

# 直交オイラー法を用いた解析効率の向上

畑中 圭太 (三菱重工業株式会社)

## Improvement in computational efficiency with a cartesian grid generation method

by

Keita Hatanaka(Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.)

### ABSTRACT

Recently, a CFD technology has been widely applied to aerodynamic design. To generate a computational grid around a geometry easily and calculate a flow field with high order of accuracy helps us understand a flow field. However, the ease of the grid generation and the accuracy of the calculation are usually inconsistent. In this paper, to make a three-dimensional grid easily and efficiently, the grid generation method with a cartesian grid around a three-dimensional complex geometry was proposed to accelerate the computational grid generation process and a grid generation time was reduced to half. Furthermore, by making clear the relation between the accuracy of the computation and the grid property such as the minimum grid spacing and the dense of the grid, it was proved the latter is much more effective to the accuracy of the computation.

### 1. はじめに・背景

近年、空力現象の把握、航空機の設計開発において CFD がカバーすべき分野は複雑化・多様化している。空力現象の把握を効率的に行うには、計算対象に格子を容易に生成でき、かつ、解析精度も高いことが理想的である。しかし、航空機のような三次元複雑形状を計算対象とする場合、通常、この両立は困難である。また、一般的に格子数と解析精度は比例すると考えられているが、限られた計算リソース（時間・設備）でより速く、より正確な解を得る事が望まれている。

そこで本研究では、航空機のような三次元複雑形状において直交格子を用い、格子自動生成が行える手法を確立することで解析効率を向上し、さらに、格子分割範囲・最小格子幅と解析精度の相関関係を検討・把握することで、解析格子の増大を最小限にし、解析精度を向上させる指針を示す事を目的とした検討を実施した。

### 2. 解析手法

本解析の支配方程式はオイラー方程式であり、空間の離散化手法には有限体積法を、時間の離散化手法には LU-SGS 法を、また、空間精度の高次精度化手法として MUSCL 法を用いている。

現在、流体解析に用いられる解析格子の特徴を表 1 に、概要を図 1 に示す。解析格子は物体形状に沿って解析格子を配置した「物体適合格子」と、物体形状とは無関係に解析格子を配置した「物体非適合格子」の大きく二種類に分類される。「物体適合格子」は物体に沿って格子を配置するため、一般的に形状の複雑さに比例して格子生成時間が増大する一方、解析精度は高いという利点がある。その反面、「物体非適合格子」は格子が物体に沿っていないため、物体近傍の粘性境界層を捉える事ができず、解析精度も低いが、物体形状の複雑さとは無関係に解析格子を迅速に生成できる利点がある。

空力設計における CFD 解析では必ずしも数カウムの抵抗予測精度が要求される場合のみでは無く、形状変更に対応した空力現象の変化の迅速な把握が必要な場合も少なくない。その際に「物体非適合座標格子」は非常に大きな効果を発揮する。そこで、本研究では「物体非適合座標格子」である「直交格子」を用いることとした。通常、「直交格子」を用いる際には物体近傍の解析格子密度が物体遠方場まで影響し、解析格子数が激増する。そのような不必要な部分における解析格子の増大を防ぐため、物体形状か

らの距離に応じて解析格子を細分化する「マルチレベル直交格子」を用いている。(図 2)

### 3. 解析手順

図 3 に直交格子を用いた解析手順を示す。まず、解析対象となる物体形状は三次元 CAD ソフトである CATIA を用いて作成し、CATIA 内で物体表面を三角形に離散化する(表面格子)。図 4 に表面格子の一例を示す。その後、離散化された物体形状の周りにマルチレベル直交格子(空間格子)を作成し、物体形状と交点をもった解析格子において、物体によって切り取られた格子の体積、各面の面積、法線ベクトルを計算し、流体解析を実施する。

### 4. 解析対象形状

解析対象としては 2003 AIAA Drag Prediction Workshop 2nd における DLR-F6 形状<sup>(1)</sup>を用いた(図 5)。

### 5. 解析効率の向上

三次元複雑形状に対して直交格子を用いる際に一番大きな問題となるのは物体形状と解析格子が交点をもった格子の扱いである。本手法においては、そのような格子内部に含まれる物体形状をより忠実に再現するため、カットセル<sup>(2)</sup>と呼ばれる手法を用いている。この手法の利点は、直方体のみでなく、図 6(a)、(b)で示すように物体形状によって切り取られた多面体形状をも扱うことができるため、形状忠実度が通常の直交格子よりも高いことである。しかし、形状が複雑になるにつれ、格子自動生成が困難となり、結果として形状修正作業が必要となる場合もある。しかし、そのような修正作業は「物体非適合座標格子」本来の格子生成の迅速性、利便性を損なう事となるため、好ましくない。そこで、本研究では、そのような修正作業を行うことなく、対処できるよう格子生成プログラムを修正した。以下に具体例を示す。

図 5 に示す航空機のような三次元複雑形状に対して直交格子を生成する場合、図 7 の主翼・パイロン形状の結合部に見られるように、格子内部に存在する物体によって、一つの格子が複数の流体領域に分割されることとなる(図中赤・緑・青で示された領域)。通常、流体解析においては、一つの格子には一組の物理量(密度・速度・圧力)のみを割り当てる事となるため、このように複数の流体領域が存在する場合、解析を実施することが不可能である。そのため、従来では、このような形状が存在した場合、手作業で形状を修正することにより問題を回避する等の修正が必要であった。

単純化された二次元の例として図8の主翼後縁のように、非常に薄い部分に解析格子を生成する場合、一つの解析格子内部に、主翼上面、主翼下面の二つの流体領域が存在する場合がある。このような問題に対しては参考文献(3)に示す様に二つの解析格子を新たに作成し、一つの解析格子に対して一つの流体領域の物理量を割り当てることによりこの問題を回避する手法が提案されている。

本研究では、その手法を三次元的により複雑な形状に適用した。

図7に示すカットセルに着目すると、

- (1) カットセルの各面と物体表面形状との交点・交線を計算し、流体領域を作成する。(図9(a)中、赤・青・緑で示した部分)
- (2) (1)の処理により作成された流体領域と同数の解析格子を新たに作成し、それぞれの格子に対して流体領域を割り当てる。(図9(b))

本手法を用いることにより、従来であれば、形状修正作業を含め、解析格子の生成に5時間程度必要であったが、2時間程度にまで短縮する事が可能となり、また作業を完全自動化し、解析効率の向上を達成した。

## 7. 解析精度の向上

流体解析を行う際、空間格子密度・最小格子幅は解析精度に大きく影響を与える。有限である計算資源(時間・設備)内で解析を行う場合には、それら格子パラメータと解析精度との相関関係を把握し、効率良く解析格子を配置し、格子の増大を最小限に抑える必要がある。そこで本研究では、DLR-F6 模型形状において、上記格子パラメータによる解析精度への影響を評価し、格子生成の指針を示す。

マルチレベル直交格子は図2に示すように物体からの距離に応じて格子分割の程度を調節することで物体形状から遠い部分で不要な解析格子が増大することを防ぐことができる。この格子を生成する際には、以下の格子分割範囲・最小格子幅が格子生成パラメータとして用いられる。

- ・格子分割範囲： $L \cdot R$
  - ・最小格子幅： $dx/mac(\%)$
- L：各レベルでの格子代表長さ  
 dx：最小格子幅  
 mac：平均空力翼弦長

本研究では上記パラメータを変更することによる解析精度・解析効率への影響を評価した。それぞれ変化させるパラメータは  $R, dx$  である。

図11にそれぞれ、格子分割範囲を大きくした格子(格子A)と最小格子幅を小さくした格子(格子B)二つの解析格子を示す。また、それぞれの格子の格子パラメータを表2に示す。総格子数は共に60万程度となるように設定した。図12にそれぞれの解析格子を用いた際の  $M=0.75$   $\alpha=1.0deg$ 、 $y/(b/2)=0.239$ 、 $y/(b/2)=0.331$  ( $b$ :スパン長)主翼断面における圧力分布と、風洞試験結果との比較を示す。どちらの格子においても図13に見られる、主翼下面に取り付けられたナセル・パイロン形状付近の加速による負圧のピークのような定性的な圧力分布は概ね一致している。より詳細に見ると、本解析における支配方程式はオイラー方程式であるため、物体近傍に発達した粘性境界層をとらえることができず、衝撃波の位置は僅かに後退し、主翼キャンバ効果

が強調されることにより、衝撃波後方の圧力分布は風洞試験結果よりも、より負圧側の値を取っていることがわかる。また、双方の解析格子による違いを見ると、最小格子幅を縮小した格子よりも格子分割範囲を拡大した格子における結果の方がより風洞試験結果と一致している。今回用いたマルチレベル直交格子は図11に示す様に、格子サイズが変化する部分で隣り合う格子のサイズが二倍となるため、格子サイズの不連続から、この部分において解析精度が低下する。このことから、より高精度な解析結果を得るには、最小格子幅を小さくするのではなく、このような格子不連続を出来る限り物体から遠ざける必要があることがわかる。圧力分布の比較において明らかなように今回用いた格子パラメータが必要十分な値であるとは考えにくい、限られたリソースの中で迅速に、また、最大限の精度を持った結果を得るためにはどちらにより注力すれば良いかの指針を得ることができた。

また、図14は  $Mach=0.75$  において、格子分割範囲を拡大した格子Aを用いた際のエンジンナセル搭載抵抗を風洞試験結果と比較した図であるが、風洞試験結果と良く一致している。また、図15はDLR-F6翼胴形態、 $CL=0.5$  における抵抗発散曲線を示している。本手法はオイラー解析ではあるが、エンジンナセル搭載抵抗のように、形状の差違に起因した抵抗差分の評価や、衝撃波が形成されて抵抗が急増するような抵抗発散特性は捉えることができることがわかる。

## 8. 結論

マルチレベル直交格子を用いた三次元複雑形状の解析に当たり、従来では格子自動生成が困難であった一つの解析格子に二つ以上の流体領域が存在する場合においても格子生成の自動化が可能なる手法を確立する事により、格子生成時間を5時間から2時間へ短縮し、解析効率の向上を達成した。また、空間格子生成パラメータである格子分割範囲と最小格子幅の解析精度への影響を評価することで、最小格子幅を小さくするよりも、格子分割範囲を大きくし、格子サイズの不連続を物体形状から遠ざけることで、最小限の空間格子でより高精度な結果を得る事が可能であると分かった。

## 参考文献

- (1) Brodersen, A. Sturmer, "Drag Prediction of Engine-Airframe Interference effects using unstructured navier-stokes calculations", AIAA 2001-2424
- (2) M.J. Aftosmis "Solution Adaptive Cartesian Grid Methods for Aerodynamic Flows with Complex Geometries" von Karman Institute for Fluid Dynamics Lecture Series 1997-02
- (3) P.R. Lahur, Nakamura, Y., "A Cartesian Grid Generation Method Considering a Complicated Cell Geometry at the Body Surface" Transactions of the Japan society for aeronautical and space sciences vol.43, No.139, 2000

表1 それぞれの解析格子の特徴

	物体非適合格子	物体適合格子	
	直交格子	非構造格子	構造格子
解析精度	△	◎	
格子生成時間	◎	○	△

表2 格子生成パラメータ

	格子分割範囲	最小格子幅
	R	dx/mac(%)
格子A	3	1.8
格子B	2	1.4

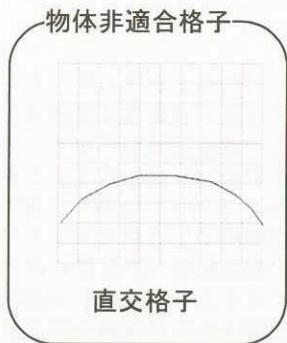
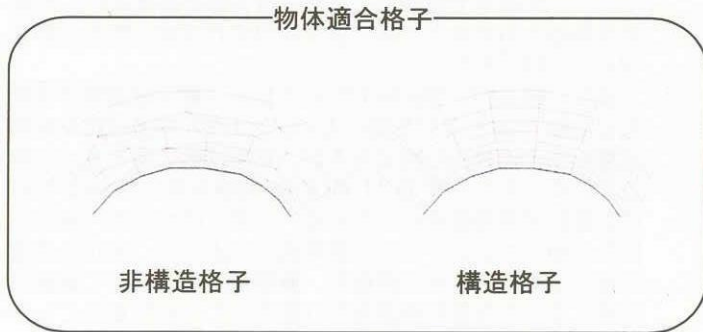


図1 流体解析に用いられる解析格子

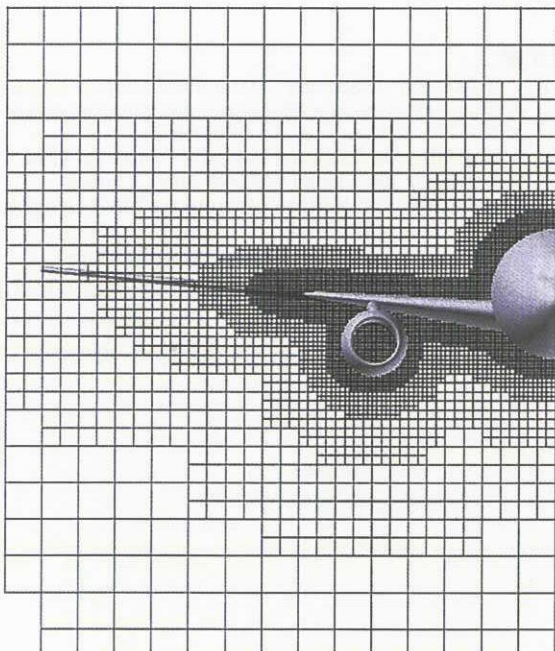


図2 マルチレベル直交格子の例



図3 直交格子を用いた解析の流れ

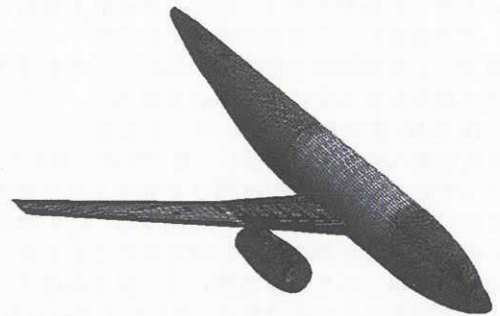
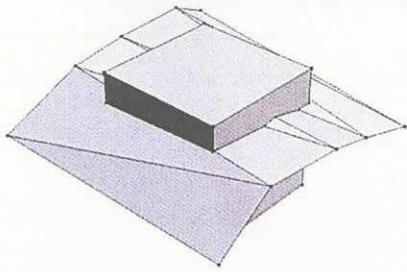


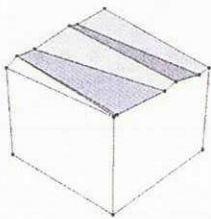
図4 STLデータ(表面格子)の例



図5 DLR-F6 模型形状



(a)



(b)

図6 カットセル手法

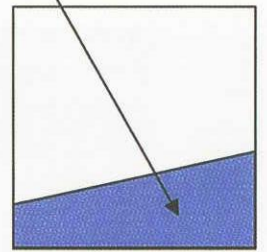
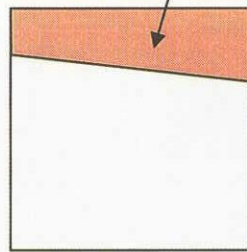
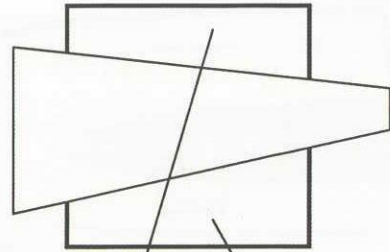


図8 主翼後縁等、薄い形状によって解析格子が複数の流体領域に分割される例 (二次元)

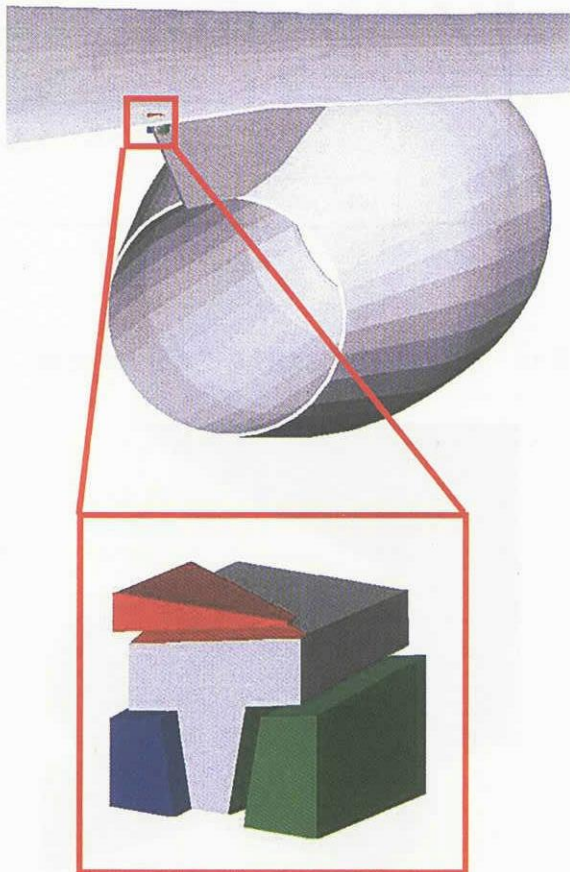
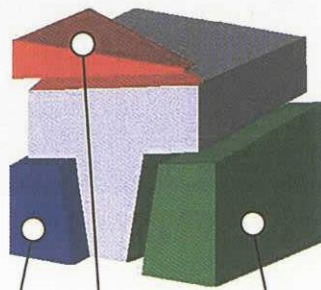
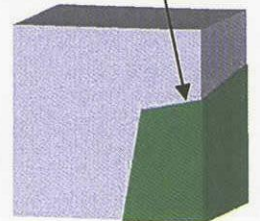
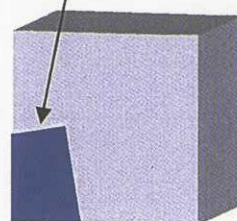
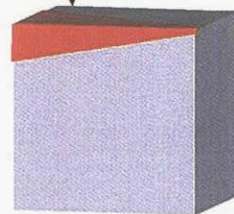


図7 DLR-F6パイロン・主翼結合部



(a)



(b)

図9 三次元形状への適用

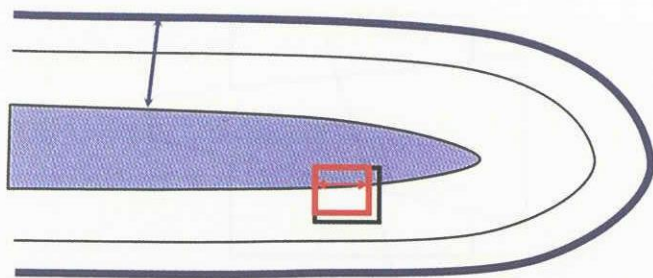
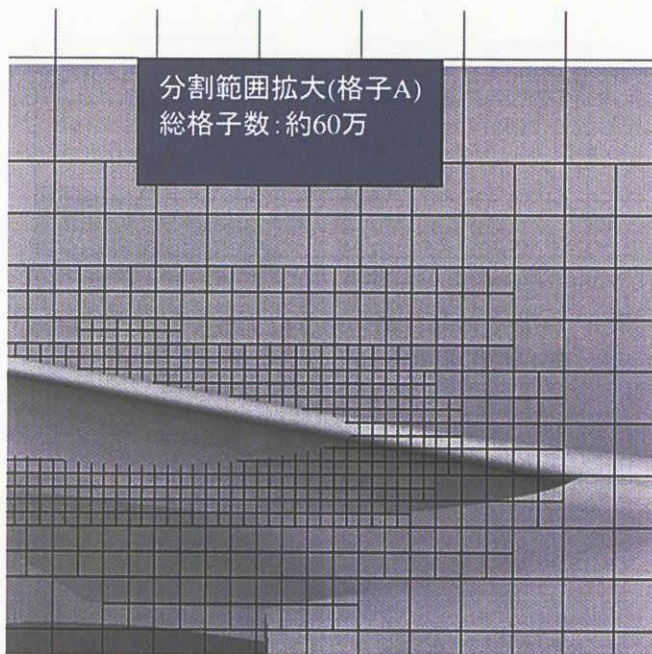
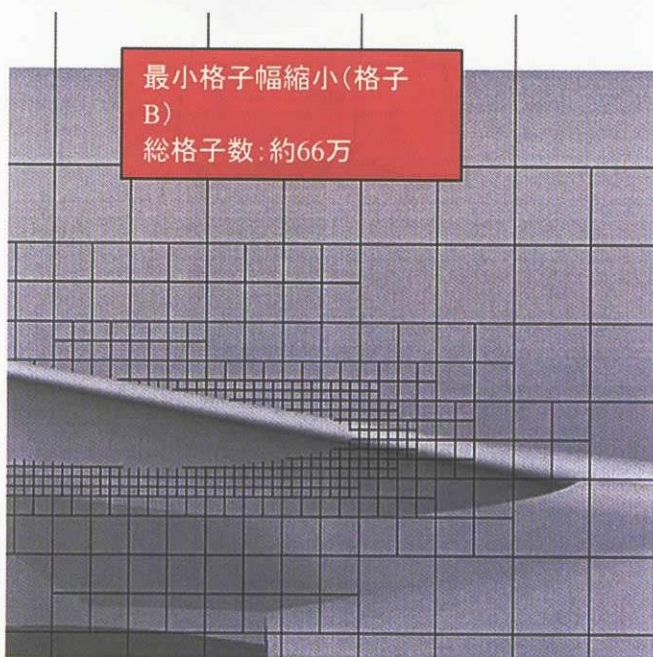


図 10 マルチレベル直交格子生成パラメータ



(a) 格子分割範囲を拡大した格子 (側面図)



(b) 最小格子幅を縮小した格子 (側面図)

図 11 異なる格子生成パラメータにより生成した解析格子

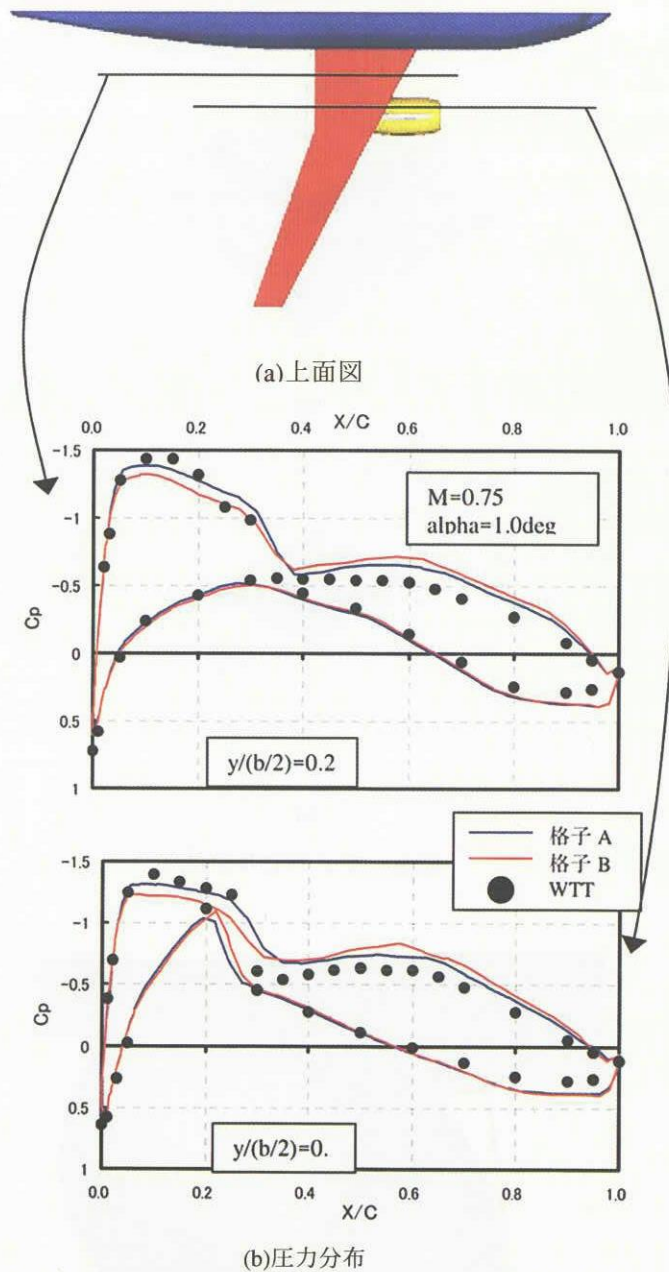


図 12 各スパン位置における圧力分布の比較

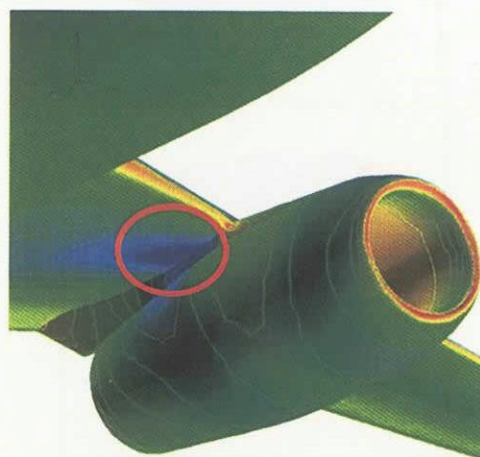


図 13 パイロン取り付け部に現れる強い負圧領域

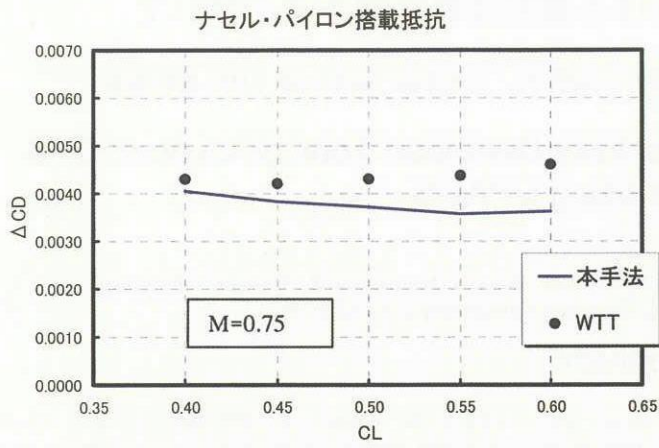


図 14 ナセル・パイロン搭載抵抗

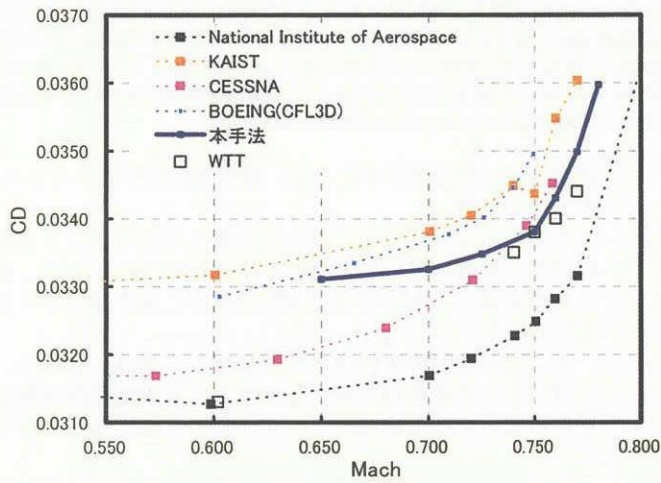


図 15 抵抗発散曲線の比較