

H-IIA ロケットの新技术と初号機打上げ結果

New H-IIA Launch Vehicle Technology and Maiden Flight Results

名古屋航空宇宙システム製作所 前村孝志*¹ 後藤智彦*²
 秋山勝彦*³ 二村幸基*⁴
 宇宙開発事業団 渡邊篤太郎*⁵

平成13年8月29日初号機打上げに成功したH-IIAロケットは、幅広い打上げ能力と柔軟な運用性を持ちながら、コストはH-IIロケットの約半分の1機85億円以下であり、世界の商業化ロケットと遜色のない経済性を備えている。このため、信頼性向上とコストダウンを目的にエンジン、機体部品点数の大幅削減によるシステムの簡素化、軽量化に関する様々な新技术を投入した。また、地上設備についても改良を行い、ロケット組立て及び打上げ作業期間を大幅に短縮した。本報では当社が担当した数多くの新技术のうち主要項目について初号機打上げ結果と併せて紹介する。

The H-IIA launch vehicle launched August 29, 2001 is well balanced in payload capability, reliability, practicality, safety, and cost compared to be H-II launch vehicle. To realize these concepts, aggressive efforts to make a less costly, less risky launch vehicle have transformed the H-II into an almost completely new booster. We describe new H-IIA technologies and its maiden flight results.

1. はじめに

初号機打上げに成功したH-IIAロケット（標準型）は、静止軌道に約2トン級の人工衛星を打ち上げる国産ロケットであり、今後の商業ビジネス参入を目標に様々な新技术を採用しコストダウンと信頼性向上を実現した。

H-IIAロケットはH-IIロケットで蓄積された技術を基本に、構造や打上げ作業を簡素化するため、1段エンジン、2段エンジン、機体構造のほか地上設備に至るまで様々な変更がなされており、改良部分はほとんどすべてのコンポーネントに及んでいるといっても過言ではない。また機体全体システムとしての見直しを重ね、作りやすさ、使いやすさを追求したロケットとして開発された。

その結果、コスト的にもH-IIロケットに比べて約半分の1機85億円以下を達成し、能力的にも世界の商業ロケットと十二分に対抗し得るレベルに達している。本稿では、当社が担当した主要な開発作業の概要とともに新技术投入の技術課題と成果を打上げ結果と併せて述べる。

当社の主要担当範囲

- (1) 全段インテグレーションの支援及び発射整備作業の支援
- (2) 1段主エンジン（LE-7A）、（燃焼系及びシステムのまとめ）
- (3) 1段推進系、油圧系
- (4) 1段液体酸素/液体水素タンク
- (5) 1段中央部並びにエンジン部構造及び電力機器
- (6) 2段主エンジン（LE-5B）、（燃焼系及びシステムのまとめ）
- (7) 2段推進系、ジンバル系
- (8) 2段液体酸素/液体水素タンク
- (9) 2段構造及び電力機器
- (10) 誘導制御系とりまとめ
- (11) 衛星分離部
- (12) 射場設備、AGX推進系、電機系、機構系の各主要部分

2. H-IIAロケット概要

H-IIAはH-IIの発展型ではあるが、機体構造、エンジン、

ブースタに至るまでその設計は大幅に異なっている。H-IIAはH-II開発による蓄積技術の延長線上で設計されたが、共通の部品は少ない。ただし、H-IIAの簡素化やコストダウン設計の構造は、H-IIを開発した経験があって初めて実現したものであり、その意味では、H-IIAはH-IIの後継機といえる。

H-IIAロケット1号機におけるフライト結果を表1に示す。表1のとおり衛星軌道投入の計画精度を達成した。

H-IIAの液体ロケットエンジンは、H-IIのために開発されたLE-7（第1段）とLE-5Aをそれぞれ改良したLE-7AとLE-5Bが搭載されている。

推進系では、極低温ヘリウムによる1段酸素タンク加圧を液体酸素を一部気化した酸素で行うなど、コンポーネントの削減、配管の削減、及びコンポーネントの簡素化/一体化を行うことにより推進システムの大幅な見直しを実施した。

ジンバル系では、1段油圧供給系の簡素化、及び2段油圧系を電動へ置換え、機能試験作業等の簡素化を図った。

表1 H-IIAロケット1号機フライト結果
Orbital parameter of H-IIA flight No.1

軌道要素 (Parameters)	計画 (Targeted)	フライト結果 (Achieved)	差(標準偏差) (Difference (sigma))
遠地点高度 (Apogee Altitude)	(km) 36 186.200	36 190.627	1.427 (0.100)
近地点高度 (Perigee Altitude)	(km) 251.300	251.319	0.019 (0.021)
軌道傾斜角 (Orbital Inclination)	(deg) 28.492	28.496	0.004 (0.710)
近地点引数 (Argument of Perigee)	(deg) 179.065	179.189	0.124 (1.279)
昇交点経度 (Ascending node)	(deg) 36.384	36.345	- 0.039 (- 0.349)

*¹ 宇宙機器技術部次長

*⁴ 宇宙機器技術部電子装備設計課長

*² 宇宙機器技術部構造設計課長

*⁵ 宇宙輸送システム本部H-IIAプロジェクトマネージャ

*³ 宇宙機器技術部装備設計課長

機体構造で最大の変更点は、各タンクをふさぐ上下の鏡板の部分を一枚の板から絞り出すスピン成形したことで製造を容易にした点である。また、H-II第2段では真空断熱された共通隔壁を持つ一体タンク構造だったものを、H-IIAでは別々のタンクをトラス構造で接続する形式に変更し、組立ての容易化、極低温推進薬充填時の温度/圧力(タンク間差圧)管理の簡素化を達成した。

SRB-Aの推力は、スラストストラットを介してLE-7Aエンジンを取り付けられるクロスビームに一体化した耳金で受けた。

第1段と第2段を接合する段間部は、アルミ合金製から炭素繊維複合材料(CFRP)へ変更し軽量化された(当社担当)。

機体を制御する電子制御系アピオニクス(航法装置)は、データバスという機器間に共通なデータの“通り道”を介して接続するという形式を取っている。これにより打上げ作業

時の内部機器と地上設備の接続が簡単になると同時に、機器のチェックが容易になり、ロケット搭載機器に自己診断させることにより、信頼性を高めている。

なお、図1にH-II/H-IIAロケットの主な改良の比較を、表2に各段主要諸元比較表、表3に世界のロケット推定打上げコストを示す。

以下、H-IIAロケット開発の技術課題の概要を述べる。

3. 構造系

3.1 第1段構造の概要

H-IIAロケットの第1段構造の概要を図2に示す。固体ロケットブースタ(Solid Rocket Motor、以下SRB-Aと称す)は、H-IIに比べ直径が太く長さが短くなり、推力は、アルミ合金製上部スカート構造に結合されたスラストストラット

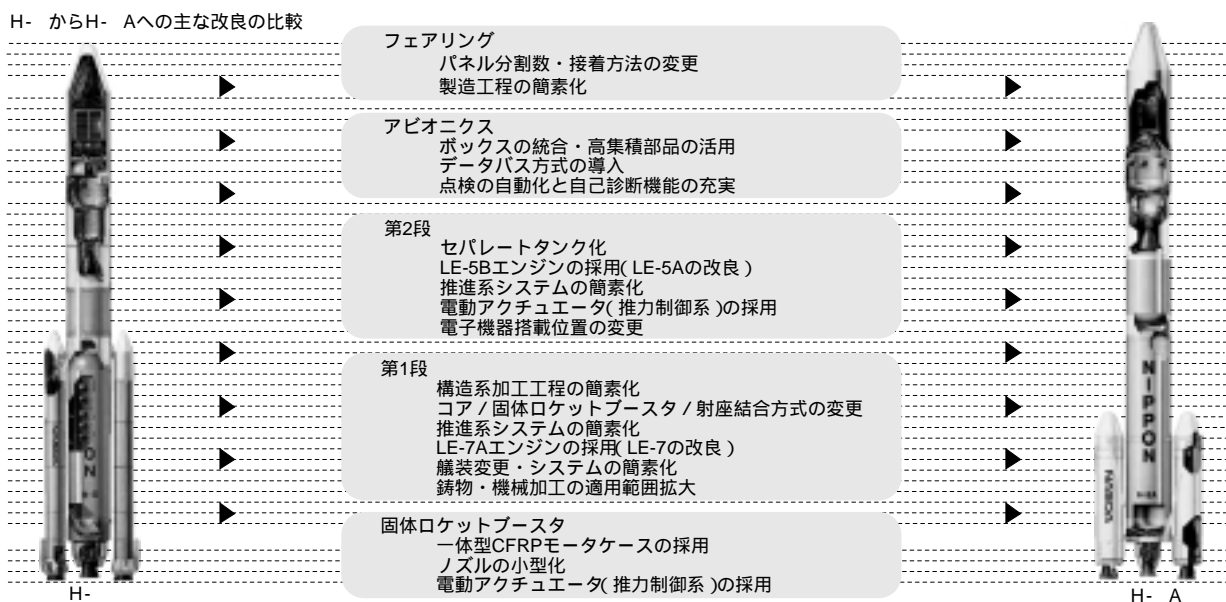


図1 H-II/H-IIAロケットの主な改良の比較 H-IIからH-IIAへの主な改良の比較を示す。H-IIA improvement

表2 各段主要諸元
Design data of H-IIA launch vehicle

衛星フェアリング	H-II				H-IIA					
	第2段	個体ロケットブースタ	第1段		第1段	個体ロケットブースタ(SRB-A)	第2段	衛星フェアリング	個体補助ロケット(SSB)	液体ロケットブースタ(LRB)
12(標準)	11	23	35	全長(m)	37.2	15.2	10.7	12.0	14.9	36.7
4.1(標準)	4.0	1.8	4.0	外形(m)	4.0	2.5	4.0	4.07	1.0	4.0
1.4(標準)	20	141 (2本分)	98	各段質量(t)	114	150 (2本分)	20	1.4	31 (2本分)	117
	17	118 (2本分)	86	推進薬質量(t)	100	130 (2本分)	17 (リフトオフ時)		26.1 (2本分)	99.2
	122 (12.4t)	3530 (360.0t) 2本分	1079 (110.0t)	推力(kN) (真空中)	1074 (109.5t) 短ノズル	4520 (460.0t) 2本分	137 (14t)		1490 (最大2本分)	2200 (エンジン基)
	598	93	345	燃焼秒時(s)	390	100			60	200
	液体酸素/ 液体水素 LOX/LH ₂	ポリブタジエン系 コンポジット 個体推進薬	液体酸素/ 液体水素 LOX/LH ₂	推進薬種類	液体酸素/ 液体水素 LOX/LH ₂	HTPB コンポジット	液体酸素/ 液体水素 LOX/LH ₂		HTOB コンポジット	液体酸素/ 液体水素 LOX/LH ₂
	452	273	445	比推力(s) (真空中)	429 短ノズル	280	447		282	440

表3 世界のロケット推定打上げコスト
Cost and performance data of launch vehicles

ロケット名	長征3号(3A)	プロトンK	H-II	H-IIA(標準型)	デルタ	アトラス AS	アリアン(4L)	アリアン
国名	中国	ロシア	日本		米国		欧州	
LEO打上げ能力(トン)	8.5	21	10.0	10.0	8.3	8.6	9.6	18
GTO打上げ能力(トン)	2.6	4.9	4.0	4.0	3.8	3.8	4.5	6.8
打上げコスト(億円)	54~66	108~118	170~190	75~85	90~108	108~126	120~150	180~216

1\$=120円で換算

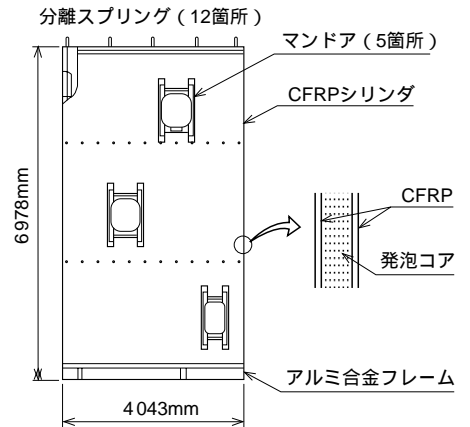
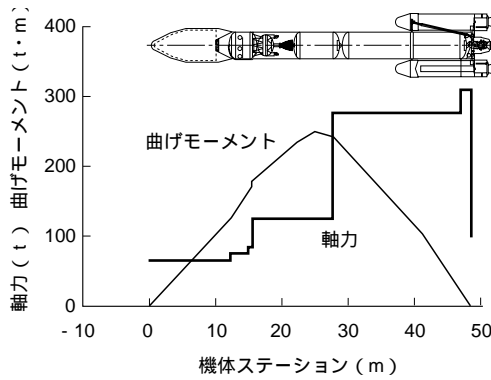
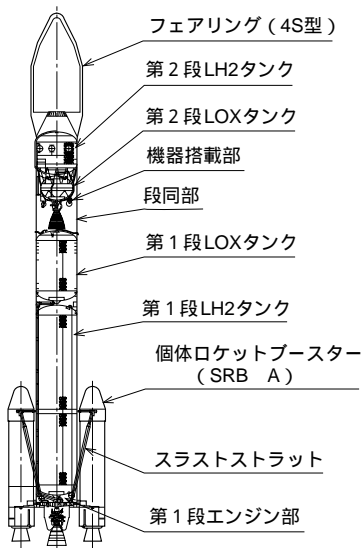


図2 構造の概要 H-IIAの各構造体の構成及び名称を示す。 Structural outline

によりエンジン部下端に伝達され、半径方向と周方向の分力は、アルミ合金製下部スカートに結合されたヨープレスとピッチピンにより液体水素タンクシリンダ部に設置したフレームとエンジン部後端のフレームに伝達される。機体の射座固定は、第1段機体後端で行う。

H-IIAの荷重をH-IIと比べて図3に示す。H-IIAロケットは、H-IIロケット(中央部で固体ロケットモータの推力を受け、射座固定(発射台でのロケット固定)は固体ロケットモータで行っていた。)に比べ第1段エンジン取付部及び液体水素(LH₂)タンクの荷重が増加した。

このためエンジン部は、SRB-Aからの集中荷重を分散させるため機械加工によるリブ付の補強外板にフレームを取り付けた構造として新たに開発された。

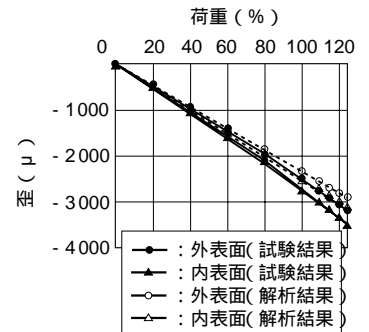
第1段液体水素タンクは、シリンダ部がH-IIロケットと同様のアイソグリッド構造であるが、荷重の増加により座屈強度が厳しくなったため板厚を増加させ、SRB-A推力の半径/周方向分力を受けるためのフレームを配置した。

3.2 段間部

段間部は、直径4m、高さ約7mの円筒形であり部品点数の削減によるコストダウン及び軽量化を目指し、発砲コアを使用したCFRPサンドイッチ構造として新規に開発した。構造仕様の概要を図4に示す。シリンダ部前端と後端にはアルミ合金製のスカート構造がファスナ結合される。段間部構造に作用する荷重は、主に飛行時の圧縮と曲げモ



図5 段間部強度試験結果 段間部強度試験供試体の強度試験治具へのセットアップ及び試験時の歪計測結果と解析予測の比較を示す。 Structural strength test results for interstage



メントであり、座屈強度が厳しい。開発試験としては、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、損傷許容性確認試験、パネル音響試験等を実施した後に、認定試験として実機大の供試体を製作し強度試験により座屈強度の確認を行った。強度試験では、隣接する第1段液体酸素タンクからの熱伝導による後端部のスカートの冷却を模擬するために液体窒素により冷却しながら荷重の負荷を行った。試験結果は、飛行時の荷重に耐荷するとともに、計測された歪みは、解析結果と比較して図5に示すが良い一致を確認した。

3.3 SRB-A分離

SRB-A分離は、SRB-Aの燃焼が終了した打上げ後約110s、高度約52kmで動圧が減少した時点に行われる。分離は、火

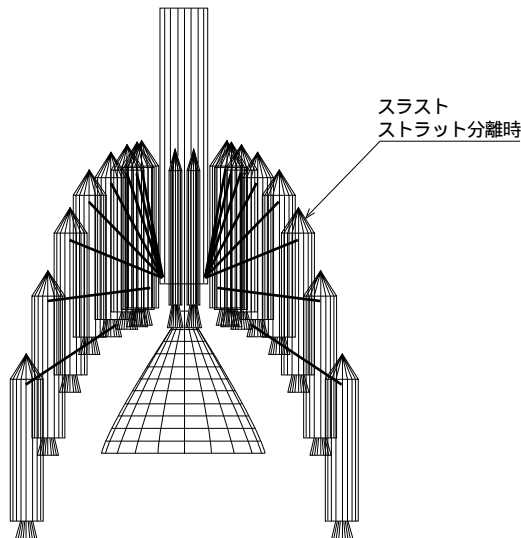


図6 SRB-A分離解析結果 飛行時のSRB-A分離挙動の解析シミュレーション結果を示す。
Separation analysis results for SRB-A

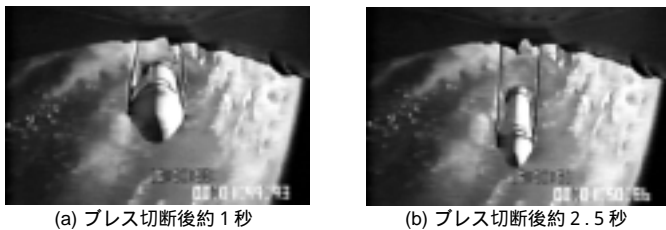


図7 SRB-A分離時取得画像 飛行時にオンボードカメラによりとらえられたSRB-A分離時の動画の一部である。
Captured images for SRB-A separation during flight

工品により行われ前方/後方ヨープレスを切断した後に図6に示すようにSRB-A本体は、スラストストラットを支えに機体から離れていき約2s後にスラストストラットの切断が行われ分離が完了する。図7にフライト時に取得された分離時の画像を示すが、分離挙動は解析結果と良く一致している。

4. 推進系

H-IIロケットをベースとし、システムの簡素化/信頼性向上を目的として、H-IIA推進系システムの開発を実施してきた。主要項目について、以下に述べる。

4.1 1段LOXタンク加圧システム

H-II/H-IIAロケットは、エンジン・ターボポンプに所定圧力で推進薬を供給するタンク加圧システムを有している。

H-IIの1段液体酸素(LOX)タンク加圧システムでは、液体水素(LH₂)タンク内に搭載した高圧極低温(20K)ヘリウムを減圧し、エンジンで加温後、機体側の制御弁で流量を切り替えてタンク圧制御を実施していたが、H-IIAでは、高圧の液体酸素をエンジン熱交によりガス化した後、一定流量で機体側へ導く方式を採用した。図8にシステムの比較を示す。

酸素ガスを使用するシステムとすることで、重量的なデメリットはあるものの、部品点数・機能部品点数を大幅に低減し、信頼性の向上、コストダウンの効果を得ている。

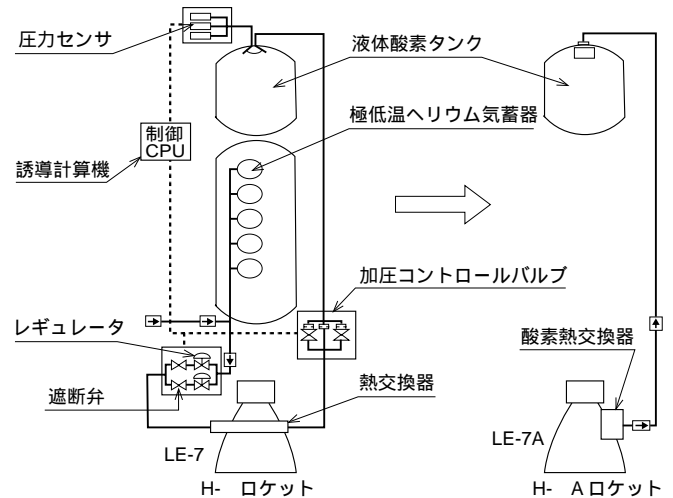


図8 1段液体酸素タンク加圧システム構成 1段液体酸素加圧システムのH-IIとの比較を示す。
First stage LOX tank pressurization system

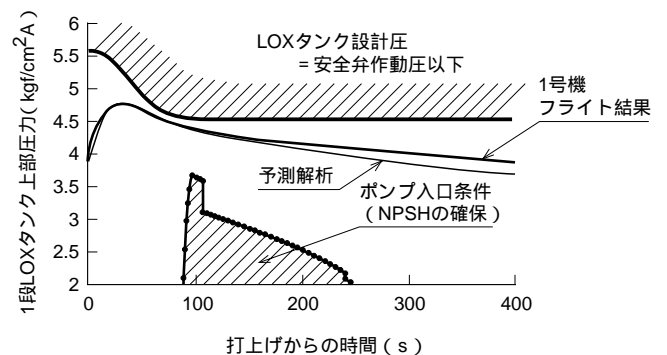


図9 1段液体酸素タンク圧力 1段液体酸素タンク圧力の計画値とフライト結果の比較を示す。
First stage LOX tank pressure

その反面、積極的なタンク圧制御を実施しないため、タンク圧力履歴予測技術が重要なポイントとなり、以下のような事象が課題となった。

- 酸素ガスの凝縮、液体酸素の蒸発現象
 - 加圧ガス噴出流れと液面の干渉(液面乱れ ガス圧低下)
- ステージ燃焼試験(厚肉タンクステージ・実機タンクステージ)では、これらのデータを取得し、実機へのフィードバックを行い、最適な調整を行った。

1号機のフライトの結果、1段LOXタンク圧力は、事前予測通りの履歴をたどり、タンク設計圧以下で、必要なエンジン入口条件を満足できたことが、確認された。図9に結果を示す。

4.2 第1段油圧ブローダウンシステム

H-II/H-IIAロケットでは、機体操舵及び姿勢制御のためにエンジン自身の向きを変えて推力方向を変えるジンバル方式を採用しており、このために第1段には油圧アクチュエータを搭載している。

H-II及びH-IIAの第1段油圧系システム構成を図10に示す。H-IIAの油圧系では、信頼性向上とコストダウンを両立させるため、タービン、ポンプ、アキュムレータ、熱交換器等の複雑な機器が必要であったH-IIの作動油循環方式が

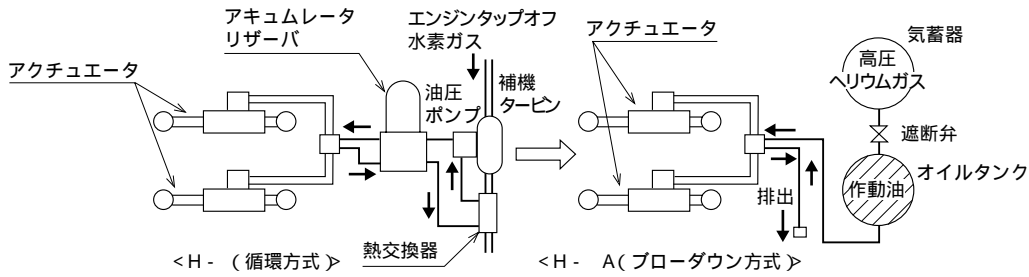


図10 1段油圧系システム構成 1段油圧システム構成のH-IIとの比較を示す。
First stage thrust vector controlling system

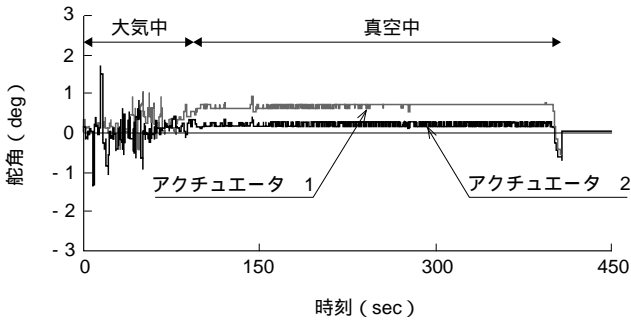


図11 1段油圧系作動状況 アクチュエータ作動舵角に対するフライトデータを示す。
First stage thrust vector angle

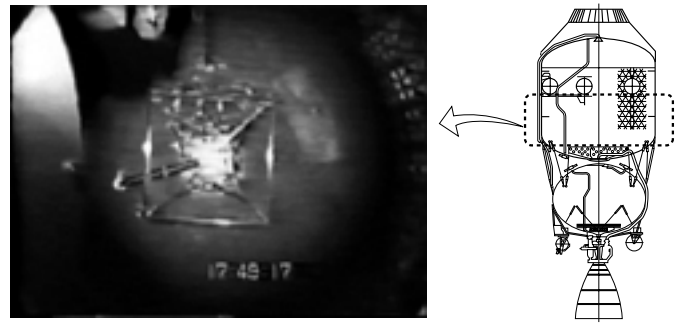


図12 LH₂タンク内の液体水素挙動 フライトで撮影したLH₂タンク内の液体水素の映像を示す。
Inside image of LH₂ tank

ら、気蓄器に搭載したヘリウムガスの圧力でオイルタンク内の作動油を押し出すブローダウン方式への全面的なシステム変更を行った。気蓄器及びオイルタンクも新規開発は行わずに推進系で開発した気蓄器を流用しており、このシステム変更でH-IIと比べて約1/2のコストダウンが図られている。既存の球形タンクをオイルタンクとして使用することにあたっては、作動油へのヘリウムガスの溶解を避けるために気蓄器とオイルタンクを打上げ直前まで遮断弁で分離するシステム構成とする、フライト中の作動油のスロッシングによりアクチュエータにガスが吸い込まれるのを防止するためにオイルタンク内にスポンジ状のパック材を充填する、等の対策を行った。初号機のフライト結果ではガスの吸い込みや溶解したガスの析出を示すデータは見受けられず、良好な作動状況が確認された(図11)。

4.3 2段再着火

2段推進系の再着火の技術課題は、大別して高真空環境と微小重力環境下での正常作動の要求であるが、なかでも微小重力環境下での推進薬のコントロールは、地上で完全な実証確認ができないという点で、大変難しい課題である。

2段エンジンの再着火を始動する前は、約700s間の慣性飛行期間があり、約1 × 10⁻³ Gの微小加速度を印加しているが、タンクから推進薬を供給(排出)する際、1 Gの地上ではぎりぎりまで発生しない液面の落込みも、微小重力下では慣性力が支配的となるために早期に落込みが発生し、タンク内には多くの推進薬が残存してしまう傾向がある。

無駄な推進薬の残存はロケットの性能を低下させることから、これを極力削減するためにタンク内の吸込み口に様々な工夫を行った。その機能確認として微小重力の模擬落下試験を、田代試験場にある50mの落下試験塔で実施した。

しかしながら、落下試験での確認秒時は、たかだか3 s程度であり、継続的な微小重力下での事象把握は、最終的にはフライト結果に委ねなければならなかった。

H-IIAロケットの初号機では、LH₂タンクの頂部にモニタ窓を装着し、フライト中の液面の画像データを取得して、事前の予測を検証し、推進薬マネジメントの手法の信頼性を向上させることとした。

試験機1号機で取得されたフライト画像は、デジタルデータとして地上局に送信され、微小重力下での液面の静定状態や、タンク加圧時の液面擾乱、機体スピン時の推進薬の散逸状態などの様相を確認することができた(図12)。

世界的にも類を見ない、ロケットタンク内部の推進薬挙動の動画は、今後、フライト中の推進薬挙動を解析するシミュレーションの検証に使用され、より確実な推進薬マネジメントに活かされる計画である。

5.電気誘導系

アビオニクス開発は、機体製造あるいは運用の低コスト化に重点を置き開発を進めた。以下に代表的なものを示す。

- (1) テレメータデータによる機体オンボード異常監視方式
- (2) アンビカルラインのシリアル通信方式の採用
- (3) 2段ジンバリング制御方式として電動アクチュエータ化
- (4) プログラム・レート再設定システム

5.1 テレメータデータによる機体オンボード異常監視方式

H-IIロケットにおいては、テレメータデータを地上装置側に転送し、異常監視制御する方式を採用していたが、H-IIAでは、テレメータデータを搭載計算機に取り込み、モニタ異常監視/制御機能を機体内に有するシステムとした。機能的自己診断については国産ロケットでは初搭載であり、打

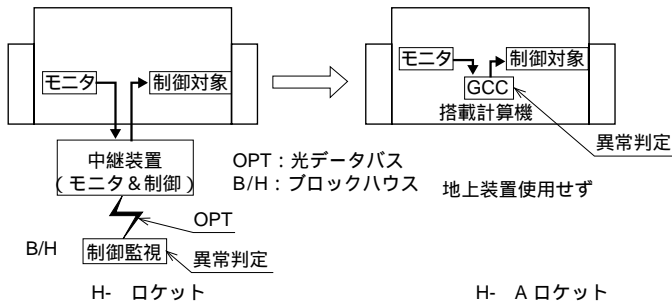


図13 オンボード異常監視方式 H-IIAにおいては機体システム側でデータ異常監視しH-IIに比して自立化したことを示す。 Vehicle selfcheck system

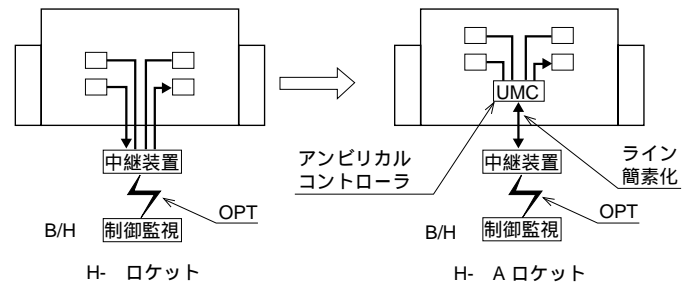


図14 アンピリカル・シリアル通信方式 機体と地上システム間をシリアル通信化し簡素化されたことを示す。 Serial communication link for umbilical line

上げ判定において良好に機能した(図13)。

5.2 アンピリカルラインのシリアル通信方式の採用

H-IIロケットにおいては機体/地上設備用インタフェース方式として1信号1ラインの方式のため、アンピリカルケーブルと称する機体/地上設備間接続ケーブルの信号ライン数が膨大となり、これらを統合簡素化する目的からシリアルデータバス利用による方式に変更した。この目的から、機体各信号を束ね、集約し、データバスに情報を載せる機器として、アンピリカルコントローラ(UMC)を開発した。本機器については飛行中に機能する必要のないことから、多くの民生部品(一般産業用シーケンサ)を採用。大幅なコストダウンを目標とし開発され、1号機発射整備作業では問題なく機能し、また、フライト中の他機能にも影響を与えなかった(図14)。

5.3 2段機体におけるジンバリング制御方式の電動アクチュエータ化(機体)

H-IIロケットまで採用された油圧によるジンバル制御を2段機体においては電動によるジンバル制御に変更。これに伴い2段電動アクチュエータ及び制御装置の開発を行った。

アビオシステムとして機器内部に待機冗長系を採用した。フライト結果、2段姿勢制御に問題なかった。なお、本システムはH-IIロケット8号機でも採用された。

5.4 プログラム・レート再設定システム

H-IIAロケットでは、ロケット打上げ時に遭遇する高層風にあわせて飛行迎角を小さく押さえるための飛行プログラムの変更を打上げ当日に行うプログラム・レート再設定システムを構築した。

プログラム・レート再設定システムの構成を図15に示すが、打上げ当日に種子島で観測された風を名航(名古屋)に転送し、飛行迎角を小さくする飛行プログラムを計算するとともに、ロケット機体に組み込むミッション定数の検証を行い、ここで検証された飛行プログラムが種子島のブロックハウスを経由してロケット機体に組み込まれる。

H-IIAロケット以前では、飛行計画作成時に想定した打上げ時期の平均的な風から実際に打上げ当日に遭遇する風の差を飛行迎角として見込んだ機体構造の設計を行う必要があったが、本システムの採用により、実際に遭遇する風に近い高層風下での飛行迎角を小さくすることによる機体荷

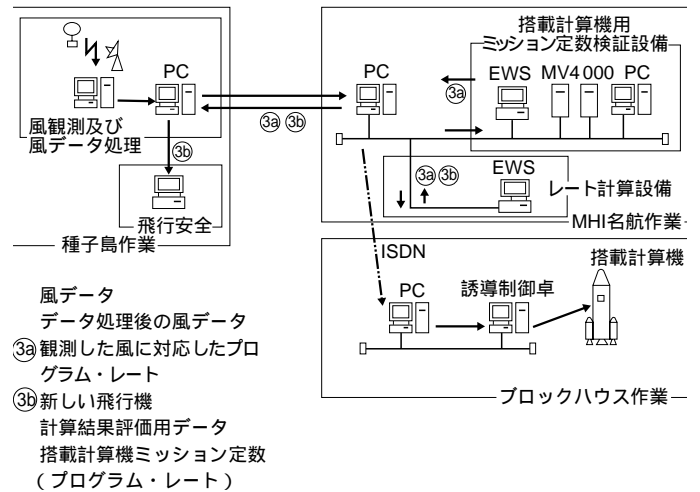


図15 プログラム・レート再設定システムの構成 実測風に基づきプログラム・レートを再設定し機体にロードするまでのシステム構成を示す。 Schematic diagram of program rate reset

重の低減、機体の軽量化がH-IIAロケットでは可能となり、1号機では問題なく運用できた。

6. おわりに

H-IIAロケット初号機の打上げは初期目標を達成し成功した。ただし、商業ビジネス参入のためには引き続き打ち上げられる2号機、3号機を連続して成功させるとともに、更なる信頼性向上とコストダウンを図り、失敗しない安全かつ低コストロケットとして確固たる地位を確立する必要がある。また標準型ロケットの打上げ能力を向上させた増強型ロケットの開発も進行中であり、これらを計画通り成功裡に達成できるように取り組んでいる。

参考文献

- (1) 福島幸夫ほか、H-IIAロケットの機体構造について、日本航空宇宙学会誌 第46巻 第535号(1998-8) p.10
- (2) 小林充ほか、H-IIAロケット複合材段間部構造の開発、第24回複合材料シンポジウム講演要旨集(1999) p.125
- (3) 宇宙開発事業団ホームページ(www.nasda.gov.jp)