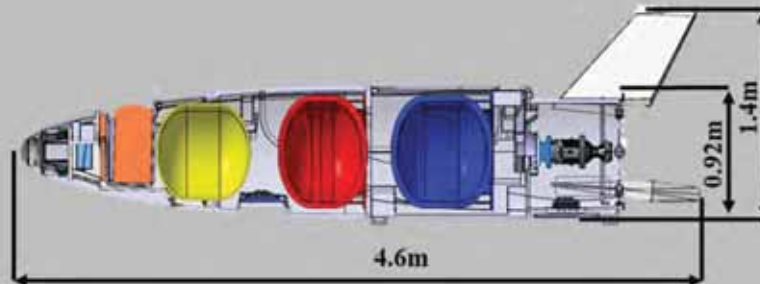
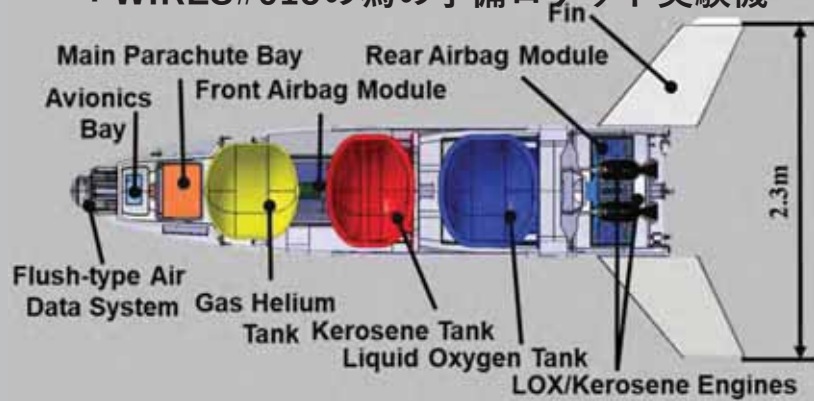


予備ロケット実験機WIRES#013

*WIRES#015の為の予備ロケット実験機



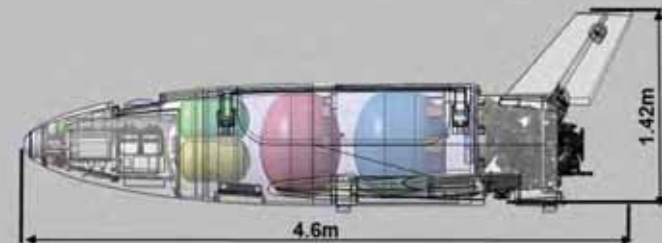
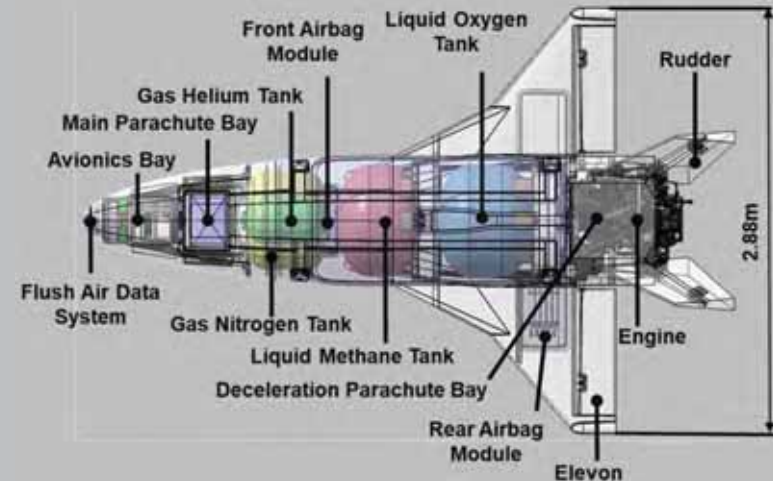
Major Specifications	
Initial mass (kg)	1000
Total length (m)	4.6
Maximum thrust (kN)	20
Combustion duration (s)	25~
Maximum altitude (km)	6
Engine	2 Liquid Oxygen and Kerosene

技術実証項目

- RP-1/LOX エンジン*1
- 複合材機体構造技術
- 2 段式回収技術
- フラッシュエアデータシステム
- RCS姿勢制御システム
- 通信系 (テレメトリ, 非常系テレメトリ)
- 地上支援装置
- 燃料供給等地上運用

*1 南カリフォルニア大学が分担

有翼ロケット実験機WIRES#015



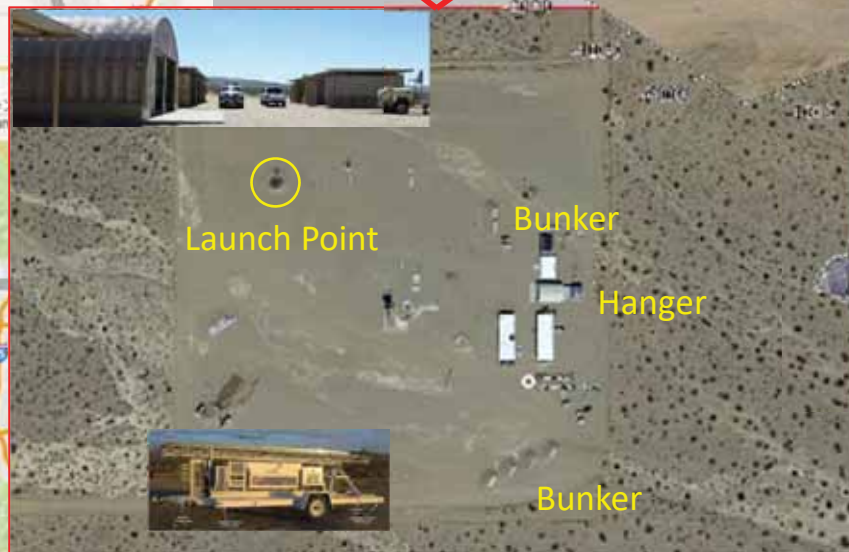
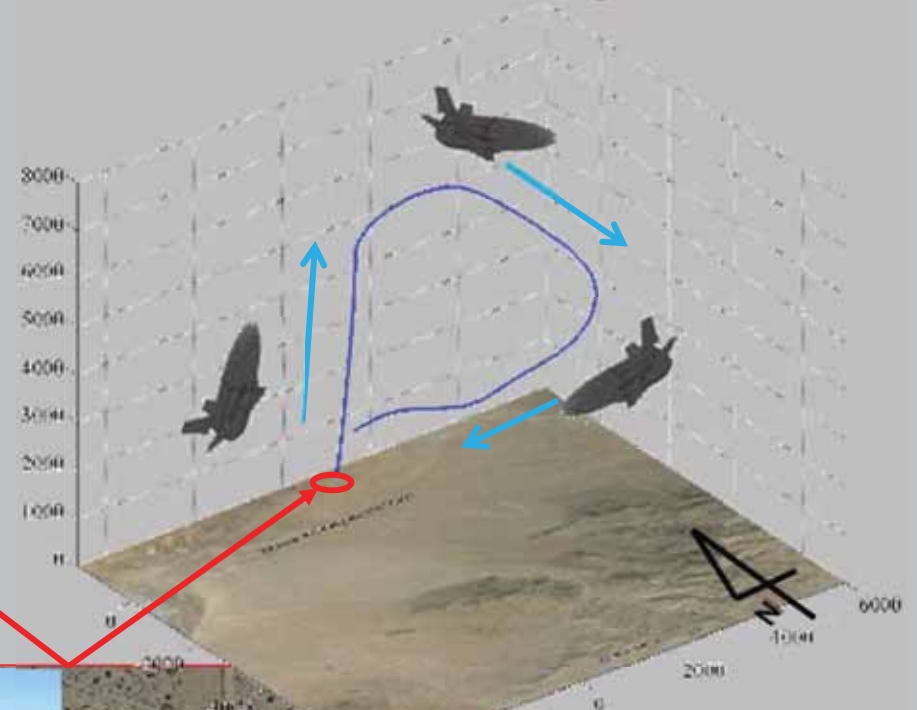
Major Specifications	
Initial mass (kg)	1000
Total length (m)	4.6
Maximum thrust (kN)	20 → 13
Combustion duration (s)	30
Maximum altitude (km)	6
Engine	Liquid Oxygen and Methane

技術実証項目

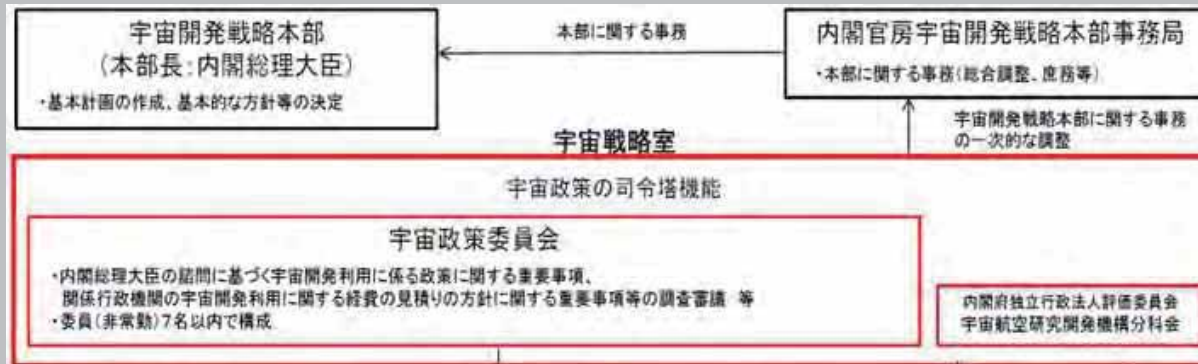
- LNG/LOX エンジン*2
- 複合材燃料タンク技術
- DI理論による非線形制御システム
- 進化計算理論によるリアルタイム誘導技術

*2 JAXAが分担

Launch Site: Friends of Amateur Rocketry, Inc. (FAR) at Mojave, California



Japanese Space Development Strategy



4. (2)③ 将来の宇宙利用の拡大を見据えた取組

年度	平成 27年度 (2015年度)	平成 28年度 (2016年度)	平成 29年度 (2017年度)	平成 30年度 (2018年度)	平成 31年度 (2019年度)	平成 32年度 (2020年度)	平成 33年度 (2021年度)	平成 34年度 (2022年度)	平成 35年度 (2023年度)	平成 36年度 (2024年度)
33 LNG推進系関連技術	LNG推進系関連技術の研究開発(実証試験を含む) [文部科学省]									
	実機エンジン形態の構成要素を用いた要素試験等による基盤技術の研究									
										LNG: 液化天然ガス(Liquefied Natural Gas)
	2018年12月11日、宇宙開発戦略推進本部（本部長・安倍総理）において、宇宙基本計画工程表の改訂に当該技術実証が盛り込まれた									
	有翼ロケット実験機WIRES#015									

33 LNG推進系関連技術

成果目標

【基盤】 諸外国のロケット技術の動向を踏まえ、研究開発を推進し、技術を蓄積する。

2018年度末までの達成状況・実績

■ LNG推進系の設計技術の向上と更なる高性能エンジン技術の獲得を目的として、2018年度は、2017年度に試験を行った実機形態に近い要素試験用供試体を用いて段階的に燃焼試験を行うとともに、試験結果をもとに設計/解析技術の向上を図った。また、大学等との連携により、LNG推進系を小型ロケット実験機に搭載し飛行状態で実証実験する計画を推進することにより、LNG推進系を用いた軌道間輸送等の検討を行った。

2019年度以降の取組

■ 2019年度は、要素試験用供試体を組み合わせて、飛行実験のための総合燃焼試験を実施し、設計試験結果をもとに設計/解析技術の向上を図る。また、大学等と連携し、LNG推進系を小型ロケット実験機に搭載した飛行状態での実証実験に向けたシステム試験を実施する。
 ■ 2020年度は、飛行状態での実証実験を実施し、技術の高度化に向けた研究開発を行う。
 ■ LNG推進系に関する諸外国の取組状況を注視し、LNG推進系を用いた軌道間輸送等の将来構想の検討を深め、その結果を研究開発に反映する。

Technology Transfer

Heritages of Japanese Reusable Technology



HIMES (Highly Maneuverable Experimental Space vehicle)
● Wind Tunnel Test Database



HOPE-X (H-II Orbiting PlanE)
● Automatic Landing Technology

Tokyo University of Science (Kyushu Institute of Technology)

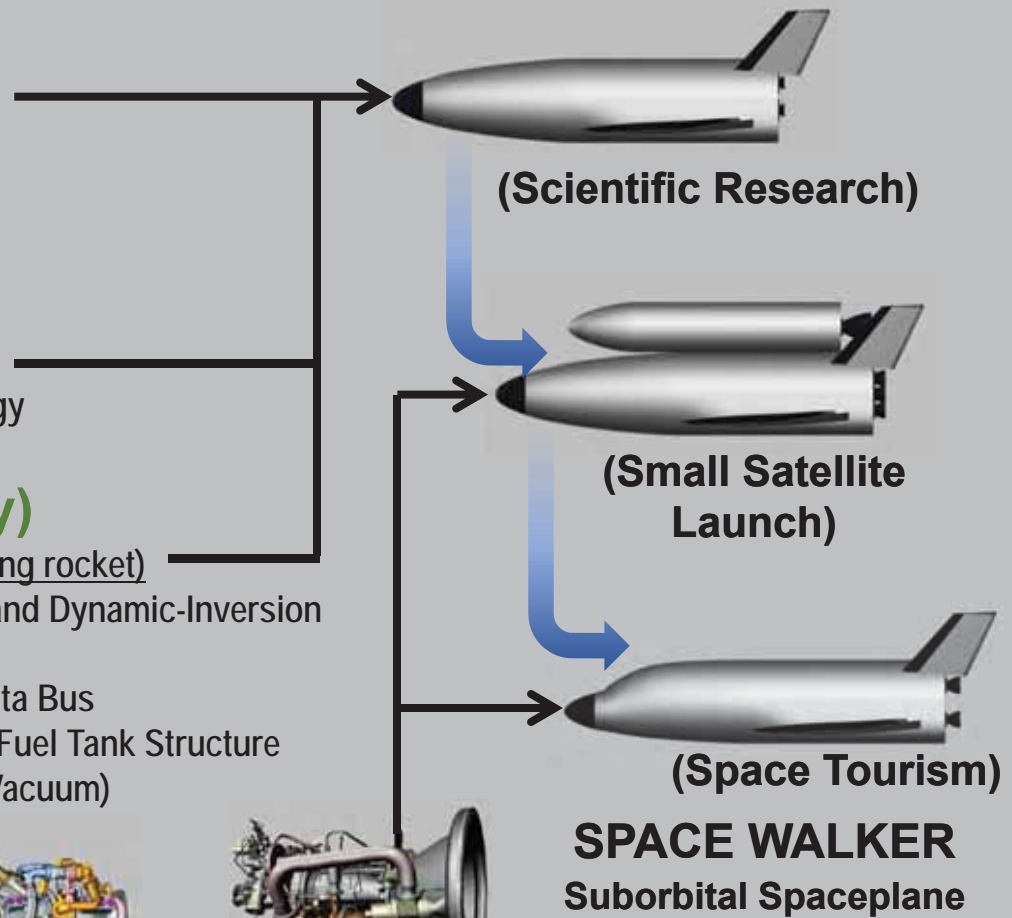


WIRES (Winged REusable Sounding rocket)
● Real-time Optimal Guidance and Dynamic-Inversion (Adaptive) Control
● Avionics Employed ARINC Data Bus
● Full Composite Airframe and Fuel Tank Structure
● LNG Engine (23kN Thrust at Vacuum)



LNG Engine (IHI/IHI Aerospace)

LNG Engine (IHI/IHI Aerospace)

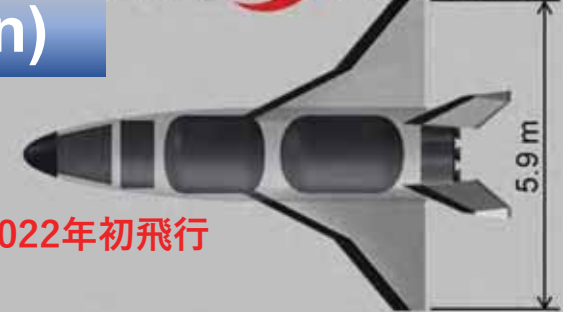


Suborbital Spaceplane (Science Mission)

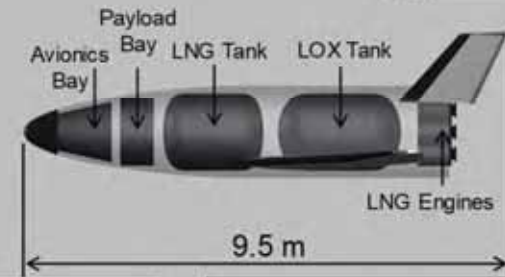
* 現在「基本設計(その1)」を推進中

科学研究サブオービタルスペースプレーンとは、**100 kg**のペイロードを搭載して、**LNGエンジン**で高度**120 km**に到達し、再突入後に翼の揚力を利用して滑空、再び打上地点に近くの滑走路に着陸する再使用型の宇宙輸送システムです。現在想定している機体規模は、打上質量**6.3トン**、全長**9.5m**です。高高度からの宇宙観測や高層大気の観測、約**3分間**の無重量実験等の科学ミッションを行います。

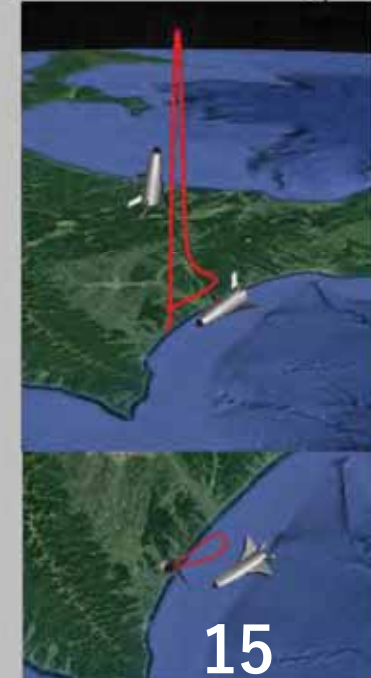
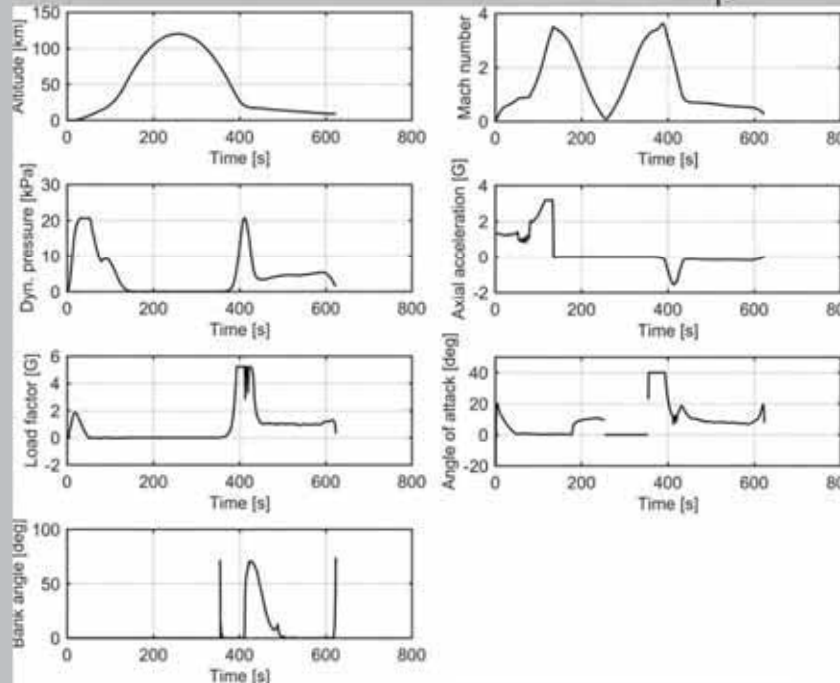
SPACE WALKER



2022年初飛行



Mission	Scientific Research	
Payload	100 kg	
Operation	Altitude 120 km	
Takeoff & Landing	Vertical Takeoff and Horizontal Landing	
Length	9.5 m	
Span Width	5.9 m	
Initial Mass	6.3 ton	
Propellant	LOX /LNG	
Thrust (Vacuum)	23 kN	
Engine	No.	4
	Expansion Ratio	4.6



Suborbital Spaceplane (Small Satellite Launch)

* 2020年より「基本設計」に着手

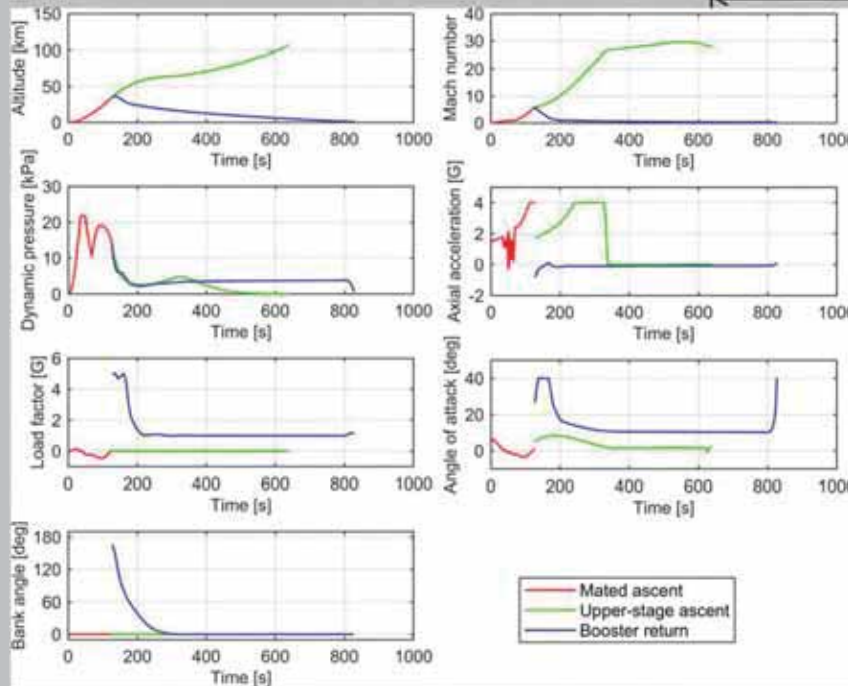
小型衛星打上サブオービタルプレーンとは、小型の使い捨てロケットを高度40km付近でマッハ数5まで加速後に分離し、100kg小型を低軌道あるいは太陽同期軌道に投入した後、翼の揚力を利用して滑空、再び打上地点近くの滑走路に着陸する再使用型の宇宙輸送システムです。現在想定している機体規模は、打上質量30.2トン、全長14mです。

SPACE WALKER



2024年初飛行

Mission	Scientific Research	
Payload	100 kg	
Operation	SSO 700km	
Takeoff & Landing	Vertical Takeoff and Horizontal Landing	
Length	14 m	
Span Width	8.7 m	
Initial Mass	30.2 ton	
Propellant	LOX /LNG	
Thrust (Vacuum)	97 kN	
Engine		
	No.	6
	Expansion Ratio	25



Suborbital Spaceplane (Space Tourism)

* 2021年より「基本設計」に着手

宇宙旅行サブオービタルスペースプレーンとは、パイロット2名と搭乗者6名を載せて滑走路から水平離陸し、高度120kmに到達し、再び打上地点近くの滑走路に着陸する再使用型の宇宙輸送システムです。現在想定している機体規模は、打上質量18.7トン、全長16mです。搭乗者は、宇宙からの地球観測や無重量体験を楽しむことができます。

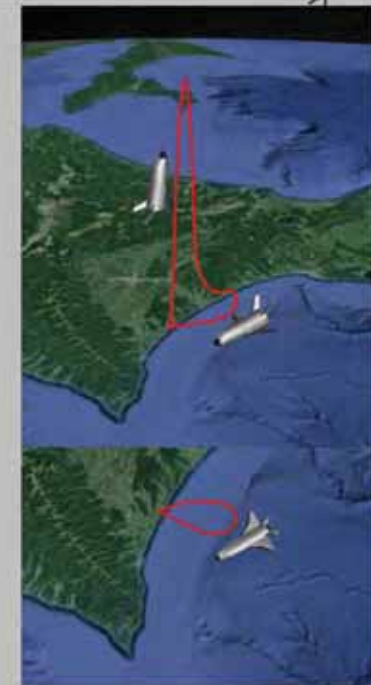
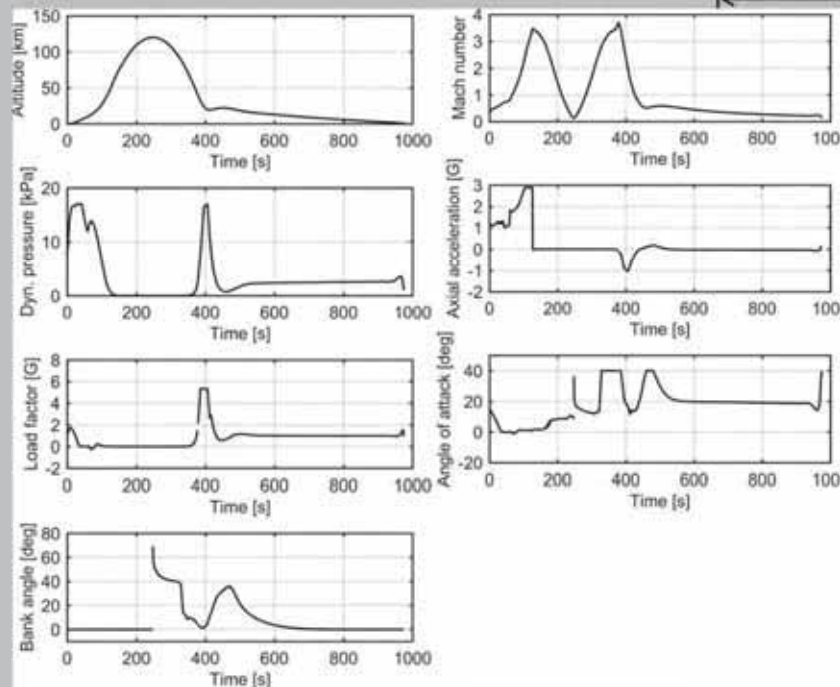
SPACE WALKER



2027年初飛行



Mission	Scientific Research
Payload	2 pilots 6 passengers
Operation	Altitude 120 km
Takeoff & Landing	Horizontal Takeoff and Horizontal Landing
Length	16 m
Span Width	10 m
Initial Mass	18.7 ton
Propellant	LOX /LNG
Thrust (Vacuum)	97 kN
Engine	
No.	3
Expansion Ratio	25

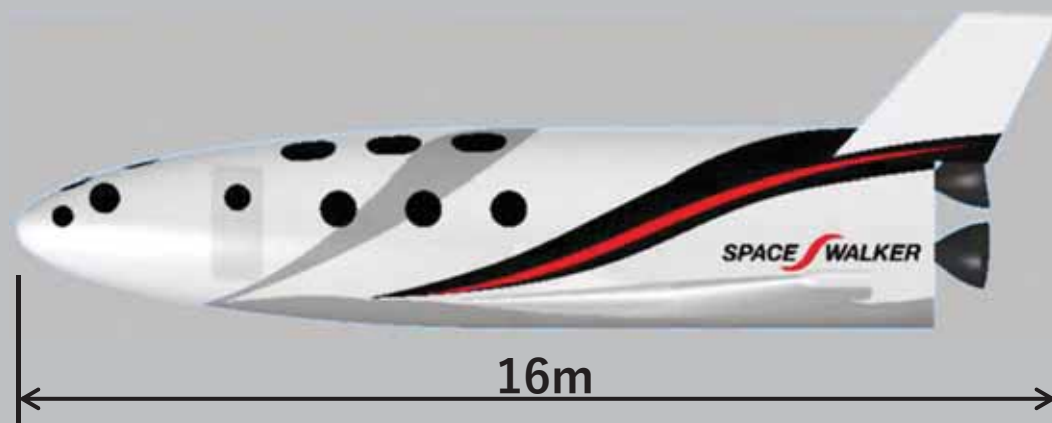




コクピットおよび
キャビンレイアウト



Nagatomo



16m

18