

新型小型固体ロケットに関して

野村 清英

九州大学物理学科

knomura@stat.phys.kyushu-u.ac.jp

平成 18 年 9 月 13 日

概要

2006年7月に固体ロケット M-V の生産を終了し、代わりに新型小型固体ロケットを開発するとの JAXA の発表があった(資料 [1])。M-V は性能の割にコストが高いので、この決定自体は不自然なものではないが、問題は代替りの新型小型固体ロケットである。具体案が報道されているにも拘らず、技術的に整合性の無い点が多数ある。このままでは開発途中で変更を余儀なくされ、開発費が嵩む可能性が高い。これらについて議論する。

0.1 序論

私が当初マスコミで新型小型ロケットの報道を見た時には、コストダウンのためには性能低下もやむを得ないかなと言う程度だった。しかし、新型小型固体ロケットの構成を物理的に検討していくと、過大な加速度と振動など、かつて1機しか打ち上げられなかった J-1 ロケット (1996 年 2 月打ち上げ、資料 [2]、推定コスト 54 億円 (4500 万ドル)) を連想させるような多くの問題を抱えていることが分かったので、整理してみよう。

第1章 SRB-A 転用案

1.1 新型小型固体ロケット案の概要

マスコミに報道されている新型小型固体ロケット案の概要は以下のよう
なものである。

1. 第1段目には H-IIA の補助ブースター SRB-A を転用。
2. 第2段目には M-V の第3段目モーター M-34b を転用。
3. 基本構成での打ち上げ能力は低軌道に 500 kg (以下これを2段案とする)、オプションとしてキックモーター (KM-V2 クラス) をつけると 1.3 トン (3段案とする)。
4. 発射場は内之浦。
5. 1機あたりの打ち上げコストは 25 億円、開発費用は 80 億円から 120 億円の予定。

なお、この案は JAXA の理事のインタビューの中でも有力候補であるといわれている (資料 [3])。

1.2 新型小型固体ロケット2段案の問題点: M-34b モーターの加速度

M-V はコスト高の他に過大な加速度と振動でユーザー側 (衛星) に評判が悪かった。ところで M-V で加速度が最大になるのは第3段の M-34b モーター燃焼終了直前である。新型小型固体ロケット案ではより厳しい加速度となり、衛星ユーザーにとって苛酷な条件となる。

1.2.1 新型小型固体ロケット2段案の最大加速度

M-V は大きな加速度と振動で、衛星ユーザーにとっては余計な試験とコストを要求された。具体的には M-V 1 号機の飛行プロファイルだが、資料 [4] によると 3 段目の燃焼終了直前に 8G もの加速度がかかっている。M-V 1 号機に使われた M-34 の空虚質量が 1 トン M-34 の平均推力が 30 トン (資料 [5])、キックステージ (キックモータ + 衛星) 2.4 トン (資料 [6]) である。

これと比較すると M-34 + 衛星 0.5 トンでは、単純計算では 2.2 倍の加速度、つまり 17 G の加速度がかかる。事故でもない限り、衛星打ち上げロケットとしては世界最大ではないだろうか。この他に TVC、サイドジェット、段間部、アビオニクスによる質量がある (これらは M-34 燃焼後の衛星と合わせた質量 [7] から間接的に 0.6 - 0.7 トン程度と推測される)。M-34 はその後改良されて M-34b, M-34-3-TVC [8] となり最大推力 36 トン、全質量 11.6 トン、推進薬 10.8 トン、空虚質量が 0.8 トンとなっている (平行部延長して推進薬量の増大と、ノズルスロット材料をグラファイトから 3D C/C に変更)。さまざまな補正を考慮しても 15 - 20 G の加速度がかかることになる。

加速度過大 (同時に振動過大) と言うことは衛星開発コストに響く。同様なコストで、加速度と振動がより穏やかな他の衛星打ち上げロケットがあれば、衛星ユーザーはそちらを選ぶだろう。

JAXA でも光通信衛星「きらり」(OICETS) は当初 J-1 2 号機での打ち上げを計画し、M-V での打ち上げも一時検討されたが、「衛星にかかる加速度等の打上げ環境条件が厳しいため、OICETS の打上げには適さない。」としてロシア・ウクライナのドニエプルロケットで打ち上げられた (資料 [9])。

1.2.2 対処策：M-34b の改良

第 2 段加速度の問題の解決法の一つは、M-34b の燃焼時間を伸ばして推力を減らすことである (負触媒やグレインの形状変更で可能)。

しかしながらこれは M-34b の改設計になるし、燃焼試験もはじめからやり直さないといけない。その結果開発コストの増大を招き、かつ開発時間も余計にかかる。さらに M-34b は固体燃料の体積充填率が高く、形状もほぼ球形のため、SRB-A ほどグレインの形状変更による推力パター

ン変更の自由度がないと思われる。結局、モーターケースから改設計する必要がでるのではないか？

他に考慮しなければならないのは、比推力の低下である。後述のように 2 段案ではペイロードのマージンが少ないので、若干の比推力の低下が大きな性能低下に結び付く。

1.2.3 新型小型固体ロケット 3 段案

そこでロケットの構成自体を考慮し直そう。

SRB-A + M-34b + キックモーター (KM-V2) + 1.3 トンの衛星

の場合、最大加速度と振動は現行の M-V ロケットと同程度か、やや少ない。それでも衛星ユーザーの側からすれば改善の余地はあるだろうが、打ち上げ能力の増強もあって、より好ましい選択となろう。

1.3 新型小型固体ロケット案の問題点：SRB-A の加速度

次に第 1 段目の加速度について考察しよう。SRB-A の最大推力 230 トン (資料 [10]) 空虚質量 11 トン (資料 [11]、全質量 76.4 トン、モーター質量 71.1 トン、推進薬質量 65.0 トン) からすると、2 段目以上の質量を 13 トン (M34-b + 衛星 0.5 トン + フェアリング 0.7 トン) とすると 1 段目の燃焼終了時点では約 9 G の加速度になる。なお、SRB-A の燃焼末期の推力は減少するが SRB-A からスラストストラット 2 本を除くと構造部分は軽くなるので、以上の補正を加えても 7 - 9 G 程度にはなるだろう。モーターケースの強度は大丈夫だが、このような高加速度下での燃料グレインの挙動はどうか？異常燃焼とか起きないか？また、TVC 他の補機も高加速度に耐えられるように製作、実装しなければならない。

H-IIA の補助ブースターの SRB-A への最大加速度は 3G だし、M-V の 1 段目は、燃焼終了直前で最大 4G である。小型ならともかく、大型の固体ロケットとしては約 8G の加速度は世界でも稀であろう。

更に接合部にかかる加重が大きい。

1.3.1 SRB-A2 採用による最大加速度の緩和

第1段目ロケットの安全性を考慮して燃焼プロファイルを変更して、燃焼後半での推力を落した SRB-A2 (資料 [12]) の使用も考えられる。この場合、1段目の最大加速度がかなり緩和される他、接合部にかかる加重が小さくなり軽量化が可能である。場合によっては M-V ロケットの2段と3段の段間部を利用できるかも知れない。

ただし、燃焼時間が約 15 秒程度伸びるため、重力損失で打ち上げ能力は落ちる。新型小型固体ロケット2段案では 400 kg 程度、3段案では 1.1 トン程度の打ち上げ能力になるだろう。

1.4 新型小型固体ロケット2段案の問題点: ペイロードマージンの厳しさ

固体ロケット2段案では他にも問題がある。最終段で加速するのは衛星+最終段の空虚質量だが、最終段の空虚質量が衛星質量の2-3倍なので、速度増分 ΔV を増やすと大きく衛星ペイロードが減少する。例えば、太陽同期軌道に打ち上げようとしたり、やや高い楕円軌道とろうとすると大幅に衛星ペイロードが減少する。また、ロケットの若干の性能低下が衛星ペイロードのかなりな減少につながる。

簡単のためロケット最終段と衛星のみ考慮する。ツィオルコフスキーの公式から、この段での速度増加 ΔV は

$$\Delta V = V_e \ln \frac{m_f}{m_i} \quad (1.1)$$

ここで、 V_e は有効排気速度、 m_i は燃焼前の推進材含むロケットと衛星全体の質量、 m_f は燃焼後のロケットと衛星全体の質量である。

M-34b の場合、比推力 302 秒から $V_e = 3\text{km/s}$ 、燃焼後のロケットの質量は 1.4 トン (M-34b の空虚質量 0.8 トンに TVC、サイドジェット、段間部、アピオニクスなどの質量 0.6 トンの合計) である。

したがって衛星質量 500 kg の場合、 ΔV を 0.3 km/s 増加させるには、衛星質量 320 kg、 ΔV を 0.6 km/s 増加させるには衛星質量 155 kg、 ΔV を 0.9 km/s 増加させるためには衛星質量 8 kg まで落さなくてはならない。

太陽同期軌道への打ち上げに必要な速度増加分は $\Delta V = 0.6 - 0.9\text{km/s}$ [13] なので、大幅にペイロード減少することになる。太陽同期軌道は天

体観測にも地球観測にも適した軌道であるが、このようにペイロードの減少が著しいと固体ロケット2段は実用にならない。

また、別の側面からは、ロケットの若干の性能低下(重力損失の増大、比推力の低下、制御損失など)がかなりのペイロード減少になることを意味する。

さらに、ロケット製造上のバラツキや環境条件の変化などに敏感であることも意味する。これをカバーするためスラスターの燃料を増やすとペイロード低下に直結する。

1.5 SRB-A の制御能力増強

SRB-A を1段目に使う場合、H-IIA の1段目の制御量に当たることを1/3の時間でしなければならない。したがってピッチ、ヨー制御のための推力方向制御(TVC)の大幅な能力増強が求められる。

特に新型固体ロケット2段案では、最適軌道から若干でもずれると大きくペイロードが減少するので、SRB-A のTVC増強が必要である。3段案ではやや条件が緩和されるので、ペイロードを犠牲にしてもSRB-A の汎用のTVCを使うことでコストダウンをねらう選択も成り立つ。ただし、1段目は空力的に不安定であり、これを制御系でカバーしているので、能力の低い制御系を使うのは危険性があり、十分な検討が必要である。

SRB-A のTVCは電動式であるが、固体1段目としてはパワー・応答性不足なので、M-V 1段目のようにホットガス・タービン駆動の油圧式にせざるを得ないのではないか。

SRB-A のTVCを増強する場合、開発費及び運用コスト上昇要因につながる。

1.6 アビオニクス環境と共通化

コストダウンのため、H-IIA と新型固体ロケットのアビオニクスを共通化するプランについて議論して見よう。実は2つの系列で加速度など環境条件が大きく違い、共通化には十分な検討が必要である。

まず、新型固体ロケット2段案では最大加速度15-20 G、3段案でも8-12 Gであることに注意しよう。最大加速度の幅は、計画自体の不確定要素に加え、低軌道か太陽同期軌道かなどと言う打ち上げ条件による差も含む(M-Vでもこの程度)。

ところで、H-IIA の最大加速度は 3G である (SRB-A、1 段目燃焼終了直前、軌道条件による変動はほとんどない)。したがって、H-IIA のアビオニクスが想定加速度の数倍の加速度に耐えられるか、故障しなくても精度が大きく落ちないかという疑問がでる。

実際、H-II のアビオニクスの認定試験レベルでは、準静的加速度は機軸方向で最大 8.1 G、最小 -2.5 G となっている (資料 [14])。ここで、準静的加速度はロケットの推力飛行時に発生する静的加速度と低周波域のトランジェント、ポゴ振動などを組み合わせたものである。

つまり、H-II のアビオニクスは新型固体ロケットの環境条件では機能する保証がないということである。あらたに新型固体ロケットの環境条件に対応した認定試験を行ない、問題がでた機器については改修する必要がある。これも開発、運用コストの上昇要因になる。

なお、新型固体ロケット 2 段案は M-V のアビオニクスでも厳しい環境条件である。

1.7 内之浦発射場への SRB-A 輸送問題

現在 M-V の第 1 段目 M-14 は 2 分割して内之浦発射場に輸送している。これは法律の問題 (モータの重量制限による道路交通法および火薬類取締法) で陸上輸送する際に分割せざるを得ない。また、実際問題として大重量のものを陸上輸送するのに苦労している。内之浦港から内之浦発射場までの距離は 5km 未満だが、橋などに重量制限 (30 トン) があるためである。船舶輸送にも問題があり、危険物接岸荷役許容量が火薬類 20 トン (推進薬換算で 40 トン) までと法律で制限されている。

これに対し、SRB-A は CFRP 製のモーターケースを種子島まで輸送した後固体燃料を充填することで輸送問題を避けている。

SRB-A を内之浦に持ってくるとなると、大型固体ロケットの陸上輸送の問題を避けるため、以下のような対策のいずれかをとる必要がある。

1. SRB-A をマルチセグメント化する。
2. 充填設備及び検査設備を内之浦に作る。
3. 法律を改正し、かつ SRB-A を輸送可能な港湾設備を内之浦発射場に整える。

どれも結構な設備投資が要求される、数十億円で済むかどうか。特に1はH-IIA用のSRB-Aとは別物になり、製造設備の新設が必要になる。2,3の場合、内之浦発射場にそもそも土地の余裕はないので、土地の造成からはじめる必要がある。

1.8 打ち上げ施設の種子島への集約の問題

打ち上げ施設の種子島への集約については、移転コストとスペースに余裕があるかと言う問題以外に、日本の場合漁業共同組合との関係で打ち上げ期間に制約があり、1箇所からの打ち上げ回数に上限があることも考慮しなければならない。

整理すると、

1. H-IIA/Bの運用が軌道に乗りつつあり、コストダウンと信頼性確立にともない、今後打ち上げ回数の増加が見込まれる。具体的には
 - (a) 外国からの発注、
 - (b) 国内業者/官庁で外国に打ち上げ委託していたケースが戻る。
2. M-Vの廃止にともない、中型・大型科学衛星の打ち上げもH-IIAですることになる。
3. GXなど中型ロケットの完成後にはその発射場の用意と打ち上げ回数枠の確保。
4. 今後開発する小型固体ロケットは、コストダウンと利便性の向上で、年間数回の打ち上げが見込まれる。また、この程度利用しないと新規開発の意味がない。

以上のロケット打ち上げ回数の増加要因から、打ち上げ地上設備も増強・効率化が要求される。特に日本の場合、漁業共同組合との関係で打ち上げ期間に制約があることを考慮すると、ロケットの発射場を複数維持する必要が高い。

GXもしくはH-II liteのような中型ロケットを開発を断念するか、今までのM-Vのように数年に1回の小型ロケットの打ち上げなら、種子島に集約と言う選択肢はあったが、新型小型ロケットが年間数回の打ち上げ目標にすると、集約は難しい。

あえて、種子島へ集約するとすれば、地元の漁業共同組合との交渉をやり直し、発射可能期間を延長することが求められる。

なお、N ロケット、H-I ロケット、J-1 ロケットで使われた大崎射点は、規模としては中型ロケット・新型小型固体ロケットに適しているが、長期間整備されてないことと塩害のためボロボロになっており、大崎射点の改修はかなりのコストがかかる。

H-II で使っている吉信射点を新型小型ロケットと共用するのは、余分な手間がかかるし、事故の場合双方の打ち上げに影響する。

1.9 SRB-A + M-34 での新規開発要素、設備投資

新規開発要素としては以下のものがある。

1. M-34b の改造・試験費用 (M-34b に上段キックモータ追加案では特に必要ない)。
2. SRB-A の推力方向制御 (TVC) の能力増強。
TVC の大幅な能力増強が必要である。M-V 1 段目の TVC を流用する場合でもノズルのサイズ、推力など違うため、設計変更が必要。
3. SRB-A のロール制御 (現用の SRB-A にはロール制御が欠如)。対策として、
 - (a) J-1 (資料 [2]) のように外部バーニアエンジンを取り付ける
 - (b) SRB-A ではロール制御せず、2 段目とする。
制御のソフトの見直しと、シミュレーションは必要。
4. SRB-A と M-34b との接続部と分離機構。
5. アビオニクス認定試験のやり直し、改修。
H-IIA と新型小型固体ロケットでは加速度など環境条件が違うため。
M-V のアビオニクスを使う場合は問題ない。
6. SRB-A と M-34b との配線見直し
M-V と H-IIA のアビオニクスの系列が異なるため。

個別の項目見ると、大したことではないが、全体を限られた期間でしっかりこなすのは結構大変であろう。さらに2段式固体ロケット案ではマージンが少ないため、開発途上の若干の性能低下がペイロードの大きな低下を招く。

設備投資としては以下のものがある。

1. SRB-A の燃料充填設備を内之浦に建設。
2. SRB-A のマルチセグメント化
3. SRB-A + M-34b ロケットの打ち上げ施設を種子島に移転。

これらは以上のうち一つをとれば良い。恐らく、最後の案が最も設備投資が少なくすむだろうが、打ち上げ枠拡大のための地元の漁業共同組合との交渉が必要だろう。

1.10 リスク分散

また必要以上に集約させると、トラブルが起きた時にシステム全体が麻痺するリスクが増える。つまり

1. SRB-A でのトラブルが、日本のすべての宇宙計画に支障。
過去の事例だが、J-1 2号機では、H-IIA ロケット6号機のSRB-A 失敗対策で「きらり」(OICETS) の打ち上げに間に合わないと判断された(資料 [9])。
2. 発射場の種子島集約案では、事故や自然災害による支障に弱くなる。
2005 年のハリケーン「カトリーナ」ではスペースシャトル関連施設が被害を受け、打ち上げ延期となった。

1.11 これまでのまとめ

1.11.1 2段式固体ロケットの問題点

これまでの考察から、2段式固体ロケットには

1. (ペイロード) / (ロケットの全質量) が悪い。

2. 大きな加速度、
各段の質量比、推力比の選択の幅が狭いため。

3. ペイロードのマージンが厳しい。

太陽同期軌道ではペイロードが大幅に減少する。また若干でも性能低下すると、かなりのペイロードの減少に結び付く。

となることが分かった。これは単に SRB-A + M-34b という組合せに限らず、2 段式固体ロケット一般の問題である。例えば、過大な加速度を減少させようとして燃焼パターンの変更などすると、重力損失の増大・比推力の低下を招くが、ペイロードのマージンが厳しいことで著しく性能低下する。これらが世界的に衛星打ち上げ用には 2 段式固体ロケットが見られない理由であろう。

1.11.2 新型小型固体ロケット：3 段式

そこで 3 段式固体ロケットの構成を考慮する。過大な加速度 + 振動を避けるには、

1 段目 SRB-A2

2 段目 M-34b

3 段目 KM-V2

と言う組合せで、低軌道への衛星打ち上げ能力 1.1 トン程度のものが妥当である。他に SRB-A の TVC を能力増強する必要がある。

また、種子島に打ち上げ施設の移転が合理的であるが、発射可能日数を延長が可能かどうか、大崎射点の改修（もしくは新設）コスト、また（将来の発展性も含め）スペースに余裕があるか検討が必要である。

さらに、集約化でのコスト低減だけでなく、万一の場合のリスク対策も考慮すべきである。

第2章 代案としての M-V lite

ところで、2001 年に M-V lite 案が旧宇宙研から提案され、IHI エアロスペース社で開発が検討された（資料 [15]）。M-V lite は以下のような構成のロケット

1 段目 M-25（質量 36.4 トン、推進薬 33.0 トン）

2 段目 M-34b（質量 11.6 トン、推進薬 10.8 トン）

3 段目 KM-V2（質量 1.50 トン、推進薬 1.37 トン）

（段間部、フェアリング（0.7 トン）などは省略している）である。低軌道（300 × 600km）に 500 kg、太陽同期軌道に 300 kg の打ち上げ能力をもち、開発費 40 億円（3500 万ドル）、1 機当りの運用コスト 15 億円（1300 万ドル）と見積もられている。

M-V と比較すると第 1 段目の M-14 を外した他、M-34b の制御を簡略化しスピン安定式にしたことと、アビオニクスをフェアリング上部のカプセルに格納して再回収を目指すと言うものである。

この案のメリット、デメリットを上げると、

1. デメリット

- (a) 打ち上げ能力が低軌道で 500 kg と貧弱である。
- (b) 軌道投入精度が M-V より低下。

2. メリット

- (a) この構成の多くは既に M-V で使われており、実証済みである。したがって開発コスト、試験コストが安くすむ。衛星ユーザーも安心できる。
- (b) 余分な設備投資が不要。
- (c) 旧宇宙研というユーザー側からの提案なので、固定した需要が見込まれる。

なので、この案は新型小型ロケットの構成案の一つとして検討すべきである。

なお、個人的なコメントであるが、

1. 断熱材（コルクからマイクロバルーンへ）

M-V では空力加熱対策のため、フェアリング、その他機体の一部に断熱材としてコルクを張っている。これは雨に弱く、接着にも手間がかかる。これは H-IIA での断熱材として開発されたマイクロバルーン+樹脂（資料 [16]）を使うことで、コストダウン+運用性向上が見込めるのではないか。

2. アビオニクスの回収

フェアリング格納のアビオニクスの再回収はどの程度コストダウンにつながるのか？H-IIA のフェアリングは、船舶の航行妨げないために回収しているそうなので（資料 [17]）、可能ではあるが。

3. 加速度低減策

この案でも加速度と振動は、現在の M-V なみである。仮に 3 段目の質量を KM-V2 の 2 倍、衛星質量を 1.6 倍のようになると、加速度と振動の緩和と打ち上げ能力の向上の両方が可能なのではないか。

なお、このようにキックモーターを再設計する場合、後述の小型液体ロケットの採用や、第 4 段として小型液体ロケットを追加することも考えられる。

4. 振動低減策

衛星ユーザー側からは、さらなる振動の減少が求められるだろう（加速度よりも振動の方が衛星にとって厳しい）。そこで以下の対策が考えられる。

(a) ダンパーによる振動減衰（GX でも考慮されている）

ダンパーは海外のロケットでは実績がある（Taurus, Minotaur）。打ち上げ能力との兼ね合いで、オプションにするのが適切か？

(b) 段間部による振動減衰。

M-V の段間部は軽量化のため、挫屈を許容するような設計になっている。一歩進めると振動吸収も兼ねられるのではないか。

(c) 長期的には固体燃料ロケットの燃焼振動プロセスの解析と対策。

第3章 小型固体ロケットの展望

最後になるが、小型固体ロケット自体の必要性、需要について考察する。

3.1 小型固体ロケットの例

地球低軌道に 0.5- 1 トン程度の打ち上げ能力のロケットにそもそも需要があるかという点をしらべる。

アメリカの例では、

1. ペガサス (pegasus) (資料 [18])
 - 低軌道打ち上げ能力 375 kg の空中発射ロケット。
 - 打ち上げコストは 1100 万ドル、13 億円程度。
 - 空中発射の 3 段式固体ロケット、4 段目に液体ロケット (ヒドラジン) を加えるバージョンもある。
 - 1990 年から、11 回打ち上げ (1 回失敗)。
 - ガンマ線観測衛星 HETE-2 など上げている。
2. ペガサス (pegasus) XL (資料 [18])
 - 低軌道打ち上げ能力 443 kg の空中発射ロケット。
 - 打ち上げコストは 1200 万ドル、14.5 億円程度。
 - 空中発射の 3 段式固体ロケット、4 段目に液体ロケット (ヒドラジン) を加えるバージョンもある。
 - 1994 年から、26 回打ち上げ (3 回失敗)。
 - 紫外線天文衛星 GALEX、民間偵察衛星 Orbview-3、スクラムジェット試験機 X-43A など上げている。
3. トーラス (Taurus) (資料 [19])

- 低軌道への打ち上げ能力 1.35 トン、極軌道への打ち上げ能力 1 トン、
- 打ち上げコストは 2000 万ドル、24 億円程度。
- 4 段式固体ロケット、3 段目と 4 段目はペガサスのロケットを流用。
- 1994 年から 8 回打ち上げ（1 回失敗）。
- イオンスラスタ技術試験衛星 STEX、テザー技術試験衛星 ATEX、韓国の衛星 KOMPSAT、台湾の衛星 ROCSAT 2 など

4. ミノタウル (Minotaur) (資料 [20])

- 低軌道への打ち上げ能力 550 kg、極軌道への打ち上げ能力 400 kg
- 打ち上げコストは 1250 万ドル、15 億円程度。
- 4 段式固体ロケット、3 段目と 4 段目はペガサスのロケットを流用。
- 2000 年から 5 回打ち上げ。
- Mighty sat

5. アテナ 1 (Athena 1) (資料 [21])

- 低軌道への打ち上げ能力 820kg。
- 打ち上げコストは 1700 万ドル、20 億円程度。
- 3 段式ロケット、1,2 段固体ロケット、3 段目は液体ロケット（ヒドラジン）。
- 1995 年から 4 回打ち上げ（1 回失敗）。
- 台湾の衛星 ROCSAT-1、

6. アテナ 2 (Athena 2) (資料 [21])

- 低軌道への打ち上げ能力 2.1 トン。
- 打ち上げコストは 2600 万ドル、30 億円程度
- 4 段式ロケット、1 段目と 2 段目は同じ固体ロケット (Castor 120) を使っている。3 段目固体ロケット。4 段目液体ロケット（ヒドラジン）。

- 1998 年 から 3 回打ち上げ (1 回失敗)。
- 月探査衛星 Lunar prospector、民間偵察衛星 IKONOS を上げている。

こうしてみると、小型固体ロケットにもそれなりの需要があるようである。コスト的には 0.5 トンで 15 億円、1 トンで 25 億円程度である。また、ユーザーマニュアルなど整備されている。

技術・運用面で参考になるのはアテナ、ペガサスの上段の液体ロケット (ヒドラジン) である。どれも共通の MR-107 (推力 257 N、比推力 236 秒) というヒドラジンスラスタを組み合わせて使っている。このスラスタは惑星探査機、大型ロケットの (上段の) 姿勢制御などにも共通して使われている。運用の柔軟性を向上させるとともに、コストダウンにも配慮している。

空中発射式のペガサスは機動性に富む。また地上発射式でもミノタウルは全体の質量が 40 トン以下なのでトレーラーでの移動が可能である。

また、以上に上げたロケットは、当初に NASA や国防省の後援を受けたものもあるが、基本的に民間開発のロケットである。

なお記録を見ると開発当初や、改良型の打ち上げでは、結構失敗している (これはどこの宇宙開発でも同様であろう)。

3.2 日本での小型固体ロケットの位置付け

日本での小型固体ロケットの使用目的を議論しよう。

1. 小型の科学技術衛星の打ち上げ。
2. 民間需要の掘起こし。
3. 新規ロケット技術のテスト。

1 については当初からの目的である。技術試験衛星としては、大型アンテナ展開試験、イオンスラスタ、ホールスラスタ、あるいは光通信実験衛星「きらり」や SERVIS などを 1 回り小型にしたものも考えられる。ただし、「きらり」でも M-V は加速度や振動の条件が厳しいと言うことで選択されなかったため、新型小型固体ロケットでは加速度や振動の低減が求められる。

2 については、コストダウンのみならず、加速度や振動の低減、ユーザーマニュアルの整備など必要であろう。民間からも無重力での物性実験、生物実験などいくつか需要がある。衛星バスのコストダウン、地上への回収サービスなどもユーザー側から望まれるだろう。

3 について説明すると、H-IIA のような基幹ロケットでかつ信頼性を追求すると、どうしても新技術の導入が遅れ気味になる。具体的には

1. H-IIA の 2 段目の構造質量の改善

H-IIA の 2 段目の構造質量は必ずしも良くない。複合材料を使うとか、Al-Li 合金の使用、超塑性変形加工などで改善の余地があるだろう。当初、サブスケールモデルを小型固体ロケットの第 2 段でテストすることが考えられる。効果が実証された後、H-IIA に導入すれば良い。

なお、極低温複合材タンクについてだが、試験機レベルでも機能したのは日本の再使用ロケット実験機 RVT-9 (資料 [22]) くらいではないか。これがそのまま大型化できるかどうか分からないが、検討する価値はあるだろう。極低温複合材タンクの問題は、

- (a) 製造時の微小な欠陥による洩れ
- (b) 洩れ防止用の金属ライナーが複合材との熱膨張率の差で剥離
- (c) ファイバーとマトリクスの熱膨張率の差による応力からの欠陥

などが考えられる。このうち 2 はライナーとして熱膨張率の差の小さい樹脂性のものを使うことが考えられる。3 はカーボンファイバーだけでなく、ケブラー、ザイロンなど他の高強度繊維をためしてはどうか。耐熱要求はそれほど高くないはずなので。

2. 上段液体ロケットステージの開発による柔軟性向上

H-IIA はデュアルローンチできるのが長所の一つだが、日本の衛星でもしばしば条件に合う組合せが見つからず、外国での衛星うち上げとなる (SERVIS-1, OICETS など)。

これを解決するため、小型固体ロケットのキックモータの役割と、H-IIA の最上段ステージを兼ねた液体スラスタを開発してはどうか。なお、H-IIA 用は主にデュアルローンチの比較的小型の衛星の軌道変更用としてそれほど能力を要求せず、運用の柔軟性向上に重点をおく。

日本開発では IHI エアロスペース社のアポジエンジン B T - 4 (推力 500 N、比推力 329 秒、累計 10 台納入、資料 [23]) があり、アメリカの MR-107 をはるかに上回る。他に開発中だが JAXA と三菱によるセラミックスラスタ (推力 500 N、比推力 319 秒、資料 [24]) もある。検討してはどうか。

なお、スラスタの数や燃料タンクのサイズを変えて、柔軟に運用できるように設計するのが良いだろう。

3. フェアリングの軽量化

これにより、(小型ロケットでも H-IIA でも) 衛星打ち上げ能力が向上する。M-V のフェアリングで CFRP 化はなされているが、空力加熱の関係で一部にコルクを断熱材に使っており、取扱が不便 (雨に弱い) だった。(近年 JAXA で開発された) 耐熱性の高い CFRP を使うなり、マイクロバルーン応用の断熱材 [16] などの改良が考えられる。軽量フェアリングの例としては ESA の Vega のフェアリング (資料 [25] M-V よりやや小さめだが、7 割弱の質量) がある。

4. スペースプレーンの飛行実証テスト

ペガサスによるスクラムジェット打ち上げ参照。

J-1 1 号機の HYFLEX 打ち上げもこの例に当たる。

3.3 日本の中小型ロケットの開発体制

3.3.1 新型小型固体ロケット

新型小型固体ロケットは、基本的には SRB-A や M-V ロケットなど既存のコンポーネントの組合せによるロケットであり、技術的に新しい開発要因 (リスク) は少ない。

したがって、民間主導の開発体制が適切と思われる。

JAXA は要求仕様を提示し、開発コストの (一部) 負担と当初の数機の (航空業界でいうところの) ローンチカスタマー、及び技術支援に徹するのが良いのではないか。

3.3.2 GX ロケット

中型ロケットの GX は当初の予定（2005 年度打ち上げ）から 3 年から 5 年遅延している（もともと J-1A もしくは J-2 と呼ばれていたものの発展）。

2 段目に世界初の LNG エンジンと極低温複合材タンクを開発して使用する予定だったが、うまくいっていないようだ。

新しい技術に挑戦すること自体は有意義で失敗も価値はあるのだが、問題は民間主導のロケットにそのような新規開発要因を詰め込むのが適切であったかどうかである。

中型ロケットの開発に焦点絞るなら、M-34b や LE-5B など、既存のコンポーネントの利用をはかる方が適切ではないか。

第4章 H-IIA/B ロケットへの ユーザーの獲得のための 提言

色々資料を調べるうちに H-IIA ロケットについて気づいた点がある。

1. マニュアルの整備
2. アビオニクスの更新計画
3. 外国のユーザーが使うための空港の整備

マニュアルについて触れると、H-IIA には “HII-A User’s manual”（資料 [26]）があるが、2001 年改定版である。その後、

- LE-7A の長ノズル化による能力向上
- SRB-A の改良。SRB-A2 の系列と、SRB-A 改良型（能力押えて安全性向上したもの）、SRB-A 再改良型（安全性維持しながら能力元に戻したもの）
- H-IIB の開発
- LE-5B の燃焼振動低減

などがあるので、そろそろ “HII-A/B User’s manual” の改定を行ない、外国のユーザーに便利なように努力すべきである。

アビオニクスに関しては、H-IIA/B の機体・ロケットエンジン自体は今後長期（10 数年かそれ以上）に渡って使われるだろうが、エレクトロニクスの進歩はずっと早く、部品によっては入手困難なものがでてくる（現実にスペースシャトルではそのような事態（中古部品の調達）が生じ

ている [27])。したがって、少なくとも10年に1度程度はエレクトロニクスなどの見直しを行わないと長期的に維持運用コストが膨らむ。

衛星が直接輸送可能な空港の整備は JAXA の管轄事項ではないが、国全体として宇宙開発を事業化するには望まれる。

関連図書

- [1] http://www.jaxa.jp/press/2006/07/20060726_sac_m-v_j.html
- [2] http://www.nasda.go.jp/projects/rockets/j1/component_j.html
http://www.nasda.go.jp/projects/rockets/j1/tback_j.html
http://www.spaceandtech.com/spacedata/elvs/j1_specs.shtml
<http://www.astronautix.com/lvs/j1.htm>
- [3] http://www.nikkeibp.co.jp/style/biz/feature/matsuura/space/060818_jikirocket1/
http://www.nikkeibp.co.jp/style/biz/feature/matsuura/space/060824_jikirocket2/
- [4] <http://www.isas.jaxa.jp/j/enterp/rockets/vehicles/m-v/07.shtml>
- [5] http://www.isas.ac.jp/j/about/center/ntc/ntc_01.shtml
- [6] <http://www.isas.jaxa.jp/j/enterp/rockets/vehicles/m-v/04.shtml>
- [7] <http://www.isas.ac.jp/publications/hokokuSP/index2003.html>
- [8] http://www.jaxa.jp/press/archives/isas/img/20010925_m34.pdf
- [9] http://www.jaxa.jp/press/2004/12/20041227_sac_oicets_j.html
- [10] http://www.jaxa.jp/press/2006/08/20060802_sac_srb-a.pdf
- [11] http://www.jaxa.jp/press/2003/12/20031209_srba_j.html
- [12] http://www.jaxa.jp/press/archives/nasda/2003/05/h2a_20030507_j.html
- [13] 太陽同期軌道への遷移に必要な ΔV は発射場の制限などで変わる。内之浦、種子島からでは保安上の理由から、一旦南東に打ち上げて南に方向転換するので、余計に ΔV が必要である。種子島の方が内之浦よりも軌道の制約が厳しいためか、太陽同期軌道への投入ペイロードの低下率が大きい。

- [14] 「ロケット工学」、柴藤 羊二、渡辺 篤太郎 共著（コロナ社）176 ページ。
- [15] <http://www.isas.ac.jp/ISASnews/No.241/mission-26.html>
http://www.space.com/spacenews/spacenews_businessmonday_020325.html
- [16] http://www.jaxa.jp/press/2005/06/20050613_gaina_j.html
- [17] http://www.jaxa.jp/countdown/f4/faq_j.html#q05
http://www.jaxa.jp/press/2005/03/20050302_sac_h2af7_j.html
- [18] <http://www.astronautix.com/lvs/pegasus.htm>
<http://www.astronautix.com/lvs/pegasusxl.htm>
- [19] <http://www.astronautix.com/lvs/taurus.htm>
- [20] <http://www.orbital.com/SpaceLaunch/Minotaur/>
<http://www.astronautix.com/lvs/minotaur.htm>
- [21] <http://www.astronautix.com/lvs/athena1.htm>
<http://www.astronautix.com/lvs/athena2.htm>
- [22] <http://www.isas.ac.jp/ISASnews/No.273/isas.html>
- [23] <http://www.ihl.co.jp/ihl/ihitopics/topics/2006/0309-1.html>
- [24] <http://www.mhi.co.jp/tech/pdf/425/425250.pdf>
- [25] <http://esamultimedia.esa.int/multimedia/vega/payload.html>
- [26] http://www.nasda.go.jp/projects/rockets/h2a/documents/pdf/us_manual.pdf
- [27] <http://www.sfgate.com/cgi-bin/article.cgi?file=/chronicle/archive/2002/05/12/MN141658>
<http://billnelson.senate.gov/news/details.cfm?id=244545&>
<http://news.bbc.co.uk/2/hi/science/nature/1985138.stm>