

我が国の主力ロケットH-II及びH-IIAの これまでの事故原因と考察



技術解説

坂爪 則夫*

Failure Causes of Japanese Leading Launch Vehicles H-II and H-IIA until now and Some Considerations

Key Words : H-II, H-IIA, Failure, LOX/LH₂ Engine, Solid Rocket Booster

はじめに

宇宙航空研究開発機構(JAXA)は、わが国の宇宙関係研究の総纏めとして、一昨年10月宇宙科学研究所、航空宇宙技術研究所及び宇宙開発事業団が統合し発足した。ここでの主力ロケットであるH-IIAは、一般商業用としても良く使用される4,000kgクラスの衛星を静止トランスファ軌道に投入できる世界的にも有数のロケットである(静止トランスファ軌道から静止軌道まで上げるのに、衛星は最終質量とほぼ同等の質量の推進剤と推進機を必要とするので、この半分約2,000kgが静止衛星の質量となる)。平成16年度末までにその前身であるH-IIロケットも含み計14機のロケットで23機の衛星等飛行体の打上を行っている(表1)。衛星の基数がロケットの打上基数と比べ大きく上回っているが、これはこのロケットの複数打上能力が十分にある事を示している。さらにH-IIAでは、多様な衛星要求に答えられるよう、小さな固体補助ブースタ(SSB)を2本ないし4本追加装着する事により打ち上げ能力を25%まで増加でき、既に運用されている。またSSBではなく標準型で2本装着している固体ロケットブースタ(SRB-A)を4本装着する204型では50%打ち上げ能力を増強できるよう開発中である(図1)。

これまで14機の打上で、H-IIは5号機及び8号機で、H-IIAは6号機で事故を起こし衛星の軌道投入に失敗した(表1)。ここでは宇宙開発委員会で報

表1 H-II及びH-IIAロケットによる衛星打上

号機	年月日時刻	衛星略称	目的
H-II			
F1	1994.2.4 7:20	OREX VEP	再突入実験機 機体性能確認
F2	1994.8.28 16:50	ETS-VI	技術試験衛星
F3	1995.3.18 17:01	SFU GMS-5	宇宙実験衛星 気象衛星
F4	1996.8.17 10:53	ADEOS	地球観測衛星
F6	1997.11.28 06:27	TRMM ETS-VII	熱帯降雨観測衛星 技術試験衛星
F5 Fail	1998.2.21 16:55	COMETS	通信放送技術衛星
F8 Fail	1999.11.15 16:29	MTSAT	運輸多目的衛星
H-IIA			
F1	2001.8.29 16:00	VEP-2	機体性能確認
F2	2002.2.4 11:45	MDS-1 VEP-3 DASH	民生部品実証衛星 機体性能確認 再突入実験機
F3	2002.9.10 17:20	DRTS USERS	データ中継技術衛星 宇宙実験衛星
F4	2002.12.14 10:31	ADEOS-II μ -Lab Sat WEOS Fed Sat	地球観測衛星 Piggy Back Piggy Back Piggy Back
F5	2003.3.28 10:27	IGS	情報収集衛星
F6 Fail	2003.11.29 13:33	IGS	情報収集衛星
F7	2005.2.26 18:25	MTSAT-1R	運輸多目的衛星
F8	2005.TBD	ALOS	陸域観測衛星
F9	2005.TBD	MTSAT-2	運輸多目的衛星
F10	2005.TBD	IGS	情報収集衛星



* Norio SAKAZUME
1951年7月生
1977年東京大学大学院工学系研究科
修士課程航空学専攻修了
現在、宇宙航空研究開発機構、宇宙
基幹システム本部、鹿児島宇宙セン
ター、次長、工学修士、航空学
TEL 0997-26-2111(種子島宇宙
センター代表)
0997-26-9002(自席)
FAX 0997-26-9100
E-Mail sakazume.norio@jaxa.jp



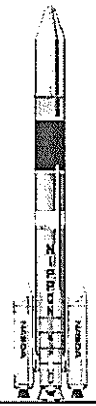
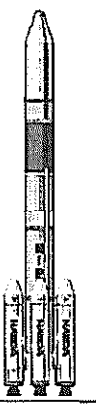
形状				
タイプ	202	2022	2024	204
打上能力	4,100kg	4,500kg	5,000kg	6,000kg

図1 H-IIAロケットファミリの打上能力 (静止トランスファ軌道)

告された事故原因を振り返ると共に、その内容について考えてみた。

1. H-IIロケット・H-IIAロケットの開発

H-IIロケットは、それまでの主力ロケットであるH-Iロケットが第1段エンジン・機体、固体補助ブースタ及びフェアリングを米国デルタロケットのライセンス生産ないし輸入に頼っていたため、我が国のロケット打上の自在性を確保すべく計画された初の全段国産開発の液体ロケットである。当時の将来衛星需要を考え、4,000kgの衛星を静止トランスファ軌道に諸外国の打上費と同等以下で打ち上げる事を目標に、1,2段とも液酸/液水を燃料とする高性能エンジンを採用し、機体直径4mのロケットとして今から20年前計画された。開発は特に第1段エンジンLE-7の開発で困難を極め、テストスタンドでの爆発炎上等を含み幾多の設計変更を余儀なくされ、初号機打上を2回にわたり延期し、1994年2月に試験機1号機打ち上げにたどり着いた。この時点でこのクラスの打上げ能力のロケットとしては世界最軽量のロケットが実現した。打上が軌道に乗りその費用も当初計画した190億円程でできる事になったが、その間我が国の円の対ドルレートは、1ドル250円から110円になり、円建てでは当初計画をほぼ達成したものの、ドル建てでは諸外国の2倍近くの費用がかかるロケットになってしまった。このため、

H-IIロケットで開発した技術を基に、自在性を損なわない限り信頼のある廉価なコンポーネントは輸入し、開発の結果判明したより単純化できる所は単純化し、信頼性を上げると共にコストを低減する等の設計変更を行い、約90億円の製造及び打上費のロケットとした(図2)。さらに、H-IIAロケット開発中に、H-IIロケット5号機、8号機の連続事故が発生した。このため、最終打上になる予定であったH-IIロケット7号機の打上を止め、開発中のH-IIAロケットに事故原因の反映を行い、平成13年8月に初飛行に成功した。その後打上は順調に行われ、3,4,5号機と定刻打上に成功し軌道に乗ったと考えられていた矢先、6号機で固体ロケットの分離に失敗し指令破壊された。その後今年2月この失敗の改良を施したH-IIAロケット7号機の打上に成功し今日に至っている。

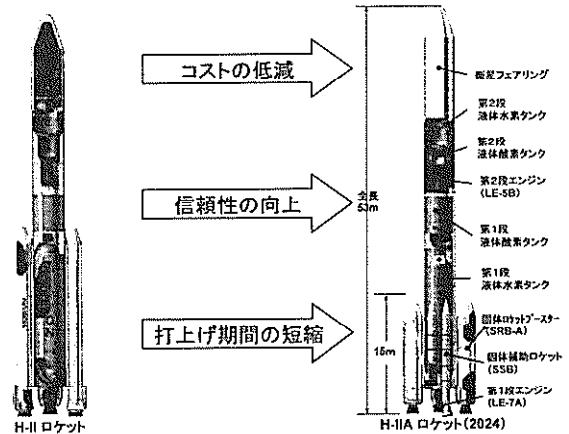


図2 H-IIからH-IIAへの改良

2. H-IIロケット5号機の失敗

H-IIロケット5号機は、通信放送技術衛星(COMETs)を静止トランスファ軌道に投入する事を目的に、当初計画から遅れ6号機の後打上げられた。

打上は、固体ロケットの分離、約350秒間の第1段エンジンの燃焼、フェアリング分離及び第2段エンジンLE-5Aの初回燃焼(約300秒間)まで完璧であった。しかし慣性飛行後再着火したLE-5Aは、192秒間燃焼する予定が44秒で早期燃焼停止した。このため、目的の静止トランスファ軌道遠地点高度36,000kmが1,901kmと低い軌道への投入に終わった。衛

星は技術試験の目標を大幅に軽減し可能な試験を実行するため衛星搭載のアポジエンジンの7回の燃焼により遠地点高度17,700kmの2日9周回で同じ場所に戻る準回帰軌道に移行し、対地表上動く衛星としてアンテナの制御等の搭載プログラムの変更を行い試験に供することができた。しかし、ロケットとしては失敗に変わりはなく関係者一同その原因究明に入った。

飛行データの解析の結果、LE-5Aエンジンの再着火41秒後頃、エンジンの燃焼室から燃焼ガスの漏洩があることが、各部の温度・圧力の状況及びそれによる横推力発生による操舵記録から判明した(図3)。さらにエンジンの製造・検査の方法及びその記録の調査により、当時の検査規格としては合格となるものの、詳細な部分熱的負荷等を考えると必ずしも十分とは言えないロウ付け箇所があることが判明した。このロウ付けは燃焼室を構成する再生冷却管同士及び冷却管とその外側の補強用の外筒間の接続に使われているものである(図4)。このうちチューブ-外筒間のロウ付け不良箇所は操舵記録による横

推力発生方向とはほぼ同じで、X線透過による検査写真はあるものの、漏洩推定位置である圧力・熱負荷の低いノズルスロート下流での検査要求はなかった。

現在、H-IIAロケットに使用されているLE-5Bの燃焼室は、銅合金に冷却溝を研削したものでチューブのロウ付け構造ではない(図5)。ノズルスロートにはチューブ構造が採用されているが、この事故を契機にロウ付け工程の改良、強度計算の詳細化及びそれにより検査要求が具体化するとともに、X線透過撮影の改良を計り多重撮影による陰影の強調から、要求に見合う検査の質の改良がされた。

3. H-IIロケット8号機の失敗

H-IIロケット8号機は、5号機の事故1年11ヶ月後に、第2段にはH-IIAの第2段用として改良開発されたLE-5Bエンジンを搭載し、運輸多目的衛星を静止トランスファ軌道に投入するため打上げら

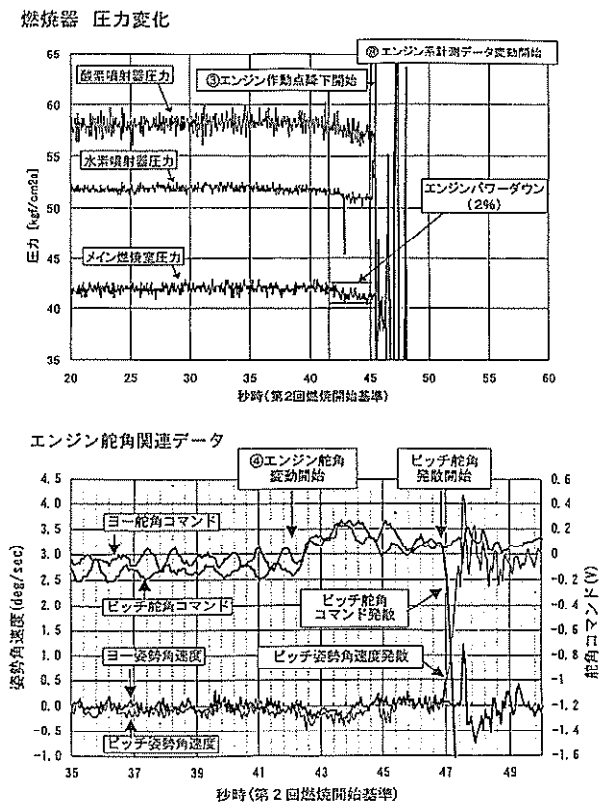


図3 H-IIロケット5号機のフライトデータ

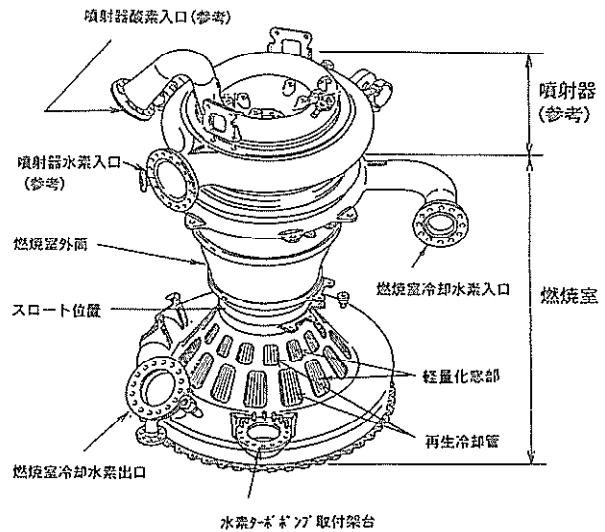


図4 LE-5Aエンジン燃焼室

燃焼室構造様式	チューブ+外筒	銅電鍍溝構造	銅電鍍溝構造+外筒
エンジン	LE-5, LE-5A	LE-5B	LE-7, LE-7A
断面図			

図5 燃焼室再生冷却壁の比較

れた。

打上はSRB分離まで順調であったが、打上後239秒で第1段エンジンLE-7の燃焼が急停止し、軌道投入に至らず小笠原海域に落下し失敗に終わった。筆者はその時、浜松町の本社からロケット開発関係者と共に中継されてくる超望遠のテレビ画像を見ていたが、既にほぼ真空状態であるにもかかわらずエンジン周囲に一瞬白い霧のようなものが見え大事故を思った。空気があれば衝撃波の発生でこのような事は見られる。しかしもう10数秒もすればフェアリング(大気通過中の圧力・温度・衝撃波・音響等から衛星を防御するためのカバー)を分離する既に相当な希薄領域である。

フライトデータからの解析は困難を極めた。データからは燃料である水素のポンプ系統に異常が見られたが、それがポンプ上流での閉塞なのか下流のそれなのか、または下流の開口なのか、もしくはポンプ自体の故障なのか判断は難しかった。しかし、海洋科学技術センター(現在、海洋研究開発機構)の深海探査機により、小笠原海域で事故を起こしたLE-7エンジンの発見に成功し、更に3,000mの深海からの回収に成功する(この概要はNHKのプロジェクトXで放送される事となった)。エンジンは大きく三つ(主燃焼室・プリバーナ・水素ポンプ群、酸素ポンプ及びノズルスカート)に分断し、さらに装着されていた小物類も近くから見つかり引き上げられた(図6)。

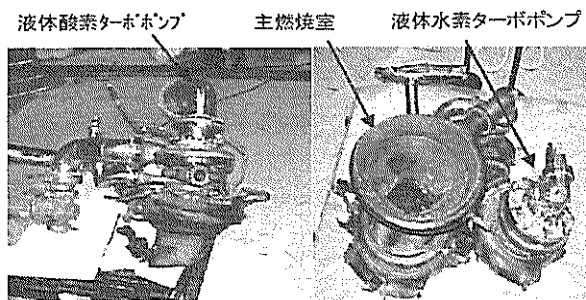


図6 小笠原深海で発見されたLE-7エンジン

これらの中で水素ポンプのインデューサに決定的な損傷があった(図7)。この破面解析の結果、起点は深さわずか15 μ mの表面切削の工具痕から生じ、損傷を生じさせた変動応力として650MPa、疲労亀裂発生寿命 $5.5 \times 10^4 \sim 1.1 \times 10^5$ 、疲労亀裂進展寿命

2.2×10^4 、羽根の固有振動数から逆算して178~342秒の間で疲労亀裂発生、その後7秒で破段に至った、と推定された。では、これまでの開発試験、フライトでは異常がなく今回初めて発生したのはなぜか。この開発過程では、インデューサの回転数より早く回る旋回キャビテーションの存在が、号機毎に異なり発生する事が判明していた。しかしいずれも試験遂行上問題なく、試験後の切断検査でも何らの損傷をも見出せなかったのである。また、事故後のインデューサ水流し試験から、インデューサによる上流への大きな逆流の存在が明らかになり、これにより上流配管のベーンが損傷した可能性(ベーンはこのような大きな逆流による応力を標的には設計されていなかった)がクローズアップされた。

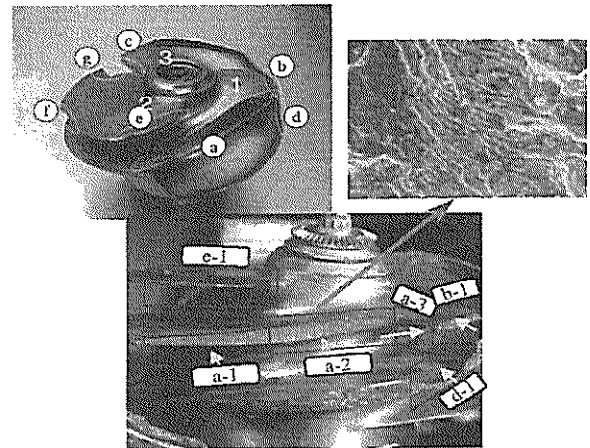


図7 発見されたH-II8号機LE-7水素ポンプインデューサの損傷

インデューサと言う基本的なコンポーネントが原因であることを鑑み、宇宙開発事業団は残っている7号機の打上を諦め、開発中のH-IIA第1段エンジンLE-7Aへのこれらの反映に全力を挙げる事とした。インデューサは、キャビテーションの制御を目的に再設計を行うと共に、職人の手仕上げを止め全てNCマシンによる機械加工として号機毎のばらつきをなくした。地上試験ではインデューサにとっての過酷試験—実飛行中のワースト条件より更に低いキャビテーション係数での運転—を行い、設計確認を行う事とした。また確認すべき作動範囲も、これまでエンジンシステムとして実飛行中遭遇する推力・混合比(酸素/水素の消費割合)を基準としたものに

加え、エンジンを構成するポンプ、燃焼室等コンポーネントの性能ばらつき(±3σ)があった場合にもエンジンが飛行中正常に働くために各コンポーネントが作動する領域を規定し、それ以上の広い範囲での確認を果たした。並行してコンポーネントが作動確認すべき技術項目自体も見直し、比流量・熱流速・推葉流入動圧等このエンジンにとって重要な項目を再評価、ないし追加した。

4. H-IIAロケット6号機の失敗

H-II8号機の失敗の後、1年9ヶ月をかけH-IIAの初号機打上に移行することができた。試験機1号機及び2号機の打上成功の後、連続3機の前日予定時刻の打上に成功し、我が国の宇宙開発も軌道に乗ったかに見えた時期の6号機打上であった。6号機は情報収集衛星を打ち上げるため、これまでと同様のシーケンスで種子島宇宙センターから発射され、表面上は第2段エンジン着火まで計画通り作動したように見えた。しかし打ち上げ後100秒で分離される右側固体ロケットブースタ(SRB-A)が分離せず、装着されたままの飛行となった(図8)。このため錘を持ったままの飛行となり、第1段分離後の第2段の燃焼によっても予定の慣性速度に達せず低軌道への投入も不可との判断から指令破壊された。

フライトデータの分析から、打上後62秒頃からノズルスカートの温度が上昇し、雲間気温度の上昇更には操舵制御不能に陥っていた事が判明した。但し、左側SRB-Aと主エンジンLE-7Aの操舵によりロケットとしての姿勢は保たれていた。

この事から、開発過程でも存在したFRP製ノズルの侵食が予想以上の規模で発生し、ノズル周囲の搭載機器を破壊する程の熱負荷の火炎漏洩に至り、SRB-A前部分離機構を働かせる導爆線が破壊されたと推定された(図9)。ノズルの一番熱負荷の高いスロート部はその負荷に耐えるため3次元のC-Cコンジットを採用している。しかし製造装置の大きさからスロート部に限られ、この直下流は2次元のCFRPであった。開発過程でこのCFRPの侵食があったため、この外側に補強を施し打上に供していた物である。これまでの開発試験及び5号機までのフライト計10数機で異常がなかったので再現するかは疑問であったが、侵食のリアルタイム計測が可能になったため、次号機に搭載予定であったSRB-Aを使用し確認燃焼試験が行われた。結果は予測に反しフライトよりも早く約50秒で火炎が漏洩し噴出した。このため、並行して開発中であったH-IIA204型用のSRB-Aを基本に、対策設計を行った。侵食の背景要因である高燃焼圧を約20%程下げ、ノズルをこの部分の侵食に強いベル型にし、3次元C-C材の範囲を可能な限り延長する、そして断熱材の厚さを増す(図9)。このような対策を打ったSRB-Aで3回の燃焼試験を行い、侵食の極めて少ない設計である事を確認した。また、この他にも高温ガスの通るそばにある重要な機器・ラインの再配置、一つの不適合が全ミッションフェイリャにならないよう冗長係を設ける等の改修をSRB-Aだけではなく機体全体にわたり行い、今年2月のRTF(Return to Flight)により運輸多目的衛星新1号の打上に成功した。運輸多目的衛星はH-II8号機の事故で失った衛星だけ

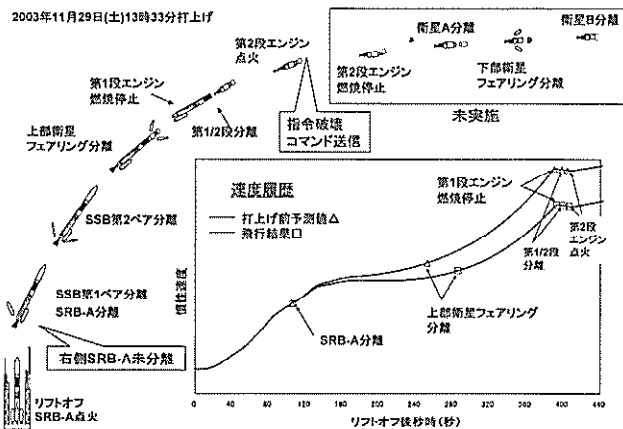


図8 H-IIA 6号機の飛行

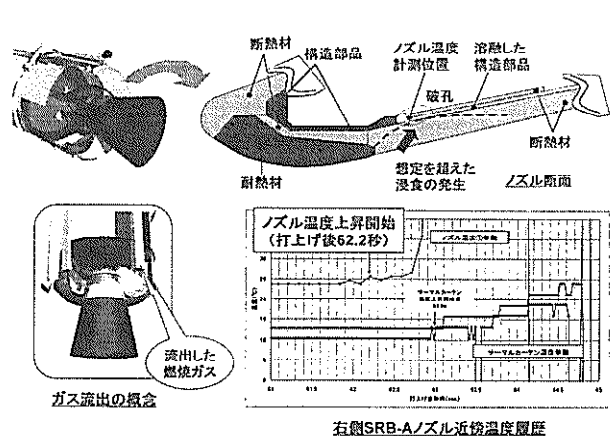


図9 SRB-Aノズルからの火炎漏洩

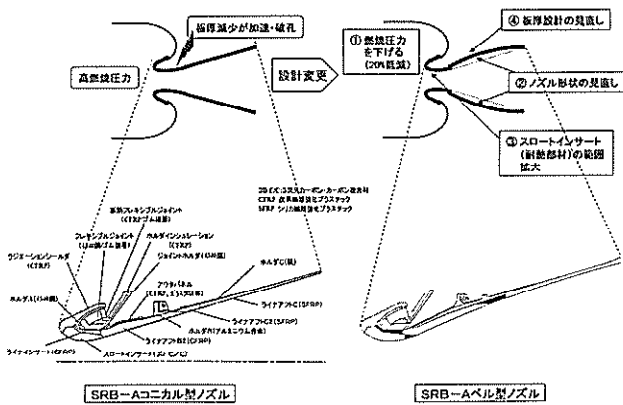


図10 SRB-Aの改良

に、関係者一同胸の錘が取れたと感じたのは偽らざる気持であった。

おわりに

H-IIロケットは世界最先端の強力な最軽量ロケットとして我が国独自の技術で実現した。その後米国、欧州ともH-IIと同様な1,2段とも液酸/液水を燃料とするエンジンを採用し高効率ロケットとして稼働ないし稼働しようとしている。それらのロケットは米国はデルタIV、欧州はアリアンVであるが、両者とも直径5mの機体を採用し打上能力はH-IIAをはるかにしのぐ大きなロケットとなっている。

これまで、我が国の主力ロケットであるH-II及びH-IIAの事故究明及びそれからの改善について述べてきた。事故と言う貴重な経験から水平展開を含み解析・改良を行い、H-IIAは徐々にrobust dependableなロケットになってきた。これらの事故は全てロケットの推進系に起因するものであり、液体ロケットエンジンの主任エンジニアであった筆者はその時々、事象に心を痛めてきた。端的に言えばこれらの事故は決して製造不良ではない。製造の品質管理が悪かった訳ではない。筆者も含めて設計者が宇宙開発特有の地上にはない厳しい環境及びそれに対応する極限の設計やそれに起因する材料の特質・重要性を必ずしも十分に理解していなかったために発生したものと考えられる。言わば、設計者の設計上の品質管理ができていなかったとも言える。当然、設計者として世の中の同様な機器の、例えば設計公差よりも、厳しい要求で設計している。しかしその最大値・最小値の全ての組み合わせで試験できてい

るわけではない。全てを行おうと考えると膨大な量になってしまふ。H-II5号機の事故原因もその当時の最先端の技術を用い設計し、検査してきた。しかし検査の限界と、不要だと考えていたノズルスロート下流のチューブ-外筒間のロウ付け不良がこのような結果を招いた。これらの事故原因究明の中で設計者が認めた上限・下限の意味が大きく注目される。その両端でその両端の組み合わせで試験を行って見るべきである。そうでない限り、認定試験でもしくはフライトで実績のある範囲で物を製造し打ち上げるべきであると言う事が、現在の打上達成の基本方針となる。設計者としては何とも自分の能力の至らなさを見られたような心境である。

現在、ステーションに人間が住んでいるが、スペースシャトルコロombiaの事故でしばらくロシアのソユーズしか有人飛行ができなかった。ところがソユーズは1957年初飛行の大陸間弾道弾(ICBM)である。その年にスプートニクと言う世界初の衛星を打ち上げているが、2000年末までに1,654機ものソユーズファミリーが打ち上げられている。但し失敗も70程あり多いが打上機数が多いのでせいぜい4%の失敗である。最近は有人打上で活躍しているのでさらに低いと考えられる。しかし、最初の2年間で17機打ち上げている(これも素晴らしい数字である)が、成功は7機しかない。ICBMとして模擬戦で、さらに訓練でそれらは使われ、事故を起こせば事故原因追求で宇宙の怖さ(宇宙に必要な技術)が解って来る。宇宙開発はこの上に成り立っていると言って良いだろう。我が国は平和利用として宇宙開発はスタートし、このような技術基盤は持っていない。だからこそ我が国の宇宙開発は諸外国にはないアプローチで未知の世界へ飛んで行く技術を培わなければならない。使われる環境を考え、製造上許容する範囲の極限を見極め設計し試験を行い確認を行う、また一つ一つのフライト結果の解析を細かく行い設計に反映する。これらは我々宇宙開発技術者の役目である。しかし、それが最先端の技術となると我々だけでは手に負えない。大学、研究所の研究者の方々を交え検討していく必要がある。これまで記述したロケットの事故原因究明やRTF等のための改良でも、大阪大学、東北大学、東京大学、金属材料技術研究所等多くの学究の方々の力がなくてはなしえなかった。これからもロケット打上は、商業化を除いても

国内需要だけで年3機ほど続く計画であるが、これまでの事故原因究明だけではなく新たな宇宙開発の創造でもこれら学究の方々と協力し、我が国独自の研究・技術を延ばす事により、より広く深い夢のある宇宙開発が可能になると考える。そしてそれこそが、宇宙技術に留まらず天然資源の極めて少ない我が国が世界の中で生き延びていくために必要な高度な科学技術力の維持・向上につながると信じる。

参 考 文 献

1. 宇宙開発委員会技術評価部会報告書
H-IIロケット5号機による通信放送技術衛星(COMETs)の軌道投入失敗の原因究明及び今後の対策について 平成10年7月
2. 宇宙開発委員会技術評価部会報告書
H-IIロケット8号機打上げ失敗の原因究明及び今後の対策について 平成12年5月
3. 宇宙開発委員会調査部会報告書
H-IIAロケット6号機打上げ失敗の原因究明及び今後の対策について 平成16年5月
4. Starsem社
Soyuz User's Manual April 2001

この記事をお読みになり、著者の勤務する種子島宇宙センターの訪問見学をご希望の方は、当協会事務局へご連絡ください。事務局で著者と日程を調整して、おしらせいたします。

申し込み期限：本誌発行から2か月後の月末日

申し込み先：生産技術振興協会 tel 06-6395-4895 E-mail seisan@maple.ocn.ne.jp

必要事項：お名前、ご所属、希望日時(選択の幅をもたせてください)、複数人の場合はそれぞれのお名前、ご所属、代表者の連絡先

著者の都合でご希望に沿えない場合もありますので、予めご了承ください。