

## CFD を用いた NAL Jet 実験機におけるナセル干渉解析

藤田 健\*, 伊藤 靖\*, 中橋 和博†, 松島 紀佐†, 岩宮 敏幸‡

### Evaluation of Airframe/Engine Integration of NAL Jet Experimental Airplane Using CFD

by

Takeshi FUJITA\*, Yasushi ITO\*, Kazuhiro NAKAHASHI†, Kisa Matsushima† and Toshiyuki IWAMIYA‡

#### ABSTRACT

Aerodynamic interference of airframe/engine integration of NAL jet experimental airplane is evaluated by solving the Euler equations on unstructured tetrahedral grids. Aerodynamic coefficients of  $C_L$ ,  $C_D$  and  $C_M$  of Jet#08 configuration are compared for 11 cases by changing the nacelle position in the vertical direction. Each configuration with modified nacelle position is defined using CATIA. Owing to the close-coupled procedure from CAD modeling to surface meshing, all these evaluations can be performed within 3 days.

#### 1. はじめに

現在、航空宇宙技術研究所（NAL）では次世代超音速旅客機の基礎研究として、超音速実験機の開発が進められている。その実験の1つとして既存の推進系 YJ-69 を装備したジェット実験機（NEXST-2）の設計及び開発が精力的に進められており、2001年1月にジェット実験機のプロトタイプである第1次形状（Fig. 1 参照）の空力設計が完了した。この実験機は実機の1/10サイズであるにも関わらず既存の推進系を搭載するため、機体サイズに対してエンジンサイズそしてそれを収納するナセルのサイズも非常に大きなものになっている。したがって、ナセルから発生する強い衝撃波により主翼下面の流れ場が大きく変化するため、空力設計を行う上で推進系の搭載位置が重要な設計パラメータであるといえる。

当初、主翼下部にエンジンナセルを吊り下げためのパイロン兼ダイバーターは、主翼下面に完全に取り付けられていた（01形状、Fig. 2 参照）ため、風洞試験によりナセル取り付け位置による影響を調べることができた[1]。しかしその後、主翼下流方向に張り出す形状（08形状、Fig. 3 参照）に変更になり、さらに最新の1次形状（Fig. 1 参照）では、エンジンナセルと主翼が交差した形状になった。これらそれぞれの形状に対しエンジンナセルの搭載位置にお

ける空力干渉解析を実験で行うのは非常に困難である。一方、CFDではモデル作成などの経済的コストはかからないが複雑形状なので従来の方法だと時間的コストがかかる。しかし我々の過去の研究[2]でCADとCFD前処理とのインターフェースが確立され、従来のCFDでは格子生成までの計算前処理に数日を要していたところを、数時間で処理することが可能となった。そこで、その効率的なCFD前処理システムを、エンジンナセル位置をパラメータとした空力干渉解析に適用する。ダイバーターは主翼面上の境界層をインテークに吸い込まないようにするためのものであり、Navier-Stokes 解析が必要であるが、本研究では第1段階として Euler 解析を行う。更に、最新のジェット1次形状を用いてナセルの存在により機体全体の流れ場が受ける影響を調べる。

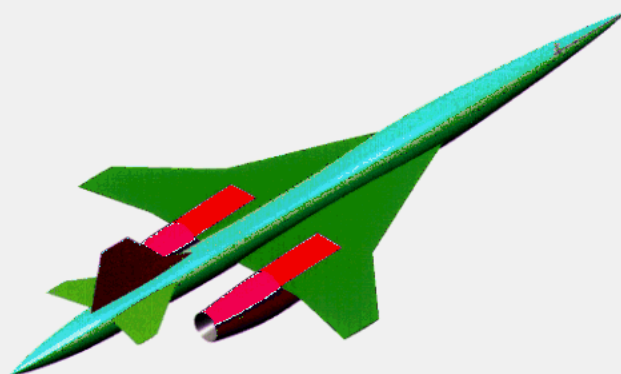


Fig. 1 Jet 1<sup>st</sup> Configuration

\* 東北大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻

† 東北大学大学院工学研究科

‡ 航空宇宙技術研究所

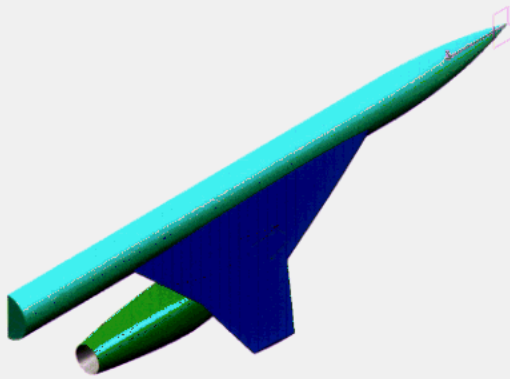


Fig. 2 Jet#01 Configuration

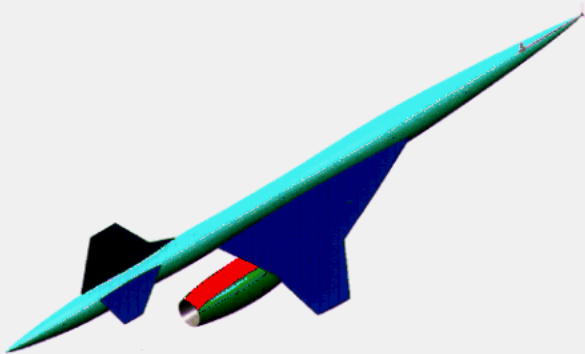


Fig. 3 Jet#08 Configuration

## 2. ナセル取り付け高さとダイバーター形状定義

NAL で設計された 08 形状 (Fig. 3 参照) は全長 11.5m, 半スパン長 2.46m であり, これを基本形状としてエンジンナセルを高さ方向 (Z 軸方向) に移動させる. この 08 形状ではナセル外周が主翼下面に干渉しない範囲で最も近接させた位置にナセルが取り付けられているため, ナセルを主翼から離れる方向に 1cm 毎に平行移動する. Fig. 4 に, 08 形状のナセル取り付け位置と, ナセルを 5cm 下方に移動させた位置の比較を示す. 主翼とナセルをつなぐダイバーター側面は高さ方向に sweep した形状であるが, 上面は主翼後縁からナセル出口までつながる曲面であるため, ナセル位置に応じて CAD ソフト CATIA を用いて設計した. Fig. 5 にダイバーター上面の設計方法を示す. ダイバーター上面の断面曲線は, 主翼後縁とナセル出口を端点とした 2 次曲線である. 主翼の後縁部分では, 主翼上面と 1 次微分 (接線方向) を連続にし, ナセル出口位置では, ナセル外周の接線から内側  $12^\circ$  の方向を接線とした.

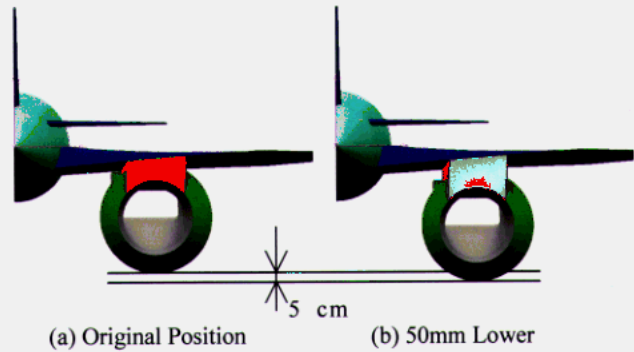


Fig. 4 Nacelle Position

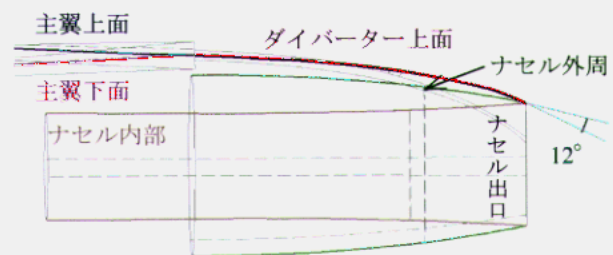


Fig. 5 Definition of Diverter Upper Surface

## 3. 計算条件

オリジナルの 08 形状の計算と, ナセル位置を高さ方向下方に移動させた 10 ケース (10mm, 20mm, 30mm, 40mm, 50mm, 60mm, 70mm, 80mm, 90mm, 100mm) それぞれについて, 非構造格子 Euler ソルバー[3]を用いて解析した. 格子密度による影響を極力減らすために, ダイバーター以外の表面格子を各ケースで同様に分布させている.

計算条件は, 自由流マッハ数 1.7, 迎角  $0.5^\circ$  である. 東北大学流体科学研究所のクラスター型ベクトルスーパーコンピュータ NEC SX-5 を用いて計算し, 同時に複数ケースの実行が可能であるため, 本研究では最大で 4 ケース同時に実行した.

形状の修正箇所はダイバーターのみで, エンジンナセルは下方に平行移動させるだけである. 1 つの形状を CATIA で作成し STL ファイルに出力するまでに約 30 分[3], STL ファイルから表面格子を生成する[5]のに 1 時間半, 空間格子生成[6]に 10 分で, 計算前処理全体にかかる時間は 2 時間程度であった. 各ケースの空間格子は 70 万点ほどである. 更に, 4 ケースの Euler 計算を並列に実行したため, 3 日で全 11 ケースの結果を得ることができた. このように, CFD 計算結果を非常に短時間に得られるのは, 前処理に CAD を利用した非構造格子 CFD に大きな利点であるといえる.

#### 4. ナセル取り付け高さの影響

パーツごとの揚力係数 ( $C_L$ ), 抗力係数 ( $C_D$ ), ピッチングモーメント係数 ( $C_{Mp}$ ) を Fig. 6 に示す. ただし, 本研究では非粘性の Euler 計算であるため, 表面の圧力係数  $C_p$  を積分することでこれら 3 分力を得た. 縦軸が各空力係数であり, 横軸がナセルのオリジナルの取り付け位置を基準 (0mm) としてそこから高さ方向に下げた距離 (mm) を表す.

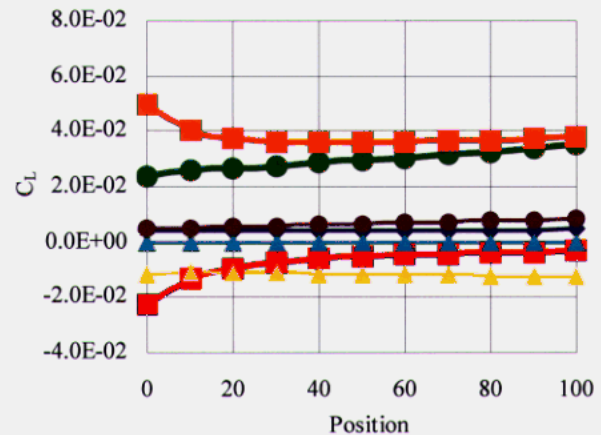
Fig. 9 より, 主翼とナセルの揚力係数が 0 から 20mm の間で大きく変化している. これは, オリジナルの位置では主翼とエンジンナセルが非常に接近しているため, この間の流れが塞ぎ止められ, 離脱衝撃波が発生しているためである. 実際 Fig. 7 (a) に示すように, ダイバーター前方での離脱衝撃波と急激な圧力上昇が発生している. ナセル位置を 10mm 下げても, 圧力上昇の割合は小さくなるが, 同様な現象が起こっている (Fig. 7 (b) 参照). このように主翼/ナセル間で圧力が急激に上昇すると, 主翼下面は上向きの, ナセル上面は下向きの力を受けるため, 0 から 20mm において  $C_L$  が大幅に変化するのである.

一方, Fig. 7 (c) に示すようにナセル位置が 20mm 下がると, 主翼下面と主翼上面の 3 次元的な隙間が広がり, 主翼/ナセル間の流れが塞ぎ止められることなく下流に流れるため, ダイバーター前方部における圧力上昇および離脱衝撃波が発生しない. ナセル位置を 100mm 離れた場合も同様である (Fig. 7 (d) 参照). このような主翼下面とナセルの間隔が十分ある場合は, ダイバーター先端から斜め衝撃波が発生する. 機体全体では, ナセルを 100mm 離すことによって揚力が約 50% 上昇している.

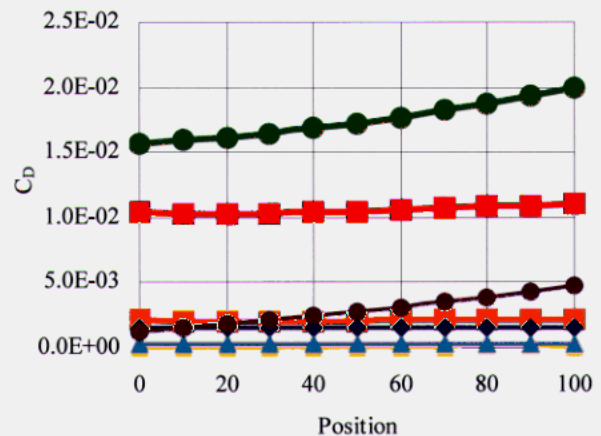
一方, 機体全体の抗力係数は, ナセルを 100mm 離すことによって 25% 程上昇している. これは, ダイバーターの体積が増えることによる体積依存圧力抵抗の増加が原因である. Fig. 6 (b) に示されるように, ダイバーター以外の部分では  $C_D$  がほとんど増加しておらず, ダイバーターの抵抗増加が主体である. 更に Fig. 6 (c) に示されるピッチングモーメント係数においても,  $C_L$  と同様に, 0~20mm の間で主翼とナセルの変化が大きい.

また, Fig. 8 にインテーク内部の断面における圧力分布を示す. これらを比較すると, ナセル取り付け位置におけるインテーク内部流の変化は極微小であると言えるが, 本研究ではナセル内部をフロースルーで計算したため, エンジンを搭載した場合は異なる流れ場となっている. インテーク内部流を正確に評価するためには, 出口付近で流路を絞り, 流量を調節し, 更に粘性を考慮した Navier-Stokes

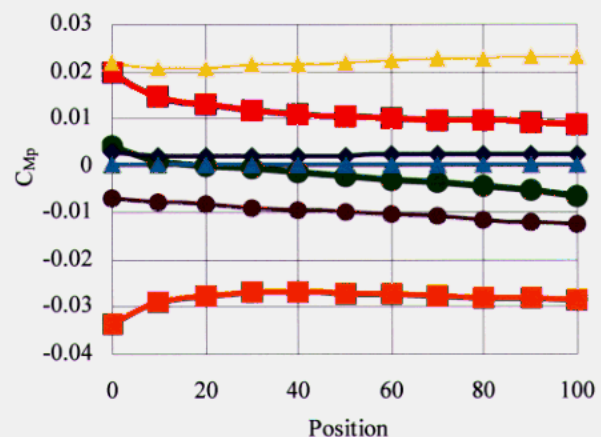
計算を行う必要がある.



(a) Lift Coefficient



(b) Drag Coefficient



(c) Pitching Moment Coefficient

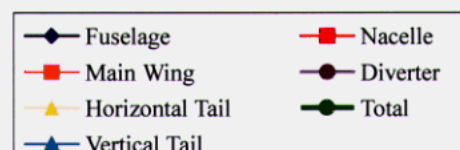
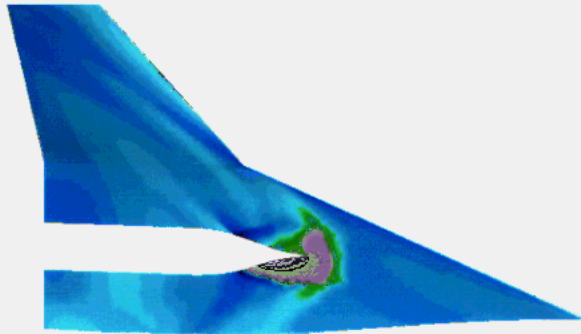
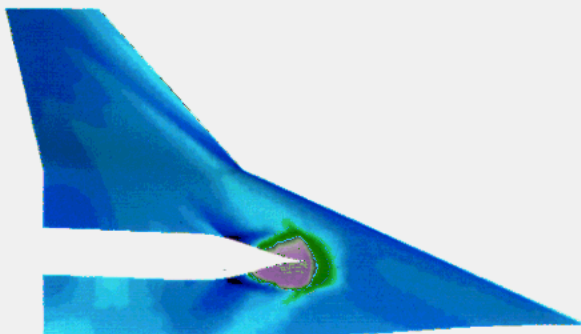


Fig. 6 Aerodynamic Coefficients ( $M_\infty = 1.7$ ,  $\alpha = 0.5$  deg.)

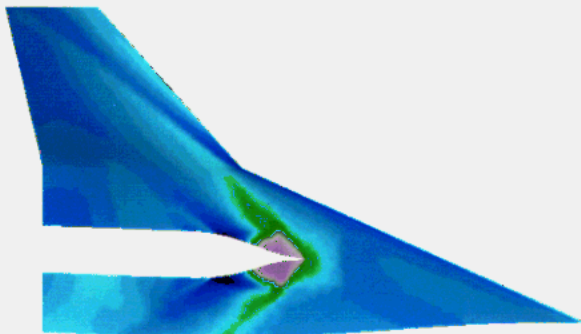




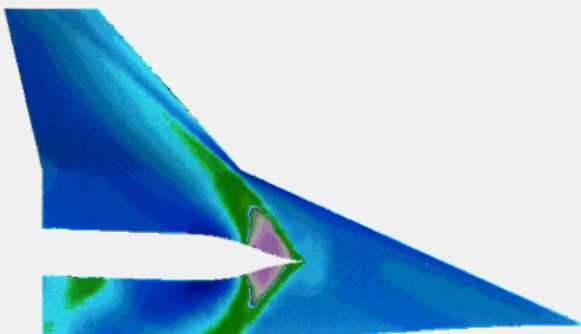
(a) 0mm, Original Nacelle Position



(b) 10mm Lower than the Original Position

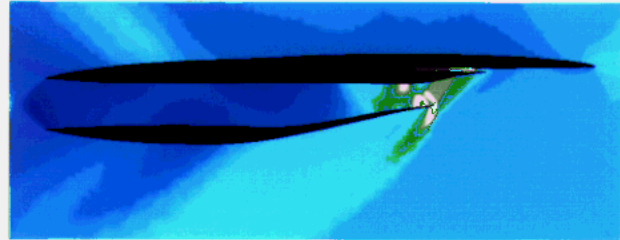


(c) 30mm Lower than the Original Position

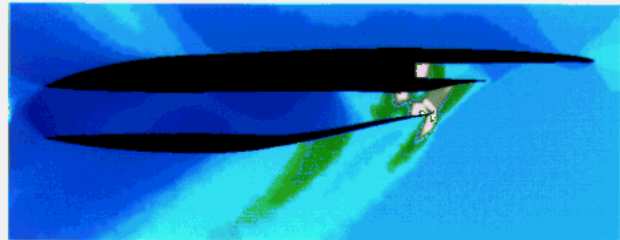


(d) 100mm Lower than the Original Position

Fig. 7 Comparison of Pressure Distribution on Lower Surface of Main Wing ( $M_\infty = 1.7$ ,  $\alpha = 0.5$  deg.)



(a) Original Position



(b) Move Nacelle Down to 100mm

Fig. 8 Pressure Distribution on Cross Sectional Plane ( $M_\infty = 1.7$ ,  $\alpha = 0.5$  deg.)

### 5. Jet 1 次形態におけるナセル有無の影響

次に、最新の 1 次形状を用いてナセルの有無による空力係数の変化を調べる。この機体は巡航時に  $C_L = 0.1$  であることを設計条件として開発されたので、それを成り立たせる自由流マッハ数 1.7、迎角 0.5deg.における機体表面圧力分布を Fig. 9 に示す。これらを比較すると下面の圧力分布はナセルの存在で大きく異なっていることが明らかであり、さらにナセルが主翼上面に張り出す形状のため、主翼上面の圧力分布にも違いが確認された。また、ナセル付きの 1 次形状について、自由流マッハ数 1.7 において各パーツで生じる  $C_L$  の迎角毎の変化を Fig. 10 に示す。揚力のほとんどが主翼で発生しており、ナセルやその他のパーツは揚力に直接寄与していないことが分かる。

次に、機体 3 分力について自由流マッハ数 1.7 におけるナセルの有無の比較を Fig. 11 に記す。ナセルの存在で揚力、抗力が増加し、ピッチングモーメントが減少している。Fig. 10 よりナセルでは揚力が発生しないことが示されているが、実際にナセル無しの CFD 計算と比較してみると、ナセルの存在で  $C_L$  が約 0.6 も増加している。主翼下面の圧力分布の比較 (Fig. 9) より、ナセルで発生した衝撃波が主翼下面に到達しその衝撃波後方で圧力が急激に上昇しているため、主翼の揚力が増加すると考えられ、実際 Fig. 12 に示す主翼断面まわりの圧力係数分布から、衝撃波の存在で主翼下面の圧力が増加し、上面との圧力差が増大している様子が示されている。また、 $C_D$  はナセルが機体サイズと比べて

巨大であるためにナセルを取り付けることで、その体積依存抵抗が大幅に増加している (Fig. 11 (b)参照). 更に、ナセルはモーメント中心より下に搭載されるため、ナセルで生じる抵抗により頭下げモーメントが生じている (Fig. 11 (c)参照).

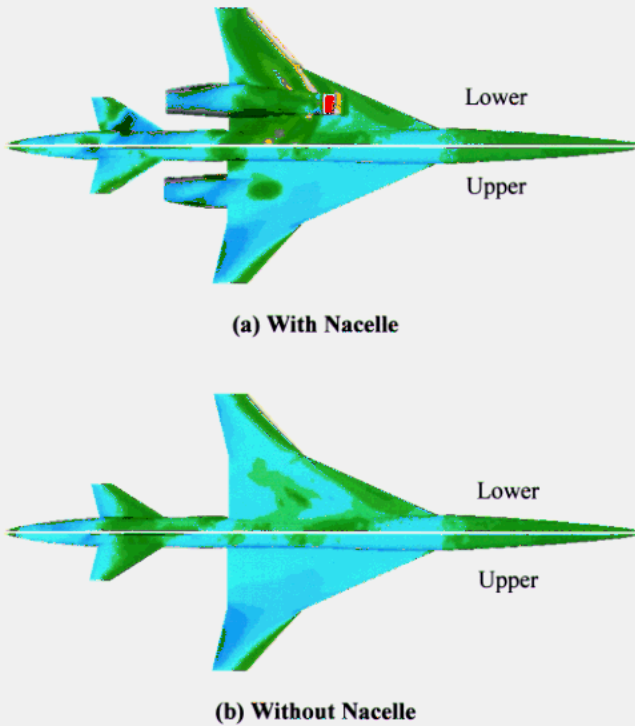
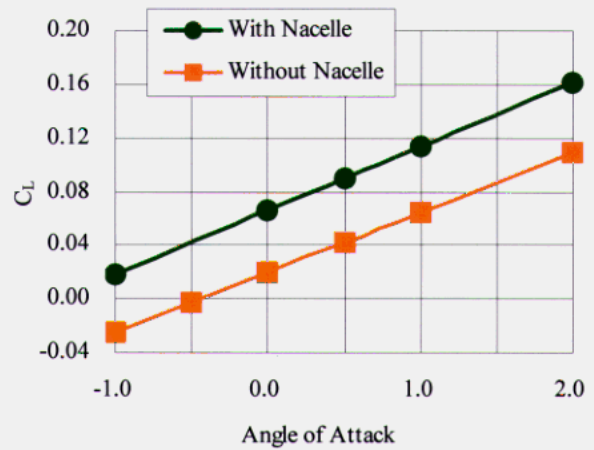
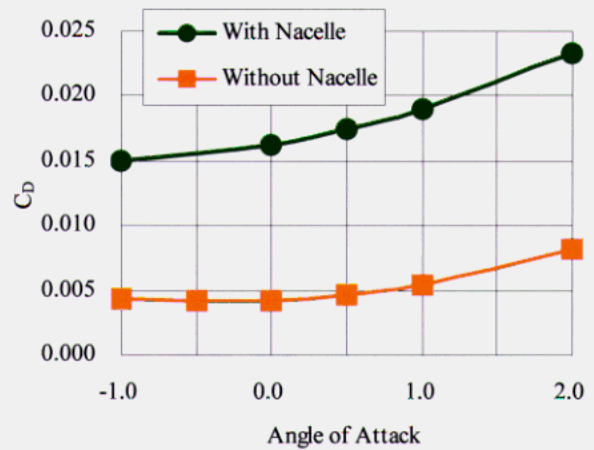


Fig. 9 Comparison of Pressure Distribution of Jet 1<sup>st</sup> ( $M_\infty = 1.7, \alpha = 0.5 \text{ deg.}$ )



(a) Lift Coefficient



(b) Drag Coefficient

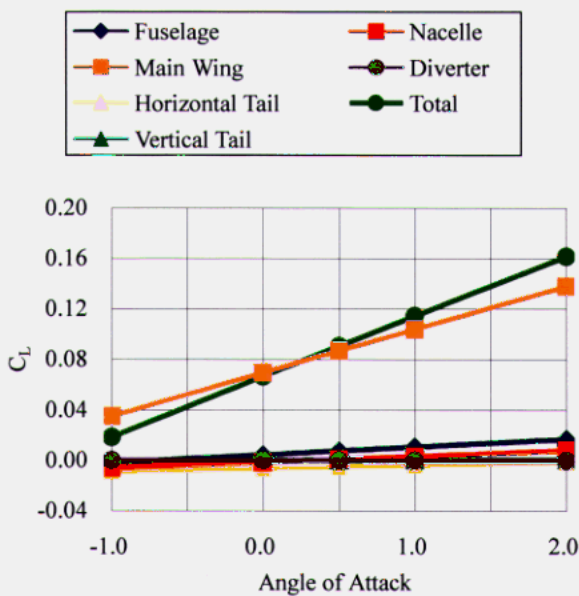
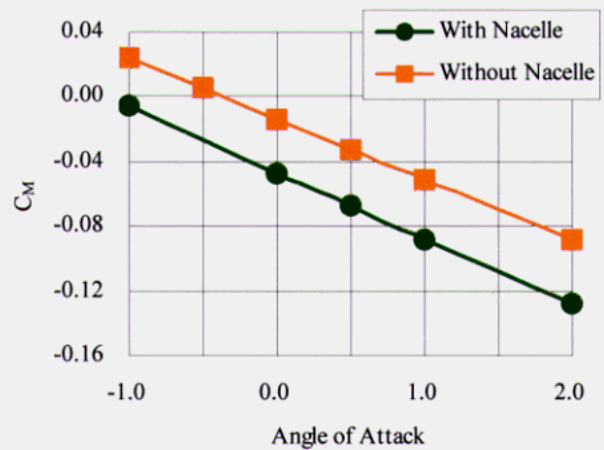
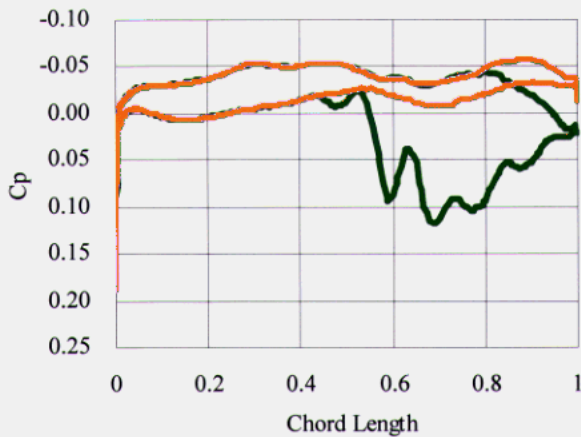


Fig. 10 Comparison of  $C_L$  on each part ( $M_\infty = 1.7$ )

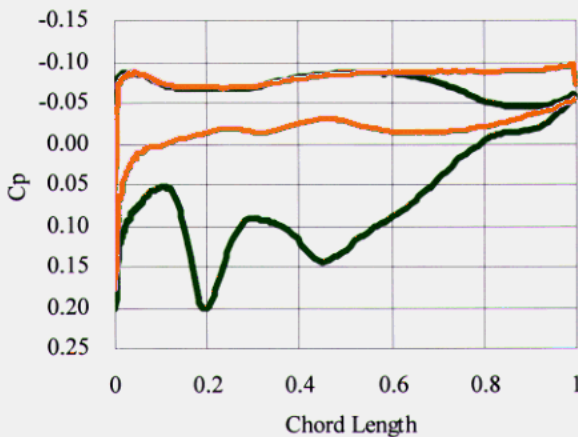


(c) Pitching Moment Coefficient

Fig. 11 Comparison Aerodynamic Coefficients With/Without Nacelle ( $M_\infty = 1.7$ )



(a) 15% of Half Span



(b) 50% of Half Span

Fig. 12  $C_p$  Distribution around Main Wing  
( $M_\infty = 1.7$ ,  $\alpha = 0.5$  deg.)

## 6. まとめ

NAL Jet 実験機 08 形状のナセル位置における空力干渉解析を、非構造格子 CFD を用いて行った。この形状は、ダイバーターが主翼後縁に張り出し、その上面が主翼上面と連続であるため、風洞試験でナセル位置による空力的な影響を調べるのは非常に困難であった。そこで CFD 前処理に CAD を利用した非構造格子 CFD を用いることにより、その解析を行った。本研究で用いた CFD システムでは CAD と CFD との密接したインターフェースが構築されており、格子生成などの CFD 前処理を短時間に行うことができるため 3 日で 11 ケースの結果を得ることができた。

特に 08 形状のシミュレーション結果から次の知見が得られた。抗力については、ナセルと主翼を離すことによりダイバーターの体積依存抵抗が増加するので、オリジナルの形状が最も圧力抵抗が小さくなっている。しかしオリジ

ナルのナセル取り付け位置では、主翼/ナセル間の間隔が非常に接近しているため、流れが塞ぎ止められダイバーター前方で離脱衝撃波が発生している。ナセルを 20mm 以上離すと、主翼/ナセル間の流れが塞ぎ止められることなく下流に流れるため、ダイバーター前方の離脱衝撃波が発生せず、ダイバーター先端から斜め衝撃波が発生する。したがって、オリジナルの取り付け位置ではナセル/主翼間が狭すぎるため、ダイバーター本来の役割を果たしていないといえよう。境界層の厚さを考えない Euler 解析でこのような結果が得られているので、実際の流れ場や Navier-Stokes 解析では境界層の厚さ分さらにナセル/主翼間が狭くなるのでより厳しい状況となる。また、ナセル内部流は、インレットがマッハコーン内にあるため、ナセル取り付け位置による影響はほとんどないと言える。

さらに最新の Jet 1 次形状におけるナセル有無の比較を行った。この結果、ナセルの存在で揚力、抗力が増大し、頭下げモーメントが発生していることが示された。

以上のように、本研究で効率的な CFD 前処理システムを活用した非構造格子 CFD は短時間に空力設計パラメータに関する重要な知見が得られ、空力解析を行う上で非常に強力なツールであることが示された。

## 7. 参考文献

- [1] 真保 雄一, 牧野 好和, 「SST 形状のナセル干渉検討風洞試験 (遷音速風洞試験)」, 日本航空宇宙学会 第 31 期年会講演会講演集, pp.174-177
- [2] Fujita, T., Ito, Y., Nakahashi, K. and Iwamiya T., "Aerodynamics Evaluation of NAL Experimental Supersonic Airplane in Ascent Using CFD," AIAA Paper 2001-0564, 2001.
- [3] Sharov, D. and Nakahashi, K., "Reordering of Hybrid Unstructured Grids for Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel Computations," AIAA Journal, Vol.36, No.3, 1998, pp.484-486.
- [4] 藤田 健, 伊藤 靖, 中橋 和博, 真保 雄一, 岩宮 敏幸, 「CFD による NAL 超音速実験機打ち上げ形態の空力評価」, 日本航空宇宙学会 第 31 期年会講演会講演集, pp.166-169
- [5] Ito, Y. and Nakahashi, K., "Direct Surface Triangulation Using Stereolithography (STL) Data," AIAA Paper 2000-0924, 2000.
- [6] Sharov, D. and Nakahashi, K., "A Boundary Recovery Algorithm for Delaunay Tetrahedral Meshing," Proceedings of the 5<sup>th</sup> International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Field Simulation, 1996, pp.229-238.