

H-I ロケット上段固体モータ及び火工品類の開発

第2報 上段モータ及びその推進薬

祖父江照雄*, 兵藤 幸夫*, 江口 昭裕*, 高橋 道夫*,
 新岡 嵩**, 清水 盛生***, 三谷 徹***,
 梶尾 義広****, 小田 淳一****, 鈴木 茂****,
 山本昭飛己*****, 加藤 一成*****

H-I ロケットは、昭和60年代の大型衛星の打上げに対処するために開発され、静止衛星重量で550kgの打上げ能力をもつ3段式ロケットである。このロケットの第3段モータと衛星に組み込まれたアポジモータは、衛星を高度約36,000kmの静止軌道へ正確に投入するため、特に性能、信頼性について厳しい要求がある。

これらの固体モータはN-I, N-IIロケットでは、米国製のものを使用していたが、H-Iロケットでは初て国産技術で完成させたものを採用した。開発においては、各コンポーネントの軽量化に加え、推進薬の開発が重要な要素であったが、両者とも世界的な水準のものが得られ、ロケットの飛行性能からその成果を確認した。

1. まえがき

H-Iロケットは、実用衛星を打ち上げるためのロケットであり、550kg級の衛星を確実に静止軌道へ投入する必要がある(Fig.1参照)。

このため、上段固体モータ(第3段モータ及びアポジモータ)に対しても、性能について、また信頼度について高い要求が課せられた。モータの開発においてはこれらの要求を満足させるべくいくつかの新しい技術の導入が必要となった。すなわちモータケース、ノズル、インシュレーション等の構造部に関する新素材の採用を主とした軽量化技術、また推進薬に関する高性能低燃速化技術等であり、以下に著者らによって開

昭和63年6月8日受理

*宇宙開発事業団

〒105 東京都港区浜松町 2-4-1

TEL 03-5470-4312

**東北大学

〒980 宮城県仙台市荒巻字青葉

TEL 0222-22-1800

***航空宇宙技術研究所

〒182 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

TEL 0422-47-5911

****日産自動車㈱

〒167 東京都杉並区桃井 3-5-1

TEL 03-390-1111

*****日本油脂㈱

〒470-23 愛知県知多郡武豊町字西門 82

TEL 05697-2-1221

発されたこれらの技術を中心に報告する。

2. モータの性能諸元

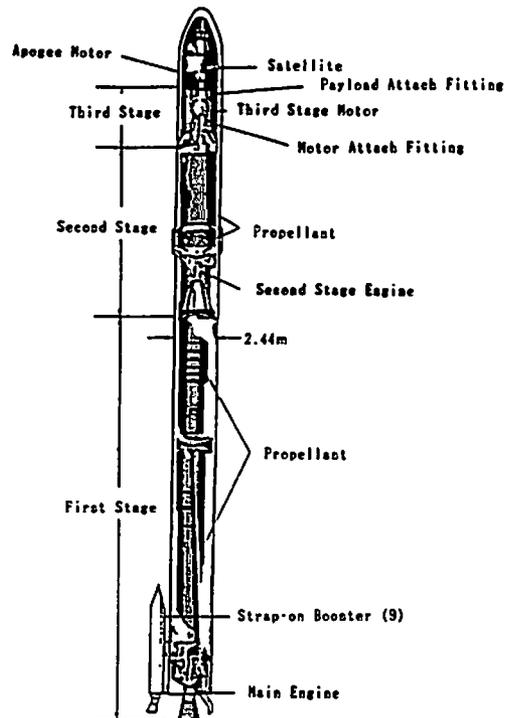


Fig. 1 H-I rocket

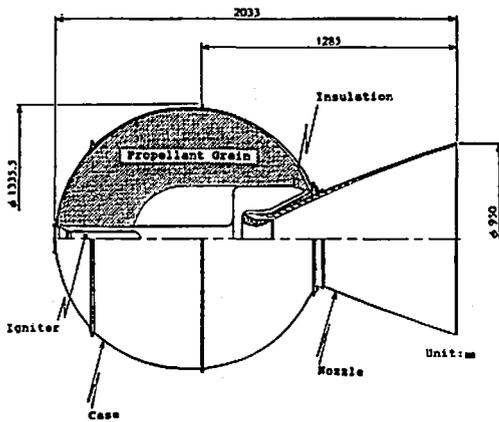


Fig. 2 Third stage motor

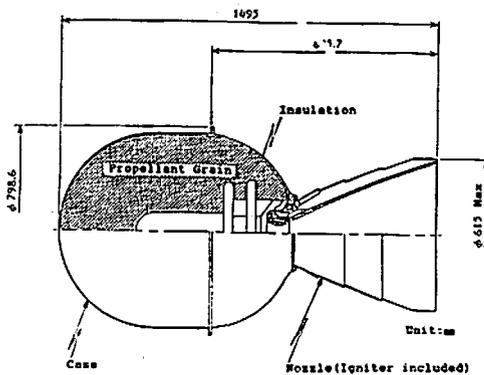


Fig. 3 Apogee motor

固体ロケットモータは、内面に断熱用ゴム(インシュレーション)を介して推進薬を充填したモータケースと、このモータケース後部に装着されたノズル、及びモータ点火用のイグナイタから構成されている。

第3段モータ及びアポジモータの概要図、主要諸元をFig. 2, Fig. 3, Table 1, Table 2に示す。

上段モータの場合、モータ構造物(推進薬以外のコンポーネント)の軽量化が直接衛星重量の増大につながる(詳細は、本報告第1報4章参照)。このため最高の性能、信頼性を保ちつつ極限の軽量化を達成することが要求される。

これらのモータの開発における主要な技術課題を以下の2点に絞って報告する。

- (1) コンポーネントの軽量化
 - ・2次元織カーボン・カーボン複合材(以下2DC/C材と略す)
 - ・高強度チタン合金モータケース
 - ・アスベスト入EPDMインシュレーション(EPDM: Ethylene Propylene Diene Monomer)
- (2) HMX添加低燃速高性能推進薬の開発

Table 1 Major characteristics of the third stage motor

[Mass Property]		
Component	Material	Mass(kg)
Motor-case	Ti-6Al-4V	69
Insulation	Asbestos-filled EPDM	22
Propellant	HTPB Propellant	1840
Nozzle	CFRP, Al etc.	61.5
Igniter etc.	Igpropellant etc.	4.5
Total Mass		1997
(Mass-Fraction)		(0.921)

[Thrust Property]

Mean Thrust	7.9 ton
Total Burn Time	68 sec
Propellant Specific Impulse	291 sec

Table 2 Major characteristics of the apogee motor

[Mass Property]		
Component	Material	Mass(kg)
Motor-case	Ti-6Al-4V	15.6
Insulation	Asbestos-filled EPDM	9.6
Propellant	HTPB, BMX Propellant	504.3
Nozzle	2DC/C, Ti-6Al-4V etc.	14.6
Total Mass		544.1
(Mass-Fraction)		(0.926)

[Thrust Property]

Mean Thrust	2.7 ton
Total Burn Time	54 sec
Propellant Specific Impulse	293.6 sec

3. 上段固体モータの高性能化

3.1 コンポーネントの軽量化

3.1.1 2DC/C材

2DC/C材は、グラファイト繊維をグラファイトバインダで焼結したもので、耐熱性と同時に高温強度特性に優れており、温度約3,500Kの推進薬燃焼ガスが直接触れるノズルコーン部に用いられる。

Fig. 4は、2DC/C材の引張強度の温度依存性を、従来使用されていたCFRP材(カーボン繊維で補強されたプラスチック材)と比較して示したものである。図からわかるようにCFRPが約500Kを越えると急激に強度が低下するのに対し、2DC/C材はむしろ高温になるほど強度が増加し、2,800K前後で常温の約1.5倍の強度となる¹⁾。従って2DC/C材を適用することによりノズルコーン部の薄肉化が可能となり、こ

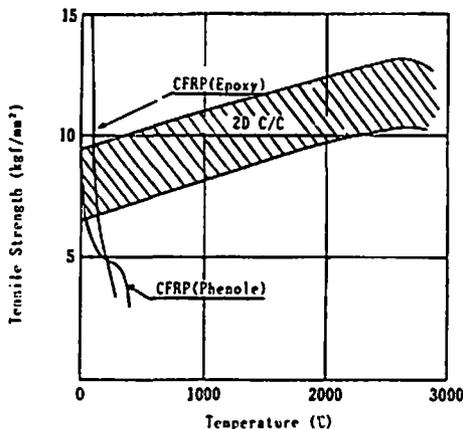


Fig. 4 Temperature vs. tensile strength of nozzle material

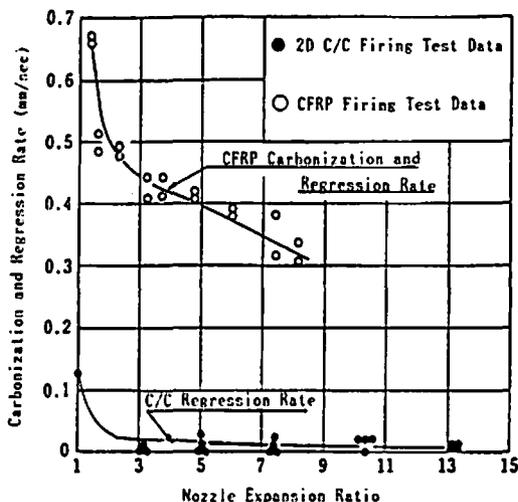


Fig. 5 Carbonization and regression rate of nozzle material

れに伴いノズル質量を3割程度軽量化することが出来た。

また、モータ性能の観点から見ると、ノズル内を流れる高温・高速度ガスによる内面の消耗度が重要である。すなわち、この消耗が不均一となるとノズル内面曲線が不均一となり、その結果推力の誤差が大きくなり、衛星の軌道投入精度が低下するためである。

Fig. 5は2DC/C材の高温ガス噴流に対する耐消耗性を、外径160mmの小型ロケットモータを使用して地上燃焼試験で調べたものである。従来のCFRP材が0.3~0.4mm/sの割合で炭化、消耗して行くのに対し、2DC/C材は殆ど消耗しない。

上段固体モータにおいては、精度要求のより厳しいアポジモータ用ノズルコーンにこの2DC/C材を使用

し、衛星重量の増大、軌道投入精度の向上を図った²⁾⁻⁴⁾。

3.1.2 高強度チタン合金製モータケース

モータケースは、約50kg/cm²の燃焼圧力に耐えかつ軽量化を達成するため、金属組成や熱処理方法を工夫して材料の能力を最大限に引き出したチタン合金が使われている。また、規定容積内に極力多くの推進薬を充填できる様に形状は球形とし、モータケースの厚さは第3段モータの場合約1.7mm(ケース内径約1,290mm)、アポジモータの場合約0.9mm(モータケース内径約754mm)という超薄肉構造を達成した⁵⁾。

3.1.3 アスベスト入EPDMインシュレーション

インシュレーションはモータケースと推進薬の間に貼られ、約3,500Kの推進薬燃焼ガスによる熱負荷からモータケースを保護するためのものである。従来のインシュレーションはケース側より金属との接着性のよいネオプレンゴム、耐アブレーション性のよいアスベスト入NBR、推進薬との接着性のよいブタジエン入天然ゴムの3層構成であったが、上段固体モータ用に新たに開発したアスベスト入EPDMは、

- ・耐アブレーション特性はアスベスト入NBRと同等である。
- ・ケース、推進薬との接着性がよい。
(単一層で構成可)
- ・比重量が軽い。

の特徴を有し、これにより従来タイプと比べインシュレーション重量を軽減出来るとともに、同一モータケース内により多くの推進薬を充填することが可能となった。さらにアポジモータではモータ燃焼による衛星への熱影響が問題となるため、モータケース外表面限界温度が設定されている。そのためインシュレーションの熱分解を含む熱解析法を開発し、これの最適化を図った。

以上のような軽量化技術の導入によって、構造効率(モータ全質量に対する推進薬質量の比)として第3段モータで0.921、アポジモータで0.926といずれも世界最高水準を達成することが出来た(Fig. 6)。

3.2 HMX添加低燃速高性能推進薬の開発

第1報で述べたように、上段ロケットモータになるほど、比推力感度係数が高くなるため、それだけ比推力の高いロケットモータが必要になる。比推力は特性排気速度(C*)とノズル排出係数(C_p)の積に比例し、前者は推進薬の燃焼ガス特性に、後者はノズル形状に依存する。

より高性能の酸化剤化合物やバインダにより、固体推進薬の燃焼特性を改善するのはもはや限界にきており、ここではノズル排出係数に着目し、推進薬の低燃

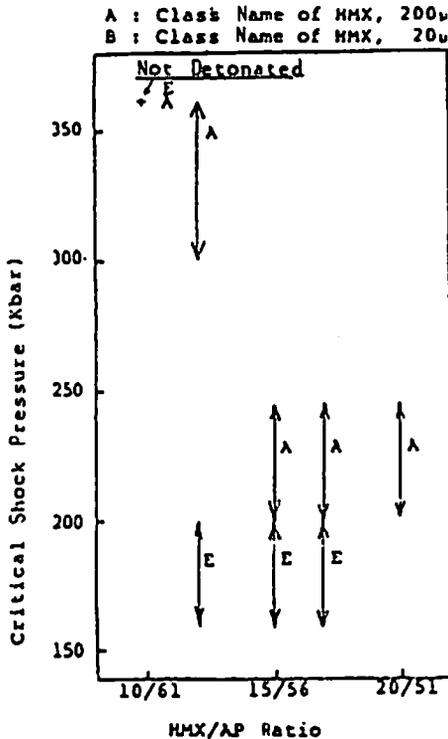


Fig. 8 Critical shock pressure of the composite propellants containing HMX. (HTPB/Al=11/18%)

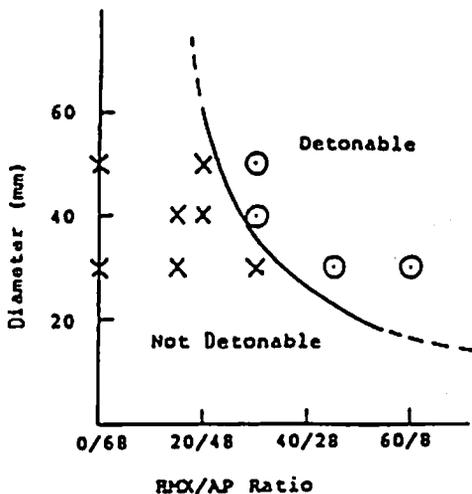


Fig. 9 Critical diameter of the nitramine composite propellants.

行った。試験装置はFig. 7とほぼ同様で、ギャップ村を置かずにドナー爆薬の爆轟圧を試料に直接入射させた。試料径に応じてドナー爆薬の径も変化させた。供試推進薬は鉄管に注型せず裸包である。推進薬組成は HTPB/Al/(AP+HMX)=14/18/68である。

試験結果をFig. 9に示す。図中で爆轟した場合を○印、不爆の場合を×印で示した。HMX含有量が20%以下で限界薬径は急激に増大しており、この結果からHMXを少量含む場合の限界薬径を外挿により求めることは困難である。

いずれにせよ、本実験は高性能爆薬による超高压を入射させたときの限界薬径であり、取扱い時に発生するような低い入射圧では限界薬径は更に大きくなる。

この他、熱分解特性、落穂感度、DDT(爆ごうへの遷移)特性等の各種安全性評価試験も実施したが、以上を総合すると、HMX含有量が10%以下の推進薬とHMXを含まない推進薬との間には起爆感度に大きな差は認められず、製造時および取扱い時に想定されるようなエネルギーでは爆轟しないと考えられる。

また、米国においても、HMX12%含有推進薬はDOD(国防総省)基準ではClass 2(火災危険性)、NATO-UNO基準ではClass 1.3(火災危険性)に分類しており、本実験結果と良く一致している。

3.2.2 機械的物性

コンポジット材料の機械的物性は、バインダの機械的物性のみならず、バインダと酸化剤などのフィラーとの接着性に大きく依存し、特にフィラーが高充填の場合その影響は極めて大きい。

HTPB推進薬は、HTPBバインダとAP等の酸化剤との接着性が悪いことから、その接着性を改善する結合剤が必要不可欠である。

従来、HTPBとAPとの結合剤には、MAPOに代表される種々のアジリジン化合物が使用されているが、これらの化合物はHMXなどニトラミンに効果がなく、ニトラミンの添加に伴い機械的物性が低下するという問題があった¹⁰⁾。

Fig. 10に結合剤として、MAPOおよびBA-5を添加した場合のHMX添加量と推進薬の機械的物性の関係を示す。尚、BA-5はニトラミン用として新たに、開発した結合剤である。供試推進薬の組成は、HTPB/Al/(AP+HMX)=11/16/73 wt%である。

MAPO添加の場合、HMX添加量の増大に伴い、引張強度(σ_m)は低下し、HMXの粒径が小さい(比表面積が大きい)ほど、その低下率は大きい。一方、BA-5添加の場合、逆の傾向を示し、HMX添加量の増大に伴い、 σ_m は増大し、伸び率(ϵ_m)の低下もみられず、良好な機械的物性を示している。

以上の結果から、ニトラミン添加推進薬の結合剤としてBA-5を適用することにより、上述の問題点を解決できると判断し、H-IABM用推進薬BP-109J (HTPB/Al/AP/HMX=12/18/62/8wt%)に採用した。

3.2.3 HMX添加による燃焼速度低下のメカニズム

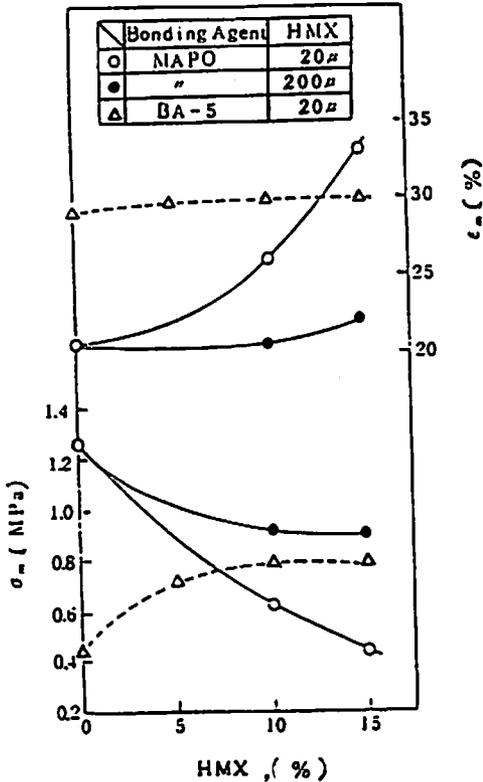


Fig. 10 Effect of bonding agents on the tensile properties of HMX containing composite propellant (Test temp. 293K).

HMXによるコンポジット推進薬の燃焼速度の低下は、火炎温度の低下や推進薬全体の酸素バランスでは説明できない。例えば、火炎温度を変えずに、APの粒径分布の操作によって、燃焼速度を調節できる。このことは、コンポジット推進薬の燃焼速度を考察する時、その火炎構造が重要であることを示している。

推進薬の中の大部分を占めるAPはモノプロペラントで、4MPaで5.5mm/s程度の燃焼速度で、自立的に燃焼する。したがって、APコンポジット推進薬の燃焼速度とAPのそれとの差は、バインダからの分解生成物(燃料)と酸素を含むAPの分解生成物とで形成される拡散火炎を考慮するとよく説明できる。大粒径のAPからなる推進薬ほどAPのモノプロペラント性が強く出て、拡散火炎の影響を受けにくくなる。一方、細かなAPを用いれば、燃焼速度は上昇し、同じ平均粒径でも、バインダとの接触面積が小さな球形APの方が燃焼速度は下がる。

拡散火炎においては、一般に火炎面での化学反応速度は近似的に無限に速いと考えられ、そこでの反応物の消費速度はそれらの拡散速度で律速される。したが

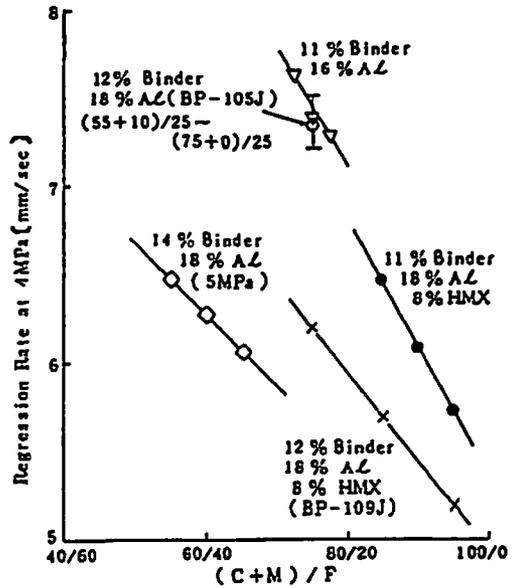


Fig. 11 Dependences of burning rates of composite propellants on the mixture ratio of AP powders. The symbols C, M and F denote coarse, medium and fine particles.

って、拡散火炎と表面との距離はAP粒径と粒子間を埋めているバインダ厚さで決定されることになる。もちろん、両者の関係は独立ではない。AP粒径を小さくすると、バインダ厚さも薄くなり、酸化剤と燃料の拡散が速くなった分だけ拡散火炎は燃焼表面に近づく。Fig. 11に大粒径(C, 400 μ m)、中粒径(M, 200 μ m)および小粒径(F, 50+20 μ m)APの配合比を変化した時の、燃焼速度の変化を示す。すべてのデータは右下がりとなり、大粒径APによって、拡散速度が低下し、燃焼速度が下がる事を示している。

Fig. 12にHMXを外割で添加した時の燃焼速度の変化を示す。HMXを加えるに従い、燃焼速度は低下し、この推進薬の場合、5%付近で極小値を取る。更にHMXを増すと、推進薬の燃焼速度は増加し、HMXの値(8mm/s at 5MPa)に漸近するはずである。また、Fig. 11でHMXを添加したBP109J推進薬の燃焼速度は、もともなったBP105J推進薬の燃焼速度のデータの延長上になく、この図からもHMXによる燃焼速度への効果が見られる。このように、高い燃焼速度と高い圧力指数を有するHMXを添加した時、コンポジット推進薬の燃焼構造がどのように変化するかを検討する必要がある。

酸素バランスの影響を排除するために、外割で推進薬にHMXを加えた場合を考える。コンポジット推進薬の燃焼表面の温度は主にAPの表面温度で決まり、

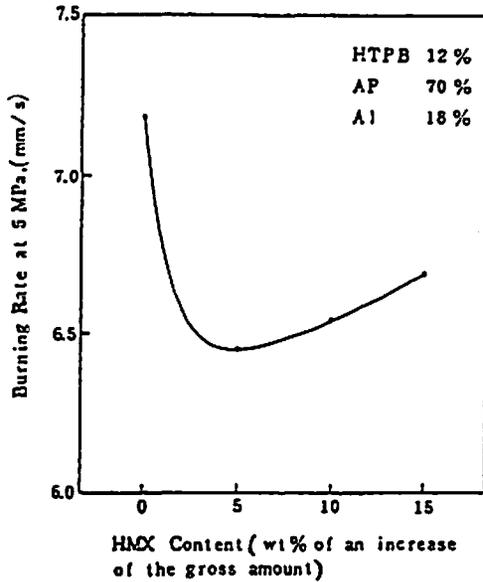


Fig. 12 Relation between the burning rate of propellant and the amount of HMX added.

900K程度と報告されている¹²⁾。一方のHMXの融点はHMX(β)が510K, HMX(δ)で560Kで、表面温度に比べてかなり低い。推進薬が燃焼速度6mm/sで燃焼していると仮定すると、固相内の温度境界層の厚さは約50 μ mでHMX粒子よりも大きい。したがって、HMXは表面に現れる前に融解を始め、それとほぼ同時に発熱分解反応が始る。HMX粒子の周りにはバインダがあり、HMXの発熱によってバインダは吸熱分解する。その結果、HMXとバインダが混合した分解ガスが燃焼表面から放出される。

そのHMXとバインダからなるガスの反応性を調べるために、HMXにバインダとしてポリエステル(PS)とポリブタジエンを加えた推進薬を試作した。これらの推進薬ではダブルベース推進薬で見られる2段階反応が観測され、900K-1000K付近の第1段反応に続いて、輝炎を伴う第2段反応で最終断熱火炎温度に達する。第1段反応と、第2段反応帯の間(誘導距離)はかなり大きく、これらの推進薬の燃焼速度は第1段反応帯からの熱のフィードバック量で決る。これらの推進薬の燃焼速度はHMXのそれと比べて低く、20%のPSを加えたもので約1/3に低下した。そして、その反応帯までの距離は、APコンジット推進薬の火炎帯の大きさに比べて、少なくとも1桁大きい事が実験から分った。このように、HMXとバインダの混合物は反応性の低いモノプロペラントに近似することができる。

Alの燃焼速度は小さく、その燃焼は推進薬表面の

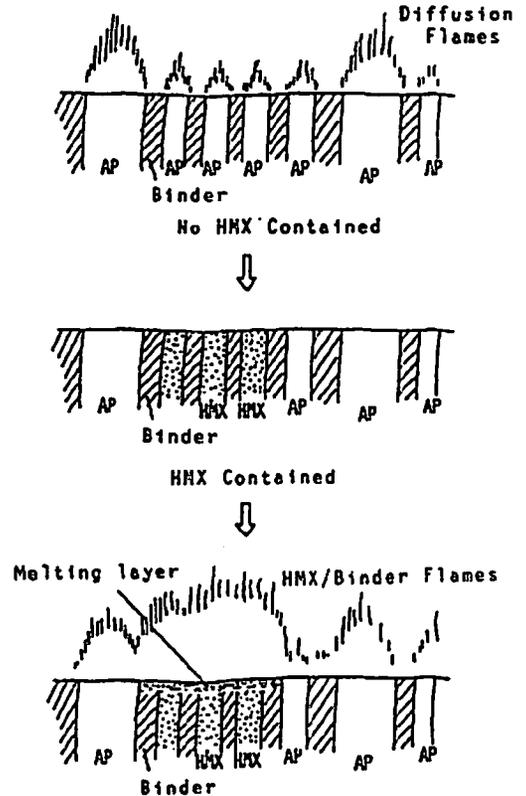


Fig. 13 Variation of flame structure caused by the addition of HMX.

はるか下流で生じる。そこで、Alの推進薬の燃焼速度への影響はここでは無視する。Alを除いて考えれば、燃焼表面の近傍では、酸化剤のAl粒子は(バインダ+HMX)混合物で隔離されていると考えてよい。この混合物の反応性はその反応距離から分るように低いため、HMXの反応熱は燃焼表面の近くではなく、APとの拡散火炎で初めて開放される。

HMXを添加したときには、HMXの分だけバインダ厚さが増加する。この様子を2次元的に説明したものをFig. 13に示す。拡散火炎の高さは横方向の拡散距離の2乗に比例し、増加する。このために、HMXを添加すると、拡散火炎から燃焼表面へのフィードバック量が減少し、推進薬の燃焼速度は低下することになる。

実際のHMXの添加は外割でHMXを加えるのではなく、AP分を減らし、その分をHMXで置き換える。この場合は上で述べた機構に加えて、表面での酸素バランスが悪化する分だけ拡散火炎が表面から離れ(拡散火炎の高さが増加して)、燃焼速度は更に減少することになる。

4. 開発試験

第3段モータ及びアポジモータの開発は、昭和53年にスタートし、材料、構造検討の後、コンポーネント単体及びロケットモータアセンブリが振動、衝撃、音響、温度変化、湿度、宇宙線等、モータ製造からミッション終了までに負荷される各種環境条件に耐えることを確認するとともに、宇宙での作動環境を模擬した高空燃焼試験設備により燃焼試験を実施し(第3段モータ合計14式、アポジモータ合計13式)、燃焼圧力、推力、比推力、燃焼時間等の性能データの確認、及びケース表面温度、排出ガスからの熱輻射等、衛星への負荷環境の確認を行った。以上の開発試験を通じ、Table 1およびTable 2に示された各性能諸元を十分満足する上段モータが開発できた。

また高い信頼性を達成させるよう、新しい検査手法の検討を行い、コンポーネントとして特に構造が複雑でかつ荷重条件の厳しいノズルに対しX線CT検査を導入した。これはコンピュータと連動したX線装置により、製品の任意の断面内部の状況を把握するためのものであり、ノズル部材内の密度不良や部材間の接着不良等の欠陥を検出するのに有効である。この密度不良は、昭和59年に米国のスペースシャトルから射出された2個の衛星の軌道投入失敗の原因ともなっている。この検査手法を導入したことにより、ノズル内部欠陥に基づく不具合の発生を未然に防ぐことができ、その結果、ロケットモータの品質及び信頼性をより向上させることができた。

ちなみに、両モータの設計信頼度は、99.9%以上(信頼水準60%)である。

5. フライト結果及び今後の計画

以上のような開発試験、検査を経て製造された第3段モータとアポジモータは、昭和62年8月27日の試験機3号機による技術試験衛星V型(きく5号)の打上げに使用され、実フライト状態での性能を確認した。その結果、両モータは正常に作動し、比推力も予測と比べその偏差は最大0.3%程度と、非常に精度の良いモータとして完成していることを確認した。

また第3段モータは、今年2月19日の通信衛星3号(さくら3号a)の打上げにも使用され、計画どおりの性能を発揮し、衛星を所定の軌道に投入することに成功した。

今後は昭和66年までの間に、第3段モータは通信衛星1個(CS-3b)、気象衛星1個(GMS-4)、放送衛星2個(BS-3a, BS-3b)の打上げに、またアポジモータは放送衛星2個の打上げに使用される予定である。

6. むすび

H-Iロケット用上段モータは国産技術で大型衛星を打上げるべく開発され製造が進められているが、昭和62年の試験機3号機及び実機1号機の打上げに完全成功を取めることが出来、その内容の高性能、高信頼性は世界的な注目を集めることになった¹³⁾。

今後は、残る衛星の打上げを確実に遂行するとともに、H-Iロケットの後継機として計画されているH-IIロケットの開発等にその技術を反映させていきたい。

文 献

- 1) 佐藤他;日本航空宇宙学会誌, Vol.32 No.370(1984)p.651~660
- 2) N. Saito, et al.; "Development of Solid Propellant Rocket Motors for H-I Upper Stage", 14th Int. Symp. on Space Tech. (1984)
- 3) 兵藤他;H-Iロケット上段固体ロケットモータ開発現状, 第28回宇宙科学技術連合講演会(1986)
- 4) Niioka, T. et al.; A High Performance Apogee Boost Motor Using HMX Composite Propellant" 15th Int. Symp. on Space Tech. (1986)
- 5) 垣見他;高性能ロケットモータ用チタン合金製ケースの開発, 日産技法第16号(1980)
- 6) 新岡他;HMX添加コンボジット推進薬に関する基礎的研究とその実用化, 航空宇宙技術研究所, TR-875(1985)
- 7) Cost, T. L. and Sforzini, R. H.; "Solid Rockets", Aerospace High-lights (1981), p. 74-75
- 8) Ellis, R. A., Hammond, R. N. and Donguy, P.; "Advanced Space Motor Demonstration", AIAA Paper 80-1270,(1980)
- 9) Lushis, D. V., Kirschner, T. J., and Philips, O. B.; "Space Motor Propulsion-A Status Report", AIAA Paper 80-1271, (1980)
- 10) Suzuki, S. et al.; "Development of Nitramine Containing Composite Solid Propellant", 13th Int. Symp. on Space Tech. p.151(1982)
- 11) 加藤他;工業火薬協会誌 Vol. 43, p.375
- 12) Mitani, T., Niioka, T.; "Double Flane Structure in AP Combustion", 20th Symp. (International) on Combustion, the Combustion Institute, 1984 p. 2043~2049
- 13) Mochizuki, M., Sogame, E., Shibato, Y.; "H-I & H-II Launch Vehicles", 38th Congress of the International Astronautical Federation IAF-87-181(1987)

H-I Rocket Vehicle

Development of Upper Stage Solid Motors and Pyrotechnic System

2. Development of Upper Stage Motors and Its Solid Propellant

by Teruo SOFUE* Yukio HYOHDOH*, Akihiro EGUCHI*, TAKAHASHI*
Takashi NIOKA**, Morio SHIMIZU***, Tohru MITANI***
Yoshihiro KAJIO****, Junichi ODA****, Shigeru SUZUKI****
Akihiko YAMAMOTO***** and Kazunari KATOH*****

The H-I is a newly developed 3 stage launch vehicle which has a capability of placing a payload of 550kg into the geostationary orbit (GEO).

The highest performances and reliability are required for its third stage motor and the apogee motor because the injection into the GEO must be quite precise. Former motors for N-I and N-II rockets have been purchased from the U. S., and now we have finished the development of them domestically.

This paper describes key technologies to get the high propellant mass fraction and the high performance of solid propellants.

(*National Space Development Agency of Japan

**Touhoku University

***National Aeronautical and Space Laboratory

****Nissan Motor Co., LTD.

*****Nippon Oil and Fat Co., LTD.)