

# 基礎・基盤技術 3 構造・複合材料技術

中村 俊哉\*

## 1. はじめに

航空機は空を飛ぶ機械なので、その誕生以来、軽量化が追及されてきました。それは、軽くて強い材料の開発と、材料を使いこなす技術の研究開発です。最初の動力飛行機は1903年にライト兄弟によって実現されたことはよく知られていますが、その飛行機(ライトフライヤー号)は木製の骨組みに羽布張りという構造でした。その後、1920年代初頭からは高強度アルミニウム合金が利用されるようになり、そして、1970年代からは高性能な複合材料が用いられるようになってきました。少し前まではアルミニウム合金の利用が圧倒的に多かったのですが、近年では複合材料の利用が急速に進んでいます。その代表的な機体は、ボーイング787型機(2011年運用開始)やエアバスA350XWB型機(2015年運用開始)で、いずれも機体構造の50%以上が炭素繊維強化複合材料(Carbon Fiber Reinforced Plastic, CFRP)で作られています。CFRPは高強度アルミニウム合金などと比較して「軽くて強い」という特徴があり、軽量化が求められる航空機に適した材料と言えます。一方、航空機の構造は運用中に受けるさまざまな荷重や温度変化に対して必要十分な強度を有する必要があります。一般的な旅客機は20~30年間使用され、飛行回数は2万回に達しますが、その期間、十分な強度を保つようにしなければなりません。

安全で軽量の構造を実現するには、材料の軽量化を進めるとともに、その変形や破壊の特性やメカニズム、さらに、航空機にかかる各種荷重とそれに対する構造の挙動を十分理解する必要があります。これはエンジンでも同様です。エンジンの場合

にはさらにクリープなど高温特有の変形挙動や強度の理解が求められますが、最近では、例えば高温高圧タービン材料として従来のニッケル基耐熱合金よりも軽くて耐熱性の優れたセラミック基複合材料の利用が試みられています。あまり温度が上がらない部位には樹脂系の複合材料も用いられてきています。そうした背景から、JAXAでは複合材料を中心とした材料強度・破壊特性や構造応答特性(変形や振動)の研究を進めています。

機体の軽量化は燃費向上につながることから環境問題にも貢献します。この観点でのJAXAの研究開発については、本シリーズ「航空環境プログラム 機体軽量化技術」で紹介しています<sup>1)</sup>。本稿では、材料と構造に関する、主として基礎的な研究について紹介します。企業との共同研究やJAXAのプログラムやプロジェクト、国のプロジェクトなどを通じて社会に役立つ研究成果を創出することを目指しています。

## 2. 構造技術の研究

### 2.1 構造振動

航空機に限らず、多くの機械構造物は振動するため、振動を解析し、予測する技術は重要です。振動解析技術の研究は古くからありますが、JAXAでは航空機や宇宙構造にあるような、比較的剛性の低い(変形しやすい)構造の振動特性を、実際の振動計測から推定する方法を研究しています。実際の構造物の精密なモデル化は困難なことが多いのですが、この技術を用いれば実データに基づいたモデルを作成し、様々な解析に利用することが可能になります。例えば、JAXAのジェット実験機「飛翔」が地上走行するときの振動を計測することによって、振動に対する減衰特性などを逆に推定し、モデルを作り上げることができました(図1)。

\* Toshiya NAKAMURA

国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構  
航空技術部門 構造・複合材料技術研究ユニット長

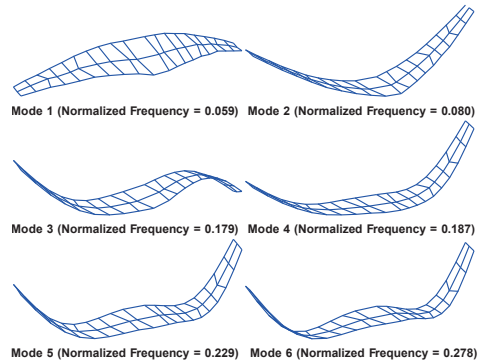


図1 トーイング試験（左）と同等された主翼の振動モード（右）

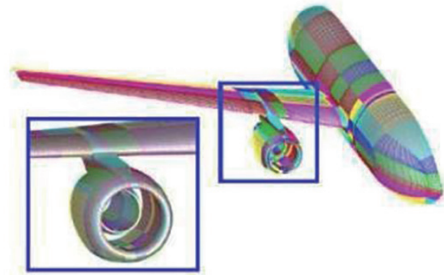
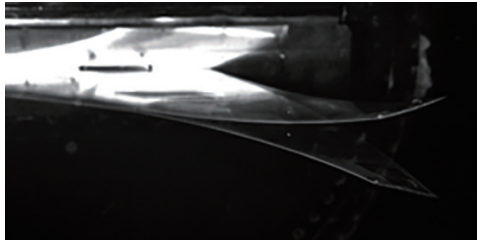


図2 フラッターによる翼の振動（左）と解析モデル（右）

## 2.2 空力弾性

翼など軽くて華奢な構造では、変形と、変形により変化する周囲の気流が作る空気力の組み合わせによって振動が自動的に増大し、破壊に至ることがあります。フラッターと呼ばれる現象で、有名な1940年にアメリカで起きたタコマナローズ橋の崩落、1997年の戦闘機F-117の墜落はフラッターが原因と考えられています。構造の弾性変形と空気が連成する現象を研究する分野は空力弾性と呼ばれ、他にも舵の逆効きやダイバージェンス（空気力によってねじれ変形が一方向的に増大する現象）があり、いずれも航空機の設計では大変重要な問題です。JAXAでは、実験やコンピューターシミュレーションによる研究を行っていますが（図2）、特に、解析の高速化<sup>2)</sup>や、遷音速域で特徴的なフラッター速度の低下やリミットサイクル振動の解明、フラッターを起こさないように制御する技術に取り組んでいます。

## 2.3 構造衝撃破壊

航空機が胴体着陸した場合の安全性を確保することを目的として衝撃破壊解析の研究も進めています。構造や材料の高速変形や座屈（不安定変形）、破壊が伴うため、非常に複雑な現象ですが、図3のように、過去に行った小型旅客機の胴体衝撃試験に基づき、正確にシミュレーションを行うためのモデル化技術の研究を行っています<sup>3)</sup>。最近では、構造破壊や床面の加速度に留まらず、乗客に対する衝撃負荷まで解析できるように研究を進めています。

# 3. 複合材料評価と適用技術の研究

## 3.1 複合材料評価技術

複合材料は、軽く、強く、耐久性も高いという大きな特長があり、近年の航空宇宙構造技術には欠かせない材料となりました。一方、複合材料は強い異方性や積層構造といった、従来の金属材料とは大きく異なるところがあるので、材料強度の評価には独自の適切な方法、技術が求められます。その

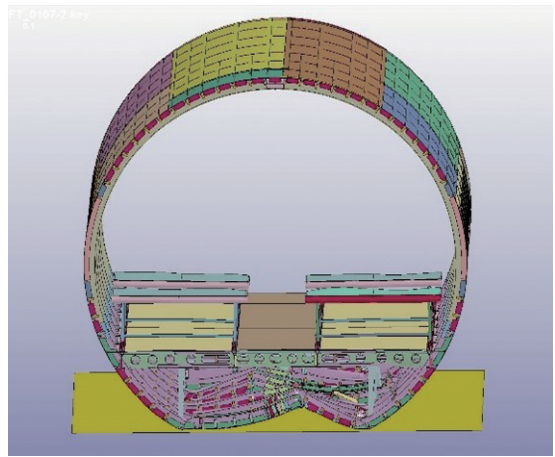


図3 小型旅客機の胴体衝撃試験（左）と解析モデル（右）

ISO 18352 : 2009	Carbon fiber reinforced plastics-Test method for compression after impact properties at the specified impact energy level
ISO 14603 : 2012 (E)	Fine ceramics (advanced ceramics, advanced technical ceramics) — Test method for open-hole tension of continuous fibre-reinforced ceramic matrix composites at room temperature
ISO 12817 : 2013	Carbon fiber reinforced plastics- Determination of open-hole compression strength
ISO 12815 : 2013	Fiber reinforced plastics- Determination of plain-pin bearing strength. (with UK)
ISO 19604 : 2018	Fine ceramics (advanced ceramics, advanced technical ceramics) - Mechanical properties of ceramic composites at high temperature - Determination of stress-rupture time diagram under constant tensile loading
ISO 20975-2 : 2018	Fibre-reinforced plastic composites -- Determination of laminate through-thickness properties -- Part 2: Determination of the elastic modulus, the strength and the Weibull size effects by flexural test of unidirectional laminate, for carbon-fibre based systems

表1 JAXA 提案が成立した ISO

ため JAXA では複合材料の試験技術を研究してきており、標準的な試験法として国内規格 (JIS) 及び国際標準規格 (ISO) への提案活動を進めています。日本の航空機メーカーや部品メーカーにとって、JIS 規格がそのまま ISO 規格であれば、無駄な手間をかけることなく、国内でもスピーディーに開発を行うことができるという大きなメリットがあるからです。

試験標準化活動は、規格のベースとなる標準的試験法を工学的に検証しつつ、規格の文章を作成するという地道で時間のかかる活動ですが、長期的には日本の航空機産業への貢献度は非常に高いものです。2018 年度末現在、ISO としては表1に示す6

件が成立しています。

### 3.2 接合技術と熱可塑複合材料

航空機の一次構造部材 (荷重を受け持つ部材) の継手は、今もボルトやリベットを用いた方法が主体です。これを接着接合継手におきかえることは、多くの利点があります。例えば、応力集中が少なく効率的に荷重を伝達できること、ファスナホールが必要ないので疲労き裂が発生しにくいこと、ボルトやリベット、パッドアップを廃し継手の重量を削減できること、機械加工が少なく、外面に凹凸形状が発生しないこと、などです。しかしながら、実際には接着強度の強度や耐久性などに不明な点が多く、実機への適用はあまり進んでいません。



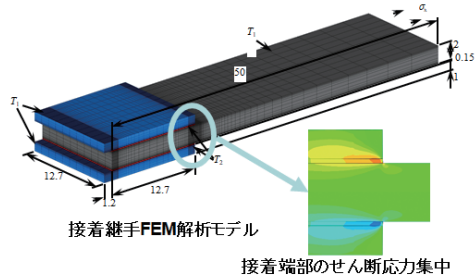
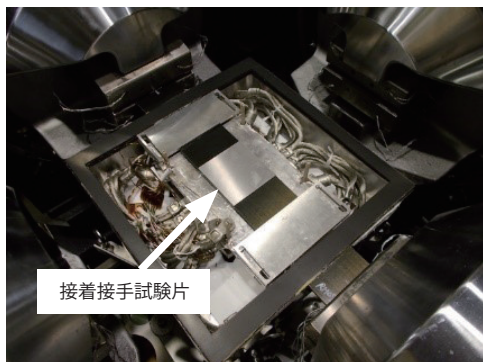


図4 接着接手強度試験（左、極低温試験装置）と強度解析（右）

そこで、接着継手の強度と信頼性を向上し、実構造への適用を促進する研究に取り組んでいます。具体的には、接着面にイトロ処理（表面に火炎をあてる処理）などの表面処理を施すことによる接着強度の向上<sup>4,5)</sup>、極低温といった環境の影響の評価（図4）を行っています<sup>6,7)</sup>。疲労に対する耐久性も重要な評価項目です。

現在、航空機で主に用いられているCFRP（炭素繊維強化プラスチック）は熱硬化性のもので、成形に必要とされる準備工程や設備が高コストであるため、コスト削減は容易ではありません。そこで近年では成形が容易な熱可塑性の樹脂を用いた複合材料（Carbon Fiber Reinforced Thermoplastic, CFRTP等）が注目され始めており、各国で研究開発が進められています。しかし航空機の構造材料としては、品質に課題が残されています。JAXAでは、成形中の熱可塑性複合材料の挙動を詳細に把握することにより、成形プロセス（圧力、温度）と成形品質（結晶化度、残留ひずみ、内部の繊維すれ、板厚等）の相関性を明らかにする研究を行っています。また、CFRTPの接合技術の研究にも着手しています。CFRTP特有の性質を利用する超音波溶着など、実験と解析によって溶着状態のメカニズムの解明や強度評価を行っています。

## 4. 新しい複合材料とプロセス技術の研究

### 4.1 リサイクル複合材料

航空機構造へのCFRP適用率は年々増加しており、ボーイング787型機では構造重量の約

50%、超大型のエアバスA380では一機当たり約35トンがCFRPと言われています。これらの航空機が廃棄される際に大量のCFRP廃材が生じるのは勿論ですが、航空機生産時にも大量のプリプレグ（カーボンなどの繊維に予め樹脂を含浸させた中間素材）廃材が生じます。既に国内航空機メーカーでは、カットしたプリプレグの端材や使用期限切れのプリプレグ等がCFRP廃材として大量に発生しています。CFRP廃材は、産業廃棄物として埋め立てるか、サーマルリサイクルによる熱回収程度しか利用されていないのが現状であり、材料の有効活用や廃プラスチック問題の観点からも、CFRPのリサイクル技術開発は喫緊の課題です。

JAXAでは2010年より、航空機で使用される熱硬化樹脂をマトリックスとしたリサイクルCFRPの研究を行ってきました。リサイクル炭素繊維を乾式法で不織布基材に成形する技術を日本毛織（株）と共同開発しました。本基材でリサイクルCFRPをオートクレーブ成形している様子を図5に示します。引張強度としては500MPa以上あり、アルミニウム合金よりも高い強度を有しています<sup>8)</sup>。現在では、本技術の実用化に向けて、基材の生産性の向上等に取り組んでいます。

### 4.2 ポリイミド複合材料

高バイパス比化(大型化)するジェットエンジンや、今後開発が進むと予想される超音速旅客機では高温で耐久性のある材料が必要となります。これらに利用できる代表的な耐熱材料はチタン合金ですが、重量がかさむため、それに代わる軽量の耐熱複合



図5 リサイクル炭素繊維不織布基材（左）とオートクレーブ成形の様子（右）<sup>8)</sup>

材料が求められています。宇宙用材料としても、回収カプセルや再使用宇宙往還機の構体などでは、従来のアルミ合金よりも耐熱性の高い複合材料を用いることで構体そのものの軽量化だけでなく、熱防護材の体積や重量の大幅な低減が可能となります。

耐熱性のある代表的な樹脂にポリイミドがあります。JAXA とカネカが共同開発したポリイミド TriA-X は、図 6 に示すように樹脂単体の高温特性は世界トップレベルですが<sup>9)</sup>、炭素繊維強化複合材料として実用化に至るまでには課題も残っています。これまでの溶媒系プリプレグでは複合材料成形中の完全な揮発分除去が困難で厚肉化が難しく、また乾燥時の収縮が大きく歪が残る、繊維がよれやすいといった課題があります。最近では溶媒を含まない熱可塑性プリプレグおよび複合材料の成形技術が進歩していることに着目し、その技術を TriA-X ドライプリプレグおよびその複合材料として適用することによってそうした課題を解決する研究を進めています。

#### 4.3 セラミック基耐熱複合材料 (CMC)

航空機エンジンの燃費向上のため、燃焼器とタービン周辺の部材を、現在の Ni 基耐熱超合金から、セラミックに繊維強化構造を導入したセラミック基複合材料 (Ceramics Matrix Composites, CMC)、なかでも SiC (Silicon Carbide) 繊維強化 SiC マトリック複合材料 (SiC/SiC) に置き換えることを目指した開発研究が日米欧中で精力的に行われています。CMC を用いる利点は、その密度が  $2 \sim 3\text{g/cm}^3$  と Ni 基耐熱合金の  $8\text{g/cm}^3$  に比べて格段に小さいため、エンジンを軽く出来ること、および耐熱温度が合金より  $200^\circ\text{C}$  以上高いため、

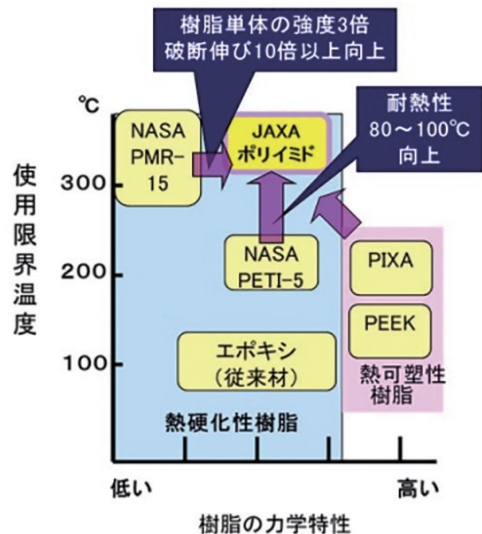


図6 JAXA が開発中のポリイミド複合材料の特性

燃焼温度を上げられることと部材温度を制御するために用いる冷却空気を減らせる点にあります。本質的に全て脆性材料で構成される CMC を高い信頼性が求められる部位の構造材料に適用するためには、力学および熱特性の向上と安定化、使用環境での長寿命化と共に、低コスト化が現実的な大きな課題となっています。

JAXA では、エンジンメーカーと協働しながら、新たな低コスト製造プロセスの開発をはじめ、高温特性の試験評価、非破壊検査技術の開発、また超高温材料試験装置の開発と試験法の標準化 (JIS 及び ISO 規格化) を進めています (図 7)。製造プロセスの低コスト化に向けては、最大の高コスト化工程である化学気相浸透 (Chemical Vapor Infiltration, CVI) 法による界面層形成工程を省く

方法や、短時間で実施可能なシリサイド系合金等を強化プリフォームに熔融含浸 (Melt Infiltration, MI) する方法に取り組んでいます<sup>10,11,12)</sup>。

## 5. おわりに

航空機の構造は軽量化と同時に高い安全性を実現する必要があり、材料や構造設計には高度な技術が求められてきました。主要な機体材料としては最初期の木材からアルミニウム合金、そして複合材料に発展し、様々な材料が適材適所に利用されています。エンジンでも同様に、耐熱性の高いチタン合金や最先端の単結晶 Ni 基金合金など多様な材料が適材適所に用いられており、近年ではさらに耐熱性が高く軽量化なセラミック基複合材料の利用が試みられています。機体構造設計技術としては、詳細かつ精密な材料評価技術に支えられた強度設計、とりわけ、破壊力学に立脚する損傷許容設計に発展してきました。最近では高度な数値解析技術を用いた空力弾性特性や破壊挙動の評価も設計に活用されています。エンジンの設計においても複雑な熱・流体解析と高温構造解析を連成させる解析評価が行われるようになっていきます。

しかしながら、燃料消費量の削減や高速化など、現代の航空機やエンジンには益々高い性能が要求され、それが市場競争力に直結します。その中で材料や構造技術が果たす役割は一段と大きくなるものと考えられますが、依然として多くの技術課題が存在します。複合材料は軽量化に大きく貢献するポテンシャルを持った材料ですが、金属材料に比べて歴史が浅く、材料そのものの性能を十分に発揮できているとはいえません。しかし、こうした課題を解決することによって夢のある高性能な航空機が飛び交う世界を開くことができます。JAXA はその実現に向けてこれからも地道に基礎研究に取り組みます。本稿がその活動の理解に少しでも役立つものであれば幸いです。

### 参考文献

- 1) 中村俊哉、航空環境プログラム 機体軽量化技術、航空技術、No.757, 2018, 34-40.
- 2) 玉山雅人、ROM による非定常空気力モデル化、第 56 回飛行機シンポジウム、2018.
- 3) 宮木博光、岡田孝雄、中元啓太、航空機胴体構造の衝撃解析、第 60 回構造強度に関する講演会、

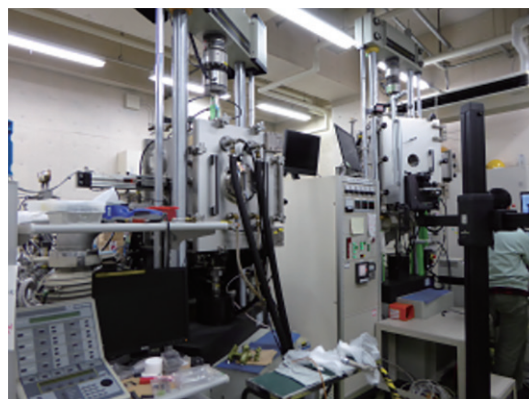


図 7 超高温力学特性試験設備

JSASS-2018-3034, 2018, 90-92.

- 4) 安岡哲夫、竹田智、星光、杉本直、岩堀豊、チタン合金及び CFRP に種々の表面処理を施した場合の濡れ性と表面形状評価及び接着接合継手強度、JAXA-RR-16-014, 2017.
- 5) Tomo Takeda, Tetsuo Yasuoka, Hikaru Hoshi, Sunao Sugimoto and Yutaka Iwahori, Effectiveness of Flame-based Surface Treatment for Adhesive Bonding of Carbon Fiber Reinforced Epoxy Matrix Composites, Composites Part A, Vol. 119, 2019, 30-37.
- 6) 熊澤 寿、笠原 利行、ダブルラップ金属-複合材料接着継手の接着層の応力場に及ぼす温度と荷重の影響に関する解析的研究、日本複合材料学会誌、Vol.44, No.3, 2018, 73-82.
- 7) 齋藤智広、熊澤 寿、小川武史、極低温における金属-CFRP 接着部の剥離評価、第 9 回日本複合材料会議、2018.
- 8) 張振也、杉本直、東出真澄、新井和吉、森脇嵩大、岩堀豊、小野泰治、延谷公昭、オートクレーブ成形で製作したリサイクル炭素繊維不織布 CFRP の引張特性、強化プラスチック、第 64 巻第 4 号、2018, 179-183.
- 9) Miyauchi, M., Ishida, Y., Ogasawara, T. and Yokota, R., Novel Phenylethynyl-terminated PMDA-type Polyimides based on KAPTON Backbone structures Derived from 2-phenyl-4,4'-diaminodiphenyl Ether., Polymer J., 44 (9), 2012, 959-965.
- 10) Masaki Kotani, Kouji Konaka, Shinji Ogihara, The Effect on the Tensile properties of PIP-processed SiC/SiC Composite of a Chemical Vapor-infiltrated SiC Layer Overlaid on the Pyrocarbon Interface Layer, Composites Part A, 87, 2016, 123-130.
- 11) Takuya Aoki, Toshio Ogasawara, Tyranno ZMI Fiber/TiSi2-Si matrix composites for High-Temperature Structural Applications, Composites Part A, 76, 2015, 102-109.
- 12) 小谷政規、航空機エンジン用セラミック基複合材料の研究開発、日本セラミックス協会誌セラミックス、49 (12), 2014, 1021-1025.