

航空環境プログラム 機体軽量化技術

中村 俊哉*

1. はじめに

世界の民間航空輸送量は増加の一途であり、そのため、航空機が環境におよぼす悪影響を低減することは重要な課題となっています。航空機による主な環境負荷は、エンジンからの排出ガスと離着陸時の騒音で、それらの改善に向けて米国、欧州をはじめ、世界中で精力的な取り組みがなされています。実際、2011年に就航したボーイング社787型機、また、日本で開発が進められている三菱航空機MRJでは、燃料消費量や騒音の低減が大きなアピールポイントになっています。

航空機は空を飛び乗り物ですので、機体の軽量化はその誕生以来継続して追及されていますが、今日では燃料消費量削減、すなわち、二酸化炭素排出量削減に有効な環境負荷低減技術として、ますます重要になっています。構造材料としては、初期の木材から高強度アルミニウム（ジュラルミン）、最近では複合材とさまざまな材料が用いられてきました。それは軽くて強い材料の研究開発、また、それを使いこなす構造技術の研究開発であり、結果としてボーイング社747型機やエアバス社A380型機といった巨大な航空機、また、先述の787型機やエアバス社A350型機のように燃料消費量の少ない航空機が実現しました。最近でも、さらに強度の高いアルミニウム合金や密度の低いマグネシウム合金、そして、これら金属材料よりも格段に軽量かつ高強度として高い潜在力を有する炭素繊維強化複合材の研究開発が世界中で進められています¹⁾。軽量化による輸送機器の環境負荷低減は航空機以外でも同じで、近年では例えば自動車でも複合材の適用が行われていることはよく知られている通りで

す。

JAXAでは世界的な環境問題への貢献として、航空機の環境負荷低減を目的とする研究プログラムを進めています。本稿ではその中で行われている機体構造軽量化とそれに関連する技術として、複合材と構造ヘルスマニタリング、構造制御の研究について紹介します。

2. 複合材の研究

複合材、中でも比強度（強度を密度で割った値、比強度が大きいほど「軽くて強い」）に特に優れたCFRP（Carbon Fiber Reinforced Plastic、炭素繊維束に樹脂を含浸した後、硬化させて成形した複合材料）の航空機構造への適用が進められています。CFRPの比強度は代表的な航空機材料である高強度アルミニウム合金の2倍以上あるので、CFRPを効果的に利用することにより大幅な軽量化が実現できます。また、CFRPはアルミニウム合金に比べて疲労破壊や腐食に対する耐久性に優れていますので、整備費用の削減、すなわち、運用コストも含めたライフサイクルコストの低減にも有効です。これは複合材を用いる大きなメリットの一つです。

図1はボーイング社の民間機における構成材料の推移を示したものです¹⁾。アルミニウム合金と複合材は1960年代の747型機ではそれぞれ80%、2%でしたが、1990年代の777型機では70%と10%、2011年に就航した787型機では構成比は逆転し、それぞれ20%、50%程度になっています。787型機では翼、胴体などほとんどの部位に複合材料が用いられています。エアバス社の最新鋭機A350XWB（B787とほぼ同サイズで270～310席）でも同様です。

* 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
次世代航空イノベーションハブ 副ハブ長

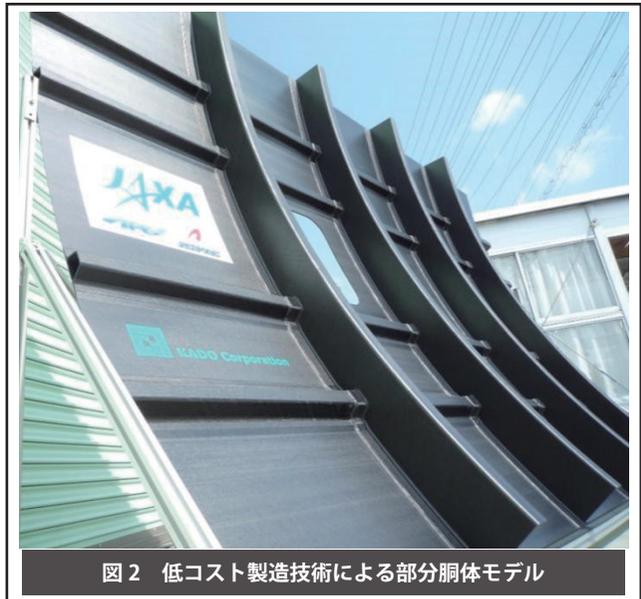
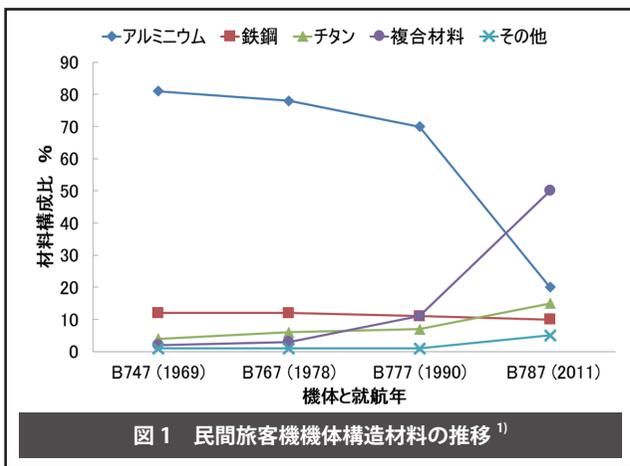


図2 低コスト製造技術による部分胴体モデル

複合材は材料特性としては非常に優れています。その潜在力を引き出すためにはまだまだ研究課題が累積しています。代表的なものとしては、材料強度の向上と材料特性を最大限に活用する設計・製造技術、製造コストの低減があります。JAXAのプログラムでも取り組んでいるこれらに関する研究について以下に紹介します。

2.1 薄層複合材 (CFRP)

複合材構造は厚さ 200 μ m 程度の薄い層を積層して作られます。そのため、層間の強度が重要であり、そこが通常の金属材料とは違うところです。薄層複合材は層の厚さを通常の 1/3 ~ 1/4 程度に薄くすることによって強度を向上させた材料です。航空機に CFRP を利用する際、強度を支配する重要な特性として「衝撃付と後圧縮強度 (CAI, Compression After Impact)」と呼ばれるものがあり、文字通り、衝撃を受けて材料内部に損傷が発生した状態での圧縮強度です。JAXA では福井県工業技術センターとの共同研究で、薄くした層の積層構成や層間強化材料などを工夫することにより、従来材よりも CAI が約 1.5 倍高い材料を開発しました。

層厚を薄くすることの別のメリットとして、積層板の厚さの自由度が高くなる場合があります。例えば、金属材料であれば削ったりして自由に厚さの変化をつけることが可能ですが、一定の厚さの層を積層する複合材構造ではそうはいきません。また、板厚の変化をつけたところに発生するひずみの集中が

問題となります。層を薄くすることによってこうした問題をかなり緩和することができます。したがって、補強部など板厚の変化する部位で従来よりも合理的な厚さを実現することが可能となり、軽量化を進めることができます。JAXA では 120 席規模の機体の検討を行っていますが、試算によると、薄層材料を用いることによって、この規模の主翼の構造重量を、従来の複合材による場合よりも 5% 程度軽くすることができます。

2.2 自動積層と最適化

複合材を適用する場合の問題のひとつは製造コストが高いことです。この問題に対しては、高価な製造設備(特に、複合材構造は最後に高温高压で焼き固めるプロセスがあり、そのために用いられるオートクレーブという「圧力窯」)を必要としない技術の研究が行われています。JAXA でもその代表的な方法である VaRTM (Vacuum assisted Resin Transfer Molding) という低コスト複合材構造製造技術の研究が行われています。図 2 は VaRTM と通常の方法を複合して製造した部分胴体モデルです。

最近では自動積層技術が注目されています。複合材構造は通常、プリプレグという繊維に樹脂を含浸した中間基材のシートを適切な形状にカットし、人がこれらを積層してからオートクレーブで焼き固めて作られます。これは生産性が悪い工程で、コスト

高の大きな要因になっています。自動積層はロボットを利用してテープ状のプリプレグを自動的に積層していく技術で生産性向上と低コスト化に大きく貢献すると期待されています。この技術を用いてある程度の曲率を有する構造を作った場合、繊維密度に「ムラ」が生じる場合があります。実用上、こうした品質ムラが強度にどのような影響をおよぼすかを把握することが大変重要です。そこで、JAXAでは自動積層を用いた構造の試作を通じて製造物の特徴や強度に関するデータの蓄積と強度低下のメカニズムの研究を行っています。図3は自動積層による品質と強度の特徴を調べるためにプリプレグのオーバーラップやギャップを意図的に設けた試験体です²⁾。

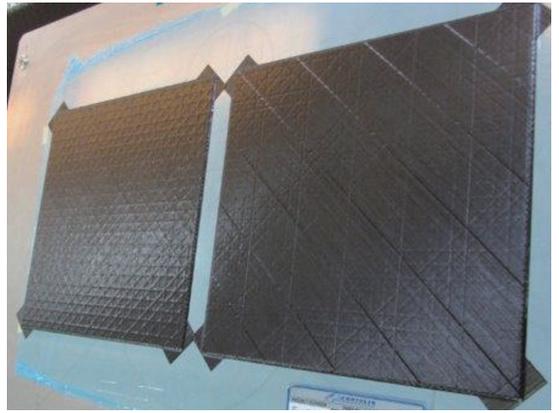


図3 自動積層による製造品質と強度を調べる試験体²⁾
左：プリプレグのオーバーラップ、右：プリプレグのギャップ

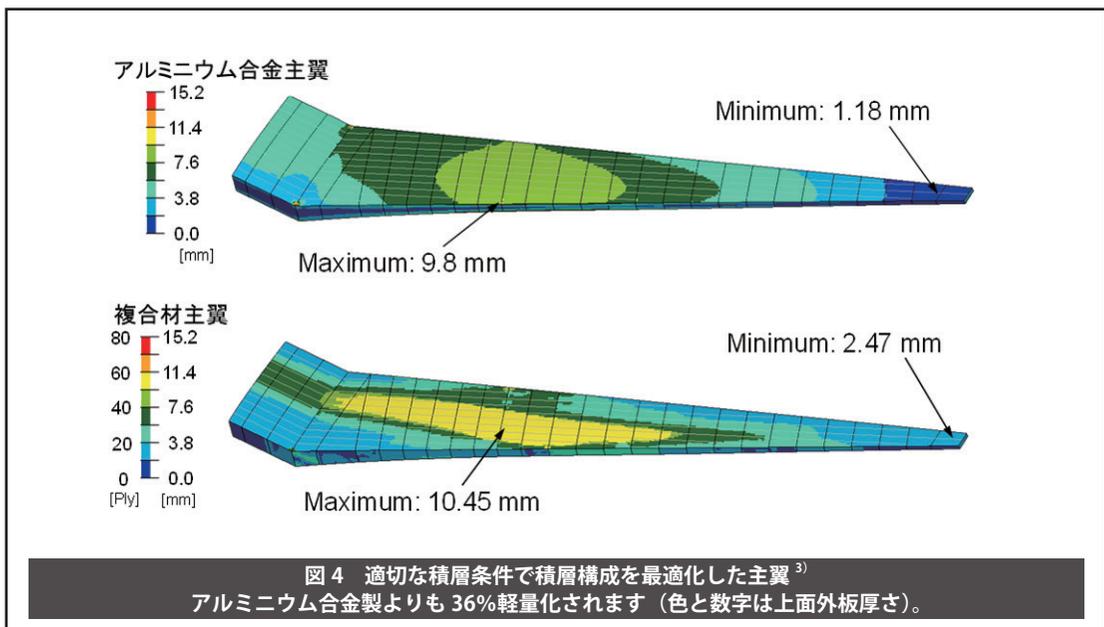
先述した薄層複合材では必然的に従来よりも多くの層を積層することになるため、自動積層が必ず必要になります。また、コンピューターで作成された設計データを指示情報として直接積層ロボットに入力することが可能となるため、従来よりも積層構成や板厚変化などが複雑な最適構造の製造に適しています。図4は最適構造の一例です³⁾。通常はできるだけ材料特性が等方的になるように積層するものを、荷重方向に合わせて積層の仕方を工夫したもので、計算上アルミニウム合金を用いる最適設計の場合よりも36%程度の軽量化が可能という結果になっています。最終的には、薄層複合材と自動積

層を前提とした、積層から構造形状にいたるマルチスケールの最適設計技術を確立し、これまでよりも格段に軽量かつ高強度の構造の実現を目指しています。

3. 構造ヘルスマニタリングの研究

3.1 光ファイバによるひずみ計測技術の研究

次世代の航空機構造技術として、構造ヘルスマニタリングがあります。この技術は構造部材に発生するひずみ、あるいは、き裂などの損傷を検出するセンサを構造自体に搭載し、飛行中に構造にかかる負荷や損傷の有無、状態をモニタするものです。例え



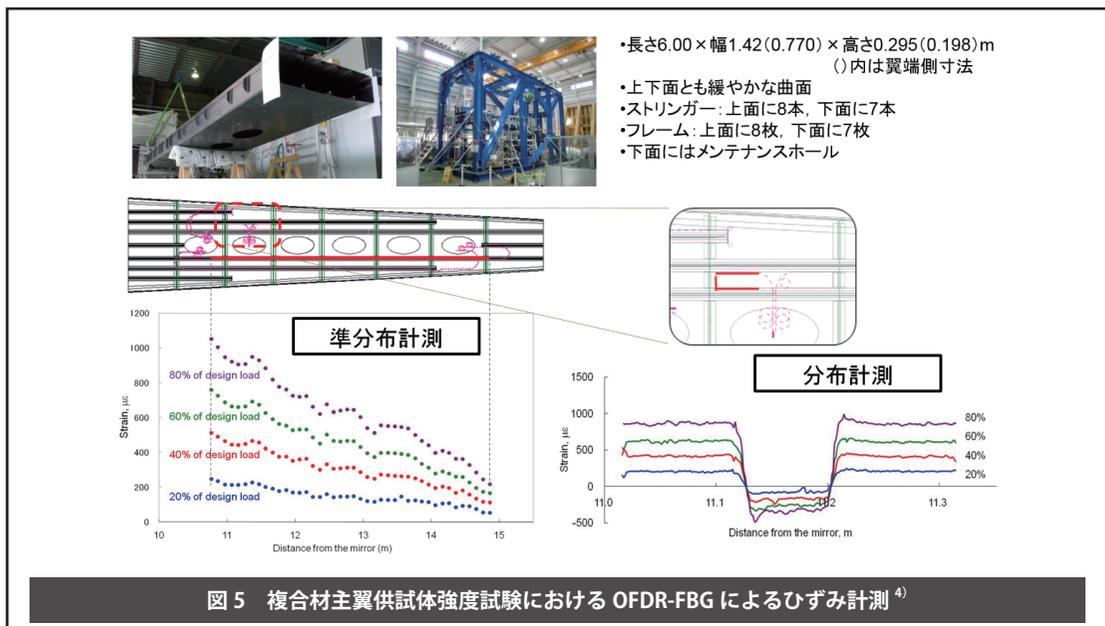
れば、生物の神経系に相当するものを構造に組み込むものです。JAXAの研究プログラムでは特に前者、すなわち、構造のひずみをモニタする技術の研究に取り組んでいます。

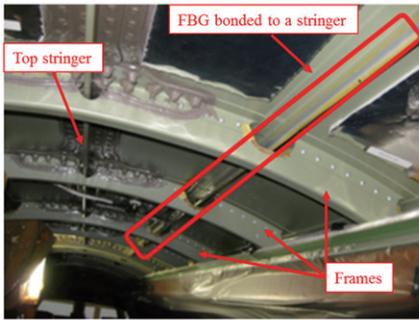
飛行中あるいは離着陸時に機体構造に発生する応力やひずみは構造設計時にコンピュータシミュレーションなどによって予測されますが、実際の運用中にそれらを計測することができれば、構造設計の妥当性の検証や改善に利用することができます。また、材料の疲労の度合い（疲労損傷度）を追跡モニタすることで、より適切な構造整備を行うことができます。これは、構造安全性の向上に役立つことはもちろんですが、整備計画を合理化することによって運用コストを低減することも可能になります。特に、複合材構造の場合は損傷や破壊の予測が難しいため、実働応力・ひずみのモニタリング技術は構造健全性を維持するうえで重要です。言い換えれば、応力・ひずみのモニタリングは構造設計の合理化、特に複合材構造の設計や健全性を支える技術として、構造軽量化に貢献するものです。もちろん、そのためにはセンサ自体に高い信頼性ととも軽量化が求められます。

ひずみの計測には従来、ひずみゲージが用いられてきましたが、膨大になる配線の取り回しや重量増

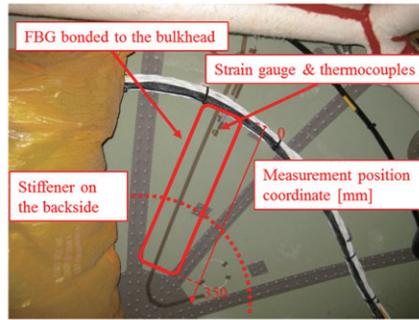
加が問題です。そこで、近年、光ファイバを用いたひずみ計測技術の研究開発が進められています。光ファイバセンサではきわめて多くの位置におけるひずみを少数のファイバで効率的に取得することが可能です。ひずみゲージでは一つのゲージで一か所のひずみしか計測できないのとは対照的です。光ファイバのコア中に回折格子を形成したFBG（Fiber Bragg Grating）センサは、ひずみまたは温度を精度よく測定できます。また、電磁環境にも強いいため、電子機器が多く搭載される現代の航空機に適しています。JAXAではゲージ長（計測範囲）が5m以上もあるFBG内のひずみ分布を1mm以下の高い空間分解能で計測できるOFDR（Optical Frequency Domain Reflectometry：光周波数領域反射測定）計測技術の開発を進めています。現在ではこの高い空間分解能と150Hzの計測速度を両立させることに成功しています。

図5はVaRTMで製造した6m長のCFRP製主翼ボックス構造の強度試験にOFDR-FBGによるひずみ計測を適用した例です⁴⁾。高い密度でひずみの分布状況が計測されていることがわかります。こうした優れた性能から、この技術はロケット構造や風力発電のブレードなどJAXA内外の研究開発にも利用されています。





(a) ストリンガーへのFBG接着



(b) バルクヘッド裏側(機体後方側)へのFBG接着

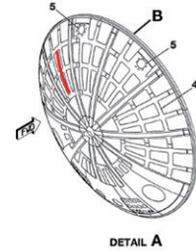


図 6 胴体構造への光ファイバセンサの接着⁵⁾

3.2 光ファイバ計測技術の飛行試験

開発してきた光ファイバセンサは地上での構造や材料の強度試験に用いることができます。従来のひずみゲージでは特に大型構造試験の場合、膨大な数のゲージの設置、配線が必要になり、その労力は多大です。光ファイバを使えば、一本のファイバで非常に多くの位置のひずみが計測できますので、労力を大きく軽減できます。

このように地上試験でも光ファイバセンサは強力な技術ですが、やはり、飛行中のひずみを計測するのが、この技術が最も活きる使い方です。そこで、JAXAでは2016年から2017年の2年間をかけて、開発してきた光ファイバセンサを実際の航空機に搭載し、離着陸を含む飛行状況、温度・振動等の飛行環境下で正しく計測可能かどうかを調べる飛行試験を行いました。

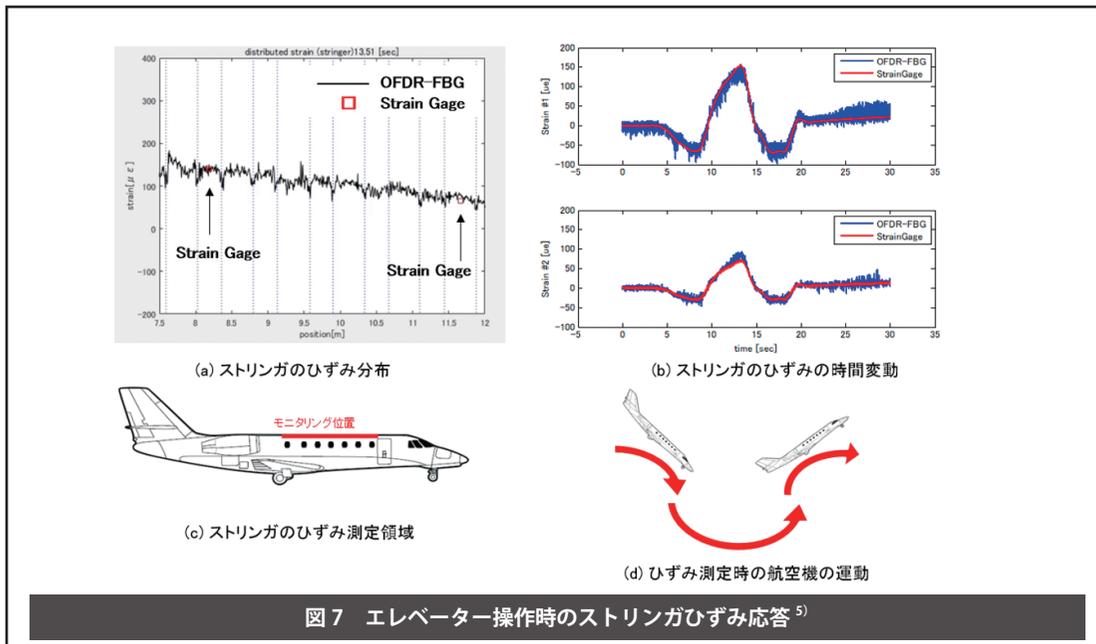
用いた航空機はJAXAのジェット実験機「飛翔」です。航空機に搭載するために、まず、計測に必要な機器(レーザー光源、データ収集機器他)の小型軽量化を行いました。次に、飛行環境下で動作し、有意なデータが得られるかどうか事前確認するために、飛行状態を模擬した振動環境、低温環境(-65°C)で動作試験を行いました。これらの試験の結果搭載可能と判断し、飛行試験に臨みました。飛行条件は、マッハ数0.5~0.75、高度14000ft~39000ftで、水平飛行、45度バンク定常旋回、60度バンク定常旋回、エレベータ操舵、フラップ操作などを行いました。これらの飛行

状況、および、離着陸、地上走行時のひずみを測定しました。

2016年の試験では図6のように、胴体と圧部内のストリンガーとバルクヘッドに光ファイバを接着しました⁵⁾。図7はエレベータ操作時のストリンガーのひずみ分布とひずみ変動の計測データです⁵⁾。赤で示したデータは光ファイバ直近に貼付したひずみゲージのデータで、両者はよく一致していることがわかります。ひずみ分布は空間方向に変動していますが、ひずみが小さくなっている位置はフレームの位置に一致し、その位置で剛性が高いためにひずみが小さくなったことを示しています。バルクヘッドのひずみはやはり直近のひずみゲージのデータとよく一致し、また、外部と内部の圧力差(飛行高度と機内高度の差)によく対応するデータが得られました。

2017年の試験では図8のように、主翼下面に光ファイバを貼り、主翼のひずみ分布を計測しました。詳細は現在分析中ですが、先述した各飛行状況について、航空機の運動によく対応したデータが得られました。また、ひずみゲージによる測定値とも良く一致しています。

これら2年間の飛行試験の結果から、JAXAの光ファイバひずみセンサは実際の飛行におけるひずみ計測に利用可能であることが示されました。今後はメーカー等と連携して実機適用を推進していく予定です。



3.3 荷重制御の研究

通常の航空機構造は円筒胴体と翼の組み合わせとして成熟していますが、燃料消費量の低減を目的として、空力性能の高い、アスペクト比が非常に大きい細長い翼などの研究が行われています。しかしながら、こうした構造を実現するには従来の技術では強度上困難です。超高アスペクト比翼では空力抵抗が小さくなるメリットがあるものの、突風や操舵時など大きな荷重を受けたときに発生する曲げモーメントが大きくなり、それに耐える強度を補償するために重くなって総合的なメリットがなくなってしまいます。そこで、JAXAでは構造にかかる荷

重を能動的に制御する技術の研究に取り組んでいます。もし、(一時的な)過大荷重によって構造内部に発生する力を制御できれば軽量化が可能になります。

図9は風洞試験に用いたコンセプト模型です⁶⁾。この模型には舵面が8個ついており、それらを利用することで揚力の分布形状を制御することができます。数値解析と風洞試験により、揚力を維持しつつ、翼根元の最大曲げモーメントが約25%低減可能であることがわかってきています。

4. おわりに

構造の軽量化は航空機の誕生以来継続して取り組まれてきましたが、最近では燃料消費量を少なくすることによって環境負荷を低減する重要な技術課題になっています。これは自動車など輸送機器に共通する課題です。複合材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、アルミニウム合金に比べて歴史が浅く、材料そのものやその性能を十分に活用するためにはまだまだ多くの研究課題があります。また、新しい軽量構造の健全性を支える技術として構造ヘルスマonitoringや荷重制御技術などがあり、将来の航空機構造はこうしたさまざまな技術が融合したものになるものと考えられます。JAXAは新しい複合材や構造技術の研究開



図9 荷重制御風洞試験の模型⁶⁾
翼後縁に8枚の舵面がついていて空力荷重分布を制御します。

発を通じて少しでも軽く、安全な航空機の実現に貢献していきます。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, 航空機の構造材料技術における最近の開発動向, 軽金属, 2012年, 第62巻第6号, 249-256
- 2) 杉本直, 青木雄一郎, 岩堀豊, 力学特性に及ぼすAFP積層時のギャップ/オーバーラップの影響評価, 第58回構造強度に関する講演会, 2016, JSASS-2016-3011, 25-27
- 3) 青木雄一郎, 竹崎悠一郎, 杉本直, 岩堀豊, JAXA120席級将来旅客機の複合材主翼最適化, 第58回構造強度に関する講演会, 2016, JSASS-2016-3057, 159-163
- 4) 井川寛隆, 山口功, 平野義鎮, 青木雄一郎, 村山英晶, 秋山学朗, 小原康平, 影山和郎, 鶴沢潔, 畦本雅宏, 大道浩児, 6m複合材翼構造強度試験におけるOFDR光ファイバセンサシステムによるひずみ計測, 第50回構造強度に関する講演会, 2008
- 5) 井川寛隆, 和田大地, 玉山雅人, 葛西時雄, 有蘭仁, 村山英晶, 塩坪捷矢, 第59回構造強度に関する講演会, 2017, JSASS-2017-3046, 130-132
- 6) 玉山雅人, 牧緑, 和田大地, 複数舵面を有する高アスペクト比航空機翼の風洞試験, 日本機械学会第26回交通・物流部門大会, 2017