

FRP ロケットの剛性について

富田 文治・鈴木 謙一

1. はしがき

ロケット飛しょう体の性能向上を、構造・強度上の立場から考えた場合、使用材料の選定あるいは設計の合理化等による構造重量の軽減ということが考えられる。そこで構造重量軽減の試みとして、ロケットのエンジン材料を従来の金属材料から FRP に変更する場合をとりあげ、FRP 変更に伴って生ずる強度上の諸問題の中、非常に重要な意義をもつ剛性低下の影響を空力弾性の立場から特にダイバージェンスについての解析を行ない、FRP 変更の可能性、安全性を検討し、ロケット飛しょう体の構造設計の一資料としたいと思う。ここでは計算モデルとして、近い将来 FRP 置換が試みられるという観測ロケット K-10 型の 2 段目エンジン、ならびに L-3H 型の 3 段目エンジンを FRP に変更した場合をとりあげて、その剛性低下がどのような影響をダイバージェンスに及ぼすか、またその安全性を検討した。

2. ダイバージェンス速度の計算方法

多段ロケットのダイバージェンス速度の計算式としては種々の方法 [1] [2] が提出されているが、ここでは Vernon L. Alley & Harper Gerring らが、仮定として

- (1) 非回転のロケットが一平面内で定常運動する
- (2) ロケット機体の弾性変形は単純梁理論に従う
- (3) ロケットを多数の集中質量に分割し、その集中質量に対応して、揚力が迎角変化に比例して生ずるような空力板 (aerodynamic panel) が存在する

の 3 条件のもとに、各集中質量に作用する力の釣合を考慮して運動方程式をたて、マトリックス表示法を使って導いた次の式 [2] を用いた。

$$\{F_n\} = q \overline{C_{N\alpha} S} \left[[1] + \begin{Bmatrix} m_r \\ M \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} x_{cp} - x_r \\ x_{cq} - x_{cp} \end{Bmatrix} \right] + \begin{Bmatrix} C_{N\alpha} S_r \\ \overline{C_{N\alpha} S} \end{Bmatrix} [1] \begin{Bmatrix} x_r - x_{cq} \\ x_{cq} - x_{cp} \end{Bmatrix} \times [\rho_{rn}] \{F_n\} \quad (1)$$

ここで

$\{F_n\}$: 分割された集中質量にかかる力

q : 動圧

$C_{N\alpha}$: 揚力係数傾斜

S : 基準面積

$[1]$: 単位マトリックス

m_r : r 番目ステーションの集中質量

M : 全質量

x_{cp} : 空力中心の位置

x_{cg} : 重心の位置

x_r : r 番目ステーションの位置

S_r : r 番目ステーションのパネル面積

ρ_{rn} : n 番目ステーションの位置に単位荷重がかかったときの r 番目ステーションの傾斜

[]: 行マトリックス

{ }: 列マトリックス

(1) 式からわかるように形式としては一般的な個有値問題として扱える. したがって (1) 式の各マトリックス部を計算し,

$$\{F_n\} = q \overline{C_{Na} S} [A] \{F_n\} \quad (2)$$

なる形にして, マトリックス [A] の個有値を求め, その個有値のうち, 最大個有値に対して得られる動圧 q を求めればよい.

3. ダイバージェンスに対する安全性

(2) 式から得られた q の数値がどのような値であれば安全であるかという判定基準の問題であるが, 判定基準の考え方には種々議論がある. ここでは以下に示すようにアメリカの各種ロケットの実験結果と解析結果の検討から得られた判定基準を使用する [1] [2].

1. $q/q_{div} \leq 1/2$

2. $x_{sm}/D \geq 1$ (極度に剛性の高いロケットに対する規制)

3. $x_{sm}/L/15 \geq 1$ (細長ロケットに対する規制)

ただし q : 飛行条件から決まる最高動圧

q_{div} : 計算から得られるダイバージェンス速度時の動圧 ((2) 式の最大個有値に対して得られる動圧)

x_{sm} : 静的安全余裕度

D : ロケットの最大断面直径

L : ロケットの全長

以上の三つの条件式を満足していれば, ダイバージェンスに対して安全であることが実験的に裏付けられている. これで安全か否かの判定ができるが, どの程度安全であるかということとはわからない. そこで更に安全の程度というものを考える. 安全性の程度の吟味にも種々あるであろうが, 一つの考え方として, 尾翼のダイバージェンスに対する面積の余裕度というものが考えられる. すなわち考えている標準設計時のロケットの尾翼面積を S_0 とし, 飛行条件その他のパラメータを固定したまま, S_0 を減少させていって, このロケットがダイバージェンスを起すであろうと予想されるとき面積を S_d とすれば, S_d/S_0 なるパラメータを安全性の一つの尺度と考えることができる. ここでは S_d を適当に選んでこの値に対する q_{div} を計算し, 上記の判定基準と照し合せ, その安全性の程度を吟味した. 判定基準の条件の中 (2)(3) についての検討は, ここではほとんど問題にならないので省略した.

4. 数値計算

(1) 式内の各マトリックスの各要素を計算するためには、ロケット機体軸に沿った剛性分布、質量分布、空力係数分布が必要である。K-10型およびL-3H型についての剛性分布、質量分布を示すと図1～図4である。ただし質量分布については、いずれも初段目燃焼

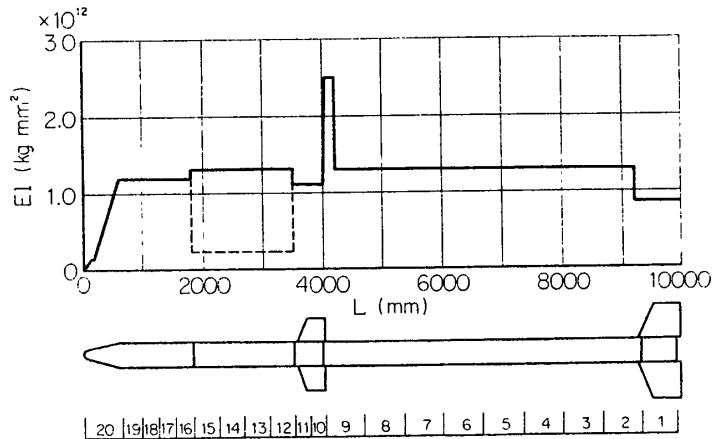


図1 K-10型剛性分布および分割表示図

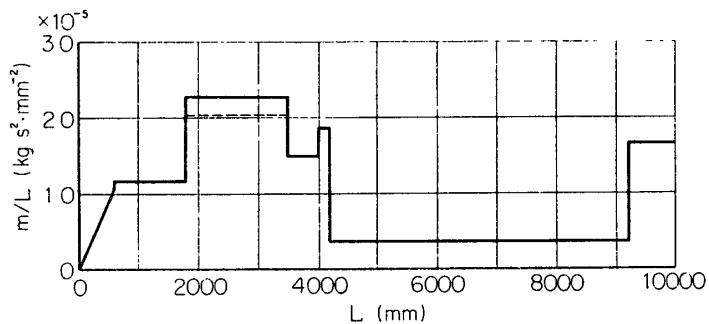
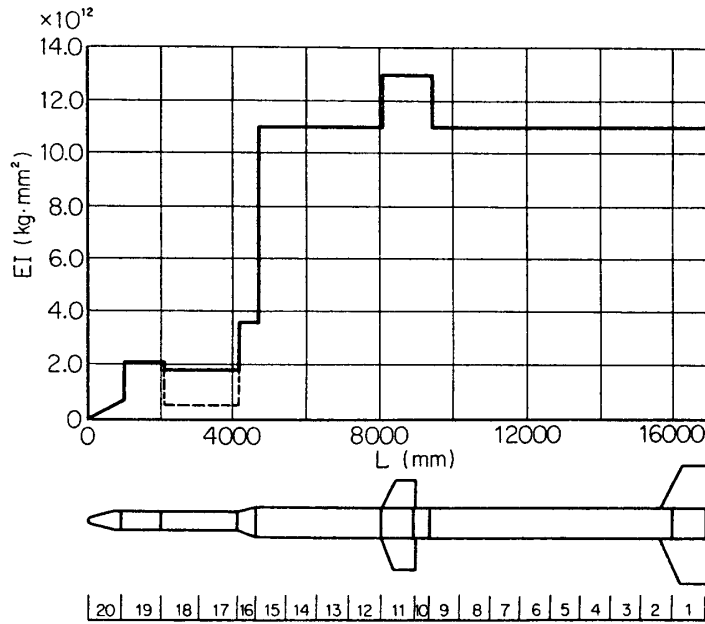
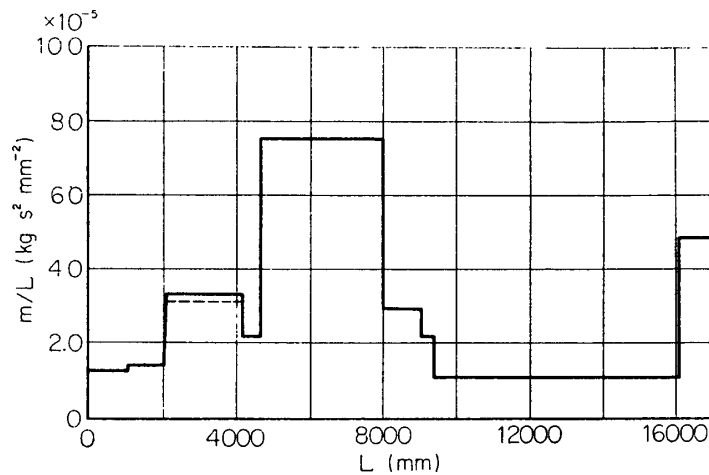


図2 K-10型質量分布図

終了時のときの状態である。図中実線が現在の金属材料の場合の分布、点線がロケットの上段部エンジンをFRPに変更した後の分布を示す。ロケットの分割個数は図1および図3の下段に示すように20個に分割した。空力係数についてはノーズ部、ドラッグコーン(段間結合傾斜部)、尾翼について求め、その他の平行部は $C_{N\alpha}$ が微少であると考えられるから省略した。ノーズ部、ドラッグコーン部、尾翼の $C_{N\alpha}$ を実験ならびに理論計算で求めた[3]。図5、図6にそれらを示す。図5で、実線で示されている曲線は機体全体の $C_{N\alpha}$ 1点鎖線の曲線は一段目切り離し後の全体の $C_{N\alpha}$ で共に風洞実験で求めたものである。これから各マッハ数におけるノーズ部、1段目尾翼、2段目尾翼の $C_{N\alpha}$ が求められる。図6についても同様である。計算データとしてはK-10型およびL-3H型ともに最高動圧になると思われるマッハ数に対する $C_{N\alpha}$ を選んだ。K-10型についてはマッハ3、L-3H型について

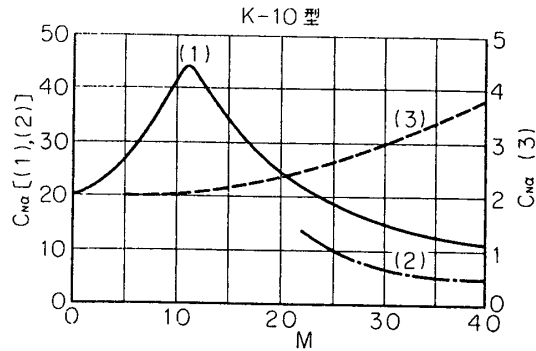


3 図 L-3 H型剛性分布および分割表示図



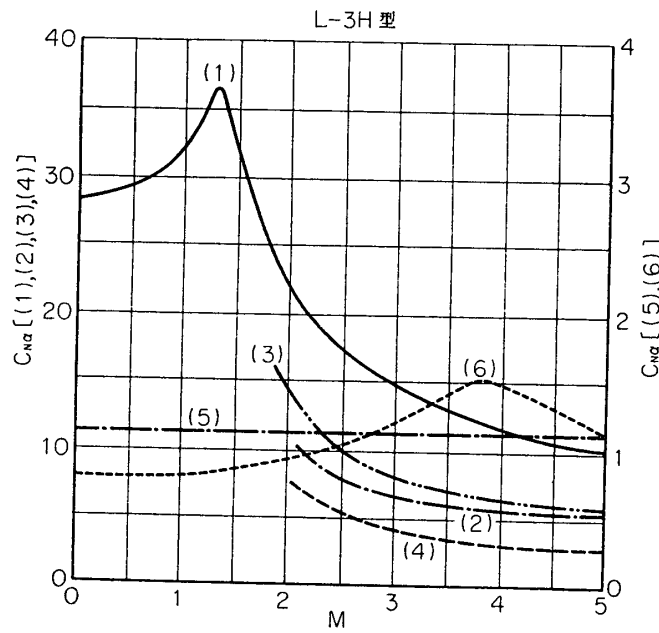
4 図 L-3 H 型質量分布図

はマッハ4のときほぼ最高動圧になるものとした。以上のデータを使用して計算を行なった。計算順序としては、まず現在の K-10 型および L-3 H 型についてダイバージェンスに対する安全性およびその余裕度を調べ、つぎに将来 FRP 変換が予想される上段エンジン部を、重量変化はないものと仮定し、剛性のみを種々に変化させた場合、そのダイバージェンスにおよぼす影響をみた。更に上段エンジン部を実際に FRP に変更した場合を想定して、静的（エンジン内圧）強度から要求される FRP の板厚から決まる剛性および重量で計算した。（この FRP 変更の場合、図 1～図 4 などからわかるように、変更部の剛性は $1/3 \sim 1/6$ に、



- (1) 1段+2段の機体全体
 - (2) 2段の機体全体
 - (3) ノーズ部: 理論計算
- } 実験値

図5 K-10型 $C_{N\alpha}$ vs. M 曲線図



- (1) 1段+2段+3段の機体全体
 - (2) 1段+2段の機体全体
 - (3) 1段目尾翼
 - (4) 2段目尾翼
 - (5) ドラッグ・コーン部
 - (6) ノーズ部
- } 実験値
} 実験計算
} 理論計算

図6 L-3H型 $C_{N\alpha}$ vs. M 曲線図

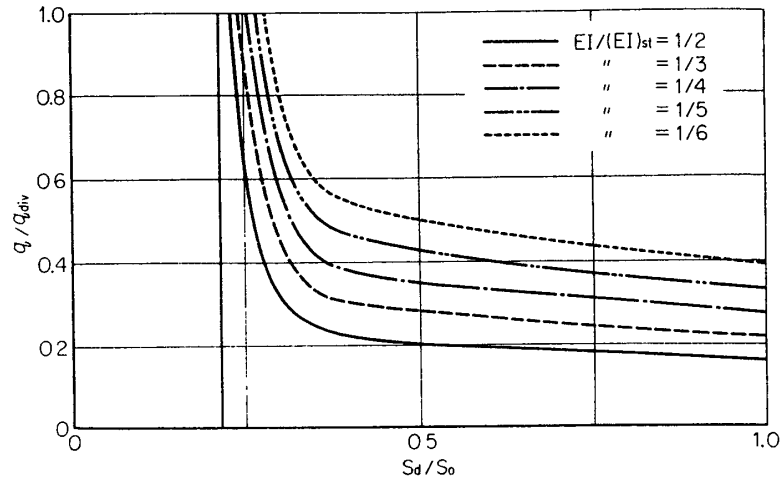


図7 K-10型1段の剛性変化によるダイバージェンス特性

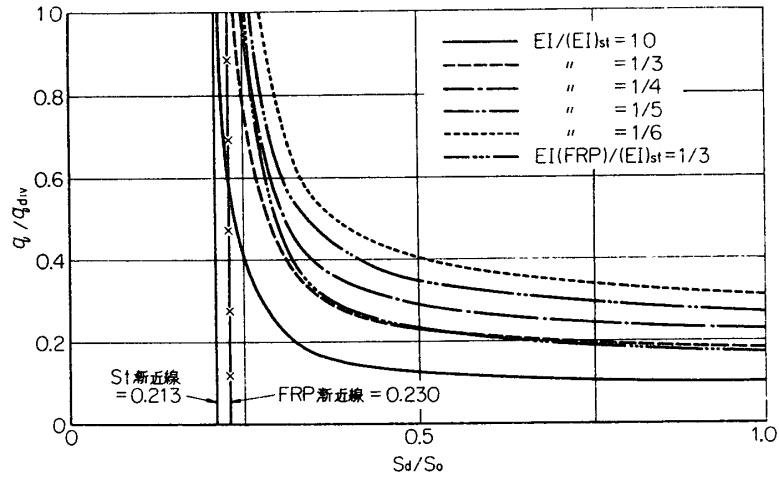


図8 L-3H型1段の剛性変化によるダイバージェンス特性

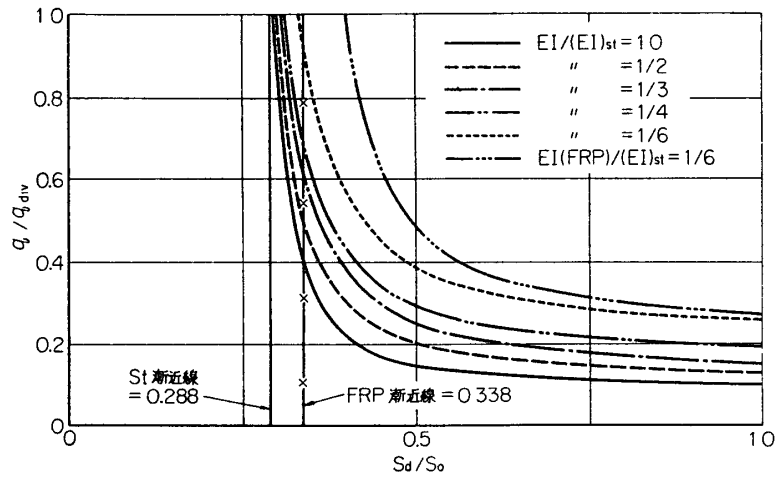


図9 L-3H型の1段+2段の剛性変化によるダイバージェンス特性

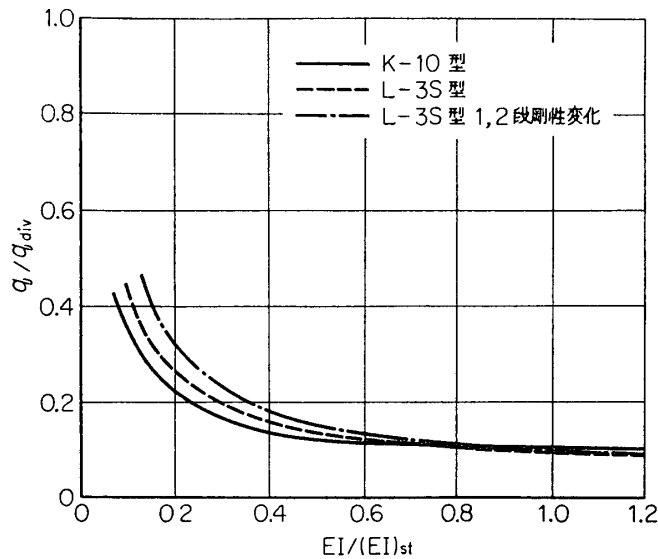


図10 K-10型 L-3H型のダイバージェンス特性

重量減は最終段だけで比較すると、エンジン性能を示すパラメータの質量比〔全質量/燃量質量〕で6~10%減少が見込まれる。)これらの計算結果を剛性変化 EI/EI_{st} (EI_{st} は現在の金属材料のときの剛性) をパラメータとし、尾翼の面積変化 S_d/S_0 を横軸にとって図7~図9に示した。図9は最上段一段エンジン部だけの剛性を変化させるだけでなく、更に剛性変化部分を増加させた場合の変化を見る意味でL-3H型の上段1段および2段目までの剛性を変化させて計算を行なった結果である。図10は図7~図9から剛性変化 $EI/(EI)_{st}$ を横軸にして示したものである。

5. 結 論

計算結果の図7~図10などから、現在のK-10型およびL-3H型ロケットがダイバージェンスに対してかなりの余裕度をもっていることがわかる。そしていずれも上段部一段エンジン部のみの剛性をかなり低下させても、その安全性が保持されることがわかる。しかも上段一段エンジン部だけでなく、二段目エンジン部まで剛性を低下させてもほぼ同じような傾向をもつことがわかった。

以上のことから

1. 現在のK-10型およびL-3H型ロケットについては、かなり安全度が高いので上段エンジン部の構造材料をFRPに変更させても、空力弾性的にはなお十分安全であり、したがって重量軽減をすることによって、性能向上を期待できる。

2. K-10型およびL-3H型の2種についてしか計算していないので、一般的な議論するのはむずかしいが、ロケットの構造自体あまり特殊で複雑な形状でないことを考え合わせると、現在K-10型およびL-3H型ロケットと同じような構造設計法で造られている我が国の他種の中型以上の多段ロケットについても、ダイバージェンスに対する余裕がかなりあることが予想できるし、こういった一連の多段ロケットの上段エンジン部のみをFRPに

変えて、その結果として剛性を低下させてもその影響は比較的少なく、ダイバージェンスに対して安全であり、性能向上が計れるということがいえる。

1968年8月14日 航空力学部

参 考 文 献

- [1] Clarence P: Young, Jr., A Numerical Method for Determining the Aeroelastic Divergence Characteristics of Unguided, Slender-Body, Multistage Launch Vehicles. NASA TN D-3893
- [2] Vernon L: Alley, Jr. and A. Harper Gerringer., An Analysis of Acroelastic Divergence in Unguided Launch Vehicles. NASA TN D-3281.
- [3] W.E. Buford: The Effects of Afterbody Length and Mach Number on the Normal Force and Center of Pressure of Conical and Ogival Nose Bodies, JAS, Feb., (1958)