

エコな航空機を実現するための空力技術

1. 概要

2011年10月26日、世界初の営業飛行として全日空のボーイング787型機(以下B787と呼称)が成田から香港に向けて飛び立った。B787は、ボーイング767型機(以下B767と呼称)の後継機として30年弱の歳月を経て開発された次世代の中型ジェット旅客機であり、経済効率と環境適合性の向上に焦点を絞った設計により、B767に比べ約20%燃費が低減している。

B787の開発の背景の一つは、地球温暖化を中心とした地球規模の環境問題が IPCC (Intergovernmental Panel on Climate Change 気候変動に関する政府間パネル) などの場で世界的な関心事として議論されている現状である。今後20年で需要が2倍以上となることが予想される航空輸送により排出される CO₂ (現在、全人類の排出量の2%を占める) やNO_xなどの削減への要求もこれまで以上に高まっている。もう一つの背景は、原油価格の高騰とともに、石油などの化石燃料の枯渇が現実性を増す中、エネルギー問題の観点でも航空機の消費する燃料は無視できなくなっている点にある。このような状況の中で IPCC、ICAO (International Civil Aviation Organization 国際民間航空機関)、IATA (International Air Transport Association 国際航空運送協会) などの国際機関や業界団体では、航空分野の環境に関する将来目標について議論し、ICAOでは全世界の燃料効率の年2%の改善¹⁾、IATAでは2005年レベルに対し2050年までにCO₂排出量半減 (図1-1) ²⁾ という数値目標を掲げ、航空機による環境へのインパクトの国際協調による低減を目指している。

経済性、環境およびエネルギー問題へのインパクトの全てを同時に解決する対策として効果的なのは、航空機の燃費向上である。具体的には、機体の空力抵抗の低減、エンジンの高効率化、機体の軽量化 (新材料の開発・導入を含む)、システム全体としての改善が総合的に行われる必要があるが、B787では空力特性の向上が燃費向上への全寄与の約30%を占めており、エンジン性能向上の寄与 (約40%) に次いで2番目の比率である³⁾。また、これらとは全く別の解決策は航空燃料としての石油代替燃料 (電気を含む) の使用であるが、石油代替燃料の動向については文献4を参照されたい。本解説では、「エコな航空機」の実現に向けての空力分野における課題と対策についてB787を例にとりながら紹介し、本分野の研究開発・実機開発の活性化の一助としたい。なお、空力騒音の低減も、エコな航空機の実現における空力技術が活躍すべき重要課題であるが、これについては文献5に譲る。

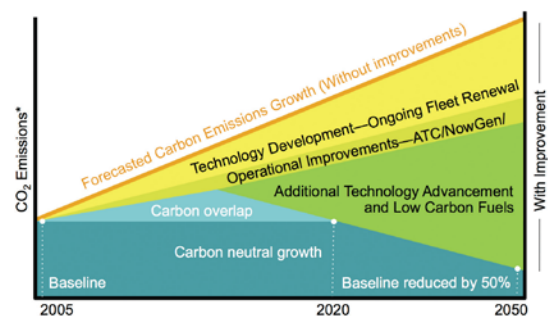


図1-1 航空分野でのCO₂排出削減方策を考慮した排出トレンドの将来予測²⁾

2. B787の空力設計に見る将来の空力技術の方向性

飛行中のB787の形状を見たとき、従来機との対比でもっとも目に付くのは、大きくしなった複合材主翼と、滑らかに反り上がり、かつ後退した主翼端形状であろう（図2-1）。



図2-1 ボーイング787の飛行風景(左)と主翼端形状(raked wingtip)(右)

(ボーイング社、全日空のホームページより)

前者は、大型の航空機としては初めて炭素繊維複合材（Carbon Fiber Reinforced Plastic—CFRP）を主翼に全面適用したことと、空力抵抗低減のため主翼のアスペクト比（細長比）が従来機に比べ増大したことによる。複合材は従来のアルミ合金に比べ、大きな歪み域で使用されるため、アルミ合金よりも変形が大きくなる。このことは空力荷重による形状変形を考慮に入れた空力設計が必要であることを意味しており、空力/構造統合最適設計（広くは、多分野統合最適化：Multi-Disciplinary Optimization [MDO]）が重要となる。

また、後者（滑らかな主翼端形状）は、揚力の発生に伴う誘導抵抗の低減を目指した結果である。最終的にこの翼端形状に到達した設計の過程は明らかにされていないが、ボーイング社の特許から推定すると、従来の上方に折れ曲がったウィングレットよりも小さい面積（つまり低い摩擦抵抗）、小さい構造重量で同等以上の誘導抵抗低減効果があること、微妙に形状設計することにより揚力分布を最適化でき、さらなる誘導抵抗低減が可能であることが理由と考えられる（ちなみに、主翼端をマグロなどの回遊魚の尾のように三日月形にすることにより誘導抵抗を減らせる[飛行機効率 e （揚力のスパン方向分布に関する指標で楕円分布のときに1となる；この値が大きいほど誘導抵抗が小さい）が1以上になる]ことは過去にも示唆されていた⁶⁾）。実際には、空港のスケールによって決まる翼幅の制約や、前縁高揚力デバイスが必要かどうかなどの観点もあり、空力、構造だけでなく多くの要因を考慮したことの結果と考えられ、ここでも今後の航空機設計におけるMDOの重要性が見て取れる。

上記以外の空力設計上の工夫であるが、B787の外弦フラップは機構が簡素なシングルロッテッド・フラップ(図2-2)が採用されており、フラップのすぐ前方上面に位置するスポイラー(drooping spoilerと呼ばれ

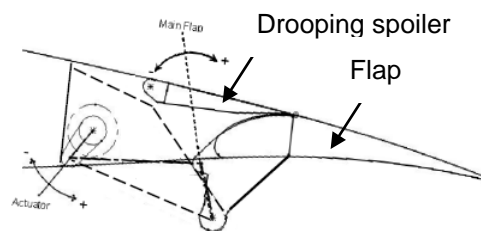


図2-2 B787のドループスポイラー付シングルロッテッドフラップ³⁾

る)が下方にも変角できるようになっている。また、飛行状態や機体重量の変化に応じてフラップ、スポイラーの舵角を協調的に微小に修正することにより、揚力分布をアクティブに最適化し、誘導抵抗の低減を図るという「バリアブル・キャンバー」技術もこれまでの旅客機にはない先進空力技術である。更に、簡素なフラップ形状はヒンジ部の整形用カバーを小さくできる（図2-1右図参照、主翼の流れ方向に見える3つのカバー）ことにより空力抵抗低減効果があるとともに、構造重量の削減にも貢献している。

また、エンジンナセルでは、前縁部の形状の工夫により自然層流化が実現されており、摩擦抵抗の低減に貢献している。さらに、近い将来市場に登場する予定のB787-9では、自然層流ナセルに加えて、尾翼にハイブリッド層流制御（Hybrid Laminar Flow Control－HLFC）技術を導入することが検討されており、飛行試験も行われている。HLFCとは、形状の工夫による自然層流設計と能動的な層流制御（通常は境界層吸い込み）を複合させた方法で、過去に飛行試験例もいくつかあるが、実際の航空機に採用された例はなく、実現すれば画期的といえるだろう。

これまで見てきたように、B787が新たに採用した先進空力技術が示唆する空力技術の将来の方向性は、空力単独ではなく、構造、材料、エンジン、制御など多分野の技術との統合・最適設計技術の強化と、ハイブリッド層流制御等、過去に検討されたものの当時の技術では実用化できなかったものを現在の先進技術を駆使して実現する取組みと考えられる。

3. 次世代の空力設計に対する技術要求と対策

エコな航空機の最も重要な空力設計要求は、先に述べたとおり空力抵抗の低減である。ここで改めて空力抵抗の構成をしてみる。図3-1からわかるように、空力抵抗は、表面摩擦抵抗などの粘性抵抗、誘導抵抗（揚力の発生に伴う抵抗）、造波抵抗（衝撃波の発生に伴う抵抗）、トリム抵抗（航空機を一定姿勢に保つために生じる抵抗）、突起物抵抗などからなるが、高亜音速で巡航するジェット旅客機の場合には、粘性抵抗が50%以上を、誘導抵抗が40%強を占めるため、両者の低減が効果的である。以下、摩擦抵抗及び誘導抵抗の低減方策とその可能性について述べる。

3. 1 摩擦抵抗低減技術

摩擦抵抗低減手法の代表的なものは層流制御技術であり、順圧力勾配を維持して遷移を遅らせる形状を設計する自然層流制御が最も基本的な手法である。本手法は実機に特別なデバイスなどを必要としないため、単独で成功すればきわめて有効な手法であるが、表面の汚れや虫の付着などによる表面粗さや外板の継ぎ目のギャップや段差などにより、簡単に境界層遷移してしまうため、単独での実現は一般的に困難である。そのため、

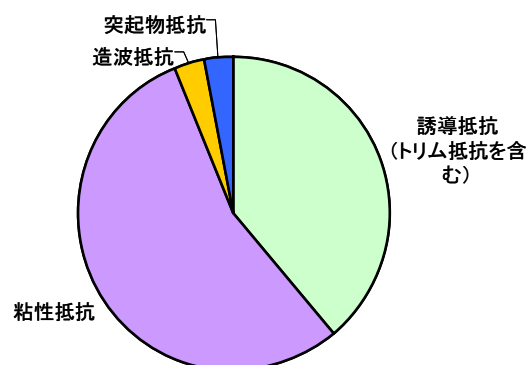


図3-1 旅客機の巡航時の空力抵抗分類

自然層流制御だけでなく、汚れの付着しにくい（かつ付着した汚れが取れやすい）表面コーティング技術の開発も並行して実施されている。また、主翼前縁に設置されるスラットの後縁段差が誘起する境界層遷移を避けるため、形状記憶合金などによる微小モーフィング技術を適用することにより、スラットのない超音速機用に開発された自然層流翼設計技術⁷⁾の亜音速機への適用を可能とすることも有効と考えられる。

この他に、受動的または能動的な流体制御デバイスを利用する層流制御手法として、境界層吸い込み、横流れ不安定による遷移を抑制する distributed roughness element (DRE; 図3-2)⁸⁾、胴体の乱流境界層からの attachment-line (付着線)汚染を防ぐための Gaster bump (図3-3)⁹⁾ などの手法が提案されている。先に述べたように、B787-9では受動的境界層吸い込みデバイスと自然層流制御を組み合わせたハイブリッド層流制御 (HLFC) 技術の採用が計画されている。DREについては、NASAの ERA (Environmentally Responsible Aviation) プロジェクト¹⁰⁾ において飛行実証を含む精力的な研究開発が進められており、期待度が高い。

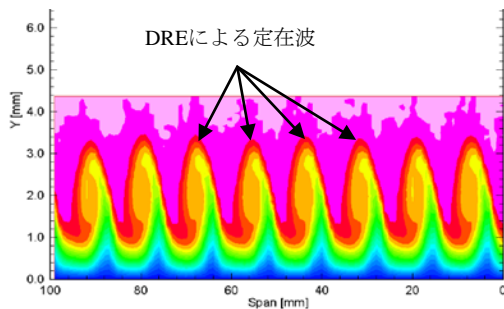


図3-2 スパン方向に配置されたDREにより誘起された定在波⁸⁾

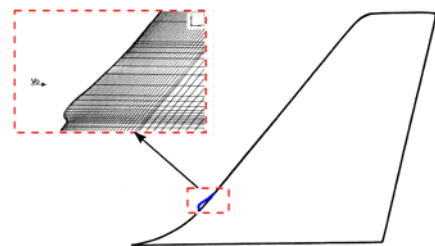


図3-3 垂直尾翼前縁に設置されたGaster bump⁹⁾

一方、非常に高いレイノルズ数領域では層流制御技術にも限界があるため乱流摩擦抵抗低減技術への期待が強い。リブレット (Riblet) と呼ばれる表面の微細な縦溝加工 (図3-4) は、壁近傍の乱流ストリーク構造 (乱流境界層の壁近くの流れの組織構造) の運動を抑制する効果があり、小型機で6%程度の抵抗低減が飛行実証されている¹¹⁾ とともに、新製機だけでなく既存の機体にもレトロフィット可能であるため、新たな注目を集めている。また、2m/sと非常に流速の低い領域ではあるが、能動制御デバイスであるプラズマアクチュエータが生成する縦渦を活用して乱流摩擦抵抗の半減に成功した例も報告されている¹²⁾。

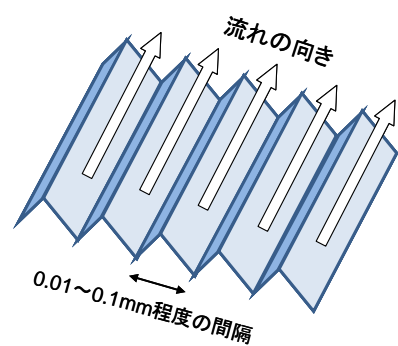


図3-4 乱流摩擦抵抗低減に効果があるリブレットの形状

上記のどの受動的/能動的摩擦抵抗低減手法も、デバイスに必要なエネルギー、製造コスト、機体表面状態維持の手間やデバイスのメンテナンス費用などを考えると抵抗低減のメリットが失われる場合が大多数で、形状の工夫のみによる自然層流制御などの一部を除き、実用化している例はほとんどないのが現状である。今後は、空力技術以外の課題も含

め、様々な技術分野の先進技術を持ち寄って統合的な解決策を探ることが必須となる。

革新的かつ効果の高い摩擦抵抗低減手法としてもう一つ最近注目されているのは、エンジンによる境界層吸い込み（Boundary Layer Ingestion – BLI）である¹³⁾。図3-5に示すようにエンジンを胴体上面の後部に設置し、胴体上面の境界層を積極的に吸いこんだ場合、境界層吸込みによるエンジンの推力ロスよりも摩擦抵抗低減効果の方が大きく上回ると試算されている。BLIの実現に向けては、機体単体の空力設計ではなく、エンジンと機体の統合設計がキーとなる。



図3-5 NASA N+3プログラムにおけるMITグループの将来航空機コンセプト(D8.5)¹³⁾

3. 2 誘導抵抗低減技術

誘導抵抗の低減に最も有効な方法は、主翼のアスペクト比の増大である（基本的に誘導抵抗はアスペクト比に反比例）。Boeing社がNASAのN+3プログラムにおいて2030～35年の就航を目指した複数の亜音速旅客機のコセプトを提案している¹⁴⁾が、図3-6に示す例では、支柱（strut）によりアスペクト比23という超高アスペクト比主翼の実現を目指している。現在の旅客機の中でほぼ最大のアスペクト比を持つB787でも約11（B767は約8、B777は約9）であることを考えると、誘導抵抗をB787の約半分にするポテンシャルを持つ。



図3-6 NASA N+3プログラムにおけるBoeing社の将来航空機コンセプト – SUGAR Volt¹⁴⁾

B787の項でも示したraked wingtipやウィングレット等の翼端デバイスも誘導抵抗低減に有効であり、今後も改善を重ねながら多くの機体で採用されるであろう。

3. 3 他分野技術との統合設計技術

最後に、空力と他分野技術との連携・統合の重要性を強調したい。Airbus社の2050年の旅客機コンセプト¹⁵⁾を図3-7に示すが、本コンセプトの特徴は、超高アスペクト比主翼、胴体と一体化したエンジンとU字型の尾翼、全複合材適用による軽量化である。このエンジン配置はエンジン/機体干渉抵抗の削減と機内騒音低減を目指したものであり、U字型尾翼はエンジン騒音の低減効果を期待して採用されたものである。この例からもわかるように、新形態を含む将来の航空機



図3-7 Airbus社による2050年における航空機のコセプト¹⁵⁾

設計においては、空力だけでなく、構造、材料、制御、アビオニクス、運航等の全ての要素を統合して同時に最適化することがますます重要となることは明らかであり、分野横断的な取り組みが効率的かつ効果的にできるかどうか、製品の成否を決める重大な要因であるように思われる。

また、個別の他分野連携例としては、流体制御においては、発展が著しいMEMS (Microelectromechanical System) などの超小型デバイス技術や制御技術との連携、乱流抵抗低減に関しては最新の表面加工・処理技術との連携が有効と考えられる。また、飛行状態の変化に応じたスパン方向の揚力分布を最適化する形状の実現、高揚力装置の簡素化と性能向上などのためには、構造・材料分野との連携によるモーフィング技術の適用が期待される¹⁶⁾。

4. JAXAが提唱する「エコ・ウィング」プロジェクト

JAXAでは、環境適合性向上に焦点を絞った各種航空機技術の実証プロジェクトについて検討を行っている。その中の一つが空力抵抗低減を主要なターゲットとする「エコ・ウィング (Environment Conscious Wing)」プロジェクトである。本プロジェクトでは、上記の技術動向を踏まえ、2022年頃に就航する機体において、機体空力抵抗の7%削減を達成可能な技術の飛行実証を目標としている。具体的には下記の3つのミッションを持つ：

- ✓ 層流域の拡大による抵抗低減技術の獲得 (抵抗低減率 3%)
- ✓ 全世界の航空機に適用可能な乱流摩擦抵抗低減技術の獲得 (抵抗低減率 2%)
- ✓ 揚力分布最適化による抵抗低減技術の獲得 (抵抗低減率 2%)

ミッション達成のための具体的な技術課題は、

- ✓ 自然層流翼設計技術
- ✓ 飛行条件に合わせた翼型モーフィング技術
- ✓ リブレットの実用化技術
- ✓ 層流化/乱流摩擦抵抗低減/揚力分布最適化の統合化技術
- ✓ 評価技術 (飛行試験技術/計測技術)

である。

図4-1に本プロジェクトでの技術開発および実証の流れを示す。モーフィング技術 (飛行条件などに応じて機体の形状を滑らかに変形させる技術) を活用した抵抗低減 (自然層流化/揚力分布最適化) とリブレットによる乱流摩擦抵抗低減という2つの地上での技術開発成果を1つの飛行実証 (図の「飛行実証1」) に統合してTRL (Technology Readiness Level 技術成熟度) 6の技術の獲得を目指す。さらに乱流摩擦抵抗低減技術については、エアライン機体等への長期間適用実験 (飛行実証2) を通じてTRL7~8への成熟を目指している。

このような空力抵抗低減技術実証プロジェクトの実施を通じて、日本発の先進空力技術が育ち、将来の国産旅客機の開発や国際共同開発プロジェクトへ適用され、日本の航空産業の国際競争力向上につながることを期待される。

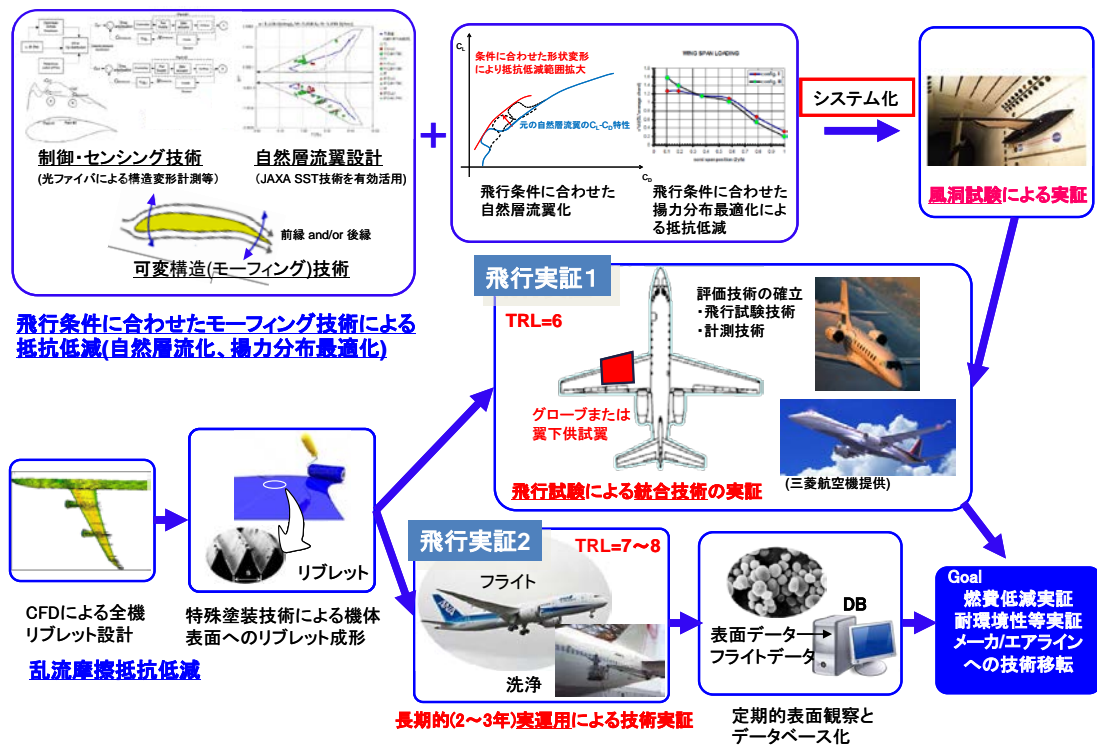


図4-1 JAXAエコ・ウィングプロジェクトにおける技術開発・実証の流れ

5. おわりに

環境適合性と経済性の向上を最優先にした「エコな航空機」の実現のために必要となる空力技術について、近頃就航したB787や将来の航空機コンセプトなどを例に取りながら展望した。今後予想される航空輸送の大幅な拡大や航空以外のCO₂排出源の精力的な低減努力を考えると、環境問題は航空輸送にとって死活問題である、という認識を新たにし、空力分野においては特にCO₂排出低減に直結する空力抵抗低減技術の研究開発に注力されることを期待したい。空力抵抗低減技術は、長い研究の歴史があるにもかかわらず実用化されているものが少ない、という事実を考えると、技術的な困難さは明白である。本課題の解決には、他分野との連携による先進技術の取り込み、産学官連携による基礎研究から飛行実証までの広範な技術レベルでの本格的な取り組みが不可欠と考えられる。

文献

- 1) 日原勝也、岡野まさ子、鈴木真二： 国際民間航空と地球環境問題～ICAOにおける最近の議論と今後について～、日本航空宇宙学会誌、2009年11月号、pp. 309-312 (2009)
- 2) IATA, The IATA Technology Roadmap Report (2009), http://www.iata.org/SiteCollectionDocuments/Documents/Technology_Roadmap_May2009.pdf
- 3) Mark Goldhammer, The Next Decade in Commercial Aircraft Aerodynamics – A Boeing Perspective, Proc. Aerodays 2011 (2011).
- 4) (財)航空機国際共同開発促進基金： 平成21年度航空機等に関する解説概要、21-5 航空機燃料の将来、http://www.iadf.or.jp/8361/LIBRARY/MEDIA/H21_dokojyoho/H21-5.pdf
- 5) (財)航空機国際共同開発促進基金： 平成22年度航空機等に関する解説概要、22-6 機体空力

- 騒音低減化の研究動向, http://www.iadf.or.jp/8361/LIBRARY/MEDIA/H22_dokojyoho/22-6.pdf
- 6) C. P. van Dam, Efficiency characteristics of crescent-shaped wings and caudal fins, *Nature*, Vol. 325 (1987), pp. 435-437.
 - 7) Yoshida, K., Supersonic drag reduction technology in the scaled supersonic experimental airplane project by JAXA, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 45, No. 4-5, pp. 124-146 (2009).
 - 8) Saric, W. S., et al., Supersonic Laminar Flow Control on Swept Wings Using Distributed Roughness, *AIAA Paper 2002-0147* (2002).
 - 9) Schmitt, V., et al., Hybrid Laminar Fin Investigations, *Proc. RTO AVT Symposium on Active Control Technology for Enhanced Performance Operational Capabilities of Military Aircraft, Land Vehicles and Sea Vehicles* (2001)
 - 10) Collier, F., et al., Environmentally Responsible Aviation – Real Solutions for Environmental Challenges Facing Aviation, *ICAS 2010-1.6.1* (2010).
 - 11) Walsh, M., J., et al., Riblet Drag at Flight Conditions, *J. Aircraft*, 26-6 (1989), pp. 570-575.
 - 12) Jukes, T. N., Choi, K.-S., Johnson, G. A., and Scott, S. J., Turbulent Drag Reduction by Surface Plasma through Spanwise Flow Oscillation, *AIAA Paper 2006-3693* (2006).
 - 13) MIT, et al., NASA N+3MIT Team Final Review (2010), http://aviationweek.typepad.com/files/mit_n3_final_presentation.pdf
 - 14) Bradley, M., et al., NASA N+3 Subsonic Ultra Green Aircraft Research SUGAR Final Review (2010), http://aviationweek.typepad.com/files/boeing_sugar_phase_i_final_review_v5.pdf
 - 15) Airbus, The future by Airbus (2010), http://www.airbus.com/fileadmin/media_gallery/files/reports_results_reviews/THE_FUTURE_by_Airbus_consumer_report.pdf
 - 16) 木村敏之他：モーフィングを活用したHLDの設計，第49回飛行機シンポジウム講演集，JSASS-2011- 5042 (2011).