

航空機スマート構造と関連技術の動向 ～モーフィング構造とその要素技術を主体として～

概要

航空機をさまざまな面から効率的に変えていくスマート構造技術に関し、翼のモーフィング技術を中心にして世界の研究開発の動向とその要素技術について解説する。

1. 全体の狙い、歴史・動向

1. 1 世界の航空機産業の流れ

ライト兄弟がエンジン付の空気よりも重い航空機を飛行させて 100 有余年、航空機は民間旅客ならびに軍事の両面で不可欠な移動体となった。1980 年代の東西冷戦終結を境にして欧米の対 GDP 軍事費は著しく削減され、航空機産業の軍事依存度は低下傾向にある¹⁾。一方、世界の民間旅客数は 1980 年代後半から急激に増大して来た。2001 年の米国同時多発テロ、2008 年に発生した世界的金融危機の影響により旅客数が一時的に低迷した時期はあるが、経済成長著しい新興国の機材需要、低価格航空会社による航空機輸送の普及などを背景に旅客数と機材需要はいずれも拡大傾向にある^{2) 3)}。この航空機産業の世界的な流れが、民間旅客、軍事の両面でスマート構造の実現を望む背景になっている。ここで、スマート構造とは後述するように、センシングやアクチュエーション機能を内包した、機能化された構造を意味する。

1. 2 欧米の航空機研究開発の概要とスマート構造の動向

米国では、NASA が将来の亜音速機の技術的ゴールを表 1.2-1 のように定め、図 1.2-1 の技術的挑戦を掲げて SFW (Subsonic Fixed Wing) プロジェクトを進めている⁴⁾。『Reduce OWE (文献 6 によれば“Aircraft Operating Empty Weight”の略)』が構造分野における挑戦であり^{5) 6)}、軽量高アスペクト比翼を可能とする技術の探索と開発を目的に『High Aspect Ratio Elastic Wing』の研究が行われている。

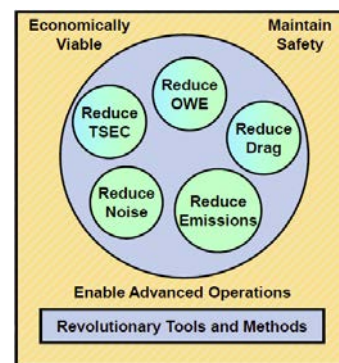


図 1.2-1 SFW の技術的挑戦⁶⁾

表 1.2-1 NASA による将来亜音速機の技術的ゴール⁴⁾

CORNERS OF THE TRADE SPACE	N+1(2015 EIS) Generation Conventional Tube and Wing (relative to B737/CFM56)	N+2(2020 IOC) Generation Unconventional Hybrid Wing Body (relative to B777/GE90)	N+3(2030-2035 EIS) Advanced Aircraft Concepts (relative to user defined reference)
Noise (cum. below Stage 4)	-32 dB	-42 dB	55 LDN at average airport boundary
LTO NOx Emissions (below CAEP 6)	-60 %	-75 %	better than -75%
Performance: Aircraft Fuel Burn	-33 %	-40 %	better than -70%
Performance: Field Length	-33 %	-50 %	exploit metro-plex concepts

欧州連合では、『欧州研究開発フレームワーク計画（Framework Programme for Research and Technological Development）』第7期（期間：2007～2013年、全体予算：532億ユーロ、『FP7』と略される⁸⁾）の枠組みの下、以下のスマート構造関連研究が行われている⁷⁾。

- ・ Smart High Lift Devices for Next-Generation Wings (SADE)
- ・ Active Control of Flexible 2020 Aircraft (ACFA 2020)
- ・ Aircraft Integrated Structural Health Assessment II (AISHA II)

上述の欧米の活動から読み取れる今後の航空機研究開発のキーワードは次の通りである。

- ・『燃費性能』、『環境適合性』の高い機体の実現
- ・『最適な飛行』により将来航空輸送で懸念される空と空港の過密化を克服
- ・『機体検査費用の低減と検査時間短縮』を実現して運用費削減

これらの要求に対して共通して適用できる手法が『スマート構造』技術である。材料開発や複合材構造設計技術の高度化、空力設計技術の高度化は引き続き活発に進められると予想されるが、併せて『スマート構造』技術は、成熟した従来の機体構造に対するブレークスルー技術として実用化が期待される。

ところで、日本機械学会⁹⁾によると、スマート構造は『その中に人間の筋肉、神経、頭脳に相当するアクチュエータ、センサ、コントローラを備えている構造』で、『アクチュエータやセンサ、コントローラ機能を内包して、かつ複雑化を避ける』のが目的とされる。これ従うと、航空機では概ね『モーフィング構造』である。モーフィングの歴史的概略はWeisshaarにより述べられている¹⁰⁾。最近ではUAVs (Unmanned Aerial Vehicles) への適用に多くの関心が集まっている。それは、UAVsの特徴である『低コスト、安全性／信頼性の低要求（有人機に比べて）、低空力荷重』といったことを背景として、①革新的な材料やアクチュエータにより従来よりも機体重量へのインパクトを軽減させる構造設計が可能になってきたこと、また、②衛星サービスの成長による衛星不足の懸念から、国境警備、気象等のルーチン的なミッションにUAVsの利用が検討されるようになってきたことなどが理由としてあげることができる。

モーフィング技術には有望なものもあるが多くは研究段階にあって実用には至っておらず、現状、従来構造からのコスト増がシステムレベルでの恩恵によってカバーされる場合に、ある特定の機体において取り入れられるという『設計オプション』として捉えられている。

2. スマート構造による制御

航空機は一般に飛行エンベロープのある一点・ある燃料積載条件で最適な空力特性（最大L/D）が得られるように設計される。しかしながら、燃料重量とその分布は飛行中に連続的に変化し、また、航空管制等によって最適でない飛行条件におかれるため、『準最適』な性能が民間航空機では特に重要となる。モーフィング技術この問題に答えられる技術の一つである。翼モーフィング・コンセプトの整理はBarbarinoらが網羅的に行っている¹¹⁾。また、適用目的の観点から玉山がまとめている¹²⁾。本章では大型プロジェクトの紹介の後、後者の適用目的で分類して研究例を紹介する。

2. 1 過去のプロジェクト

アメリカ・DARPA (Defense Advanced Research Projects Agency) により MAS (Morphing Aircraft Structures) プログラムが 2002 年に開始された¹³⁻¹⁶⁾。Lockheed Martine Aeronautics と NextGen Aeronautics が主な契約先となり、各々独自に機体設計、風洞試験実証、飛行試験実証を進めた。Lockheed Martin Aeronautics では折り畳み翼を、NextGen Aeronautics では胴体に翼を引き込まずに翼平面形を変化できる機構を提案した。

航空機の機動性向上に向けたプロジェクトには、United States Air Force (USAF) 及び NASA が共同で 1975 年に開始した MAW (Mission Adaptive Wing)¹⁷⁾と、DARPA、AFRL (Air Force Research Laboratory)、及び NASA が 1995 年より開始した Smart Wing Program¹⁸⁾がある。何れもヒンジレス舵面を適用したプロジェクトである。MAW は F-111 をベースに飛行試験が行われ、Smart Wing Program では風洞試験によって技術実証が進められた。

同じく機動性向上を目指したプロジェクトに、F/A-18A の翼を改造して飛行実証した NASA の AAW (Active Aeroelastic Wing) プロジェクト (1995~2005) がある¹⁹⁾。

欧州では、9 カ国 15 機関の共同による 3AS (Active Aeroelastic Aircraft Structures) プロジェクトが 2002 年より 3 年間実施された²⁰⁾。この中で、翼の弾性変形を効果的に制御する技術 AWTC (Aeroelastic Wing Tip Control) コンセプトが研究され、3AS 実証用プラットフォーム風洞模型 EuRAM (European Research Aeroelastic Model) に対し、図 2.1-1 に示す補助的舵面により主翼変形を制御して飛行時の主翼にかかる抵抗を低減させた。



図 2.1-1 AWTC の補助的舵面の設置の様子²¹⁾

2. 2 飛行エンベロープ拡大

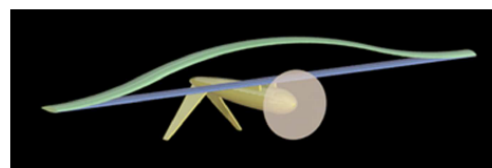
飛行エンベロープ拡大を目的としたモーフィングにはスパン、コード、及び後退角の変形が含まれるが、コード方向のモーフィング適用は稀である。スパン伸長モーフィングは特に軍事用途で検討されてきた。望遠鏡式 (Telescopic) の機構が代表的である。一方、DARPA の MAS で Lockheed Martin Aeronautics により風洞実証が行われたモーフィングは、翼の内舷側を折りたたむことでスパン長を劇的に短くし、その機構の特徴から『Z 翼 (Z-Wing)』と呼ばれる。

1960~70 年代に多くの軍用機が後退角可変機構 (Swing-wing) を導入している (F-14 Tomcat、Su-17 等)。後退角モーフィングの究極の形は斜め翼 (Oblique-wing) である (例: NASA の AD-1)。NextGen Aeronautics は DARPA の MAS プログラムにおいて、翼後退角と翼平面形面積を独立に変形させる技術の飛行実証を (MFX-1、MFX-2) 行った^{14、16)}。

機動性向上と空力性能改善を目指したモーフィング技術は、“翼変形制御により翼面荷重の分布とその総荷重を制御する”という発想は共通で、従って機能的には同じである。異なるのは翼変形の手続きで、後者は高速な変形を要しないが、前者は飛行制御に必要な程度に高速性が必要である。本節では、翼変形制御の機能として『翼のねじれ』を発生させるモーフィングと『翼の断面形状』を変えるモーフィングに重点を置いて研究例を紹介する。

翼のねじり制御では、スパン方向のねじり剛性分布を能動的に制御する手法が多く使われる。Chen らの VSS (Variable Stiffness Spar) コンセプト²³⁾が代表的で、その後、Florance らの VSS²⁴⁾、Cooper の Adaptive Stiffness Structures²⁵⁾が提案された。

Eco-Wing 活動の一環として翼後縁にモーフィング技術を用いた際の揚力分布最適化の研究が行われている²⁹⁾。



2. 4 空弾制御 (突風、フラッタ)

The diagram illustrates a wing model with a tip device. The main wing is represented by a green rectangle with a leading edge on the left and a trailing edge on the right. The distance from the trailing edge to the tip device is labeled x_P . The tip device is a smaller green rectangle attached to the main wing. The height of the tip device is labeled c . The attachment point is labeled "Attachment with torsional stiffness k ". The main wing has an elastic axis, and the tip device has an elastic axis. The distance from the main wing elastic axis to the tip device elastic axis is labeled e_c . The aerodynamic center is located at a distance $e_{\gamma} c$ from the tip device elastic axis. The diagram also shows the root, tip, and inertial axis.

4

航空機について突風荷重応答の検討も行い、GLAS (Gust Load Alleviation System) を数値解析により設計・評価している³⁶⁾。Miller は、適応翼端デバイス (Adaptive Wing Tip Devices) による荷重抑制の検討を行った (図 2.4-1)³⁷⁾。PARTI (Piezoelectric Aeroelastic Response Tailoring Investigation) プログラムは適応材料を使った空弾制御試験で、NASA LaRC と MIT の共同により実施された³⁸⁾。長さ 5ft の高アスペクト比翼模型の内部に PZTs (Piezoelectric Ceramic Materials) を複数配置した。最も効果の高かった制御則ではフラッタ発生動圧を 12% も向上することができた。

2. 5 モーフィング構造の最適設計

モーフィング構造設計では、安全性を確保しつつ、形状変形を効果的に実施できるように構造の最適化が行われる。ここでは空力性能の他に、翼根の曲げモーメント、翼の構造重量、剛性要求など、多分野 (Multidisciplinary) にわたる複数の目的変数を最適化する必要がある (Multi Objective Optimization Problem)。

Padula らは有限要素法による構造解析と ADIFOR³⁹⁾ でコーディングした空力解析コードを連成させて最適化計算手法を構築した⁴⁰⁾。モーフィングではアクチュエータによる形状変形制御を最適化のフローに組み入れる必要があり、エネルギーの立場から最適化を行う試みが行われている⁴¹⁾。一方、複合材の異方性を利用すると受動制御 (Passive Control) により翼変形を実現できる⁴²⁾。モーフィング技術適用による機体システムとしての性能評価も行われている。Wittmann らは、幅広いミッション要求に対してモーフィングのシステムレベルの効果を定量的に評価する手法を示した⁴³⁾。

3. 主要要素技術

本章では第 2 章で示したスマート構造を構成する主要な要素技術について、機構、アクチュエータ、柔軟材料、センサの 4 項目に分類して、国内外の研究を紹介する。

3. 1 柔構造のアクチュエーション技術 (機構)

Baker らは、多数のトラスとアクチュエータで翼のリブを構成し、アクチュエータ位置の最適化を行っている⁴⁴⁾。DARPA、AFRL、および NASA による Smart Wing Program、ヨーロッパの FP7 プロジェクトの SADE では、エクセンチュエータに回転モータを取り付けることで回転運動を上下動に変換した。多くの機構はリンクを介してアクチュエータの動きを翼断面形状変形に変換するが、Poonsong により提案された『Multi-Section Camber Wing』では⁴⁵⁾、複数部品の連結でリブを構成して幾つかのスパンに配置し、複数のアクチュエータを使って同時にリブを変形させた。また、翼後縁モーフィングとして複数の機能『Multi Functionality』を発揮する機構が EADS により提案された⁴⁶⁾。高揚力装置として 2 段フラップの性能を 1 段フラップで実現するための調査研究が川崎重工業株式会社と日本飛行機株式会社により行われ、4 種のモーフィング・コンセプトが抽出された⁴⁷⁾。FlexSys Inc. では、Mission Adaptive Compliant Wing と呼ばれる翼において、メカニカルな機構に依らない従順な (Compliant) 機構を適用してヒンジレス舵面を実現した⁴⁸⁾。温度によって複数の形状を示すバイ・スタブル (Bistable) 複合材板による翼変形も行われている⁴⁹⁾。

3. 2 アクチュエータ

アクチュエータはモーフィングの適用仕様により以下の3通りに大きく分類できる。

(1)従来型 (サーボ・超音波モータ、油圧・空圧デバイス) ⇒全てのサイズの機体

(2)SMAs (Shape Memory Alloys) ⇒UAVs、回転翼機のブレード

(3)PZTs (Piezoelectric Ceramic Materials) ⇒小型 UAVs、MAVs (Micro Air Vehicles)

(1)は単体で使われることが多いため『Lumped Actuator』とも呼ばれる。(2)と(3)は単体で得られるストロークが小さく、分散させて設置することになるので『Distributed Actuator』とも呼ばれる。これらのアクチュエータを構造要素の中に直接適用することにより構造自体にアクチュエータの機能が付与され、①重量、②信頼性・保守性、③構造・空力効率の点で大きな恩恵を受けることができる。

SMAs は高ひずみが可能なスマート材料アクチュエータであるが、周波数応答特性を向上させるには冷却機構を必要とし、システムが複雑となる。Roglin らは回転翼機のブレードのキャンバー変形に SMAs 適用した⁵⁰⁾。DARPA、AFRL、NASA の Smart Wing Program では¹⁸⁾、翼後縁制御面や翼ねじり変形用トルクチューブに SMAs を利用した。SMAs は周波数応答が低いので旅客機のような大型の機体への利用が適しており、将来性が期待される。

PZTs は比較的大きな力を広い周波数バンドで作り出すことができるが、SMAs に比べると小ひずみに限られる。多くの研究は回転翼機のブレードへの適用を対象にしている。PZTs では、NASA が開発した THUNDER (Thin layer composite UNimorph ferroelectric DrivER and sensor) が有名である⁵¹⁾。Pinkerton らにより、流れの剥離制御による空力性能向上に対して翼上面に THUNDER を適用することが試みられた。また、PZTs の一種として、MFCs (Macro Fiber Composites) アクチュエータも適用例が多い。1996 年に NASA で発明され、2003 年に米国特許出願されている^{52)・53)}。MFCs は非常に柔軟で、曲面を持つ構造に張り付けても壊れる心配がなく、表面に特別な処理を行う必要もない。加えて、指を組むように互いに配置した電極により、従来の一枚の圧電セラミック材料と比べて大きな力とひずみを発生することが可能である⁵⁴⁾。

3. 3 柔軟素材

NanoSonic Inc. の Metal Rubber は電氣的に高い伝導性を保ち、かつ、1000%のひずみにも耐えられる柔軟な elastomer である⁵⁵⁾。CRG, Inc. の Shape Memory Polymer (商品名 Veriflex) は、200%の伸びまで許容できる⁵⁶⁾。Nastic 材料⁵⁷⁾は植物の傾性運動にヒントを得た材料であり、材料内部の圧力を変えることで大きな形状変化を発生・制御させる。DARPA が研究開発を支援した。

ポアンソン比がほぼゼロとなる材料として、コルゲート複合材 (Composite Corrugated Materials) がある。国内では、杉浦、横関、平野がコルゲート材を翼後縁に適用し、風洞試験で従来型舵面との性能比較を行っている⁵⁸⁾。海外では、Xia らが翼の表面をコルゲート材で成



図 3.3-1 MORPHLET⁶¹⁾

形した場合の空力性能に与える影響を CFD 並びに風洞試験により調べた⁵⁹⁾。Thill はコの字型のコルゲートを翼後縁部に適用して風洞試験を実施した⁶⁰⁾。また、Ursache らはコルゲート材を使った可変形のウィングレット MORPHLET (MORPHing WingLET) を提案している (図 3.3-1)⁶¹⁾。Smith らは MORPHLET を適用した航空機の性能を MDO により最適化し、固定ウィングレットに比べて 4~5% の SAR (Specific Air Range) 性能向上を示した⁶²⁾。

3. 4 センシング技術

航空機スマート構造の実現に必須の要素技術として、機体の状態、機体に作用する環境をモニタリングするためのセンシング技術がある。一般的なひずみゲージ・加速度ピックアップを使用して実運用時における構造物全体の挙動をモニタリングしようとする場合、膨大な配線の取り回し・重量増加が大きな問題となっていた。これに対し光ファイバセンサでは、広範囲の大量の情報を少数のファイバで効率的に取得することが可能である。さらに、細径・軽量であることから繊維強化複合材料などに直接埋め込んで構造と一体化させる試みも行われている。加えて、電磁気的なノイズに強く、耐久性・耐食性に優れるなどの特徴を有している。これらの特徴を有する光ファイバセンサに対する期待は大きい。

特に SHM (Structural Health Monitoring、構造ヘルスモニタリング) への適用を目指した光ファイバセンサの研究は多くなされている⁶³⁾。

光ファイバセンサの計測原理について以下に概説する。光ファイバに光を通すと様々な微弱な散乱光 (Rayleigh 散乱光、Raman 散乱光、Brillouin 散乱光) が発生する。これらを計測する光ファイバセンサでは、計測する散乱光の種類、それらの検出の方法によって様々な計測方式が存在し、各方式により計測できる範囲、計測に要する時間、温度や歪みなど計測できる物理量が異なっている。

また、紫外線を用いて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るセンサとして、さまざまな場面で活用されるようになってきている (図 3.4-1)。複数の 5~25mm 程度の FBG センサを 1 本の光ファイバ上に複数配置して測定する準分布測定を行う場合には、あら

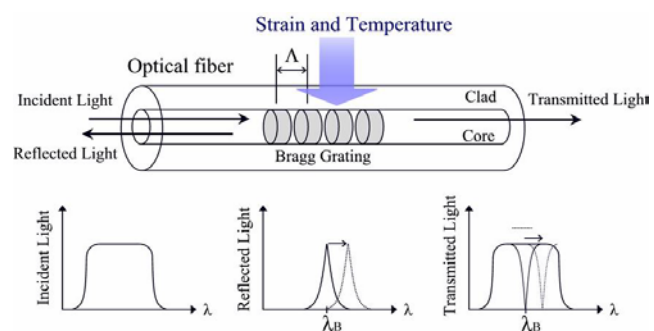


図 3.4-1 FBG センサ

かじめ波長帯域を各センサに割り当てて使用する WDM (Wavelength Division Multiplexing、波長分割多重) という方式が一般的に用いられているが、波長帯域の制限により光ファイバ 1 本当たりの FBG の数は数十が上限とされている。これに対し、WDM に比べて 10 倍以上もの FBG センサを多重化できる OFDR (Optical Frequency Domain Reflectometry、光周波数領域リフレクトメトリ) という方式が提案されている⁶⁴⁾。JAXA ではさらにこれを拡張し、1000mm 以上のゲージ長の FBG 内のひずみ分布を 1mm 以下の高い空間分解能で計測する OFDR 計測手法の開発を進めている⁶⁵⁾。

ここで、航空機スマート構造に関連する研究として、NASA の Subsonic Fixed Wing プロジェクト⁶⁶⁾を紹介する。このプロジェクトではエネルギー効率向上を目指し、高アスペクト比を有する航空機の研究を進めている。この中で、光ファイバセンサを用いた主翼の変形状態の計測も大きな研究課題の一つとされている。このプロジェクトで使用される光ファイバセンサシステムは、2008 年に NASA-IKHANA によるフライトテストが行われている。ここでは、4 本のファイバに計 2000 個の FBG を配置し、30Hz のサンプリングレートでのひずみ計測に成功し、それを基にした翼変形状態の推定も行われている（図 3.4-2）。

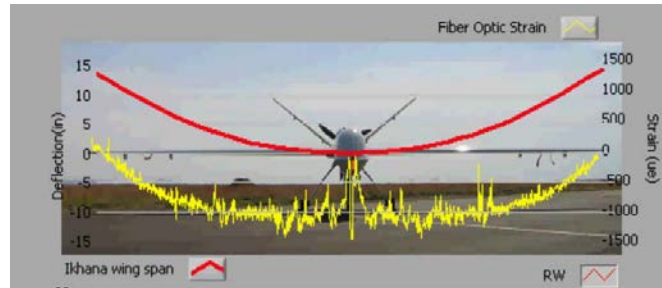


図 3.4-2 NASA IKHANA での光ファイバセンサ翼変形計測

次に JAXA で開発を進めている OFDR 計測手法の適用例(図 3.4-3)を紹介する⁶⁷⁾。JAXA 大型低速風洞で行われた風洞試験において、スパン 2.5m の風洞模型の表面に 2.4m の FBG を敷設し、通風時のひずみ分布計測を行った。模型に設置した 2 つの熱電対の出力値を基に、FBG 計測値の温度補正も行っている。さらに、主翼の幾何学形状および剛性モデルに基づき、計測されたひずみ分布データから主翼の変位量、せん断力分布の推定を行った。推定された変位分布はカメラによる 3 次元変位計測結果と、せん断力分布は圧力計による計測結果と、それぞれよく一致している。これにより、光ファイバセンサによる主翼構造の変形状態や荷重の推定が可能であることが示された。

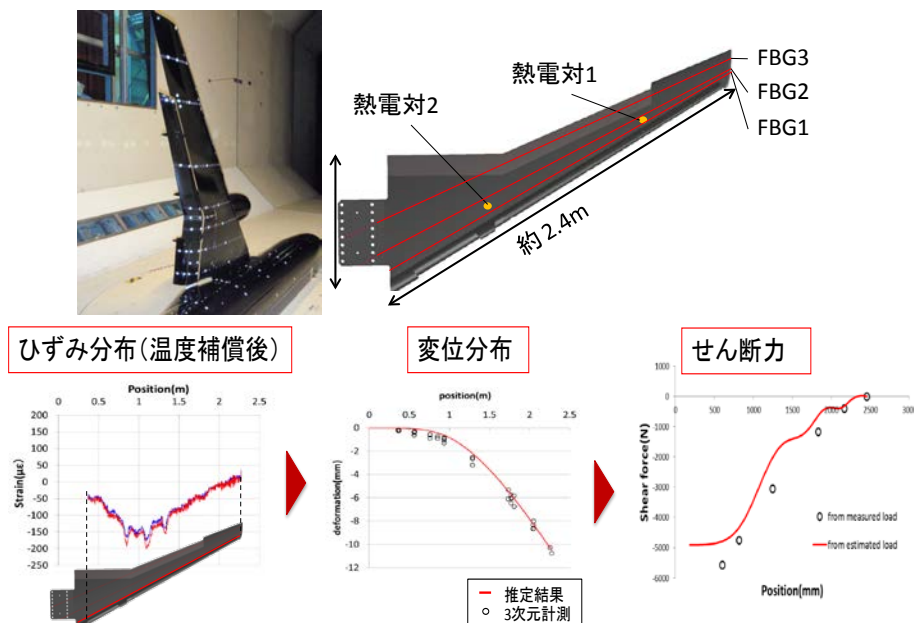


図 3.4-3 JAXA 風試模型における光ファイバセンサ適用例。

4. JAXA での取り組み

JAXA では、スマート構造に関連した技術として、「機能化構造技術」の研究開発を航空本部が中心となり進めている。機能化構造技術とは、構造制御により飛行荷重の再配分を行い必要な剛性を確保するシステム技術である。

現在、航空機の軽量化は主に炭素繊維複合材料の適用が主流となっている。複合材適用による重量軽減は機体全体で 10～15%程度と言われているが⁶⁸⁾、大型旅客機については主翼や胴体への複合材適用が既に進み、複合材によるこれ以上の大幅な重量軽減は難しい状況である。一方で小型旅客機の翼への複合材適用による重量軽減効果は大きくない。このように材料による重量軽減もいずれ限界を迎える可能性があるため、構造重量軽減のためのブレークスルー技術が必要である。

これまで、飛行荷重（運動荷重や突風荷重等）に対する剛性の確保は必要不可欠であることが構造重量軽減に対する制約となっていた。航空機の運用では飛行プロファイル毎に主翼にかかる飛行荷重の大きさや分布が異なるが、すべてのプロファイルに対して構造・材料のみで剛性と強度を確保している。本研究ではアクティブな構造制御により飛行荷重の再配分を行い必要な剛性・強度を確保する機能化構造技術を開発することで大幅な構造軽量化を実現することを将来的な目標としている。航空宇宙機の軽量化により燃費や飛行性の向上を図ることができ、結果として運航・運用コストを下げる事が可能となる。また、第2章で述べたように、制御により飛行エンベロープの拡大や機動性・空力性能向上、空弾制御も可能となる。

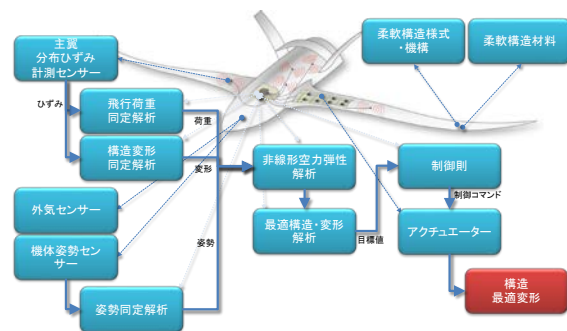


図 4-1 機能化構造技術に必要な要素技術の例

機能化構造技術は、図 4-1 に示すように柔軟性を有する構造技術（材料・構造様式・機構）、高精度なモニタリング技術（主翼分布ひずみ計測、飛行荷重・変形

同定）、アクチュエータ技術、制御技術、非線形構造および空力弾性解析技術等の多岐に渡る技術分野を統合するシステム技術であり、実機適用には中・長期的視点での技術開発が必要であり技術リスクが大きい。よって産官学が連携しながらそれぞれに強みを生かしながら戦略的に研究開発を推進することが必要である。

本研究で実現を目指す技術は翼の全体的な構造制御を全飛行環境で行うものであり、2020 年代実証フェーズを経て 2030 年代前半の実用化を目指している（図 4-2）。

次世代国産航空機の市場競争力や国際共同開発でのシェア拡大で重要となるシステム技術として位置付けているが、将来型高アスペクト比無人機や、要素技術（モニタリング技術）の基幹ロケットへの適用等も検討している。

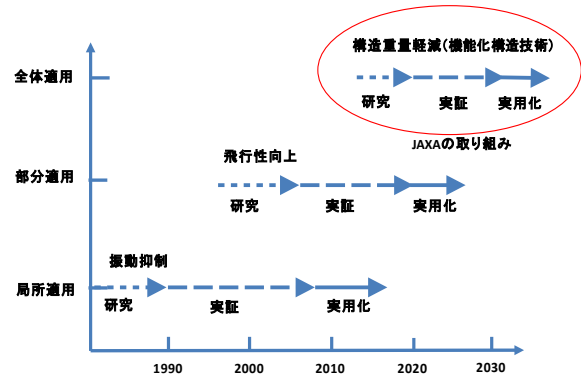


図 4-2 構造制御技術の変遷

【引用文献】

- 1) 防衛省、『国際軍事情勢』、2009
- 2) 一般社団法人日本航空宇宙工業会、『2012 はばたく日本の航空宇宙工業』、2012
- 3) 国土交通省、『我が国の国際航空旅客輸送の動向』、http://www.mlit.go.jp/koku/koku_fr1_000001.html
- 4) Bradley,M.K. and Droney,C.K., ‘Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase I Final Report,’ NASA/CR-2011-216847
- 5) Rosario,R.D. et al., ‘Subsonic Fixed Wing Project,’ NASA Fundamental Aeronautics Program, 2011
- 6) Rosario,R.D. et al., ‘Subsonic Fixed Wing Project Overview of Technical Challenges for Energy Efficient, Environmentally Compatible Subsonic Transport Aircraft,’ AIAA ASM, 2012
- 7) 独立行政法人 新エネルギー・産業技術総合開発機構、『【特集：欧州での研究開発への取組】第7次欧州研究開発フレームワーク計画(FP7)がスタート (EU)』、NEDO 海外レポート、NO.997、2007
- 8) ‘Aeronautics and Air Transport Research 7th Framework Programme 2007-2013, Project Synopses – Volume 1,’ Project Information, 2010
- 9) 一般社団法人日本機械学会宇宙工学部門、『第10章スマート構造』、Web テキスト、<http://www.jsme.or.jp/sed/guide/dynamics10.pdf>
- 10) Weisshaar,T.A., ‘Morphing Aircraft Technology – New Shapes for Aircraft Design,’ RTO-MP-AVT-141, 2006
- 11) Barbarino,S. et al., ‘A Review of Morphing Aircraft,’ Journal of Intelligent Material Systems and Structures, Vol.22, p.p.823-877, 2011
- 12) 玉山雅人、『モーフィングに関する動向』、ながれ、Vol.28、p.p.277-284、2009
- 13) Love,M.H. et al., ‘Demonstration of Morphing Technology through Ground and Wind Tunnel Tests,’ AIAA 2007-1729, 2007
- 14) Worwich,G., ‘Success for first in-flight morphing aircraft, as small Californian start-up NextGen flies Boeing-aided MFX-1 model,’ <http://www.flightglobal.com/news/articles/success-for-first-in-flight-morphing-aircraft-as-small-californian-start-up-nextgen-flies-208487/>, 2006
- 15) Andersen,G.R. et al., ‘Aeroelastic Modeling, Analysis and Testing of a Morphing Wing Structure,’ AIAA 2007-1734, 2007
- 16) Worwich,G., ‘NextGen’s shape-changing UAV morphs in flight,’ <http://www.flightglobal.com/news/articles/nextgens-shape-changing-uav-morphs-in-flight-218799/>, 2007
- 17) Smith,J.W. et al., ‘Variable-Camber Systems Integration and Operational Performance of the AFTI/F-111 Mission Adaptive Wing,’ NASA TM 4370, 1992
- 18) Kudva, J.N., ‘Overview of the DARPA Smart Wing Project,’ Journal of Intelligent Material Systems and Structures, Vol.15, p.p.261-267, 2004
- 19) Clarke,R., Allen,M.J., Dibley,R.P., Gera,J. and Hodgkinson,J., ‘Flight Test of the F/A-18 Active Aeroelastic Wing Airplane,’ NASA/TM-2005-213664, 2005
- 20) Schweiger,J. and Suleman,A., ‘The European Research Project: “Active Aeroelastic Aircraft Structures”,’ Proceedings of the IFASD2003, 2003
- 21) Heinze,S., ‘Aeroelastic Concepts for Flexible Wing Structures,’ Thesis, Royal Institute of Technology, Sweden, 2005
- 22) Perry,B. III et al., ‘Summary of an Active Flexible Wing Program,’ Journal of Aircraft, Vol.32, No.1, p.p.10-15, 1995
- 23) Chen,P.C. et al., Variable Stiffness Spar Approach for Aircraft Maneuver Enhancement Using ASTROS,’ Journal of Aircraft, Vol.37, No.5, p.p.865-871, 2000
- 24) Florance,J.R. et al., ‘Variable Stiffness Spar Wind-Tunnel Model Development and Testing,’ AIAA 2004-1588, 2004
- 25) Cooper,J.E., ‘Adaptive Stiffness Structures for Air Vehicle Drag Reduction,’ RTO-MP-AVT-141, 2006
- 26) Florance,J.P. et al., ‘Contributions of the NASA Langley Research Center to the DARPA/AFRL/NASA/ Northrop Grumman Smart Wing Program,’ AIAA 2003-1961
- 27) Gano,S.E. et al., ‘Shape Optimization for Conforming Airfoils,’ AIAA 2003-1579, 2003
- 28) Bolonkin,A. and Gilyard,G.B., ‘Estimated Benefits of Variable-Geometry Wing Camber Control for Transport Aircraft,’ NASA/TM-1999-206586, 1999

- 29) Ohnuki,T., 'JAXA's Environment Conscious Aircraft Technology Program Plan,' in Proceedings of 28th ICAS, 2012
- 30) Dodge,J., 'Integrating Technologies is Main Innovation in Boeing 787 Dreamliner,' DesignNews, http://www.designnews.com/document.asp?doc_id=222448, 2007
- 31) Terdiman,D., 'Boeing 747-8 Intercontinental is Here,' CNET News, http://news.cnet.com/8301-13772_3-20031689-52.html, 2011
- 32) Gardiner,G., 'A350 XWB update: Smart manufacturing,' COMPOSITESWORLD, <http://www.compositesworld.com/articles/a350-xwb-update-smart-manufacturing>, 2011
- 33) George,E.L., 'Maneuver Load Alleviation System,' U.S.Patent 4796192, 1989
- 34) Fabre-Raimbault,N. et al., 'Method and device for dynamically alleviating loads generated on an airplane,' U.S. Patent Application Publication No. 2008/0265104 A1, 2008
- 35) Wildschek,A. et al., 'Minimizing dynamic structural loads of an aircraft,' U.S. Patent Application Publication No. 2009/0084908 A1, 2009
- 36) Wildschek,A. et al., 'Gust Load Alleviation on a Large Blended Wing Body Airliner,' in Proceedings of 27th ICAS, 2010
- 37) Miller,S.J., 'Adaptive Wing Structures for Aeroelastic Drag Reduction and Loads Alleviation,' Thesis submitted for the degree of Doctor of Philosophy, University of Manchester, 2010
- 38) Pinkerton,J.L. et al., 'Controlled Aeroelastic Response and Airfoil Shaping Using Adaptive Materials and Integrated Systems,' in Proceedings of SPIE's 1996 Symposium on Smart Structures and Integrated Systems, 1996
- 39) Bischof,C. et al., 'Adifor 2.0: automatic differentiation of Fortran 77 programs,' IEEE Computational Science and Engineering, Vol.3(Issue3), p.p.18-32, 1996
- 40) Padula,S. et al., 'Aerospace Applications of Optimization under Uncertainty,' NASA Langley Research Center, Report. 2003-4, 2003
- 41) Johnston,C.O. et al., 'A Model to Compare the Flight Control Energy Requirements of Morphing and Conventionally Actuated Wings,' AIAA 2003-1716, 2003
- 42) Herencia,J.E. et al., 'Morphing Wing Design Via Aeroelastic Tailoring,' AIAA 2007-2214, 2007
- 43) Wittmann,J. et al., 'Framework for Quantitative Morphing Assessment on Aircraft System Level,' AIAA 2009-2129, 2009
- 44) Baker,D. and Friswell,M.I., 'Determinate structures for wing camber control,' Smart Materials and Structures, Vol.18, No.3, 2009
- 45) Poonsong,P., 'Design and Analysis of Multi-Section Variable Camber Wing,' Thesis submitted for the degree of Master of Science, University of Maryland, 2004
- 46) Wildschek,A., 'Multi-Functional Morphing Trailing Edge Device for Control of All-Composite, All-Electric Flying Wing Aircraft,' AIAA 2008-8956, 2008
- 47) 川崎重工業株式会社、日本飛行機株式会社、『最適化技術を応用した高揚力装置の設計技術開発』、社団法人日本航空宇宙工業会革新航空機技術開発センター“環境調和型航空機技術に関する調査研究成果報告書”No.2215、2011
- 48) Kota,S. et al., 'Mission Adaptive Compliant Wing – Design, Fabrication and Flight Test,' RTO-MP-AVT-168, 2009
- 49) Mattioni,F. et al., 'The application of thermally induced multistable composites to morphing aircraft structures,' SPIE Smart Structures and Materials & Nondestructive Evaluation and Health Monitoring, paper 6930-12, 2008
- 50) Roglin,R.L. et al., 'Adaptive Airfoils for Helicopters,' AIAA 1994-1764, 1994
- 51) Pinkerton,J.L. and Moses,R.W., 'A Feasibility Study to Control Airfoil Shape Using THUNDER,' NASA Technical Memorandum 4767, 1997
- 52) Wilkie,W.K. et al., 'Piezoelectric Macro-Fiber Composite Actuator and Method for Making Same,' U.S. Patent Application Publication US 2003/0056351 A1, 2003
- 53) Wilkie,W.K. et al., 'Low-Cost Piezocomposite Actuator for Structural Control Applications,' presented at Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies, SPIE 7th International Symposium on Smart Structures and Materials, 2000
- 54) Butt,L. et al., 'Wing Morphing Design Utilizing Macro Fiber Composite,' in Proceedings of Society of Allied Weight Engineers 69th Annual Conference, VAPaper Number 3515-S, 2010
- 55) NanoSonic Inc., <http://www.nanosonic.com/80/4/product.html>
- 56) Cornerstone Research Group, Inc.,<http://www.crgroup.com/tech-center/veriflex-shape-memory-polymer>

- 57) Matthews,L.A and Giurgiutiu,V., ‘Modeling actuation forces and strains in nastic structures,’ in Proceedings of SPIE 6173, 2006
- 58) 杉浦綾、横関智弘、平野 義鎮、『コルゲート型モーフィング翼の開発と風洞試験における駆動実証』、日本航空宇宙学会論文集, Vol.61、No.5、p.p.142-149,2013
- 59) Xia,Y. et al., ‘The Effect of Corrugated Skins on Aerodynamic Performance,’ in Proceedings of 23rd ICAST, 2012
- 60) Thill,C. et al., ‘Composite corrugated structures for morphing wing skin applications,’ Smart Materials and Structures, Vol.19, No.12, 4009, 2010
- 61) Ursache,N.M. et al., ‘Technology Integration for Active Poly-Morphing Winglets Development,’ in Proceedings of ASME SMASIS08, 2008-496, 2008
- 62) Smith,D.D. et al., ‘Multidisciplinary Design Optimization of an Active Nonplanar Polymorphing Wing,’ in Proceedings of 27th ICAS, 2010
- 63) IADF 「複合材構造のヘルスマニタリング技術実用化の状況と課題」
http://www.iadf.or.jp/8361/LIBRARY/MEDIA/H23_dokojyoho/23-4.pdf
- 64) Childers,B. et al., ‘Use of 3000 Bragg grating strain sensors distributed on four eight-meter optical fibers during static load tests of a composite structure,’ in *Proceedings of SPIE*, Vol. 4332, pp. 133-142, 2001-3
- 65) 井川寛隆、太田圭一、葛西時雄、山口功、村山英晶、景山和郎、『OFDR を用いた長ゲージ FBG による分布計測の研究：第 1 報,光学シミュレーションモデルを用いた検討』、日本機械学会論文集, A 編 72(724)、1912-1920、2006-12-25
- 66) Ginn,S., ‘Flexible Wing Designs with Sensor Control Feedback for Demonstration on the X-56A (MUTT) Vehicle,’NASA Fundamental Aeronautics Program 2012 Technical Conference, 2012
- 67) 井川寛隆、中村俊哉、橘和希、村山英晶、横川譲、平野義鎮、『光ファイバひずみセンサを用いた翼構造体の荷重逆推定』、第 54 回 構造強度に関する講演会講演集 245-247、2012
- 68) (財) 航空機国際共同開発促進基金、解説記事 H18-5『新中型民間機を中心とする設計技術について—複合材の適用に当たっての既存構造の課題—』、2006