

カッパ7型, 8型, 9L型の構造強度について

森 大 吉 郎

1. は し が き

カッパ8型の構造については、前に溶接チャンバなどの主要構造および空力加熱・空力弾性などの解説¹⁾を行なったが、本稿では前稿との重複を避けつつ7型・8型・9L型の構造強度の問題を概観する。なお420ブースタのチャンバ構造などについては安藤助教授の別稿を参照されたい。

2. 空 力 加 熱

空力加熱は8型の開発における構造上の重要問題の一つで、慎重な検討を加えて対策を講じ、1・2・3・4号と順次に実測と改修とを重ねてきた。機体各部の温度の概要についてはすでに前稿¹⁾に6型と比較して概述したので、ここでは重複を避け経過の記録と基礎解析法とを述べる。

(a) 8型の開発と空力加熱 7型および8D型の実験でブースタに関する熱の問題は完了していたので、8型ではメインロケットに考察を集中した。35年7月に実験した1号機ではノーズ・尾翼・胴体・計器などの温度を測定したが、実測値は推定値に近く、機体構造としては基本設計で合格であることが判った。ただ電波が60秒以後中絶したことから、計器部の温度が不確かながら約100°Cの値を一時示したので、温度計を急ぎ製作して2号機でも再び計器の温度測定を実施するとともに、計器に防熱対策を施した。2号機の実験により適当な熱絶縁を施せば熱が内部へ伝わるのは少ないことが判明した。

その後同年8月に計器関係について地上試験で伝熱特性と防熱対策に関し検討が加えられ、同年9月の3・4号において全飛しょう時を通じての機体の正常な飛しょうを確認し、また諸計器も全部作動し、その温度上昇は僅少であることが再び実証された。機体については1・2号では尾翼とノーズに安全を増すためコーティングを施したが、以後は施していない。4号機では航研の池田健教授、三浦公亮氏よりご教示を受け、尾翼について流れ方向5点の温度を測定したが(温度計の項第8図)、これを吟味すれば熱伝達特性、乱流遷移の様相なども推察でき一つの貴重な資料となった。今後も機会を捕えてこの種の測定を実施したい。また落下時には著しい温度上昇が認められ、reentry熱問題の厳しさの一端がうかがえた。

(b) 熱伝達特性 熱対策のうちでは温度上昇の推定が根本であり、熱伝達特性の推定、実測よりの解析、遷移点の判定など重要な事項が多い。温度上昇は熱伝達

特性が定まり飛しょう特性が与えられれば筆算でも計算できるが、現在はアナログ計算機²⁾も併用している。これは熱伝達の影響の吟味、ゲージ応答特性についての実測値の補正解析、設計の際の比較計算などが比較的容易に実施できるからである。

また熱伝達係数 h は速度 V 、空力密度 ρ 、先端よりの距離 x に関し下式の関係にある。

$$h \propto (V\rho/x)^{\frac{1}{2}}: (\text{層流})$$

$$h \propto (V\rho)^{0.5} \cdot x^{-\frac{1}{2}}: (\text{乱流})$$

そして(境界層温度 T_{aw}) \gg (物体温度 T_w) であれば、熱流入量 q については近似的に下式が成立する。

$$q \approx T_{aw} h \propto \rho^{0.5} v^{2.5} (\text{層流})$$

$$\propto \rho^{0.8} v^{2.8} (\text{乱流})$$

よって飛しょう特性が与えられたときに $\rho^m v^m(t)$ を計算しておけば、 $\rho^m v^m$ は刻々の熱流入量に比例し、 $\int \rho^m v^m dt$ は総熱流入量に比例した判定値となるから、設計初期に熱に関する大要を知り、飛しょうプログラムを決める参考として便利である。

以上温度の推定に重点をおいてきたが、今後軽量化に伴い熱歪・熱応力と剛性低下の問題が重要になるので地上試験、実機設計、実測などにつき十分な準備を進める必要がある。

3. 空 力 弾 性

固燃の多段観測ロケットの機体は一般に細長く、機体曲げと機体上下および縦揺運動とが連成して、ボディフラッタを起こすおそれがありその対策が必要である。これについては前報告³⁾にも触れたが、ここでは設計のための研究方法につき概述する。

(a) 基礎式 速度 u_0 で定常飛行中の機体の運動の基礎式は以下のごとくである。

$$\left. \begin{aligned} m\ddot{z} &= Z, \quad B\ddot{\theta} = M \\ I\ddot{e} + I\omega^2 e &= F \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

ここに m : 機体質量, B : 重心周りの慣性モーメント, I : 広義の質量, z : 飛行軸に直角方向の座標, θ : 飛行軸角, e : 広義座標, Z : z 方向の外力, M : 重心周りのモーメント, F : 広義の力, ω : 曲げ固有振動数, \cdot : 時間についての微分, ρ : 空気密度, S : 基準断面積, $2l$: 全長。

(1)の第1式は重心の上下運動, 第2式は重心周りの縦揺れ運動についての平衡式であり, 第3式が機体曲げ振動に関する広義座標を用いた平衡式であって, 外力

Z, M, F により互いの運動が連成されている。

与えられた機体についての諸数値（質量・剛性・速度・高度・空力特性など）を（1）式に代入して解が発散・収束する限界を求めれば、フラッタ（振動不安定）を起こす限界速度（フラッタ速度 u_F ）または限界剛性値を算出することができる。

（1）式より、

$$\xi = x/2l, \quad \epsilon = e/2l, \quad i^* = l/u_0 \quad (2)$$

の無次元変数を用いて変換すれば、

$$\left. \begin{aligned} \text{空力微係数 } C_{ij}, \quad \text{質量比 } \mu = m/\rho S l, \\ \text{比慣性モーメント } i = B/\rho S l^3, \\ \text{比振動数 } \omega_0 = \omega l^* \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

の無次元係数による無次元化基礎式がえられる。

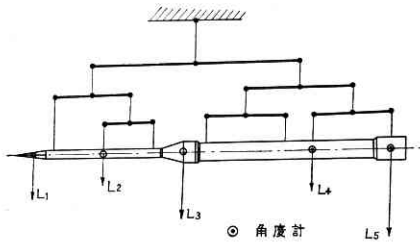
（b）ダイバーゼンス （1）式の解についての吟味および計算例によると、6型や8型の形状では1次の不安定は振動不安定でなく単調発散性（divergent）である場合が多い。この場合をダイバーゼンスと呼ぶが、このときは（1）の第2、第3式は次の形になる。

$$M=0, \quad I\omega^2 e = F \quad (4)$$

（4）の第1式は縦揺モーメントの総和が零であることを示し、第2式の右辺は機体曲げ変形に関し外力より算出した広義の力、左辺は曲げ剛性による復元力を広義座標で表現したものである。以上の考察では機体の曲げ変形は規準振動形態を用いることを前提としているが、ダイバーゼンスの場合には（4）を変えて、

$$(C_{ma})_e = \sum_i C_{Lai} \xi_i (1 + \theta_i / \alpha_0) \quad (5)$$

の形に表わすことができる。ここに C_{Lai} ：各揚力点の揚力係数傾斜、 ξ_i ：重心より揚力点までの距離の全長（2l）に対する比、 α_0 ：標準点の迎角、 $(C_{ma})_e$ ：有効のモーメント係数傾斜、 $\alpha_0 + \theta_i$ ：各揚力点の迎角。



第1図 ダイバーゼンスの模型計算

機体を弾性体とすれば揚力による曲げ変形により各揚力点の迎角は $(\alpha_0 + \theta_i)$ となり、 $(C_{ma})_e$ は機体を剛とした場合の値 (C_{ma}) より小さくなり安定は悪くなるのが一般である。前稿¹³⁾にも説明したように、（5）は静力学解析で θ_i を算出すれば解ける。また解析の別法として剛性についての相似模型を用いれば、第1図のように質量分布に対応したリンク装置で吊り下げて、一方空気力 L_i はその作用点の迎角に応じて加えるようにして、模型実験で慣性力の影響も考慮に入れたダイバーゼンス速度を求めることができる。

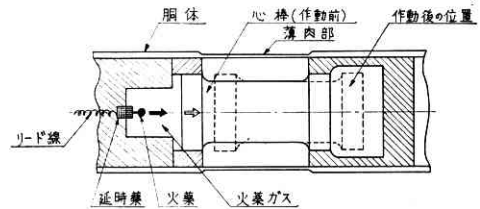
（c）模型機による試験 幾何学的外形・剛性分布・質量分布を相似にし（3）式の諸パラメータを相似にとった模型は、基礎式に関しては実機と同一になるから、この模型を飛ばせて実機のフラッタ特性を推定することは意義がある。このためカッパ6型以降では新機種開発に際しては原則としてモデルテストを実施してきた。第1表にはその種類を示す。

小型模型機は新機種実機と同等あるいはそれ以下のフラッタ速度を持つように設計して低角度で発射し目視と



第2図 フラッタ・モデル FT-80

カメラ撮影でその飛しょう軌跡の正常か否かを観察するが、FT-80, 120ではさらにテレメータ・加速度計・振動計を搭載して飛しょう特性を測定した。第2図はFT-80の写真である。このフラッタ試験は機体が破壊



第3図 剛性調節器

第1表 フラッタ模型試験機

機種	相似機	全長	重量	直径	縮尺	実験日	機数	備考
FT-122	K-6-RS	3.90 ^m	45 ^{kg}	122 ^{mm}	1/2.6	33年10月	2	茨城県大洗海岸
FT-50	K-8	1.27	2.5	50	1/8	34年7月	5	
FT-80	K-9	2.46	12.5	80	1/5	35年12月	2	計器つき
FT-120	K-9	3.70	40	120	1/3.5	35年12月	1	計器つき

する公算が大きく、はなはだ危険な実験であるから、危険範囲を冲合に制限するためと、十分弱い機体の実験を思い切って行なえるようにするために、FT-80, 120においては第3図のような延時薬付ブッシャで作動する機体剛性調節器を備え、発射後若干秒時の後に

機体一部の剛性を弱くする工夫をこらした。

(d) 固有振動特性 機体の曲げ振動特性は全般的に機体の強度剛性の判定値となり、またフラッタ解析のためには規準振動形態を求めることが必要である。そのためには理論・実験両方面の研究と試験が必要となる。第2表は8型、9型の曲げ振動数の計算値を示す。この程度の長い機体となると支持起振方法により特性が異なるので純粹の固有振動特性を実験的に求めるのが難しいので、なんらかの対策が必要である。

第2表 8型、9L型の機体曲げ振動数

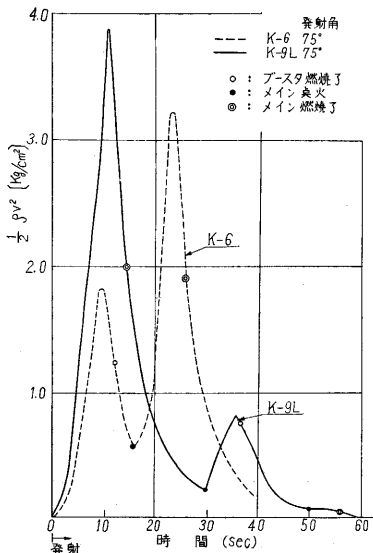
機 種	全長	重量	機体1次曲げ振動数	
			(ブースタ)+(メイン)	メイン
カップ8型1号	10.0 m	1.47 ton	7.6 c/s	32 c/s
カップ9L型	12.5	1.57	4.2	9

4. K-9Lの構造設計

9型(K-9L)は8型に直径150mmエンジンをメインロケットとして付け加えた初めての3段ロケットである。構造上の問題点と対策につき8型と比較しながら以下に列記説明する。

(a) 空力弾性 8型において空力弾性は重要な問題であったが、9型ではさらに細長比が大きく3段結合であり、一般に空力弾性上の条件が辛い。第4図の動圧特性に示されるように3段結合状態である第1ブースタ段階において動圧が最も高い。一般に動圧が高くなるにつれて空力弾性安定が悪くなるから、やはり第1段での安定性が一番の問題となる。前項で記したような安定解析を実施し、機体の1次曲げ固有振動数を4.5c/s、水平に第1ブースタを保持した際の150L先端の撓みを約

50mm、1段最高速時における空力弾性効果による安定モーメント係数傾斜(C_{ma})の減少量が33%、第1ブースタを固定とした場合の245・150L系としてのダイバーゼンス速度が1340m/sという程度に空力弾性の諸数値を抑えるために第3段メイン・ロケ



第4図 K-9Lの動圧特性

ット(150L)の全長と重量に制限を加えた。さらに前項の模型飛しょう試験の要項に従い、1/5および1/3.5のフラッタ・モデルを3機製作し、計測器と剛性調節器を組み込んで、35年12月に秋田で飛しょう試験を実施した。

実機より10~15%ほど条件の悪い状態においても機体はおおむね正常に飛しょうしたので、これにより9Lの空力弾性上の安全性を確認し設計を完了した。

(b) 空力加熱 8型の最高速度が1900m/s(マッハ数6)であるのに対し、9型の150Lの最高速度は2700m/s(マッハ数9)に達し、もちろんわれわれの未経験の領域であるので空力加熱は慎重な考慮を必要としたが、大局的には6型(マッハ数4.5)、8型の経験をもととし、(ρⁿv^m)の諸パラメータ値の考察と空力加熱による温度上昇の解析を基礎として、たいした困難もなく自信を持って対熱設計を進めることができた。

対策と実測の要点を列記すると以下のごとくなる。

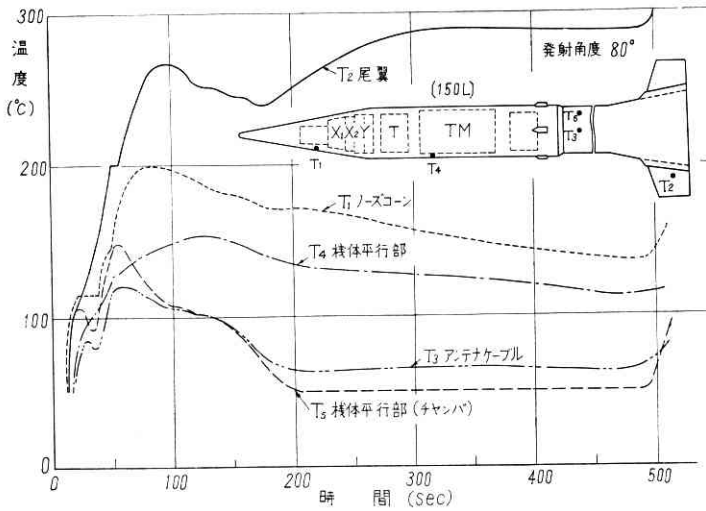
(1) 予想飛しょう特性からρⁿv^m、∫ρⁿv^mdt特性の考察と、代表点の温度上昇の解析とを実施し、その結果により対熱設計の全体計画を定め、飛しょうプログラム(点火・コースティングの秒時など)を検討する。

(2) ノーズコーン、尾翼などは代表点の温度が250°Cを越さぬよう部材寸度を決め、また要所にはコーティングを施す。

(3) 推葉温度が高くなると点火・燃焼に不安が生ずるので、特に最終段の150Lチャンバの温度上昇を防ぐ必要がある。そこでチャンバ外周に鋼板製外筒をかける案がまず検討され、東大工学部の小林繁夫助教授にもご相談したが、パネルフラッタの見地から好ましくないためこの案は断念した。次いでプラスチックのカバーをかける案が考えられたが、これについては幸い東大工学部の林毅教授より懇切なる全面のご指導をえて、フェノール樹脂・硝子ファイバのFRPカバーをかけることが実現した。これはバーナー焰を当てた程度では表皮が一層だけ炭化するのみであり、また熱伝導率も低いので、予想される環境条件に対し、(フェノール・カバー)+(チャンバ)+(レストリクタ)の防熱壁で推葉温度を50°C以下に止め得ることに、計算および模型地上試験で確信をえた。なお推葉については小型試験体で温度と衝撃に関する環境条件のサイクリングを行なったものについて地上燃焼試験を実施して特性を確かめてある。

(4) 温度実測結果の一部を第5図に示す。

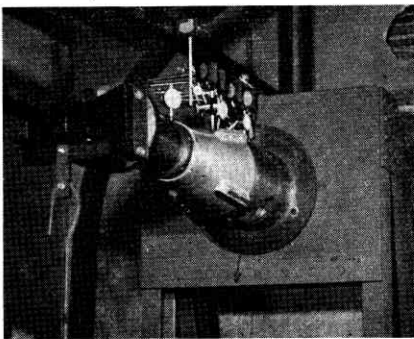
全体として上昇中の温度特性は計算値よりも若干(10秒程度)時間遅れがあるが、最高温度は推定とほぼ一致する。ノーズコーンや尾翼の温度はかなり高温になっている。チャンバのフェノール・カバーは有効である。露出ケーブルのまわりに塗付した耐熱塗料も有効で脱落した様子はない。計器は遮熱筒により熱絶縁が施してある



第 5 図 K-9 L 温度測定結果

ので、全飛行時間にわたって温度上昇は 15°C 以下である。要するにマッハ 9、境界層温度 2700°C の未経験の領域であったが、高空であることを考慮して諸解析を信頼して樹立した対熱設計がおおむね妥当であったといえる。

(c) その他 2 段および 3 段では機体はスピンをかけられているが、このための尾翼荷重は僅少であるの



第 6 図 接手部の剛性試験

で、強度上の対策は不用であった。ただスピンの機体曲げ振動および機体運動との振動連成を避けるためにスピン上限に制限を加えた。2・3 段間の接手には新形式の割目円板ネジ結合式の破壊接手と、張力ボルト結合部とが設けられた。第 6 図はその接手部の剛性試験中の写真である。

(d) 飛しょう結果 飛しょう試験 (36 年 4 月) の結果は機体は異状なく飛しょうし、テレメータによる温度・加速度・振動の記録も完全にとれ空力弾性・空力加熱とも設計はおおむね合格であることが判った。

5. 7 型の構造強度

ここでカッパ 7 型の構造強度を振り返って考察する。7 型は 420 エンジンを用いた初めての実験機であったが、糸川教授別稿のように発射後 10 秒で電波が絶え、機体に異常があったものと推定された。テレメータ記録

などを参考にして構造強度上の問題を点検すると下記のとおりである。

(1) 尾翼: 前縁部が重く組付けがやや弱い。静的負荷は 1 ton に耐え、まず十分であるが、アルミ鋳はクリープの原因となる。

(2) チャンバ: 初めての薄肉溶接チャンバで全体曲げおよび断面の剛性が懸念されたが、地上試験および解析で剛性は十分と判定された。

(3) 尾翼取付筒: アルミ合金鋳物で衝撃値が低く、安藤助教授の別稿 (48 ページ) のように脆性破壊の危険が大である。

(4) スリッパ: 「ランチャー」の稿 (46 ページ) で述べるように形状が不適当

で、レール先端でこじった形跡がある。

(5) 火焰の逆流: 「ランチャー」稿で述べる。逆流した火焰は機体下部を一瞬なめたが、そのための特別な損傷はないと思う。

(6) ランチャーレールのガタ: ロケットをレールへ取り付ける際のワイヤロープ操作のため、レールには 2 カ所に切込みがつけられ、滑走中に尾翼取付筒があたった懸念がある。

上記各項目について裏付けの実験や理論解析が行なわれ、改造がなされた。まだ十分な検討がし尽くされていないが、筆者の意見ではその後の 8 型の実験結果をもあわせ考えると、故障の原因は空力弾性や加熱のようなロケット本来の高級な現象でなく、上記の (3) と (6) などの項目の組合せによるものが最も可能性が強いと思っている。故障を起こしたのはたいへん残念であるが、ただこれらの考察を契機として多くの突込んだ研究がなされ、8 型、9 型完成への基礎が築かれた。

6. むすび

カッパ 6 H 型は 6 型と比較してブースタ長さが延びたもので構造上は、熱の問題は少なく、1 段での空力弾性が 8 型よりも条件が悪くて検討を要した程度で、その他には特記することはない。

8 型が完成したことにより観測ロケットの構造設計に対しかなりの資料と自信がえられたが、今後さらに性能を向上させるために基礎と応用の両面にわたって努力を重ねてゆきたい。

(1961 年 8 月 9 日受理)

文 献

- 1) 森大吉郎, 生産研究. Vol. 12, No. 12 (S. 35. 12), p. 504.
- 2) D. Mori, Proc. 1st Sympo. on Rockets and Astronautics, 1959, Tokyo, p. 136.