

日本の宇宙開発と 有人ロケットへのアプローチ

柴藤 羊二

21世紀構想研究会講演
「どうする日本の宇宙開
発」

2005年2月17日

日本のロケット開発の歩み



ペンシルロケット
(1955)



L-IVS
(1966~1970)

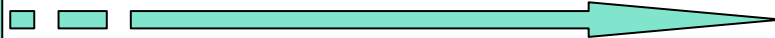


N-I
(1975~1982)
約1.2 t



N-II
(1981~1987)
約2 t

低軌道(高度250km、
円軌道)打上げ能力



H-I
(1986~1992)
約3 t



H-II
(1994~1999)
約9 t



M-V
(1997~)
約1.8 t

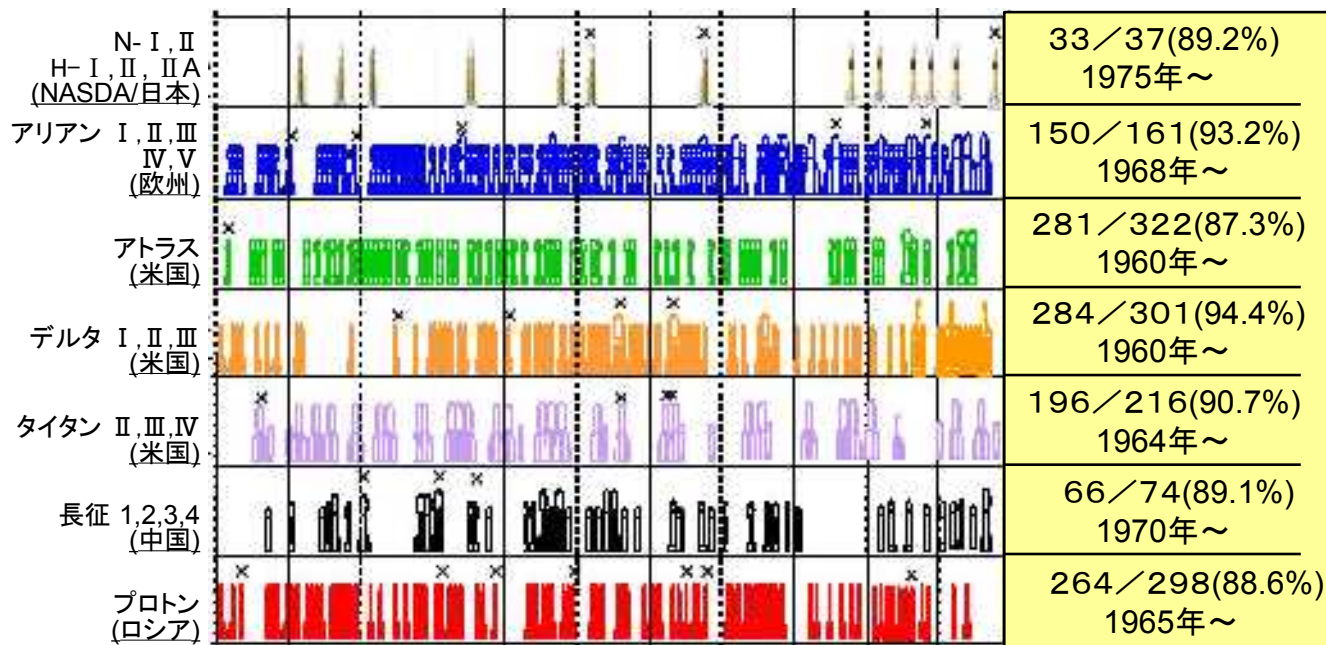
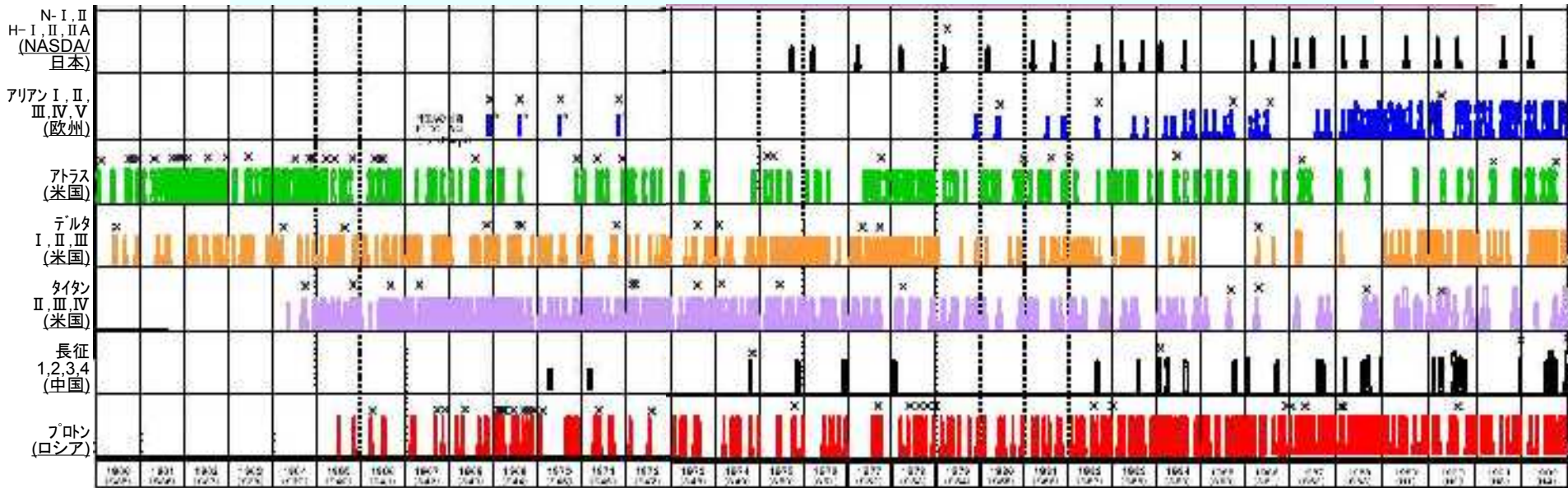


H-IIA
(2001~)
約10 t

低軌道(高度250km、
円軌道)打上げ能力



世界の主要ロケットの「打上げ」と「失敗」



成功数 / 打上げ回数
(打上げ成功率)

x 打上げ失敗

1993年～2003年11月

有人宇宙技術とは

(2) 宇宙での滞在と活動を実現する技術（日本は第Ⅲ期から着手）

世界の有人宇宙活動の推移

第Ⅲ期

快適性・作業性の機能向上

宇宙での生活空間・作業空間・装備を確保
・宇宙滞在：1週間～数カ月（～10数カ月）
・シャトル、ミール、国際宇宙ステーション

第Ⅱ期

健康状態の維持

宇宙での作業実施（作業環境の構築）
・宇宙滞在：数日～数週間
・アポロ等

第Ⅰ期

最低限の生命維持

小型宇宙船での打上げ・地球周回・帰還
・宇宙滞在：数時間～数日
・米国・ソ連の初期、中国

(1) 宇宙への輸送技術



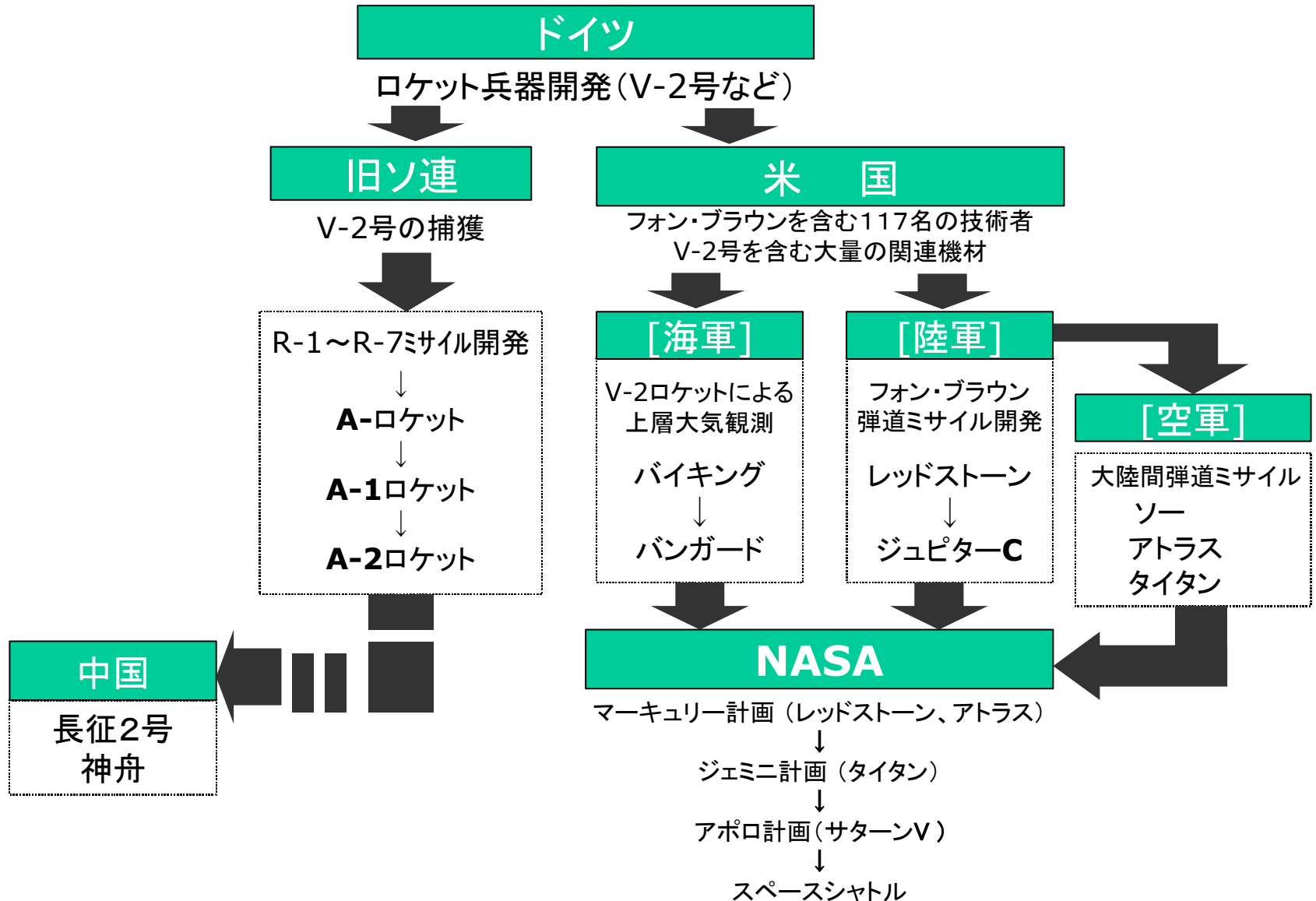
有人宇宙技術

人間を
(1) 宇宙へ輸送し、
(2) 宇宙で滞在・活動させ、
(3) 地上に帰還させる
ために必要な総合技術

(3) 地上への帰還技術



有人宇宙輸送システムの歴史



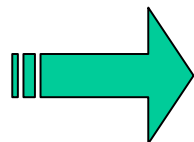
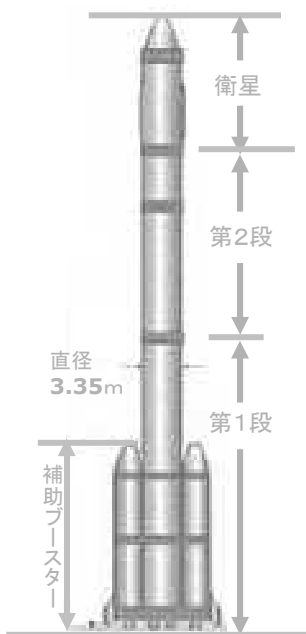
有人ロケットと無人ロケットとの差

	無人	有人
1. 信頼度の向上 <small>(設計目標による)</small>	0.9以上	0.98以上
2. 単一故障で、 失敗になる部分	採用	冗長系などでカバー
3. 安全率 <small>(設計基準による)</small>	破壊 1.25	1.4
	保証 <small>(耐圧力試験による)</small> 1.1	1.2
4. 緊急時の避難機能	不要	要
5. 飛行安全用の 破壊装置	要	不要

中国の有人ロケット

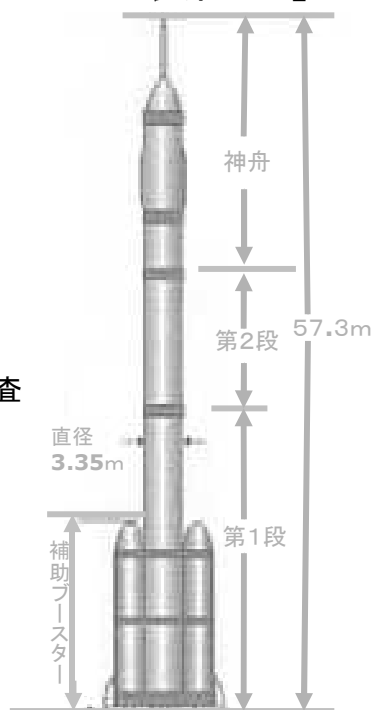
中国の有人飛行計画

「長征2E」



有人化対策
 *制御計を冗長
 *故障の自己検査
 *緊急脱出装置

「長征2F」



全長 57.3m
 発射時重量 480トン
 発射時推力 5920kN
 (604トン)

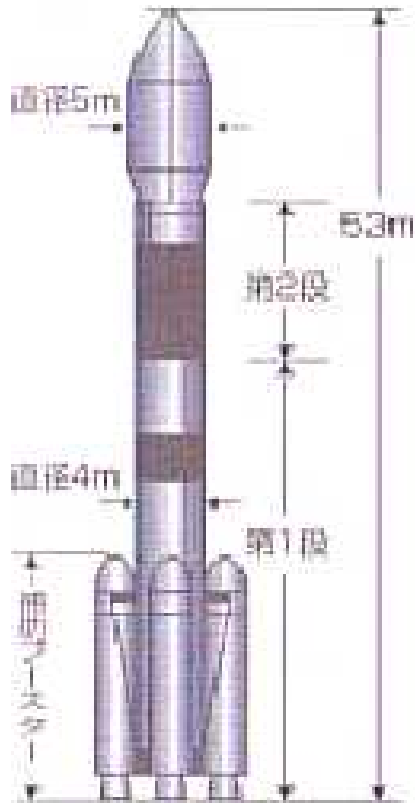
■性能・諸元

打上げ能力		200km軌道 7.8トン	
ロケット	補助ブースター	第1段	第2段
長さ	16m	24m	15.5m
直径	2.25m	3.35m	3.35m
重量	41トン×4	197トン	92トン
増進剤重量	38トン×4	187トン	86トン
推進剤	N2O4 /UDMH	〃	〃
推力	740kN×4 (75.5トン)	2785kN (284トン)	813kN (82.9トン)
エンジン数	4	4	1
エンジン	YF-20B	YF-20B	YF-25

長征ロケットの1970～2003年の成功率 89.1%

日本の現状 (1)H-IIAロケット

H-IIA204ロケット

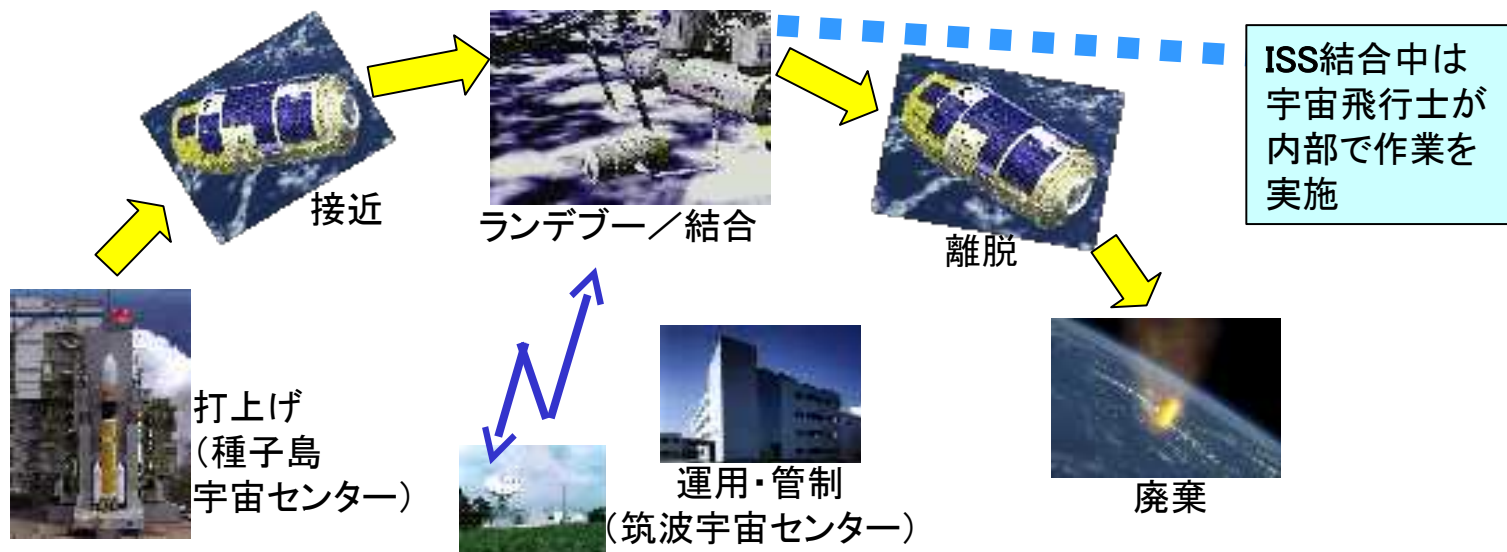


全長 53m
発射時重量 440トン
発射時推力 10,220kN(1,040トン)

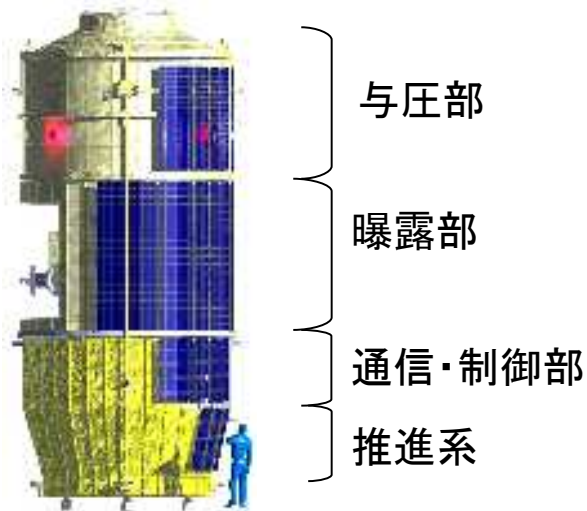
■性能・諸元

打上げ能力	200km軌道 16トン		
ロケット	固体ロケット ブースター	第1段	第2段
長さ	15m	37m	11m
直径	2.4m	4m	4m
重量	77トン×4	114トン	20トン
推進剤重量	66トン×4	101トン	17トン
推進剤	固体推進剤 (ポリブタジエン系)	液体酸素 /液体水素	液体酸素 /液体水素
推力	2300kN(最大) ×4(234トン)	1100kN (112トン)	137kN (14トン)
エンジン数	4	1	1
エンジン	SRB-4	LE-7A	LE-5B

日本の現状 (2)宇宙ステーション補給機 (HTV)



H-II Aロケットで打上げ、自立飛行でISSに物資を輸送



<主要緒元>

- ・補給能力: 6~7t(内、曝露部で約1.5t)
- ・ミッション期間:
 - 打上げ~係留: 100時間
 - ISS係留期間: 15日
- ・安全対策
 - 自動飛行中のISSへの衝突防止
 - 係留中のISS乗務員の危険防止

日本の現状 (3)再使用型宇宙輸送システム

<開発実績と開発の流れ>

軌道再突入実験

OREX(1994年)
地球周回軌道からの再突入



極超音速飛行実験

HYFLEX(1996年)
超音速揚力(ようりよく)飛行



小型自動着陸実験

ALFLEX(1996年)
宇宙機形態の無推力自動着陸



高速飛行実証実験 I

HSFD2(2002年)
無人自律機による着陸場の
地上設備の検証



高速飛行実証実験 II

HSFD2(2002~2003年)
超音速における
空力特性推算技術の立証



宇宙往還機 HOPE-X



↓
将来の宇宙輸送
システムの例
スペースプレーン



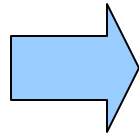
有人ロケット(構想)

有人ロケットの開発ステップ

H-IIA標準型(202X、204)

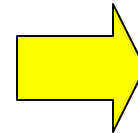


H-IIA能力向上型(1段5m)



1段能力増強

H-IIA能力向上型(全段5m)



2段能力増強
システム冗長化

無人仕様

有人仕様



信頼度向上



構造系、エンジン系:安全率増加
電気系、推進系:システム冗長化



質量増加



2段打上能力増強が必要

往還機体(構想)

HTVを活用した往還機体(構想)



▼特徴

- ①水平着陸可能
- ②飛行環境良好
- ③開発規模小

有翼HTV(再使用は前提としない)

- 全長 : 15 m
- 質量 : 16 t(全備)
- ペイロード(有人と無人でカーゴを交換)
 - ・ペイロード : 打上 6 t / 帰還 3 t(無人の場合)
 - ・乗客 : 7人(有人の場合)
- 着陸場候補地 : クリスマス島

開発ステップ(構想)

