

9th UNISEC WORKSHOP 2009

有翼ロケット実験機の 開発状況と飛行実験



九州工業大学
宇宙システム研究室

○ 宮本 信太郎
村中 悠紀
渡辺 大地
米本 浩一

1.はじめに

1-1.研究背景

完全再使用型の宇宙輸送システムの研究の一環として、2005年より有翼ロケットによる無人のサブオービタル飛行システムの研究を進めている

昨年度までの進捗

- ①完全自律飛行での目的地帰還を目指した小型有翼ロケット実験機(#011)(全備重量7.6kg, 全長0.9m)の飛行実験を5回実施した
- ②ロケットの大型化に向けハイブリッドロケットの燃焼試験を行った。(J, L, M型)



2008年2月



2008年11月



2009年2月



2009年6月



2009年10月

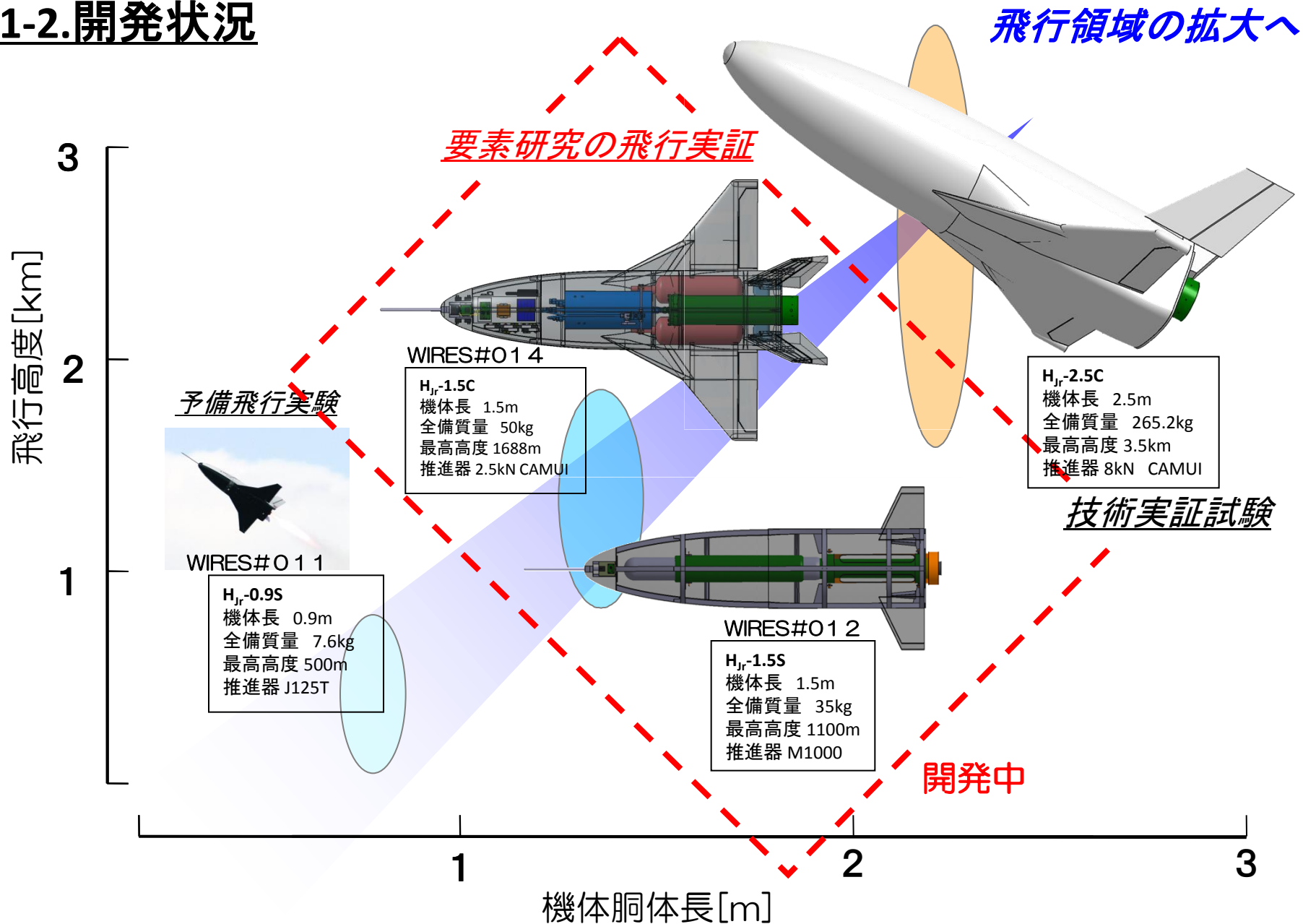


2010年4月

今年度の目標

- (1)機体規模を拡大した実験機(#012, #014)の開発
- (2)航法誘導制御の実証を目標とする飛行実験

1-2.開発状況



2. ロケット実験機

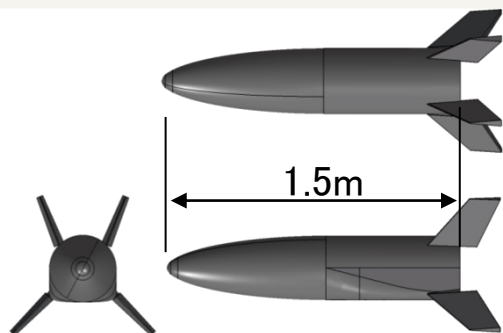
機体緒元

予備ロケット実験機(#012)

- 有翼ロケット実験機開発に向けた機体
 - ・複合材による機体構造の飛行実証
 - ・回収システムの飛行実証
- 機体主形状は有翼ロケット実験機と同じ
 - ・主翼と尾翼の代わりに4枚のフィンを装備

予備ロケット実験機の諸元

全備質量	[kg]	40
胴体全長	[m]	1.5
胴体直径	[m]	0.33
重心位置	[%]	63
最高到達高度	[m]	1100

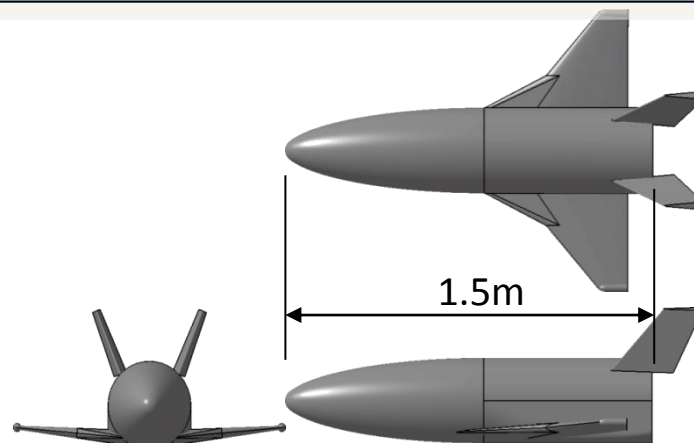


有翼ロケット実験機(#014)

- ・新たな航法誘導制御システムの飛行実証
- ・複合材構造設計技術の開発
- ・空力舵面は主翼にエレボン, 二枚の尾翼にラダーを装備

有翼ロケット実験機の諸元

全備質量	[kg]	50
胴体全長	[m]	1.5
胴体直径	[m]	0.33
主翼面積	[m ²]	0.47
翼幅	[m]	1.1
平均空力翼弦	[m]	0.40
重心位置	[%]	65
最高到達高度	[m]	1688

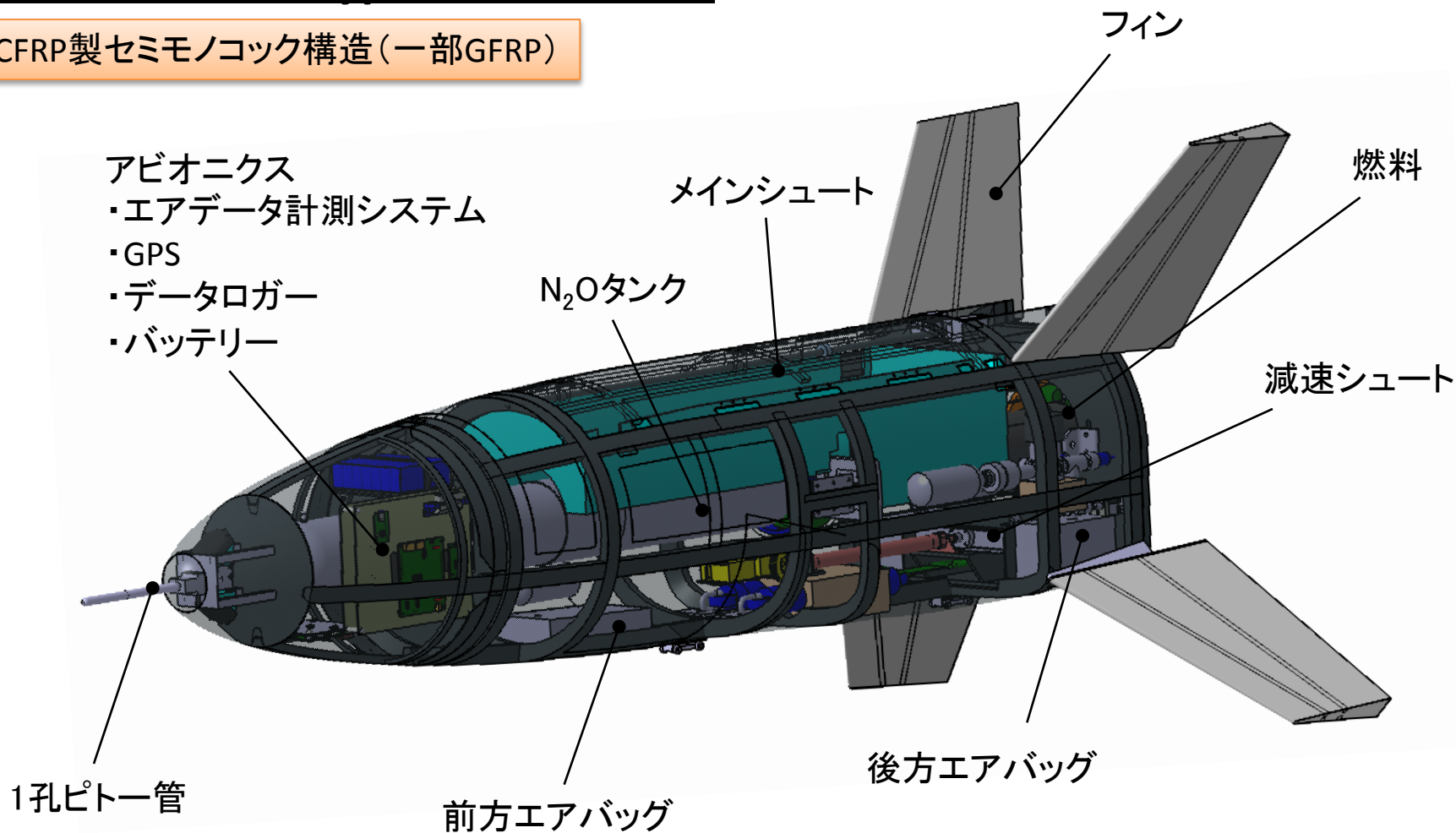


有翼ロケット実験機(#014)

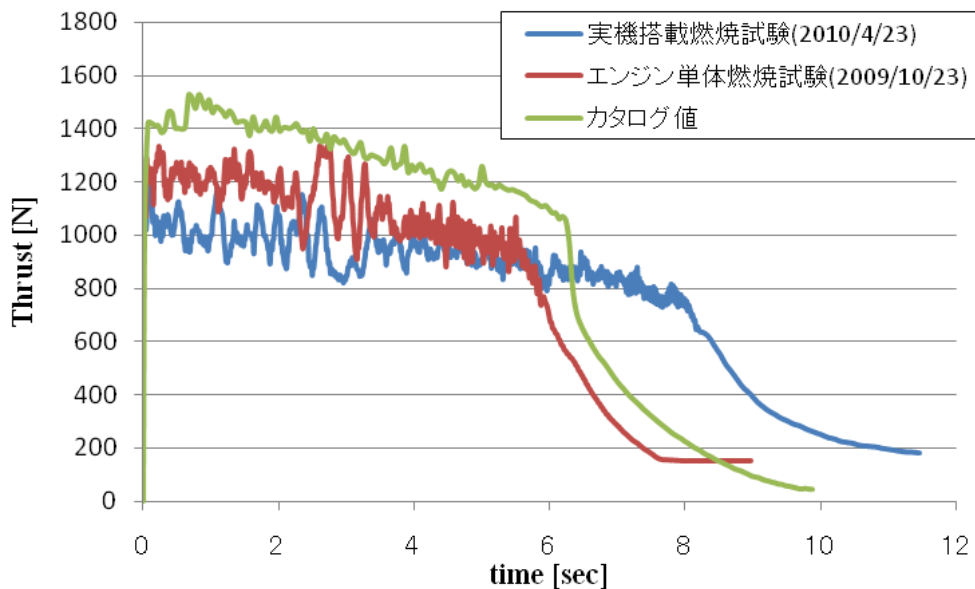
3. 予備ロケット実験機(#012)

3-1. 装置配置 (HyperTEK M1000)

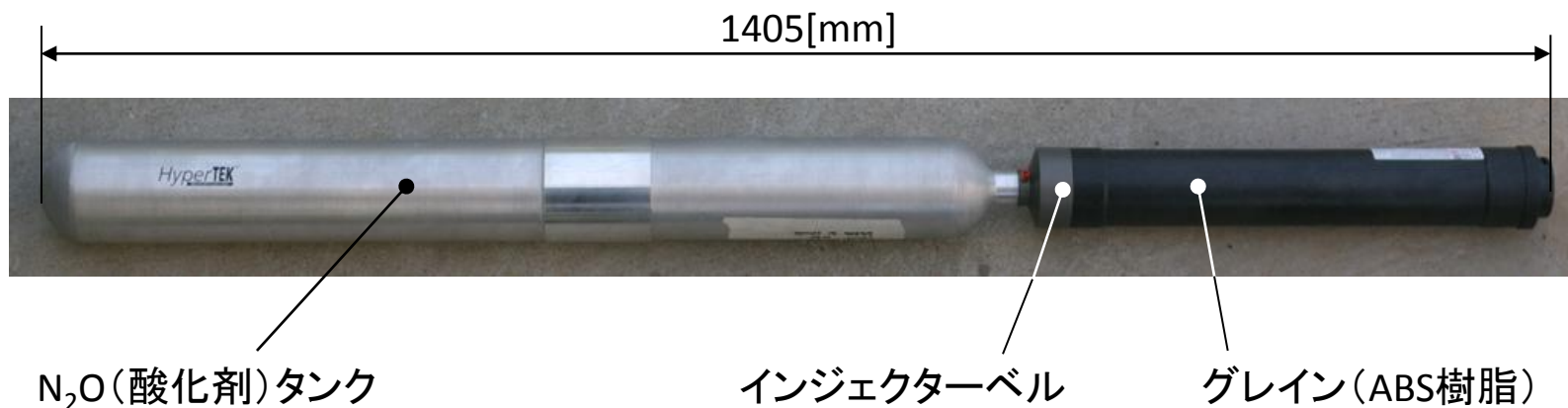
CFRP製セミモノコック構造 (一部GFRP)



3-2. ハイブリッドロケット

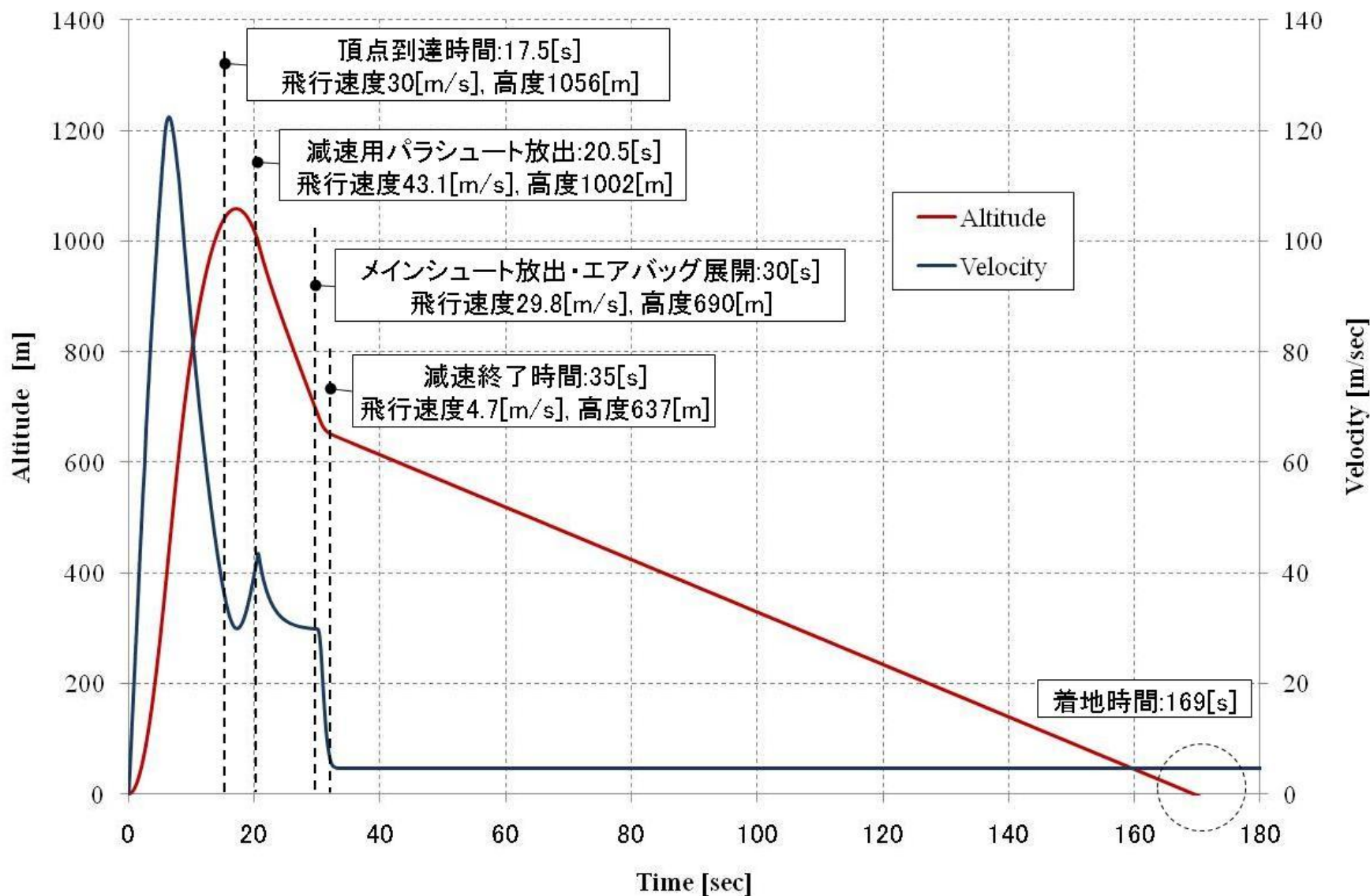


実機搭載燃焼試験(2010年4月23日)



3-3. 飛行プロファイル

ハイブリッドロケット(M1000)
ランチャー角度85deg



3-4.飛行実験

3-4-1.実験日時と結果

実験場所: 北九州市小倉南区 国定公園 平尾台

実験日時: 2010年7月27日(火)



3-4.飛行実験

3-4-1.実験日時と結果

実験場所: 北九州市小倉南区 国定公園 平尾台

実験日時: 2010年7月27日(火)

結果

- ・約1100mを予定していたが、実際には300m 程度しか上昇しなかった。
- ・地上から非常系による回収機構動作司令を送ったが、高度が足りず、減速用のパラシュートが開いたものの、メインシュートまでは開傘せずに硬着陸した



3-4-2.実験動画

管制センタ付近＋機体後部搭載カメラ



3-4-3. 考察

固体燃料の消費量



N₂O(酸化剤)タンク

インジェクターベル

グレイン (ABS樹脂)



測定値



カタログ値



測定値

		燃焼前重量[g]		燃焼後重量[g]
カタログ値	タンク	3387	⇒	3387
	インジェクターベル	431		431
	グレイン	1450		558
	N ₂ O	3353		0
	合計	8621		4376



消費量 892 g



本来の消費量の
25%程度



消費量 230 g

		燃焼前重量[g]		燃焼後重量[g]
飛行試験	タンク	3387	⇒	3387
	インジェクターベル	431		431
	グレイン	1450		1219
	N ₂ O	??		0
	合計	??		5037

ハイブリッドロケットの酸化剤充填が不十分

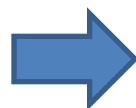
3-5.N2O充填について

N2O充填時の温度

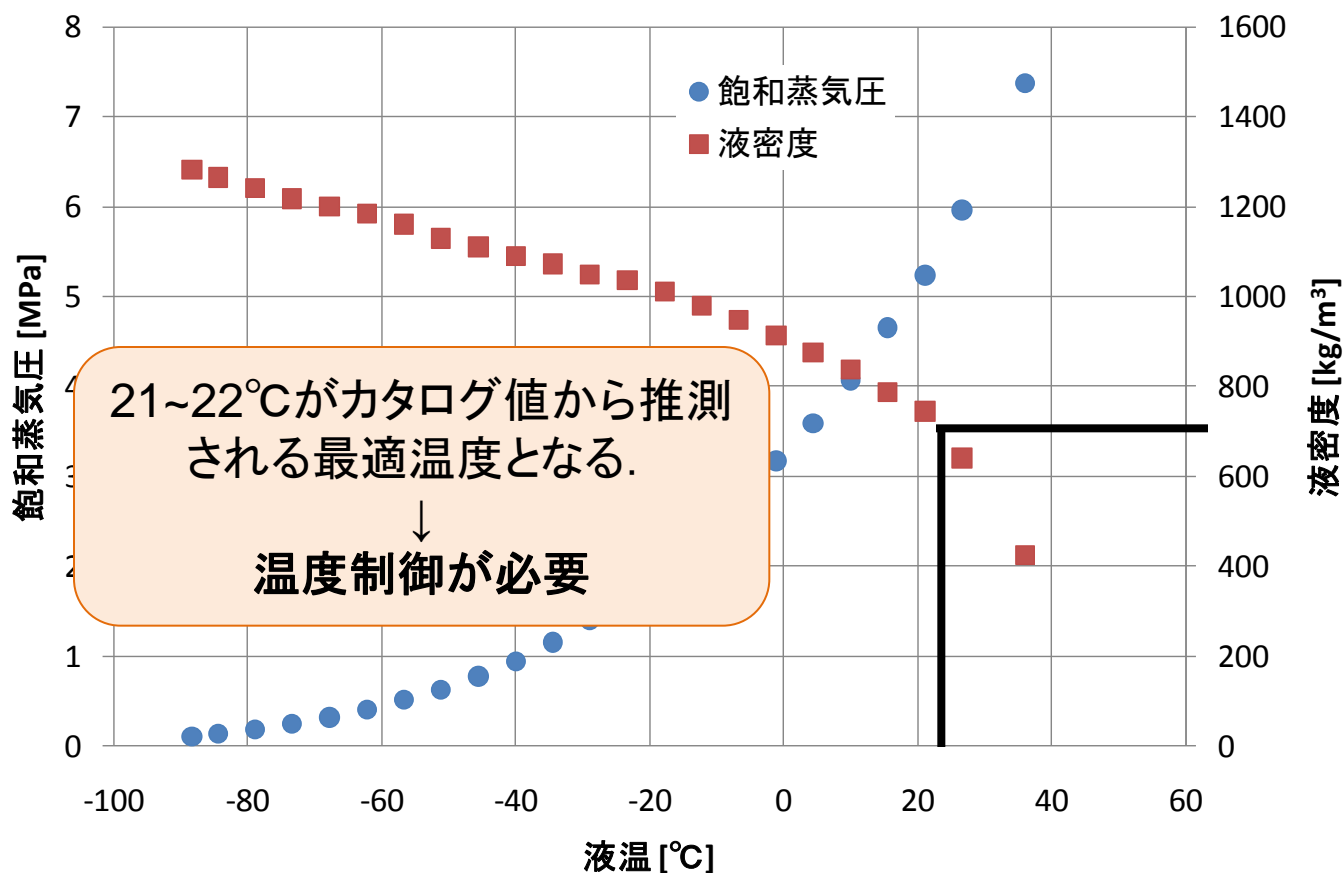
カタログ値

N₂O重量 : 3350 g

タンク容量 : 4.63 L



N₂O液密度 720 kg/m³



3-5-2. 次回の実験での対策

- ① ベントポート以外の方法での充填確認
→ センサを追加し, N₂Oの充填状況を確認

温度センサ : N₂Oタンク・ポンベの温度計測
圧力センサ : N₂Oポンベ内の圧力を計測

・ 温度変化より充填状況確認
・ N₂Oの液密度の算出し, 満充填における重量を求める

ロードセル : N₂O充填重量の計測

比較し満充填を確認

- ② N₂Oの温度制御
ヒーターをポンベに取り付け, 液温を21°C~22°Cに保つ



3-5-3. 充填確認用センサ

① 温度センサ

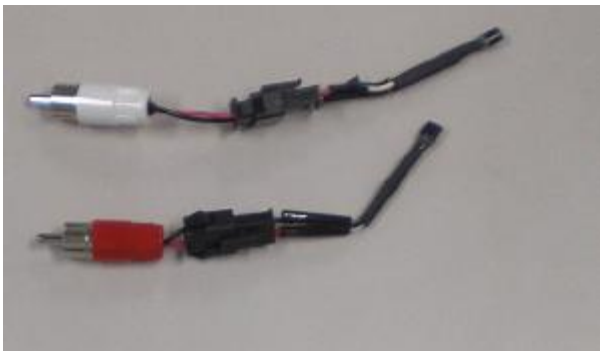
N₂Oタンクに5個,
N₂Oポンベに1個設置

- ・燃料充填を温度変化から確認できるようにする
- ・N₂Oの物性値を算出

② 圧力センサ

N2Oポンベ出口の圧力を測定

- ・N2Oの圧力監視
- ・N2O温度の推算

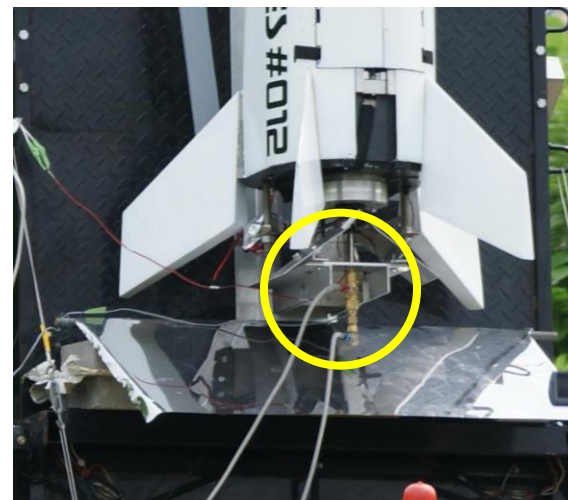
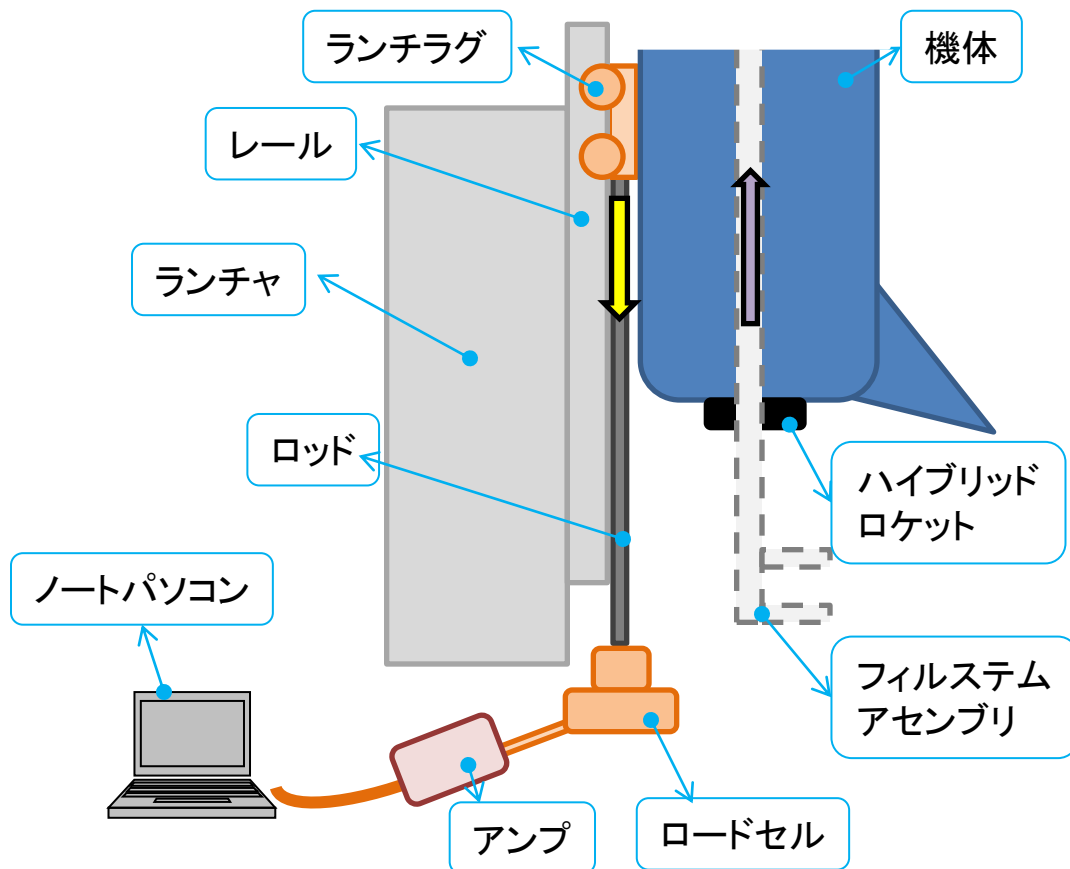


3-5-3. 充填確認用センサ

③ ロードセル

目的:

燃料充填を重量から確認できるようにする

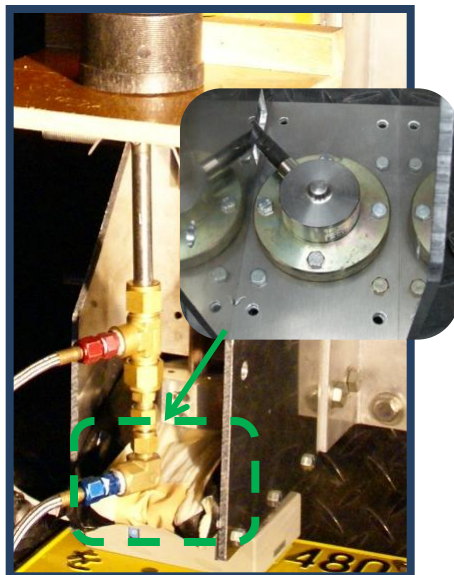


3-5-3. 充填確認試験

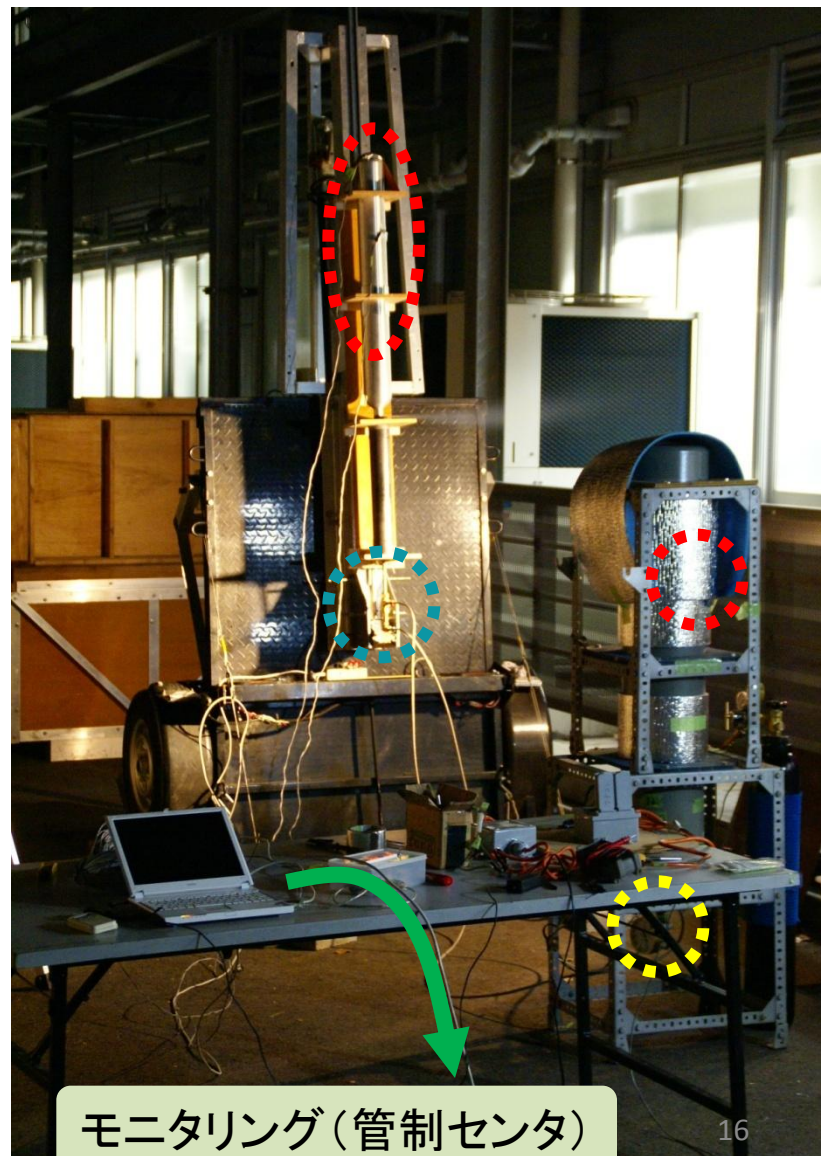
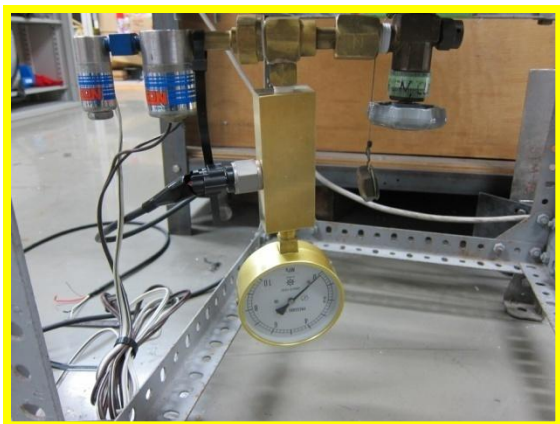
温度計



ロードセル



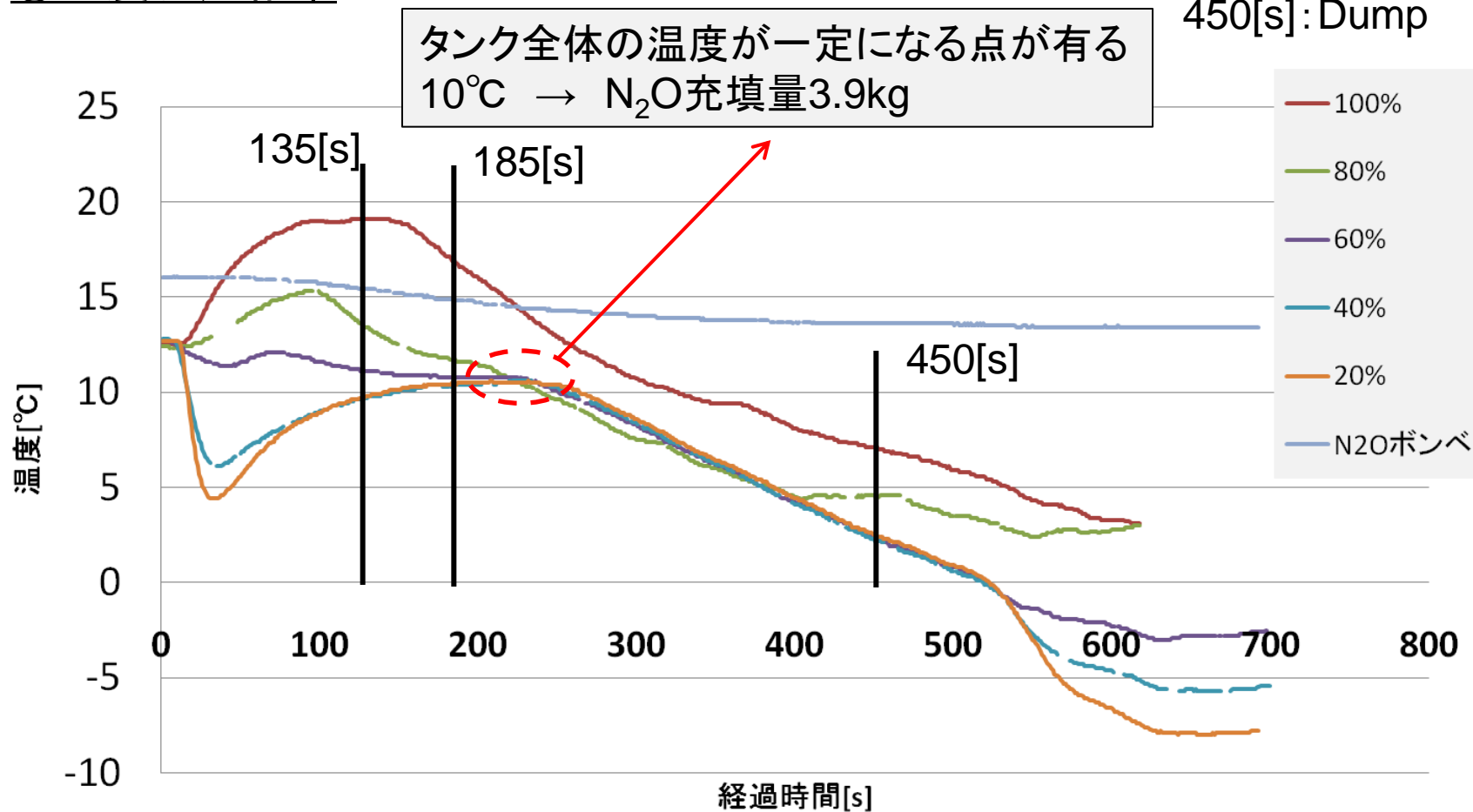
圧力センサ



モニタリング(管制センタ)

3-5-3. 充填確認試験

① 温度測定結果

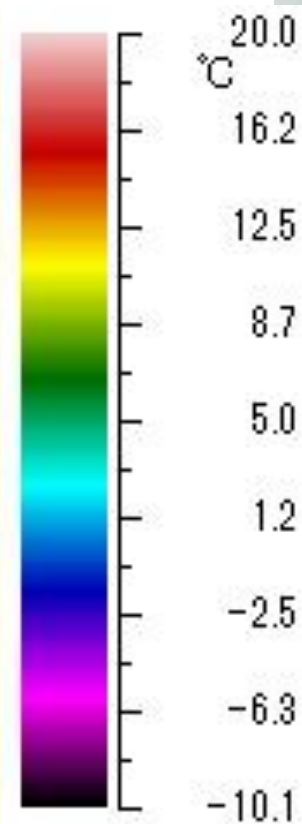
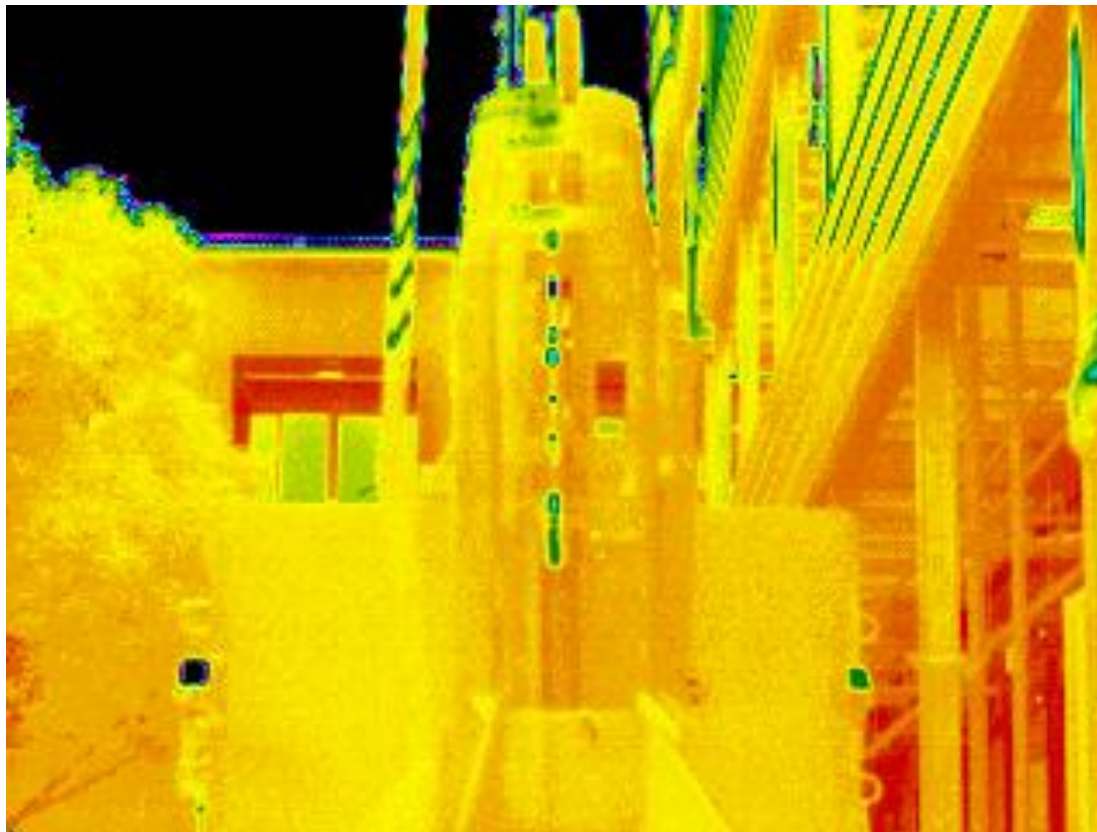


3-5-3. 充填確認試験

① 温度測定結果

サーモグラフィを用いて温度変化を計測した

(再生速度 30倍)

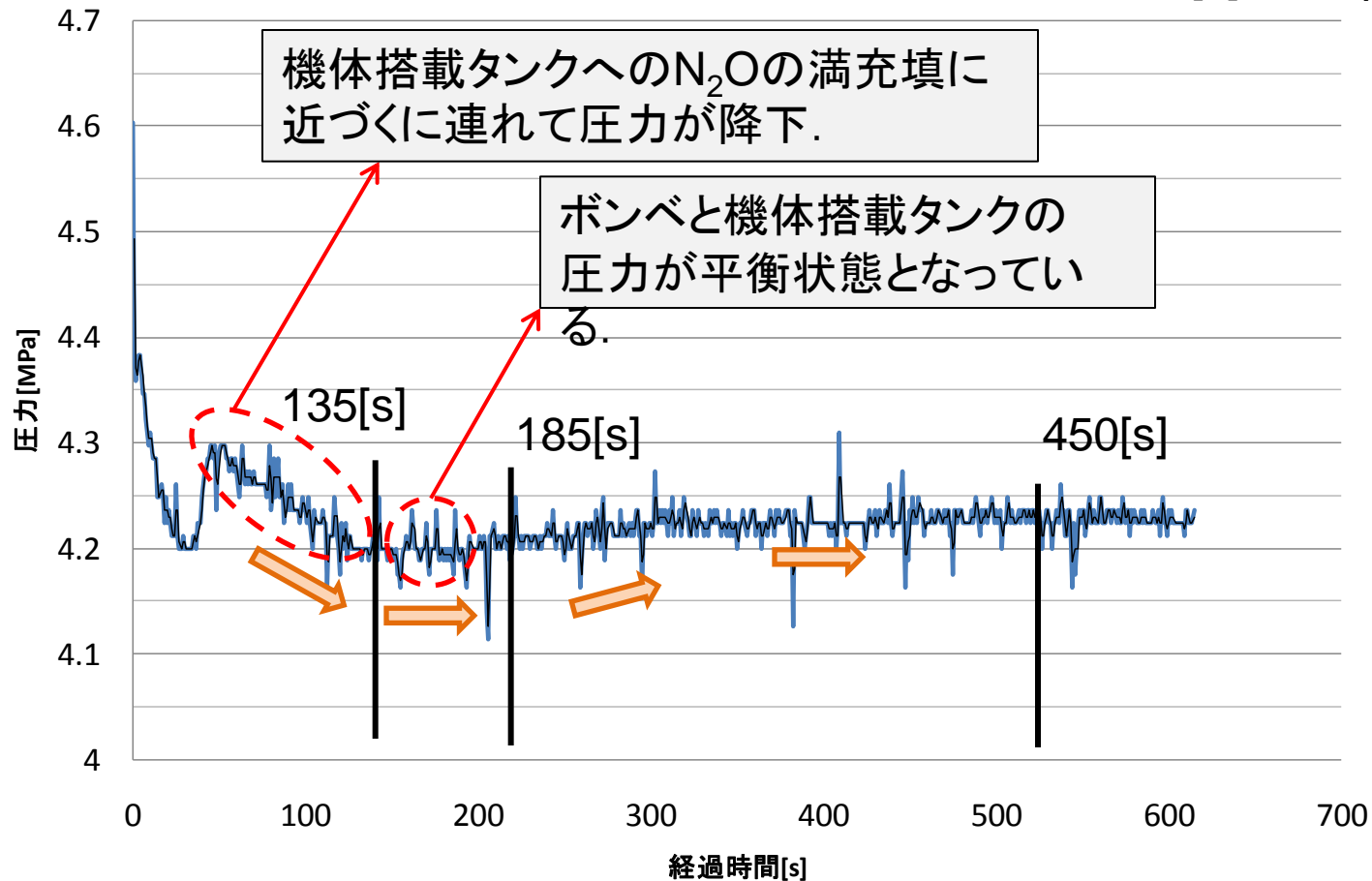


NEC/Avi
O
TVS-500EX

3-5-3. 充填確認試験

② 圧力測定結果

135[s]: N₂O 満充填
185[s]: 充填終了
450[s]: Dump



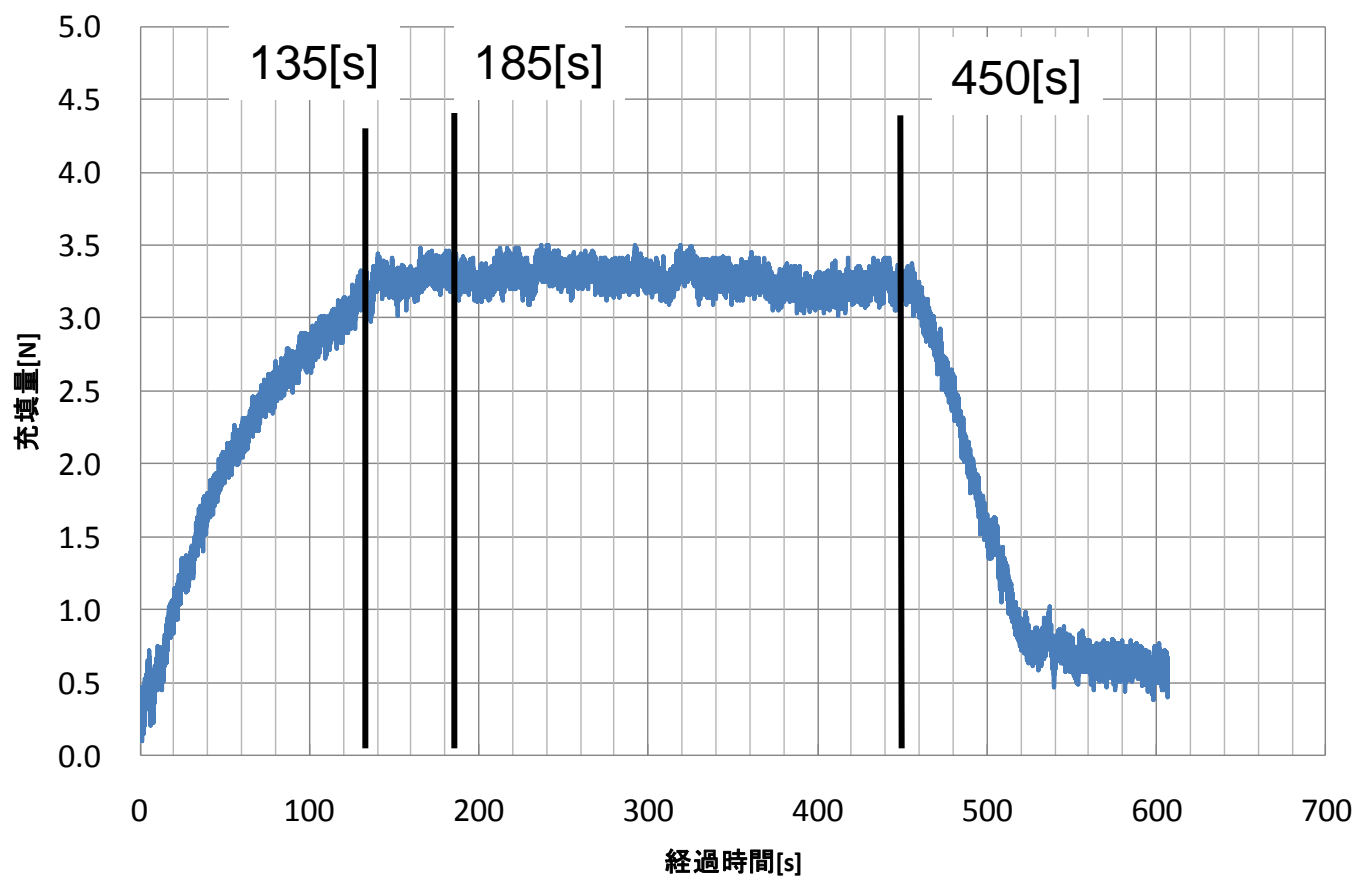
3-5-3. 充填確認試験

③ 重量測定結果

135[s]: N₂O 満充填

185[s]: 充填終了

450[s]: Dump



充填量 3.3kg → 温度より推定した充填量3.9kg に対し約15%の誤差

5.おわりに

今後の予定

◇実験機の開発と飛行試験

予備ロケット実験機(#012)

2010年12月22日と2011年3月の2回飛行試験を行い回収機構を確立する.

有翼ロケット実験機(#014)

2011年度前半に飛行試験を行う予定

◇サブオービタル飛行システム実現に向けて,

- ・INS/GPS/ADS複合航法
- ・GA/SQPを用いたリアルタイム軌道生成
- ・ H_{∞} 制御理論や適応制御理論

以上を平行して実施しており, その成果を順次飛行実証していく

御清聴有難うございました

