

カップロケットの構造について

—K-8を中心として—

森 大 吉 郎

1. はし が き

生研で開発してきた観測ロケットは最初のペンシル実験以来約5年を経過したが、本年度は標準的中型ロケットのカップ K-8 が完成し、機体設計の概略の基準が決まるとともに高度 200 km までの宇宙観測に供しうようになった。本稿では主として K-8 を中心として、K-1, K-3, K-6 等の機体と関連させながら構造上の諸問題を概観しようと思う。

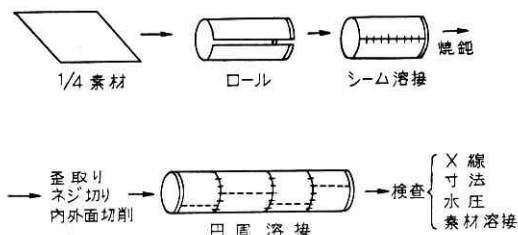
機体の構造上の要点は

(1) チャンバ, (2) 尾翼, (3) 機体曲げ剛性, (4) 空力加熱, (5) その他
等に分けられる。以下その各項について述べる。

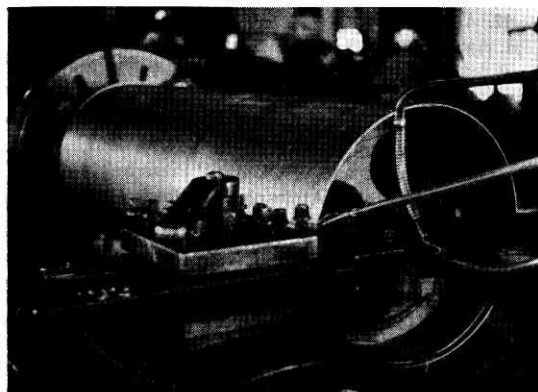
2. チャンバ

無誘導の固燃ロケットの構造上の最重要部はチャンバと尾翼である。チャンバの役目は

- (1) 推薬燃焼の際の内圧と熱に耐えること。
- (2) 胴体としての強度と剛性を持つこと。



第1図 K-8 ブースタ・チャンバの製造工程



第2図 切削中のチャンバ

である。K-8 のチャンバは第1図に示すように高張力調質鋼板をロールして溶接し、内外面と両端ネジを切削仕上の上、縦継ぎをして製作したものであるが、その特徴は

(a) 直径 420 mm, 長さ 4800 mm の軽合金チャンバは国内では現在製作が困難であるため調質鋼板の板巻き溶接方式を採用した。

(b) 重量軽減のため抗張力 85 kg/mm^2 という国内最高の高張力調質鋼板を試作して用い、またそれに適応した溶接棒と溶接方式を開発した。

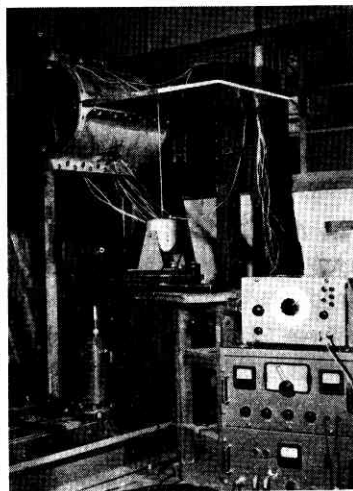
(c) 製品の真直度と真円度に関する要求が高い。

新三菱重工神戸造船所で初めての製作が行なわれ、苦心の末必要強度と精度の品が完成された。本チャンバに関し材料強度上の問題としては

1) 燃焼による内圧に対し、ある安全率で設計された板厚が約 3 mm である。この安全率や板厚対直径比 (t/D) の値は高压容器としては著しく低く、K-1, K-6 の場合と比較しても小さい。また working stress はかなり高い。

2) 推薬燃焼および空力加熱による熱の問題に関しても適当な考慮を要する。

3) 薄肉長尺であるから断面剛性および軸方向曲げ剛性が簡単な数式による計算式より極度に低下している可能性がある。断面扁平化の解析、模型および実寸チャンバについての強度剛性試験等の研究の結果、実機チャンバは断面変形を考えない簡単な計算式と比較して剛性低下が



第3図 尾翼の振動試験

10% 以下であり、まず実用に供しうると判定された。チャンバ(胴体)は機体全体の曲げ剛性や弾性安定を鮮明に左右する重要因子であるが、チャンバ寸度が弾性安定と関連して問題になってきたのは K-5, K-6 以降のことである。将来さらに大型のチャンバを開発するにあたっては最も注意、研究すべきところであろう。

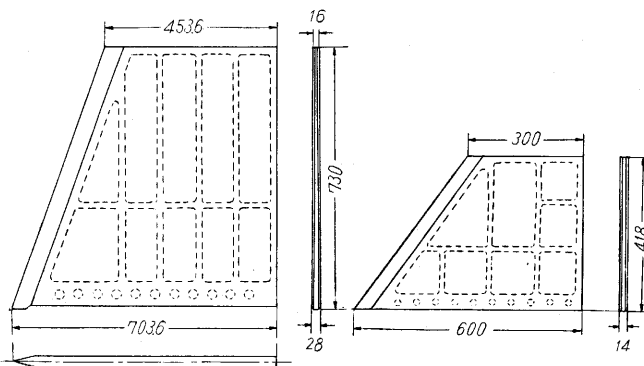
4) 材料の衝撃値は抗張力が高くなるにつれて低下するが、適当な熱処理を施した本チャンバ材料の衝撃値は

10 kg/cm² 以上であり、まず安全と判定された。将来さらに高張力の材料を用いるようになれば、衝撃値は一般に低下するから衝撃特性が一つの重要な因子となるであろう。K-6 チャンパまでにはこの衝撃値はほとんど問題になっていない。ちなみに K-1 は 4130 材の削出し、K-6 はアルミ軽合金材より切削で製作されているが、いずれも必要精度の維持に工作上の苦心が払われている。

かように材料・工作・構造（強度・剛性）のあらゆる観点から画期的で問題であった 420 チャンパは関係者の努力により見事に製品となり、推業の完成と相まって標準の中型ロケット K-8 の完成をもたらした。その意義はまことに大きいと思う。本方式チャンパが開発された結果、さらに大型高性能ロケットの製作も可能になった。

3. 尾翼

K-8 の尾翼構造は第 4 図のごとくである。翼面荷重ではブースタ尾翼で 1700 kg/m²、メイン尾翼で 800 kg/m² であり、動圧は 3~4 kg/cm² に達するから、通常の飛行機の翼と構造を異にするのも止むを得ない。基本構造はブースタ・メイン翼とも同一で軽合金の多桁枠に外板



(a) ブースタ尾翼 (b) メイン尾翼 K-8 の尾翼
第 4 図 尾翼の構造

を鈹止めしたもので、メイン尾翼の前縁と外板は空力加熱を考慮して 18-8 鋼を用いている。

尾翼の寸法は必要なる空力安定度より決定されるが、その構造は下記の負荷条件より設計される。

- (a) 予想される最大荷重、
- (b) 振動・フラッタ、
- (c) 空力加熱。

(a) 項では尾翼は機体にかかる横方向空気力の大部分を受け持つ。機体への横負荷は、発射時の運動、突風、機体偏心、推力偏心等の際に生ずる。各種の計測結果より総合して 2 段の中型の場合に最大負荷倍数 2~3g、1 段のメイン・ロケットの場合に 3~5g を想定して、それに対して安全なる強度を持つように設計している。K-8 程度の中型機の飛しょう中の応力測定によると、燃焼末期に 2g 程度の不規則な負荷が数秒間生ずることおよび飛しょう初期に軽い縦揺運動をすることが判って

いるが、他には特に著しい負荷は見られない。

(b) 項の振動・フラッタに関しては振動数の算定と振動特性の実測は行なっているが、フラッタを十分に解析するのはまだ実施していない。今後さらに尾翼重量の軽減化を計るにはまず尾翼フラッタが十分究明されるべきものと思う。ただし現在の構造が余裕のありすぎるものとは思っていない。

(c) 空力加熱の被害をもっともうけるのは尾翼と頭部で、このうち尾翼は温度上昇が烈しくかつ厚肉にし難いところであって、熱歪が生じ、座屈やフラッタを起こし易いので二重に警戒せねばならぬ。温度上昇については後述するが、その温度上昇に対して有害な熱歪や剛性低下を起こさないように寸度を定める必要がある。現在ではメイン・ロケットについては、だいたいの方針としては前縁部はインコネルまたは 18-8 のブロックにし、平行部は 18-8 の鋼板でその温度上昇が 250°C 以上にならぬように厚さを定めている。

4. 機体の曲げ剛性と振動

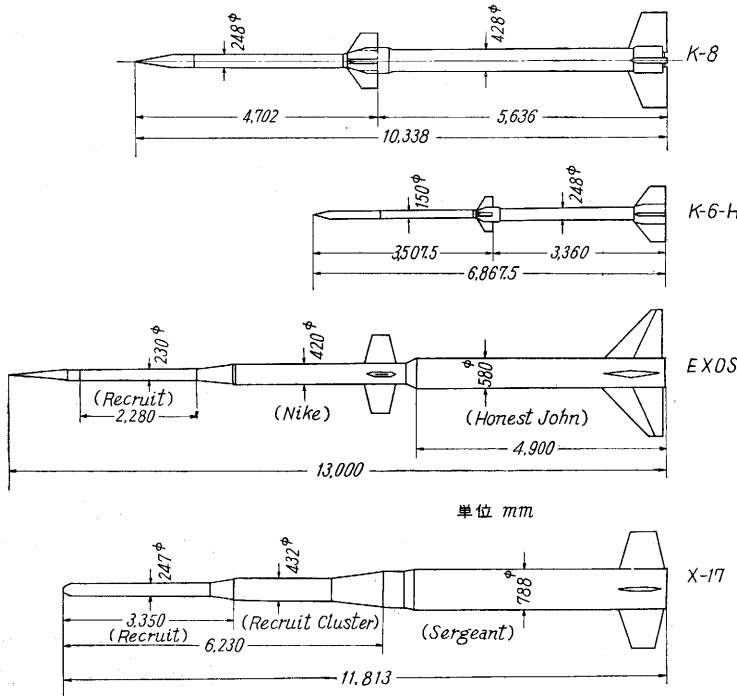
固体燃料を用いた多段観測ロケットの機体は細長くなるのが避けられない運命で、米国の Exos や X-17 等はいずれもかなりの細長比をもっている。カップ K-6、K-8 もこの例外ではない。性能の良い多段式ロケットとしては、この形式が一般に効果的であるためと思う。カップでは長さ対直径比が約 10 のエンジンが用いられているから 2 段式でも全体としては外国の 3 段程度に相当した細長比をもっている。その様子は第 5 図を参照されたい。細長いための構造上の悪影響を考えると、まずランチャー上で水平または 30~45 度程度に設置した場合に機体は自重で曲げ変形をし、先端は 10~50 mm あるいはそれ以上も低下する。このままの状態では発射すれば機体には当然ミスアライメント（偏心、1/1000 以下が望ましい）があるのが正常な飛しょうが難しく、分散特性が悪く横風の影響を受け易い。また発射（ランチング）そのものに差支えを生じることも有りうる。

次にチャンパはもともと重量軽減のため極力薄肉になっているから曲げ剛性は一般に不十分であり、細長い機体では曲げ剛性ははいよいよ相対的に低下する。その結果飛しょう中の空力弾性の安定特性が悪化する。第 6 図 (a) に示すように飛しょう中の機体の安定は、各揚力点の合成揚力 ($\sum L_i$) の作用点 (C.P.) が重心 (C.G.) の後方であれば安定であり、その安定度は下記のモーメント係数 $C_{m\alpha}$ で表わされる。

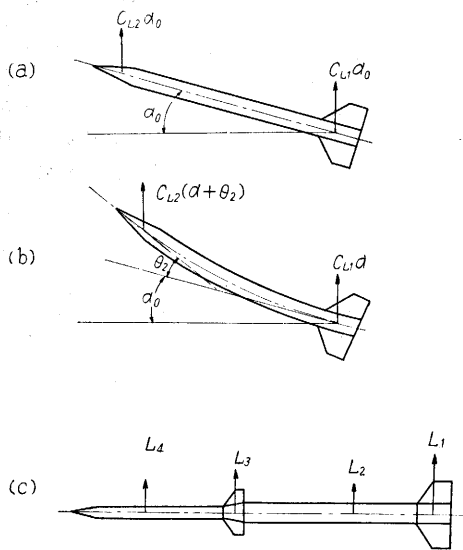
$$C_{m\alpha} = \sum C_{L\alpha i} \xi_i$$

ただし $C_{L\alpha i}$: 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 l に対する比。

以上は機体が剛体であると仮定した場合であるが、細



第5図 観測ロケットの外形



第6図 機体の空力弾性安定

長い機体の場合は曲げ剛性が低いため、後端の軸線が迎角 α_0 のときに前方は空気力（揚力）により (b) 図に示すように上方に曲げられ迎角は α_0 より増し、その結果また揚力は追加される。この相互作用により後端の迎角は α_0 であっても、前方の各揚力点の迎角は $(\alpha_0 + \theta_i)$ となりその結果有効な安定度は

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

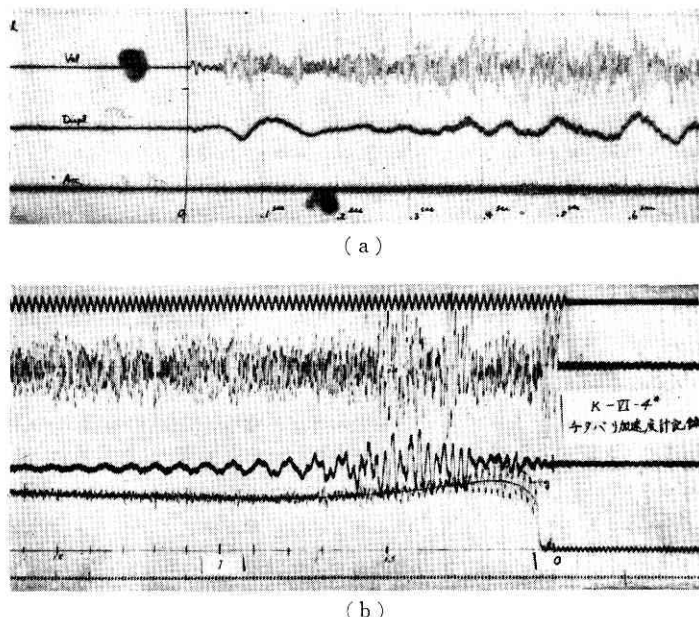
となり一般に C_{ma} より低くなる。 C_{ma} が 0 になればダイバーゼンス状態となり、機体は横方向に等加速度運動を

し、ついには迎角 α_0 は不定で際限なく増加し、飛しょうは不安定で機体は破壊するから、それは絶対に避けねばならぬ。この現象は動圧 (ρV^2) の大きいときほど起こり易い。多段ロケットでは (c) 図のように多くの揚力系があるので、機体の質量を考慮に入れて上記の θ_i / α_0 を解析するのはかなり困難である。対策として現在自重による慣性力を省略した場合の $(C_{ma})_e$ は概して安全則の判定値を与えるから、これを算出して概略の目安としている。

慣性力も考慮に入れた完全な Divergence Simulator は目下研究中である。K-6-H ($M=3.0$, 高度 5 km, ブースタ燃焼終了時) の計算例では C_{ma} と剛性を考慮に入れた上記の (慣性力は省略) $(C_{ma})_e$ との比は約 1.3 である。

第三の問題は振動的な現象である。多段ロケットでは曲げ剛性の低下により当然固有振動数が低下するから、飛しょう中に他の振動的な外力や縦揺運動等と連成すればたちまち振動不安定になる。また曲げ振動と縦揺・上下運動とが連成して起こす振動不安定 (ボディ・フラッタ) の危険は著しく増大する。前項のダイバーゼンスもボディ・フラッタの一部と考えられ、これらを含めたボディ・フラッタは構造設計者の最大関心事の一つであり、わが国では池田、鷺津、富田、市川、森などの研究者によりかなり多くの事項が判明した。カッパの新機種の試射においては、基礎解析とともに原則としてフラッタ模型機による飛しょう試験を実施して安定性を確かめてから実機の試射を行なっているが、それでも実機の試射を決定するにはかなりの決断と勇気を要する。K-6 あるいはモデル機についての多くの解析と経験なくして初めて K-8 あるいは K-6-H 等の試射を行なうとするなら、その細長い外形を眺めただけでは多くの構造専門家は発射をためらうことであろう。

振動の問題としてはこのほかにエンジン燃焼に伴う音響的な振動がある。これについては特に地上燃焼試験中のエンジンの軸方向振動の測定を行ない、また飛しょう中の高振動加速度の測定も行なったが、その結果 10~100 c/s, 200~500 c/s, 800~1500 c/s, 2~10 kc の大約 4 分野において最大 3~5g 程度の振動加速度が生ずることがわかった。第7図はその振動の測定例である。この振動により搭載計器が故障を起こすことが考えられたので、33 年より 35 年にかけて生研および計器担当会社において若干の環境試験装置 (振動試験機・衝撃試験機・加速度試験機・電気炉・真空槽等) を整備して搭載



(a) 地上燃焼試験中の振動 (245 エンジン)
 (b) 飛行中の振動 (K-6, タチバナ加速度計)

第 7 図 エンジン燃焼中の振動測定例

計器はすべて検査を行なうこととした結果、環境条件に
 ける故障は激減した。今後はなお環境試験装置の整備充
 実をするとともに、アンテナ・ケーブル等についても十
 分な考慮を払う必要がある。

機体の振動特性については加速度計と歪計による飛
 しょう中の値の実測や、可動線輪型振動試験機を用いて胴
 体や翼等の資料を全機種に亘って蓄積している。固有振
 動特性は安定解析の基礎資料であり、また剛性と安定性
 の予備的判定に役立つ。

過去の機体のうち空力弾性の上から特に関心の深い機
 体は K-1, K-5, K-6-R S, K-8-D, K-6-H 等
 である。

5. 空力加熱

空力加熱は観測ロケットの構造の最重要問題の一つ
 であるのでわれわれも最大の考慮を払い、慎重な対策を講
 じるとともに特性の実測に努めてきたが、K-6 および
 K-8 について機体温度の測定を実施した結果、マッハ
 数 6.5 までの飛行体の空力加熱については一応の目
 安を立てうる資料を得た。第 8 図は K-8-4 号機の各部
 の温度測定結果である。本図および他の測定より抽出し
 たこととしては

(1) 尾翼部およびノーズコーン部の温度上昇はもっ
 と顕著で、最大速度時の温度上昇は急激である。最高温
 度は燃焼終了後 5~20 秒に生じ、以後でもあまり低下し
 ない。機体平行部もかなり高温(100~150°C)である。
 ただし K-6 (マッハ数 4.5) では最高温度を過ぎると急
 に温度が低下する傾向がある。

(2) 搭載計器はかなりの防熱対策(コー
 ティング・硝子綿・ケース・絶縁材)を施
 してあったため 420 秒の全飛しょう中の温
 度上昇は僅少である。

(3) 外に露出したケーブル等も耐熱コー
 ティングを施してあれば温度上昇は 100°C
 前後に止まる。

(4) 落下時には着水の 10~20 秒前に著
 しい温度上昇があり、計器・テレメータ・
 レーダはこのために故障を起こす。頭部露
 出部の温度上昇は特に顕著である。(1 mm
 厚のアルミ板の場合 100~200°C/sec)

(5) 各測定点の温度は 250°C 以下に止
 まっており、対熱構造設計は妥当である。

(6) メイン尾翼部には周囲よりの熱を絶
 縁したストリップについて流れ方向 5 点で
 温度測定を行なったので、この結果より熱
 伝達特性を解析することができる。

一般には限られた機数(1~2 機)で、
 途中破壊することなく新機種を完成しなく
 てはならず、ともかく与えられた性能範囲

で安全に飛ぶ機体を造ることが第一条件なので、構造強
 度的には若干の余裕を持った設計をしていることは許さ
 れるべきであろう。実験場・機数・日時等の制約を考え
 れば、現在の設計はかなり効果的なものと信じている。
 しかも機体剛性と空力加熱の 2 点ではほとんどぎりぎりの
 設計をしているので、今後はその他の静的負荷・尾翼
 フラッタ等の見地からなお若干の改良の余地があればそ
 れを織り込んでゆきたい。

要するに観測ロケットの空力加熱の問題は設計上の大
 きな障害となることが喧伝され心配されてきたが、マッ
 ハ数 6.5 の K-8 程度までの機体に関する限り適当な
 対熱構造設計をしておけば案外さほどの困難なく切り抜
 けることが判明したし、今後マッハ数 10 程度に速度
 が上昇しても観測ロケット(上昇中)に関しては予想が
 つかなくて困るということはない。

ただ重量をさらに軽減化するためには、熱歪と剛性低
 下を考慮したより合理的な構造設計と、インコネル・チ
 タン・プラスチック・コーティング等の各種材料および
 その使用法についての開発とが必要で切望されている。

6. ランチャー

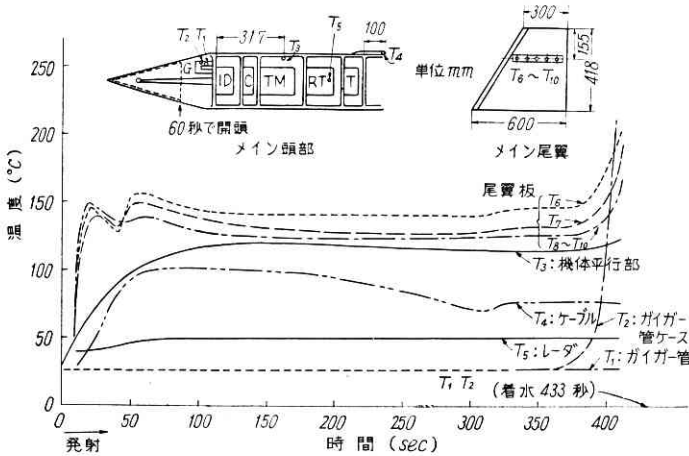
ランチャー(装置)の役目は大要下のごとくである。

- (1) ブースタとメインの結合、発射台への設置、観測
 計測器の装着整備。
- (2) 発射地点で、方向と上下角の設定。
- (3) 推進点火系の整備、計測器のスイッチ投入。
- (4) 発射。(レール上の滑走、離脱)

ロケットの新機種の開発に応じて設計してきたランチ

第1表 ランチャーの形式

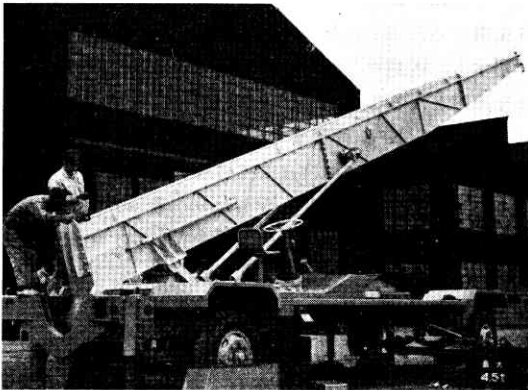
使用機種	形式	上下角	方向	ビーム長さ	有効ランチング長さ	重量	ロケット重量
K-1	発射点固定	手動	固定	1.5m	1.5m	300kg	40kg
K-150	発射点固定	固定	固定	5	3.5	150	70
K-3	移動式	手動	可変	4	1.5	600	220
K-6	発射点固定	電動ウィンチ	固定	7.5	5	1200	260
K-8	移動式	電動ホイスト	台車により可変	12	6	7500	1500



第8図 K-8-4号機の温度測定結果

チャーは第1表のごとくである。

最終作品のK-8用ランチャーを用いれば原則としてK-6以前のすべての機種種の発射は可能であるが、ロケットの開発に即応してランチャー設計も進んできた状態で予算・日限の要素もあるので各種の形式のが造られて



第9図 K-8 ランチャー

きたわけである。K-6 ランチャーは K-3 と比較してレールが長く重構造になり、設計・日限も切迫していたので移動式ランチャーは製作し難いと判断して発射点固定式を選んだが、その実際操作の経験から本型式は操作（ロケット装着・角度設定）と保守に欠点があることが判ったので、K-8 ランチャーは困難を排してホイスト付の重構造ビームを台車にのせた設計に踏み切った。すでに K-8 型5機、K-6 型2機の発射を行なったが、設定操作に若干の手数がかかることが難であるが、最初の試作にはまず満足すべきものと思う。第9図は K-8 ランチャーを示す。

ランチャー設計では下記が要点と思う。

- (1) 与えられた機種・発射角について、所要のランチング速度と分散特性に即応したレールの長さや配置、ブーム構造の設計、スリッパ・シューの設計。
- (2) 上下角設定方法、方向角設定方法、固定方式。
- (3) 牽引方法、ロケット装着方法、計器調整法。

7. むすび

以上 K-8 を中心として構造問題を概観した。K-8 の完成の意義は大きいがこの K-8 は (1) 420 チャンバ地上燃焼試験、(2) K-7、(3) K-8-D、(4) K 8 1、2 号機、(5) K-8-3、4 号機の最短距離の数段階を経て完成されたものであるが、構造の方面からは (3) の K-8-D の成否が最大のヤマ場であった。35 年3月に K-8-D がパスした時に、構造関係では K-8 の完成は8分通り予想されたことであった。

構造関係では所内では加藤教授、安藤助教授、工学部の山名・林・鷺津教授、航研の池田教授、富田助教授等の多くの方のご指導をえている。(1960. 11. 3)

正誤表 (11月号)

頁	段	行	種別	正	誤
13	右	12	(5) 式	$E = \int_0^{T_0} \alpha \alpha K (T_0 - t) dt = \frac{1}{2} \alpha \alpha K T_0^2$	$E = \int_0^{T_0} \alpha \alpha k (T_0 - t) dt = \frac{1}{2} \alpha \alpha k T_0^2$
28	左	下7	(1) 式	$= \frac{a^3}{D} \frac{f_1 \cos \theta + f_2 \sin \theta}{\sin \varphi}$	$= \frac{a^2}{D} \frac{f_1 \cos \theta + f_2 \sin \theta}{\sin \varphi}$
29		4	(8) 式	$\} - K_1 \} \cos \theta$	$\} - K_2 \} \cos \theta$
30	左	6	(15) 式	$= -\bar{\omega}_n$	$= -\bar{\omega}_{nn}$