

構造強度

森 大 吉 郎

1. 序

昭和 35 年より 40 年にいたる 5 年間にわが国の観測ロケットは安定した進歩発展を遂げてきたが、この間のロケット機体の技術開発は大きくは以下の三つの項目にわけられる。

- (1) カッパ 8 型, ラムダ 2 型・3 型, さらにはミュー型へと進んだ「大型化」
- (2) カッパ 6 型・6H 型および 8 型より 8L 型, 9M 型の 2 機種へと進んだ「性能向上」
- (3) 小型 1 段式高性能ロケットの開発

本稿では主として (1), (2) 項について構造強度の面からの概要と計器搭載についての問題を記す。

2. 性能向上

カッパ 6 型・6H 型および 8 型は昭和 33 年から 35 年にかけて完成され、それぞれ約 20 機が飛ばしている安定した信頼性の高いロケットであるが、その後の研究開発の成果を織り込んで性能向上が計画されたのはラムダの開発開始と同時期の昭和 36 年である。

「性能向上」とはこの場合には外形・総重量・計器搭載量を同一にして到達高度を向上させることであったが、そのための改良の主要点は (a) 推進の性能向上, (b) 構造の軽量化の 2 点である。

垂直に打上げた場合の最大速度 V_{\max} と到達高度 Z_{\max} の大略値は 2 段式ロケットの場合に、各段マシオを λ_1, λ_2 , 比推力を I_{sp} , 燃焼秒時を τ として

$$V_{\max} = g I_{sp} \ln \lambda_1 \lambda_2 - V(\text{Airforce}) - g\tau \quad (1)$$

$$Z_{\max} = V_{\max}^2 / 2g \quad (2)$$

加速度が大きくて高度 20 km 以下の空気層をあくせくと抜けようとする小型機、あるいは最高高度が 30~50 km 止りの低性能機の場合には空気抵抗の項が大きく影響するが、われわれの場合には高度 100~300 km 級であるから、性能向上に際しこの項にはあまり大きな変化はない。また燃焼秒時にも大きな差異はないから重力による項 (第 3 項) にも大きな変化はない。よって Z_{\max} の向上はあくまで I_{sp} (推進) と λ (構造軽量化) に頼るほかはない。

$\lambda_1 = 2.0, \lambda_2 = 2.0, I_{sp} = 200$ とした 2 段ロケットの場合 (1), (2) 式より

$$V_{\max} = 2720 \text{ m/s}$$

$$Z_{\max} = 376 \text{ km}$$

であるが、今仮りにおのおのが 10% ずつ性能向上し、 $\lambda_1 = 2.2, \lambda_2 = 2.2, I_{sp} = 220$ となったとすれば

$$V_{\max} = 3400 \text{ m/s}$$

$$Z_{\max} = 590 \text{ km}$$

となり速度で 25%、高度で 57% の向上が期待される。

計算は以上のごとくであるが、その具体化にはなみなみならぬ努力を要することはもちろんである。8L 型、9M 型の推葉については薬種を変更して I_{sp} を向上させ、また充填率を高めて推葉重量を増加させた。

構造については 6H、8 型の機体各部について検討を加え大要次のごとき改造を施した。

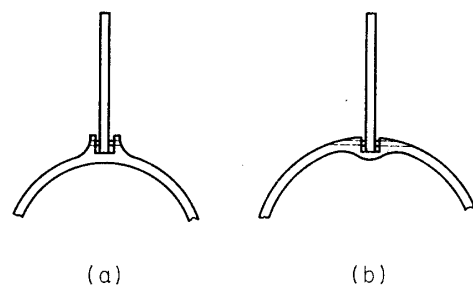
(a) チャンバ 旧型の溶接チャンバは抗張力 85 kg/mm^2 の鋼を用いていたが、材料と溶接加工法の苦心開発により 100 kg/mm^2 鋼を用い、それだけ板厚を薄くすることができた。鏡板は別部品でネジ込式であったが、薄板の曲げ溶接加工法、フランジ部の鍛造製作、推葉装填および点火薬取付方式の改良等の諸技術の積み上げにより、平行部と一体構造に改め、かなりの軽量化が実現した。

(b) ノズル 高温高速の燃焼ガスの出口であるから耐熱材として鋼と黒鉛が用いられているが、ともに比重が大きい。スカート部に硝子セイン入りフェノール樹脂をアルミ合金に裏打ちしてアブレーション効果を働かせる方法を開発し多くの地上試験や小型機による試験を経てこれを採用し、ノズル重量が軽減された。なおこの型式はラムダ級の大型ノズルに対しては一層大きな効果を発揮した。

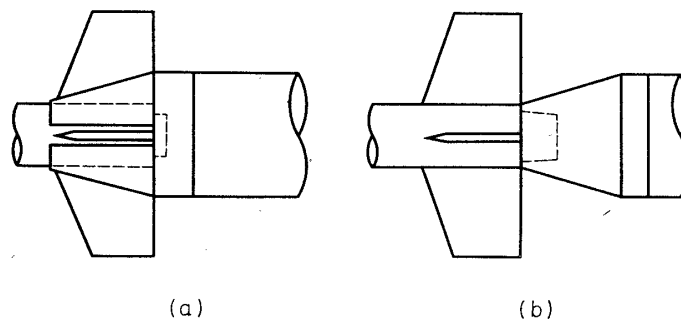
(c) 翼 ブースタ翼は最大速度が $1,000 \text{ m/sec}$ を大きく起こさないから、アルミ合金の内わくと表板で製作されていたが、アルミ・ハネカムをコアとして接着剤で表板につけたサンドイッチ構造が開発され、前縁材を薄肉にし、これにより数 10% の軽量化が図られた。また旧型の翼の空力加熱による温度上昇の実測結果を慎重に検討し、表板・内わく、前縁材について若干の薄肉化を実施した。

(d) 翼取付筒 翼を取付ける部分は鋳物で第 1 図 (a) のように取付座が円筒面より突出していたが、(b) 図のように外周に突起をなくし、内面に数本のリング状厚肉部を作って翼よりの曲げモーメントを受けもたせた軽合金溶接構造として、より合理的でかつ衝撃に強い構造とした。

(e) 接続部 1・2 段の接続部は、空力的に翼



第 1 図



第 2 図

との干渉のない外形と十分なる剛性強度をもち、かつ 1・2 段の円滑なる切り離しを行なえる機構をもつ必要があるので設計がむずかしい箇所である。旧型では軽合金鋳物で第 2 図 (a)

に示すようにメイン・ロケット翼に接手コーン部の割れ目が食い込む形式であったが、新型では(b)図のように翼と接手コーン部をずらし、接手に割れ目をなくして軽量で剛性強度を高くかつ削り出し材料で耐衝撃性を向上させるように設計変更を行ない、軽量化と構造上の信頼性の向上とを実現することができた。

(b)の型では翼とコーン部の空力的干渉、メイン端尾につかみのための突出部が必要でこのための重量と空力的不利という要素があるが、このことも考慮した空力と構造を総合した損益計算のうえで改造がなされるべきである。

以上のような改造は

- ・鋼材料とその溶接加工法についての研究開発
- ・ハネカム・コア材と接着剤の研究
- ・FRP(硝子セシイ強化プラスチック)等新材料によるアブレーションの研究
- ・旧型による実測結果をもととして空力・推進エンジン部門との密接な連絡の上に立っての構造合理化等の諸成果を総合して実施されたものである。

結果は8L, 9M両型において、推進性能の向上、推進量の増加、構造重量の軽減が重畳して、旧型の6H, 8型とおのおの同一の総重量・外形・機器搭載量をもちながら、それぞれ第1表に示すような画期的な性能向上を実現することができた。

第1表 カップ8L型と9M型

ロケット	直径	全長	重量	搭載量	最高高度	完成年度
カップ6H型	245 mm	7.4 m	350 kg	20 kg	60 km	昭和33年
カップ8L型	250	7.4	350	25	170	昭和37年
カップ8型	420	11.0	1500	60	200	昭和34年
カップ9M型	420	11.5	1450	60	350	昭和37年

ここで注目すべきことは、速度・高度の飛しょう性能の向上により空気力・空力加熱・空力弾性等の負荷条件は一般に一段と苛酷となっているにもかかわらず、逆に構造の軽量化を実現させている点である。これは上述の新材料・新構造形式の採用、信頼性の増大により安全係数を切下げたことなどが一面の要因であるが、なお他面では、画一的な議論でなく個々の飛しょう特性と構造上の応答とを具体的に詳細に分析した成果が要因の一つである。たとえばメイン・ロケットの空力加熱上の対策が新・旧型で大差がないのは、ブースタ段階の最高速度を勘案したコースティング秒時の調節によりメイン・ロケットの燃焼中の高度をある程度高くして空気密度の低い所で加速させ、空力加熱による熱伝達を押えることが可能になったためであり、このような微妙な設計が行なえる点はロケット技術のおもしろみの一つであろう。

3. 大型化

カップ8型からラムダ2型・3型への進みは、機体の大きさについての数字は第2表のごとくであるが、ラムダの場合には性能向上をも織込んだ大型化を実施したのであるから、これの実現に至るまでの苦労や心配は第2表の数字の比較では十分表わしきれない気がする。は

第 2 表 カップ8型, ラムダ2型・3型の機体寸度

	ブースタ				メイン			
	直径	長さ	重量	翼幅	直径	長さ	重量	計器搭載量
カップ8型	42 cm	5.7 m	1.1 ton	1.8 m	25 cm	5.4 m	0.33 ton	60 kg
ラムダ2型	73.5	8.7	4.8	3.1	42	8.3	1.35	200
ラムダ3型	73.5	8.7	4.8	3.0	42	10.5	1.86	110+60

じめてラムダの735チャンバやノズルを見てこんな重い大きなものを空へ上げねばならぬかと長歎息したり、ラムダ・ランチャを見上げて肝を潰したりしたのが昨日のようである。

ラムダの機体各部の構造について「大型高性能化」の観点からの特徴を以下に述べる。

エンジン：チャンバ重量 W は平行部を規準にとると

$$W = \pi D L t$$

ただし、 D : 直径, L : 長さ, t : 板厚

で、また板厚と安全率 s , 抗張力 σ , 内圧 p との関係は

$$t = \frac{s p D}{2 \sigma}$$

それで $W = \frac{\pi D^2 L P s}{2 \sigma}$ 一方推進重量は $W_p = \frac{\pi D^2 L}{4}$

以上により P (内圧) 一定とすれば大型化しただけでは W/W_p (マスレシオ) は向上しないのであってやはり、 σ を大きく s を小さくする必要がある。

チャンバについては直径を 42 cm から 73.5 cm にしたために特に困ることはなかったが、上述の理由から質量比の向上のため σ を大きくし、85 kg/mm² より 100 kg/mm² に向上させ、なお安全率 s も若干低下させた。

この方針で生じた困難は溶接その他の加工で、高抗張力-高降伏点の板で直径・肉厚比の大きい管を作るのに担当会社はなみなみならぬ苦心をほらった。

ノズルは寸度が大きく燃焼秒時が長いので最も困難を予想されたものであったが、予てから前節でも説明した FRP をスカート部の裏うちに使うことが実用化され、ラムダ3型よりこれを用い始めた。2型では4個の鋼ノズルを用いたが、両者の得失を比較すると下記のように単一ノズルの方が有利である。

(a) 4ノズルでは工作精度がむずかしく、ノズル取付板の応力集中、噴出ガスの逆火現象等の欠点がある。

(b) 4ノズル型式では、チャンバ後端に翼取付リングを溶接したが、このリングの溶接加工は局部応力上むずかしい工作である。

(c) 翼の空力中心は単一ノズルではかなり後退し、空力設計上有利である。鋼製の4ノズルと FRP スカート付の単一ノズルは取付部の重量も加算して比較すると単一ノズルの方が軽量にできる。

翼：カップ型の翼では翼幅、翼弦ともに 50 cm 内外であるから、その構造形式も表板で受けた空力圧力による荷重を何となく漠然と取付けリングに伝える形式ですますことができ

るが、ラムダのように 1m^2 以上の翼面積ともなると主桁・小骨・縦通材・表板と分担区分をはっきりさせて、ジェット機の翼に類似した構造形式をとらざるをえない。寸度が増大し一方では上昇加速度はやや減少しているから、加速秒時の長くなったのを割引いても一般に空力加熱の影響は少ないと見られるが、表板の挫屈に大きな影響があり、またフラッタ特性は辛い。このほかにラムダで構造上の問題としては

- ・接続部と切離し方式
- ・ランチング・スリッパまたはフック
- ・3型における空力弾性

がある。

4. 計 装

ロケットの機体が完成し安定に飛ぶようになると、次は搭載計器を間違いなく作動させることに万全を期すことになるが、このために計器装備上の要点として環境試験を十分に行なうことと、開頭その他の機能動作を確実にこなうように設計する必要がある。

環境試験については前に報告したので詳細は省くが、エンジン燃焼中の振動が最も重要な項目で、次に点火時および段間切離し時の衝撃、空力加熱、気圧の減少の順序に故障要因がある。振動についてのわれわれの試験規準は外国の例と比較してかなり低目であるが、これは低いにこしたことはないのであって、地上試験あるいは飛しょう中のエンジンよりの振動実測値より割り出している。とくに最近 2kc までの帯域のテレメータによる飛しょう中の振動実測を行なって有用な資料を得ている。エンジンは振動源として white noise に近いが、計器支持構造での共振点で高加速度の振動が誘起され計器障害の原因となることがあるから注意を要する。

次に宇宙観測を十分に行なうにはノーズ・コーンは邪魔であって、空気層を抜けた後にはこれを取り去り、プローブやアンテナを十分に張り出して観測を行なう必要がある。このためにノーズ・コーンを開いて取り去る機能装置が取り付けられるが、これについて下のよう

(1) 上段エンジンが高空で作動するため、スピン安定方式がとられているが、ノーズ・コーンを取り去った計器支持構造の曲げ剛性が弱いと、このスピンの破壊のおそれがある。

(2) スピン中の開頭（ノーズ・コーン取り去り）動作において、開頭片が計器そのほかに接触するおそれがある。

(3) 開頭片の不規則な離脱運動により、スピン率の変化、機体姿勢の不規則運動が起こるおそれがある。

(4) 開頭部分が長く重くなっている。

以上の困難を克服して作動の確実を期するために地上において状況を再現した試験を行なっている。

このようにロケット機体を順調に飛ばせる以外に計器の計装についても最近は気を配ることが重要となってきたが、今後ともその重要性はますます増すであろう。