

サブオービタル 宇宙輸送システムの 飛行実験と今後の計画

2013年11月1日

九州工業大学 米本 浩一



1980年代 1990年代 2000年代 2010年代 2020年代



(1981年初飛行)
スペースプレーンの実現がそ
う遠くないことを感じさせる
衝撃的な出来事

世界のスペースプレーン研究競争
(1980~1990年代前半)

米国の実験機 (1990年代)



開発失敗
/キャンセル



サブオービタル宇宙
飛行の夢



夢のスペース
プレーン



X-30(NASP)/USA



HOTOL (Horizontan Take-off and Landing) England



Saenger / Germany



NAL SSTO/日本

夢の実現は、不可能という結論

民間の力による宇宙
旅行の期待

天才設計者Burt Rutan の
サブオービタル有人飛行 (2004年)



再挑戦

有人・無人シャトル構想 (~1990年代後半)



HERMES/France



HOPE/日本

挫折



サブオービタル機の 研究課題

再使用型宇宙輸送系
(繰り返し運用)のキーワード

- **自在な復航運用**
(アポート)
- **耐故障性**：故障許容
(多重構成／異種冗長)
- **超軽量システム**
(比強度の高い構造材料／
コンパクトサブシステム)
- **シンプルな飛行運用**



サブオービタル機の要素研究

先進航法誘導制御システム

INS/GPS/ADS複合航法システム

遺伝的手法による最適リアルタイム誘導

飛行環境適応型の姿勢制御と飛行実証

弾道飛行の空気力学

高迎角飛行と空力特性

耐故障性Flush型エアデータシステム

新型推進システム (北海道大学, 秋田大学)

ハイブリッドロケット(CAMUI, 低融点燃料)

複合材軽量構造

LH₂タンク, LOXタンク, 高圧Heガスタンク

ヘルスマニタリングシステム

高精度軟着陸誘導回収システム

パラfoil 自律回収航行システム



研究課題 **遺伝的手法による最適飛行軌道生成とリアルタイム誘導**

従来の誘導手法：基準軌道を使用

✖ 故障などによる飛行中断に対応が困難

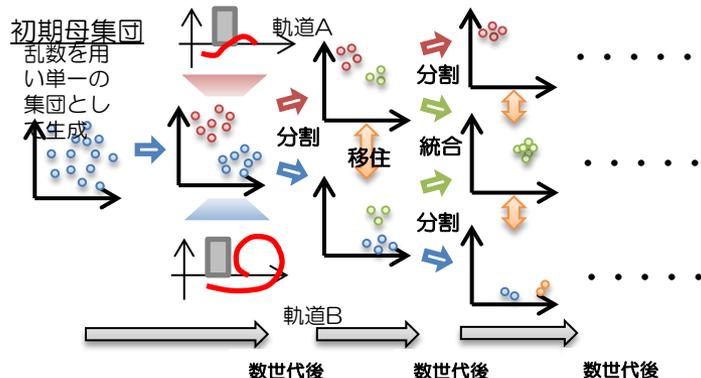
- 遺伝的アルゴリズムによる柔軟な最適軌道生成
- FPGAによるリアルタイム誘導システムの実現

ダイナミックに母集団を分割・統合可能な分散遺伝的アルゴリズム

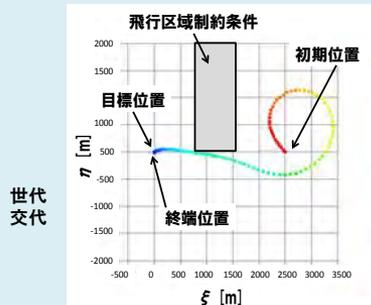
複数の良軌道を同時生成可能

→ 突然の軌道変更要求に柔軟に対応

限定した探索範囲での収束速度の向上



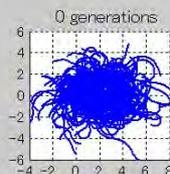
遺伝的アルゴリズムを用いた軌道生成



FPGAボード



実験機による飛行実証
(現在0.8秒で基準軌道の生成を実現)

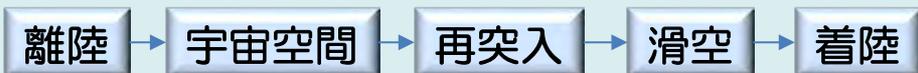


研究課題

飛行環境適応型の姿勢制御（適応制御）の飛行実証

低次元化によって制御系が簡単になる

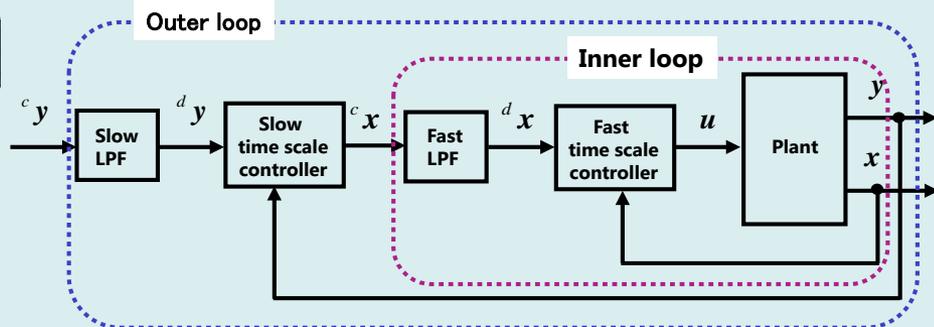
様々な飛行環境で飛行することを想定。



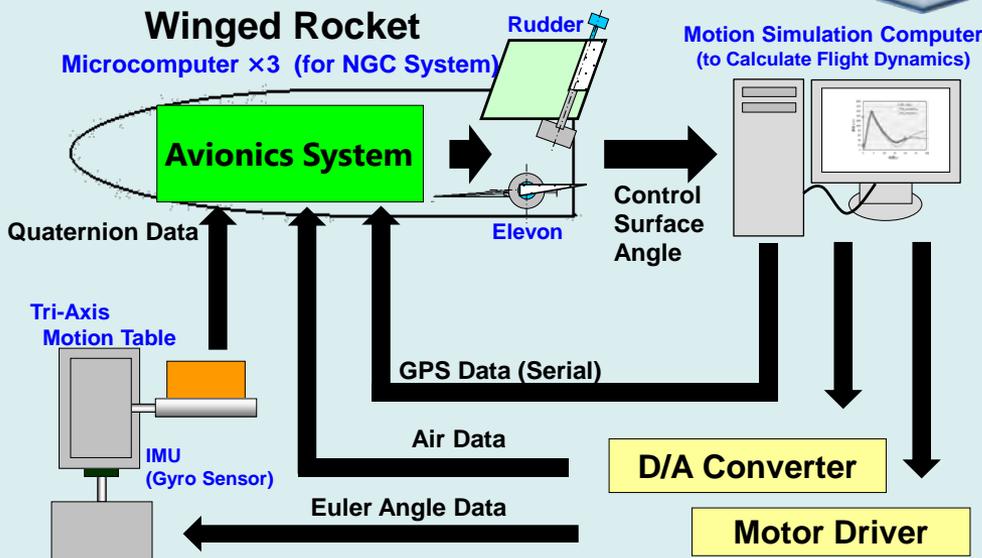
飛行環境に柔軟に対応できる
離散時間モデル規範型適応制御の実証

遅い状態量 $y(t) = [\alpha \ \beta \ \phi]^T$

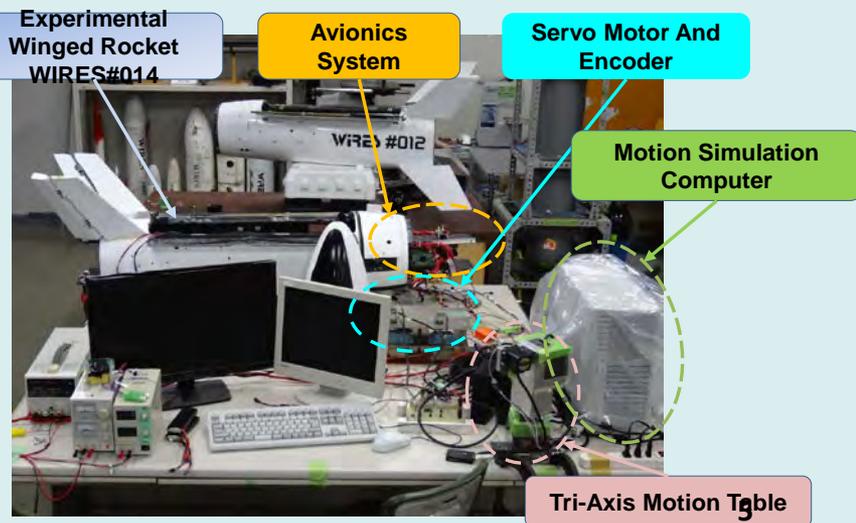
速い状態量 $x(t) = [p \ q \ r]^T$



Hardware-in-the-Loop Simulator 構成図



Hardware-in-the-Loop Simulatorを用いた制御系の動作確認



研究課題

INS/GPS/ADS複合航法システム

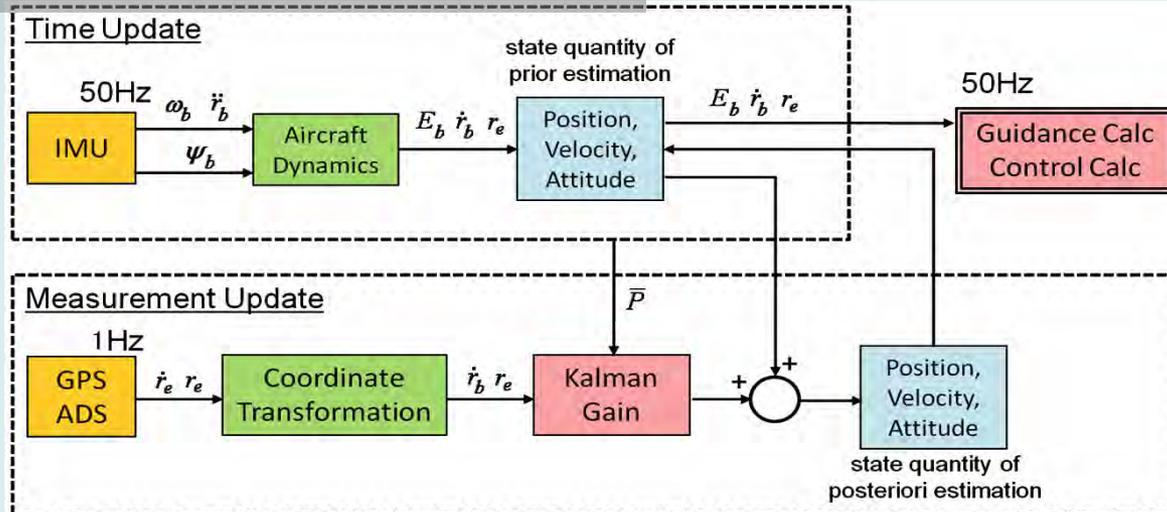
◆INS

更新時間が早いですが、積分による誤差が時間毎に蓄積

◆GPS・ADS

精度が時間に依存しないが、GPSの更新時間が遅い

複合することで高精度な航法システムの実現



IMU : Inertial Measurement Unit
GPS : Global Positioning System
ADS : Air Data System

疑似ADSアルゴリズム～バックアップADS

□ 推定値より迎角 α , 横滑り角 β を算出

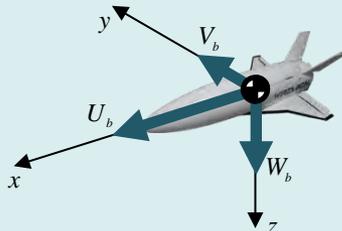
状態量

$$x = \begin{bmatrix} U_b \\ V_b \\ W_b \\ \lambda_e \\ \eta_e \\ h_e \end{bmatrix}$$

速度
水平位置
高度

$$\alpha = \tan^{-1}(W_b / U_b)$$

$$\beta = \sin^{-1}(V_b / \sqrt{U_b^2 + V_b^2 + W_b^2})$$



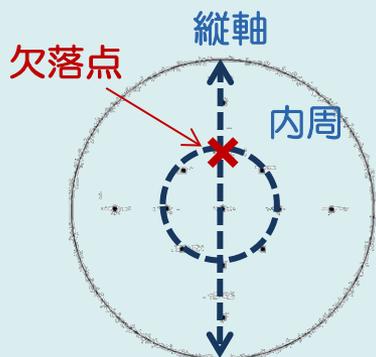
カイトプレーンによる飛行試験

耐故障性Flush型エアデータシステム

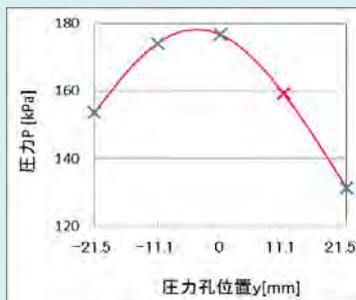
- FADS (Flush-type Air Data System)
耐熱性のあるノーズコーン表面に多数の圧力孔を設け、表面の圧力分布から対気速度や迎え角等
を取得する。



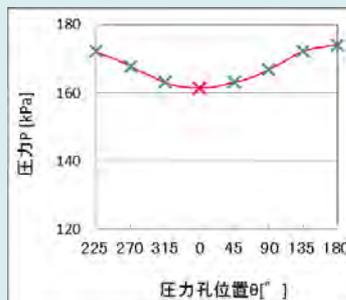
FADSの多数の圧力孔を有するという特徴
に着目し耐故障性に重点を置いた空力諸元計
算アルゴリズムの開発を行う。



内周の点が欠落

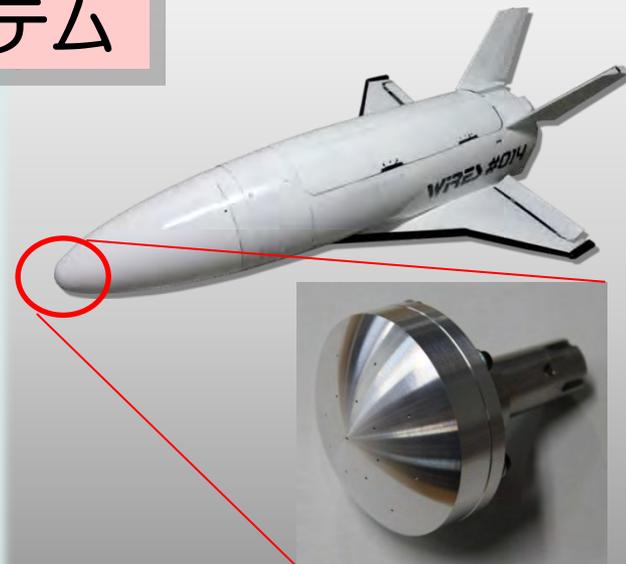


縦軸方向の補間

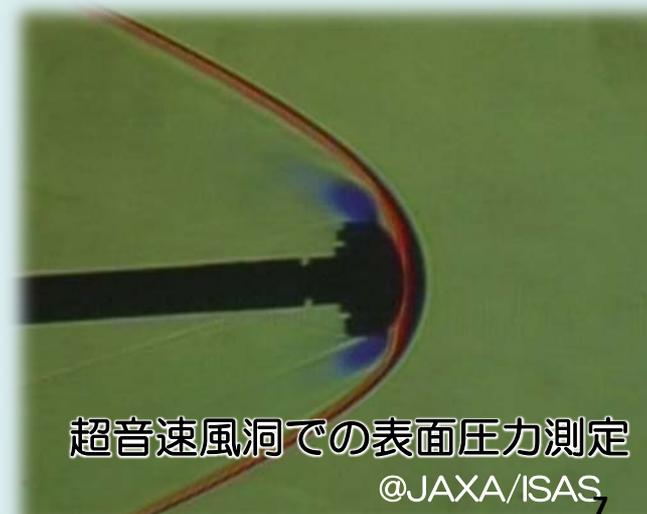


円周方向の補間

補間法による圧力値推定



風洞試験用の供試体



超音速風洞での表面圧力測定

研究課題

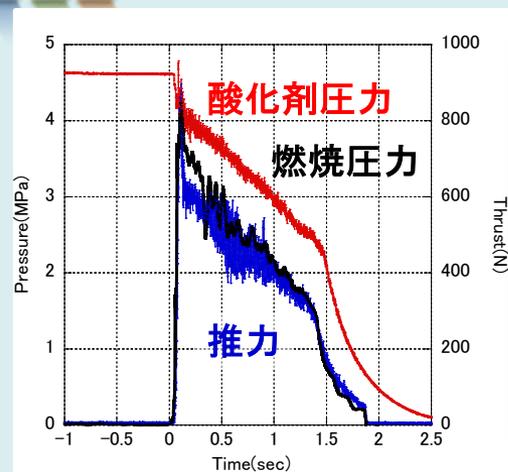
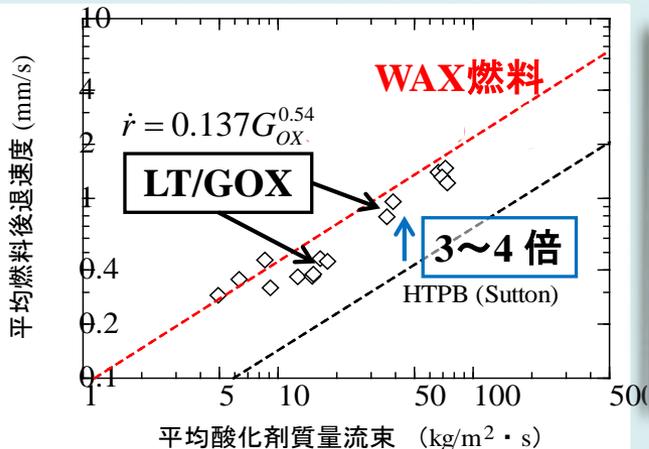
低融点型ハイブリッドロケットシステム (秋田大学)

LT燃料：低融点熱可塑性樹脂

- 従来の燃料(HTPBなど)と比べ高い燃料後退速度
- 固体推進薬と同等の高い機械的特性



大型ハイブリッドロケットの燃料として期待される



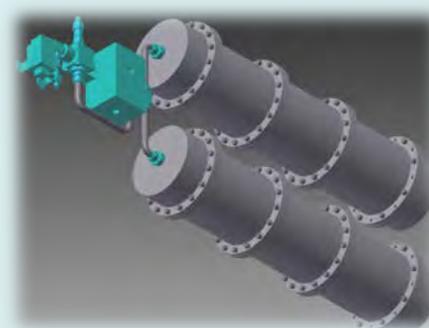
5kN級ハイブリッドエンジンの開発に着手



コニカルノズル



プラグノズル



粘土結晶膜を利用した超高压水素ガスタンク

軽量で高いガスバリア性能を有する
70MPa級タンクの開発を推進中

＊ 燃料電池車用に開発し、宇宙機の超高压
Heガスタンクに応用

従来のタンクは、ライナーに完全に水素ガスを遮断する
アルミニウム合金 (TypeⅢ) やガスバリア性を有する
樹脂 (TypeⅣ) を使用

ライナーの代わりに粘土膜『クレスト®』を使用する
ことで、

- アルミニウム合金製ライナーよりも軽量
- 樹脂製ライナーよりも高いガスバリア性能
と従来を上回るタンクの製造が可能

● 研究成果

- ・ 粘土結晶膜を用いたタンクを製造し、水素ガス透過試験において日本自動車研究所 (JARI) が定める基準値 $5\text{cm}^3/(\text{L}\cdot\text{h})$ よりも一桁優れた値 $0.5\text{cm}^3/(\text{L}\cdot\text{h})$ を達成
- ・ 耐水圧試験において200MPa以上の耐圧能力を達成

● 今後

炭素繊維強化層、口金付近の構造の最適化を進める



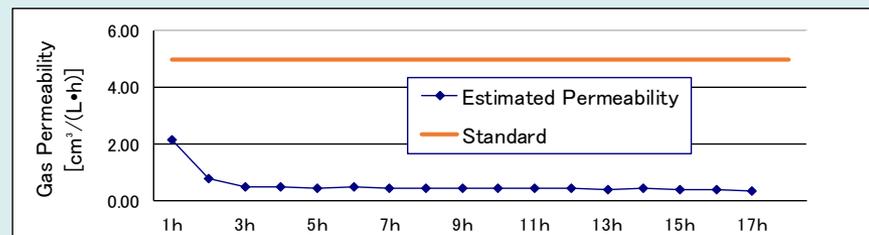
4.7リッター試作タンク



粘土膜クレスト®AIST



クレスト®施工の様子



水素ガス透過試験においてJARI基準値よりも低い値を達成

粘土結晶膜を利用した液体水素タンク

軽量な複合材製液体水素タンクの試作

宇宙輸送コストの削減のために、ロケットの重量の大部分を占める液体水素タンクの軽量化が急務である
CFRPを用いた液体水素タンクが開発されてきたが、極低温に曝されることでマイクロクラックが発生し、水素ガスが漏洩する問題がある

ガスバリア性能の高い粘土膜『クレスト®』を使用することで、水素ガスの漏洩を食い止められるのではと考える

- 研究成果
 - ・粘土結晶膜を用いた1.2MPa級タンクを製造し、液体水素充填試験を行い、タンクからの水素ガスの漏洩がないことを確認した
 - ・液体水素充填後、ヘリウムガスを用いた気密試験を行い、ヘリウムガスの漏洩がないことを確認した
 - ・タンクと同様の成形方法を用いた、曲管の製造に成功した
- 今後
軽量タンクの実現に向け、さらなる高圧力に耐えるタンクを製造する



CFRP製曲管



4.3リッター試作タンク



CFRPでクレストをサンドイッチし真空加圧成形



液体水素充填試験



ヘリウムガスリーク試験

研究課題

複合材製フッ素樹脂ライナー液体酸素タンク

これからの宇宙開発には宇宙輸送コストの軽減は必要不可欠で本研究は液体酸素タンクに注目

構造材料に比強度の高いCFRPの使用で軽量化

CFRPは液体酸素環境下で発火する恐れ
液体酸素環境下で発火しないライナー材(PTFE)を選定

タンクの内殻にPTFEライナー，外殻にCFRPを使用すれば，安全かつ軽量の液体酸素タンクの実現が可能

炭素繊維強化プラスチック製液体酸素タンクの試作

昨年度タンクの研究成果より，液体酸素適合性樹脂ライナーPTFEの炭素繊維強化層の施工をプリプレグを用いた真空加圧成形とし，炭素繊維強化プラスチック製液体酸素タンクの試作を行い，評価試験を実施

液体酸素タンクの今後

評価試験により，口金付近に構造上の課題を確認

口金付近の再設計や接着剤の再選定により安全かつ軽量の液体酸素タンクを実現



① PTFEライナー



② CFRP積層



③ オートクレーブによる真空加圧成形



④ タンク完成

タンク製作過程



⑤ 耐水圧試験



⑥ 液体窒素充填加圧試験

タンク評価試験

研究課題

パラfoilによる自律回収航行

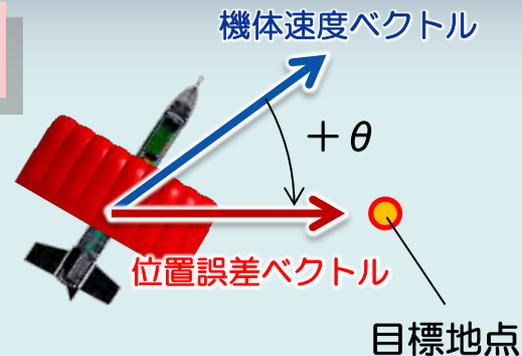
九州工業大学ではIHエアロスペースと共同で
パラfoil自律航行システムの開発を進めている。

昨年度は、フランスで行われたロケット競技会C' Spacelにて、
パラfoil開傘機構の実証を行った。

- 学生ロケット実験機
- 飛行実験の様子

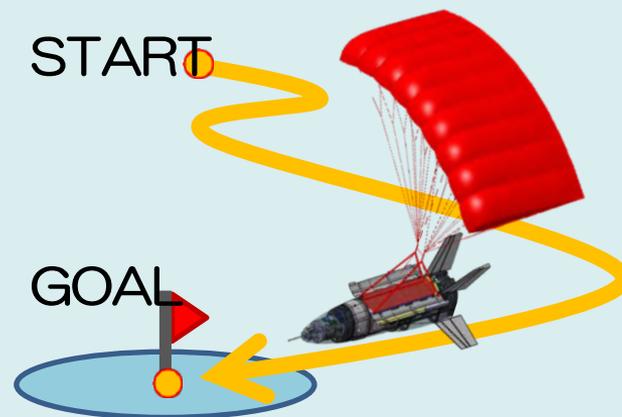


- パラfoil開傘シーケンス



パラfoil制御則 (PD制御)

機体速度ベクトルと目標位置への
位置誤差ベクトルとの誤差角度をゼロにする。



WIRES#012IAによる飛行実験

WIRES#012をパラfoil仕様に改修し
伊豆大島にて今年度実験を計画している。 12



研究成果実証のための飛行実験

*WIRES: **W**inged **RE**usable **S**ounding Rocket

WIRES#X

高度100km到達

WIRES#015 (全長4.0m / 重量500kg)

ガススラスタによる姿勢制御技術の実証

WIRES#014 (全長1.7m / 重量49kg)

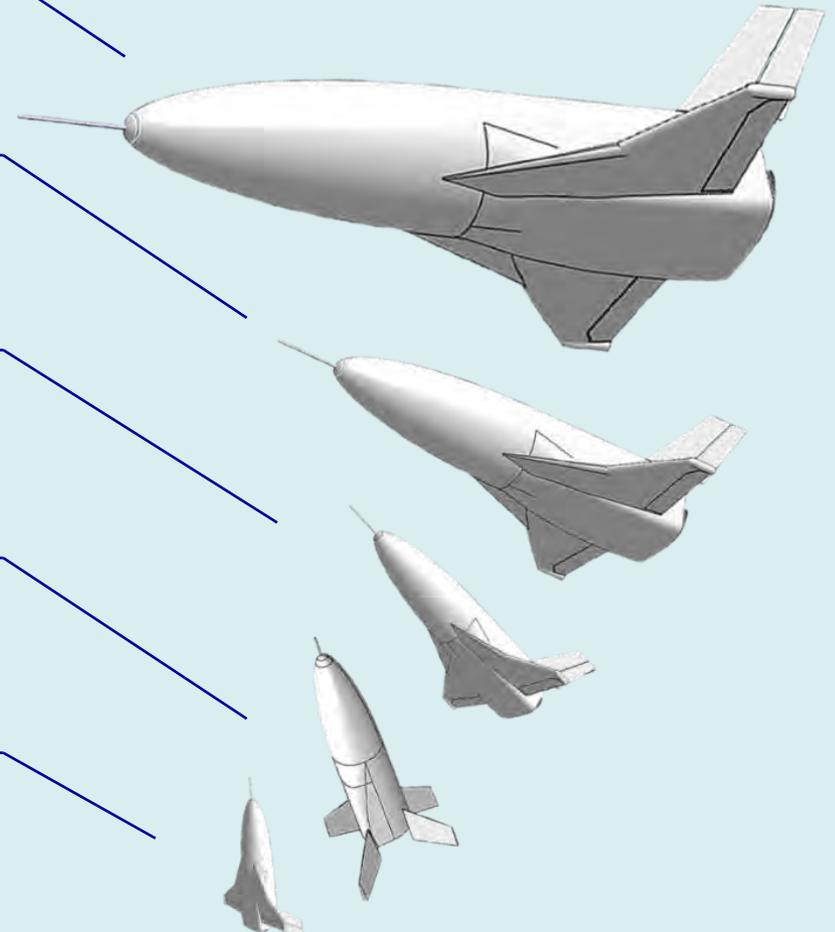
航法誘導制御システムの実証

WIRES#012 (全長1.7m / 重量34kg)

2段式パラシュートによる回収技術の実証

WIRES#011 (全長1.0m / 重量8kg)

H ∞ 制御を用いた上昇中の姿勢制御技術の実証



2008-2009



WIRES#011

Total Mass	[kg]	7.76
Total Length	[m]	1.1

γ #5 Oct. 2009



γ #1 Feb. 2008



γ #2 Dec. 2008



γ #3 Feb. 2009



γ #4 Jun. 2009

2010~



WIRES#012

(Pre-Test Rocket)

Total Mass	[kg]	38.0
Total Length	[m]	1.71

WIRES#014

Total Mass	[kg]	48.0
Total Length	[m]	1.71



WIRES#12

予備ロケット実験機

メインシュート
減衰用ダンパー

メインシュート
ケース

フィン

アビオニクス

N₂Oタンク

後方エアバック **Hybrid Rocket**
(HyperTek M1000)

1孔ピトー管



回収機構用
CO₂ポンペ

前方エアバック

飛行安全システムの技術実証
*減速シュート（飛行中断を兼ねる）
と回収シュートの技術実証





8:00 管制センター最終準備



テレメータラッキング装置



飛行実験監視システム



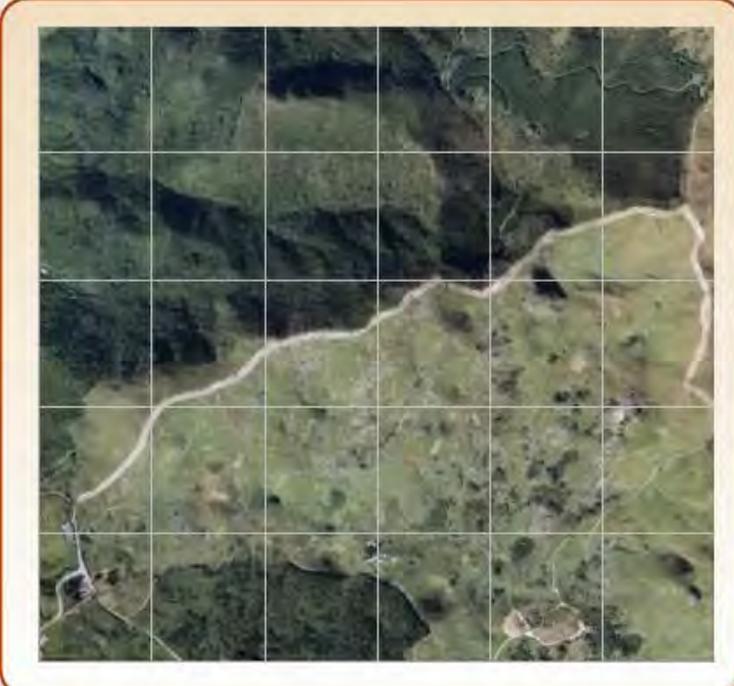
予備ロケット実験機WIRES#012飛行実験（2011年9月29日）

回収システムの技術実証に成功





Telemetry Visualizer for WIRES#12



Time: **0** s
(after launch)

Altitude: **0** m
(pressure)

latitude longitude
latitude longitude

192.168.20.64

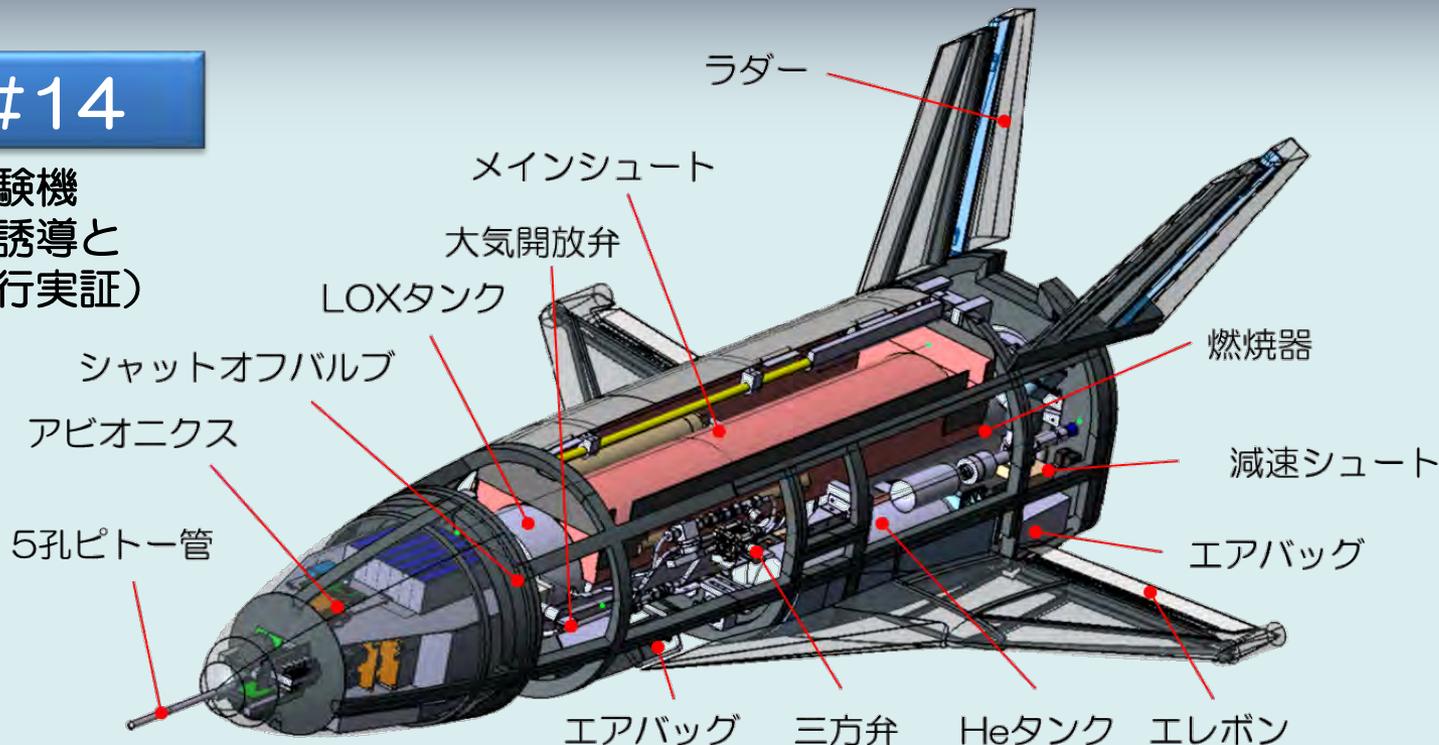
Launch		Drogue		Main		Air-bag		
		Door		L	R	F	L	R
		solv	chk	ring	chk	solv	chk	

250

テレメータによるリアルタイムモニタ

WIRES#14

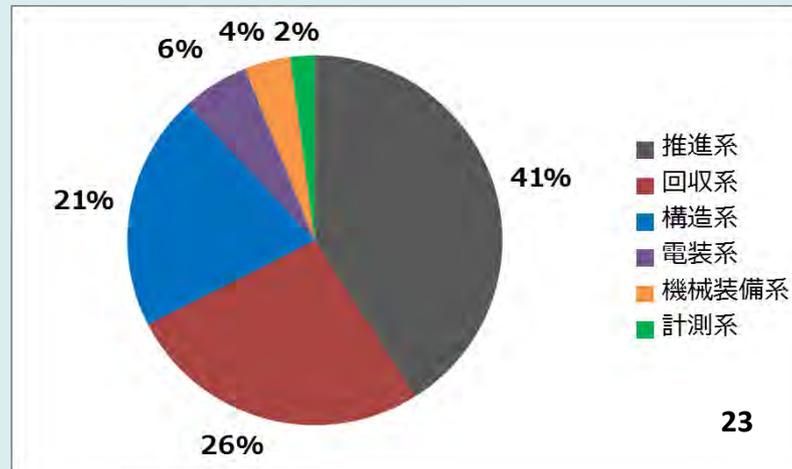
有翼ロケット実験機
(リアルタイム誘導と
適応制御の飛行実証)



機体諸元

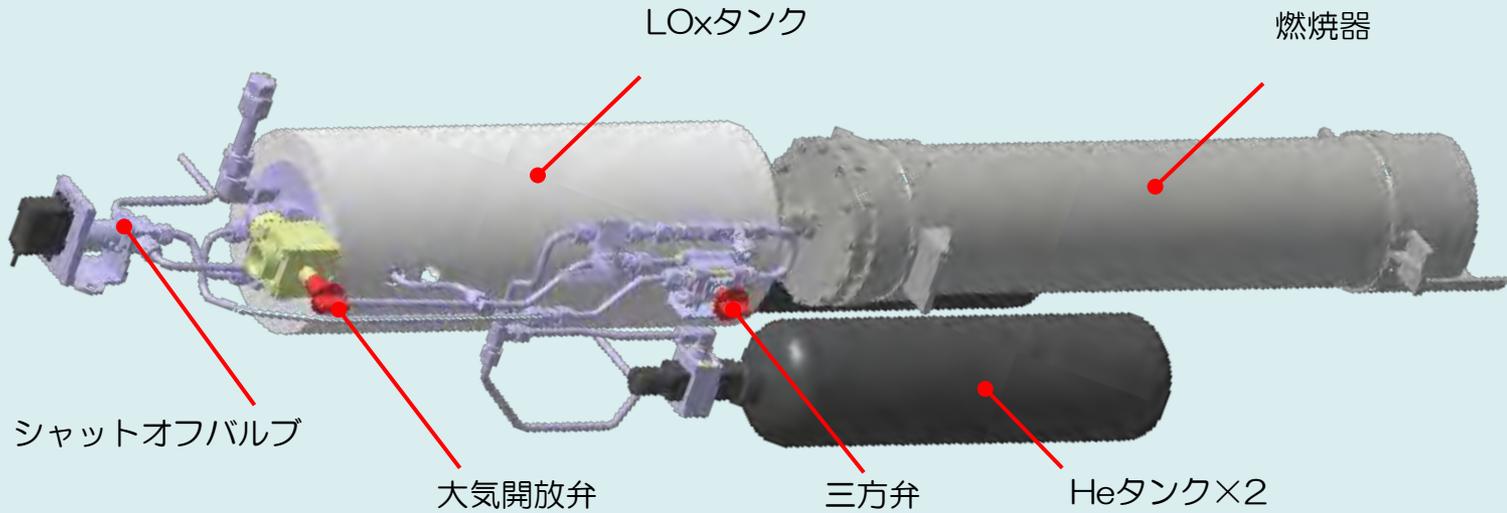
全長	1.7	[m]
総重量：燃焼前	48.6	[kg]
総重量：燃焼後	44.2	[kg]
重心位置：燃焼前	61.5	[%]
重心位置：燃焼後	61.9	[%]
胴体径	0.33	[m]
翼幅	1.1	[m]

重量内訳





CAMUI型ハイブリッドロケットエンジン



諸元

トータルインパルス	13220	[Ns]
比推力	240	[s]
最大推力	3000	[N]
平均推力	2550	[N]
燃焼時間	4.0	[s]
質量 (充填時)	20.5	[kg]

酸化剤：液体酸素
燃料：ポリエチレン

※北海道大学と植松電機殿が開発

回収システム

飛行中断・開傘・着地衝撃緩和

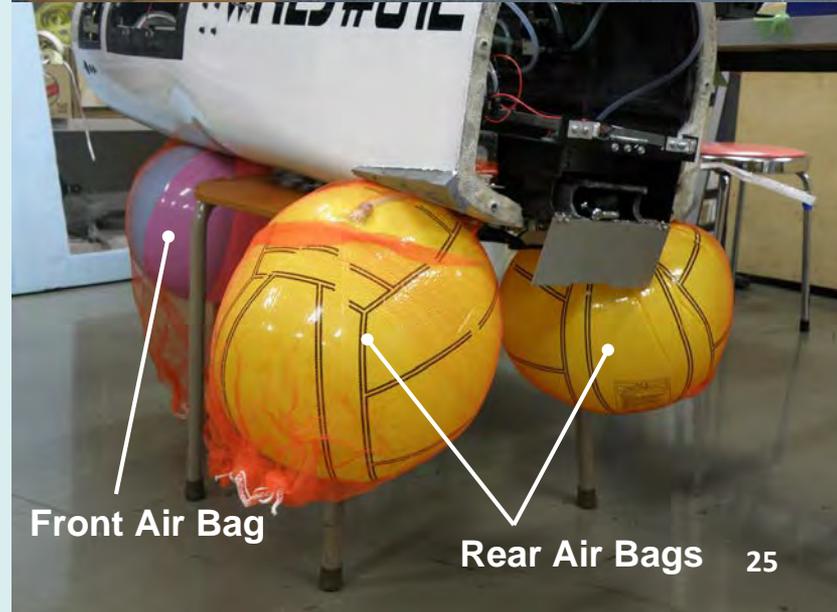
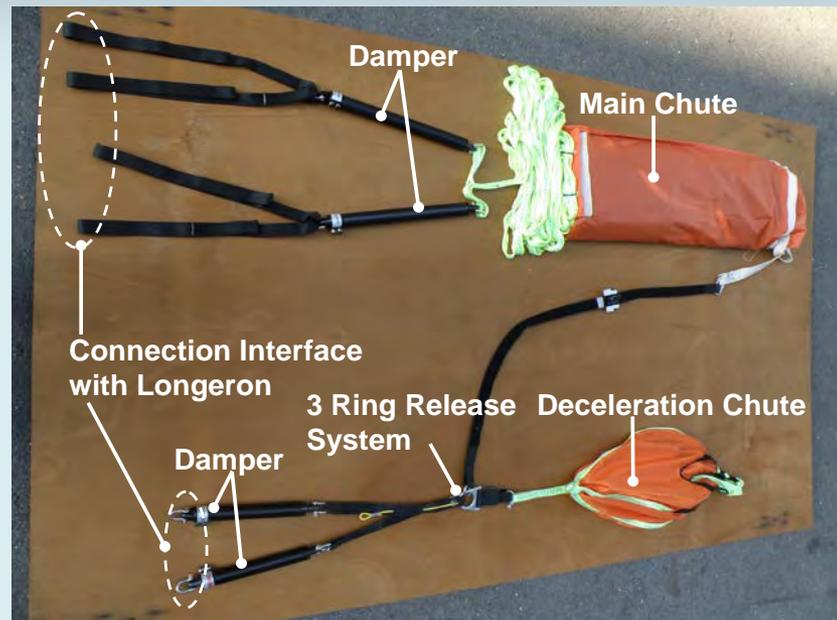
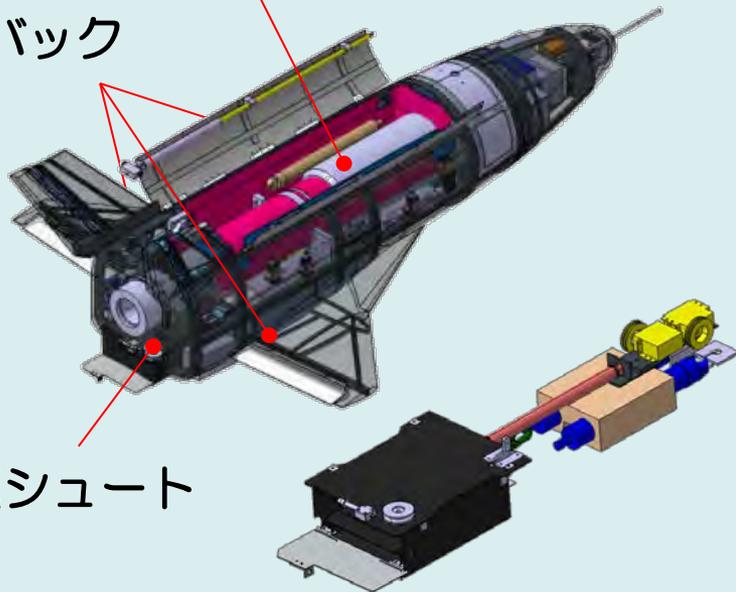
2段階パラシュート・エアバッグ

メインシュート

エアバック

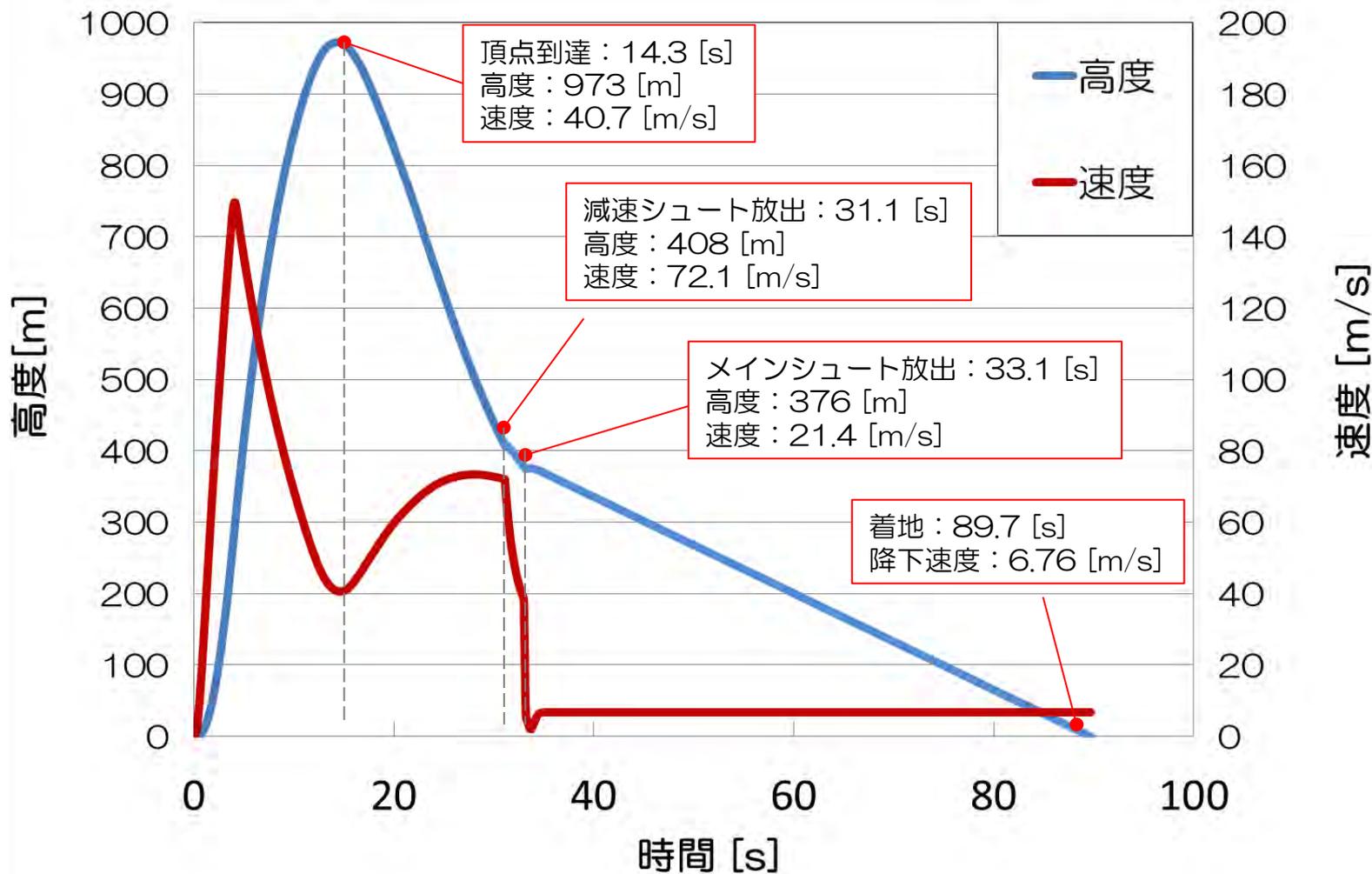
減速シュート

減速シュート放出機構





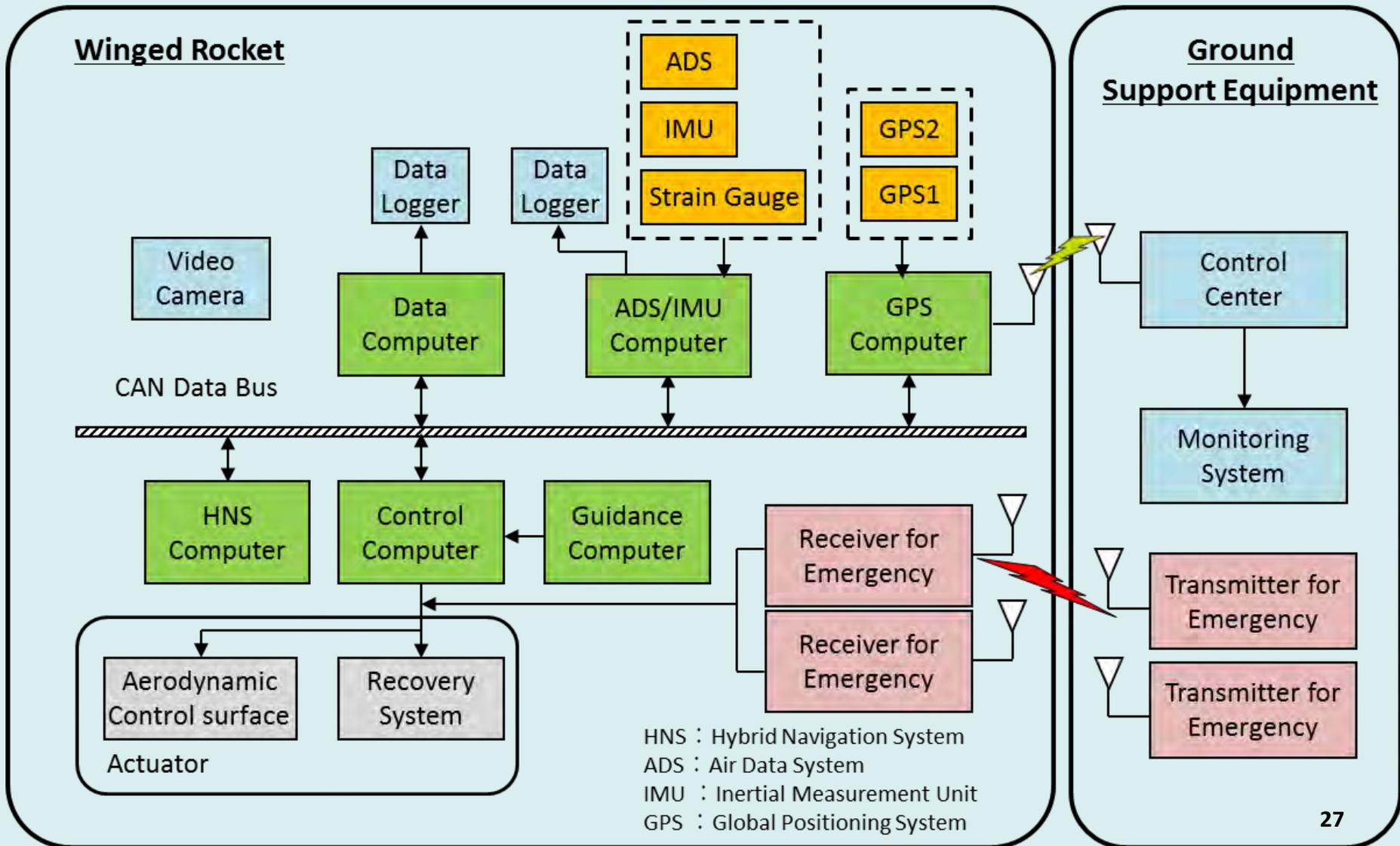
飛行プロファイル (平尾台Version: LOXの搭載量小)





アビオニクス構成

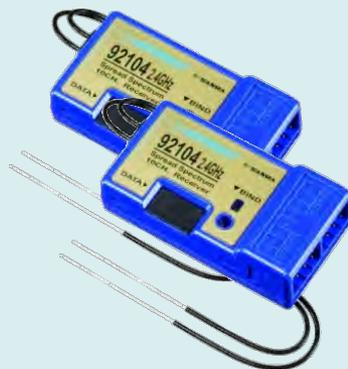
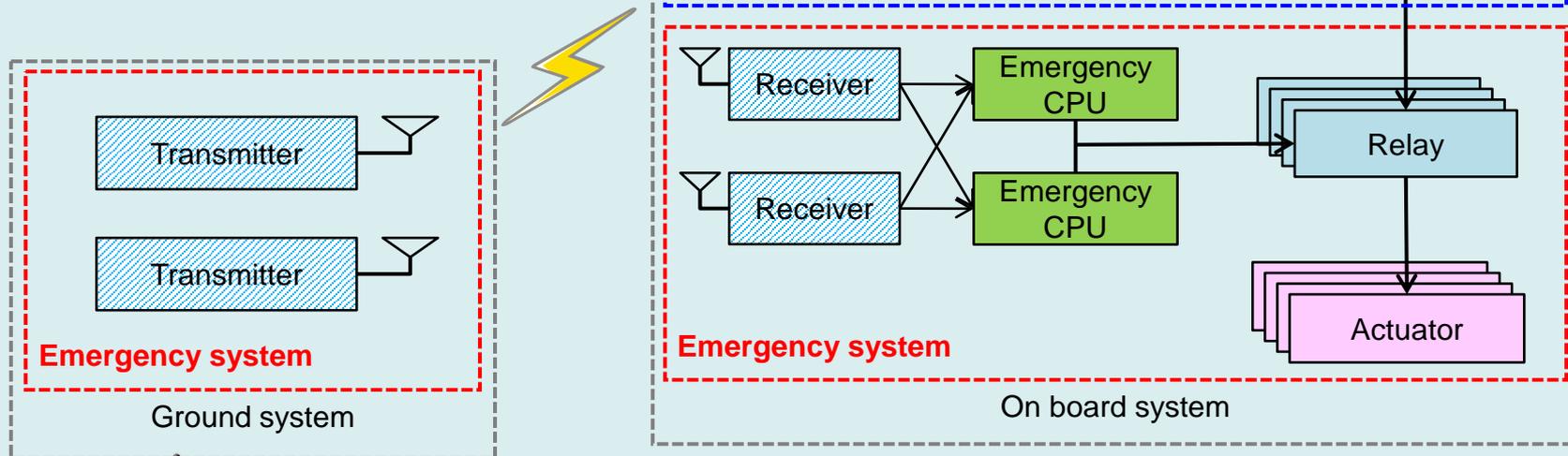
航法誘導制御等の分散計算



非常系構成

異常飛行時には地上から指令により、飛行中断して安全区域内に落下

二故障許容システムを実現



1段階操作：飛行中断

- 動翼非対称操舵
- 減速シュート放出

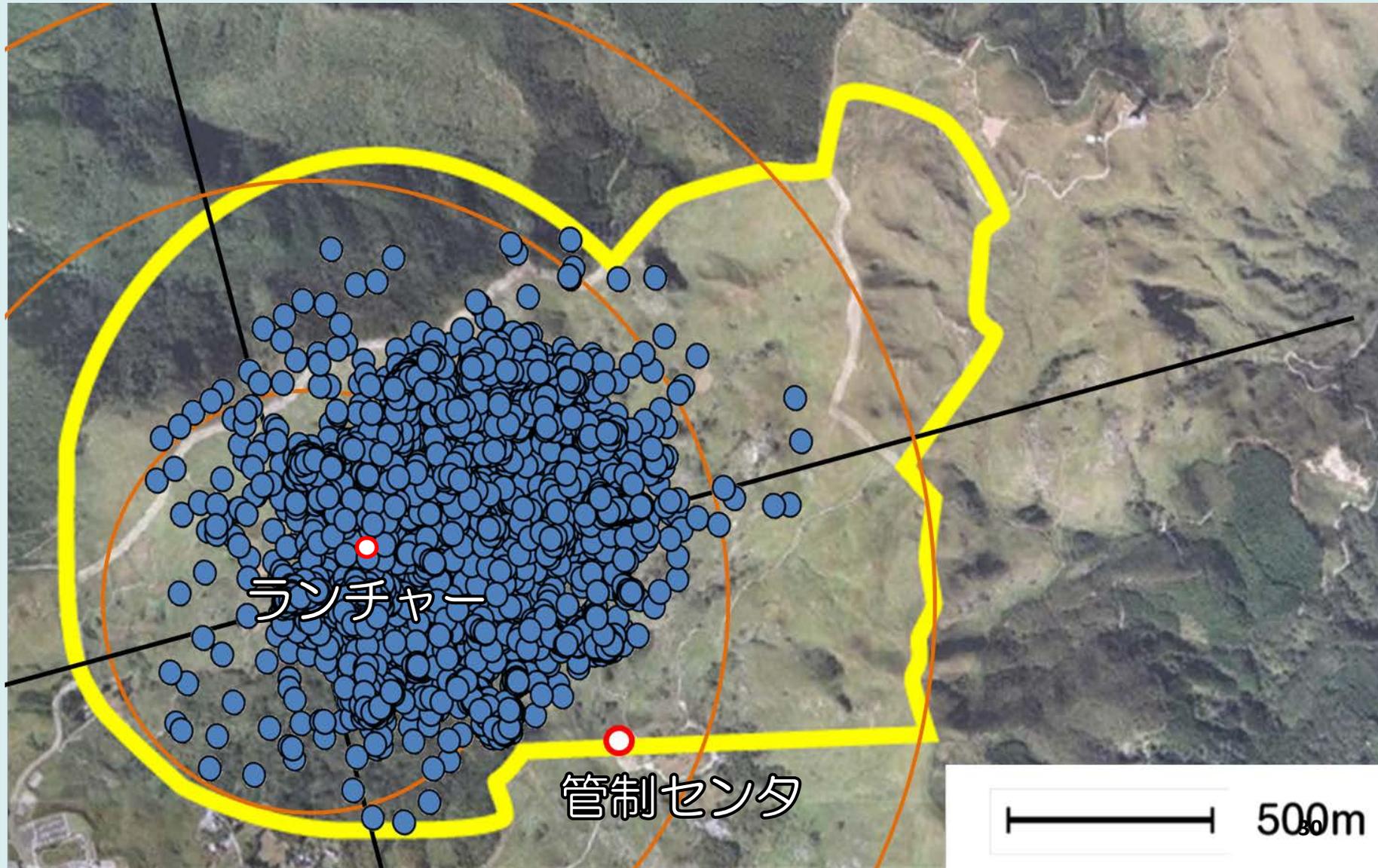
2段階操作：機体回収

- メインシュート放出
- エアバッグ展開



落下分散解析

シミュレーションより落下分散を3740ケース
解析し、保安域を設定.





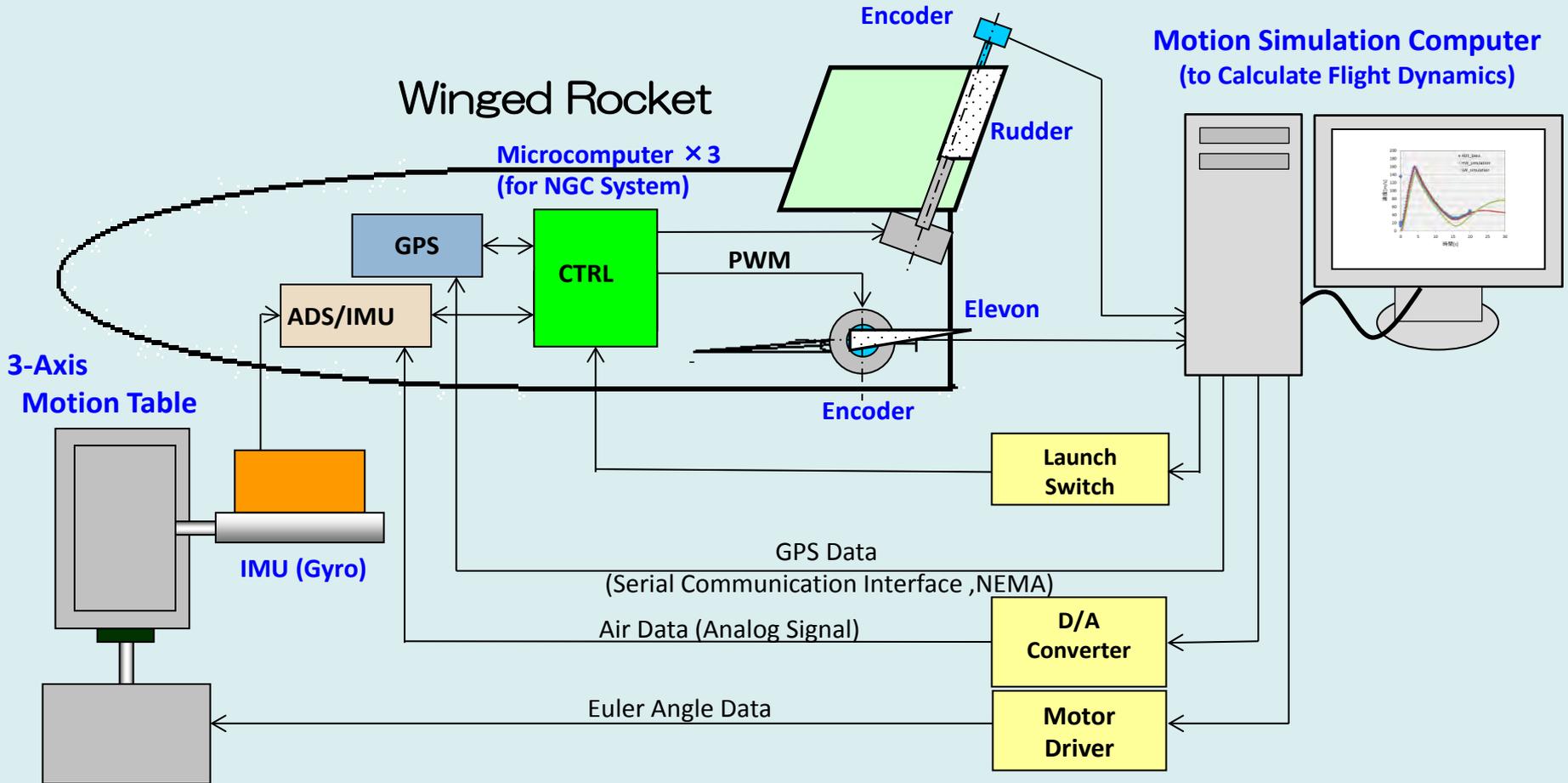
地上燃焼試験 地上燃焼試験により搭載システムの正常動作を確認

The Movie of the Ground Combustion Test





地上模擬飛行試験 (Hardware-in-the-Loop Simulator)



Hardware-in-the-Loop Simulation の様子 (1 / 2)

有翼ロケット実験機
WIRES#014

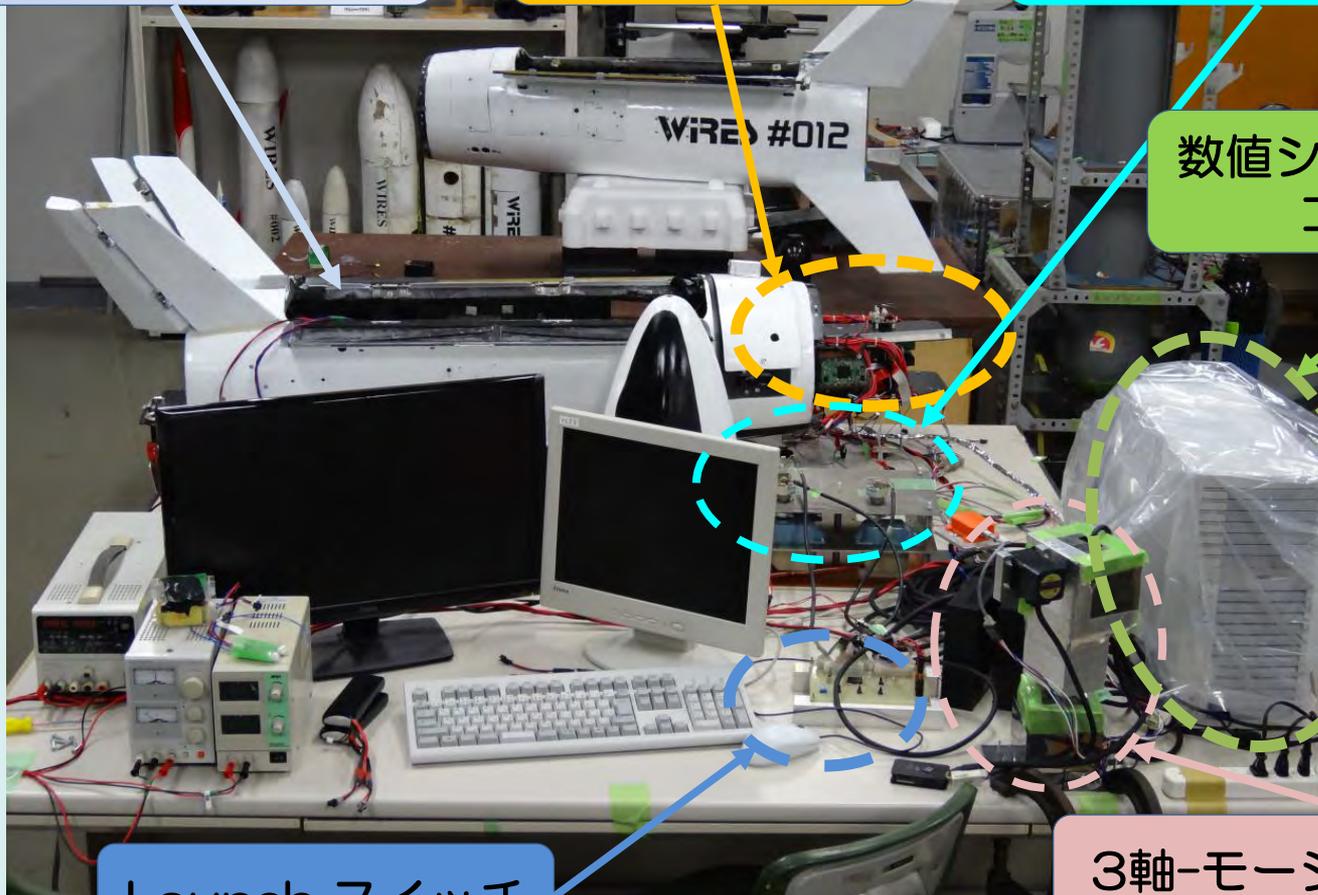
実験機搭載
アビオニクス

動翼用サーボモータ
エンコーダ

数値シミュレーション用
コンピュータ

Launch スイッチ

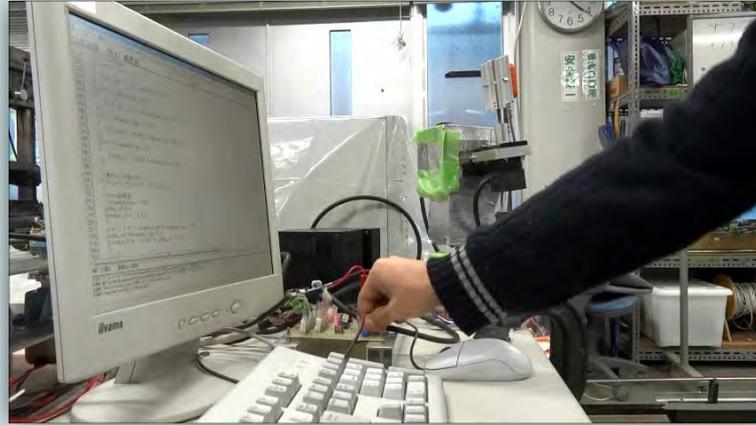
3軸-モーションテーブル



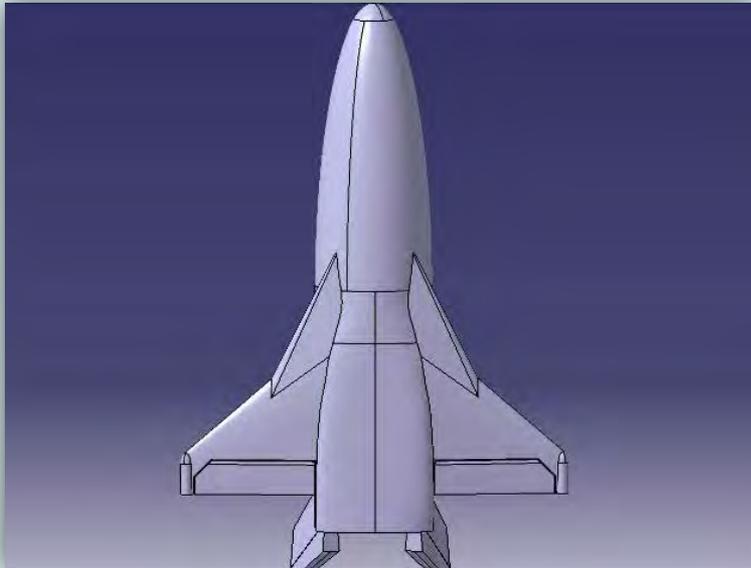


Hardware-in-the-Loop Simulation の様子 (2 / 2)

試験結果
(数値計算)
機体姿勢

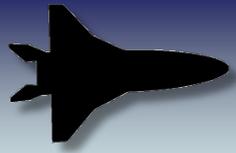


試験結果
疑似GPSデータ



WIRES#014飛行実験（2013年6月28日）





WIRES#01 4 飛行実験 (2013年6月28日)



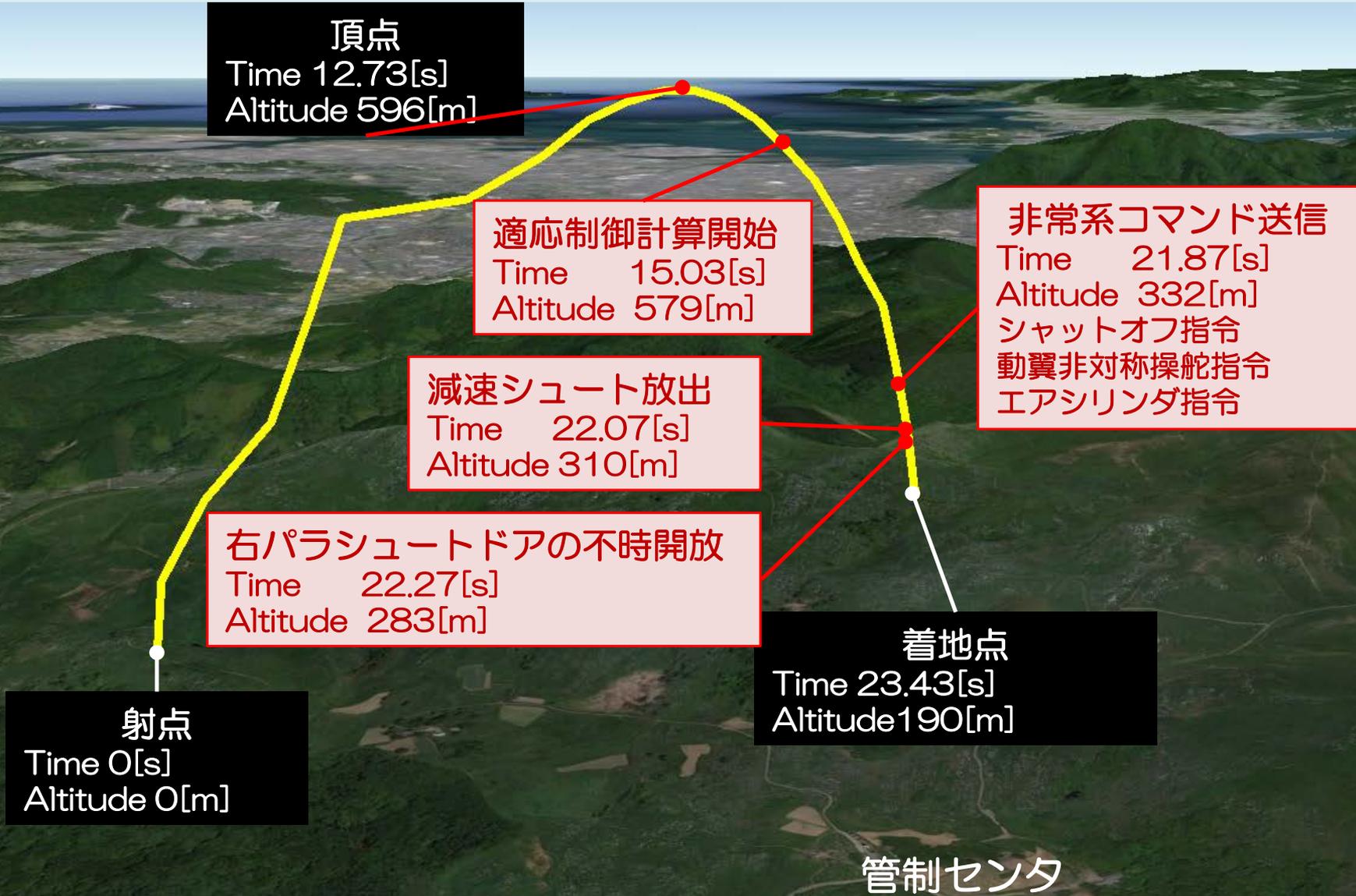


WIRES#014 飛行実験 (2013年6月28日)



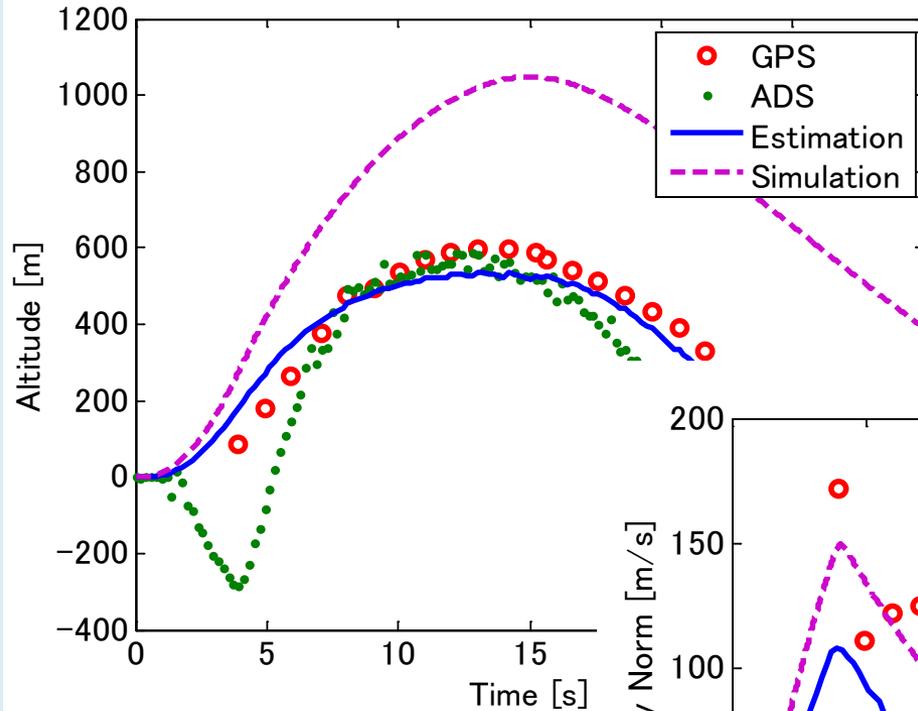


WIRES#014飛行実験（2013年6月28日）

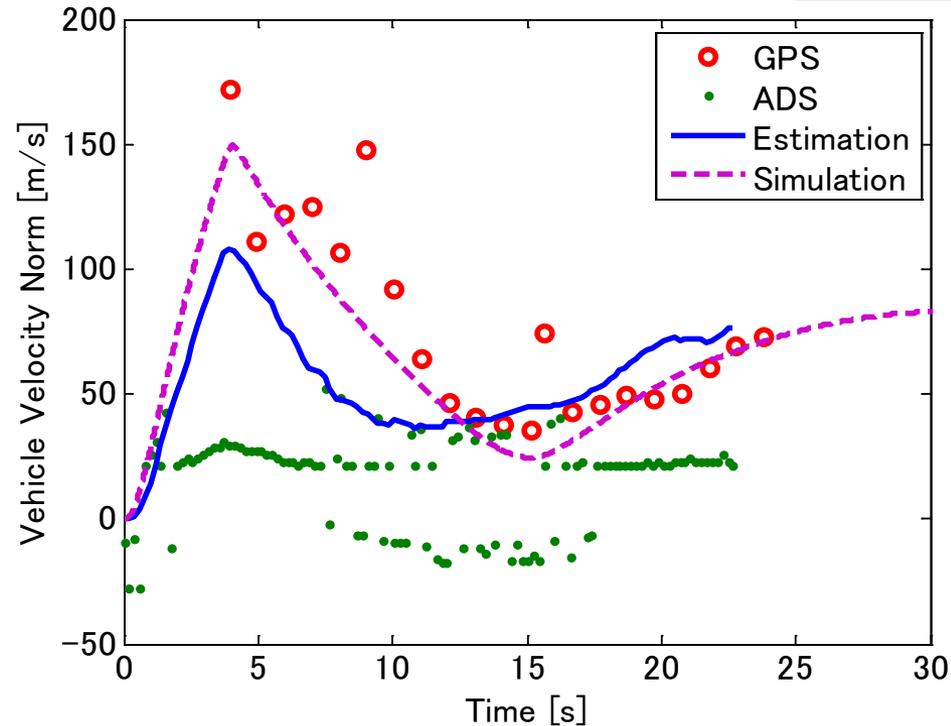
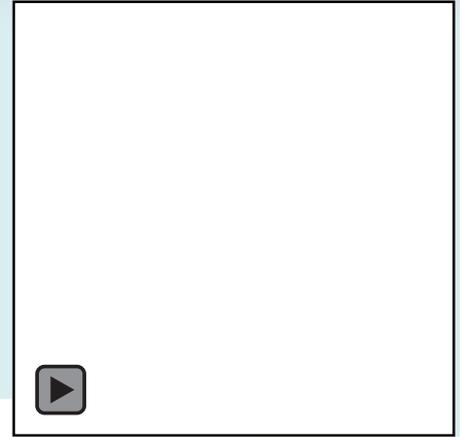




WIRES#014 飛行実験 (2013年6月28日)



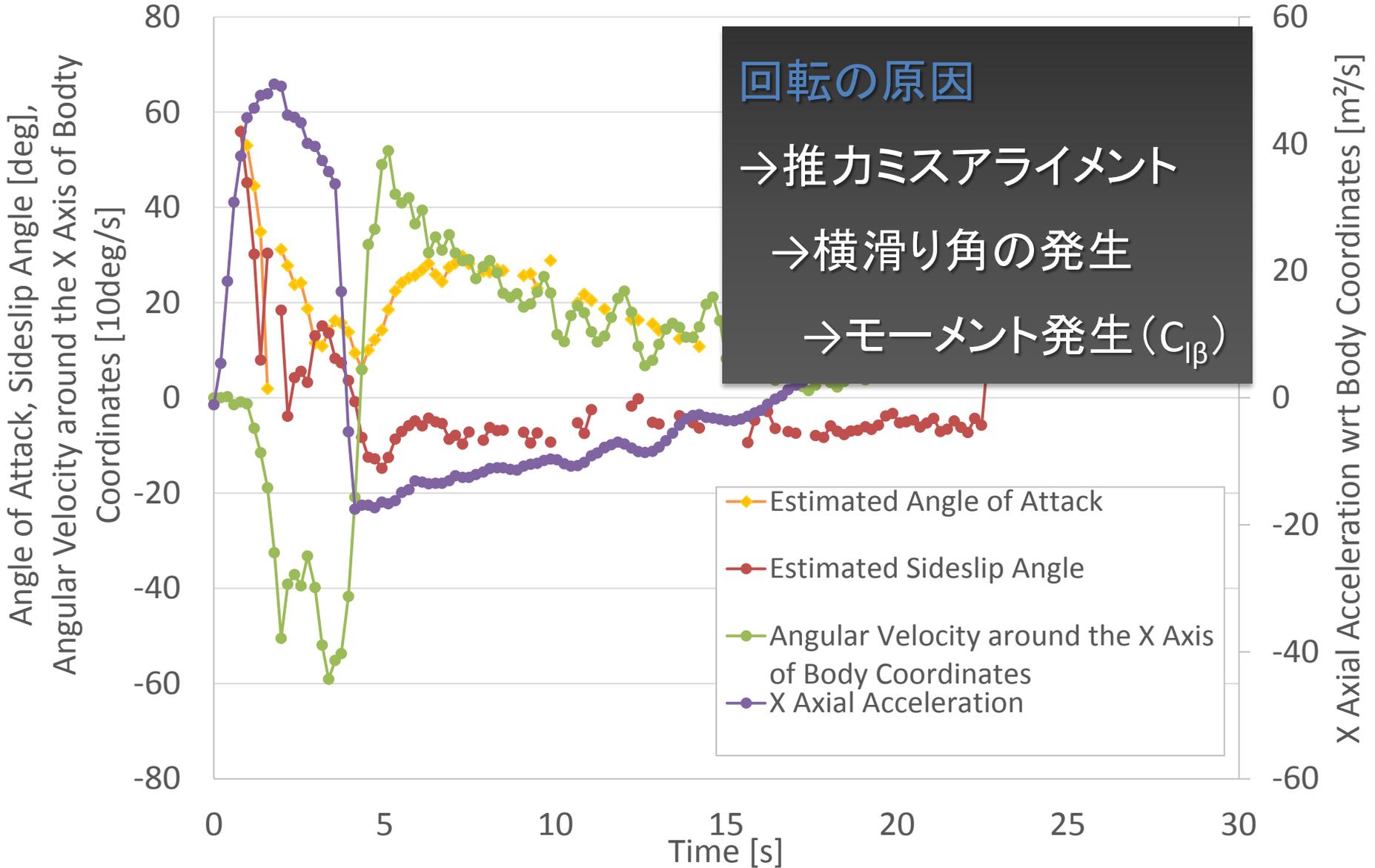
(Pressure Altitude)
(Post Flight Analysis)
(Preflight Plan)

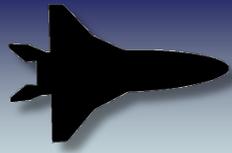


(Pressure Altitude)
(Post Flight Analysis)
(Preflight Plan)



WIRES#01 4 飛行実験 (2013年6月28日)





WIRES#014 飛行実験（2013年6月28日）

<結果>

■弾道飛行により機体全損

- 全データを取得（不動作の機器以外）
- GPS/ADS/IMU複合航法
 - オンライン計算に成功，精度に課題
- GAを用いたオンライン誘導
 - 高度不足等で計算収束せず
- デジタル適応制御
 - オンライン計算に成功，次回で採用予定



今後のWIRES#014飛行実験計画

第1回飛行実験 2013年6月28日

第2回飛行実験 2014年3月

福岡県北九州市平尾台
最高到達高度 約1.0km



第3回飛行実験

2014年9月
東京都大島町
最高到達高度 約1.8km





将来の研究開発計画

サブオービタル宇宙輸送システムの研究開発は、先行する航空宇宙機メーカーの技術基盤に加えて、大学等の研究成果や民生の先端技術の統合により、小型実験機とサブオービタル技術実証機の開発を行う。

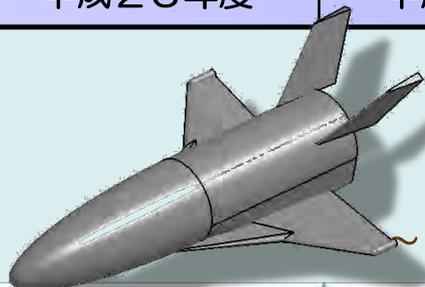
1. 大学等研究成果や企業技術の統合

- 大学教育機関による基礎研究の成果
- JAXA宇宙輸送ミッション本部の研究成果
「将来宇宙輸送系大学等連携研究開発」
「将来宇宙輸送系に向けた誘導制御技術研究」
- 航空宇宙機メーカーの独自社内研究
- 一般企業の優れた先端技術

2. 小型実験機とサブオービタル技術実証機の開発

- 平成26年を目標に小型の有翼ロケット実験機を開発
～要素研究成果などの検証
- 平成29年にサブオービタル技術実証機の開発と宇宙
弾道飛行達成～総合技術の実証

全体開発大日程



小型（有翼ロケット）実験機

主要な要素研究等に関わる飛行試験を実施する



Test Vehicle	
Body Length (m)	3.0
Total Weight (kg)	300
Engine	Hybrid

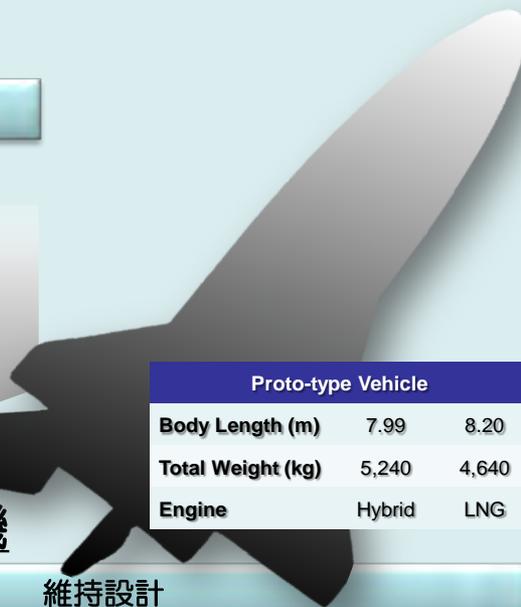
機体製作

飛行試験結果の反映

▲ FLT#1

▲ FLT#2

▲ FLT#3



サブオービタル（有翼ロケット）技術実証機



Proto-type Vehicle		
Body Length (m)	7.99	8.20
Total Weight (kg)	5,240	4,640
Engine	Hybrid	LNG

▲ PDR

▲ CDR1

▲ CDR2

▲ PSR

▲ FRR

▲ FLT#1
#1~#n

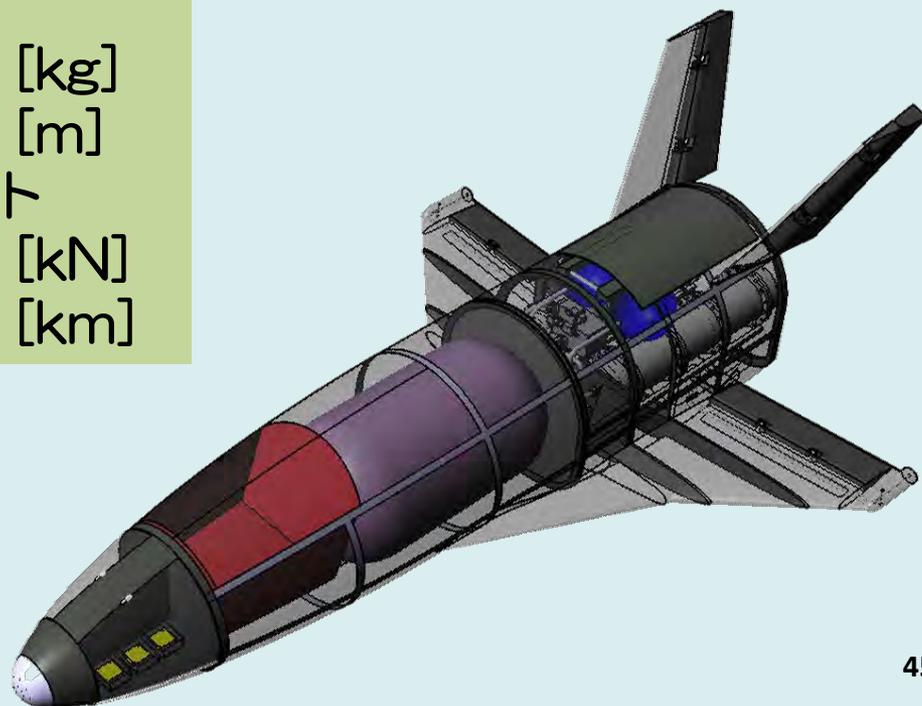
小型実験機

有翼ロケット実験機WIRES#015

全飛行領域での**複合航法**、**最適軌道生成と誘導**、またゲインスケジューリングを行わない**適応制御システム**、**軌道頂点でのガスジェットシステム**による再突入姿勢制、また目標地点での**パラシュートおよびエアバッグによる回収技術**等の**個別要素技術の総合的な飛行実証**を行うことを目標とする。

諸元

初期質量	508	[kg]
全長	4.0	[m]
推進系	ハイブリッドロケット	
	2×5	[kN]
頂点高度	>6	[km]





(1) 形状

全長	4.0	m
胴体長:	3.5	m
胴体直径:	0.79	m

(2) 質量

初期質量:	508	kg
乾燥質量:	319	kg
構造系:	61	kg
回収系:	49	kg
電力系:	12	kg
電気系:	3	kg
駆動系:	12	kg
エンジン:	104	kg
タンク:	63	kg
パイロード:	0	kg
予備質量:	14	kg
総燃料質量:	190	kg
WAX:	22	kg
N2O:	168	kg
	(214	litter)

(3) N2Oタンク諸元

形状:	繭 (まゆ) 型タンク
材料:	複合材

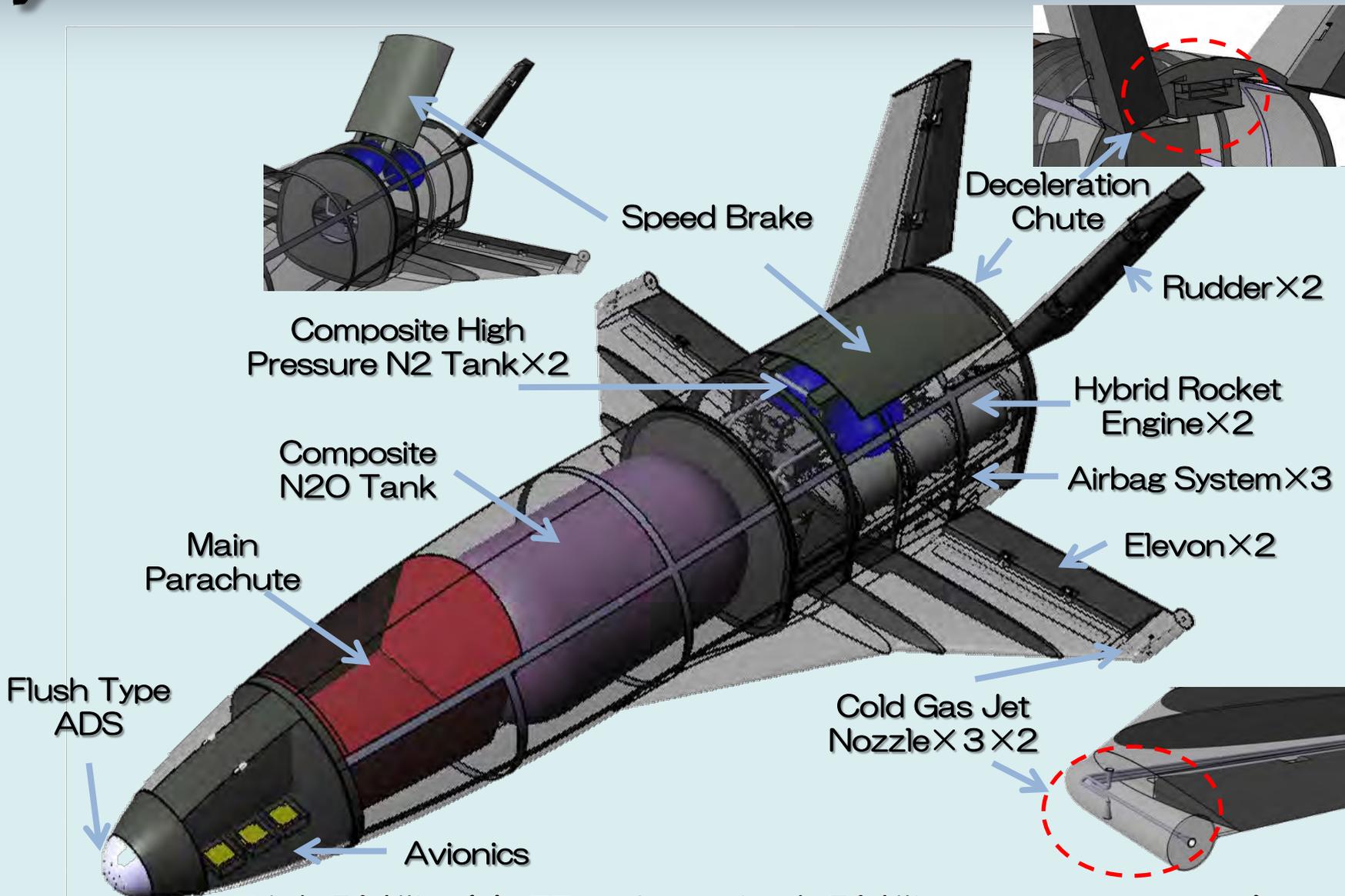
全長	0.48	m
直径	1.32	m
厚み	0.01	m
容量	0.235	m ³
常用圧力	7	MPa

(材質は複合材とするが、タンク質量はアルミと仮定して計算)

(4) エンジン諸元

燃料:	WAX (低融点燃料)
酸化剤:	N2O

推力:	5044	N
燃焼時間:	30	s



小型実験機（有翼ロケット実験機WIRES#015）



ランチャーシステム

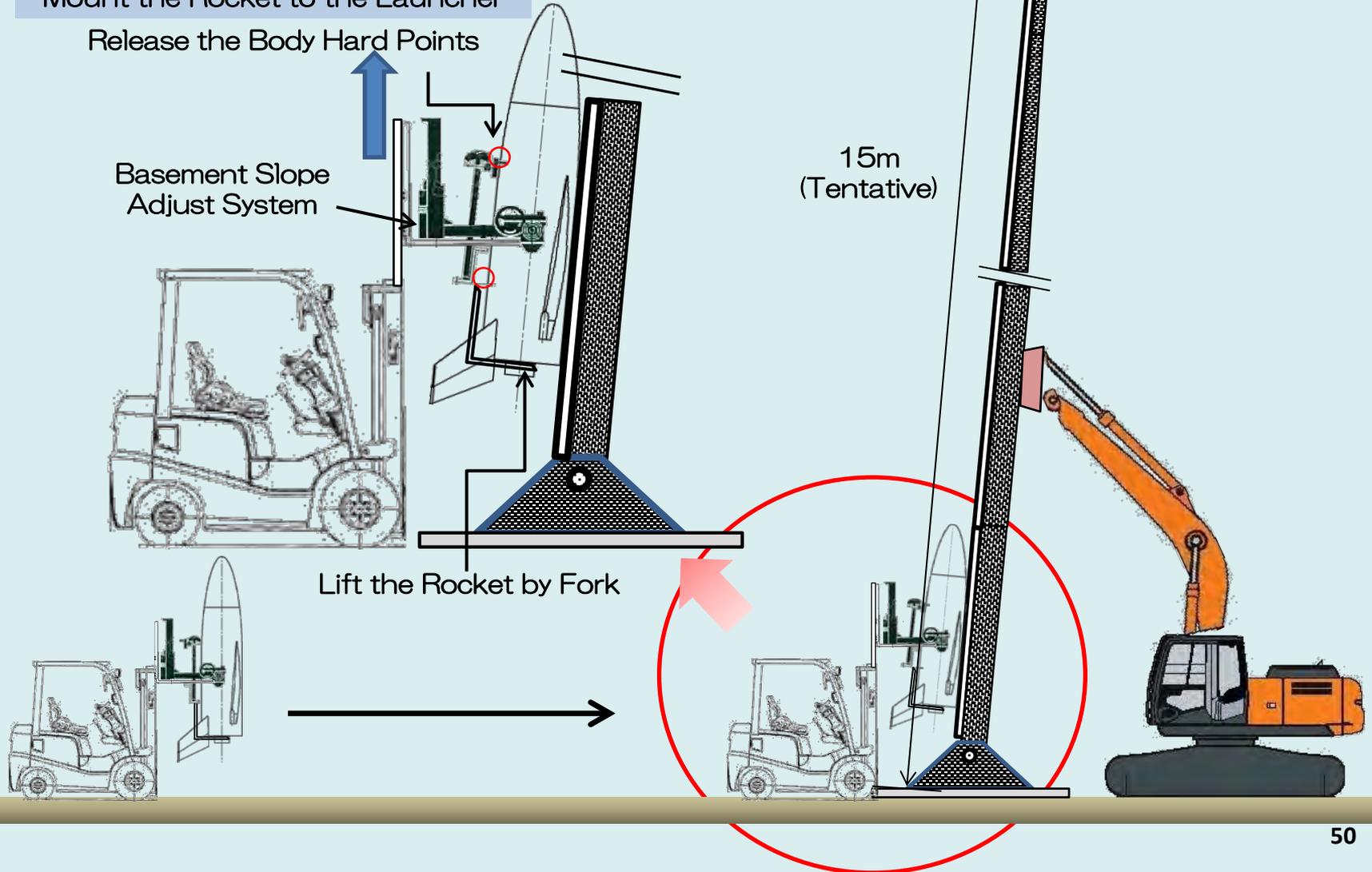
Mount the Rocket to the Launcher

Release the Body Hard Points

Basement Slope
Adjust System

15m
(Tentative)

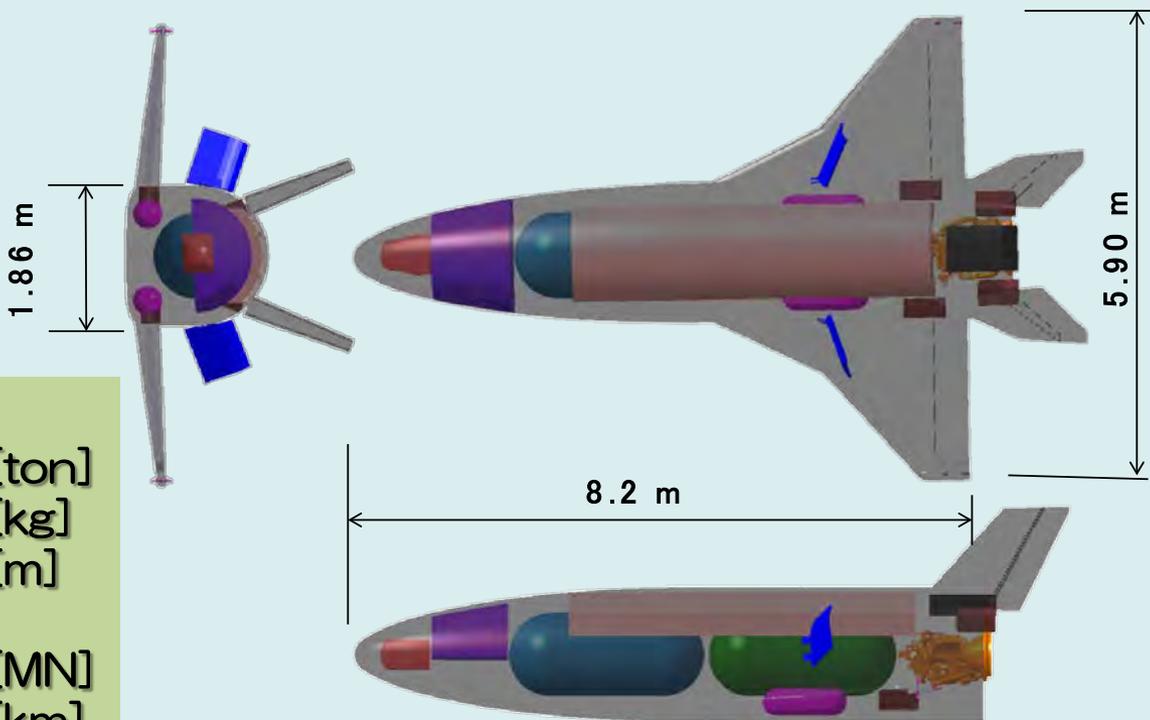
Lift the Rocket by Fork



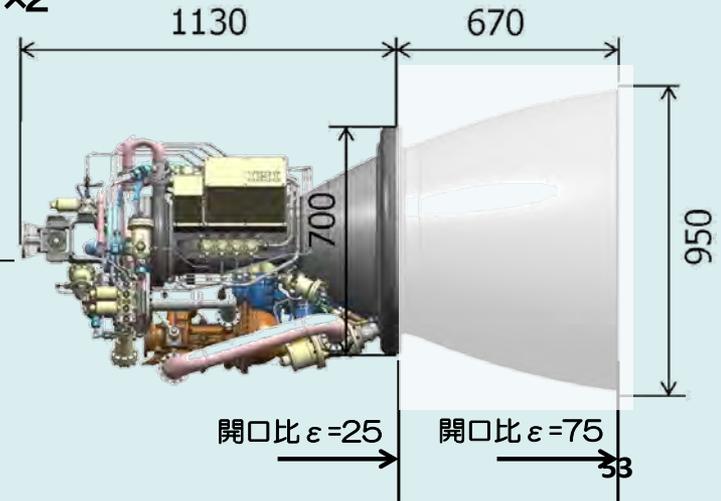
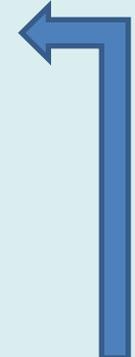
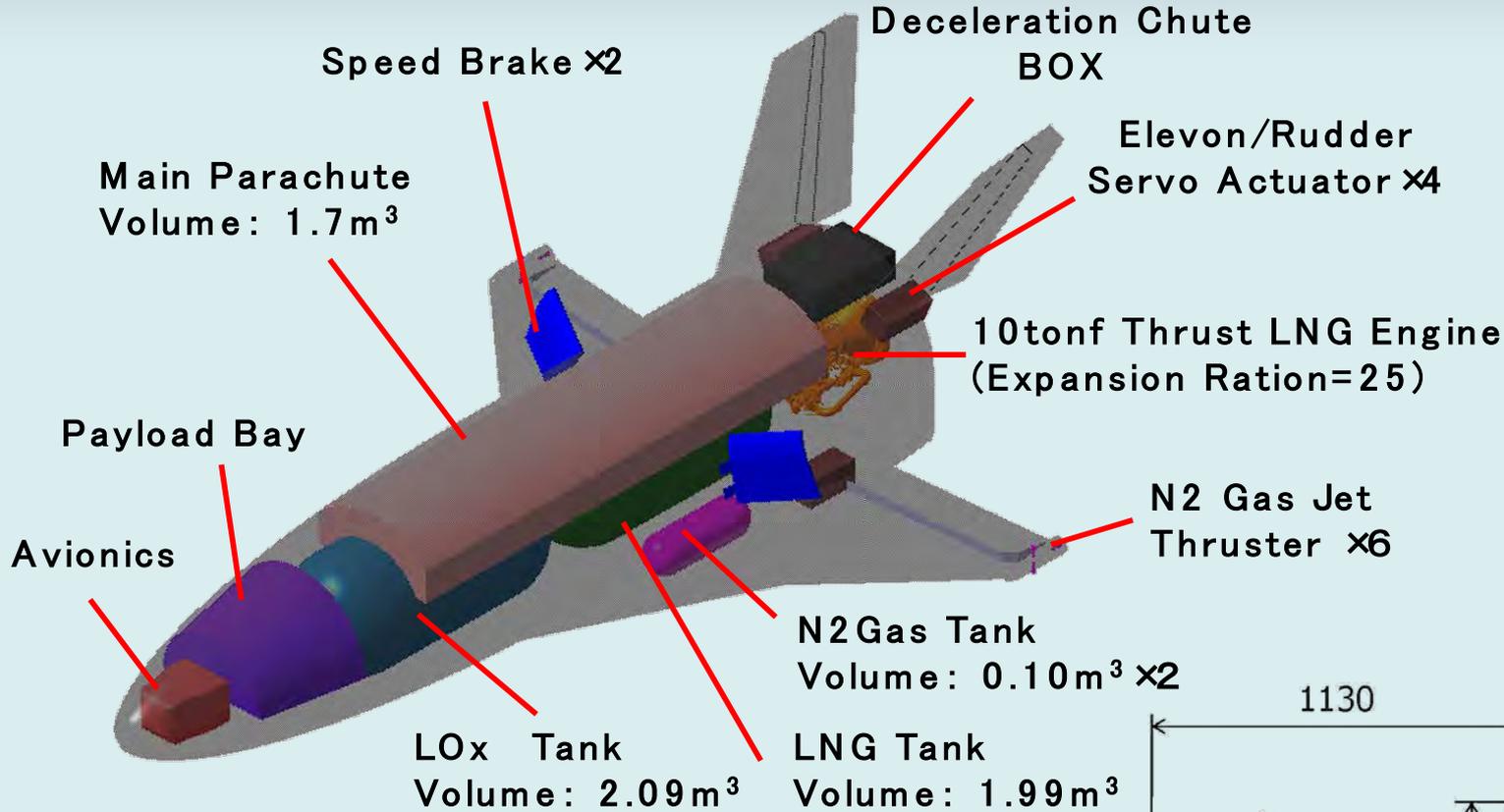
サブオービタル技術実証機

有翼ロケット実験機WIRES#X

実用化のための総合的な飛行実証を目指すもので、胴体長8.2m、全質量4.6tonの機体規模を有し、液体メタン燃料と液体酸素を酸化剤とする推力100kN 級の液体ロケットエンジンを搭載して、ペイロード100kgを、高度117kmまで打ち上げる能力を持つ。



諸元		
初期質量	4.6	[ton]
ペイロード	100	[kg]
全長	9.3	[m]
推進系	LNG(液体メタン)	
	100	[MN]
頂点高度	>117	[km]



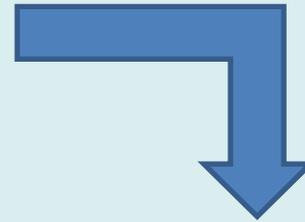
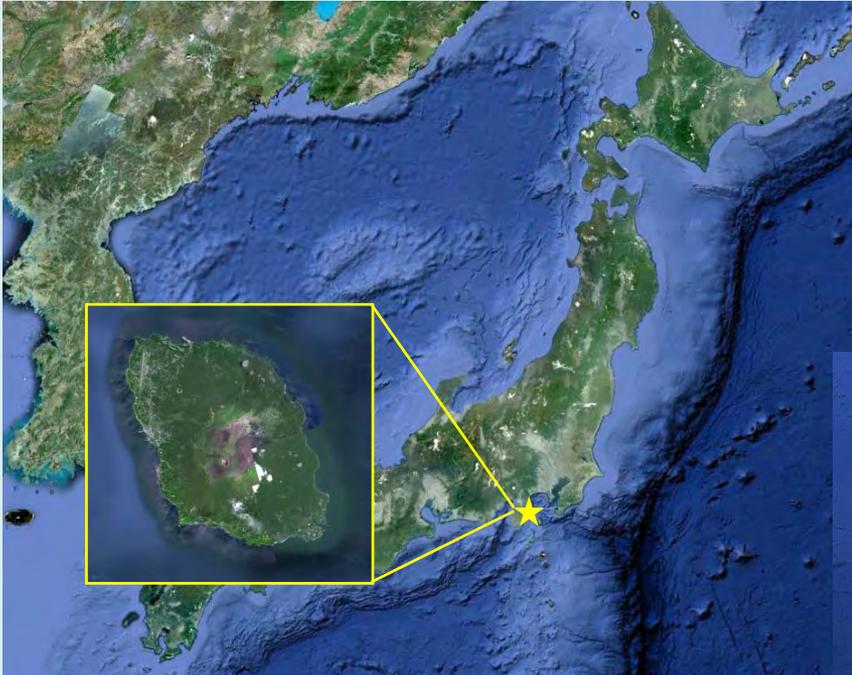
*株式会社IHIとの共同研究による
JGM1-120061A「システム概念検討用LNGエンジンデータ」

サブオービタル技術実証機 (有翼ロケット実験機WIRES#X)



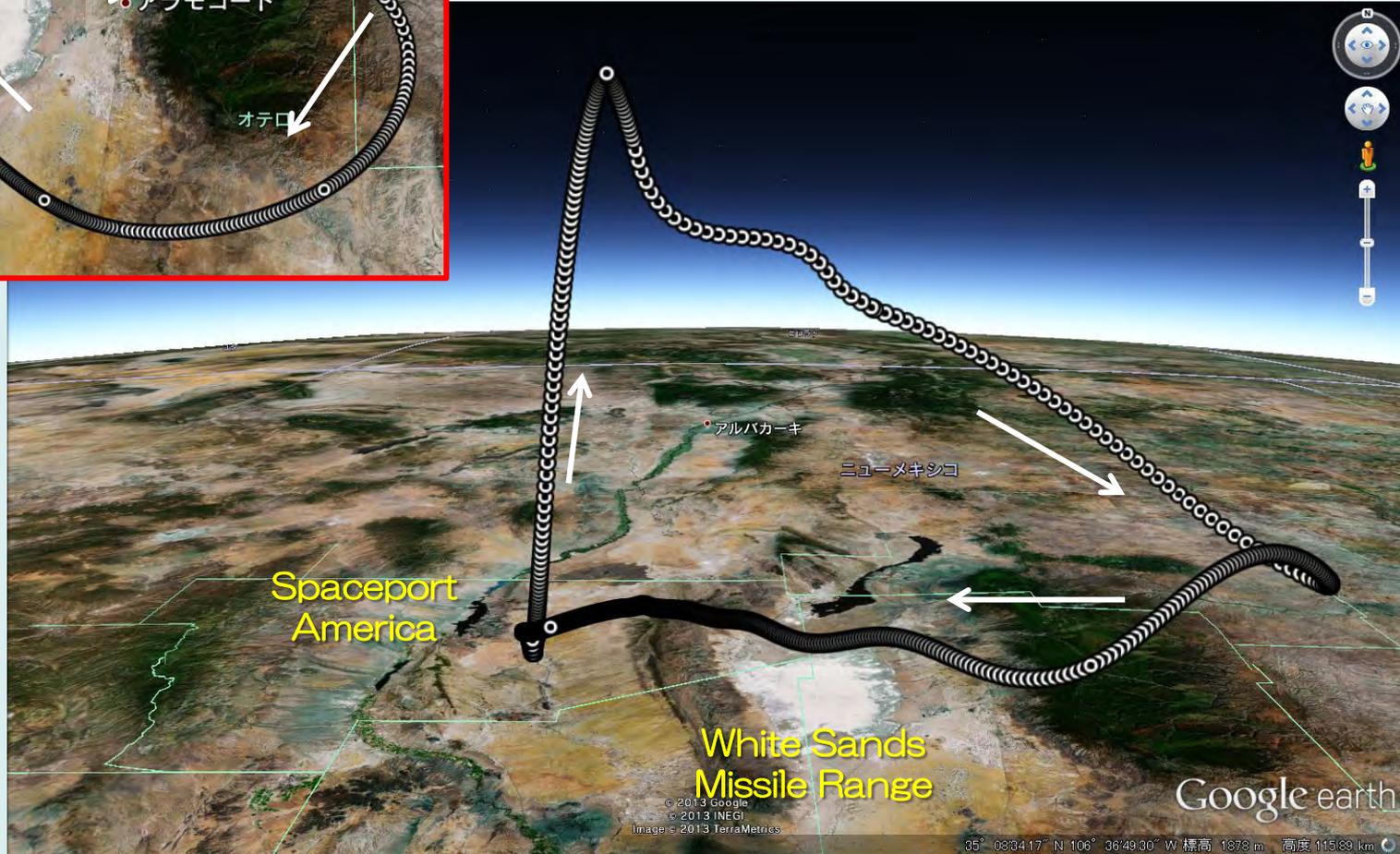
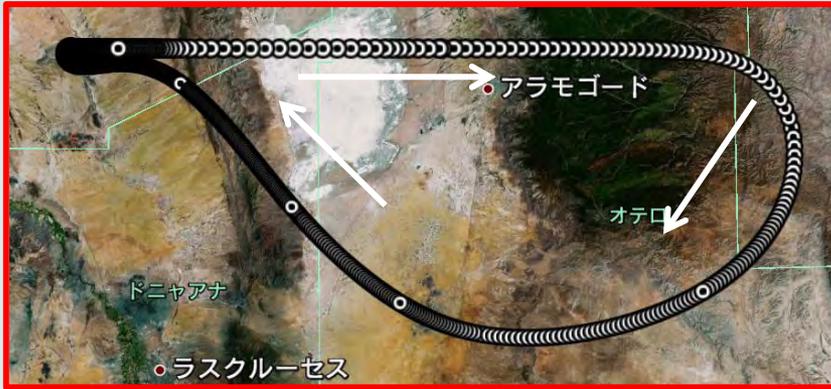
飛行実験場所 (日本から米国へ)

Izu Ohsima Island, Tokyo, Japan



Spaceport America, New Mexico, USA





サブオービタル技術実証機 (有翼ロケット実験機WIRES#X) 飛行プロファイル



Spaceport America



UP Aerpspace, Inc.

The University of Texas at El Paso



cSETR Center for Space Exploration Technology Research

宇宙輸送工学の国際的産官学連携プログラム

- 大学の基礎研究成果をシーズとして、宇宙航空研究開発機構（JAXA）や航空宇宙産業等が有する開発実績を融合する国際的産官学連携体制により、近い将来に実用化を目標とするサブオービタル宇宙輸送システムの試作開発と小型機による飛行実験を通じて、完全再使用型宇宙輸送システム実現に向けての第一歩と、大学における新しい形での高度な国際的工学教育プログラムを構築する



九州大学
・空気力学

九州工業大学

北海道大学
・ハイブリッドロケット
(縦列多段衝突噴流式燃焼)

秋田大学
・ハイブリッドロケット
(低融点型燃料)

JAXA
・飛行安全
・誘導制御

防衛大学校
・回収システム

産官学の大同連合
* 大学, JAXA, 航空機メーカーと地域産業 (IHI, IHIエアロスペース, 東レカーボンマジック, 中国工業, 植松電機 NFS等)

ISAE/SUPAERO (France)
(Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'espace)

九州工業大学とテキサス大学エルパソ校との連携協定

- 大学間および部局間の協定 (2013年5月)
- 「宇宙輸送工学に関する研究教育交流プログラム」の協定 (現在策定中)
- サブオービタル宇宙輸送システム (有翼ロケット) をテーマとした連携における、学生および教員の研究教育の交流を行う



cSETR (Center for Space Exploration Technology Research)

Aerospace Industries Blue Origin etc.



有翼ロケット実験機
WIRES (Winged Reusable Sounding rocket)