

## JAXA 高揚力装置標準模型空力解析のための検証風洞試験

横川 謙、村山 光宏、内田 洋、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

### Validation Test for Aerodynamics Analysis of JAXA High-Lift Configuration Standard Model in Lowspeed Wind Tunnel

by

Yuzuru Yokokawa, Mitsuhiro Murayama, Hiroshi Uchida, Takeshi Ito and Kazuomi Yamamoto

#### ABSTRACT

This report summarizes experimental results obtained in lowspeed wind tunnel testing for high-lift configuration aircraft model JSM (JAXA highlift configuration Standard Model). Following two time of the testing, third testing was implemented at 6.5m by 5.5m low-speed wind tunnel in JAXA (JAXA-LWT1) in order to acquire validation data for CFD 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 of the force and the moment data throughout two times of the testing where the short-cowling nacelle was used was checked. Variation in aerodynamic performances between two kinds of flap deflection angle was tested. The results showed reduction of separation on the flap in the case of 30degree, which is expected to be useful for CFD validation. Following that, effects of the nacelle installation and configuration of the slat root were observed. When the nacelle was installed, lift performance was not largely changed whether slat root was connected to the fuselage or not. On the contrary to that, maximum lift coefficient and stall angle of attack were increased by slat root connection. In that case, separation pattern at the stall was also affected.

#### 1. はじめに

近年、高揚力装置高性能化が以前にも増して重要視されている[1,2]。空力設計技術向上により、旅客機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[3,4]。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はく離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り CFD が主翼空力設計技術として確立されているとは言い難い。一方、従来から空力設計において中心的な役割を担ってきた風洞試験については、パラメトリックなデータ計測には優位性があるものの、実機空力性能予測精度のより一層の向上が求められている昨今、レイノルズ数依存性や風洞壁境界干渉の影響等が以前にも増して問題視されている。従って、今後の設計技術の高度化には、実フライトに近い模型形態ならびに環境において風洞試験データを取得して CFD データを検証し、また両データを補完的に用いて現象の理解を深め、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。欧州の EUROLIFT プロジェクト[5-11]においては、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をより一層推進する目的で、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 RANS 解析を実施している[12-17]。第1期試験 (2005年11月～2006年2月)、第2期試験 (2007年2月～2007年4月) では CFD コード検証のための公開可能な基礎データを広範に取得したに加え、ナセル形状 (ロングナセル/ショートナセル) の影響、境界層遷移の影響、さらにはナセル上チェーンを用いた空力性能改善への試みも行い、現象把握と性能予測に資する各種知見を得た[17]。また同時に CFD につい

ても、乱流モデル、格子解像度、形状再現性の影響、さらには遷移予測法やその影響等について詳細に検討を行っている[16]。そして公開された風洞試験データに基づき、国内の関係研究機関によるワークショップを開催した[18,19]。

本報告は、2007年11月から12月に実施した第3期試験の結果について、フラップ舵角の変更、ナセル有無、さらにスラットと胴体接合部の形態変更を行った際の空力特性を、高揚力形態の空力解析検証用データの観点から考察することを目的とする。

#### 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研究用に基本設計した図1に示す17%スケール半裁模型、JSM (JAXA high-lift configuration Standard Model) である。主翼はスパン2.3m (半翼) でスーパークリティカル翼型断面形状を有している。胴体は円筒形で、全長4.9m、直径0.5mである。高揚力装置としては、前縁に85%スパンのスラット、後縁は内翼37%スパンまでに Double-slotted フラップ、外翼77%スパンまでに Single-slotted フラップを設置している。

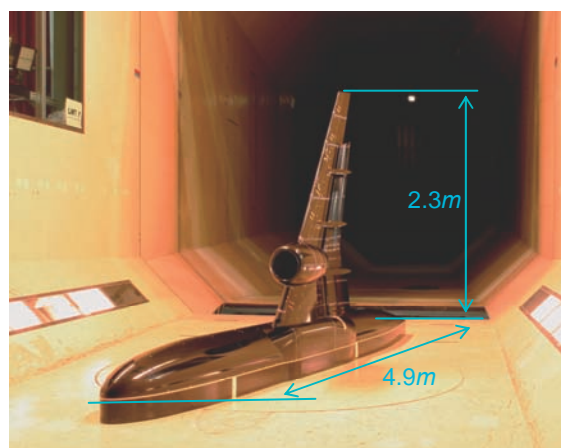


図1 JAXA-LWT1 に設置された JSM

高揚力装置の配置を表1に示す。本試験では高揚力装置を着陸形態に設定している。舵角は、スラットを25度とし、フラップについては従来から用いている35度に加え、よりCFD解析に適するよう剥離が小さいことが予想される30度も新規に採用した(アフトラップは共に20度)。フロースルーナセルとしてはバイパス比5の高バイパス比ファンエンジンを想定して設計されたコア付きのショートカウルナセルを設置している。

表1 模型高揚力装置の配置

翼素		Gap[1/C]	Overlap[1/C]
内舷断面	スラット	0.015	0.004
	メインフラップ	0.011	0.007
	アフトラップ	0.007	0.004
外舷断面	スラット	0.024	0.006
	フラップ	0.015	0.010

3. 風洞試験

試験は、宇宙航空研究開発機構(JAXA)の6.5m×5.5m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の風洞壁境界層の影響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った。また、模型表面静圧は、主翼上7断面、および胴体、パイロン上に設けた合計456点の静圧孔で計測を行った。主翼上静圧計測断面の概要を図2に示す。模型表面流はオイルフロー法、タフト法ならびにチャイナクレー法により可視化を行った。主流速度は基本を $U=60m/s$ とし、迎角については0度から概ね失速後5度を目標にスイープを行った。対応するレイノルズ数は平均空力翼弦長基準で1.05million~2.47millionである。

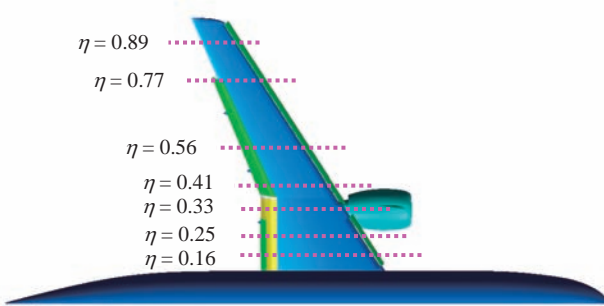


図2 静圧孔設置断面位置

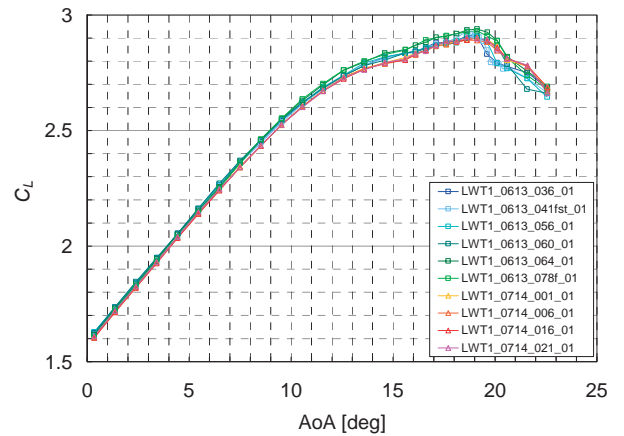
4. 結果および考察

本章においては、特に断りのない限り主流風速 $U=60m/s$ 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[20]により風洞壁境界修正が行われている。

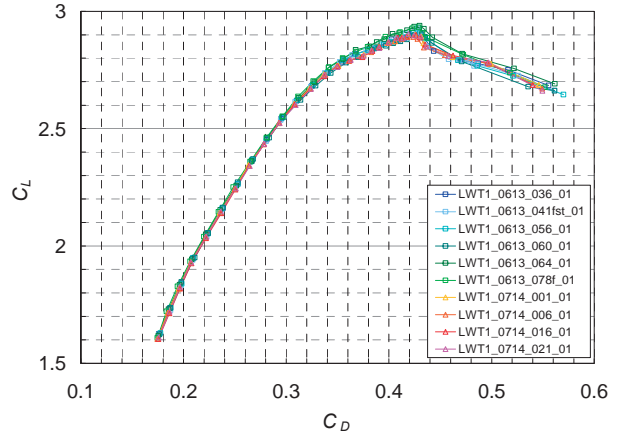
4. 1. 縦3分力データの再現性

図3に第2期および第3期試験において取得した揚力係数 $C_L$ 、抗力係数 $C_D$ 、ピッチングモーメント係数 $C_M$ の再現性を示す。模型の形態は全て同一であり、ショートナセルを使用している。なお、これらのデータ取得時の風速設定精度は $\pm 0.1m/s$ 以下、迎角設定精度は $\pm 0.01^\circ$ 以下であっ

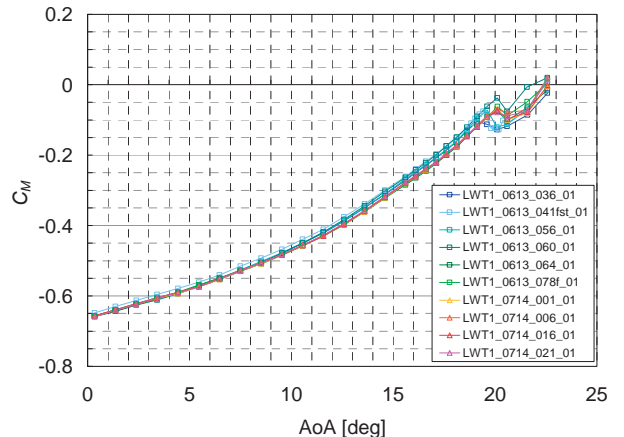
た。図3に示したデータのうち、代表的な条件として低迎角である4度、線形域高迎角の10度、最大揚力付近の18度を選択し、10回の計測の平均値からのそれぞれのデータのばらつきを図4に示す。図中の赤い点線は公称天秤精度を、また青い線は高揚力形態低速風洞試験の低迎角(4度)における目標精度[21]を示している。それぞれの結果より、第2期試験のSN64とSN78のずれが大きいことが分かる。第2期と第3期の間には模型そのもののセットし直しを挟んでいるが、遷移や剥離の特性等の定性的な変化が大規模には生じていないことは確認している。誤差の原因として考え得る点としては、塗装の変質、模型本体やHLDの組み付け精度、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。



(a)  $C_L - \alpha$



(b)  $C_L - C_D$



(c)  $C_M - \alpha$

図3  $C_L, C_D, C_M$ データの再現性

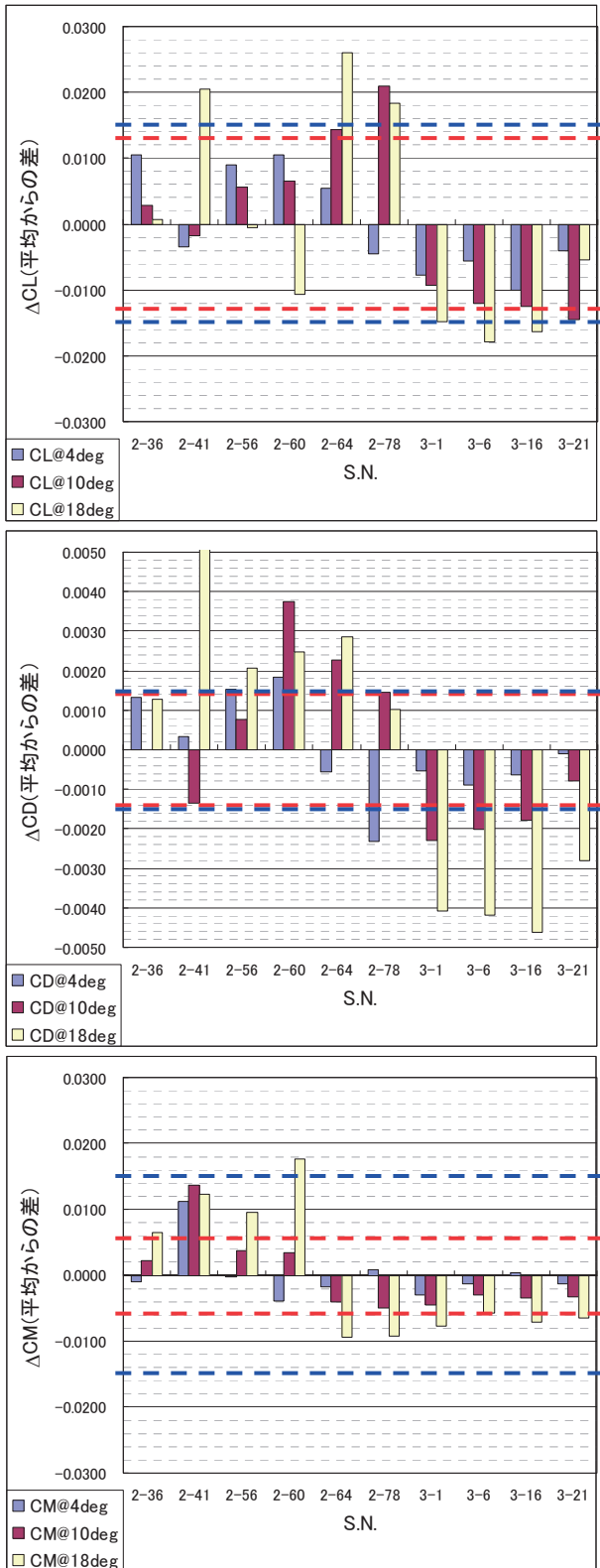


図4  $C_L, C_D, C_M$  データのバラつき幅

4. 2. フラップ舵角の効果

図5に主流速度  $60m/s$ 、フラップ舵角を  $35$  度および  $30$  度とした際の揚力係数-迎角特性、揚力係数-抗力係数特性、ピッチングモーメント係数-迎角特性を示す。なお、フラップセッティングに関し、舵角以外のパラメータは変化させていない。フラップ舵角を本模型のベースラインである  $35$  度から  $5$  度減少させることで、 $C_L, C_D$  が低減し  $C_M$

が増加する妥当な結果が得られている。大きな変化は線形域にのみ現れており、失速域に向かって両舵角の結果がマージし、失速角には優位な差が生じない結果となっている。特に揚力に注目すれば、線形域での変化は概ねオフセットのみであり勾配の変化はほとんど生じていないが、これも高揚力装置の空力設計において知られている妥当な結果である[2]。また、本模型でショートナセルを装着した場合に揚力曲線の迎角  $12$  度程度から生じるキंकが、ナセルパイロンから発生する渦による揚力減少と関連するものであることは既に報告済みであるが[17]、舵角  $30$  度の場合にキंकが若干減少しており、これはフラップ舵角変更により失速前の局所的な剥離が抑制されたことを示唆する結果である。しかしながら、このような特性は定性的には舵角  $30$  度と  $35$  度で大きく変わらず、これにより最大揚力も失速角にもほぼ変化がない。

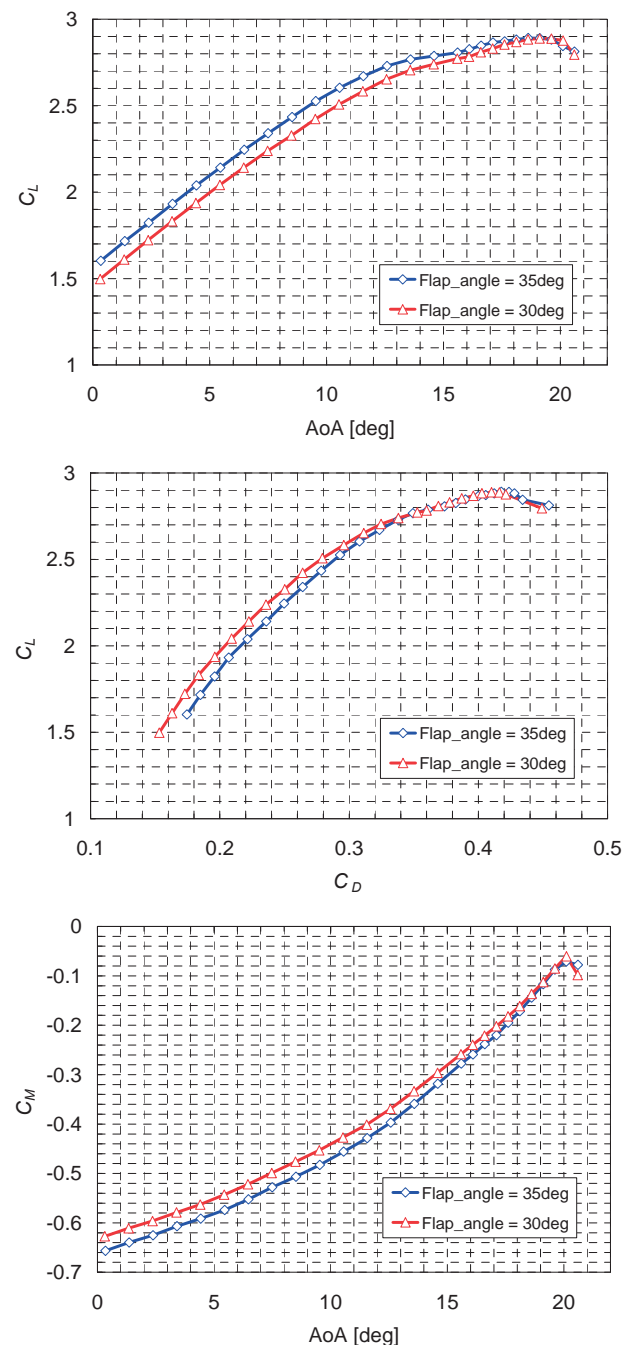


図5 各フラップ舵角に対する揚力、抗力、ピッチングモーメントの特性の比較



次に、図6に両フラップ舵角に対する低迎角条件（迎角4度）での模型表面静圧分布を示す。(a)は内舷側断面（ $\eta = 0.25$ ）、(b)は外舷側断面（ $\eta = 0.56$ ）に対する計測結果である。図より、フラップ舵角を30度とした場合、内舷側ではフラップ上面での負圧の低下、およびそれに伴う母翼上面後縁付近での負圧の低下が観察される。一方、外舷側ではこれらに加えてスラットや母翼前縁付近を含めた翼断面全域で比較的大きな変化が生じている。このような傾向は高迎角においても同様に現れている。

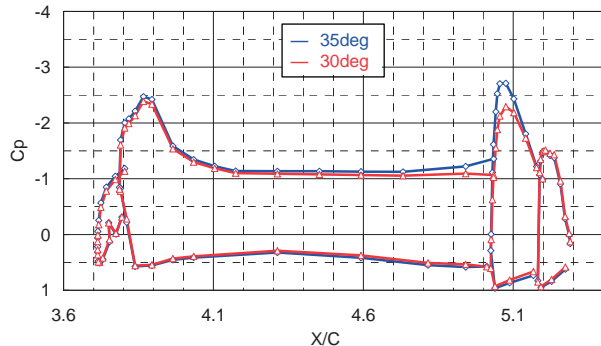
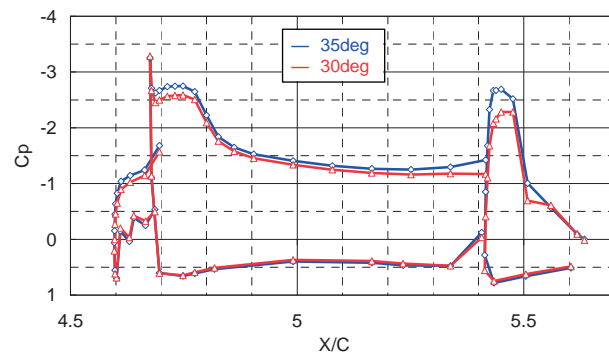
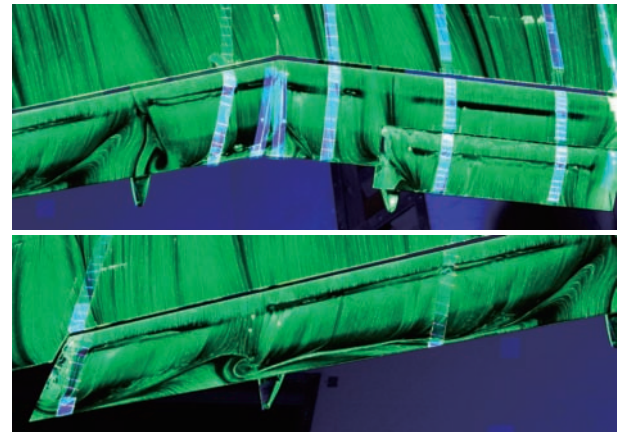
(a) 内舷側断面 ( $\eta = 0.25$ )(b) 外舷側断面 ( $\eta = 0.56$ )

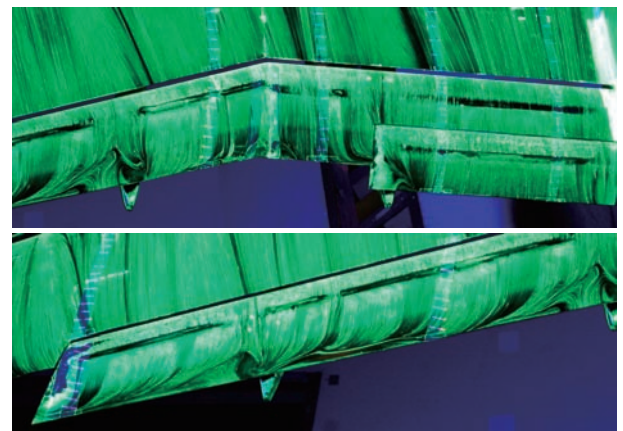
図6 各フラップ舵角に対する表面静圧分布（迎角4度）

次に、図7に両フラップ舵角に対する主流速度60m/s、低迎角条件（迎角4度）でのフラップ上面表面流線の可視化結果を示す。図より、フラップ舵角を30度とした場合、内外舷接合部、中央FTF付近、さらに外舷側の後縁付近において剥離領域が著しく減少している様子が見て取れる。一方、図中のフラップコード30%付近に存在する黒い領域、すなわち層流剥離位置についてはフラップ舵角の影響を受けずほぼ一定であることがわかる。また、内舷側のアフトラップについては特に大きな変化は観察されていない。

本模型のフラップ舵角35度のケースは比較的剥離が大きく、本模型の風洞試験結果を用いたCFDワークショップにおいてはフラップの剥離パターンが計算手法（格子、乱流モデル、遷移モデル）の違いに大きく依存することが報告されている[19]。前述の通り、フラップ舵角を30度にすることで、フラップでの剥離を減らすことを確認できたため、同形態に対するデータをCFDデータ検証の対象とすれば、空力データの予測において発生しているさまざまな問題のうち[18-19]、フラップ上の剥離の問題を分離できる可能性がある。



(a) フラップ舵角35度



(b) フラップ舵角30度

図7 各フラップ舵角に対するフラップ上面の表面流線の比較（迎角4度）

#### 4. 3. ナセル ON/OFF とスラット根形態の効果

次にナセル設置ならびにスラット根形態が空力特性に与える影響について考察する。模型形態としては図8に示す4種類とした。スラット根形態については、翼根付近にはスラットが存在せずクリーン翼となっている従来の形態（図8上）、およびスラット端を延長し胴体と結合した形態（図8下）を比較した。

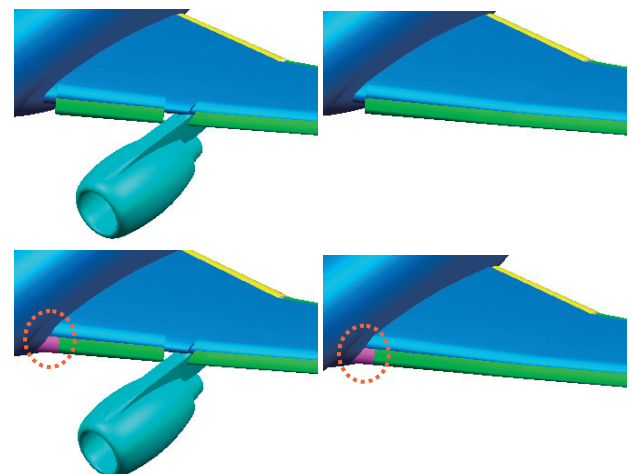
図8 4種類の模型形態  
(ナセルON/OFF、スラット結合なし/あり)

図9に主流速度 60m/sにおけるそれぞれの模型形態に対する揚力係数-迎角特性、揚力係数-抗力係数特性を示す。ここで、抗力と比較する対象は  $C_L^2$  としている。なお、本考察においてはフラップ舵角を全て 35度である。図より、ナセルを設置した状態でスラット根形態を変化させた効果として、スラット根と胴体を結合した場合に線形域で揚力が低下する様子が見られる。これは内舷側の特に母翼下流位置とフラップで負圧が失われるためであることを静圧分布計測の結果から確認している。

次に、スラット根が結合されていない状態でナセル ON/OFFの結果を比較すると、ナセル ONの場合に有効迎角 15度前後に存在していたキंकがナセル OFFの場合には無くなっていることがわかる。これは、ナセルを撤去したことで主翼上との流れ場の干渉が無くなり、局所的な性能が改善されたためと判断できる。また、図9下に示す  $C_L^2$  と  $C_D$  の関係見ると、ナセル OFFの場合に有効アスペクト比が増加しており、線形域においてもナセルの存在が翼全体の空力性能を変化させることを示している。

一方、失速域の特性について述べれば、ナセル ONの場合にはスラット根形態変化の影響は小さく、形態によらず翼根からの失速パターンが維持されることを確認している。しかしナセル OFFの場合には、スラット根を結合した際に最大揚力と失速角が著しく増加する様子が見取れる。これは失速パターンの変化によるものであり、タフト可視化により、同形態における失速が翼根では生じず中翼付近から生じることを観察している。

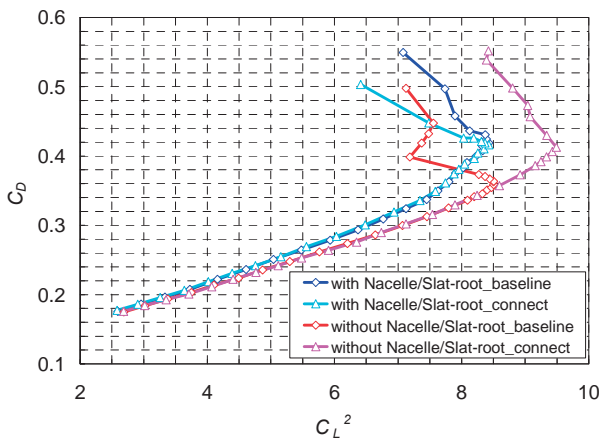
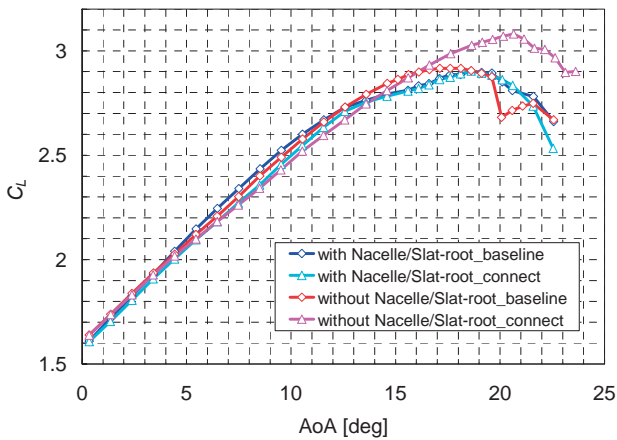


図9 各模型形態に対する揚力、抗力の比較 (ナセル ON/OFF、スラット結合なし/あり)

図10にスラットを結合せずナセルを OFFとし、母翼の境界層を強制遷移させた場合の揚力係数-迎角特性を示す。境界層の強制遷移は、母翼上面のコード2%および下面の15%位置に設置した厚さ0.251mmのディスクラフネスにより行っている。遷移を行った結果として、定性的には大きな変化は生じていないことから、少なくとも本風洞試験のレイノルズ数においては空力特性が母翼境界層の状態に大きく影響されないことは示されている。しかしながら、揚力傾斜や最大揚力に有意な低下が観察されている。図11に強制遷移を行わない場合と行った場合の迎角4度に対する模型表面静圧分布を示す。(a)は外舷側断面 ( $\eta = 0.56$ )、(b)は翼端付近断面 ( $\eta = 0.89$ ) に対する計測結果である。

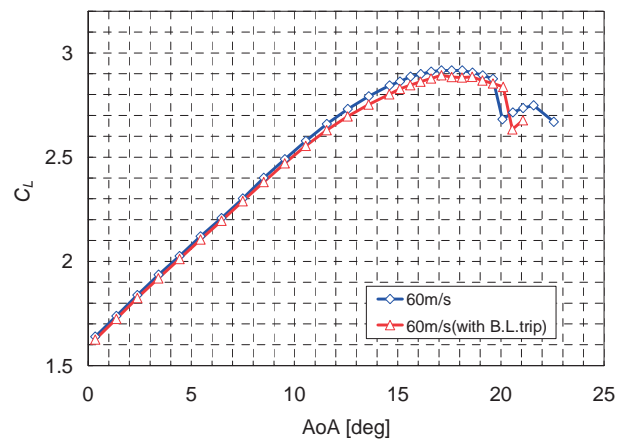
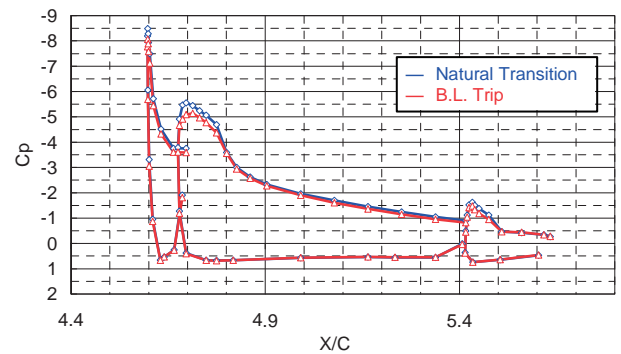
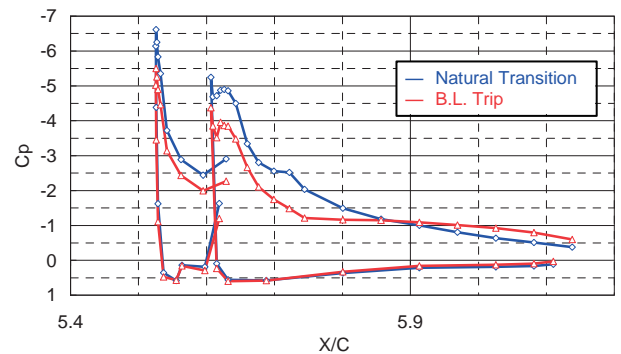


図10 境界層強制遷移による揚力特性変化 (ナセル OFF、スラット結合なし)



(a) 外舷側断面 ( $\eta = 0.25$ )



(b) 翼端付近断面 ( $\eta = 0.89$ )

図11 境界層強制遷移による表面静圧分布変化 (迎角4度、ナセル OFF、スラット結合なし)

図より、外舷側断面では強制遷移を行った場合にスラットや母翼前縁さらにはその下流においても負圧が低下していることが分かる。また、これより内舷側の断面においても同様の度合いの変化が生ずることを確認している。一方、翼端付近を見ると、著しい変化が生じていることを観察できる。この結果は、翼端側では強制遷移により境界層が必要以上に厚くされており、より適切なラフネスの選定の必要性を示唆するものである。

## 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。本報告では、2007 年 11 月から 12 月に実施した第 3 期試験の結果について、フラップ形態変更やナセル取り外しによる空力特性への影響を考察した。結果として、フラップ舵角を 30 度とすることで、フラップでの剥離低減が確認できた。また、今回の風洞試験により、ナセル無し、スラット根結合形態から、実機形態までのデータが取得でき、さらに失速の原因となる基本的な現象も理解できた。現状の RANS 解析で失速を予測することは容易ではないが、今回のデータを用いることにより、高揚力装置の設計で非常に重要な最大揚力の予測に関して、系統的な検証を行うことが可能になると考えられる。

## 謝 辞

本研究の実施にあたり、JAXA 研究開発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) Rudnik, R., Germain, E., "Re.-No Scaling Effects on the EUROLIFT High Lift Configurations," 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA Paper 2007-752, Reno, NV, 2007.
- 7) Rudnik, R., Geyr, H., Frhr, v., "The European High Lift Project EUROLIFT II - Objectives, Approach, and Structure," 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA Paper 2007-4296, Miami, FL, 2007.
- 8) Burg, J., W., v., d., Geyr, H., Frhr, v., Heinrich, R., Eliasson, P., Delille, T., Krier, J., "Geometrical Model Installation and Deformation Effects in the European project EUROLIFT II," 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA Paper 2007-4297, Miami, FL, 2007.
- 9) Quix, H., Schulz, M., Quest, J., Rudnik, R., Schröder, A., "Low Speed High Lift Validation Tests Within the EC Project EUROLIFT II," 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA Paper 2007-4298, Miami, FL, 2007.
- 10) Geyr, H., Frhr, v., Schade, N., Burg, J., W., v., d., Eliasson, P. and Esquieu, P., "CFD Prediction of the Maximum Lift Effects on Realistic High Lift Commercial Aircraft Configurations within the European project EUROLIFT II," 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA Paper 2007-4299, Miami, FL, 2007.
- 11) Wild, J., Brezillon, J., Amoignon, O., Quest, J., Moens, F., Quagliarella, D., "Advanced High-Lift Design by Numerical Methods and Wind Tunnel Verification within the European Project EUROLIFT II," 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA2007-4300, Miami, FL, 2007.
- 12) Murayama, M., Lei, Z., Mukai, J., and Yamamoto, K., "CFD Validation for High Lift Devices: Three-Element Airfoil," Proceedings of 2004 KSAS-JSASS Joint Symposium on Aerospace Engineering, Seoul, 2004.
- 13) Murayama, M., Yamamoto, K., and Kobayashi, K., "Validation of Computations Around High-Lift Configurations by Structured- and Unstructured- Mesh," Journal of Aircraft, Vol. 43, No. 2, 2006, pp. 395-406.
- 14) Ito, T., Yokokawa, Y., Ura, H., Kato, H., Mitsuo, K., and Yamamoto, K., "High-Lift Device Testing in JAXA 6.5M X 5.5M Low-Speed Wind Tunnel," 25th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, AIAA Paper 2006-3643, San Francisco, CA, 2006.
- 15) Yokokawa, Y., Murayama, M., Ito T., and Yamamoto, K., "Experiment and CFD of a High-Lift Configuration Civil Transport Aircraft Model," 25th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, AIAA Paper 2006-3452, San Francisco, CA, 2006.
- 16) Murayama, M., Yokokawa, Y., Yamamoto, K., Ueda, Y., "CFD Validation Study for a High-Lift Configuration of a Civil Aircraft Model," 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA Paper2007-3924, Miami, FL, 2007.
- 17) Yokokawa, Y., Murayama, M., Kanazaki, M., Murota, K., Ito T., and Yamamoto, K., "Investigation and Improvement of High-lift Aerodynamic Performances in Lowspeed Wind Tunnel Testing," 48th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA Paper2008-350, Reno, NV, 2008.
- 18) 第 44 回飛行機シンポジウム講演集, 講演番号 2B1 から 2B12, 2006.
- 19) 宇宙航空研究開発機構特別資料, JAXA-SP-07-016, pp116-201, 2007.
- 20) Jewel, B., Barlow, William, H., Rea, Jr., Alan, Pope, : Low-Speed Wind Tunnel Testing, Third Edition.
- 21) Payne, F. M., "Low Speed Wind Tunnel Testing Facility Requirements: A Customer's Perspective," AIAA Paper 99-0306, 1999.