

JAXA 高揚力装置半裁模型の風洞試験と空力特性

横川 謙、村山 光宏、伊藤 健、山本 一臣
宇宙航空研究開発機構 航空プログラムグループ

Aerodynamics of JAXA High-Lift Configuration Transport Model in Lowspeed Wind Tunnel Testing

by

Yuzuru Yokokawa, Mitsuhiro Murayama, Takeshi Ito and Kazuomi Yamamoto

ABSTRACT

This report presents experimental data obtained in low-speed wind tunnel testing for high-lift configuration aircraft model JSM (JAXA Standard Model). Two times of the testing were conducted at 6.5m by 5.5m low-speed wind tunnel in JAXA (JAXA-LWT1) aiming to store validation data for CFD analysis and to observe flow physics on high-lift system. JSM is a half type model which assumes 17% similarity of a modern 100-passenger class regional jet airliner. The model is equipped with leading edge slat, double-slotted flap at the inboard and single-slotted flap at the outboard, flow-through nacelle, in addition, a circular fuselage and Flap Track Fairings (FTF) so that the detailed flow fields occurring in actual aircraft can be provided. At first, repeatability and sensitivity of the force and the moment data in the case the detail of the model was slightly changed were assessed as well as the accuracy was confirmed from large amount of data in the first and the second testing. Variation in lift performances between long-cowling nacelle and short-cowling nacelle was observed with couple of the measurements and visualizations. The results showed much better stall performances of the short-cowling configuration than the long-cowling one that was due to less interference between the nacelle pylon and the wing. Boundary layer tripping on flap could clarify the loss in aerodynamic performances. Finally, improvement of stall characteristics by a vortex generator and an efficient way to decide its installation location by the application of Kriging based genetic algorithm (GA) on nacelle was discussed.

1. はじめに

旅客機の設計において、高揚力装置の空力性能向上は、ペイロードの増加、燃料消費、製造期間とコストの削減など、D.O.C.低減や環境問題も含めた航空機のライフサイクル全般に大きく寄与することが知られている[1-2]。

主翼空力設計技術に目を向けると、近年の航空機空力設計においては高精度かつ効率的な設計技術の構築が求められており、巡航形態については従来よりも CFD 使用の割合が著しく高められている[3]。さらに、CFD 技術の向上により、巡航形態のみならず離着陸形態に関してもレイノルズ平均 Navier-Stokes 方程式による高精度なシミュレーションが可能になりつつある[4]。しかしながら、高揚力形態は幾何形状そのものが複雑であることに加え、周辺の流れ場についても離れや境界層乱流遷移が複合的に生ずるため、3次元の実機形状に関する性能予測精度は未だに不十分である。一方、風洞試験はパラメトリックなデータ計測には優位性があるものの、レイノルズ数依存性や風洞壁境界干渉の影響等不明な点が多く存在している。従って、今後の設計技術の高度化には、実機形態の模型を対象とした風洞試験データによって CFD データを検証し、また風洞試験および CFD の両データを補完的に用いて複雑な形状に対して生ずる現象の理解を深め、それらを設計過程にフィードバックする取り組みが必要不可欠である。欧米においては[5,6]、風洞試験と CFD の両面から高揚力装置設計の空力解析手法の研究が集中的に進められ、プロジェクトで得られた結果はボーイング B777/B787、エアバス A380 等の開発機体の性能向上に大きく寄与している。

宇宙航空研究開発機構航空プログラムグループ国産旅客機チーム (JAXA/APG/CTT) においては、従来から進めている高揚力装置の空力性能予測技術および設計技術に関する研究の一環として、スラット、フラップ、ナセル・パイロン、FTF および胴体から構成される3次元実機形態模型を設計製作し、低速風洞試験と非構造 RANS 解析を実施している。第1期風洞試験 (2005年11月~2006年2月) では、半裁5分力、模型表面静圧データに加え、表面流線、境界層乱流遷移点、非定常圧、音源分布など、CFD コード

検証および実機での現象把握と性能予測に資する各種のデータが得られた[7-9]。また CFD についても並行して研究が推進され、乱流モデル、格子解像度、形状再現の忠実さによる影響、さらには遷移予測法やその影響等も詳細に検討されている[10,11]。そしてこれらの結果に関し、国内の関係研究機関によるワークショップが平成18年の第44回飛行機シンポジウムにて開催された[12]。

本報告では、2007年3月から4月に実施された第2期試験の結果を加え、2回の試験を通じて得られた縦3分力のデータ再現性や模型の微小変化に対する空力性能の感度について述べる。また、実機空力設計に資する指針を得ることを目的とし、境界層の強制遷移による空力特性の変化、ロングナセル形態とショートナセル形態による失速特性の差、内舷フラップを従来の Double-slotted から Single-slotted に変更した際の性能変化等について検証を行う。また、ナセル上に空力デバイスを設置した際の性能向上についても言及する。

2. 模型

使用した模型は、100人乗りクラスのリージョナルジェット機を想定し空力研究用に基本設計した17%スケール模型、JSM (JAXA Standard Model) である。模型は図1に示すとおり、レイノルズ数を出来るかぎり大きく設定できるよう、半裁形態としている。

主翼はスーパークリティカル翼型断面形状を有し、スパン 2.3m (半翼)、平均空力翼弦長 0.5292m、前縁後退角 33.0度、面積 1.1233m²であり、円筒形胴体は全長 4.9m、直径 0.5m である。高揚力装置としては、85%スパンの前縁スラット、外舷に Single-slotted フラップ、内舷に Double-slotted フラップ、およびフラップ支持金具のフェアリングである FTF が設置されており、この内、内舷については Single-slotted フラップへの変更も可能である。本試験では主として高揚力装置をスラット 25度、フラップ 35度 (アフトラップ 20度) の着陸形態に設定している。フロースルーナセルは同クラスの機体に多く用いられているエンジン GE-CF-34-10 を想定して設計された、ロングカウルおよ

びコア付きのショートカウルの両形態の交換設置が可能である。模型には、図2に示す主翼、フラップ、スラット上7断面の他、胴体、パイロン上に合計456点の静圧孔が設けられている。

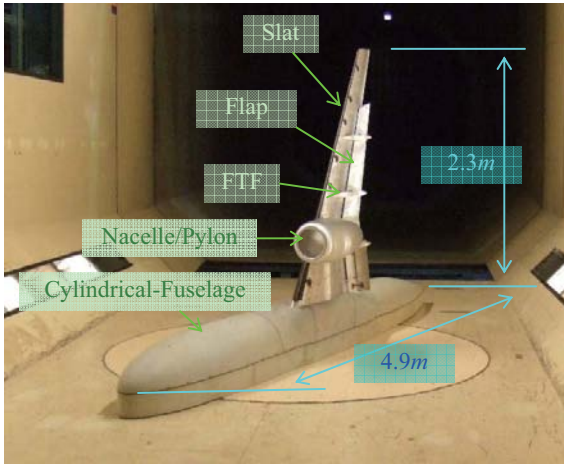


Fig.1 Half model in LWT1 test section.

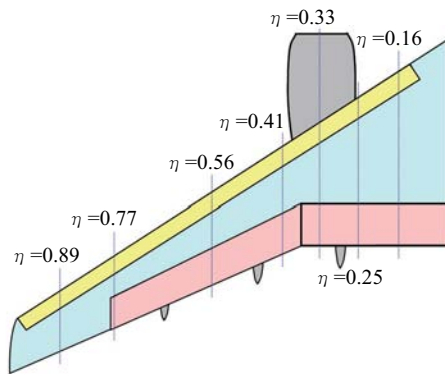


Fig.2 Cross sections for pressure taps on the wing

3. 風洞試験

試験は、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) の $6.5\text{m} \times 5.5\text{m}$ 低速風洞 (LWT1) において実施した。模型は図1に示すとおりターンテーブル上に5分力天秤を介して垂直に設置された。胴体と風洞床面の間には測定部において約 130mm の風洞壁境界層と模型本体との干渉を避ける目的で胴体下部を延長した断面形状の 150mm 高さの排除板を設置した。力およびモーメントは、半裁5分力天秤により計測を行い、模型表面静圧については10モジュール圧力スキャナにより計測を行った。また、CFD結果の検証や流体现象の把握のため、オイルフロー法およびタフト法により模型表面流の可視化計測を実施し、失速特性等を詳細に観察した。さらに、CFDデータの精度向上や失速パターンの把握を行う上で重要となる境界層の乱流遷移位置を特定するため、チャイナクレイ法による可視化も実施した。これらに加え、現象理解を深める目的でPIV、スモーク可視化、表面非定常圧力、ホットワイヤ計測等も行っている。主流風速は基本を $U=30, 40, 50, 60, 70\text{m/s}$ とし、設定迎角は 0 度から概ね失速後 5 度とした。対応するレイノルズ数は平均空力翼弦長基準で $1.05\text{million} \sim 2.47\text{million}$ である。

4. 結果および考察

本章においては、特に断りのない限り主流風速 $U=60\text{m/s}$ において迎角を上昇させながらピッチアンドポーズにより取得したデータを示す。また、表示したデータは Alan Pope の手法[13]により風洞壁境界修正が行われている。

4. 1. 縦3分力データの再現性

図3に第1期試験において取得した縦3分力特性の再現性を示す。ナセルにはロングカウルを使用している。模型の条件はすべて同一であるが、図中の SN403 データについては PIV 計測用に行った模型表面塗装を再度剥離した後に取得したものである。なお、これらのデータ取得時に風速設定精度は $\pm 0.1\text{m/s}$ 以下、迎角設定精度は $\pm 0.01^\circ$ 以下であった。大きな特徴として塗装剥離後に失速角が変化していることが見て取れる。図3に示したデータのうち、代表的な条件として低迎角は 4 度、高迎角は 12 度を選択し、6回の計測の平均値からのそれぞれのデータのばらつきを図4に示す。その際、図3で示した SN403 データの 12 度は再現性が確保できていないことが明白であるため、本評価からは除外している。図中の赤い点線は公称天秤精度を、また青い線は我々が参照している高揚力形態低速風洞試験[14]の低迎角 (4 度) における目標精度を示している。揚力係数とピッチングモーメント係数についてはすべてのデータが公称天秤精度内となっていることがわかる。抗力係数については2つのデータに目標精度以上のばらつきが見られるものの概して良好な再現性が得られている。これらのデータのうち、ワークショップ [12]における CFD 検証用データとしては SN12 を提供している。

次に、第1期と第2期を通し、模型に微小な形状変化等があった場合の空力係数の感度について評価を行う。図5に揚力係数 (C_L) - 迎角 (α) 特性、揚力係数 (C_L) - 抗力係数 (C_D) 特性、ピッチングモーメント係数 (C_M) - 迎角 (α) 特性を示す。模型表面塗装ありなしの場合、主翼キंक位置内外舷フラップの結合部隙間を粘土整形により結合した場合もしくはフラップコネクター (F/C) により結合した場合について比較した。第1期試験における塗装ありなしの差は迎角 4 度において $\Delta C_L = 0.0134$ 、迎角 6 度において 0.0007 、迎角 10 度において 0.0248 である。図からもわかる通り迎角 6 度における再現性が良好なことから、 6 度以外の迎角では模型や一様流等の影響を受けやすい流れ場が形成されているものと考えられる。また、フラップのキंक位置の形状は空力特性に大きな影響を与えるものと考えていたが、試験結果により F/C を設置した場合と粘土整形による感度は殆どないことが明らかとなった。さらに、境界層排除板と胴体の間に設置したシール材を 15mm から 9mm 変更したことによる有意な差は見られなかった。

第1期と第2期の間には塗装や模型そのもののセットし直しを挟んでいるため直接的な比較は好ましくないが、定性的な変化はなく、線形域での両試験間データのばらつきは $\Delta C_L = 0.0100$ 程度となっている。また、遷移や剥離の特性は概ね再現性が良好であることを確認している。誤差の原因として考え得る点としては、塗装の影響、模型本体や HLD の組み付け精度、フラップと胴体付根のシール精度、流れ場の微小変化などが挙げられる。

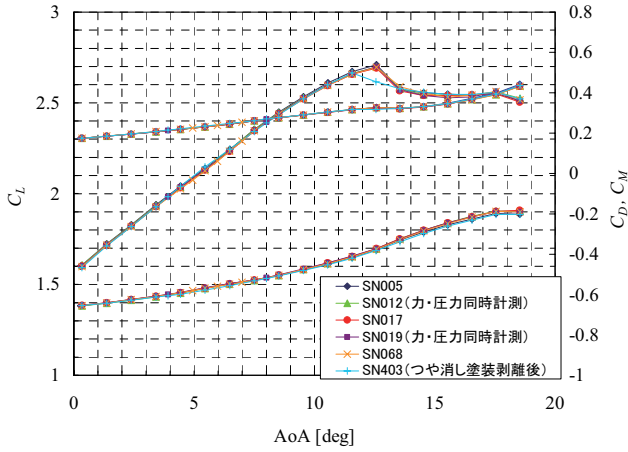


Fig.3 Repeatability of C_L , C_D , C_M during the 1st testing.

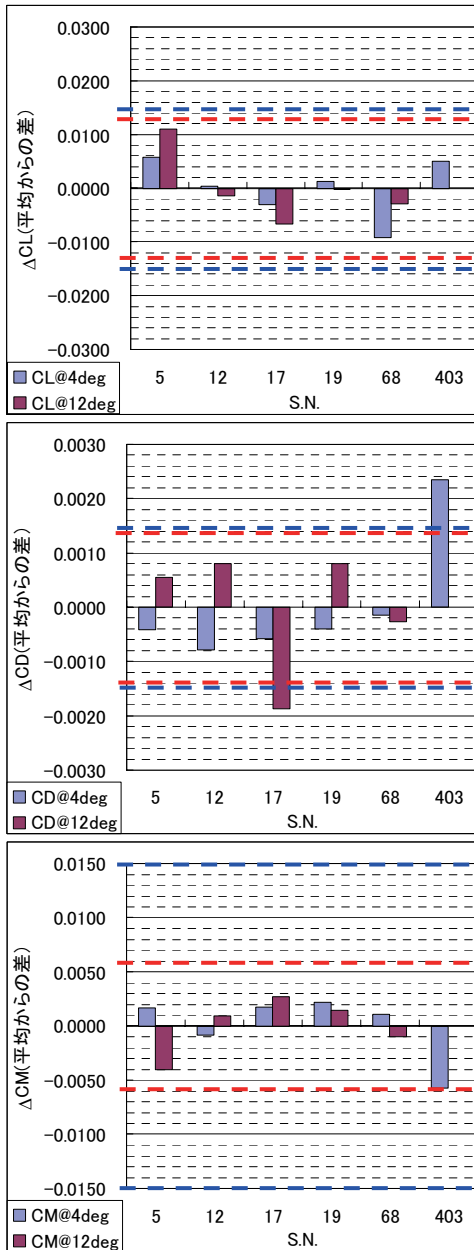
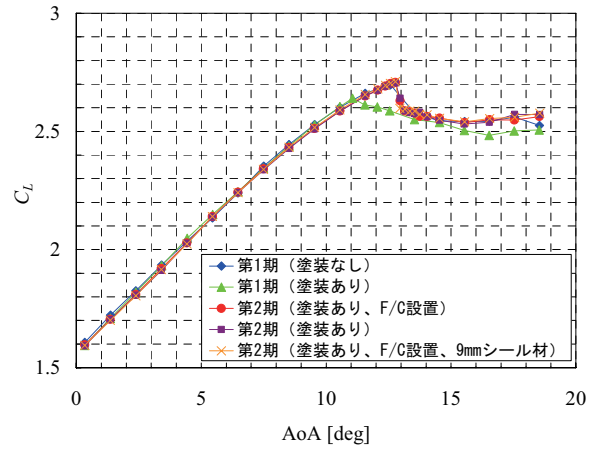
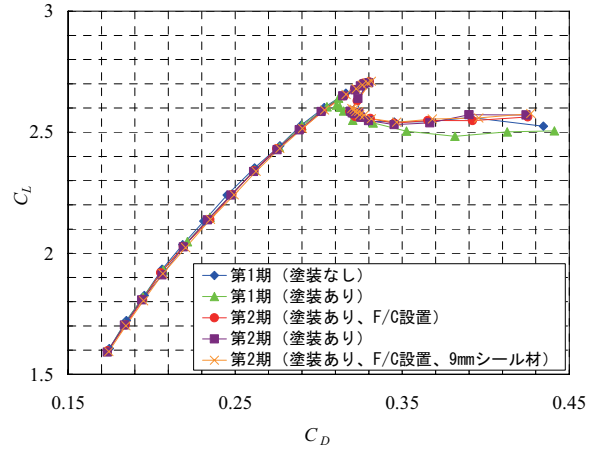


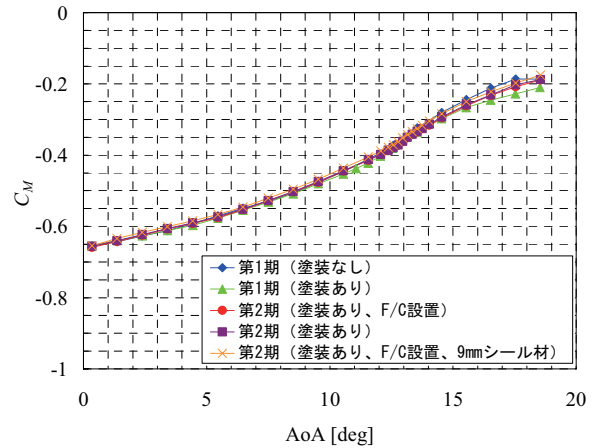
Fig.4 Error of C_L , C_D , C_M .



(a) $C_L-\alpha$



(b) C_L-C_D



(c) $C_M-\alpha$

Fig.5 Repeatability of C_L , C_D , C_M during the 1st and the 2nd testing.

*F/C: Flap Connector

4. 2. 強制遷移の効果

模型各位置の境界層を強制遷移させることを目的とし、図6に示すようラフネスを設置した。図7にラフネスにより模型各位置の境界層を強制遷移させた場合の揚力係数(C_L)ー迎角(α)特性の比較を示す。模型にはロングカウルナセルを設置している。ラフネスとしてはディスクラフネスを使用しており、高さについては迎角10度におけるショートバブル上流に設置した際にチャイナクレー可視化により

遷移が確認できた最小値をとした。具体的な高さは設置位置ごとに異なるが、0.15mm~0.25mmの範囲内となっている。フラップの強制遷移の影響が一番大きく、線形域で C_L が 0.1~0.15 低下し、また最大揚力係数や失速角の性能も悪化することがわかる。フラップが遷移している状況ではスラットの遷移ありなしは影響が小さいこともわかる。一方、通常の開発風試等で行われることが多い母翼のみの強制遷移とした場合には線形域での変化は小さく、失速性能は悪化するものの緩やかな失速となることが確認された。

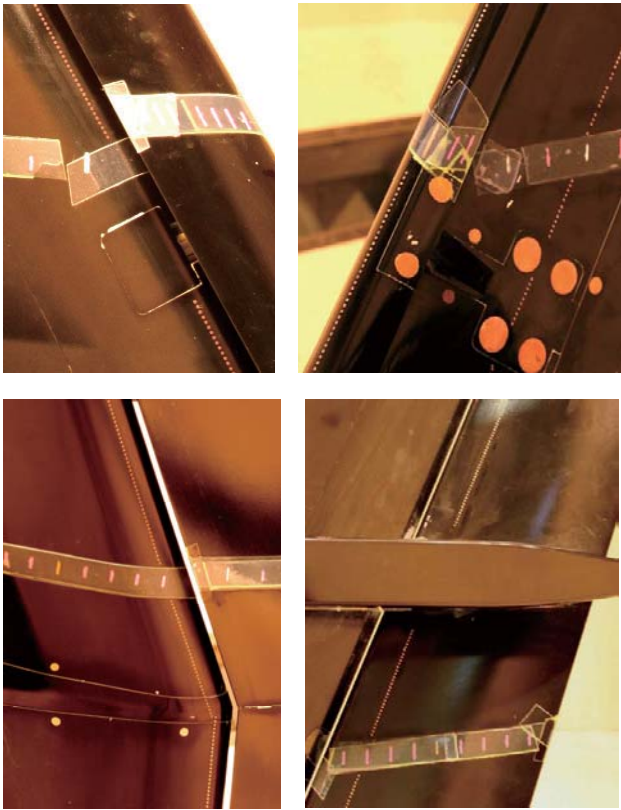


Fig.6 Disk roughness for boundary layer tripping.

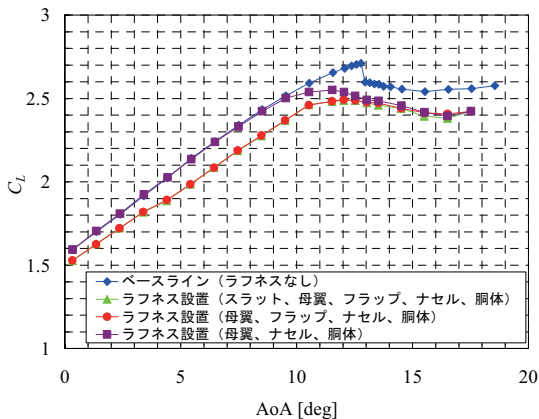


Fig.7 Effect of boundary layer tripping.

4. 3. ナセル形態の比較

図9にナセルを第1期から使用しているロングカウルとした場合(図8左)と第2期で新たに設計製作したショートカウルとした場合(図8右)の揚力係数(C_L)ー迎角(α)特

性の比較を示す。なお、両形態における Re 数効果も比較できるように主流風速 $U=30m/s$ に対する結果も併せて示している。ショートカウルとすることで、揚力傾斜の変化は小さいものの失速性能が大幅に向上していることがわかる。また、ロングカウルの場合に生じる Re 数依存性、すなわち風速が増加するほど最大揚力係数および失速角が低下する現象[7-9]は確認されず、 $30m/s$ と $60m/s$ の差は線形域および最大揚力付近ともに平行移動したように現れていることがわかる。

図10に $U=60m/s$ における両形態失速後に関するオイルフロー可視化結果を示す。両結果共に第2期試験において取得されたものである。(a)に示すロングカウルの場合には、ナセル・パイロンとスラットの干渉による大規模剥離が生じていることがわかる。この現象については他の文献[7-10]において失速に至る流れ場のふるまいが詳細に示されている。一方、ショートカウルの場合、同位置で失速の原因となる剥離は生じず、主翼と胴体の結合部に大きな剥離が生じていることがわかる。この現象は $30m/s$ の場合にもほぼ同じ迎角で生ずることがタフト法により確認されており、ショートナセルとしたことで主翼との干渉が低減され良好な失速特性が得られたものと考えられる。



Fig.8 Two types of the nacelles.
Left: Long-cowling, right: Short-cowling

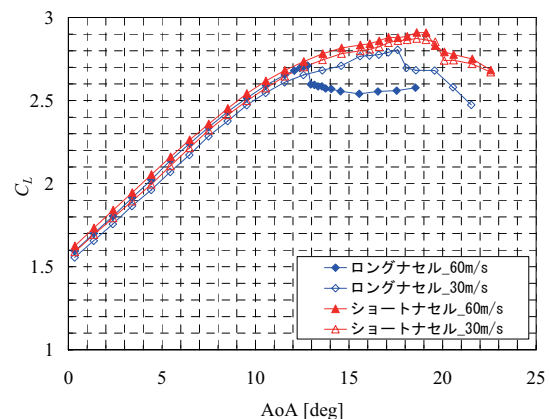
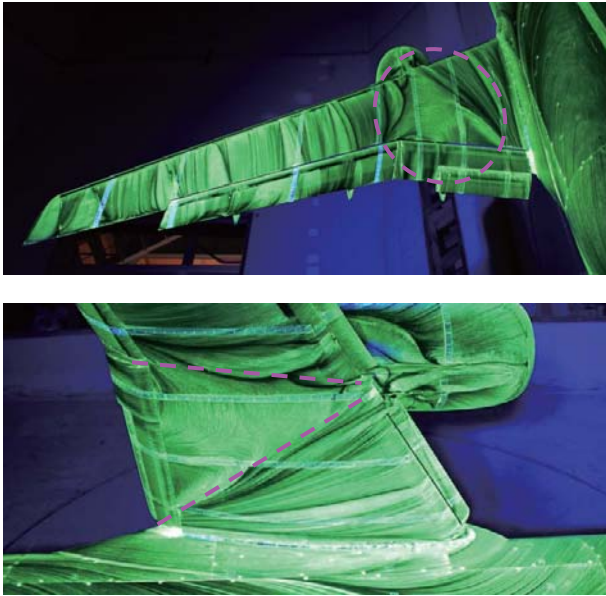
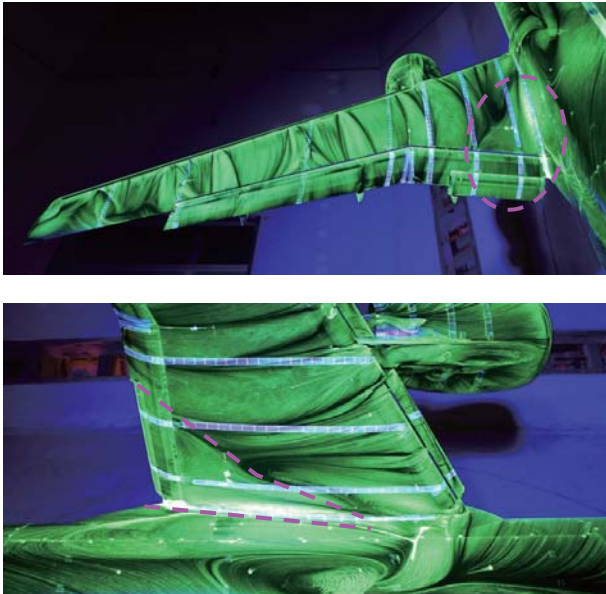


Fig.9 Comparison of C_L between the long-cowling nacelle and the short-cowling nacelle.



(a) Long-cowling nacelle (AoA=15deg)



(b) Short-cowling nacelle (AoA=21deg)

Fig.10 Comparison of surface flow pattern after the stall angle of attack.

4. 4. フラップ段数の効果

図 1 1 に内舷フラップを Single-slotted フラップにした場合、さらに内外舷フラップコネクターを一部取り外し、主翼キック位置に最大でフラップコードの 10%程度隙間をつけた場合の揚力係数(C_L)ー迎角(α)特性の変化を示す。模型にはショートカウルナセルを設置している。なお比較対象のベースラインデータは直近のタイミングで取得したものを表示している。内舷アフトフラップを収納することで線形域における揚力係数が 0.2 程度オフセットした形で低下し、これに加えてキック位置に隙間ができることでさらに 0.05 程度の低下が見られる。一方で失速角や最大揚力係数の変化はこれらに比べて小さくなっている。この結果により、失速付近における性能へのアフトフラップの寄与が小さいことが明らかとなった。

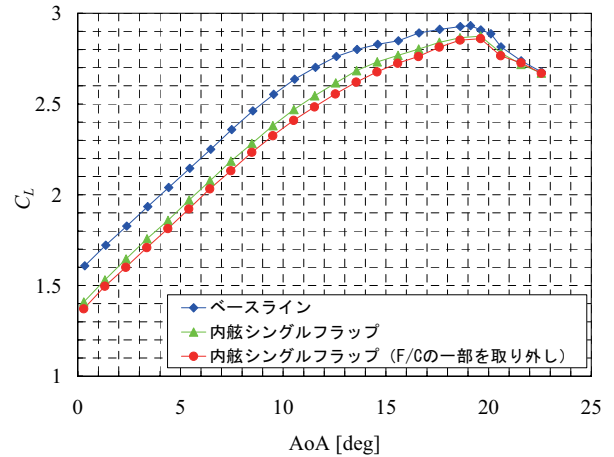


Fig.11 Effects of the number of flaps in the in-board.

4. 5. チャインの効果

次に、高迎角時の揚力性能向上を目指し、ナセル上にボルテックスジェネレータの一種であるナセルチャインを設置し計測を行った結果を示す。本試験項目の主たる目的は、実機設計時の空力デバイス設置位置の効率的設計探索技術の構築である。新たな試みとして、風洞試験で得られる最大揚力の最大化を設計目的とし、Kriging モデルベースの遺伝的アルゴリズムを用いることによって探索の効率を高める手法を採用した。本手法についての詳細は別稿を参照されたい[15]。風洞試験における実際のプロセスとしては、図 1 2 に示すよう、ナセルチャインの位置を移動させ、その都度最大揚力の計測を行い、結果を設計探索プログラムに入力して次の設置位置を決めるという繰り返しを行った。

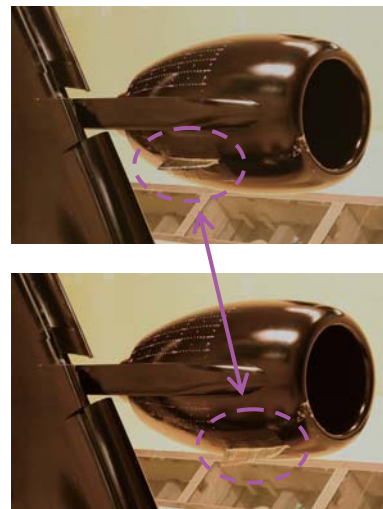


Fig.12 Optimization of the chine location

図 1 3 にナセルチャイン位置を 6 箇所移動した際の揚力特性の変化を示す。pointA や pointB に設置した際に、ベースラインの迎角 10 度で生じていた揚力曲線のキックが無くなり線形域が延長されたような結果が得られている。これによる最大揚力の増加は著しく、最適点である pointB に設置した場合 0.2 程度の増加となっている。一方で、設置位置によってはベースラインよりも性能を劣化させる場合も

あることがわかる。本試験結果により、ナセルチェーン設置の空力的有効性が実証され、またそれに加え空力デバイス設置位置の効率的設計探査技術が確立された。

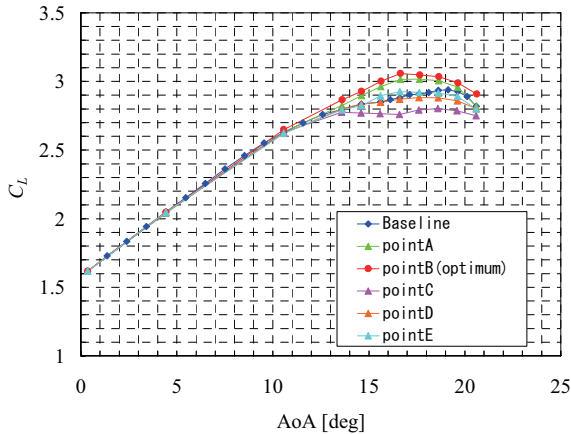


Fig.13 Effect of Nacelle Chine.

5. まとめ

旅客機の高揚力装置高性能化を目指した CFD 検証データの取得および物理現象の理解を目的として、高揚力装置付き実機形態半裁模型を用いた低速風洞試験を実施した。第 1 期、第 2 期の 2 回の試験の結果として、風洞試験データの精度が確認されことに加え、模型の微小な変化が空力係数へ与える影響の詳細が明らかとなった。また、翼面上境界層の特性が全機空力性能に与える影響を調査するため、境界層をラフネスにより強制遷移させた結果、フラップ上の遷移が空力性能を著しく劣化させることが確認された。第 1 期で使用したロングカウルナセルに加え、ショートカウルナセルを用いた試験を行った結果、ショートカウルナセルを使用した場合にナセル/パイロンと主翼の空力干渉が低減し、失速角ならびに最大揚力が著しく向上した。同時に、内舷フラップ段数や内外舷フラップ接合部の形状による空力係数の変化の様子が明らかとなった。最後に、高迎角時の揚力性能向上を目指し、ナセル上にボルテックスジェネレータの一種であるナセルチェーンを設置し計測を行った結果、その有効性が明らかとなり、また本試験において新たに試みた Kriging モデルベースの遺伝的アルゴリズムによる効率的設計探査手法が実機開発試験への適用を想定した有効な技術となり得ることが実証された。

謝 辞

本研究の実施においては、JAXA 総合技術研究本部風洞技術開発センター風洞セクションの諸氏、同高度化技術セクションの諸氏、ならびに同航空プログラムグループ国産旅

客機チーム空力技術セクションの諸氏に多大なるご協力をいただいた。ここに謝意を表する。

参考文献

- 1) Rudolph PKC. "High-lift Systems on Commercial Subsonic Airliner," NASA CR 4746, 1996.
- 2) Van Dam, C. P., "The aerodynamic design of multi-element high-lift systems for transport airplanes", Progress in Aerospace Sciences, 38, 2002, pp. 101-144.
- 3) Johnson, F. T. et al., "Thirty Years of Development and Application of CFD at Boeing Commercial Airplanes, Seattle," Computers & Fluids 34, 1115-1151, 2005.
- 4) Tinoco, E. N.: The Changing Role of Computational Fluid Dynamics in Aircraft Development, AIAA Paper 98-2512, 1998.
- 5) Hansen, H., et al.: Overview about the European High Lift Research Programme EUROLIFT, AIAA Paper 2004-0767, 2004.
- 6) Payne, F. M., "High Reynolds Number Studies of a Boeing 777-200 High Lift Configuration in the NASA ARC 12' Pressure Tunnel and NASA LaRC National Transonic Facility," AIAA-Paper 2000-4220, 2000.
- 7) Ito, T., Yokokawa, Y., Ura, H., Kato, H., Mitsuo, K., and Yamamoto, K., "High-Lift Device Testing in JAXA 6.5m*5.5m Low-speed Wind Tunnel," AIAA Paper 2006-3643, 2006.
- 8) Yokokawa, Y., Murayama, M., Ito, T., and Yamamoto, K., "Experimental and CFD of a High-Lift Configuration Civil Transport Aircraft Model," AIAA Paper 2006-3452, 2006.
- 9) 横川 譲、村山 光宏、伊藤 健、山本 一臣、"JAXA 高揚力形態半裁模型の空力特性について"、日本航空宇宙学会論文集、2007、印刷中。
- 10) Murayama, M., Yokokawa, Y., Yamamoto, K., "Validation Study of CFD Analysis for High-Lift System," ICAS Paper 2006-2.3.1, 2006.
- 11) Murayama, M., Yokokawa, Y., Yamamoto, K. and Ueda, Y., "CFD Validation Study for a High-Lift Configuration of a Civil Aircraft Model," AIAA Paper 2007-3924, 2007.
- 12) 山本 一臣、村山 光宏、横川 譲、伊藤 健、"JAXA 高揚力装置模型の風洞試験と CFD 解析の概要"、第 44 回飛行機シンポジウム CD-ROM、2006.
- 13) Jewel, B., Barlow, William, H., Rea, Jr., Alan, Pope, : Low-Speed Wind Tunnel Testing, Third Edition.
- 14) Payne, F. M., "Low Speed Wind Tunnel Testing Facility Requirements: A Customer's Perspective," AIAA Paper 99-0306, 1999.
- 15) 金崎 雅博、横川 譲、村山 光宏、伊藤 健、鄭 信圭、山本 一臣、"ナセルチェーン取り付け位置に関する効率的な実験的設計探査"、第 45 回飛行機シンポジウム CD-ROM、2007.