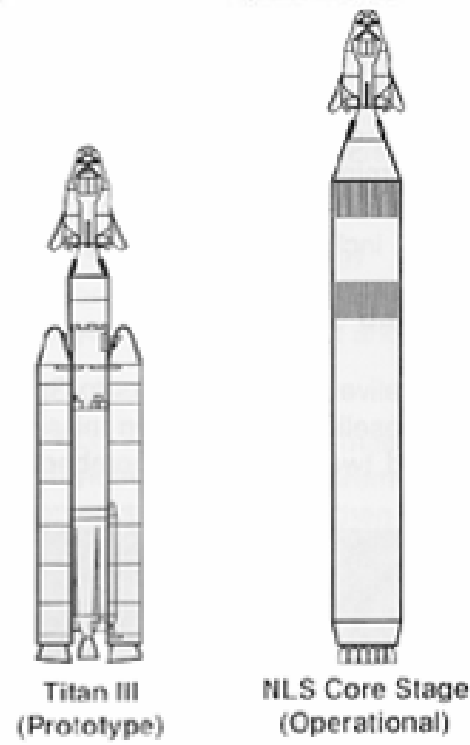
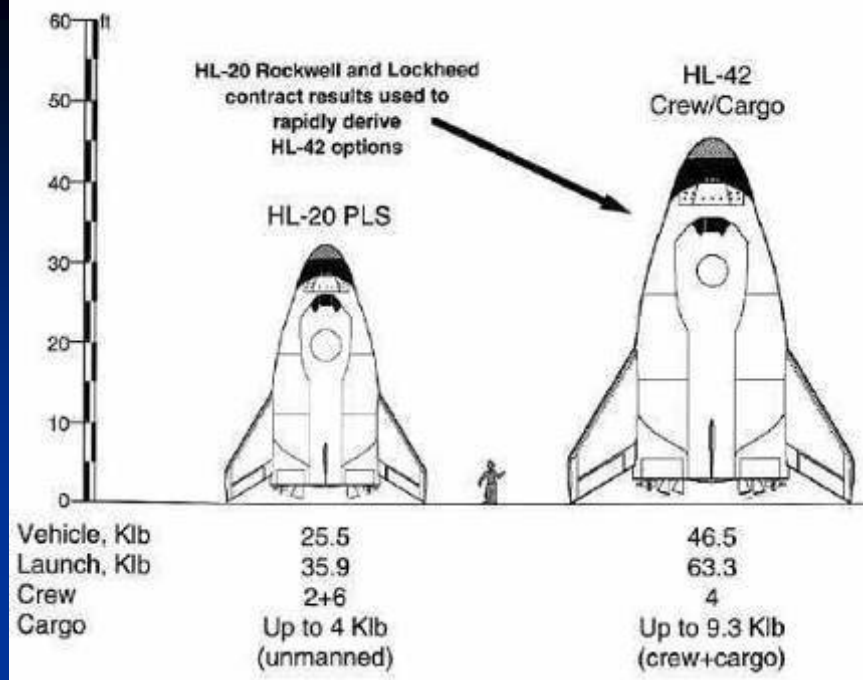
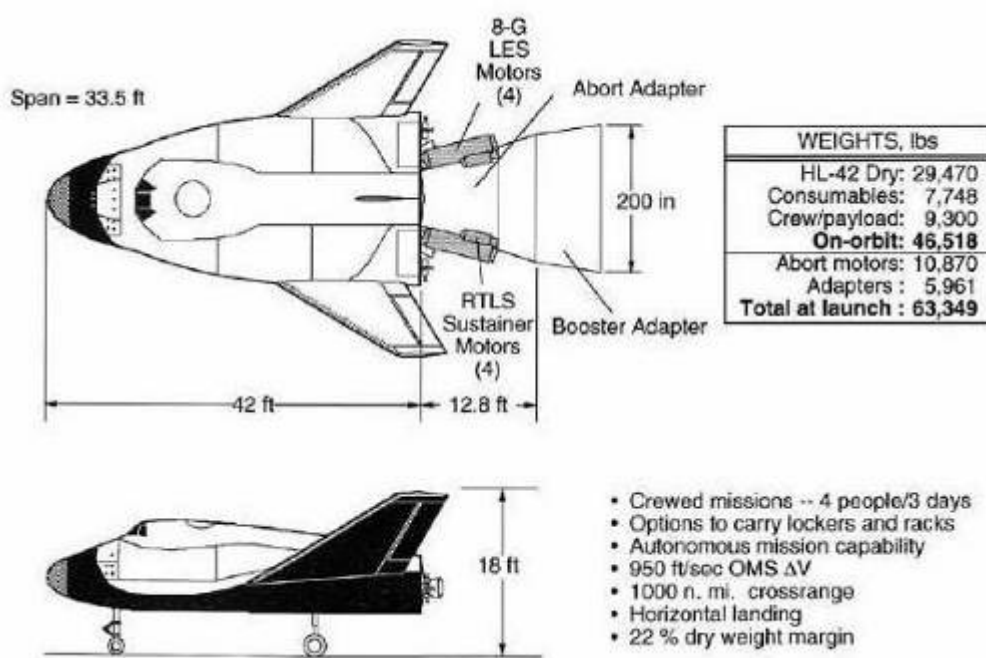


Multiple External (4)  
SM Abort Motors







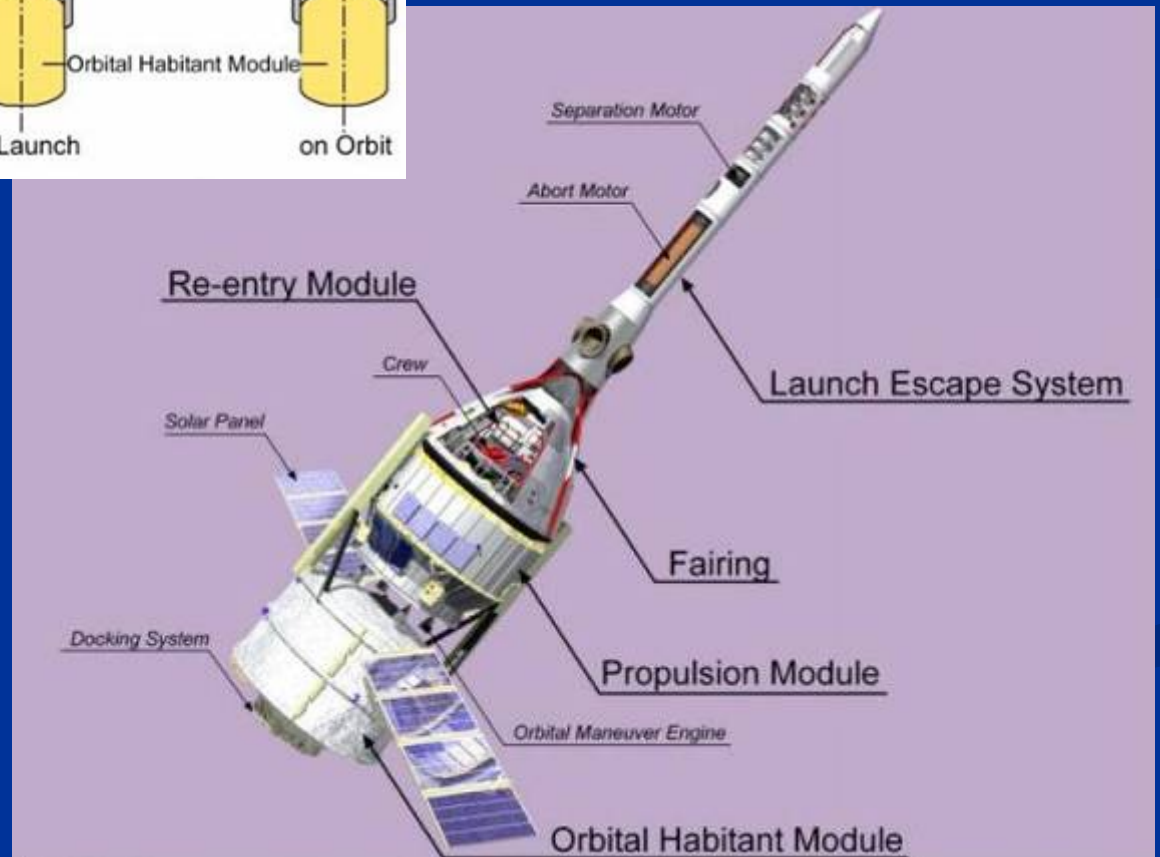
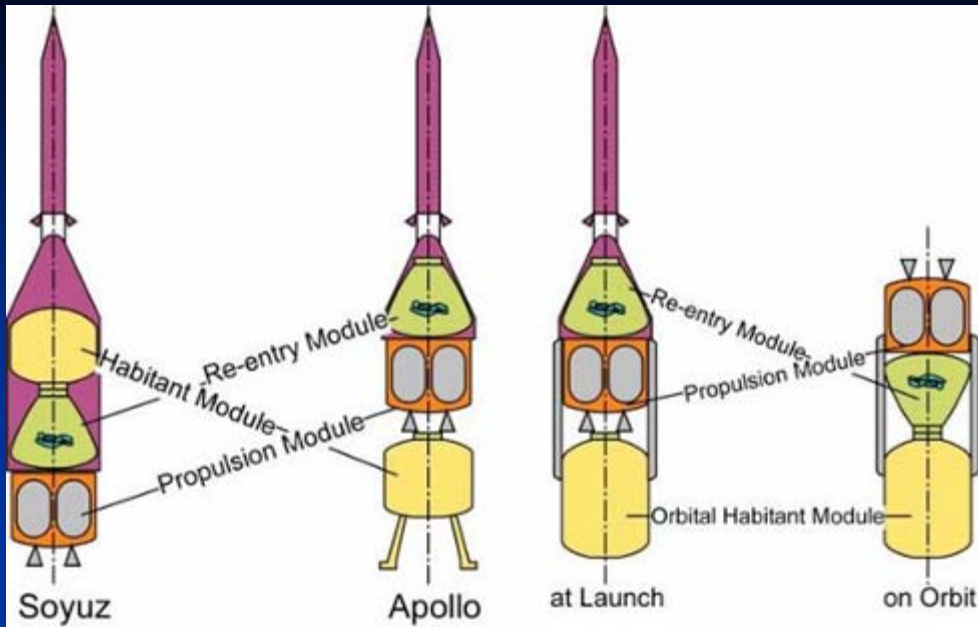


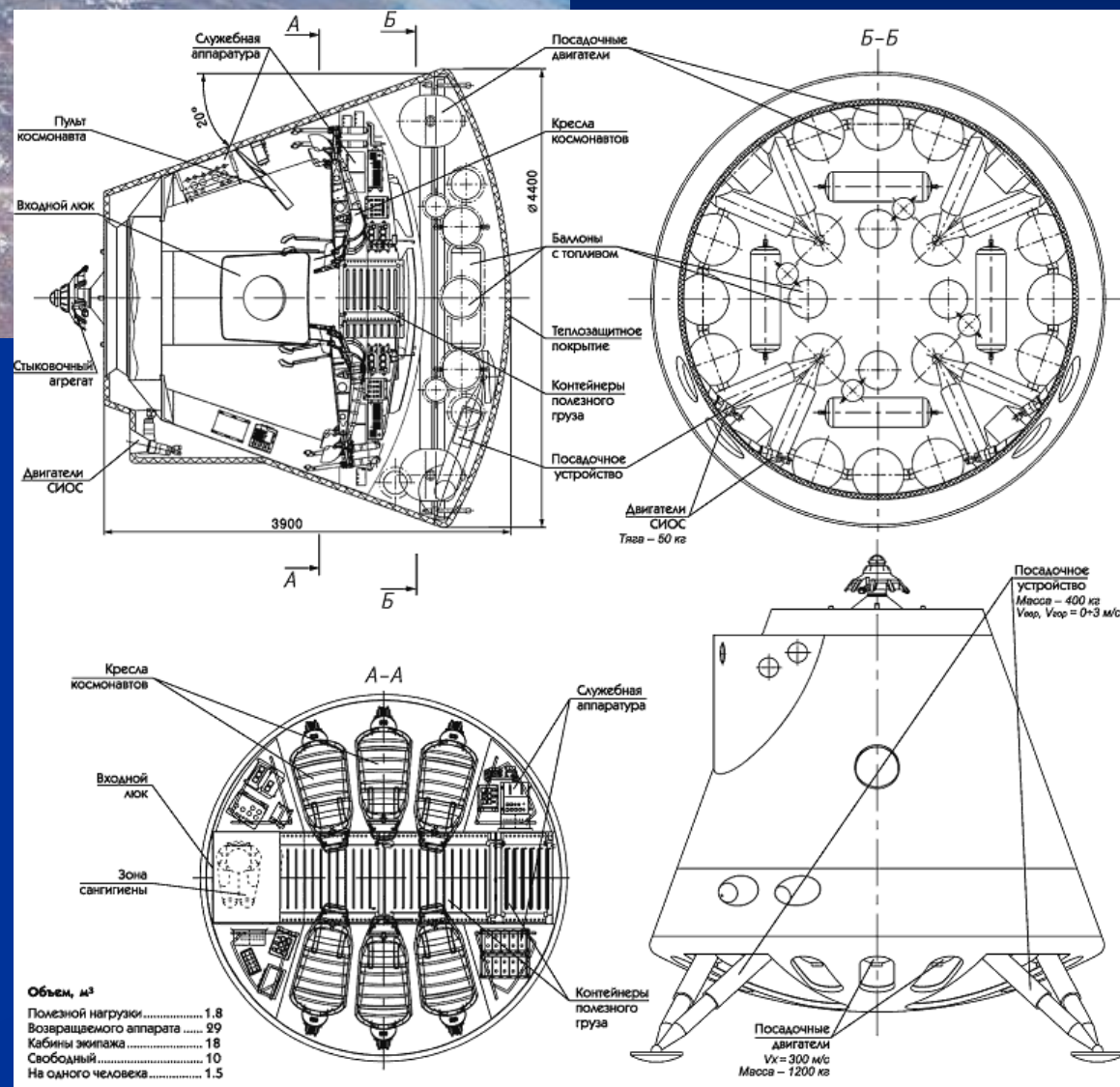
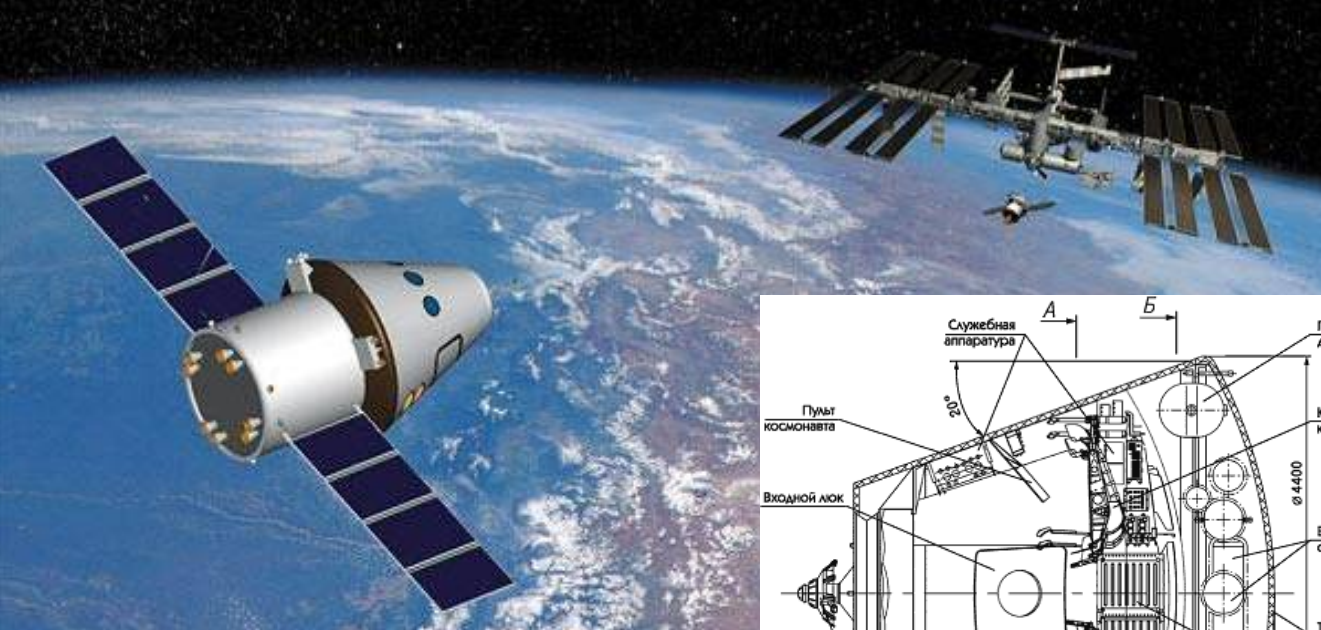




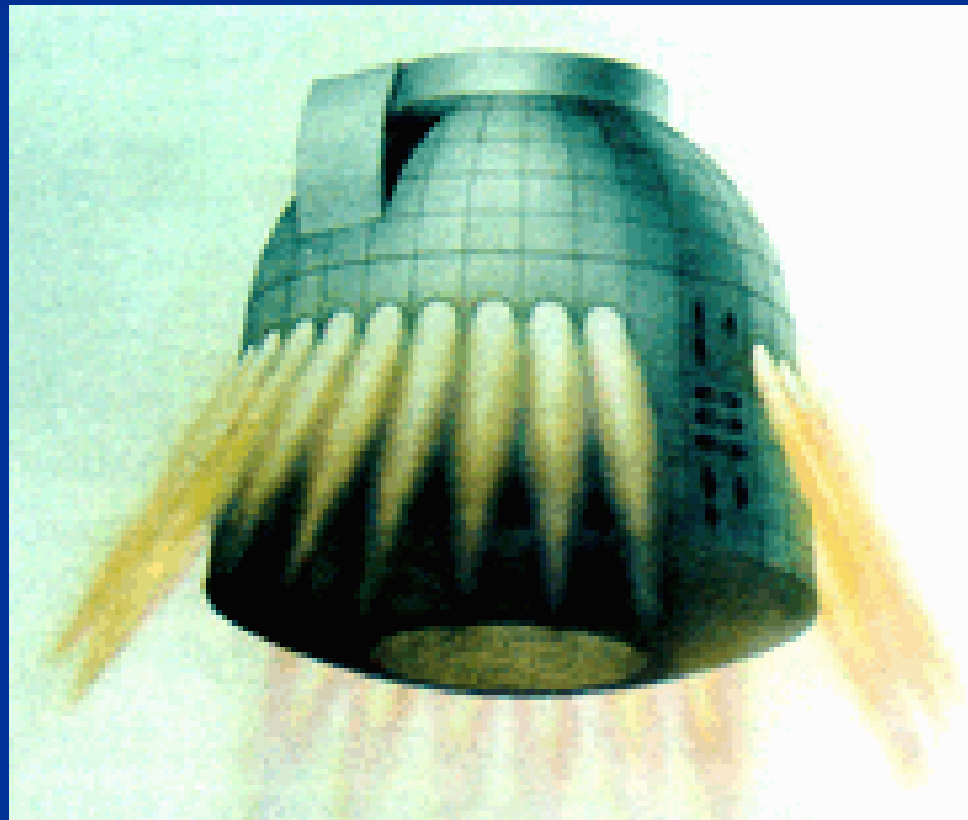
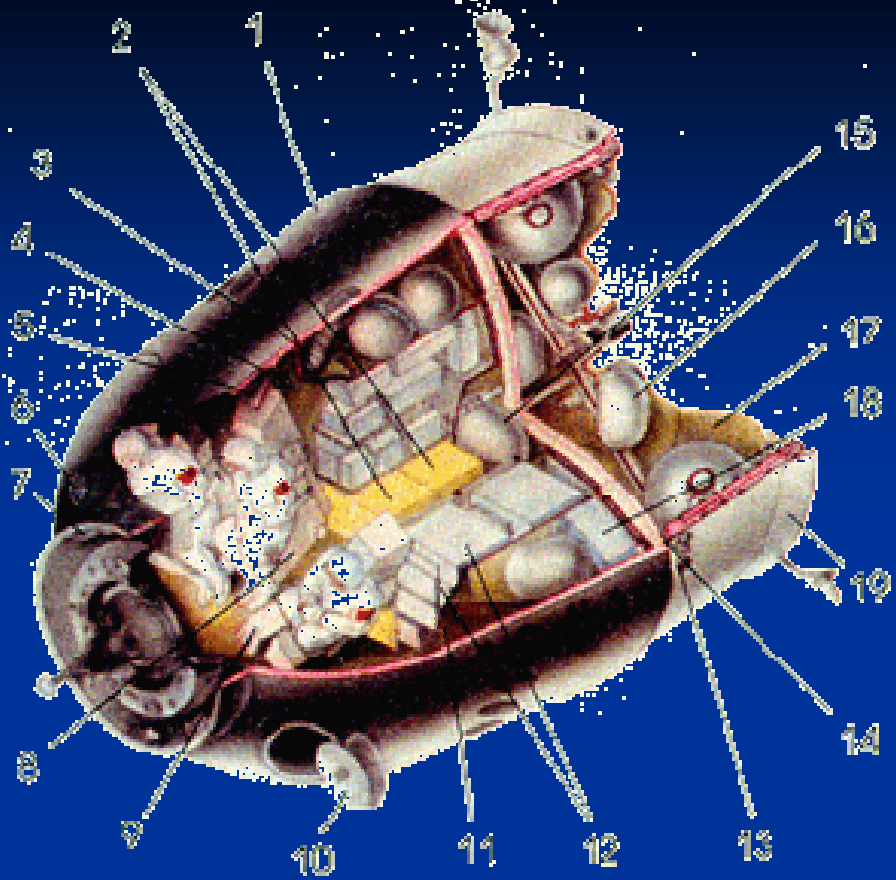


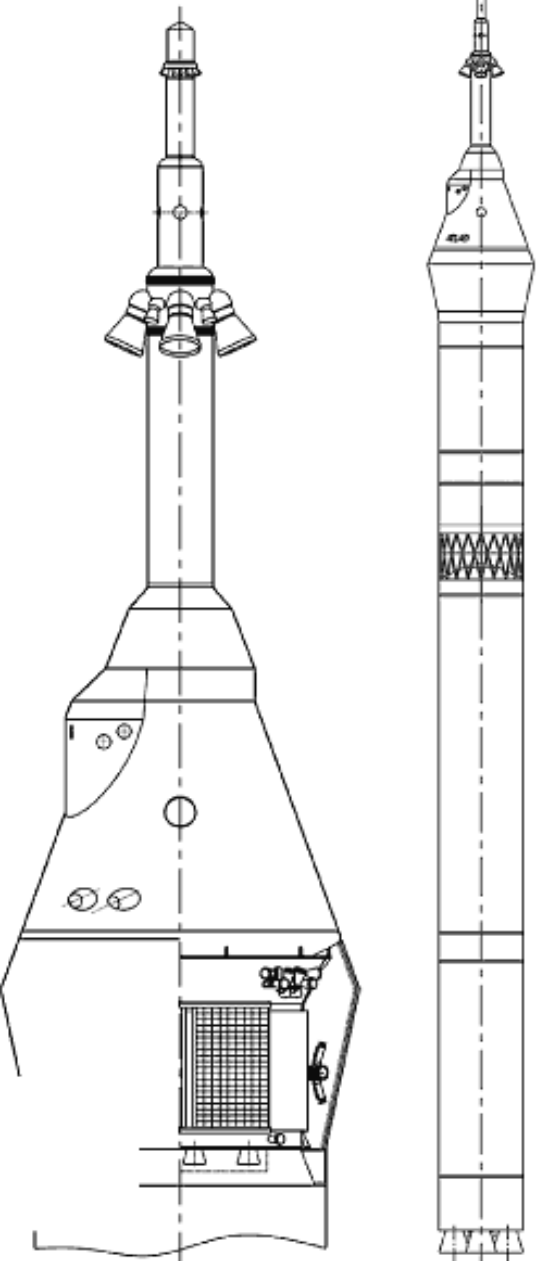






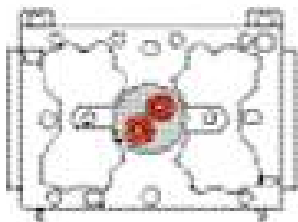




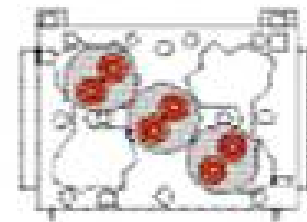


Масса космической головной части на старте ..... до 16880  
 - ППК ..... до 12000  
 - САС ..... 4130  
 - обтекатель ..... 500  
 - адаптер ..... 250  
 Приведенная масса космической головной части ..... 12700

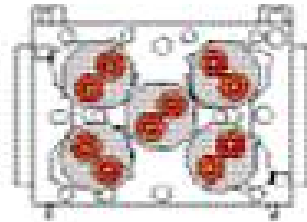
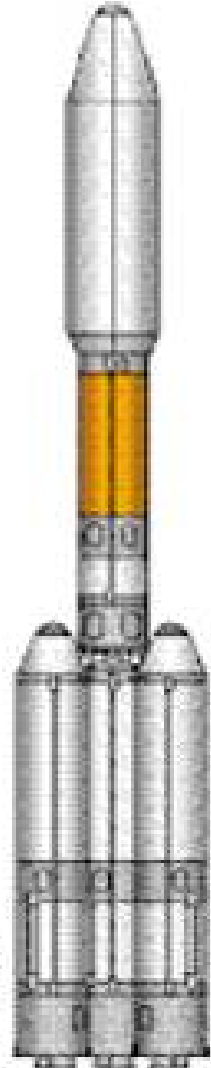
«Ручей-МТ»



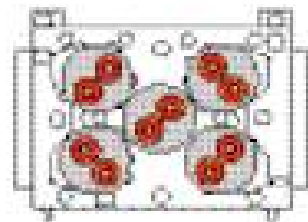
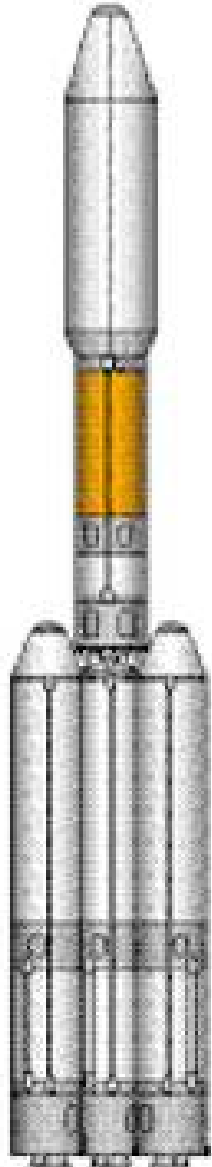
«Ручей-МТ» (расположение на 60°)



«Ручей-МТ-3»



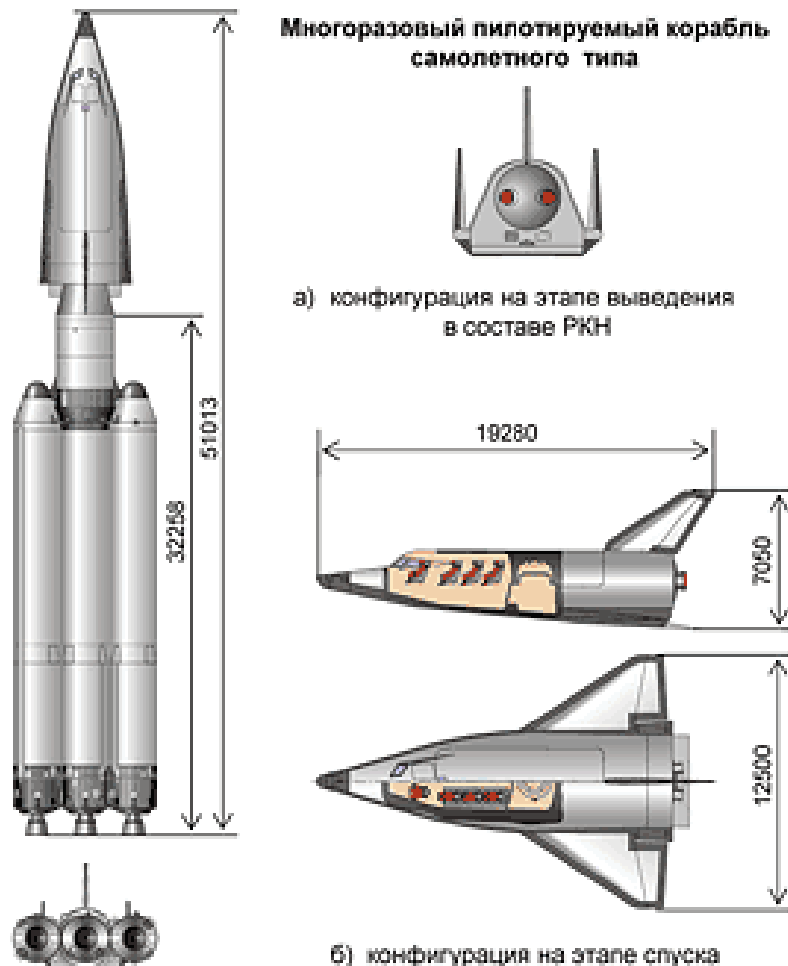
«Ручей-МТ-50»



«Ручей-МТ-50»

# Ракета-носитель "Ангара-А3П" для выведения пилотируемых космических аппаратов

Основные характеристики РН "Ангара-А3П" соответствуют основным характеристикам базовой РН "Ангара-А3", в отличие от которой РН "Ангара-А3П" доработана под требования пригодности к проведению запусков пилотируемых космических аппаратов.



**Пилотируемый транспортный корабль (ПТК)  
(базовая конфигурация)**



**Пилотируемые  
корабли**

Корабль-спасатель



ПТК с увеличенной длительностью автономного полета



ПТК для программ освоения «дальнего» космоса



**Беспилотные  
(грузовые) корабли**

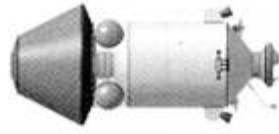
Беспилотная модификация базовой конфигурации ПТК (легкий грузовой корабль)



Грузовой транспортный корабль



Многофункциональный модульный корабль

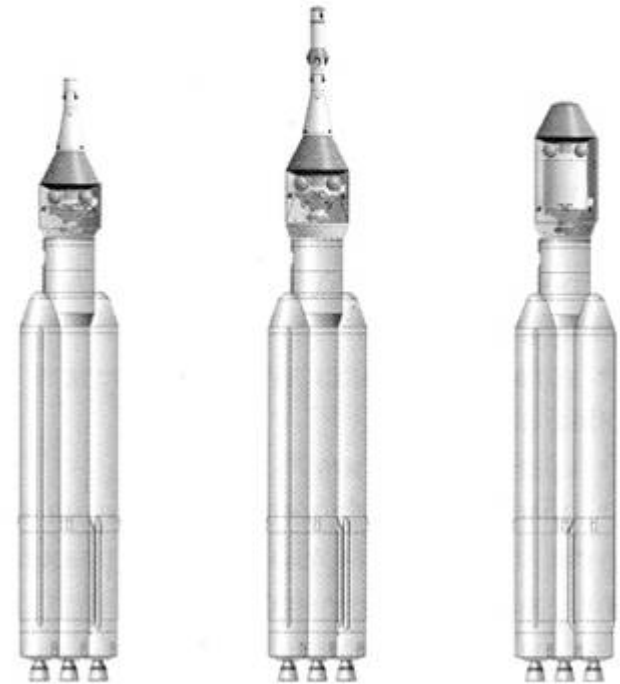


Для выведения ПТК используется семейство РН «Ангара»:

**РН «Ангара-А3»** предназначена для выведения грузовых транспортных кораблей и многофункциональных модульных кораблей;

**РН «Ангара-А3П»** – для пилотируемых транспортных кораблей с экипажем на борту;

**РН «Ангара-А5»** – для выведения тяжелых грузовых транспортных кораблей и тяжелых многофункциональных модульных кораблей.



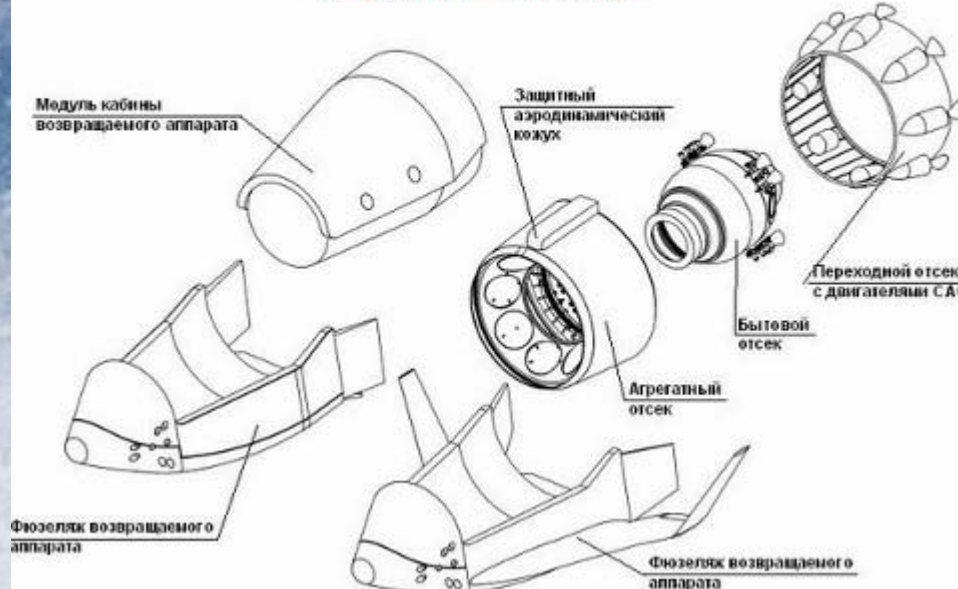
Ангара-А3

Ангара-А3П

Ангара-А5



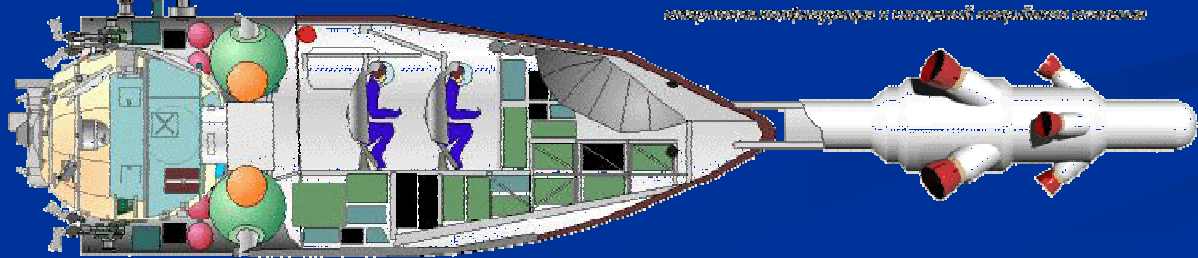
## Схема агрегатирования пилотируемого многоразового корабля «Клипер»

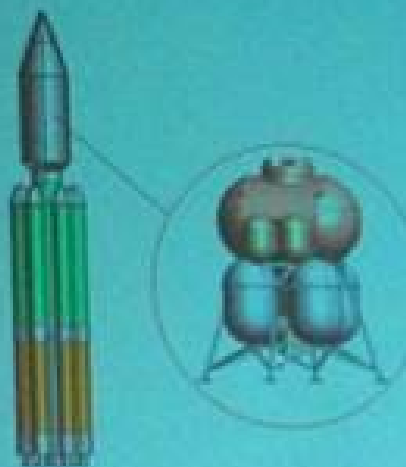


- Vzletová hmotnost jednotlivých sekcí:
- návratová kabina až 9200 kg
  - obytná a přístrojová sekce až 4800 kg
  - sekce SAS/DO až 3300 kg



Космический корабль «Клипер» вариант 2002-2003 гг.





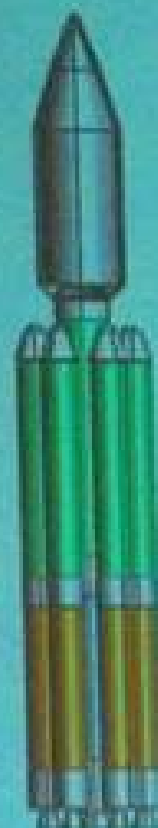
RH-20



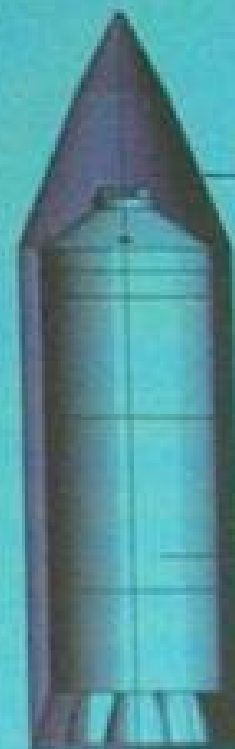
RH-30



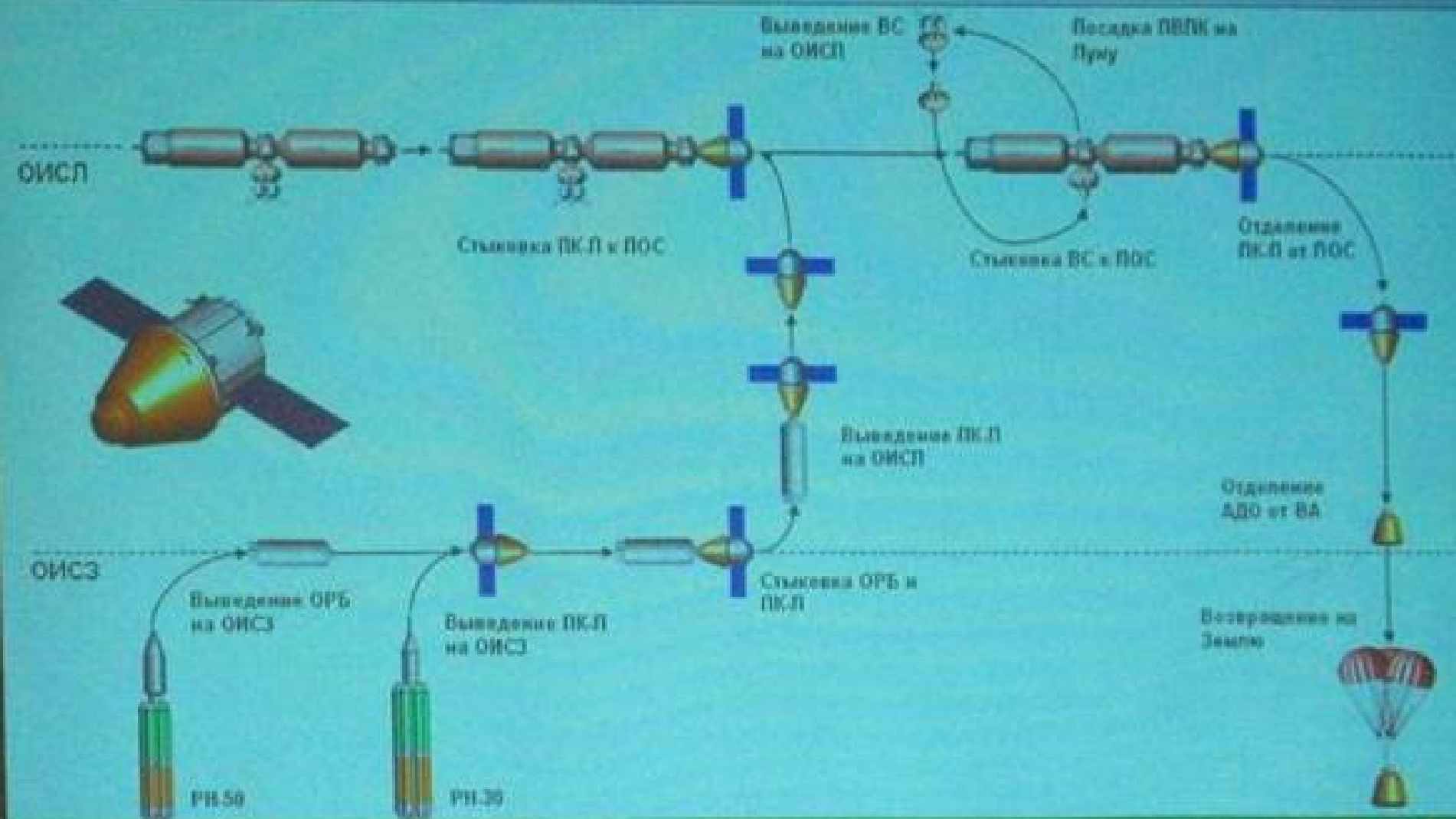
Космическая головная часть



RH-50



Космическая головная часть



Jet  
parachute  
landing  
system

Brake  
propulsion  
plant

Orientation,  
stabilization  
and quality  
control  
propulsion  
plant

1. Upper hatch
2. Lower hatch  
(open position)
3. Side hatch  
(with window)

Captains chair  
folds in to middle  
to allow bottom  
hatch to open





