特集

宇宙・航空機に
おける材料と接合

宇宙往還機における材料と接合*

森 野 美 樹**

Materials and Joining in Space Plane Technologies*

by Yoshiki Morino**

キーワード：宇宙往還機，スペースプレーン，耐熱システム，耐熱材料，
接合，NASP，HOPE

1. はじめに

宇宙往還機とは地上と宇宙空間を繰り返し往復できる輸送機関のことであり，将来の宇宙活動の活発化に不可欠の宇宙技術基盤として各国で研究が行われている。その一つの形態が米国のスペースシャトルであるが，技術的な制約により部分再使用型となっており，本格的な完全再使用型往還機の開発は今後の課題として残されている。実用的な完全再使用型往還機の開発のためには，エンジン，機体構造において革新的な技術進歩が必要とされている。このために最も重要な技術分野が高性能先端材料の開発であり，また材料を組み合わせた構造体として高性能を発揮させるための接合技術の必要性も増してくる。

本稿においては，まず宇宙往還機の最近の研究状況について概観し，つぎに構造と材料分野における主要な研究開発の成果を整理する。そのあと，本特集の主題である接合に関する技術開発のいくつかの例について解説を加える。

2. 宇宙往還機の研究状況

宇宙往還機と一口に言っても各国で研究されている機体の形式は様々である。大きく分けると単段式か 2 段式かにまず分かれる。更に離陸と着陸の方向

性が垂直であるか，水平であるかが重要な分類項目である。これらにエンジンの形式を含め，どのような形態が有望であるかについて比較検討する研究がなされている。

単段式はシステムが簡単で，取扱い，運用が楽なので最も望ましいが，有意なペイロードを搭載して適正な機体規模に設計するには機体を極限にまで軽量化する必要がある技術的に相当困難を伴うことが予想される。単段式で水平離陸し水平着陸する形式は通常の航空機と同様であり，一般にスペースプレーンと呼ばれているが，その代表的なものが米国の NASP である。NASP は 1986 年に当時のレーガン大統領がオリアントエクスプレスとして提唱してから研究が本格化し，国防省と NASA の共同でエンジンや材料の研究開発が活発に行われてきた。図 1 に NASP の技術実証機として計画されている X-30 の外観図を示す¹⁾。スペースプレーンでは空気吸い込み式エンジンを使用するため，希薄な空気中で極超音速の長時間飛行を行う。このため空気抵抗を

図 1 NASP の技術実証機 X-30

*原稿受付 平成 5 年 9 月 20 日

** 宇宙開発事業団 National Space Development Agency of Japan

図2 デルタクリッパーの構想図

緩和するために機体の形状を非常になめらかにする必要があり、また機体の前縁部の曲率半径を小さく設計する必要がある。このことはまた機体の前縁部が非常に厳しい空力加熱に曝される事を意味する。

一方、単段式ではあるがスペースプレーンと違い、垂直に離陸して垂直に着陸する形態の宇宙往還機が米国 SDIO (Strategic Defense Initiative Organization) の出資で研究されている²⁾。これはデルタクリッパーと呼ばれ図2に示すように砲弾型でずんぐりした外形状を持っており、液体酸素、液体水素を推進薬となるロケットエンジンを用いている。最近(1993年8月)、垂直離陸・垂直着陸のデモンストレーション飛行に成功した³⁾。地球周回軌道への投入はつぎのステップで実証する計画であり、NASPの研究で開発された材料を機体の軽量化のため使用する事になると考えられるが、実用的な機体の開発に結びつくかどうか注目されるところである。

2段式のスペースプレーンの計画としてはドイツのゼンガーが典型的なものであり、完全回収型を目指している⁴⁾。これに対し、上段のオービタのみの回収を目的とした計画がフランスのエルメス及びわが国のHOPEである。これらの機体に関しては、耐熱材料を始めとして活発な研究が行われてきた。ただし、最近の各国の財政事情の悪化等による宇宙計画見直しにともない、NASP、エルメスの計画は当面凍結の状況となっている。

3. 宇宙往還機の構造

上に述べたように宇宙往還機には種々の形態があり、また設計者の考えによって構造様式、材料に差異がでてくる。しかし、宇宙往還機に必要な構造、材料には共通の特徴がある。以下にいくつかの部分構造について構造に対する要求条件とこれに対する

設計例を示す。

3.1 機体前縁部耐熱構造

機体前縁部とは、機首先端や主翼の前縁部など正面からの気流にさらされる部分である。極超音速で飛行する場合には機体の前方に強い衝撃波が生じ、ここを通過する空気流は断熱圧縮により数千°C以上の高温に加熱される。この空気流が機体に沿って流れることになり、特に機体前縁部の加熱環境が厳しくなる。機体への加熱は通常機体前縁部の淀み点において最大となるが、機体の衝撃波が入射する部分では更に局所的な加熱率の増加を考慮する必要がある。

機体前縁部の到達温度は、飛行条件や機体構造・材料の特性によって変化するが、大きく影響する要素として前縁半径がある。スペースシャトルやデルタクリッパーのような機体では、空気抵抗の削減は第1優先の設計条件でないので前縁半径は空力加熱が使用する材料の耐熱温度を越えないように大きめの値に設定可能である。しかし、スペースプレーンでは大気中を比較的長時間飛行するため空気抵抗の削減が至上命令であり、機体前縁部は極度にとがった形状となり前縁半径は小さく設定せざるを得ない。この結果、既存の材料では耐熱要求を満足できなくなるので外部から流体を導入した強制冷却構造とせざるを得ない。このような構造については次節に述べる。

種々の耐熱材料のうち1300°C以上で実用化されているのはカーボン/カーボン(C/C)複合材料以外にはなく、機体前縁部の無冷却耐熱構造で使用できるのはC/C材料に事実上限定される。図3にC/C材料を用いた機体前縁部の設計構想の一例を示す。

図3 HOPE主翼前縁部設計構想

これは主翼前縁部に対するものであるが、機首の先端部についても原理的には同様である。C/C 材料は機体前縁の形状に沿って成形される。C/C 材料は機体の一般構造部に結合されねばならないが、一般構造部の材料の耐熱温度はせいぜい 300°C (耐熱複合材を用いた場合) であるのに対し、C/C 材料の部分は最大温度が淀み点で 1700°C であり下流側では若干温度低下はあるものの比較的热伝導度の高い材料であるから直接両者を結合する訳には行かない。そこでこの間を耐熱超合金やチタン合金の金具で結合し、温度勾配をつけて一般構造部の温度が耐熱温度以下に収まるようにしている。また C/C 材料と一般構造材料の熱膨張係数と到達温度が異なるため、両者の間には熱変形の差が生じる。これによる熱応力の発生を防ぐため、上記の金具の結合はリンク方式となっている。

3.2 強制冷却構造

前に述べたように、スペースプレーンの機体前縁部では既存材料の耐熱温度を越える加熱が生じると考えられるため、強制的な冷却が必要となる。また、スペースプレーンのエンジンとして有力な超音速燃焼ラムジェットの燃焼器や排気ノズル部では高温ガス流から機体を守るために強制冷却構造が必要と考えられる。このような部位に用いられる強制冷却構造の設計検討例を図 4 に示す⁵⁾。このような構造においては、流体系の配管を機体前縁部に効率的に配置する必要があり、配管系と機体外板の接合が重要な課題となる。

3.3 燃料タンク断熱構造

スペースプレーンを始めとする宇宙往還機では燃料として性能の優れた液体水素 (-253°C) を使用する案が有力である。ロケットエンジンを作動させる場合には酸化剤として液体酸素 (-183°C) を使用する。これらの極低温の推進薬を搭載するタンク構造は機体全体重量の大部分を占め、この部分の軽量化がスペースプレーンの成立に死活的に重要である。

図 4 エンジン入口部の強制冷却構造の例

タンク構造に対する要求条件として下記を考慮する必要がある。

- (1) 外部からの加熱に対する耐熱性
- (2) 内部の極低温推進薬の保冷のため断熱
- (3) 液体水素の漏洩の防止

タンクの構造様式として推進薬の容器としての機能と機体の強度保持の機能を合わせ持ったインテグラルタンクとするか、或いは別々の構造にするかが主要な設計ポイントである。従来のロケットではタンク材料はほとんどがアルミニウム合金であったが、宇宙往還機では軽量化のため CFRP あるいはアルミ・リチウム合金の使用を検討している例が多い。

3.4 一般機体構造

機体一般部の軽量化はタンク構造について重要な課題である。従来の航空機ではアルミニウム合金が多用されてきたが、近年になって機体の高性能化の要求から CFRP を始めとする有機複合材料の使用が盛んになってきている。スペースプレーンのような宇宙往還機では軽量化が極限にまで要求されるのでさらに高性能な材料の開発が必須である。

NASP の材料開発の一環としてチタン合金をマトリックスとし、長繊維 SiC で強化された金属基複合材料が最近開発された。この材料は TMC とよばれチタンの β 合金 (Ti-15MO-2.7Nb-3Al-0.25Si) を SiC の連続繊維 SCS-6 で強化したものが代表的なものである。TMC は最高温度 980°C までの使用を目標とし、図 5 に示すように NASP の実験機 X-30 の広範囲の機体構造材料として使用することを想定した加工試験を実施している⁶⁾。この中で比較的複雑な一体成形の試作品の例を図 6 に示す。この I 型の梁は、まず始めに 2 つのコの字型部品とキャップを積層成形し、あとでこれらを組み合わせ HIP 法により接合したものである。この他 Ti-Al 系の金属間

図 5 チタニウム合金系複合材料 (TMC) の X-30 への適用案

図6 TMCによる梁の成形例

化合物についての研究も行われている⁷⁾。

4. HOPE における接合技術

わが国では1985年ごろより、H-II ロケットで打ち上げる宇宙往還機 HOPE の研究を実施しているが、その一環として大気圏再突入の過酷な空力加熱環境に耐える耐熱構造技術の研究を実施している。図7に HOPE の構造計画図を示す。機体前縁部や空力舵面には1700°Cまでの耐熱性をもつC/C材料を用い、構造の基本的な骨格である一般部主構造には300°C程度までの耐熱性を持つ有機系耐熱複合材料カーボン/ポリイミド (C/Pi) の使用を検討中である。一般部主構造を空力加熱から保護するためにセラミックタイルを主体とした熱防護システム (TPS) を使用する。これらの耐熱構造を構成するに当たっては多くの構成部材を効率よく使用するため、それらの接合・組立技術が重要な技術課題となっている。以下に、HOPE の耐熱構造の研究に関連して生じた接合に関する研究成果について紹介する。

4.1 C/Pi 複合材料の一体成形

宇宙往還機の機体重量を軽減化するために比強度・比剛性に優れた有機複合材料を使用する事が有効である。現在、航空機や宇宙機の構造材料として実用化されている有機複合材料としては、カーボン繊維を強化材とし、マトリックスとしてエポキシ樹脂を用いたCFRPが多用される。複合材料を用いた場合の利点として、複雑な構造体を一体で成形できるため、ボルトやリベットを用いて組み立てた場合の機械結合部を省略しコストや重量の削減に資する事があげられる。エポキシ樹脂の耐熱温度は百数十°Cであるが、最近さらに高温での使用を目指していくつかの耐熱有機材料の開発研究が行われている。

HOPE で研究中のC/Pi材は300°Cという高い耐熱性を有し、しかもエポキシ樹脂系のCFRP並の高い比強度・比剛性を有する点で有望な材料であるが、反面成形が難しいという短所を持っている。成形時の第1段階のイミド化反応時に出る大量の水分とメタノールの除去対策及び最終硬化時に加わる高圧と高温に対する治具設計が大きな技術課題となっている。宇宙開発事業団ではHOPEの主翼の構造を想定して、典型的な構造要素の試作試験を実施している⁸⁾。現在までに一体成形を行った試作品の例を図8に示す。複雑な部品の組立には、いったんイミド化した小部品を最終硬化時に組み合わせ同時に加熱加圧成形することにより接合する。補強外板、I型の桁材、補強外板と桁材の組み合わせ程度のレベルまでの一体成形は実現化の見通しが得られているが、エポキシ樹脂並に主翼の大部分の一体成形を行うのは

図7 HOPEの構造計画図

図 8 C/Pi 材料による一体成形/組立試作品

現状の技術レベルでは難しそうである。

4.2 C/C 複合材料の一体成形

C/C 材料は米国のスペースシャトルにおいて機首部及び主翼前端部に使用されているが、その形状は比較的単純なモノコック (単純張殻構造) である。HOPE では機体の軽量化のため、動翼や主翼翼端部のチップフィンを C/C 化することを検討している。この場合、ファスナーでの組立はファスナーの耐熱性により使用温度の制限が生ずる。このため、高温で使用可能なファスナーの開発と C/C の一体成形技術の確立が重要な課題である。製造工程としてはまず最初に CFRP としての成形を行い、その後炭化・樹脂含浸・焼成による緻密化工程を繰り返した後、最終焼成を行って C/C として完成する。現在の所、1 m 級の補強外板構造の試作を行い成形の目処は得られているが、成形品質の向上及び構造要素としての強度確認が今後の課題となっている。また 1700°C という高温で空気流中で使用するため、表面に耐酸化性を付与する必要があるが、耐久性のあるコーティング方法の開発も重要な研究課題である。

4.3 セラミックタイルの接着

スペースシャトルで多用され、また HOPE でも熱防護システムの主体と想定されているセラミックタイルは無機質のシリカ (SiO_2) ファイバーを焼結して多孔質のブロック状に成形したものである。タイルの比重は耐熱性や強度の要求により種類があるが、0.1 から 0.3 と非常に軽量である。このタイルに関する最大の技術課題が機体に対する装着方法の問題である。セラミックタイルは機体材料に想定されるアルミニウム合金や FRP に比べ破断伸びが小さ

図 9 セラミックタイルの機体への装着方法

く、機体の変形に対する追随性に限界がある。またシリカ製タイルは熱膨張率が小さいので機体との接合面の温度が高くなったときに機体との熱膨張差に起因する熱歪が問題となる。これらの問題を避けるため、機体表面とセラミックタイルの間に緩衝材として耐熱アラミド繊維の一種であるノーメックスフェルトを歪み緩衝材として挟み込む方式を検討している。このフェルトの耐熱温度は約 400°C である。装着法の概念図を図 9 に示す。接着剤としては常温硬化のシリコン系接着剤 RTV 560 を用いる。セラミックタイルの接着面に接着強度向上のため部分的に密度を増加させる緻密化処理を施している。機体材料がアルミニウム合金であると歪緩衝材の使用は必須であるが、機体材料が熱膨張率の低い CFRP であると歪緩衝材の省略できる可能性があり、システム簡略化・重量削減策の一環としてタイルと機体の直接接着の研究も行っている。

4.4 チタン合金製断熱材の試作

スペースシャトルの熱防護システムとして開発されたセラミックタイルは、機体への装着方法として

図10 チタン合金製断熱材の試作品

接着方式を取っているため、接着強度の信頼性に問題のあることやタイル取り外し作業が面倒な点が欠点として指摘されている。そこでこれらの欠点を解消して更に高性能な耐熱システムを目指した研究が盛んに実施されてきた。宇宙開発事業団でもこの種の耐熱システムの一つとして、チタン合金を用いた多層断熱方式の研究を行ってきた。これは機体表面温度が550°C以下の部位への適用を想定し、信頼性、保守性に優れたシステムの開発をねらっている。図10に試作品(一例)の概要を示す⁹⁾。上に見える金具は機体に装着するため及びユニット品を相互に結合するためのものであり、機体への取り付け取り外し作業の簡便さを狙ったものである。内部は0.1 mm厚のチタン合金製の平面シートと凹凸のあるシートを交互に積層した構造になっている。凹凸のシートは超塑性加工によって成形し、平面シートとの接合は真空中のろう付けによる。この結果、低温度領域においてセラミックタイルを凌ぐ軽量化が達成できた。

5. あとがき

宇宙往還機と言えば、その究極の姿であるスペースプレーンがすぐ思い浮かぶ。現在運用中のスペースシャトルはスペースプレーンを目指した最初の技術的ステップであったとも言えるが、スペースブ

レーンに至るまでの道のりはかなり遠いものといわざるを得ない。その技術格差を埋めるための最も重要な分野は材料と構造であろう。材料単体としては非常に高性能なものが多く開発されているが、それらを構造として組み上げるのはまた別問題であり、組立を含む広い意味での接合技術を伴わなければその性能を活かすことが出来ない。この意味で接合の技術は宇宙往還機の成立の重要な鍵を握っているといえる。往還機の最近の研究状況は各国の財政状況を反映して幾分停滞気味であるが、宇宙への人類の進出の意欲は将来に渡って衰えることはないと信じる。本稿により、宇宙往還機における材料と接合の重要性に関して少しでも理解を深めていただければ筆者の望外の喜びである。

参考文献

- 1) B. Waldman & P. Harsha, "The First Year of Teaming: A Progress Report", AIAA-91-5008, 1991
- 2) W. A. Gaubatz, et al., "Single Stage Rocket Technology", IAF-92-0854, 1992
- 3) Aviation Week and Space Technology, 1993年8月23日号
- 4) H. Kuczera, et al. "The German Hypersonic Technology Program, Status Report 1992", IAF-92-0867, 1992
- 5) B. Waldman & Harsha, "NASP: Focus on Technology", AIAA-92-5001, 1992
- 6) J. Sorensen, "Titanium Matrix Composite-NASP Materials and Structures Augmentation Program", AIAA-90-5207, 1990
- 7) D. Bhatt, et al., "Titanium Aluminides Development for NASP Airframe Applications", AIAA-90-5261, 1990
- 8) 森野, 他「HOPE 耐熱構造材料の研究開発」, 第34回構造強度に関する講演会, 1992年7月
- 9) 松下, 他「HOPE 用チタン合金熱防護システムの研究」, 第33回構造強度に関する講演会, 1991年7月