

観測ロケットにおける構造上の諸問題 (その1)

池 田 健

1. はしがき

最近の航空学は推進機構と空気力学において驚異の進歩をなしつつある。すなわち、ジェットおよびロケットエンジンの大きな推進力により超音速で超高空の飛行が可能となり、また、空気力学は超音速および超音速の流れを理論的に解明し、その実験のため大規模な風洞が各国に作られている。

これに反し、構造設計と強度解析の研究は比較的遅れており、最近特に見るべき進歩はない。構造方面の急速な進歩なくしては、現在の推進機構と空気力学の分野の進歩を十分に高速飛行の性能向上に利用することはできない。ロケット飛翔体は、たとえ現在は人間の乗らないものであっても、将来の航空機の進歩の一つの方向を示すものである。筆者は生研で計画されている観測ロケットの構造設計に当り、諸外国のロケット構造設計上の資料の発表されているもの、およびわれわれの入手できるものいかに少ないかに驚き、かつ、設計の困難さを痛感した。本稿の目的は観測ロケットの構造強度上の諸問題を概説し、この方面の開発に対し一般の関心を促すと共に専門家の教示と援助の機会を得たいことにある。

2. 構造重量と性能

ロケットの上昇運動を決定するのは推進力と空気抵抗と重力である。したがって、到達高度を高くするためには初期全重量 (W_0) に対し燃料重量 (W_F) の割合を大きくし、残りの構造重量 (W_S) と搭載重量 (W_P) を小さくせねばならない。搭載重量 (pay load) は主として計器類であるが、この重量は与えられたものとすれば、問題は構造重量をできるだけ軽くすることにある。また、空気抵抗を小さくすることは空気力学上の問題であるが、空気力学上の要求を満足するような形状は構造の強さおよび構造重量と関連して解決する必要がある。上昇中のロケットの運動方程式は次のようになる。

$$\frac{W}{g} \frac{dv}{dt} = T - C_D \frac{1}{2} \rho v^2 A - W \dots \dots \dots (1)$$

ここで W はロケットの全重量、 v は上昇速度、 T は推進力、 C_D は抵抗係数、 ρ は空気密度、 A は胴体の最大断面積、 g は重力の加速度である。いま、 c を燃焼ガスの後方への噴出速度とすれば、 T は c と燃料の単位時間当りの燃焼量との積である。もし、全燃料 W_F が t_F 秒間に一様に燃えつくものとすれば

$$T = \frac{W_F}{t_F} \frac{c}{g} \dots \dots \dots (2)$$

ここで $c/g = I_P$ は Specific Impulse といわれる値で大体 200 sec^{-1} 程度の値である。全重量 W は燃料の燃焼と共に減少するから、時間の函数として

$$W = W_0 - \frac{W_F t}{t_F} = W_0 \left(1 - k_F \frac{t}{t_F} \right) \dots \dots \dots (3)$$

となる。ここで k_F は燃料重量比で、全燃料とロケットの初期全重量と比 W_F/W_0 を示す値である。

いま、 k_F のロケットの性能におよぼす影響を調べるために空気抵抗を無視した場合を考えてみる。Aerobee やわれわれの計画中の KAPPA 程度の大きさで到達高度 100km 程度を目標とするものでは空気抵抗の性能におよぼす影響は非常に大きく、到達高度におよぼす影響は数 10% にもおよぶが、ロケットが大型になるに従い重量および推進力は胴体直径の 3 乗に比例して大きくなるが、空気抵抗は 2 乗に比例するから、空気抵抗の影響は相対的に小さくなる。V-2 ロケット程度になると到達高度に対する空気抵抗の影響は 10% 以下になる。また到達高度が 10km 以下のロケットでは速度も小さいから空気抵抗の影響は少ない。(1) で空気抵抗を無視して、(2) および (3) を入れると

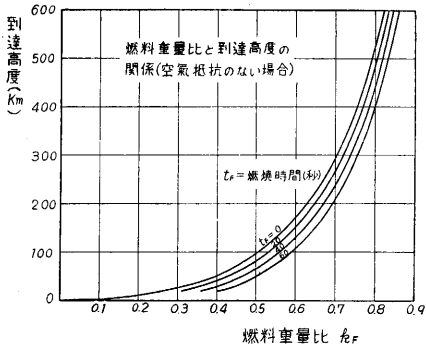
$$\frac{dv}{dt} = \frac{c k_F}{t_F} \frac{1}{1 - k_F t/t_F} - g \dots \dots \dots (4) \text{ (燃焼中)}$$

$$\frac{dv}{dt} = -g \dots \dots \dots (5) \text{ (燃焼後)}$$

となる。(4) および (5) は容易に解くことができるから、これを積分して、空気抵抗を無視した場合の到達高度 Z_{max} を求めると

$$Z_{max} = \frac{1}{2g} c^2 \left[\log(1 - k_F) \right]^2 + c t_F \left[1 + \frac{1}{k_F} \log(1 - k_F) \right] \dots \dots \dots (6)$$

となる。上式で第 2 項は負の値であるから、燃焼時間 t_F が余り大きいと到達高度の点で不利になるが、一方燃焼時間が余り小さいことは燃焼圧力を増し構造重量を増し性能を悪くする結果となる。上式で噴出速度 c の大きい燃料を選ぶことおよび k_F (燃料重量比) を大きくすることにより到達高度が高くなることが判る。 c は燃料によっても異なるが、現在の段階では 2000m/sec 程度のものが多い。 c をこの値に選んだ場合の k_F と到達高度 (真空中) の関係を第 1 図に示した。図に燃料の燃焼時間をパラメータとして曲線が画かれているが、固体燃料では 2~3 秒以下のものが多いのに対し、液体燃料ではその数倍以上



第 1 図

燃料重量比 k_F 、構造重量比 k_S 、搭載重量比 k_P 等を次式のように表わす。

$$k_F = W_F / W_0, \quad k_S = W_S / (W_S + W_F),$$

$$k_P = W_P / W_0 \dots\dots\dots (7)$$

ここで W_S は構造重量, W_F は燃料重量, W_P は搭載重量である。したがって, $W_0 = W_S + W_F + W_P$ このようにすると各係数の間に次の関係がある。

$$k_F = (1 - k_P) (1 - k_S) \dots\dots\dots (8)$$

第 1 表 液体燃料ロケットの重量比

ロケット名称	WAC-CORPORAL*	AEROBEE*	V-2
初期全重量	336 kg	484 kg	12,930kg
構造重量	123 kg	134 kg	2,950kg
燃料重量	202 kg	282 kg	8,850kg
搭載重量	11 kg	68 kg	1,130kg
構造重量比 k_S	0.38	0.32	0.25
燃料重量比 k_F	0.60	0.58	0.69
搭載重量比 k_P	0.033	0.14	0.087

* ブースタ(加速装置)を除いたメインロケットのみについて求めた。

第 2 表 固体燃料ロケットの重量比

ロケットの名称	AEROBEE のブースタ	DEACON
初期全重量	261 kg	81 kg
構造重量	143 kg	32 kg (推定)
燃料重量	118 kg	45 kg
搭載重量	—	4 kg (推定)
構造重量比 k_S	0.55	0.42 (推定)

ここで k_P は観測ロケットの場合には比較的小さいものであるから, k_F を大きくするには主として k_S を小さく

の燃焼時間を要する。V-2 や Viking では 60~75 秒におよんでいる。このように燃焼時間の多少によ

くすることに頼らねばならない。

さて、従来の観測ロケット中の液体燃料ロケットにおける k_F , k_P および k_S 等を公表されている資料²⁾ に基づいて求めたものが第 1 表である。これによると k_S は 0.25~0.38 で大型になるほど小さい値となっている。したがって、液体燃料ロケットでは構造重量比は 0.2 程度まで下げ得る可能性もっている。

次に固体燃料ロケットは地上発射の観測ロケットとしてはブースタ(加速装置)以外には外国では余り用いられていない。試みに Aerobee のブースタの例を見ると第 2 表のように k_S の値は 0.55 となっている。また、オネスト・ジョンは観測ロケットではないが、固体燃料を用いており、その重量比は公表された確実な資料はないが、大体初期全重量 3,000kg, 弾薬 1,000kg, 燃料 750kg, 構造重量 1,250kg, 最大マツハ数 M_{max} 1.5 と推定されるから, k_S は少なくとも 0.6 以上と推算される。なお、アメリカの Iowa 大学が Office of Naval Research と Atomic Energy Commission と協力して行っている気球発射のロケット Deacon は気球で約 20~30km の上空まで持ち上げ、その空気密度の小さい位置から発射して高度 90~100km まで達している。その搭載重量 W_P は精確には判らないが、約 5kg と推定すれば第 2 表に示すように k_S は約 0.42 である。この場合のロケットは空気抵抗および空力的加熱を構造強度の上に考慮する必要のないことにより比較的軽量の構造が得られたわけである。したがって、地上発射の固体燃料ロケットでは構造重量比 k_S は 0.5 程度をもつて現在の技術の段階では可能の最下限を示すものであろう。

このような固体燃料エンジンと液体燃料の場合との構造重量比の相違は主として、エンジン内における燃焼圧力の相違から生ずるもので、固体燃料の多くは最大燃焼圧力は 100 kg/cm² 以上であるのに対し、液体燃料では 20kg/cm² あるいはそれ以下とすることができるからである。そのために固体燃料エンジンはその圧力に耐えるための強さを持たせるため重くなり、一方液体燃料はその構造の複雑さ(燃焼の制御装置、冷却装置及び燃料の送り込み装置等が必要となる。)にも拘らず圧力が小さいため軽量に作られるものと思われる。したがって、将来さらに高性能のロケットを得るためには当然液体燃料エンジンを使用すべきであろう。しかし、100kg 以下の非常に小型のロケットでは液体燃料ロケットは構造の複雑さのため固体燃料ロケットより重くなるであろう。

以上の議論は主として 1 段ロケットの場合であるが、多段ロケットを使用すれば、ロケットの全重量は増すが、その性能は著しく改善される。しかし、燃料が液体と固体のエンジンの重量上の優劣は 1 段の場合と同様である

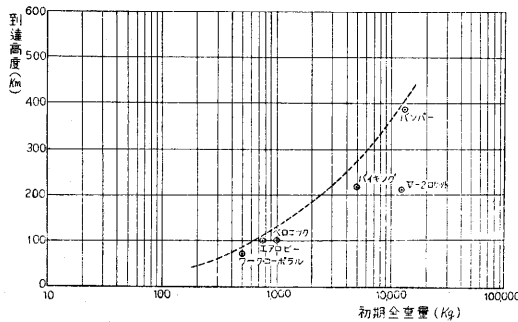
3. ロケットの大きさや性能

すでに述べたようにロケットの性能向上は燃料重量比

をできるだけ大きくし、構造重量比と空気抵抗を減らすことによりなされる。また、ロケットが大型になるに従い空気抵抗の重量や推進力に対する比率が小さくなることもすでに述べた通りである。すなわち、直線寸法でロケットが2倍の大きさになることは空気抵抗が半分に減ったことに相当する。

また、大型ロケットでは外板を比較的厚くすることができるから、同じ上昇性能に対し空力的加熱(aerodynamic heating)による外板の温度上昇と材料の強度低下を少なくすることができる。

さらに、一定の搭載重量に対し全重量が大きくなると k_F (搭載重量比) が小さくなり、したがって (8) で見られるように燃焼重量比 k_B が増加することとなり、結局上昇性能が向上する。



第2図 ロケットの大きさと到達高度

要するにロケットの大型化は空気抵抗の相対的減少、空力的加熱の軽減、燃料重量比の増加を来す点において有利となる。すなわち、ロケットの到達高度の要求が高まるにしたがい大型化が必要となり、これに伴いロケットの全重量は大きくなる。第2図は従来の観測ロケットの公表された資料²⁾に基づいて、初期全重量 W_0 と到達高度の関係をプロットしたものである。図でワーク・コーポラルとエアロビーは2段ロケットで最初の1段はブースタで固体燃料であるが、メイン・ロケットは他のものと同様にみな液体燃料である。ワーク・コーポラルのブースタの精確な重量は不明であるが170kgと推定した。V-2は非常に大型にもかかわらず最大到達高度は212kmであるが、この先端にワーク・コーポラルを付けて2段ロケットとしたものはバンパー (Bumper) と称し高度389kmに達している。第2図中の点線は従来の技術で2段ロケットとしての一定重量に対して到達し得る高度の限界を示したもので、今後の技術の向上により変り得るものであるが、現在の段階における一応の限界を示すものである。

さて、国際地球観測年におけるロケット観測は高度100km以上を要求されている。これに用いる地上発射の2段ロケットとしては常識的に見ると初期全重量500kg以上のものを一応の目標とすべきである。しかし、われ

われは100km以上の到達高度を持つ観測ロケットとして初期総重量350kg程度の固体燃料の3段ロケットを糸川教授の提案により計画中である。比較的小型でしかも固体燃料であるという欠点を多段ロケットの長所をもって補う方針である。すなわち、固体燃料で第2図の点線以上の性能を得る手段としては現在のところ3段ロケットの採用以外にない。しかし、そのためにはロケットの多段化に伴って構造上ばかりでなく、空気力学的にも運動力学的にも、多大の困難を伴うことは覚悟せねばならない。

4. ロケットの材料

ロケットが音速をはるかに超えて飛翔する場合、ロケットの外皮近くの空気層は圧縮と摩擦のためかなりの高温になる。この外皮に近い部分の空気層、すなわち、境界層の温度上昇については流体力学の理論により明らかにされている³⁾、それはその部分の流れが乱流であるか層流であるかによっても異なるが、その温度上昇を少し安全側に見積ると大略次式によって与えられる。

$$\theta_{W_{ins}} - \theta_{\infty} = 50M^2 \dots\dots\dots (9)$$

ここで $\theta_{W_{ins}}$ は境界層の温度 $^{\circ}\text{C}$ 、 θ_{∞} はロケットから離れた外気の温度 $^{\circ}\text{C}$ で $\theta_{W_{ins}} - \theta_{\infty}$ は境界層の温度上昇を示す。 M はマッハ数 (速度と音速との比)。例えば $M=3$ の場合は境界層の温度は約 450°C となり、 $M=4$ の場合には約 800°C となる。この境界層の温度が外板に伝わると外板の温度上昇をきたす。この温度の伝わり方は速度と空気密度の大きいほど早く、また、外板が薄いほどその温度上昇が早い。観測ロケットでは、外板は境界層と同一の温度とならない中に急速に密度の高い空気層を抜け出で、熱伝達の非常に少ない空気の稀薄な上空に上がる。それでも、パイキングでは 320°C の温度が記録され、V-2では外板の最高温度は約 $250/t$ (ここで t は外板の厚さ mm) であったと報告されている。すなわち、外板の薄い場合ほど温度上昇は甚しい。(空力的加熱の理論計算については稿を改めて報告する予定。)

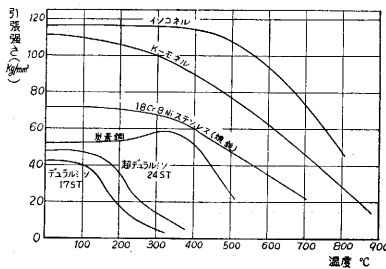
この空力的加熱の程度はロケットの性能と構造法によっても異なるが、ロケットの使用材料はこのような加熱に十分耐えるものでなくてはならない。

また、ロケット・エンジンの燃料の燃焼温度は約 2500°C 程度であるから、エンジンの材料もこの燃焼による加熱に耐えなければならない。液体燃料エンジンは燃料自体による冷却方法がなされるが、固体燃料エンジンでは燃焼時間が長くなるほど、エンジン材料の温度上昇は甚しい。このエンジン部の温度は 500°C を余り超えないことが材料の点で望ましい。

しかし、観測ロケットや誘導弾では普通高速ジェット機のエンジン部のように長時間の使用に耐える必要はない。これらの飛翔時間は短く、しかも1回だけの飛翔にその構造が耐えれば十分である。したがって、材料は長

時間のクリープ強さや疲労強さは不要で、短時間強さだけあれば十分である。

さて、普通の航空機の構造に最も利用されているジュラルミン (17ST) および超ジュラルミン (24ST) は 200°C で急速に強さを減じ、650°C で熔解する。したがって、高性能のロケットの外部構造には軽合金は使用されない。炭素鋼は熔解温度が約 1600°C であるが、400°C 以上になると急速に強さを減ずる。しかし、炭素鋼は一般に 300°C から 350°C 付近の blue heat の状態で常温よりやや強さを増す性質があるから、加熱がこの温度以下であることが予想される部分にはこの種の材料も使用される。これらの材料よりさらに高温での使用に耐える材料としてはクロム・モリブデン鋼やステンレス鋼等がある。



第 3 図 各種材料の温度と引張強さの関係

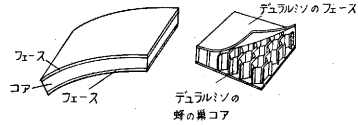
これらの材料は焼入れにより常温および余り高くなく温度で著しく強さを増すから、加熱が余り甚しくない場合にはこのような熱処理による強度増大を利用するのがよい。しかし、この場合に温度が焼鈍温度に近づくに従いその強さが急激に減少し、初めから焼鈍した材料の強さに近づくことに注意せねばならない。

さらに高温特性のよい材料としてニッケル合金のインコネル X (73% Ni, 15% Cr, 7% Fe および少量の Co, Ti, Al) や K-モネル (67% Ni, 33% Cu) 等がある。第 3 図にこれらの材料の温度特性を示す。

また、特に高温に耐える材料としてタングステン (熔解温度 3300°C) があるが、大量に入手できないことと比重 (19.1) が大きい欠点がある。また、チタンは熔解温度 1800°C で比重 4.5 で、その合金は常温で 100~140 kg/mm² の強さがあり高温での特性もよい。しかし、現在のところこれを構造材料として利用するには成形、熔接および量産の点で研究の余地が残されている。将来の高温材料として有望である。

他の非常に高温に耐える材料として陶磁器材料 (セラミックス) がある。これはすでにロケットエンジンのほかにガス・タービンの加熱面の被膜として大いに利用されている。最もよい性質のものは beryllium oxide BeO および Zirconium ZrO₂ を主とした酸化物である。比重は前者は 3.0、後者は 4.9 で強さは 1000°C でそれぞれ 10kg/mm² および 17.5kg/mm²、ヤング率はそれぞれ 17,500kg/mm² および 14,000kg/mm² である。したがってセラミックスはいかなる金属材料より高温時の

強度が高い。しかしながら、セラミックスは非常にもろく衝撃に対して弱く構造材料として全面的に使用することはできない。ただし、エンジン内面の被膜とし非常に重要かつ有望な応用がある。この場合従来はその主な目的をエンジン内面の酸化防止においているようである。



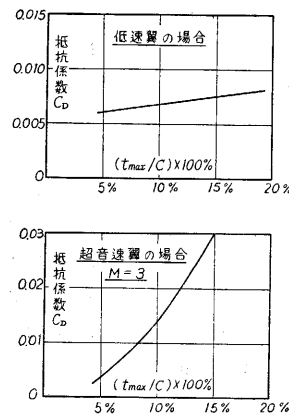
第 4 図 サンドウィッチ構造 (現在のところ高温における強さは十分でない)。

以上のほかに非常に軽くて強さの十分な材料としてガラス、ファイバを含ませた強化ポリエステル (FRP) の利用や軽い材料を中間

に入れて両面に薄い金属板を張ったいわゆるサンドウィッチ構造 (第 4 図) の利用が考えられるが、これは速度が音速を余り超えないロケットの胴体や翼には使用される。(ベビーの構造の一部には強化ポリエステルを使用した)。理由は高温において強度の十分なプラスチックおよび接着剤の生産が工業的規模になるのは将来のことで、現在のところ高温時の強度は十分でない⁴⁾。しかしわれわれはこの種の材料の強度の割合に軽量である点に魅力を持つが故に、その将来の改良に対し期待をかけている。

以上は主としてロケット構造の主要部材について述べたもので、加熱の影響の防がれている内部構造には Al 合金、マグネシウム合金またはプラスチック等軽量な材料を適当に利用することは差支えない。

また、ここでは材料の強さのみを論じたが、ロケットの計器室の外板等には挫屈強さが必要でこの場合には材料のヤング率 (剛性) が大きいことが望ましい。ところが、温度の上昇による材料のヤング率の低下は引張強さの低下より一般に甚しいことに注意せねばならない。しかし、残念ながらこのヤング率の低下について発表されている資料はきわめて少ない。



第 5 図 翼の抵抗係数 (t_{max}) は翼型の最大厚さ、 C は翼弦。超音速の翼の抵抗 (迎角零の場合) は、例えば対称のダブル・ウェッジ型翼で

5. 翼構造

低速の翼と超音速の翼との根本的な相異は後者の翼の厚さは前者に比して翼型を薄くすることを強く要求されることである。低速翼においては翼の最小抵抗 (迎角零の場合) は翼型の厚さを増しても余り増加しないことは第 5 図の例を見ても明らかである。しかるに超音速の翼の抵抗 (迎角零の場合) は、例えば対称のダブル・ウェッジ型翼で

は次式で示される係数 C_D と速度の自乗に比例している⁵⁾。

$$C_D = \frac{4}{(M^2 - 1)^{1/2}} \left(\frac{t_{max}}{C} \right)^2 \dots\dots\dots (10)$$

ここで t_{max} は翼型の最大厚さ、 C は翼弦、 M はマッハ数 (速度と音速の比) である。

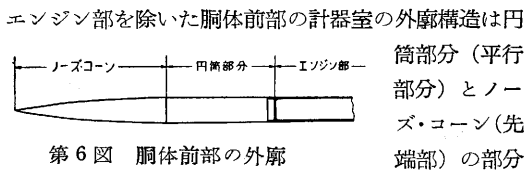
すなわち、低速では10%厚さの翼は6%厚さの翼の抵抗の14%だけしか増さないのに対し、超音速翼では翼の厚さが2倍になると抵抗は4倍となる。したがって、超音速ではできるだけ薄い翼を採用することが、低速の場合より特に重要性を持つことになる。

しかし、薄い翼型を用いると、翼の曲げに対する強さおよびフラッタ (高速における翼振れ現象) 防止を保証するための外板は厚くせねばならない。そこで抵抗の減少と重量の減少の両者を考え合わせて適当な翼型を選定することが必要となる。

超音速飛翔体の翼には余り薄い外板は不適當であるという理由の第一は以上述べた空気抵抗の減少のために薄い翼型を採用せねばならないこと、第2には薄い外板は空力的加熱と外力により膨みや凹みが生じ易く、超音速ではこれによる空気抵抗の増大が大きいこと、第3には空力的加熱による材料の強度およびヤング率の低下が薄い外板の場合に著しいこと等である。

非常に薄い外板を用いた構造は戦前の10年間の航空機に全盛を極めたが、最近の航空機はその高速化と共に厚い外板の構造を採用する傾向が顕著に表われつつある。この薄い翼型で比較的厚い外板を採用することは、翼構造の solidity (材料の断面積と翼型の断面積との比) が1に近づくことを示す。すでにある種のロケット (誘導弾) の翼ではベビー・ロケットにおけるように完全な中実翼が用いられている。KAPPA ロケット程度のロケットでは挫屈と熱変形を防げる程度の比較的厚い外板で、内部に適当なウェブを配置した構造で、普通の航空機よりは solidity の大きいものとなる。この種の厚壁また中実の後退翼または三角翼の強度計算法の研究は米英において盛んに行われている。

6. 胴体の構造



第6図 胴体前部の外廓

に分けられる (第6図)。円筒部は発射時の加速度による圧縮とノズル部分の空気抵抗 (ロケットでは抵抗の大部分はこの部分による) による圧縮に耐えなければならぬ。常温でこれだけの荷重を考えると、比較的薄い外板で十分であるが、空力的加熱によるヤング

率の低下による挫屈荷重の減少を考慮して、適当に板厚を増さねばならない。

ノズル・コーンはロケットの空気抵抗の大部分を受ける部分であるから、円筒部より厚い外板とし空力的加熱にも十分耐えるものでなければならない。この部分の強度計算には徳川武定教授の潜水艦の耐圧強度の輝かしい研究業績が良い参考資料となる。

一般に計器室全体の構造について、外板のみで補強材のほとんどない純張殻構造に近いものがよいか、適当な間隔に補強材を配した半張殻構造がよいかは主として次のような観点から決定される。

- a) 計器類を計器室の中心を通る支え軸に取付けるか、または周囲構造に取り付けるかいずれかによる。周囲構造に計器を取り付ける場合は半張殻式の方が、その取付部に補強材を利用することができる。
- b) ロケットの組立後に外部からの点検や調整の必要の有無によっても異なる。その必要のある場合は半張殻式の方が取り外し可能な窓を設けるのに都合がよい。
- c) 純張殻構造の採用は小型ロケットの場合には、組立作業上の不便は少なく、また構造重量も軽い。

いずれの構造様式にせよ、超音速の飛翔体の構造においては空気外力は外板が主として負担するものであって、低速下の構造におけるように挫屈し易い薄い外板で皺の発生後の外板の耐荷力を期待するような構造 (1930年代の航空機構造力学はこのような構造の研究に重点が置かれた) は採用できないことは翼構造の項に述べたと同様の理由による。(未完) (1956. 2. 22)

文 献

- 1) G. P. Sutton; Rocket Propulsion Elements, New York, 1949.
および F. J. Malina and M. Summerfeld, The Problem of Escape from the Earth, J. A. S., Vol. 14, No.8, 1947.
- 2) K. W. Gatland; Development of the Guided Missile, 2nd edition, London, 1954.
および H. E. Newell; High Altitude Rocket Research, New York, 1953.
- 3) 例えば H. B. Squire; Heat Transfer Calculation for Aerofoils, R & M1986, 1942参照
- 4) 筆者および古田敏康; 本誌別稿参照
- 5) 例えば W. F. Hilton; High Speed Aerodynamics, London, 1951 参照
- 6) 徳川武定; 造船協会会報 67号, 昭和15年12月