

# ISASあきる野実験施設における H2Aロケット高度化ベントリテンション開発試験

杵淵紀世志, 沖田耕一, 更江渉, 藤田猛 (JAXA輸送本部)  
 小林弘明, 八木下剛, 小林清和, 徳永好志, 堀恵一 (ISAS/JAXA)  
 佐藤哲也 (早大)  
 西村真二, 北山治 (三菱重工)

## 1. はじめに

H2Aロケットは運用開始から10年以上が経過し、打上げ事業基盤の強化、衛星需要へのマッチングが求められている。これらの解決には、定期的な打上げ機会の確保、新規システムの開発、ロケットの機能・性能の向上が必要となる。JAXAではH2Aロケット上段を更に発展させることで上記の実現を目指し、基幹ロケット高度化と称したプロジェクトを進めている(以下、H2A高度化と呼ぶ)。H2A高度化では、図1に示すように静止衛星の打上げにおいて静止トランスファ軌道の遠地点付近まで数時間のロングコースト(エンジン停止状態での慣性飛行)の後、第2段エンジンの再々着火(第3回目の着火)を実施することで衛星側が静止化までに負担する $\Delta V$ を低減する。ロングコーストと再々着火実現のため、推進系に関しては図2に示す項目の開発を進めている。

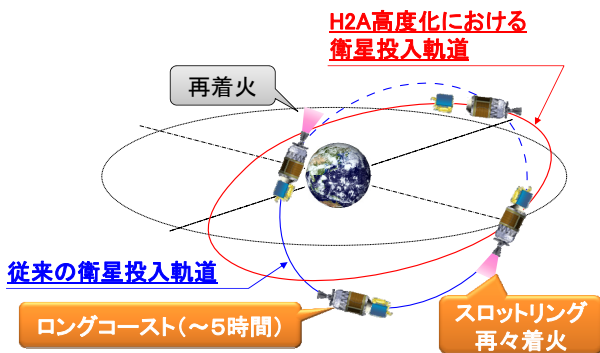


図1 H2A高度化(GTOミッション)の概要

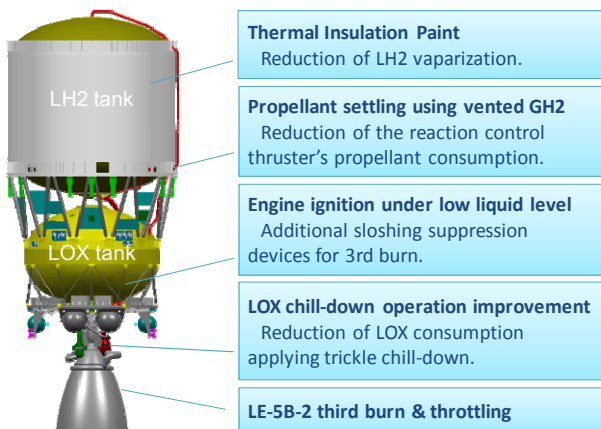


図2 H2A 高度化 第2段推進系開発要素

現状、H2A上段はコスト中、ヒドラジンの一液スラスタを機軸後方に噴射することにより液体推薬をタンク底部に静定させる。これを推薬リテンションと呼ぶ。H2A高度化での数時間に及ぶコストの間、スラスタによるリテンションを行うことはヒドラジン消費量が甚大となり現実的ではない。そこでヒドラジンスラスタに代えて、図3に示すようにLH2の蒸発ベントガスを機体後方へ噴射することでリテンションを達成することとし、水素ガスベントリテンションと名付け開発を進めている。

リテンション推力の計測、および低温水素プルームによる搭載機器への影響評価を目的に、2011年、JAXAあきる野実験施設において水素ガスの真空噴射実験を実施、設計に資する各種データを取得した。本稿では、あきる野での上記試験について概観する。

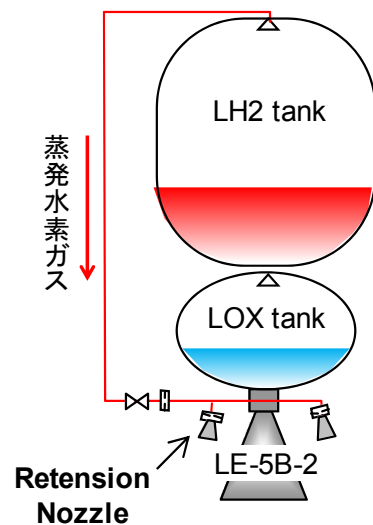


図3 水素ガスベントリテンションシステム

## 2. ベントリテンションの技術課題と試験要求

ベントリテンションシステムの開発において、以下で述べる2点の技術課題を抽出した。

ベントリテンションシステムへはタンク底部への液体推薬静定に十分な推力の発生が求められる。これは一般にBond数(加速度(=推力)と表面張力との比)により規定される。推力大とするには、ノズルの膨張比を大きく取ればよいが、低温水素ガスがノズル内での膨張に伴い固化し、最悪の場合ノズルの閉塞が懸念される。この予測は簡単ではないため、

固化に対して十分な余裕を確保しつつ、Bond数要求を満たす必要がある。すなわち、推力の正確な把握が必要となる。

2点目として、低温水素ガス噴射に伴う搭載機器への熱的影響が懸念された。そこで、低温水素ガスプルームの機器への衝突に伴う冷却率(熱伝達率)の把握が必要と判断した。

以上2点について地上試験で確認する上では、試験設備に対しては以下が求められる。まず、水素噴射が可能な真空チャンバを備えている必要がある。さらに、低温水素ガスを生成するために、LH2が利用可能であることが求められる。最後に、本試験は小型ノズルによる噴射試験であり、大規模な試験設備、例えばロケットエンジン試験設備等を利用することは試験費や運用性の観点で効率的ではない。すなわち、試験規模が妥当であることも求められる。

以上を鑑みて国内の試験設備を調査した結果、ISASが所有するあきる野実験施設が最適であるとの結論を得て、推力測定試験、およびプルーム冷却能力計測試験をあきる野実験施設にて実施することとした。

図5に推力計測試験の系統図を示す。推力計測試験では常温水素ガスをノズルより噴射し、ロードセルにより推力を計測する。ノズルは表1に示す5種を準備した。

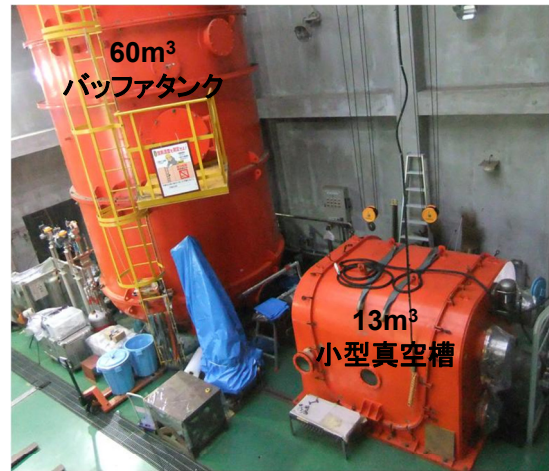


図4 真空チャンバの外観

表1 推力測定試験ノズル形状

名称	スロート径	膨張比	コンター
ノズルA	15.5 mm	1.0	ストレート
ノズルB	15.5 mm	1.3	コニカル
ノズルD	15.5 mm	2.2	コニカル
ノズルH	9.9 mm	1.3	ベル
ノズルI	9.9 mm	2.2	ベル

### 3. 推力計測試験

#### 3.1. 試験装置

図4にあきる野試験施設の真空チャンバの外観を示す。噴射ノズル等は13m³の小型真空槽に設置される。試験時は、60m³のバッファタンクと小型真空槽を接続し、5torr程度まで真空排気後、真空ポンプを停止、水素を噴射し各種データを取得する。

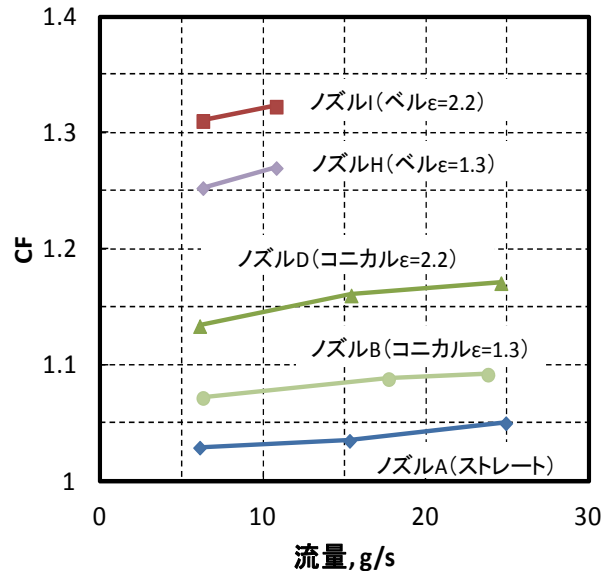


図6 推力測定試験結果

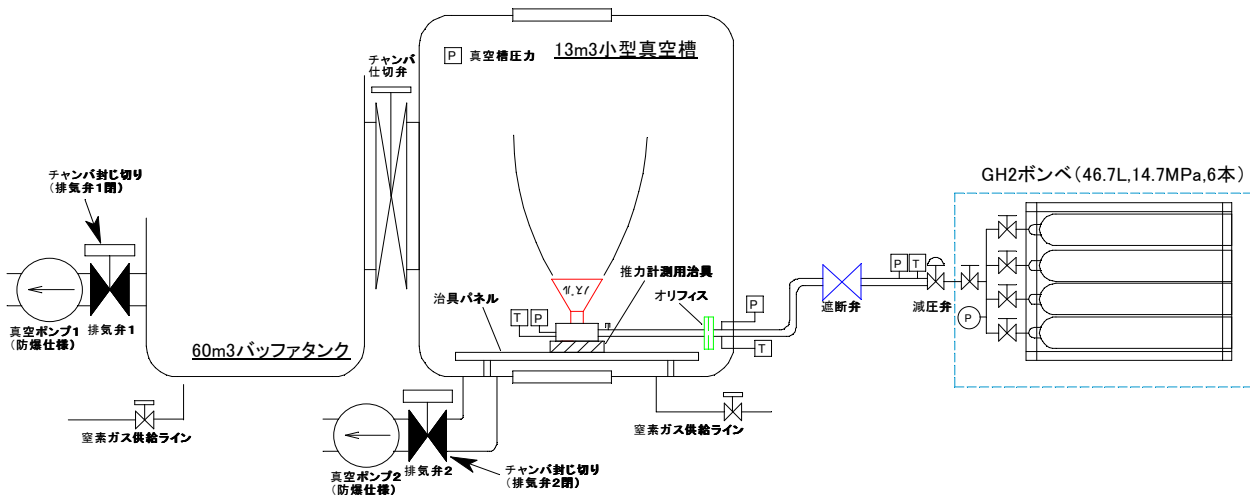


図5 推力測定試験の系統図

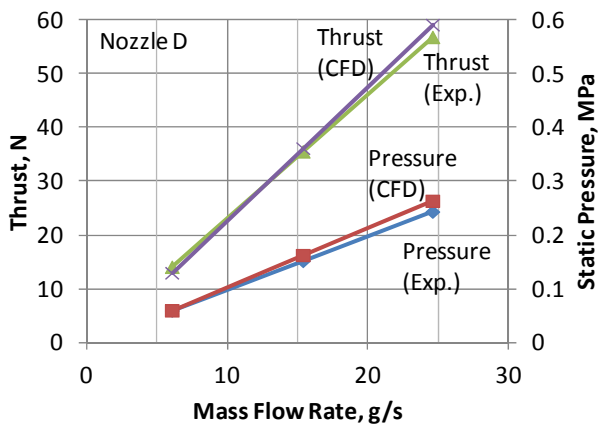


図7 CFDと実験結果の比較(ノズルD)

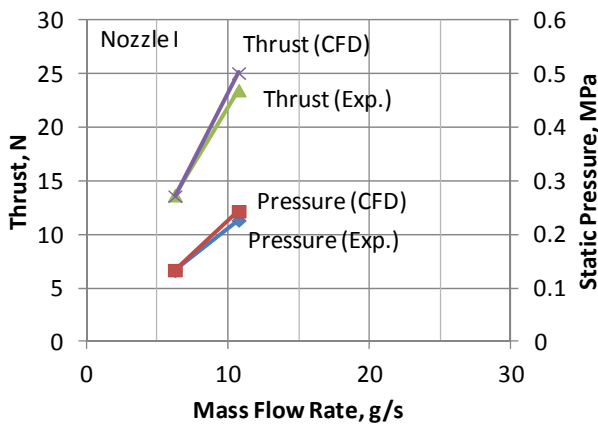


図8 CFDと実験結果の比較(ノズルI)

### 3. 2. 試験結果

図6に推力測定結果を示す。膨張比が大きいほどCFが高いことがわかる。また、同じ膨張比ではコンカルとベルではベルの方がCFが高い。現象を分析するためにノズルD、ノズルIIに対し軸対称RANSによるCFDを実施した。図7、図8に試験結果との比較を示

す。概ね試験結果を再現できており、CFDの信憑性は高いと判断する。図9にCFDによるMach数分布を示す。ノズルD(コンカルノズル)ではノズル内で境界層が発達するとともに斜め衝撃波が発生しており、これがCFを減じているものと予測される。以上から、CFが最も高く、ノズル内での固化発生の恐れもないノズルIを搭載用として選定した。

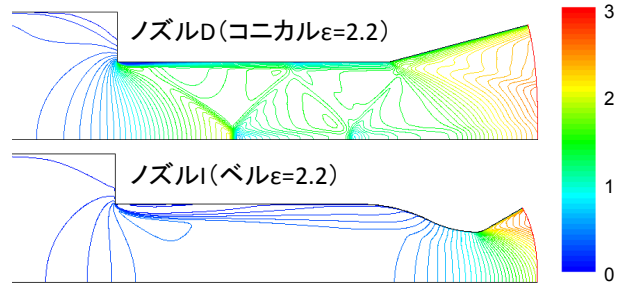


図9 ノズル内のMach数分布

## 4. プルーム計測試験

### 4. 1. 試験装置

図10にプルーム計測試験の系統図を示す。プルーム計測試験では低温水素プルームによるロケット搭載機器への影響評価のため、水素プルームの冷却能力(熱伝達率)を計測する。液体水素を利用して生成した低温水素ガスをノズルより噴射し、水素ガスプルームの熱伝達率を取得する。

熱伝達率計測の原理について説明する。図11に示すように真空チャンバ内においてノズル下流にSUS製のターゲットを配す。図12のようにプルームがターゲットに衝突すると、ターゲットの温度が低下する。その時間低下率から下式により熱伝達率hを求めることができる。

$$h = \frac{q}{T_T - T_p} = \frac{1}{T_T - T_p} \frac{C}{D^2} \frac{dT_T}{dt} \quad (1)$$

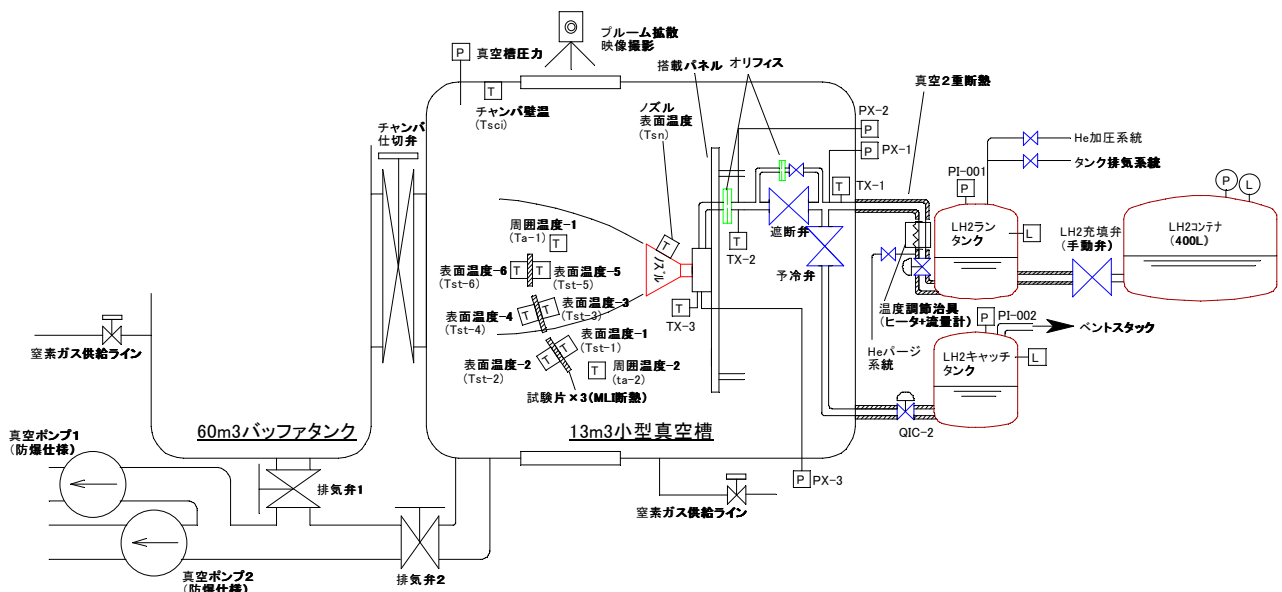


図10 プルーム計測試験の系統図



図11 真空チャンバ内の機器配置

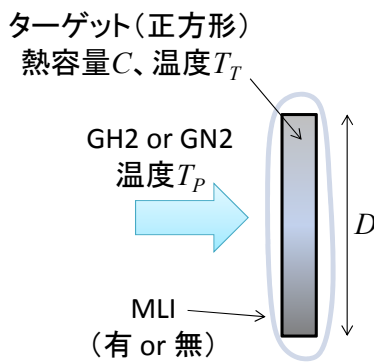


図12 プルーム熱伝達率測定の原理

#### 4. 2. 試験結果

図13に熱伝達率の計測結果の一例を示す。この試験では、MLIの有無についてデータを取得した。また、450秒付近で流量を0.3g/sから2.5g/sに切り替えることで流量感度も取得している。同図には下式により予測した熱伝達率も合わせて示してある[1]。

$$h = \frac{\lambda}{D} Nu \propto \frac{\lambda}{D} Re^{0.5} \quad (2)$$

ここで、 $\lambda$ は噴射ガスの熱伝導率、 $Re$ はレイノルズ数である。 $Re$ の算出において流速はピトー管にて計測した値を主として用いたが、一部流速を計測していないケースがあったため、試験データにより検証済のCFDにより補完した。図13のとおり、式(2)による予測値と計測値は概ね一致しており、熱伝達率は $Re$ 数の平方根に比例することが確認された。

MLIの断熱効果は、事前予測より過小であった。これは、MLI層間にガスが入り込み、ガスの伝導によってMLI層間が熱的に結合されたものと推測している。本件に関しては実機においては防止措置を講ずる予定である。

図14に水素ガスの噴射温度を変えた場合のヌセルト数を示す(ヌセルト数は基準値で除することで物性値の温度依存性を相殺している)。図13同様、40秒付近から流量を切り替えている。図14から、プルーム温度の影響はほとんどなく、このことから式(2)

にて熱伝達率が予測可能であることが裏付けられた。

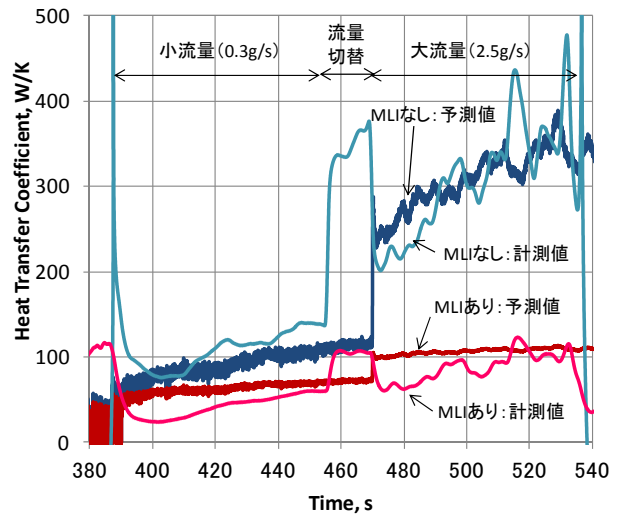


図13 プルーム熱伝達率計測結果 (Re数感度およびMLI影響評価)

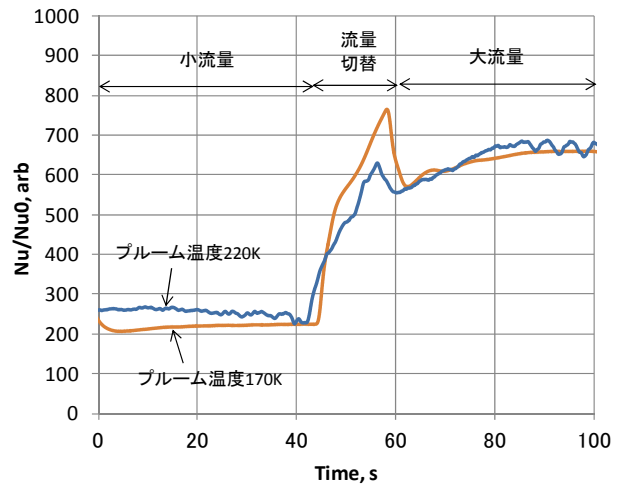


図14 プルーム熱伝達率計測結果 (プルーム温度影響評価)

#### 4. 3. 飛行中の搭載機器冷却予測

前述のとおり、地上試験にて式(2)により熱伝達率が予測可能であることを確認した。これを利用し、飛行中(真空下)での熱伝達率を推算する。添え字 $f$ を飛行中、添え字 $g$ を地上試験とすると、飛行中の熱伝達率 $h_f$ は下式で計算できる。

$$h_f = h_g \left( \frac{Re_f}{Re_g} \right)^{0.5}$$

なお、真空中ではプルームは希薄流領域となるが、希薄流では連続流より熱伝達率は低下する方向であり[1]、本評価方法は安全側となる。

冷却対象の冷却率 $q$ は、ワーストとして冷却対象を常温、プルームを0Kとして、下記で評価する。

$$q = h_f(300 - 0) = 300h_f$$

冷却対象の温度低下  $\Delta T$  は下式で計算できる。

$$\Delta T = \frac{qA\Delta t}{C}$$

ここで  $C$  は冷却対象の熱容量、 $A$  はプルームの有効衝突面積、 $\Delta t$  はプルーム衝突時間である。  $A$  については、CFD/DSMCハイブリッド解析により算出した。解析の例(密度コンタ)を図15に示す。以上により算出された冷却対象の温度低下は、搭載機器のうち最も厳しいもので数Kであり、影響は小さく問題がないことを確認した。

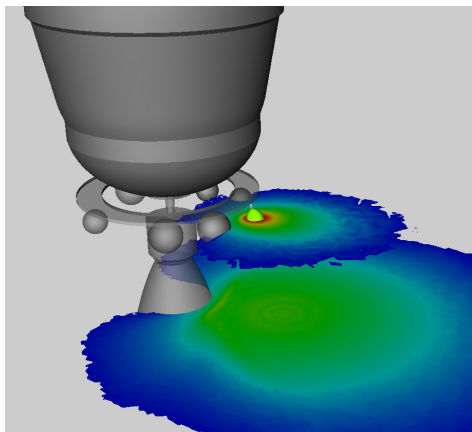


図15 希薄流解析の例

## 5. まとめ

H2Aロケット高度化にて開発を進めている、LH2蒸発ガス噴射により液面静定のための推力を発生する「水素ガスベントリテンション」について紹介した。開発において抽出された課題に対し、ISASあきる野においてリスク低減のための下記2点の開発試験を実施した。

### (1) 推力測定試験

数種のノズルについてCFデータを取得し、機体側から要求される推力が得られる目処を得た。

### (2) プルーム計測試験

水素プルームによる冷却は  $Re$  の平方根に比例することを確認し、取得した熱伝達率を元に実機環境での評価を行い、搭載機器に対する冷却影響が許容可能であることを確認した。

## 6. 謝辞

実験にご尽力いただいた、シンワ技研 古屋善章様、早稲田大学佐藤哲也研究室のみなさん、あきる野施設関係各位にお礼申し上げます。

## 7. 参考文献

[1] 伝熱工学資料集(改訂第4版), 日本機械学会。