

No. 22

JAXA 高揚力装置模型低速風洞試験について

横川 譲, 村山 光宏, 山本 一臣, 伊藤 健, 藤井 啓介 (宇宙航空研究開発機構)

Low-Speed Wind-Tunnel Test of the High-Lift Configuration Aircraft Model

Y. Yokokawa*, M. Murayama*, K. Yamamoto*, T. Ito** and K. Fujii**

* Civil Transport Team, JAXA

** Wind Tunnel Technology Center, JAXA

ABSTRACT

The results of the wind tunnel testing for a high-lift configuration aircraft model in JAXA are given in this paper. The testing was aiming to store large amount of basic aerodynamic information by various measurement techniques to provide the experimental data for CFD validation and to understand flow physics. As a result of the testing, data for forces, moments, pressure distributions, surface flow patterns, transition characteristics were acquired. In addition, measurement techniques, especially PIV, PSP and noise survey were advanced.

Keywords : High-lift system, realistic aircraft configuration, CFD validation

1. 始めに

高揚力装置の性能向上は、ペイロードの増加、燃料消費および空力騒音の低減など、航空機のD.O.C.低減や環境問題に大きく寄与することから、国産旅客機研究開発における重要課題として取り上げられている。

CFD技術の向上により、離着陸時の複雑形態に関しても高精度なシミュレーションが可能になりつつあるものの、高揚力装置はそのものが複雑な幾何学形状である上、周辺の流れ場についても境界層遷移、剥離およびそれらの干渉等が生ずる複雑なものであるため、CFDを主とした性能予測は困難である。従って、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において力・モーメント、静圧分布、遷移、流線、失速パターン等の各種計測を行い、CFDデータを検証し、また実験およびCFDの両データを補完的に用いて現象の理解を深める取り組みが必要不可欠である。

欧州の研究プログラムの一つEUROLIFT¹⁾においては、実験とCFDの両面から高揚力装置の空力解析手法の開発が集中的に進められ、2次元形態、単純3次元形態および実機形態に対するデータ相互検証の結果として、実機開発時の要求を満たすレベルの大きな進歩が得られた。一方、NASA-Langleyにおいては“Trapezoidal Wing”と称される胴体付きの単純3翼素形態模型を用いた風洞試験が実施され、そこで得られたデータは3次元の高揚力装置に関するCFD技術の向上に大きく寄与している²⁾。

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(CTT/APG/JAXA)においては、これまで2次元2翼素、2次元3翼素および単純3次元3翼素に対

するCFDを系統的に実施し、格子依存性や乱流モデル依存性に関する検証の結果、単純形態に対する性能予測技術を確立している。^{3), 4)}

研究の次のステップは、実機形態で生ずる現象に対するCFD予測技術の構築および現象の理解であるが、同形態に対する広範な実験データは公開されておらず、またCFDと実験の両面から効率的に研究を推進するためには独自の模型を用いることが有効かつ不可欠である。

このような背景から、我々は高揚力装置(スラット、フラップ)、ナセル・パイロン、FTFおよび胴体から成る3次元実機形態模型を設計・製作し、低速風洞試験を実施した。風洞試験の主たる目的は、CFDコード検証用データおよび現象の解明に資するデータの取得およびCFDコードの高度化や実機開発において必要とされる計測技術の向上である。

本論文においては、各種の計測結果を報告し、さらに実験データとCFDデータの比較検証を併せて行う。

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JAXAが独自に設計した1/6スケール半裁模型である。模型は図1に示すとおり、90%スパンの前縁スラット、外舷にシングルロッテッドフラップ、内舷にダブルロッテッドフラップ、フロースルーナセル、パイロン、FTF、および胴体を供えている。主翼はスパン2.3m(半翼)、翼弦長0.5292m、アスペクト比9.42、前縁後退角33.0度、面積1.1233m²であり、胴体は全長4.9mである。なお、本試験では高揚力装置を着陸形態に

設定している。

模型には、主翼、フラップ、スラット上9断面、および胴体、パイロン上に合計456点の静圧孔が設けられている。さらに、機体騒音発生機構解明に寄与する模型表面非定常圧力を計測するため、スラット、母翼前縁、フラップ周辺に合計20個の非定常圧力センサー（Kulite-XCS062）が設置されている。

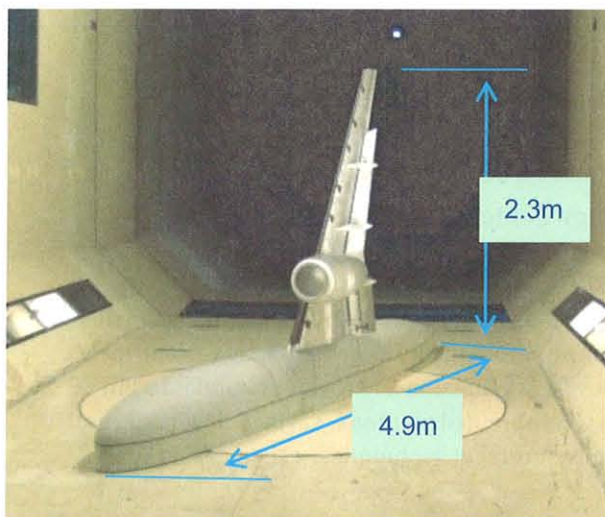


Fig.1 Half model in LWT1 test section

3. 風洞試験および数値解析

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垂直に設置している。胴体と風洞床面の間には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、また456点の模型表面静圧は10台のスキヤニバルブにより計測を行った。また、CFD結果の検証や基本空力特性の把握のため、オイルフロー法およびタフト法、チャイナクレ法により模型表面流の可視化計測を実施し、失速特性、遷移特性の等を詳細に観察した。どちらの場合にも可視化画像はデジタルカメラにより撮影した。さらに、非定常表面圧力センサーからの電圧信号はシグナルコンディショナーを介してA/D変換した後各種の統計処理を行った。これらに加え、主として計測技術の高度化を目的とし、48CHから構成されるフェーズドアレイマイクロフォンによる音源探査、ステレオPIV計測、低速PSP計測も実施した。

一方、CFDは非構造格子ソルバーであるTAS-code⁵⁾を用いて行った。乱流モデルには、生成項において渦度とひずみ度の最小値をとる修正を加えて渦中心領域の過大な渦粘性を減らす、修正Spalart-Allmaras 1方程式モデルを用いた。全面乱流を仮定したもの、および実験で取得したデータを使用して遷移点位置を固定したものの2種類を行った。

主流風速は基本を $U=30, 40, 50, 60, 70\text{m/s}$ 、としたが、計測の種類によっては特定の風速のみに限定してい

る。また模型迎角は風速条件にもよるが、0度から21度とした。対応するレイノルズ数は平均翼弦長基準で1.05million～2.47millionである。CFDは高揚力装置支持金具およびFTFを省いたモデルに対して60m/sで行った。

4. 結果

4.1. 揚力および表面静圧分布

図2に4種類の主流風速における揚力係数 CL の迎角に対する変化を示す。データは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。60m/sに対するCFD結果も併せて示す。実験データに対してはAlan Popeの手法⁶⁾により風洞壁境界修正を行った。

線形域においては、揚力勾配が一定であるものの、主流風速の上昇と共に CL が増加するいわゆるレイノルズ数効果が現れている。一方、 $\alpha=10$ 度以上の失速域においては主流風速の条件により特性が大きく異なる。 $U=60\text{m/s}$ においては失速角を過ぎると揚力は急激に減少し、その後はほぼ一定の値となる。50m/s、40m/sにおいてはピークが二つ存在する。また、30m/sでは線形域を離れた後、緩やかなカーブが続き、失速角後も緩やかに揚力が下降する。最大揚力および失速角に注目すると、主流風速の上昇と共にそれらの値が小さくなっており、レイノルズ数効果とは逆の現象が生じていることがわかる。

CFDデータは実験データと比較し、揚力勾配がやや小さくまた定量的にも差が見られるものの、本模型のような非常に複雑な形状と流れ場に対しても大まかな特性や失速角を捉えられていることがわかる。

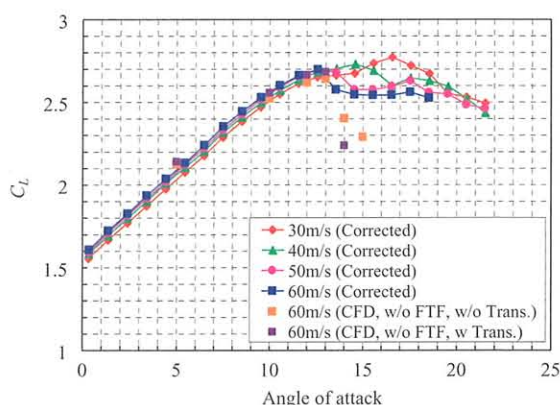


Fig.2 Variation of Lift coefficient versus AoA

図3に $U=60\text{m/s}$ における内舷断面（ $\eta=0.245$ ）および翼端付近断面（ $\eta=0.891$ ）の表面静圧分布を示す。実験における設定迎角は $\alpha=4$ 度であるが、風洞壁干渉補正後の有効迎角は $\alpha=4.43$ 度である。図には $\alpha=5$ 度に対するCFDの結果を併せてプロットしている。

内舷断面においてはスラットおよび母翼で実験とCFDの結果が概ね一致している。しかしながらフラップの上表面では両者に20%程度の大きな差が見られる。一方、翼端付近の断面においては母翼前縁付近を除き、両者に良好な一致が見られない。これらは剥離パターンの差異によるものと考えられる。

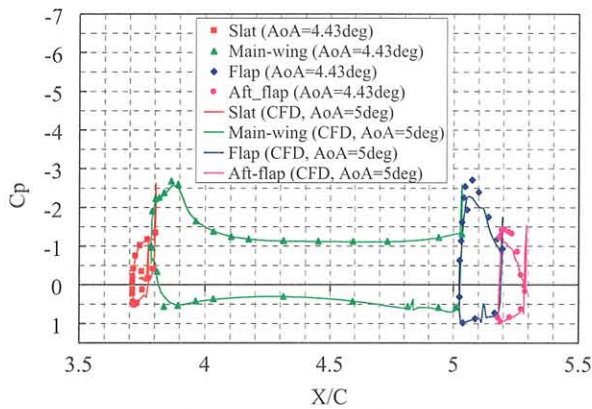
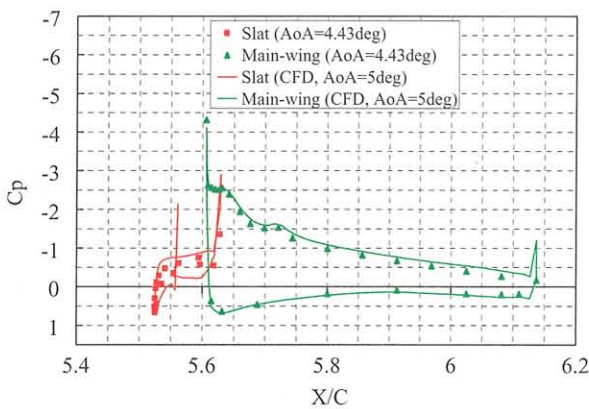
(a) Inboard section ($\eta=0.245$)(b) Outboard section ($\eta=0.891$)

Fig.3 Static pressure distributions (60m/s)

4.2. 表面流線および遷移特性

図4に $U=60\text{m/s}$ 、 $\alpha=15^\circ$ におけるオイルフロー可視化結果およびCFD（金具、FTFなし）で得られた $\alpha=14^\circ$ における表面流線を示す。実験、CFDのどちらの結果においてもナセルの下流で大規模な剥離が生じている。この剥離のパターンによって失速特性が支配されていることが詳細解析によって明らかとなっている。⁷⁾ また、実験結果では母翼前縁およびフラップ前縁に層流剥離が生じており、さらに翼端付近で大きな剥離が生じていることが分かる。このような流れ場の特性の違いが前項で示した表面静圧分布の差異の一つの原因であるものと考えられる。

図5に $U=60\text{m/s}$ 、 $\alpha=10^\circ$ におけるチャイナクレイ可視化結果を示す。スラット上では外舷側で乱流域が現れるものの、内舷側は層流であることが分かる。一方、母翼上では外舷側前縁付近に層流域が見てとれる。この層流域は $\alpha=4^\circ$ では見られず、迎角を大きくした場合に現れることから⁷⁾、母翼前縁では遷移と最層流化等が関与する複雑な現象が生じているものと考えられる。

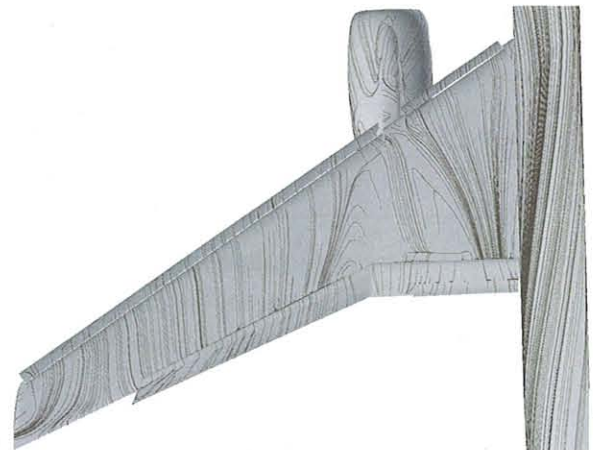
(a) Oil-flow visualization (60m/s, $\text{AoA}=15^\circ$)(b) Restricted streamline (60m/s, $\text{AoA}=14^\circ$)

Fig.4 Surface flow pattern of Exp. and Comp.

Fig.5 China-clay visualization (60m/s, $\text{AoA}=10^\circ$)

4.3. 非定常力および音源探索

図6に $U=70\text{m/s}$ 、 $\alpha=3.5^\circ$ におけるスラットコーブ内の表面非定常圧力のスペクトル密度を示す。LES (69.2m/s 、 $\alpha=4^\circ$) による計算結果を併せて示している。高周波域におけるピークおよび低周波数域におけるブロードバンドの変動が定性的に一致していることが分かる。すなわち、LESにより非定常流れ場の特性が高精度に捉えられていることが明らかである。⁸⁾

図7に $U=60\text{m/s}$ 、 $\alpha=5^\circ$ において計測された音源探

査結果のうち、周波数5058.5938Hz成分の分布を示す。主翼翼端に支配的なピークが存在し、またフラップ端部にも強い音源が存在することが分かる。しかしながら本図はあくまで特定の周波数成分を観察しているものであり、これらが狭帯域音であるかもしくはブロードバンドであるかは判断できない。音源探索は広範な風速、迎角、周波数条件に対して実施しており、これらを多角的に解析中である。9)

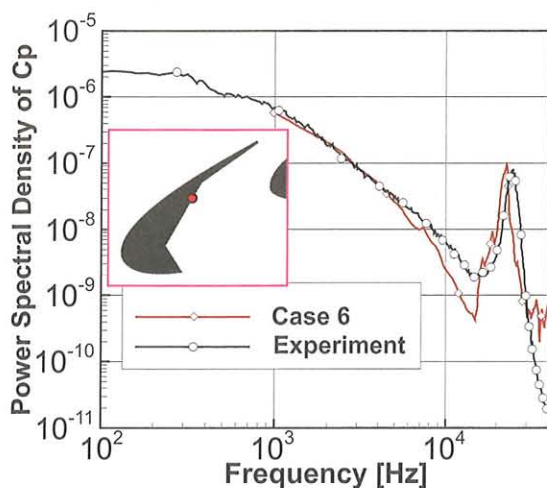


Fig.6 PSD of unsteady pressure
(W.T.:70m/s, AoA=3.5, CFD:69.2m/s, AoA=4)

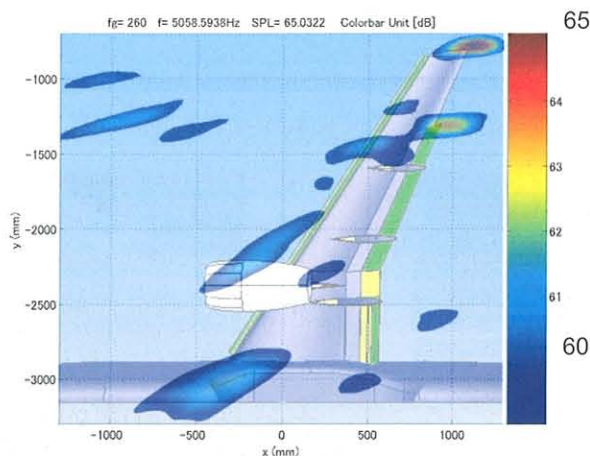


Fig.7 Noise source distribution (60m/s, AoA=5deg)

4.4. PIVおよびPSP

図8に $U=60\text{m/s}$, $\alpha=5$ 度においてPSPにより計測された翼上面静圧分布を示す。図中の左上に示した曲線は内舷側断面におけるコード方向分布を静圧孔データと比較したものである。前縁サクションピークのレベルを除き両者が概ね一致していることが分かる。

図9に $U=60\text{m/s}$, $\alpha=10$ 度においてステレオPIVにより計測されたフラップ翼端付近のスパン方向速度分布を示す。速度分布およびそれらのベクトルが精度良く捉えられていることが分かる。本計測はステレオPIVにより行っているため、速度場は3方向成分すべてを可視化でき、CFDのバリデーションに極めて有用である。

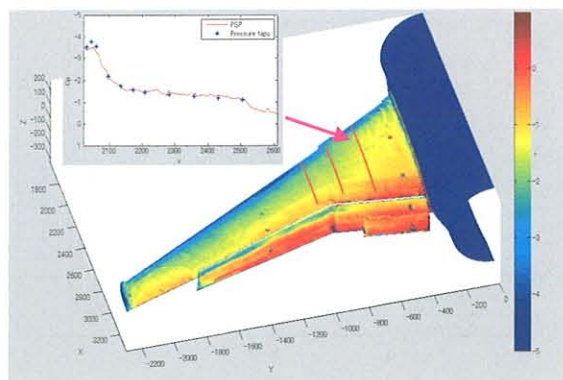


Fig.8 Surface pressure by PSP (60m/s, AoA=5deg)

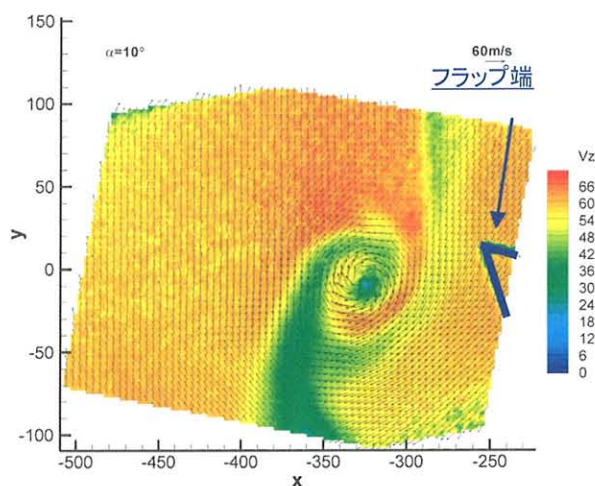


Fig.9 Velocity distribution (60m/s, AoA=10deg)

5. まとめ

高揚力形態の航空機に対するCFDコードのバリデーションおよび物理現象の理解を目的として、高揚力装置付の実機形態半裁模型を用いた低速風洞試験を実施した。結果として、基本空力特性に関するCFDコードバリデーションに有用な大量のデータが得られたことに加え、各種の計測手法により多角的に現象を観察することができた。今後も試験結果とCFDの両面から更なる解析を継続し、物理現象の詳細を明らかにすることにより高揚力装置の性能向上に努める。

参考文献

- 1) H. Hansen, *et al.*, AIAA Paper 2004-0767, 2004.
- 2) <http://db-www.larc.nasa.gov/trapwing/archive/register/>
- 3) M. Murayama, *et al.*, J. Aircraft, Vol.43, No.2, pp. 395-406, 2006.
- 4) M. Murayama, *et al.*, AIAA Paper 2006-1396, 2006.
- 5) M. Murayama, *et al.*, J. Aircraft, Vol.42, No.2, pp. 340-346, 2005.
- 6) Low-Speed Wind Tunnel Testing, Third Edition.
- 7) Y. Yokokawa, *et al.*, AIAA Paper 2006-3452, 2006.
- 8) T. Imamura, *et al.*, AIAA Paper 2006-2668, 2006.
- 9) T. Ura, *et al.*, AIAA Paper 2006-2565, 2006.