

# 観測ロケットにおける構造上の諸問題 (その 2)

——本誌 4 月号 (ペビー-S, R 特集) より続く——

池 田 健

## 7. 空力的加熱 (Aerodynamic Heating)

超音速飛行のロケットにおける強度上の最も大きな問題は空力的加熱による機体表面の温度上昇の問題である。

この温度上昇は i) 材料の強度低下, ii) 外板の熱変形による空気抵抗の増加, iii) 機体各部の温度差による熱応力の発生, 等の原因となる. i) に関連して材料の高温時の短時間強度については既に述べたが, その他に材料の visco-elastic の性質による破損も問題となることもある. ii) については, たとえば補強材によって補強された外板の変形が問題とされている. すなわち, 空力的加熱により外板が加熱される際に補強材の部分は加熱が遅れるため, 板の中央部が熱変形を起すことがある. この場合の略算式として<sup>7)</sup>

$$\Delta T_{cr} = -\frac{20}{\alpha} (t/b)^2 \dots \dots \dots (11)$$

が与えられている. ここで  $\Delta T_{cr}$  は変形が生ずるときの矩形板の中央部と周辺部との温度差 (直線分布と仮定),  $t$  は板厚,  $b$  は矩形板の短辺,  $\alpha$  は熱膨張係数である. この熱変形は強度の低下のほかに空気抵抗の増加の原因となる. iii) の熱応力の個々の場合の計算は簡単でないが, 熱伝導問題における Biot 数  $B (=hd/k$ , ここで  $h$  は表面における熱伝達係数,  $k$  は熱伝導度,  $d$  は物体の厚さ) が比較的大きい場合, すなわち,  $h$  が大きく  $k$  が小さい材料の場合には熱応力はかなり大きい値となる. この値は

$$\sigma = c \frac{E\alpha \Delta T}{1-\nu} \dots \dots \dots (12)$$

で示され, ここで  $\Delta T$  は個々の問題につき適当にとらねばならないが一般にその部分の最高温度と最低温度の差をとることが多い.  $\nu$  はポアソン比,  $E$  はヤング率で,  $c$  は普通 0.5~2.5 位の値となることが多い. Biot 数が大きい場合には  $\Delta T$  はかなり大きな値となる. 非金属材料を用いる場合は  $k$  は非常に小さいから一般に Biot 数は大きい. したがって, 非金属材料は熱遮蔽の効果はあるが, 熱応力による破損のおそれがあることに注意せねばならない. 金属材料では  $k$  は大きいから, 例えば, 円筒の壁 (厚さ  $t$ ) に生ずる内外の温度差は小さく, したがって, 熱応力は小さく余り問題とならないことが多い. しかし, 金属材料でも, 翼全体を一つの厚い板 (この場

合翼厚を  $d$  とする) と看做すと Biot 数はかなり大きい値となる.<sup>8)</sup> この場合には翼構造の内部のウェッジの中央部は温度上昇がなく, 翼の表面は境界層の温度に近い値となるから,  $\Delta T$  はかなり大きな値となり  $c$  は 0.7 程度の値となることが計算例で示されている. この場合は構造の 1 部は降伏点を越すことになる.

さて, 空力的加熱は高速飛行に伴う空気の断熱圧縮によってロケットの表面を包む境界層の温度上昇によるものであるが, この境界層の温度は近似的に次式で与えられる.

$$\frac{T_{wins} - T_{\infty}}{T_{\infty}} = 0.2 M^2 \dots \dots \dots (13)$$

ここで  $T_{wins}$  は境界層の温度 ( $^{\circ}K$ ),  $T_{\infty}$  は外気の温度 ( $^{\circ}K$ ),  $M$  はマッハ数である.

いま, 外板を比較的薄いものとすれば, 金属材料では Biot 数は小さいから, 厚さ方向の温度変化は少ない. したがって, 外板の厚さ方向の平均温度  $T_w$  のみを問題とすればこれを求める基礎式は<sup>9)</sup>

$$c_w \rho_w \delta_w \frac{dT_w}{dt} = h(T_{wins} - T_w) - \epsilon(\sigma T_w^4 - G) \dots (14)$$

で与えられる. ここで  $c_w$  は外板の比熱,  $\rho_w$  は密度,  $\delta_w$  は外板の厚さ,  $\epsilon$  は放射率,  $\sigma$  は Stefan-Boltzmann の定数,  $G$  は太陽, 地球および星等による輻射量である. 上式の右辺の第 1 項は熱伝達の項で, 第 2 項は放射による項であるが,  $T_w$  が  $500^{\circ}C$  を超えない場合は第 2 項は無視できるものである.  $h$  は熱伝達係数であるが, 乱流の場合は

$$h = \frac{1}{2} c_f c_p \rho_{\infty} v \dots \dots \dots (15)$$

で与えられる. ここで  $c_f$  は平均表面摩擦係数,  $c_p$  は定圧比熱,  $\rho_{\infty}$  は空気密度,  $v$  は飛行速度である.  $c_f$  は主として Reynolds 数  $R$  の関数であるが,  $R$  に含まれる物性値は境界層における平均値を用いるべきであるから, 結局マッハ数の関数にもなる. すなわち, 低速では  $c_f = 0.074/R^{1/2}$  で理論的に与えられるが,  $M=6$  付近ではこの式で与えられる値の 50% 位になる.<sup>10)</sup> もし, ロケットの寸法が定まればこれを近似的にマッハ数のみの関数と置いて計算しても差支えない. また, ロケットの性能が分かっておれば,  $h$  は結局高度だけの関数ともなるから, 外板の温度上昇は微分解析機または他のアナログ・コンピュータによって計算可能となる.

さて、(14)で右辺第2項の輻射項を無視すれば  $c_w \rho_w \delta / h$  は一種の時定数(time constant)で  $T_w$  の  $T_{wins}$  に対する時間遅れを示す値である。この時定数はマツハ数が大きくなり、外板が薄いときは地上近くでは数秒以内のことが多い。すなわち、空力的加熱による外板の温度上昇は他の普通の熱伝達現象に比してかなり早いことを示す。ただし、上空になるに従い空気密度は急速に減少し、したがって、 $h$  も急速に小さくなるから、空力加熱の割合も急速に減少する。そのために垂直上昇のロケットでは  $T_w$  は  $T_{wins}$  よりやや小さい値となり、特に外板が厚い場合は  $T_w$  は比較的低い値に止まる。V-2の初期の飛翔実験の資料では外板の最高温度は約  $250^\circ\text{C}/\delta$  ( $\delta$  は外板の厚さ mm) であつたと報告されているのはその傾向を示すものである。また、以上に述べた  $h$  また  $c_f$  は平均値であるが、実際にはノーズまたは翼の前縁ではこれらの値は大きいから、温度の上昇も大きい。要するに空力加熱の程度およびその影響を予め推定し、構造法および材料を選ばなければならない。

8. エンジンの加熱と強度

液体燃料エンジンでは燃焼室およびノズルは燃料自体による冷却を行うのが普通であるが、固体燃料では特別な冷却法を講じないものもある。この場合、セラミック・コーティングが熱遮蔽に多少の効果を示すが、コーティングが薄い場合は大きな期待を掛けることはできない。特に燃焼時間の長い場合はエンジン部の壁は非常に高温となり、材料の強さが低下する。この場合も Biot 数は比較的小さい(壁が厚いテスト用エンジンの場合を除く)から、壁の内外の温度差は燃焼ガスの温度に比して小さいものとして壁の平均温度  $T$  を求める基礎式を示せば

$$c \rho \delta \frac{dT}{dt} = h(T_g - T) \dots \dots \dots (16)$$

ここで  $c$  は比熱、 $\rho$  は密度、 $\delta$  は壁厚、 $h$  は熱伝達率、 $T_g$  は燃焼ガスの温度(約  $2500^\circ\text{C}$ )である。この式により壁の平均温度が計算されるが、壁の内外の温度差は約  $h\delta T_g / 2k$  ( $k$  は熱伝導度)で与えられる。 $h$  は燃焼ガスの流動の少ない普通の内燃機のシリンダの場合は  $500\text{kcal}/\text{m}^2 \cdot \text{hr} \cdot ^\circ\text{C}$  程度であるが、ロケットの場合はこれよりかなり大きい。この  $h$  の値は理論的にも実験的にも燃焼ガスの massflow を  $G$  とすれば  $G^{0.8}$  に大体比例することが判っている。<sup>11)</sup> したがって、燃焼室の底部からノズルに向うにしたがって  $h$  の値はかなり大きくなり、特にノズルの部分の温度上昇はかなり高い。また、燃焼室においても一般に燃焼室の形状比(長さ/直径)が大きくなるにしたがい、その中のガスの速度が大きくなるから、温度上昇も大きくなる。もちろん、固体燃料の形状も  $h$  の値に大きく影響する。すなわち、燃焼の初期にはガスの流れが燃料の中心部を通り、壁面が早いガスの流

れにふれないような燃料の形状が望ましい。

また、一般に燃焼時間が短かければ、燃焼圧力は高く壁の温度上昇は低いが、燃焼時間が長くなればその逆となる。燃料とエンジン材料を考へ合わせ、適当な燃焼時間となるようにすべきである。

次に燃焼圧力に対する強度は薄肉管の応力計算によって大体の見当をつけてよいことはすでに報告した通りである。(生産研究・昭和31年4月号・参照)

この場合、材料の静的引張強さ  $\sigma_B$  をもって破壊応力として大体差支えない。しかし、非常に高温になると材料は粘性的変形を伴う破壊を生ずるために、破壊応力は荷重のかかっている時間の函数となり、したがって、引張強さを一定の値として得ることはできない。

このような場合は、いわゆる rapid creep の現象として計算すべきことが提唱されている。<sup>13)</sup> 高温では材料の変形速度  $d\epsilon/dt$  は応力  $\sigma$  の函数として次のようにおかれる。

$$d\epsilon/dt = (\sigma/\lambda)^n \dots \dots \dots (17)$$

ここで  $n$  および  $\lambda$  は材料と温度によって定まる定数である。このようにすれば、破壊に至るまでの時間  $t_{cr}$  と見掛けの応力  $\sigma_{cr}$  との関係は

$$t_{cr} = (\lambda/\sigma_{cr})^n (1/n) \dots \dots \dots (18)$$

すなわち、応力が小ならば  $t_{cr}$  は大であるがまた応力が大でも短時間ならばその応力に耐えることを示している。

9. 固体燃料における強度問題

機体およびエンジンの強度以外に固体燃料の強度および変形も重要な問題である。固体燃料はその成分によってもかなり広範囲に亘って異なるが、一般にその弾性係数および破壊強度は非常に小さく、また、温度の上昇と共に減少する。したがって、変形し易く、また、亀裂が入り易いから、特に射出時における変形および強度を検討する必要がある。

またさらに、熱膨脹係数は比較的大きく熱伝導度は小さい。したがって、固体燃料の形状が大きくなるにしたがい、Biot 数は大きい値となる。そのために燃料の貯蔵中の温度差によっても燃料に亀裂が生じ、これが異状燃焼の原因となることがある。

10. 安全率

従来航空工学では、安全率は破壊荷重とその航空機のうける最大荷重の比をもって表わしている。これはその航空機が半永久的な非常に長い期間の運用に耐えるものとしての強度上の余裕の程度を示したものである。したがって、疲労の強さを考える場合には、この安全率の概念はすでに物理的にも意味がないばかりでなく不合理なものとなる。

このような安全率の定義をロケットの場合に適用するとさらに不合理なものを含んでくる。それはロケットに

においては、普通の航空機と根本的に異なった事情にあるからである。第1にロケットは expendable のものであって短時間のしかも1回以上の使用は技術上不可能に近い。かりになんらかの方法で機体を回収することができたとしても、空力的加熱および燃焼による各部の変形が残存し再度の使用に耐えないものとなるからである。また、第2にロケットの破損は高温度におけるものであるから、飛翔中に加熱および外力により変形が進行し最後は visco-elastic または visco-plastic の状態となる。したがって、この場合破損に至るまで荷重と時間の両者に余裕があればよいことになる。このような場合に従来用いられた安全率の数値をもって安全性の尺度とすることは意味がない。従来安全率に代って、確率の概念を導入し、これをもって安全性を示す尺度とすることが合理的と思われるが、具体的な理論と方法はいまだ確立されていない。

11. 結 び

以上でロケットの構造上の諸問題を概説したが、観測ロケットの各部の強度上問題となる状態を第3表にまと

第 3 表

燃焼室およびノズル	○燃焼による加熱および圧力
翼	○操舵に伴う荷重 ○横風による荷重 ○横揺運動に伴う荷重 ○フラッタ ○空力的加熱による熱応力と変形
ノーズおよび計器室	○空気抵抗による荷重 ○射出時の加速による荷重 ○空力的加熱による応力と変形
計器およびその取付部	○射出時の加速による荷重 ○横方向の加速に伴う荷重
ブースタ結合部	○全機のフラッタおよび操舵運動または翼の横荷重に伴う荷重に対する剛性
固体燃料	○射出時の荷重による変形および応力 ○貯蔵時の温度変化に伴う熱応力

めて示した。表で操舵運動に伴う荷重は誘導ロケットの場合のみ問題となるもので、実測また経験によりその荷重が決定されている。例えば、ある種の誘導ロケット ( $M_{max}=1.8$ ) では  $15g$  ( $g$  は重力の加速度) が機体に生ずるような横荷重が翼に加わるものとしている。また、無誘導ロケットにおいても、横方向に一定加速度を生ずる横風が翼に加わるものとして、この場合の強度が翼における他の荷重条件の場合をカバーするよう、経験的にその加速度の値を仮定するという実際的な方法も推奨される。

また、表に示した諸状態における荷重の大きさは理論

的に決定されるものもあるが、実測を基として、経験的に定めらるべきものも多い。将来は普通の航空機におけるように理論と経験を基とし、かつ、これらの蓄積により改良さるべき強度規定および地上試験法の設定が望ましい。

終りに筆者がロケットの構造法と強度を研究するに当って必要となった空気力学的知識については玉木章夫教授に負うところが多かったことを付記し、感謝の意を表する次第である。(完) (1956. 4. 19)

文 献

- 7) M. L. Gossard, P. Seide, & W. M. Roberts; Thermal Buckling of Plates, N. A. C. A., T. N. No. 2771, 1952/8
- 8) H. Schuh; Transient Temperature Distributions and Thermal Stresses in a Skin-Shear Web Configuration at High Speed Flight for a Wide Range of Parameter, J. A. S., 1955/12
- 9) E. R. Van Driest; Skin Friction and Aerodynamic Heating, Handbook of Engineering Fundamentals (Eshbach), John Wiley, 1952
- 10) J. Kaye; Survey of Friction Coefficients, Recovery Factors, and Heat-Transfer Coefficients for Supersonic Flow, J. A. S., 1954/2
- 11) R. N. Wimpres; Internal Ballistics of Solid Fuel Rockets, McGraw Hill, 1950
- 12) R. D. Gechler, Thermal Stresses in Solid Propellant Grains, Jet Propulsion, 1956/2
- 13) N. J. Hoff, Rapid Creep in Structures, J. A. S., 1955/10

次号予告 (7月号)

解 説

- エチレンの高圧反応..... 浅原 照三  
高木 行雄
- ガラス化の条件について  
—主として硼酸塩ガラスに関して—..... 今岡 稔
- 銀河丸による航走時強度試験..... 安藤 良夫  
高橋 幸伯

海外事情

- 世界駆けある記(その2)..... 加藤 正夫

速 報

- 吸出管内空気吸入による  
水車特性の変化について..... 石原 智男  
井田 富夫
- 多段流動層による連続吸着..... 福田 義民  
河添邦太朗  
趙 容遠
- デン粉の酸糖化における  
含有窒素物の分布..... 中村 亦夫  
吉弘 芳郎
- 鉄鋼中のガス分析..... 坂上 六郎  
松下 幸雄  
金森 九郎
- 2.9.10—トリクロル・アントラセンの  
モノスルホン置換について..... 劍持 寛人  
永井 芳男  
田辺 正士  
後藤 信行