

# 極超音速飛行実験機空力設計におけるCFD技術の適用

山本 行光\* 渡辺 重哉\*\* 石黒 満津夫† 小笠原 宏†

Application of CFD Technique for HYFLEX Aerodynamic Design

by

Yukimitsu YAMAMOTO

National Aerospace Laboratory

Shigeya WATANABE

National Space Development Agency of Japan

Mitsuo ISHIGURO, Kou OGASAWARA

Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.

## ABSTRACT

An overview of the application of CFD technique for the HYFLEX (HYpersonic FLight EXperiment) aerodynamic design by using the numerical simulation codes in the supersonic and hypersonic speed ranges is presented. Roles of CFD required to make up for the short term of development and small amount of the wind tunnel test cases, application in the HYFLEX aerodynamic design and their application methods are described. The procedure of CFD code validation by the experimental data before design application is also presented. Finally, future view and subject of the CFD application for the development of hypersonic flight vehicle is shortly discussed.

### 1. はじめに

極超音速飛行実験機 (HYFLEX: HYpersonic FLight EXperiment) (図1) は、HOPEをはじめとする将来の宇宙往還機の開発に必要な極超音速機設計、製作、飛行技術の蓄積、設計手法の検証等を目的に計画された我が国初の極超音速機である。

この空力設計は、これまで実機設計の経験が殆どない、極超音速域を対象としており、風洞等の地上設備では飛行状態を完全には模擬できない飛行領域が存在するため、実機の空力特性を精度良く推定することが困難である。また、今回の設計では、開発期間が短期間であったこと、この基本設計期間が利用可能な国内極超音速風洞の改修期間と重なったために、限られた風洞試験データによって空力形状を設計することが要求されたことから、CFD技術は極めて有効な設計手段として、設計の主要ツールと位置づけられるキーテクノロジーとなった。

三菱重工は、この空力設計を担当し、NAL/NA SDA 合同チームとの共同設計を進める過程で、主に航技研で開発されたCFDコードを実機空力設計へ適用している。

本稿では、平成4年度に実施されたHYFLEXの基本設計において実施したCFD技術の設計への適用過程及びその結果について報告し、今後のCFD技術の極超音速機設計への適用について展望する。

### 2. 設計におけるCFDの役割

HYFLEXは、再突入実験機 (OREX)、自動着陸実験機 (ALFLEX) とともに、今後計画されているHOPE開発に必要な技術開発を目的とした実験機として極超音速域でのデータを取得するため、平成8年2月の打ち上げを目指して開発計画が立てられている。図2に開発スケジュールの概要を示す。ここで空力設計のスケジュールに対して重要となる点は、打ち上げ時期から逆算していくと、C/C(カーボン・

\* 航空宇宙技術研究所

\*\* 宇宙開発事業団

† 三菱重工業 (株)

### 3.3 耐熱構造設計への応用

極超音速域でのCFDの応用として最も重要となったのは、空力加熱に対する耐熱材料のEOP (End Of Parts) の設定である。

HYFLEXの耐熱材料は、空力加熱量によって、次の3つの材料を使用することとなっている。

- 1) C/C材
- 2) セラミック・タイル
- 3) 可とう断熱材

図6に当初計画での使用耐熱材の概要を示す。

耐熱構造設計ではこれらの材料の境(EOP)をどこに設定するかを決定することが重要な技術課題である。基本風洞試験においては、このEOPを設定するのに十分な加熱率の定量的分布データは得られていないため、CFDの分布データを設計に適用した。

設計に使用するデータの設定には、風洞試験データやCFDデータをそのまま使用するわけではなく、データの信頼性や精度、実機条件との相違等を評価したうえで安全率等のパラメータを考慮して設定する必要がある、実機設計の経験のない極超音速域においては、この設定手法を策定することが最大の技術課題であった。今回の設計において、限られたデータと少ない経験を用いて設計データを設定するために策定した手法の概要を図7に示す。ここでは、CFDから得られた空力加熱率を主体として、Fay & Riddell やDetra, Kemp & Riddellの淀み点推算式による解析的手法及び風洞試験データを統合することによって設計用データとしている。

図8に最終的に得られた設計用データの適用例を示す。CFDをもとに得られた設計用空力加熱率データと各々の耐熱材料の耐熱限界とを比較することによって、当初計画のEOPの妥当性を検討した結果、セラミック・タイルとC/C材の境において一部セラミック・タイルの耐熱限界を超える部分が存在することが明らかとなった。これに対処する方法を検討した結果、最終的にはHYFLEXの設計変更は行わず、飛行経路を修正することで対処することとなった。図9に最終的に決定した飛行経路と変更前の飛行経路を比較して示す。

### 3.4 形状変更効果の把握

基本設計では初期形状について、空力をはじめ構造、装備、制御、工作等あらゆる方面からの検討を行った。その結果、ノーズ部分においてC/C材の工作過程において表面曲率の反転が問題となる可能性が指摘され、形状の修正が行われた(図10)。これにより、CFDにはこの修正が空力特性に対して問題ないことを確認することが要求された。

図11に、CFDにより形状変更効果を推算した結果例を示す。飛行の制御において最も重要なパラメータの一つとなる $Cn\beta_{dyn}$ について、形状変更が安定側に働いたことが確認できた。

### 4. 超音速域でのCFDの適用

HYFLEXは、極超音速でのブラックアウト時のデータを機体内に記録し、ブラックアウト終了後に超音速に減速しながらデータを地上に送信する。従って超音速での飛行特性も極超音速同様重要となる。従ってHYFLEXの設計では超音速も設計の評定となっている。

#### 4.1 使用ソフトウェア

超音速計算には、三菱重工が開発し、これまで民間機、戦闘機をはじめとして様々な機種の開発に使用されてきた遷・超音速ナビア・ストークス・コード(JANET)を使用した。

#### 4.2 計算条件

- 1) マッハ数: 1.6, 2.0
- 2) 迎角:  $20^\circ$ ,  $25^\circ$ ,  $30^\circ$
- 3) 横滑り角:  $0^\circ$ ,  $5^\circ$

#### 4.3 計算コードの検証

計算コードの検証用データは、今回の基本風洞試験で行われた超音速風洞試験(富士重工高速風洞)で取得されたデータを使用した。

図12に、今回の計算で使用した計算格子の概要図を示す。今回の評価パラメータとして、横方向特性が挙げられていたため、横3分力の推算精度を上げる目的から、機体後端のベース面を忠実に模擬したO-Oグリッドを使用している。

図13に今回の設計で重要な評価パラメータとなる、横方向の力特性について風洞試験結果との比較を示す。

風洞試験データとの一致は良好であり、設計データとして使用可能な精度を有していることが確認できた。

#### 4.4 形状変更効果の把握

極超音速と同様に、超音速においても変更形状についての基本風洞試験は計画されていないため、初期形状からの形状変更効果をCFDにより把握することが要求された。

図14に、CFDにより形状変更効果を推算した結果例を示す。極超音速と同様に、 $Cn\beta_{dyn}$ について、形状変更が安定側に働いたことが確認できた。

### 5. CFD適用のまとめと今後の課題

今回の設計においてCFDによるデータは風洞試験データ以上に多くの目的に使用され、極超音速機設計においてはその設計ツールとしての地位を確立し、HYFLEX開発のひとつの目的であった設計手法を確立できたと考える。図15に今回の設計でのCFDの

で空力設計のスケジュールに対して重要となる点は、打ち上げ時期から逆算して、C/C（カーボン・カーボン）材を使用したノーズキャップの開発期間が制約となり、空力形状の確定が平成5年度初めに設定されているために、開発開始から空力形状確定までの期間が2～3ヶ月と非常に短いこと、形状確定までに実施できる風洞試験が限られており、特にこれまで実機開発の経験がなく今回の重要な技術課題となっている極超音速域での試験が、国内極超音速風洞（航技研）の改修期間と重なっている関係から40ラン（1ランは30秒～1分間）と非常に限られていることが挙げられる。また、極超音速での基本的な課題として、風洞等の地上設備では飛行条件を完全には模擬できない領域が存在することもあり、次の様な制約の基で設計することとなった。即ち、

- (1) 短期間での開発
- (2) 限られた風洞試験データ
- (3) 実機飛行状態の不確定要素の存在

以上の条件においては、設計検討に供する空力データの推定を行う際の有効となる手段としてCFDへは重要な役割が期待された。その主なものとして、下記3点が挙げられる。

- (1) 設計用空力データの取得。  
風洞試験ケース以外の点での力データの提供や、風洞試験では取得していない荷重分布、表面空力加熱率などの詳細な分布データの提供。
- (2) 形状修正による空力特性変化の把握。  
基本風洞試験は初期形状についてのみしか実施しないため、形状を修正した場合の修正形状の空力特性の確認。
- (3) 実機飛行条件での空力データの推算。

地上設備では完全に模擬できない飛行領域での空力データの提供。

これらの役割に対応するため、今回設計の評定とした極超音速及び超音速での飛行条件についてCFDを適用した。

### 3. 極超音速域でのCFDの適用

極超音速での空力特性の推算は、今回の設計作業での主な技術課題であり、空力加熱及び空力荷重等の重要な空力データの提供を行った。

#### 3.1 使用ソフトウェア

極超音速計算には、これまでのHOPE空力設計において使用され、大型衝撃風洞試験等で風洞試験との検証実績のある航技研極超音速完全気体計算ソフトウェア（山本コード）を使用した。

#### 3.2 計算条件

気流条件は、HYFLEXの飛行計画経路において、空力加熱の評定となる条件（マッハ数12.08）と風洞試験データとの検証を行うための風洞試験条件（マッハ数7.1）の2条件とした。また、極超音速でのヒンジ・モーメントの推算や舵面空力加熱率の推算のため、エレボン舵角をとった計算も行っている。即ち、

- 1) マッハ数：7.1, 12.08
- 2) 迎角：40°, 45°, 50°
- 3) 横滑り角：0°, 5°
- 4) エレボン舵角：0°, 10°, 20°

#### 3.3 計算コードの検証

計算コードの検証用データは、今回の基本風洞試験で唯一行われた極超音速風洞試験（航技研極超音速風洞）でのデータを使用した。この風洞試験では、次のデータを取得している。

- ・カロリメータ法による空力加熱率データ（機体表面20点）
- ・赤外線法による機体表面加熱率分布データ
- ・6分力データ

このうちカロリメータ法による加熱率データは、機体表面でのセンサを埋め込んだ20点での離散点のデータであり、赤外線法によるデータは、赤外線カメラで捉えた画面の画素データで、模型形状との厳密な位置の対応がとれていないため、主に定性的な分布のデータと考えられる。

##### (1) 空力加熱率

得られた空力加熱率についてカロリメータ法、赤外線法及びCFDの3者の比較を行ったところ、当初3者の一致は悪く、設計以前に検証用データの真値すら確定できない状況にあった。これは、極超音速域での実機開発の経験の未熟さから、これまで風洞試験データについて実機開発を念頭に置いた詳細な検討がなされていなかったことに起因するが、カロリメータ法のデータについては、センサの精度解析を行うことによって、赤外線法についてはデータの積分区間の厳密化や三菱名航CFDデータ処理システムを応用した模型形状と画素データとの対応によってデータに補正を加え、最終的には図3、4に示すように定量的（カロリメータ法）にも、定性的（赤外線法）にも良好な一致を得ることができた。

##### (2) 力

図5に揚力と抗力特性について風洞試験結果との比較を示す（この計算ではエレボンを含めていないため、ピッチングは正確な比較ができない）。

風洞試験データとの一致は良好であり、設計データとして使用可能な精度を有していることが確認できた。

適用をまとめる。

本設計の結果は、今後HYFLEXの飛行データによりその妥当性を確認し、HOPE等の空力設計へ適用していく計画である。

今回の設計を通じて判った、実機開発において今後のCFDに解決を期待される技術課題としては、次のものが挙げられる。

- 1) 信頼性の高い実在気体計算法の確立
- 2) 舵面やタイルギャップ等細部の計算法の確立
- 3) 境界層遷移の精度の高い推定モデルの開発及び

乱流境界層の高精度空力加熱率推算手法の確立

極超音速機の空力特性は、現象が複雑であるため、未だに技術課題が多く残されており、その解決手法としてのCFDに対する期待は非常に高い。また、スーパーコンピュータの速度もNWTの導入をはじめ並列化によって飛躍的に増加し、実在気体計算の設計への適用が現実的なものとなってきていることから、今後その重要性はさらに増加していくものと考えられる。

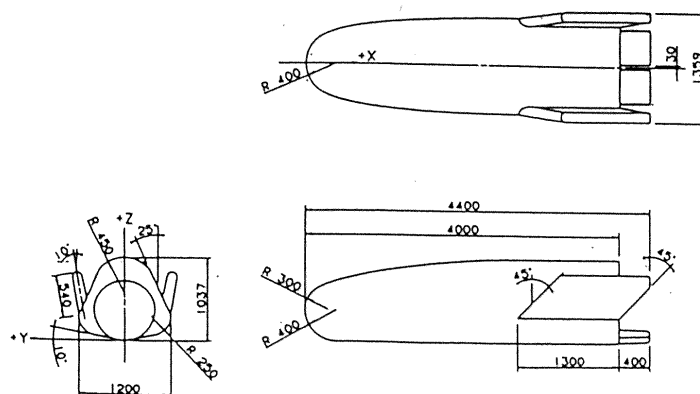


図1・HYFLEX三面図

	FY4	FY5				FY6				FY7			
	4/4	1/4	2/4	3/4	4/4	1/4	2/4	3/4	4/4	1/4	2/4	3/4	4/4
マイルストーン	契約 ▽	空力形状確定 ▽										開発完了 ▽	打ち上げ ▽
設計フェーズ	予備設計	基本設計				詳細設計				維持設計			
風洞試験		基本風試 ・超音速風試 ・極超音速風試				詳細風試 ・超音速風試 ・超音速風試 ・極超音速風試				確認風試 ・極超音速風試			
熱構造開発試験		ノーズキャップ、エレボン開発試験											
実機製作						コンポーネント製作				組立、機装、機能試験			

図2 HYFLEX開発スケジュール

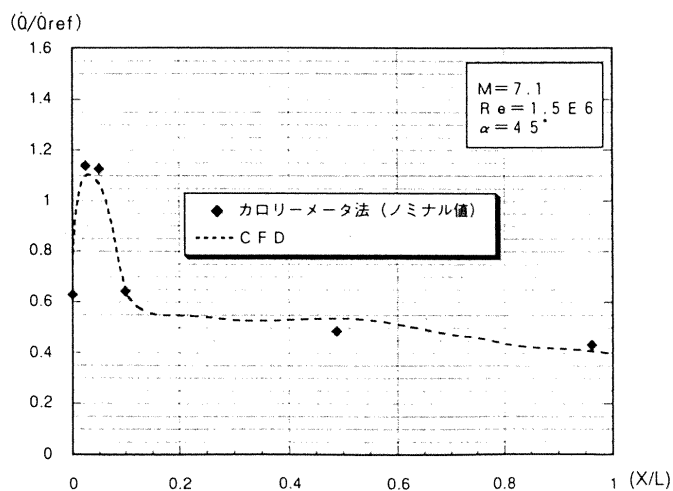
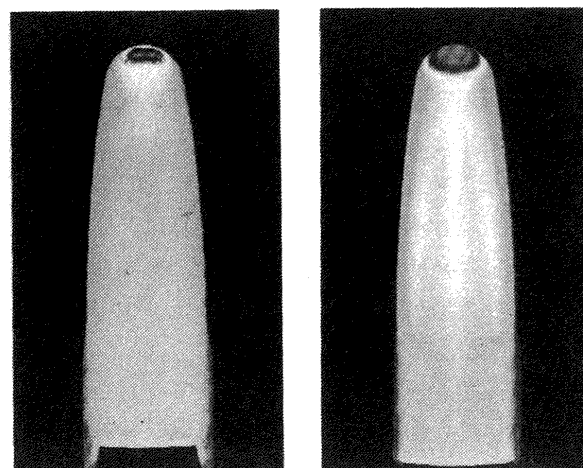


図3 空力加熱率のカロリメータ法との比較



(a) 赤外線法データ (b) CFD結果  
図4 空力加熱率の赤外線法との比較

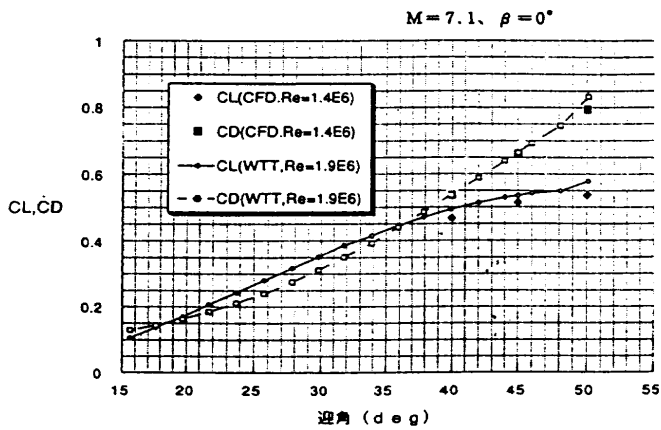


図5 極超音速での力データの比較

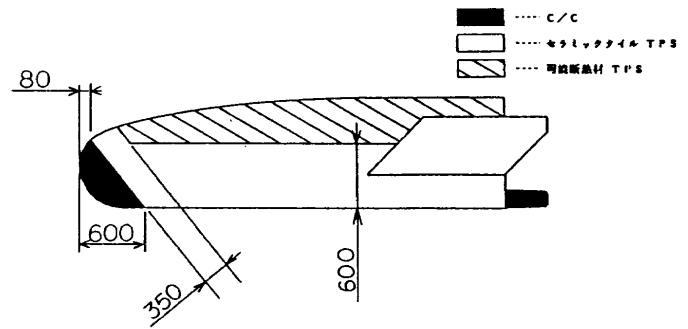


図6 耐熱材料のEOP

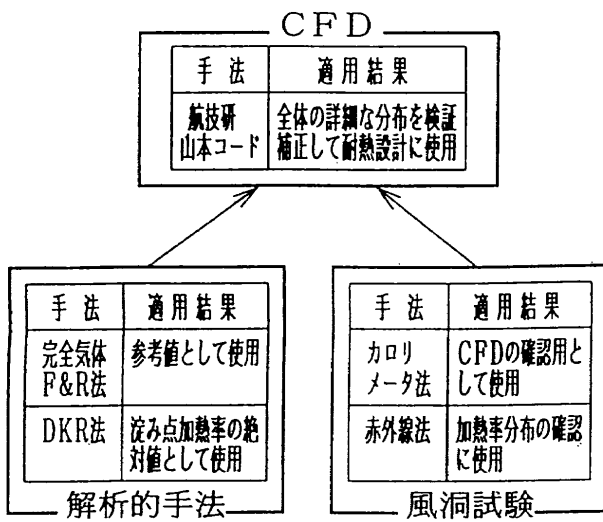


図7 設計データ設定手法概要

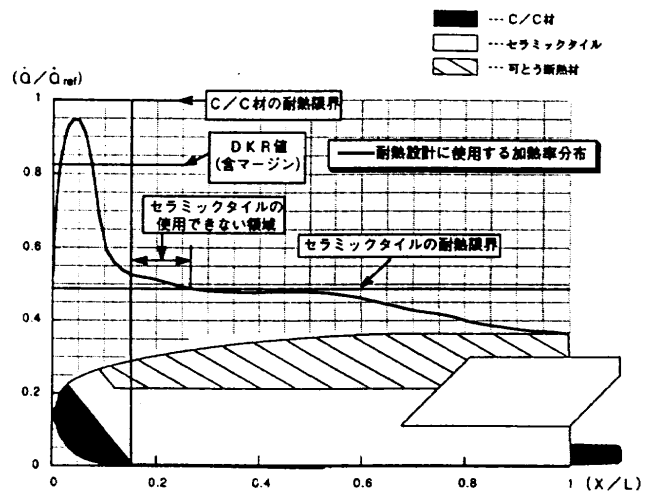


図8 空力加熱の設計への適用例

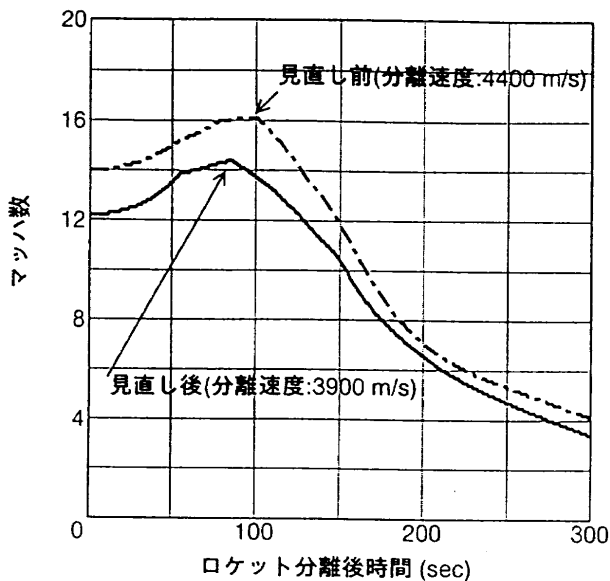


図9 HYFLEX飛行経路の変更

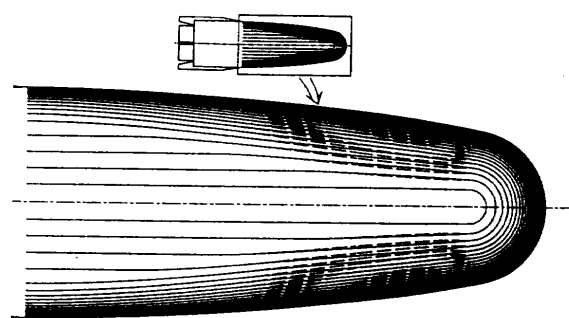


図10 形状の修正 (破線が変更前, 実線が変更後)

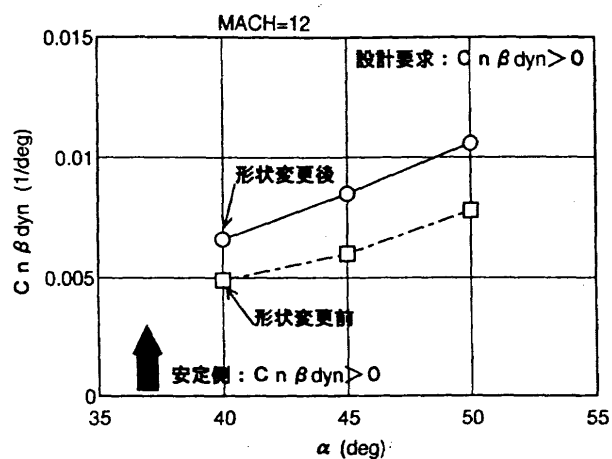


図 1.1 形状変更効果 (極超音速)

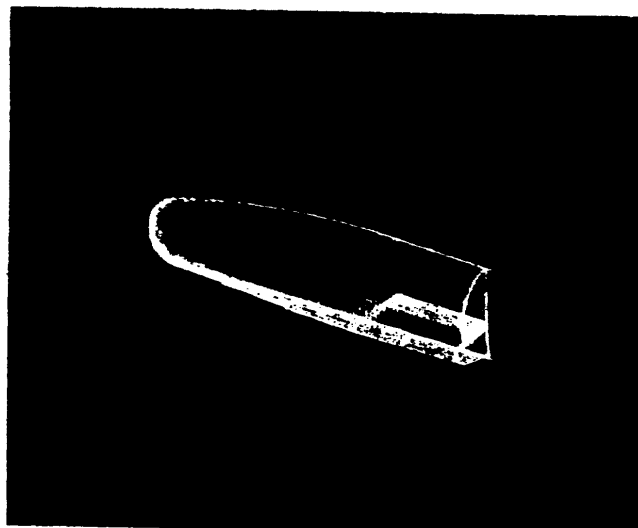


図 1.2 超音速計算格子

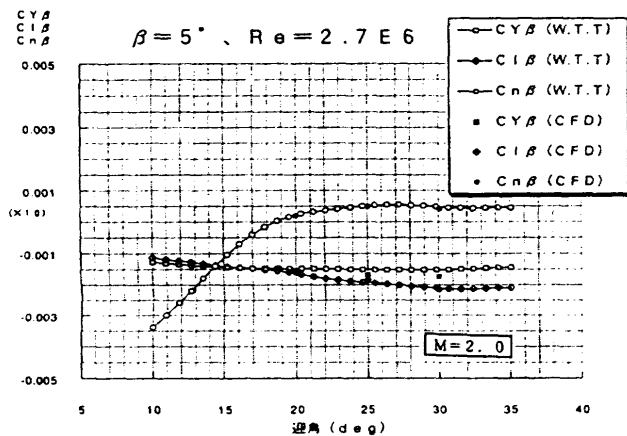


図 1.3 横方向特性の比較

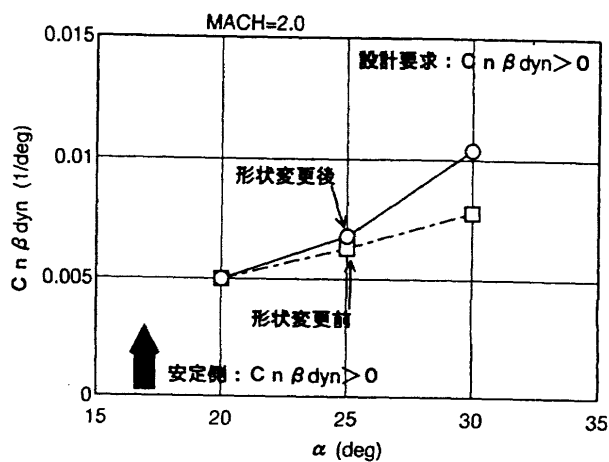


図 1.4 形状変更効果 (超音速)

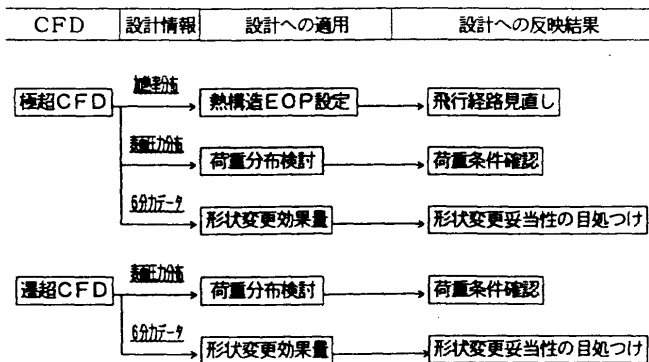


図 1.5 CFDの適用まとめ