展 望

スペースシャトルの熱環境と防熱材料

井 川 日 出 男*

1. 緒 言

スペースシャトルは1980年以降, 経済的な宇宙研究・開発の運営実現を念頭に, 米国 NASA の指示および管理の許において開発された, 再使用可能な有人宇宙運航船である。スペースシャトルの特徴は, 再使用および短期間における地上再飛行準備可能な能力保持を強調されて, 設計開発されたオービター機である。オービター機は, 使命飛行中のある時点においては, 打上げブースター, 宇宙衛星, また滑空飛行機となり, その3役割を演じる多才な宇宙連絡船として活躍する。

宇宙飛行より帰還中, オービター機表面は約 1,000~1,500°C に至る苛酷な熱環境に遭遇する。オービター機の100回に及ぶ再宇宙飛行の性能保持は, そのアルミ構造をこの熱環境から保護するために設計・開発された再使用可能な表面防熱装置に大きく依存する。

2. スペースシャトルの概略

スペースシャトル (SS) の使命飛行概観は図1に掲げられている。その打上げ飛翔体は(図2参照), 再使用可能なオービター機および2個の固体ロケットブースター (SRB) と, スペースシャトル主力エンジン (SSME) 用の低温液体推進剤 (LH_2 と LOX) を積載する使い捨て外部タンク (ET) の4機体によって構成されている。この機体のうち, オービター機だけが最終的宇宙軌道に乗り, 宇宙業務遂行後, 地上へ飛行機のごとく滑空帰還する。2個の SRB は, 打上げブースターとしての役目完遂後, 切り離されて落下傘で海上に着水, 船で回収される。ET は SSME の燃料消費後, 分離され, 海に落下使い捨てとなる。したがって, 第1世代スペースシャトルは, 完全再使用可能な宇宙運航船といえない。

SS の特徴は従来の宇宙船と異なり, 最低 100 回にも及ぶ有人宇宙使命飛行の遂行と, また地上帰還後, 14 日間 (実務 160 時間) 以内に次の使命飛行準備を完了しうる両条件を基準に設計・開発された, 再使用可能な有翼オービター機であるということにある。

SS の役目は, 多種多様なペイロード (宇宙貨物) を地球の低周回軌道へ運搬, および宇宙軌道より回収, また宇宙実験室 (spacelab) として宇宙業務へ携わる等, その用途は広大である。SS は, 東部発射場から高度 278 km と軌道傾斜 28.5 度の円周軌道へ 29,480 kg の最大ペイロード, また西部発射場から高度 185 km の極周回軌道へ 14,515 kg を打ち上げる運搬能力を有する。また, オービター機は最大回収ペイロード 14,515 kg を積載して滑空着陸が可能である。しかしながら, 現時点では熱環境等に起因するデーターの不確定さに基づいて, SS は過大設計されている。したがって, 全機体の総重量が増加のため, ペイロード運搬能力は設計基準値よりもやや劣る。オービター機は直径 4.57 m と長さ 18.28 m のペイロード容積を備えている。そのため, 重量と容積の組合せにより, 場合によっては多目的なペイロードを幾種か同時に打ち上げることができる。

オービター機の正規搭乗員は船長, 操縦士, 使命専務士およびペイロード専務士の4名であるが, 特殊使命飛行の要求に応じては, その使命に必要な専門人員を3名まで追加搭乗できる設備が設けてある。通常使命飛行には, 7 日間宇宙衛星として低周回軌道に留まって種々の宇宙実験および業務を行なう。特殊ペイロードを積載した場合は, 最高 30 日間宇宙衛星として活動できる。

3. スペースシャトルの熱環境

SS の空力学および空力加熱の設計値は, 40,000 時間を超える風洞実験の結果に基づいて求められたものである¹⁾。SS の空力加熱の影響は, 上昇中とオービター機降下中の際に生ずる。上昇中の空力加熱は, ET と SRB の防熱装置設計に大きく影響を及ぼす。とくに, 機体の表面に突起している構造の一部 (支柱, システム・ストンネル等) より誘発される衝撃波干渉によって空力加熱率が著しく上昇するため, ET 耐熱材を多量に使用し, 重量増加の原因となる²⁾。

オービター機の熱環境に対する最大の関心は, やはり大気圏突入および極超音速飛行中に生ずる。高度によるポテンシャル・エネルギーを消散するため, オービター機は高度 122 km, マッハ 25 の速度と約 40° の高迎え角

*Hideo IKAWA: Rockwell International, Downey, Calif., 90241, U.S.A.

図 6 オービター機最高表面温度等高線図

は、あらゆる飛行中に生じる空力加熱の最悪事態を考慮して計算されており、かならずしも同じ飛行時点に起きた値ではない。オービター機が曝される最大加熱率は突入時点において機首の淀み点に伝達されるものである。輻射平衡温度 (図 6) で表示してある機首の温度は、 $1,260^{\circ}\text{C}$ ($\dot{Q} \cong 60 \text{ kcal/m}^2 \cdot \text{s}$) を超え、淀み点においては $1,463^{\circ}\text{C}$ ($\dot{Q} \cong 100 \text{ kcal/m}^2 \cdot \text{s}$) を記録する。主翼前縁は流れに対して後退しているため、その箇所に加わる加熱率は機首の値よりもやや低いが、 $1,260^{\circ}\text{C}$ 以上の表面温度には達する。

オービター機の下面は、降下中飛行方向に対抗しているため、表面温度が約 $1,093^{\circ}\text{C}$ を超える厳しい熱環境に遭遇する。この部分の加熱率は、極超音速滑空中に生ずる乱流に起因する値のほうが、突入時点に起きるものよりも高い。それゆえにオービター機下面の設計加熱率は乱流に起因するものに支配される。

垂直尾翼および胴体後部上面は突入降下中、機体の影になるため、降下中に受ける空力加熱の影響のほうが逆に上昇中の値よりも小さくなる。したがって、このあたりの防熱材の選定および設計は上昇中に加わる空力加熱の値に左右される。その他の機体表面で、SSME、SRB および RCS 等から噴射される高温排気ガスによる輻射加熱、または逆循環の流れによる対流加熱の影響を受け

る箇所も存在する。

4. オービター機の防熱装置 (TPS)

SS の構造については、高強度、耐熱および軽量の設計が要求されるが、最少限度の開発費の下に開発されたため、アポロ・サターン時代の 1970 年代の生産技術が適用された。現在では後続機の機体軽量化を図るため、構造設計にボロン・アルミナ複合材料の採用、また新加工・成形法等の新技术開発もなされてきている⁶⁾。しかし基本的には、オービター機と ET の基礎構造のほとんどはアルミ合金でもって構成されている。また、局部的な箇所にはチタン合金が使用されている。

オービター機の機体構造設計に対する必要条件として、最低 100 回の宇宙飛行の任務遂行と 500 回飛行の構造寿命が前提とされている。したがって、アルミ構造を過度な空力加熱環境から保護するための再使用性能を発揮する防熱装置が設計されなければならない。

オービター機の TPS 設計にとって、欠かせない必要条件を次に掲げる。設計される防熱装置は、

- (1) 機体温度を構造制限値以内 (177°C) に保持すること。機体の最大過温度 (190°C) は着陸後に上昇した場合のみ許される。
- (2) 最低 100 回の宇宙飛行の再使用可能な性能を保持

すること。

- (3) 実務 160 時間 (14 日間) のターン・アラウンドの条件に従えること。
- (4) 空力学的要素を満足しうる滑らかな表面であること。
- (5) 湿気の含有および吸収を最少限に制限する性質を有すること。
- (6) オービター機の基礎構造に加わるのと同等の荷重を支える両立性を保有すること。
- (7) 宇宙軌道における熱力循環過程に順応できること。
- (8) 小運動エネルギー ($8 \times 10^{-4} \text{kg} \cdot \text{m}^2$) を有す微粒子体 (雨, 隕石, 滑走路上の破片等) の衝撃に耐えること。

この八つの条件を全面的に満たす装置の開発はなかなか困難である。とくに、掲出した(2)と(3)の条件に応じるためには、各飛行ごとの広範囲における詳細な再生処理を必要とする溶発耐熱材 (ablation TPS) の採用は不適当である。したがって、無溶発表面を保有する再使用可能な非金属性タイルの TPS が採用された。この防熱タイルは、100% のシリカ繊維材で固められ、1,260°C の高温で焼結加工された製品である。このセラミックス・タイルは低密度、低熱伝導、熱安定と物理的耐久性の好性質を保有する反面、天然の脆さと湿気吸収の悪性質も持ち合わせている。表面コーティング (reaction-cured-glass) を施すことによって、防水と表面強化の問題は解決されたが、TPS 材質の脆さは未だもって頭痛の種である。したがって、NASA AMES 研究センター

において、FRCI (fibrous-refractory composite insulation; 繊維性の耐熱複合絶縁材) と呼ばれる新 TPS 材料の開発が急がれている⁵⁾。新製品は、現在のシリカ材に少量のボロンを混入することによって、引張りの強度を著しく向上させることができる。しかしながら、最初の宇宙飛行を試みるコロンビア号へ適用するのには間に合わない。

5. オービター機の TPS 設計

5.1 防熱材の選択

オービター機はおもに 4 種類の TPS 材で被覆され (図 7), その選択には空力加熱率 (またはそれに伴う表面平衡温度, 図 6 参照) を基準とする。とくに表面温度が 1,260°C 以上に達する機首と主翼前縁の局部的箇所は、44 個からなる RCC (強化カーボン・カーボン) と呼ばれる炭素系の防熱装置で積極的に保護されている。RCC は最高表面温度 1,593°C に耐え、約 25~50 回の宇宙飛行寿命を原則として設計されている。

表面温度が 649°C から 1,260°C に至るオービター機下部表面は、前項に説明した低熱伝導のシリカ・タイル製の HRSI (高温で再使用可能な表面耐熱絶縁材; 密度 325 kg/m³) でもって完全に被覆されている。HRSI は 1,260°C の最高温度に耐え、100 回の再使用能力を保有する条件を強調する設計がなされている。表面はボロンシリケートガラスのコーティングが施され、防水と表面強化の役目を果たすほか、黒色表面による輻射冷却の利点も活用されている。

表面温度が 371°C から 649°C に至る熱環境に直面す

図 7 オービター機の防熱装置および厚さ分布図

図 8 シリカ・タイル TPS の組立て図

るオービター機上部表面は、LRSI（低温度再使用可能な表面耐熱絶縁材；密度 144 kg/m^3 ）が張られている。LRSI は 100 回の飛行寿命を条件とされているが、最高表面温度の限界は約 650°C で良い。LRSI は HRSI と同じシリカ材で加工されているが、低密度に固形焼結されている。また表面には白色のガラス・コーティングが施してある。

シリカ・タイルの取付け方法は図 8 に描写されている。金属構造は熱に対する収縮が非常に敏感であるが、シリカ・タイルの熱収縮率はほとんど皆無である。したがって、その異材料に対する熱収縮率の不一致を緩衝するため、柔軟な nomex-felt で加工された SIP (strain-isolation-pad, 歪み隔離板) と注入板 (filler-bar) がタイルとアルミ構造の間にはさまれている。

各タイルの接統線の下にはさまれる注入板は、タイル張付け位置の目印となるため、まず機体表面の正確な位置に接着される。また継ぎ目を通して侵入する外部高熱空気を遮断して機体を保護し、温度による収縮を調整する二重の役目を果たす。下面に SIP を接着乾燥されたタイルは、注入板で定められた位置に張り付けられる。接統線のミスマッチは、図 4 と 5 に示される基準値に従うよう制御される。防熱材接着にシリコン RTV (室温硫化接着剤) が使用されるため、接着乾燥に特別な加熱装置を必要としないが、タイルの密着乾燥に 4 日間を必要とする。その後、引張りテストが行なわれ、ミスマッチが調べられる。

オービター機に使用されるシリカ・タイルは兩種合わせて約 31,000 枚に及ぶ。ほとんどのタイルは約 $15 \times 15 \text{ cm}$ の大きさであるが、1 枚ずつ張り付けられる場所によって加熱率と外形輪郭の条件が違うため、おのおのタイルは独特な形と厚さに成形加工されている。

タイルの張付け率は、最条件のカリフォルニア州パームデル工場において 1 週間に約 500~550 枚といわれて

図 9 FRSI TPS 組立て図

いる。したがって、タイルの生産コスト高の理由、および TPS 組立てだけに約 1 年かかること等が頷ける。

その他オービター機の表面温度が 371°C 以下の局所（貨物室ドア、主翼上面のある部分）には、FRSI（柔軟な再使用可能な耐熱絶縁材）と呼ばれる nomex-felt 繊維材で工作された防熱装置が採用され、その被覆面積は約 333 m^2 に及ぶ。FRSI は直接機体表面にシリコン RTV でもって密着される（図 9）。また、LRSI と FRSI の接線に沿っての異なった材料による不連続線をなくするため、シリコンゴム RTV を型に流して成形された縁で接続されている。上昇中の急激な大気圧変化に伴う内外部の圧力差の発生によって FRSI が剝離する恐れが生じるので、これを防ぐため FRSI の表面コーティングに通気孔を施し、内部に蓄積された空気を抜くことによって、圧力差の負荷を減少する仕組みとなっている。

5.2 防熱装置の厚さ計算

防熱装置の厚さは全熱量の蓄積と伝導による。かつ内部構造温度を制限値以下に保てることを条件に決定される。したがって、まず防熱材内に起きる熱伝達の履歴を評価しなければならない。

滑空平衡軌道に沿って下降する有翼オービター機の遭遇する最大空力加熱率は、弾道軌道降下のアポロ宇宙船が受ける値よりも低い。しかしながら、オービター機は大気圏に突入後、着陸するまで約 30 分の間高速飛行するため、比較的長時間、苛酷な熱環境に曝されることになる。したがって、防熱材に蓄積吸収される総熱量が多くなるため、防熱装置の設計はかえって厳しくなる。一例として厚さ 2 インチのタイルの温度履歴を図 10 に掲げる。このグラフで容易に判断されるように、タイル内の熱伝導に対する抵抗率は非常に高い。タイル表面 (A) は空力加熱率に瞬間的な反応を示す。表面温度の最初の頂点は高速突入時点に生じ、次の頂点は乱流遷移後に起

図 10 タイル TPS の温度履歴

図 11 オービター機構造, SIP および注入板表面の温度分布図

図 12 オービター機の高熱空気侵入箇所 (シール設計の必要箇所)

図 13 オービター機の機首, 主翼前縁, 貨物戸シール設計図

因する乱流空力加熱値によるものを表わし、このケースにおける絶対最高温度を示す。

タイル内の温度履歴図を評価すると、熱伝導の時間ずれ、蓄熱および熱流方向の現象の経過が明白にわかる。着陸時点においては、すでにタイルの温度は減少傾向を辿っている。その反面、構造温度は上昇を続けている。機体温度は、防熱材に蓄積された熱量の伝達によって着陸後約 30 分経過して最高温度に達することがわかる。

採用された TPS タイルとその厚さ分布（図 7）に基づいて、機体構造、SIP と注入板の表面温度が計算され、その分布が図 11 に参照されている。図 6 と 11 の温度分布図の比較をすると、TPS の効率の良さがわかる。

5.3 高熱空気の侵入を防ぐシールの設計

オービター機の TPS の設計は、機体表面の保護だけに留まらず、無数の割れ目（たとえばドアと機体の間に生じる接合点の隙間）から侵入する高熱空気を遮断して機体構造を保護するための防熱壁とシールの設計も含む（図 12）。たとえば、貨物戸シールの設計によると（図 13）、閉閉接合線に沿って、まず高熱空気の侵入を緩和するための繊維性の房が積層されている。ドアが閉まると、テフロン・チューブ製のシールが圧縮されて貨物室を密閉する仕組となっている。また、機首および主翼前縁は RCC で作られたシールを使用している。

6. 結 言

スペースシャトルは過去にない独特な宇宙運航船である。その特徴は、再使用可能な表面防熱装置の開発によって、再度遭遇する宇宙飛行に起こる苛酷な熱環境から

オービター機を保護して、いままでも不可能とされた最低 100 回にも及ぶ再宇宙使命飛行の任務遂行を可能とすることである。したがって、1 発 1 機の宇宙運営の時代と比較して、スペースシャトルによって宇宙利用が低コストで行なえる時代となる。

防熱装置の設計にあたり、1970 年の技術的無難なシリカ・タイルがオービター機の重要な箇所にふんだんに採用されている。防熱効力は抜群であるが、先天的なタイルの脆さの改良にはもう一步の躍進が望まれる。タイルの脆さと各タイルの不均一が、タイルの生産およびオービター機完成の遅延と、コスト高の原因となっていることが誠に残念である。

本稿に関連したスペースシャトルの資料提供に協力されたロックウェル社に感謝します。

参 考 文 献

- 1) W.E. Bornemann and T.E. Surber: AGARD Symposium on High Angle of Attack Aerodynamics, Sanefjord, Norway, 4-6 October (1978).
- 2) F.T. Fung, et al.: *J. Spacecr. Rocket*, 14, 1 (1977), 25-31.
- 3) H. Ikawa: *ibid.*, 14, 11 (1977), 669-675.
- 4) H. Ikawa: AIAA Paper 79-212 (1979).
- 5) *Aviat. Week Space Technol.*, June 4 (1979), 45-47.
- 6) AIAA Conference on Advanced Technology for Future Space Systems, Hampton, Virginia, May 8-11, 1979.

解 説

アルミナ繊維とその複合材料

安部 康 明*, 藤 村 和 稔**, 堀 切 尚 三***

1. は じ め に

乾漆仏像の例で知られるように繊維強化複合材料の歴史は 1,000 年を越える昔に遡る。この長い歴史の大部分が天産の素材を組み合わせた時代で占められた。しかし

* Yasuaki ABE, ** Kazutoshi FUJIMURA,

*** Shozo HORIKIRI: 住友化学工業㈱

*,** 中央研究所 (569 高槻市塚原 2-40), *** 愛媛製造所 (792 新居浜市菊本町 1-10-1)

1940 年になって材料を強化するための最初の人造繊維であるガラス繊維が開発されてから複合材料の新しい時代が始まった。マトリックスとなる合成樹脂が多種開発されたことも相俟って、ガラス繊維強化樹脂は今日では住宅機器や輸送機器に欠かせない材料に成長した。そして 1970 年代の後半から現在にかけて繊維強化複合材料は再び新しい時代にはいろいろとしている。すなわち種々の新しい強化用繊維の実用化であり、しかもそれら新し