

H-II A ロケットの開発

Development of H-II A Rocket

名古屋航空宇宙システム製作所 谷口勲嗣*1 梶浦健治*2
 前村孝志*3
 宇宙開発事業団 平田邦夫*4

次世代の宇宙輸送を担う主力ロケットとして H-II A の開発が宇宙開発事業団により進められている。H-II A の開発コンセプトは、幅広い打上げ能力と柔軟な運用性を持ち、しかも経済性を備えたロケットの実現である。したがって、このためには打上げ能力の向上や低コスト型のコンポーネントの採用、ペイロードに合わせて補助ブースタを自在に組合せて最適コンフィギュレーションを選べるファミリ化の達成等が必須となる。当社においても、担当している開発部位の中で数多くの技術的挑戦に取り組んでいるが、本報ではその成果の一部として、段間部構造の複合材化と推進薬量計測装置の改善、タンク内の推進薬を限界まで使い切る上での課題克服を採上げ、各々の開発状況を紹介する。

The National Space Development Agency of Japan (NASDA) conducts the development program of H-II A Rocket that is expected to be main launch vehicle in next era of space transportation. The concept of H-II A Rocket is to establish low cost launch system having wide payload capability and flexible operation. In order to realize the concept, it is required to improve payload capability, to develop low cost components and to achieve familiarization of the vehicle with additional optional boosters. MHI takes a big role in this project and is making many technical challenges. This report describes some development efforts and status about composite material applied interstage structure, new propellant measuring instruments and flow management device for liquid boosters that leads to get maximum propellant utilization.

1. はじめに

21 世紀の宇宙利用は更に商業化の要素が高くなり、衛星等ペイロードの多様化も進むことから、これらの宇宙輸送需要に対応するために低コストかつ運用面でのフレキシビリティの優れたロケットが必要となってくる。

現在運用中の H-II ロケットは 2 t 級の静止衛星を打上げることができるが、更なる能力向上とともに効率的な運用が可能となるような機体構成が望まれるところである。

この観点に基づき、確立された信頼性を継承する一方で抜本的な設計改善と十分な開発検証を取込んだ H-II A ロケットの開発が進められることとなり、2000 年以降の実運用開始を目指している。

2. H-II A ロケット概要

H-II A ロケットの開発は図 1 のように段階的に計画されており、現行 H-II から第 2 段と衛星フェアリングを中心とした高度化段階を経て基本型（静止 2 t 級）機体が開発される。

その上で、液体補助ブースタ (LRB) 1 基を装備した静止 3 t 級機体が開発され、更に LRB を追加した大型化機体に発展していく構想である。

このような開発コンセプトを実現する上で重要となるのは、機体構造の軽量化による打上げ能力の向上や低コスト型のコンポーネント採用、タンクの推進薬を限界まで使い切ることによる効率向上等である。本報では、その技術課題及び今日までの成果の概要を述べる⁽¹⁾。

3. 複合材段間部構造

3.1 構造仕様概要

段間部は、第 1 段液体酸素タンクと第 2 段液体水素タンク後方

スカートをつなぐ長さ 7 m、直径 4 m の円筒構造であり、上端には第 1 段/第 2 段分離スプリング 12 本を装備し、全体にわたり 5 箇所に内部アクセス用のマンホールを有する。

H-II ロケットまではアルミ合金製セミモノコック構造であったが、一体成形 CFRP/発泡コアサンドイッチパネル円筒構造の採用で大幅な部品点数と組立工数の削減が可能となり、目標とする低コスト化と軽量化がなされた。図 2 に段間部の構造概要を示す。

3.2 設計解析

段間部はリフトオフ後約 50 s の動圧最大時が強度評価ポイントとなり、軸圧縮荷重と曲げモーメントを合せた等価軸圧縮荷重 447 tf (制限荷重) に対して 1.25 倍である 559 tf (終極荷重) に耐荷できる必要がある。

3.2.1 円筒座屈強度

破壊形態としてサンドイッチパネルによる円筒構造の全体座屈を考え、有限要素法による非線形座屈解析を行い、図 3 の座屈モード形を得た。1 次モードは軸対称であり、機軸方向の座屈半波長は約 240 mm となった。実際の構造体は製造上完全な円筒ではなく初期不整を有し、モノコック円筒の場合この初期不整に対する座屈強度低下の感度は大きく、十分な注意を要するため、図 3 の 1 次モード形を初期不整形と仮定し、半径方向への完全円筒形からのずれ量をパラメータに 1 次の座屈強度の変化を求めた結果が図 4 である。初期不整形量は 8 mm 以下と考えられるため、座屈強度は終極荷重に対し十分な余裕があると判断される。ただし、複合材サンドイッチパネル円筒の座屈については実績がなく、解析値と実強度の相違に関するデータ等がないため、強度試験において十分確認する必要がある。

3.2.2 液体酸素タンク結合部極低温変形

段間部の CFRP は線膨脹係数がアルミより 1 けた以上小さいため、下端のアルミ製液体酸素タンクが -183℃ まで冷却されて半径

*1 宇宙技術部部长

*3 宇宙技術部技術課長

*2 宇宙技術部次長

*4 宇宙輸送システム本部主任開発部長

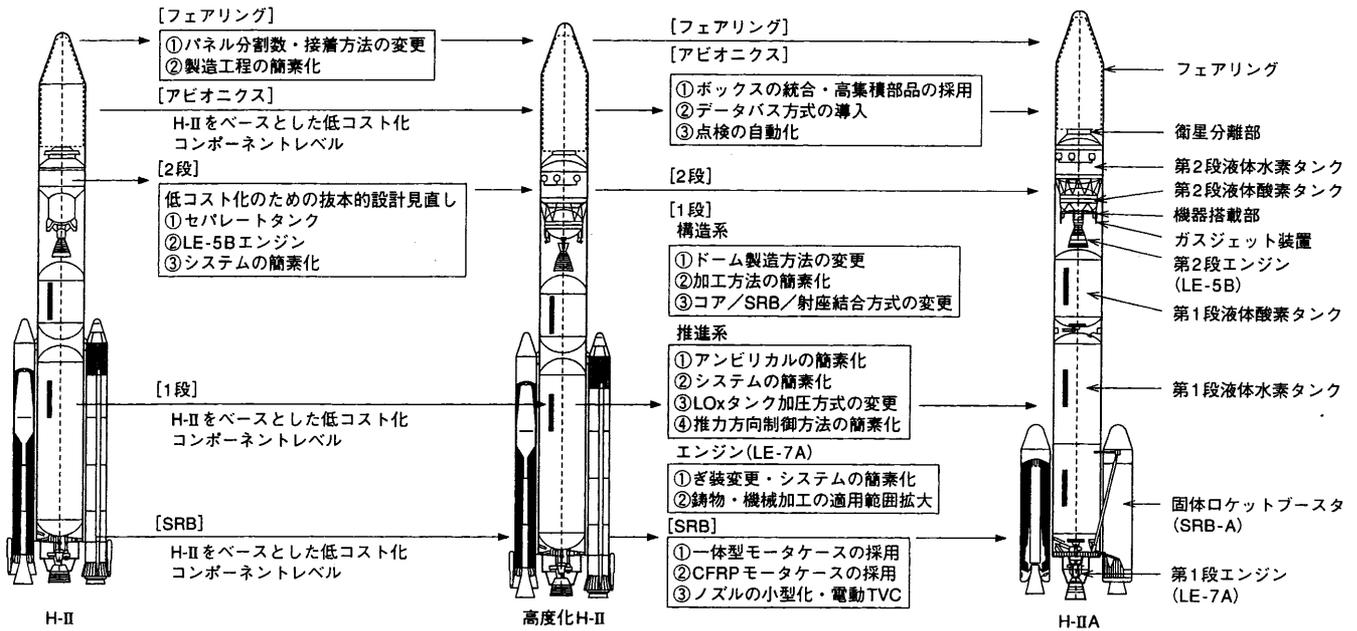


図1 H-II A ロケットの開発項目 現行H-IIからH-II A への設計変更過程を示す。 Step up evolution from current H-II to H-II A

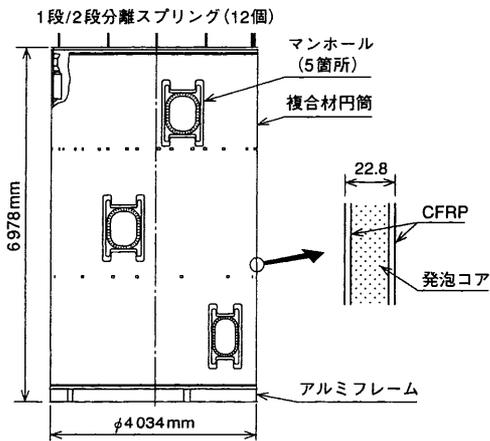


図2 段間部構造概要 Interstage structure outline

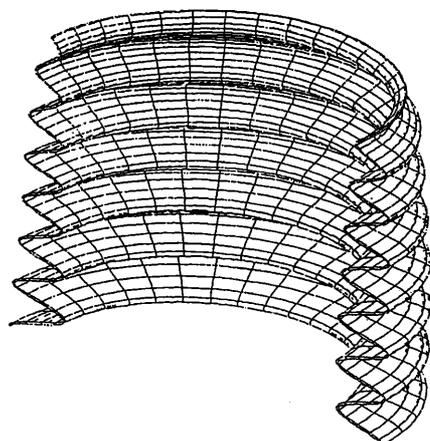


図3 段間部軸圧縮座屈モード形 (1次) Model shape of interstage axial buckling

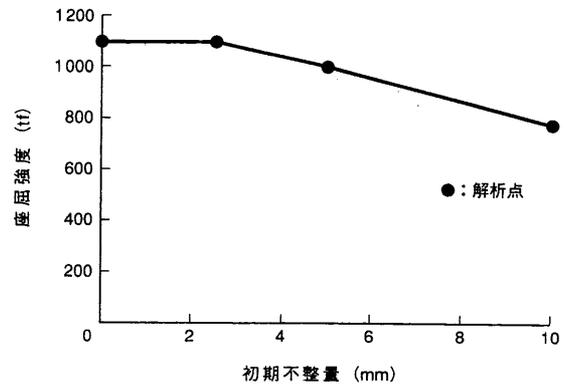


図4 座屈強度に対する初期不整量の影響 Imperfection influence on buckling strength

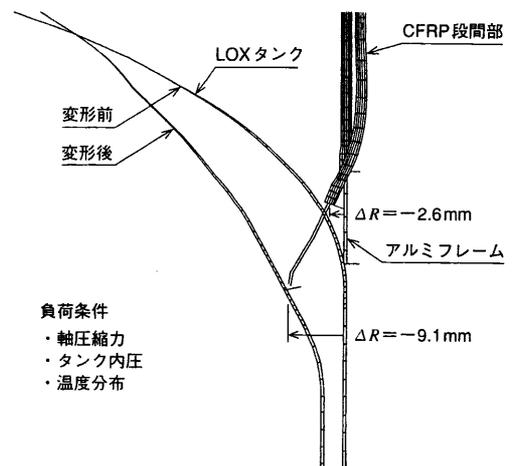


図5 LOX タンク結合部変形図 Deformation of LOX tank connection part

が約 7 mm 以上熱収縮する際に大きな熱応力や機軸方向の曲げが生じる。

これに対しアルミ結合フレームの高さを高くとり熱変形を吸収

する設計とし、タンクと結合した状態での変形及び応力を解析した結果を図5に示す。タンクとの結合点での半径方向変位量 9.1 mm に対して CFRP サンドイッチパネルの下端変位は 2.6 mm と

っており、CFRP 内側の機軸方向応力も最大 21.0 kgf/mm²と許容値 27.4 kgf/mm²（リンクリング強度）以下となっている。

3.3 製造技術

(1) レイアップ

CFRP プリプレグ及び発泡コア材のレイアップは円筒形の凸型ジグを用いて行った。円筒ジグは横置きで両端支持され回転装置を備えており、回転させることにより全周にレイアップできる。

(2) オートクレーブ硬化

本構造で使用する CFRP 材料は通常硬化圧 7 kgf/cm² (100 psi) では発泡コア材がつぶれ板厚が減少してしまうことが判明したため、硬化圧を下げて発泡コアがつぶれず CFRP の特性が低下しない圧力を試験により求めた。

(3) 非破壊検査

段間部外面の探触子から超音波を入力し、内面の探触子で透過音レベルを捕らえる超音波検査を適用した。探触子は接触部がゴムタイヤ状になっており、機軸方向と平行に設置されたルール上を段間部の上端側から下端側まで移動する。一方、段間部自身が周方向に回転することにより段間部の全面を検査する。

(4) 工作試験

軸長さを短くした縮長円筒工作試験では直径 4 m で長さ 2.1 m の供試体を試作し、レイアップジグの有効性確認と一体成形加工成立のめどを得た。

実大工作試験では実機仕様の構造を試作し、レイアップ作業精度による CFRP 外表面のしわの発生や材料吸湿によるオートクレーブ硬化後の形状不整等の問題を抽出し、対策を確立した。

3.4 試験

段間部開発においては材料の設計データ取得試験、部分構造試験、工作試験、許容欠陥設定試験、パネル音響試験、強度試験（認定試験）等を実施又は予定している。

4. 推進薬量計測装置

4.1 推進薬量計測装置概要

4.1.1 装置構成

推進薬量計測装置はシグナルコンディショナ(S/C)と1段、2段の各タンク内に搭載されるセンサ群から成り、推進薬の液位を検出し出力するものである。出力信号は推進薬の充てんやフライトでの流出量評価のほかに、重要な機能としてディプリーション（枯渇）判定を行いメインエンジンの燃焼停止を実行するためのトリガにも使用される。

4.1.2 液ガスセンサ開発のねらいと技術課題

従来の推進薬量計測装置は、タンク内に静電容量型のポイントレベルセンサと連続レベルセンサを配したものであったが、H-II A では、S/C を含めて低コスト化がねらえる测温抵抗体型の液ガスセンサを開発し、採用した。当該変更による主な技術課題を以下に示す。

(1) センサの応答性

测温抵抗体型センサの液/ガス検知のメカニズムは、センシング部に付着した液体酸素 (LOX)、液体水素 (LH₂) を抵抗線の発熱により蒸発させ、自己の温度上昇を抵抗変化によって検出するものである。このため、静電容量型並みの応答時間（要求は 20 ms 以下）は望めないが、エンジン燃焼停止トリガとして使用する場合にばらつきが過大であると、残留する推進薬が増えて打上げ能力の低下要因となるので、この防止のために

応答時間は、200 ms(3σ)以下を開発目標とした。

(2) ガス中自己発熱の低減

機体電源が入ると常に液ガスセンサに電流が流れるために、自己発熱を生じるが、このレベルを下げて“①安全性を考慮し [特に酸素ガス(GOX)中]、②ガスから液侵入時のセンシング部の温度を下げ、液判定の応答性を向上させる。”ことを達成した。

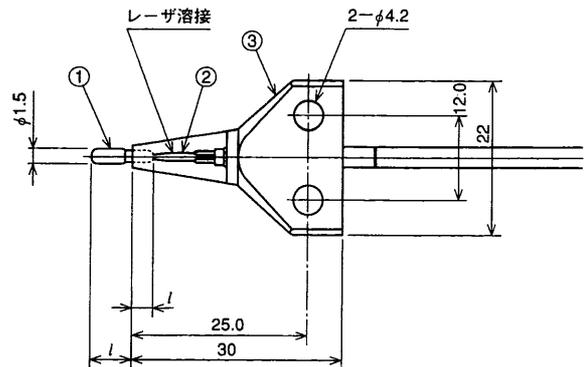
4.2 設計

4.2.1 液ガスセンサ仕様

液ガスセンサの概要を図6に示す。センシングエレメントは、棒状の巻棒に白金線を巻付け四ふっ化エチレン・六ふっ化プロピレン樹脂 (FEP) でモールドすることで小型化/軽量化及び取付性を向上させるとともに、白金線の上にエナメルコーティングを施すことで液/ガス相から隔離を完全にし、安全性を確保している。

4.2.2 S/C 特性

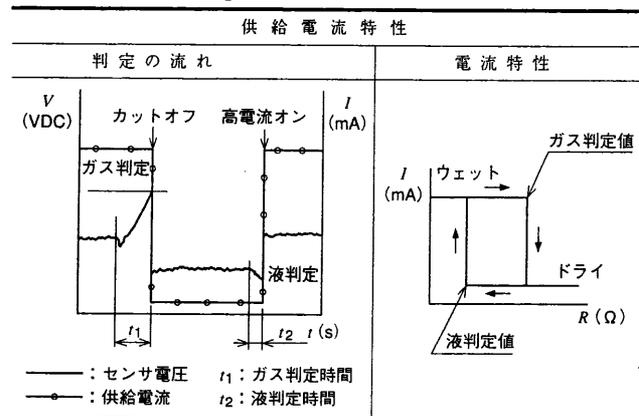
S/C 供給電流及び液/ガス判定値設定例を表1に示す。供給電流特性は液中では最大 100~120 mA であるが、ガス中ではセンサ自己発熱を抑えるため、電流値を絞るようにしている。特に、LOX 系の供給電流は、ガス→LOX 侵入時のセンサエレメント温度が高いとセンサ抵抗値が下がらず応答性が鈍くなる傾向に陥るため、



No	名称	材質	備考
1	センシングエレメント	アルミナ硝子	コーティング:Tエナメル
2	リード線	Pt94-Rh6	φ0.25
3	スリーブ	FEP	

図6 液/ガスセンサ概略仕様 液/ガスセンサの構成を示す。 Liquid/gas sensor configuration

表1 S/C 供給電流特性 Signal conditioner characteristics



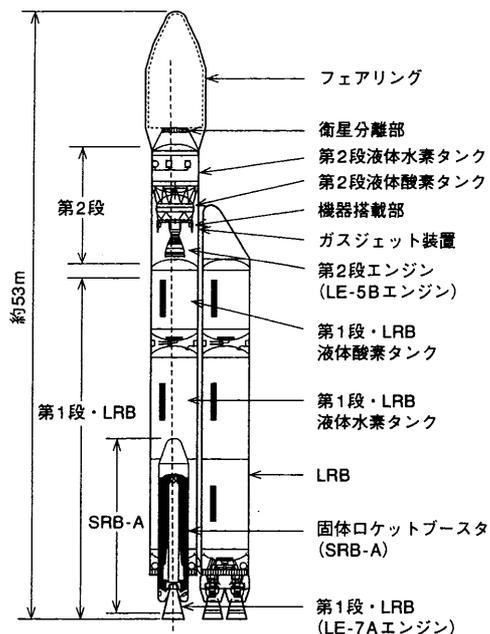


図7 H-II A 3t級機体 液体ロケットブースタを1基備えた3t級バージョンの機体を示す。
Heavy lift version (GTO 3 ton class) with one liquid rocket booster

液→ガスの判定時は大電流であるが、ガス→液の判定時には液侵入時の発熱を抑える小電流 (25 mA) となるよう、2つのパターンを組合せた電流カーブを与えている。また、ガス判定値はLOX, LH₂中の自己加熱にワイヤーハネスの線抵抗 (センサは重量軽減のため2線式)、センサ固体間のばらつき、液温のばらつき等を考慮し設定した。

4.3 試験

センサとS/Cとを組合せてLOX, LH₂に対する応答性能の確認を、実機における想定周囲雰囲気 (加圧ガスの種類、圧力、温度) や液面通過速度等も模擬して実施した。その結果、1段エンジン燃焼停止用トリガとして使用した場合でも、開発目標を上回る結果を得たほか、その他の特性についても実機使用に対し問題ないことが確認された。

5. LRB 残留推進薬の適正制御

5.1 3t級機体概要

H-II A 3t級機体では図7に示すとおり液体補助ブースタ (LRB) 1基が1段コア横に配置される。LRBはコアと同等の推進薬タンクから構成されるが、LE-7Aエンジン2台を備えているのが特徴である。

5.2 LRB 燃焼停止時の課題

液体ロケットにおいて、燃焼停止時の残留推進薬削減は性能向上に顕著な寄与を果たすことになるが、推進薬量が少なくなるとタンク出口付近での液面落込みによってタンク内のガス成分が混入して流出し、エンジンの不具合を招く可能性が考えられる。

そこで、タンク底部には均一的な吸込みを促すためのデバイスが配備され、正常なエンジン停止を保証する設計が通常とられる。この点からすると、LRBはタンク出口以降でフィードラインが2本に分岐されるため、タンク内液面の降下速度はコア機体の2倍となっており、よりクリティカルなコンフィギュレーションといえる。また、機体の非対称性をトリムするために若干の舵角を持った飛行姿勢がとられることから、液面もこれに従った傾斜が生じ、従

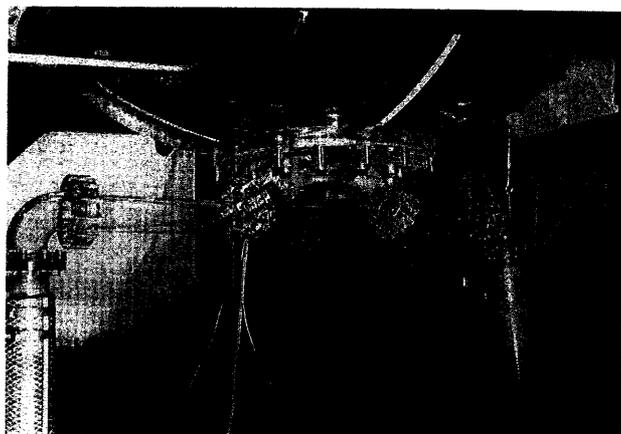


図8 模型タンク排液試験 2本の分岐フィードラインを有するLRBを模擬したタンク模型を示す。
Scale model of LRB tank with two feed lines

来に影響要素が加わる。

5.3 設計・開発

限界的な打上げ能力向上を達成するため、LRBもコア機体に準じて推進薬はフィードライン途中まで使い込むこととしており、タンク底部には従来実績も踏襲したバッフルやフード等が装備される。

ただし、タンクドーム形状変更や分岐フィードラインの初採用を考慮し、これらのデバイスは模型タンクでの試験データにより設計を固め、さらに燃焼試験で確認を図ることで信頼性を築いていく開発計画としている。

(1) 模型タンク排液試験

スケール比1/4の模型タンクで水流し試験を行った。状況を図8に示す。タンクから液が流出する際の自由界面は流れの慣性力と加速度の比の無次元数である下記フルード数に支配されるため、各試験においてこれを一致させるようにし、フード形状の最適化等に反映した。

$$\text{フルード数 } F = v^2 / (ad)$$

v : 流速 a : 加速度 d : 代表流路径

(2) 厚肉タンク燃焼試験

ジグフィードラインの途中にモニタ部を設けて実際にエンジンが停止するときの気泡観測等が可能となるよう、計画を進めている。極低温下での映像取得を成功させるために、サファイアガラス性の窓部と光ファイバを利用したガイドスコープを開発中であり、これまでこのような実証を試みた例はないことからその成果が期待される。

6. おわりに

H-II A ロケットの開発は当初の目的に向って数々の技術課題を克服しつつ、最盛期を迎えようとしている。

今後実施予定の地上燃焼試験や射場での総合機能試験を確実に遂行し、初号機を計画どおり成功のうちに打上げられるよう、関係者一丸となって取り組んでいる次第である。

参考文献

- (1) 平田邦夫, 大型汎用ロケット「H-II A」の開発, 日本航空宇宙学会誌 Vol.46 No.531 (1998)