

{II. 1. 9}

構造の立場から見た SSR ロケットの 性能向上の可能性について

池田 健・富田 文治
古田 敏康・酒巻 正守

Rossibility of Structural Improvement of SSR-Rocket

By

Ken IKEDA, Bunji TOMITA, Toshiyasu FURUTA and Masamori SAKAMAKI

Abstract: The small test rocket SSR, Which reached the altitude 25.8km in the latest flying test, is still possible to be improved from the structural point of view. From the results of the ground tests, the weight of some structural parts can be reduced and the reducible total weight is estimated about 30% of the total structural weight. It is shown that this weight reduction is also possible from the aeroelastic point of view. By this improvement, the increase of the maximum attainable altitude of SSR will be about 4.7km. Furthermore, this result is compared with the effects of aerodynamical improvement and of the improvement of the propellant.

1. は し が き

SSR は飛しょう実験が行なわれ、その結果から貴重な資料が得られた。しかし、ひるがえってこれを検討すると、性能向上の余地は当然のことながらかなり残っている。筆者らは構造上の立場から、さらに重量軽減の余地がどの程度残っているかを検討し、この結果それが性能（到達高度）の向上にどの程度寄与するかを調べてみた。また、われわれの専門分野ではないが、たとえば外形の変更などによって空気抵抗がもし、もっと減らすことができたならば、これが SSR ロケットの到達高度にどのように影響するかも調べた。また、さらに推進剤の燃焼速度をもっと減らすことができたならば、その結果ロケットの到達高度がどの程度増すかをもあらためて調べてみた。この結果は将来、本ロケットのような小型ロケットの性能向上の努力の方向に一つの示唆を与えるものとなることを期待したからである。

2. 強度上からみた SSR の重量軽減の可能性

SSR のエンジンの地上試験の結果から、その燃焼圧力や各部の温度上昇のデータを見ると、たとえばシリンダ壁などはもっと薄くとも強度上は十分である。また耐熱コーティングなどももっと薄くてもよい。ノーズコーンやノズルについても改良の余地がある。これらをまとめて第1表に示した。このような構造の改善を行えば、重量の軽減量として 4.55kg は可

能である。

第1表 SSR レーダ用機体の構造重量の軽減計画

構造部品	材質	現重量	軽減後の重量	改善の要点
胴体エンジン部***	61 S-T 6	5.65kg	3.38kg	肉厚 2.5mm を 1.5mm とする (chemical milling を用いる)
ノズル**	61 S-T 6 F.R.P. グラファイト	1.80	1.33	大部分を FRP 使用
鏡板*	61 S-T 6	0.52	0.34	材料を Mg 合金に変える
耐熱コーティング**	耐熱塗料	3.60	2.88	厚さ 2.5mm を 2mm とする
ノーズコーン**	FRP, Ni-Cr 鋼	0.68	0.55	厚さ 2.5mm を 2mm とする
計器台**	61 S-T 6	0.20	0.13	材料を Mg 合金に変える
尾翼およびシュラウド**	61 S-T 6	2.32	1.56	シュラウドに Mg 合金使用, 厚さ 2mm とする
ビス類, その他		0.50	0.50	
		15.27	10.67	

(注) * 印の多い方から軽減 possible の度合いを示す。

さて、以上の機体各部の重量の軽減を行なうにあたって、外形がもし変わらないとすれば重心位置の変動が心配になる。もしノーズに近い部分の重量軽減がなされたとすると、全機の重心は後方に移動し、風圧中心と重心の距離が短くなり不安定な方向になる。そこで尾翼面積を増して風圧中心を重心が後方に移動しただけ後方に下げる必要が生じよう。その際に尾翼面積の増加に伴う重量増加がある程度生ずる。すなわち、重心から ϵ の距離だけ前方にある部品が、 ΔW だけ軽量化されたとすると、機体の安定度を変えないために、尾翼面積の増大に伴う重量増加 ΔW_T が加わる。結局、実際の重量減少は、 $\Delta W - \Delta W_T$ となるわけである。 ΔW_T の量が大きければ重心より前方の部品の重量減少 ΔW はそれだけ効果を失うことになる。つぎにその点につき検討を加えてみよう。単段ロケットでは、迎え角のある場合の揚力は主としてノーズと尾翼にあるとして a をノーズ風圧中心と全機重心までの距離、 b を尾翼の風圧中心と全機重心までの距離とすると、重心より ϵ だけ前方における ΔW の重量軽減（重心より後方の場合を負にとればよい）と尾部における重量増加 ΔW_T による重心の後方への移動量は、 W を全機重量とすれば、

$$\epsilon \frac{\Delta W}{W} + b \frac{\Delta W_T}{W} \quad (1)$$

尾翼面積 F を ΔF だけ増したことによる全体の風圧中心の後方への移動量は

$$(a+b) \frac{C_{LN\alpha} \cdot C_{LT\alpha}}{(C_{LN\alpha} + C_{LT\alpha})^2} \cdot \frac{\Delta F}{F} \quad (2)$$

ここで $C_{LN\alpha}$, $C_{LT\alpha}$ はノーズおよび尾翼における揚力微係数（胴体断面積基準）である。もし、尾部重量の増加が尾翼面積にだいたい比例するとすれば、

$$\Delta W_T / W_T = \Delta F / F \quad (3)$$

ここで W_T は尾翼の重量である。(3) を用いて (1) と (2) を等しくすると、重量減少量は、

$$\Delta W - \Delta W_T \approx \Delta W \left[1 - \frac{\varepsilon}{a+b} \frac{(C_{LN\alpha} + C_{LT\alpha})^2}{C_{LN\alpha} \cdot C_{LT\alpha}} \cdot \frac{W_T}{W} \right] \quad (4)$$

一般にかっこ内の第 2 項は、第 1 項に対して数 % 以下の小量に過ぎないことがわかる。したがって、各部の重量軽減は機体の安定上の設計調整を行なったのちも、ほとんどそのままの量で機体全体の重量軽減に寄与することがわかる。

3. 剛性上からみた検討

上記のような強度上から重量軽減を行なった結果が、ロケットボディの空力弾性上からみて、安全であるかどうかを検討する必要がある。前項で述べた改善では、尾部は取付部のシラウドだけの改造で翼面の変更を含んでいないので尾翼フラッタの危険はない。ただ問題なのはボディ・ダイバージェンスについての検討である。

ここでダイバージェンス速度 v_D は次の二つの場合にわけて考える。

(1) 重量の減少分のうち、ノーズと尾部の風圧中心に近い部分の減少量は、ロケットの重量軽減のみに寄与して曲げ剛性には影響なく、また上記の部分を除いた胴体平行部の重量軽減は質量の低下には寄与せずに、曲げ剛性の低下にのみ寄与すると考えた場合。

(2) ロケットの重量軽減後も、ロケットの軸方向の質量分布および曲げ剛性の分布が改造前とまったく相似と考えた場合。

上記おのおの場合について、 v_D の低下の割合を検討してみよう。ここでもし他の要素が変わらなるとすれば、

(1) の場合は、

$$\begin{aligned} v_D \text{ の低下率} &= (\text{重量の軽減率})^{1/2} \times (\text{胴体曲げ剛性の低下率})^{1/2} \\ &= \sqrt{0.7 \times 0.6} = 65(\%) \end{aligned}$$

(2) の場合は、

$$\begin{aligned} v_D \text{ の低下率} &= (\text{胴体曲げ剛性の低下率})^{1/2} \\ &= \sqrt{0.6} = 78(\%) \end{aligned}$$

となる。ただし、ここでいう曲げ剛性は、ノーズと尾部の風圧中心で胴体を水平に支持した場合に、機体の自重によるこれらの支持点における傾斜角の差に逆比例するものをいう(本特集号“SSR の部品強度”の項参照)。

前節に述べた構造改良は、どちらかといえば(2)の場合に近いと考えられる。改良前のダイバージェンス速度は約 2,600 m/sec であるから、改良後は(1)の場合で約 1,700 m/sec、(2)の場合で約 2,000 m/sec となる。しかし SSR は最大速度は約 1,100 m/sec であるから、このように考えると改良後も機体の空力弾性はじゅうぶん安全と思われる。

しかしダイバージェンス速度 v_D の検討は、本特集号“シングルステップロケットの空力弾性特性”で述べているように*、ロケットの全飛しょう経路(ただしこの場合は燃焼飛行

* この報告では、ボディの空力弾性は燃焼終了時すなわち最大速度時より以前にクリティカルの状態の場合があることを指摘している。

中だけでよい) にわたって検討の要があることはもちろんである。

この検討の結果, 多少この空力弾性安定についてのマージンが少なくなる場合は, 尾翼面積の変更などによる構造改善が必要となろう。しかしながらその改善による重量増加は軽少のものであろう。

4. 他の改善対策による効果との比較

上記の強度および剛性上の見地からの改善対策も含めて, さしあたり考えられる対策としてつぎのようなものがある。

- A) 強度と剛性上の見地からの改善対策。
- B) 尾翼も含めた機体の外形の改善による空気抵抗の減少を期待するもの。
- C) 推進剤の燃焼速度を減少することによる飛しょう性能の向上を期待するもの。
- D) 推進剤の比推力増大による飛しょう性能の向上を期待するもの。

以上の諸対策がもしなされたとしたとき, おのおのについて性能計算をし, それらの場合の到達高度の増加を第 2 表に示す。

第 2 表

改善対策	到達高度の増加	備 考
A	5.0 km	構造重量が 5 kg 減少
B ₁	2.9	空気抵抗が 5% 減少
B ₂	6.2	" 10% "
B ₃	12.7	" 20% "
B ₄	16.5	" 25% "
C	1.2	燃焼時間が 25% 増加*
D	11.0	比推力が 10% 増加**

(注) * 比推力変化なしとする。
** 燃焼速度変化なしとする。

これらの結果を見ると, 構造の軽量化による性能の向上は, 実際上の限界として約 4.7 km にすぎないのに反し, 空気抵抗の減少による性能向上は, とくに著しいことに気づくであろう。ついで, 推進剤の性能向上すなわち低燃速化と比推力の増大による効果は, その困難さは想像されるところであるが, かなり大きい。本ロケットの今後の改良としては, 特に空気抵抗の減少に努力すべきものと思われる。空気抵抗の減少のためには次の 3 点による改良が期待される。

- a) ボディの各結合部のビスやリベットによる抵抗を少なくすること。
 - b) 尾翼面のアスペクト比を適当に選ぶなどの対策により, その空気抵抗を減らすこと。
 - c) 尾翼の 4 枚翼形を検討し, 要すれば 3 枚翼型を採用すること。
- などであろう。

5. あとがき

以上, SSR ロケットの性能向上の可能性を主として構造強度上の見地から述べ, ついで他の分野の改良による性能向上の可能性についても言及し比較した. 他の専門分野の改良については, 筆者らはその難易についてはここでは論ずることはできない. しかしながらこれらの諸般の改良の諸効果は結果として, それらが相加的に表われる部分のほかに, さらに相乗的效果が加わる部分が著しいことに着目すれば, 将来このロケットの飛躍的性能改良は, 十分期待できるところであろう.

1966年5月2日 航空力学部