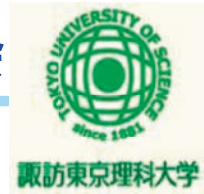


# P1 2010年度JAXA APG 公募型研究報告会



## 「静粛超音速機技術の研究開発」



### 研究課題:

## エンジン排気を含む空力特性推算 数値解析技術の研究

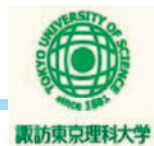
雷 忠

諏訪東京理科大学 システム工学部

2010年11月26日

P2

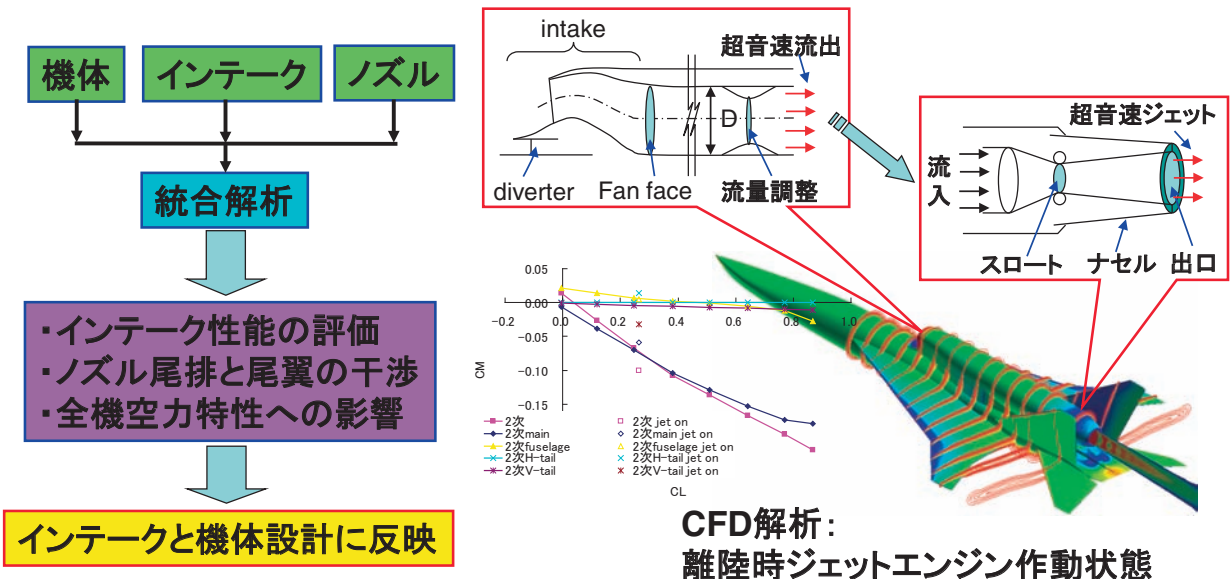
## 研究背景



### エンジン排気と機体の干渉問題

- 機体空力特性とソニックブームに大きな影響を与える。
- 風洞試験の実施が困難、コストが高い、労力がかかる。

➡ 機体/推進系を統合した高精度な解析技術が期待されている。



P3

## 研究目的



### 研究目的:

静粛超音速研究機の研究開発において、機体／推進系統合設計技術のうち、エンジン排気空力干渉を高精度に推算する技術を獲得することを目的とし、数値解析ツールの開発を行う。

### 研究目標:

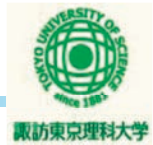
- ① エンジン排気を模擬し、機体と統合した形態を数値解析することにより、高忠実度の推算手法を確立する。
- ② 詳細な流れ場を提供してエンジン排気と機体との干渉効果を正確に把握する。
- ③ 機体の空力特性及び縦安定性に及ぼす尾排効果を考察し、問題点を抽出し、性能改善指針を探る。

### 技術課題:

- ① 離着陸時の低速大迎角における主翼前縁からの剥離渦解析
- ② 低亜音速から超音速までの複雑な流れ場による数値不安定
- ③ 物体表面と空間の格子解像度
- ④ 適切な乱流モデル

P4

## 研究アプローチ



### 数値解析手法の構築:

- ① 解析ソルバー: Hybrid非構造格子ソルバーJTAS、構造格子ソルバーADCS

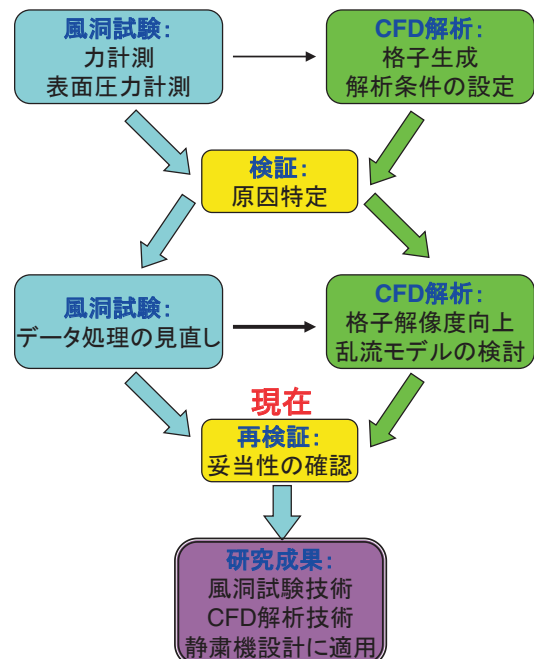
- ② 格子生成
- ③ 解析条件設定

### 解析精度の検証:

- ① 格子依存性
- ② 乱流モデル
- ③ 風洞試験検証

### 干渉効果の推算技術の確立

- ① パラメトリック調査
- ② 干渉効果の推算
- ③ 解析結果の考察
- ④ 問題点の抽出



P5

## 尾翼排気干渉風洞試験

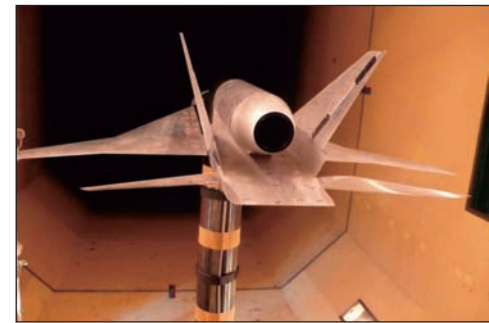


### 1. 試験概要

- ・供試体: S3TD2次形状尾翼排気干渉風洞試験模型(12%)
- ・使用設備: JAXA 大型低速風洞LWT1

### 2. 風試条件

- ・一様流速:  $U=30, 40, 50, 60\text{m/s}$  (主に $50\text{m/s}$ )
- ・迎角:  $-2, 0, 2, 6, 10, 15$  (セット金具)
- ・横滑り角:  $-10, -5, 0, 5, 10$
- ・NPR(ノズル出口総圧/一様流静圧):  $1\sim 2.3$



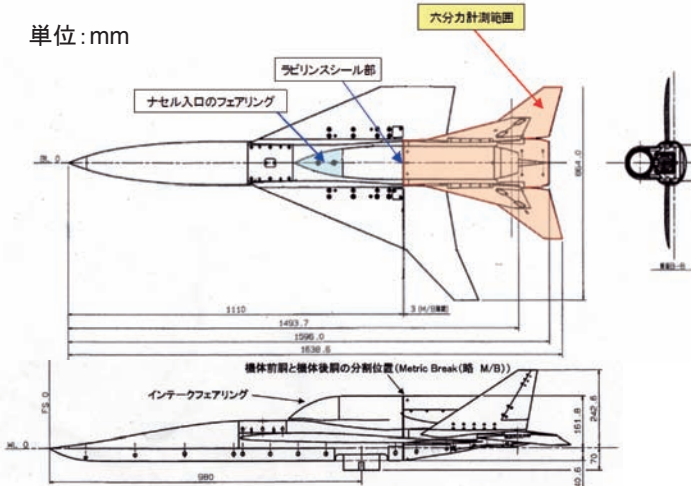
参考資料: Kwak, et al, Experimental Research for Aerodynamic Interference by Upper Mounted Engine Exhaust Jet on SST Configurations, ICAS 2010, Nice, France.

P6

## 風洞試験模型概略図・処理基準

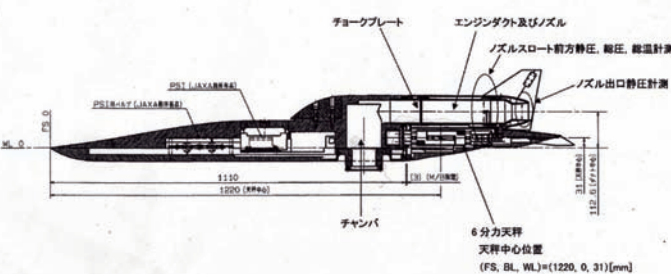


単位: mm



内容	基準量		
	詳細	数値	単位
全機	全長(後胴端まで)	1.596	m
	全幅	0.864	m
基準面積	翼面積	0.3023	m <sup>2</sup>
	縦・MAC	0.4942	m
基準長	横・全幅	0.864	m
	FSTA	0.891	m
全機モーメント基準点	BP	0	m
	WL	0	m
	FSTA	1.22	m
天秤中心位置	BP	0	m
	WL	0.031	m
	WL	0.113	m
ダクト中心	WL	0.113	m
前胴部後胴部分割位置	FSTA	1.11	m
ノズル径	ノズルスロット	0.0469	m
	ノズル出口	0.0524	m
ノズル面積	ノズルスロット	0.00173	m <sup>2</sup>
	ノズル出口	0.00216	m <sup>2</sup>
参考面積	ラビリンス外側部	0.0023742	m <sup>2</sup>
	ラビリンス内側部	0.0083134	m <sup>2</sup>
	ダクト部	0.0037928	m <sup>2</sup>
	キャビティ部	0.003364	m <sup>2</sup>
レイノズル数	MAC基準	0.4942	[million]

★空気力の無次元化には上記の基準面積、基準長を使用、モーメントは基準点周り



ノズル内計測点			
Tube No	センサー	部位	場所
NT1	PDCR(100psi)	ノズル前方総圧	中央
NT2	PDCR(15psi)	ノズル前方静圧	右上
NT3	PDCR(15psi)	ノズル前方静圧	右下
NT4	PDCR(15psi)	ノズル前方静圧	左下
NT5	PDCR(15psi)	ノズル前方静圧	左上
NT6	PDCR(15psi)	ノズル出口静圧	右上
NT7	PDCR(15psi)	ノズル出口静圧	右下
NT8	PDCR(15psi)	ノズル出口静圧	左下
NT9	PDCR(15psi)	ノズル出口静圧	左上
T	K-type	ノズル前方総温	---



P7

# CFD解析



## 解析手法:

- ・Hybrid非構造格子TASコードによる粘性解析
- ・全域乱流計算  
渦粘性の過大評価を防いだ修正Spalart-Allmaras乱流モデルを利用

## 計算格子:

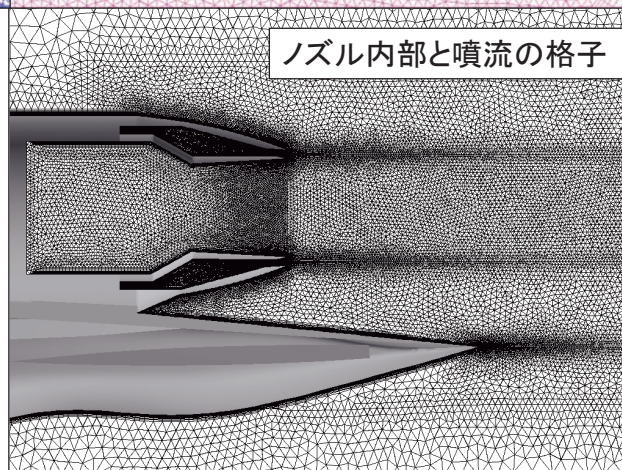
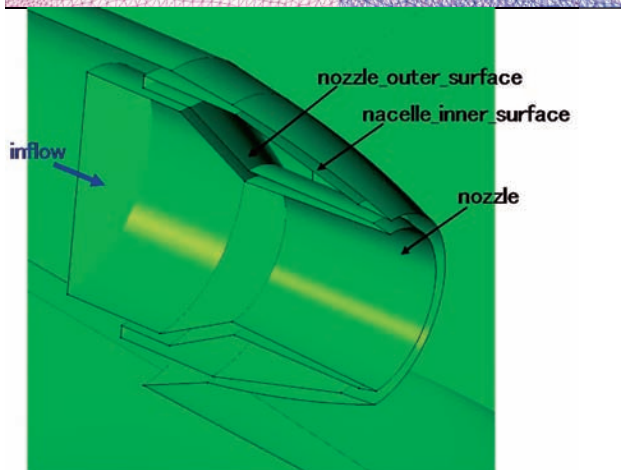
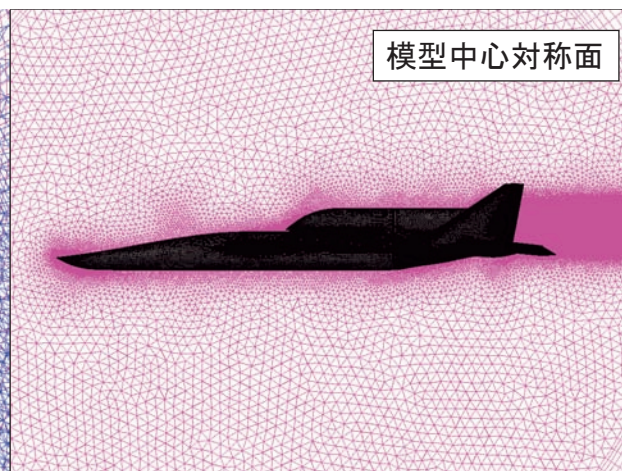
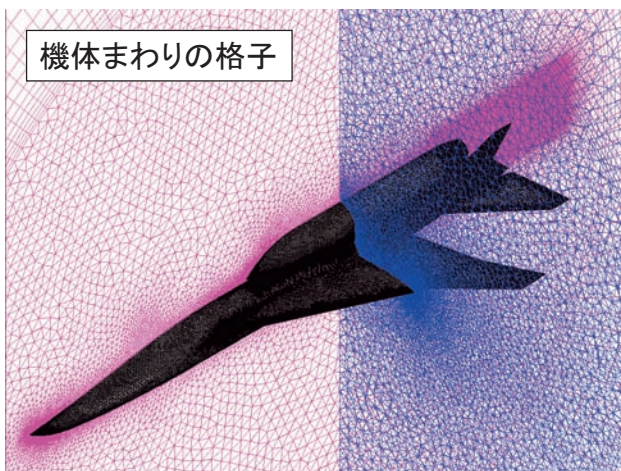
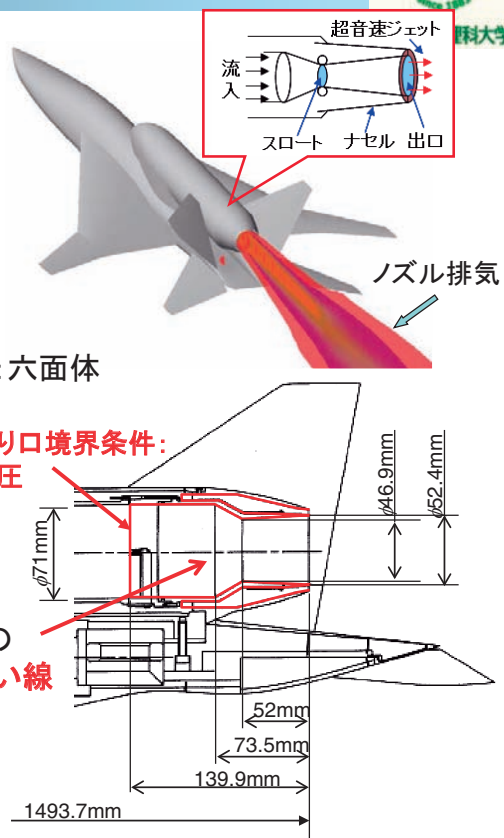
- ・粘性計算用Hybrid非構造格子
  - ①境界層: Prism格子、②空間: 四面体格子、③遠方: 六面体
- ・最小格子幅:  $9 \times 10^{-6}$ 、Stretching factor: 1.25
- ・境界層Prism層数: 30
- ・格子点総数: 5,013,847

## 計算条件:

- ・風洞試験と同一条件

## 検証:

- ・縦方向における後部胴体の空力特性
- ・模型表面静圧の比較
- ・風洞試験手法の妥当性の検証



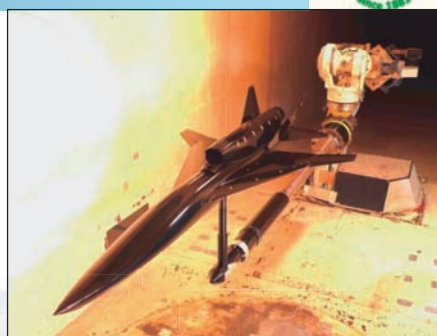
P9

## 過去のデータ：風試とCFDの検証

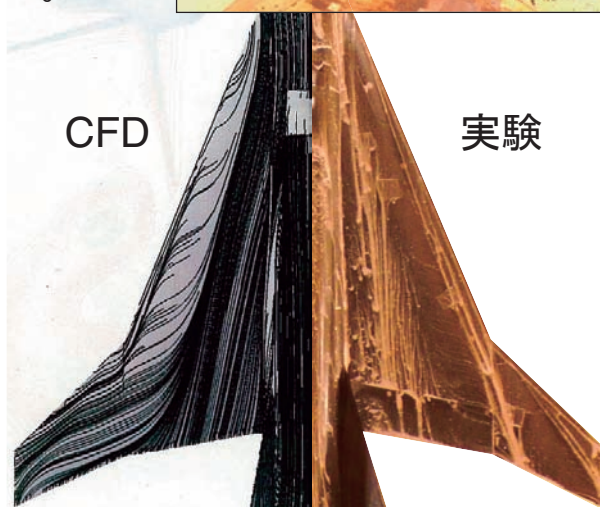
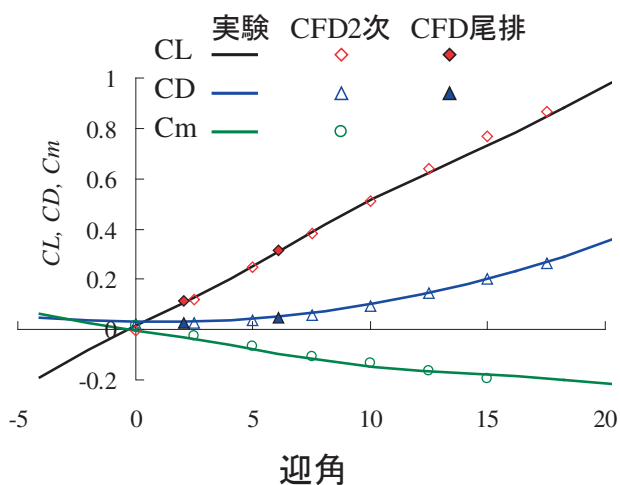
2007年10月



対象模型：S3TD2次形状、フルスロー形態：  
 風洞試験：2mx2m LWT2低速風洞、風速40m/s  
 CFD解析：TASコード、粘性計算、SA乱流モデル  
 比較：カデータと表面流れパターンがよく一致する。



尾排試験模型の空気力が若干大きい。



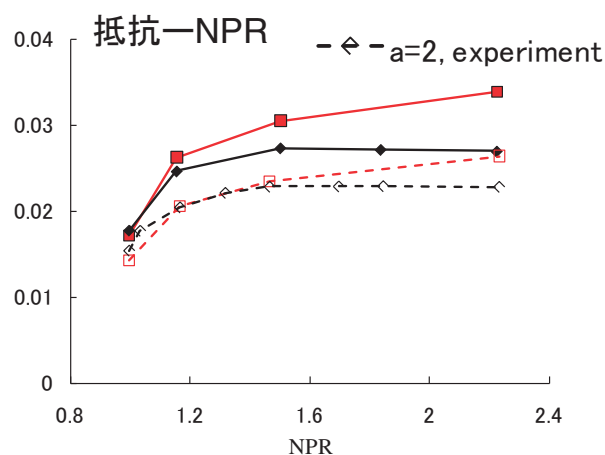
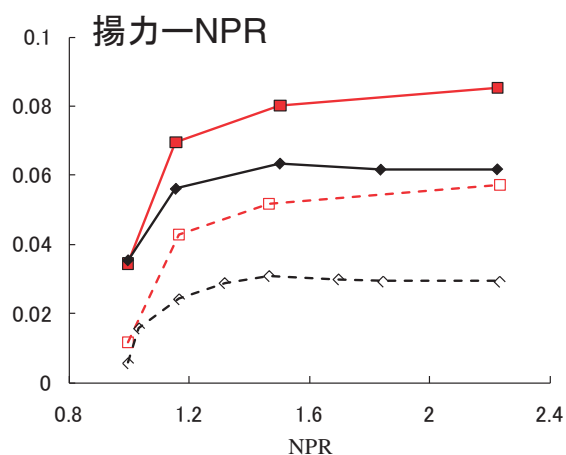
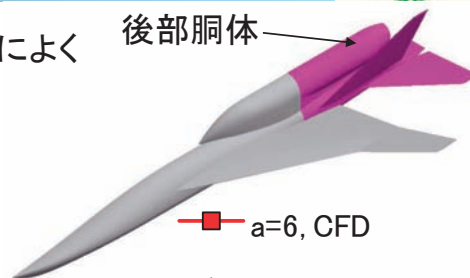
P10

## 尾排効果：機体後部の空力特性

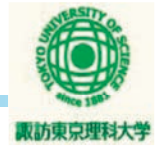


- ・JET OFFの場合：CFD予測値が風試計測値よりによく一致する。
- ・JET ON：CFDが効果を過大に評価した。
- ・尾排効果：迎角に対して、大きく変化してない。

後部胴体

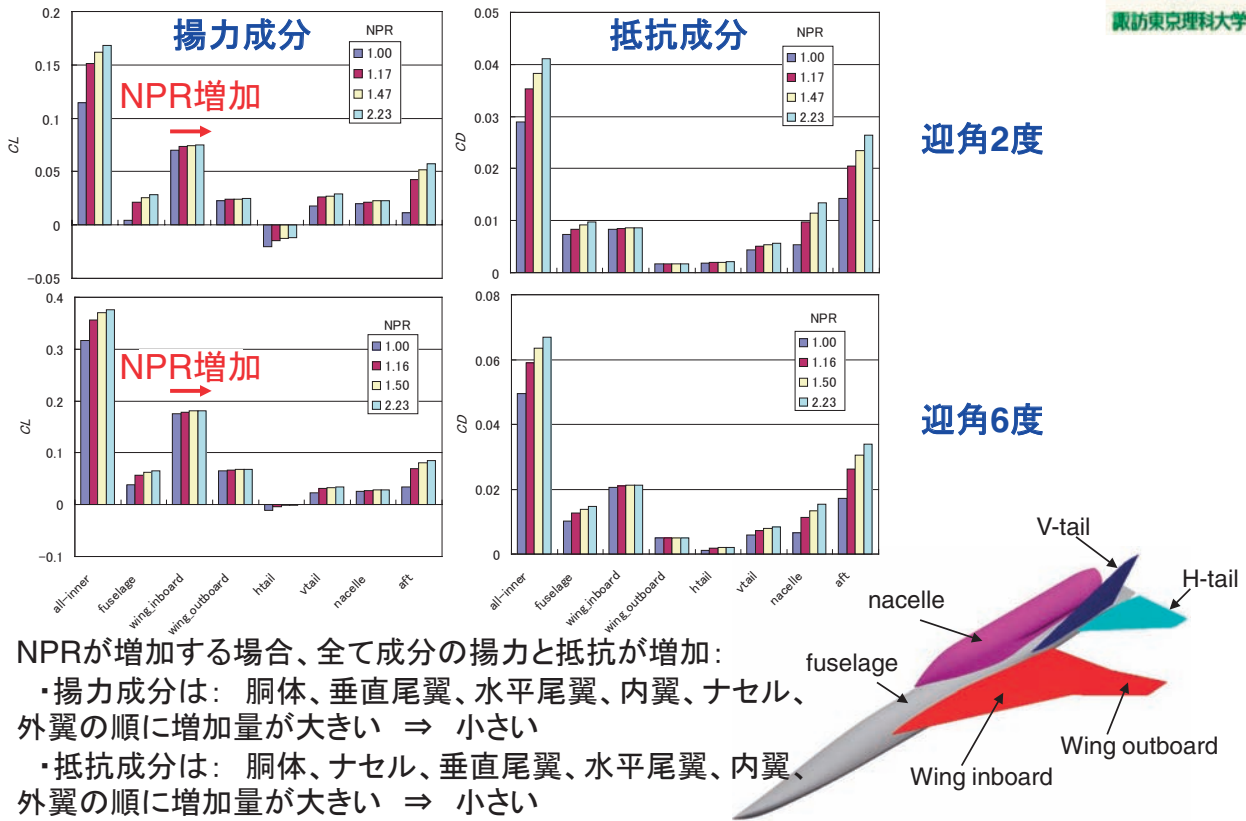






P11

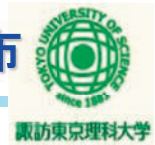
## CFD解析結果: 各成分の空気力



NPRが増加する場合、全て成分の揚力と抵抗が増加:

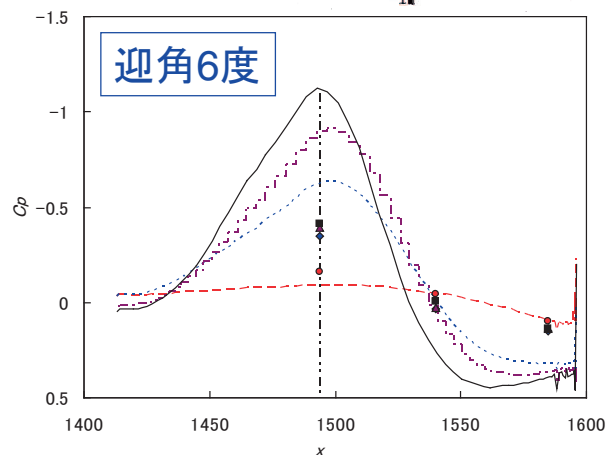
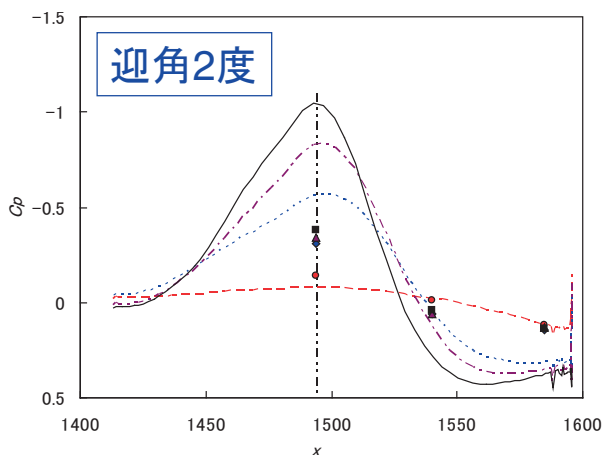
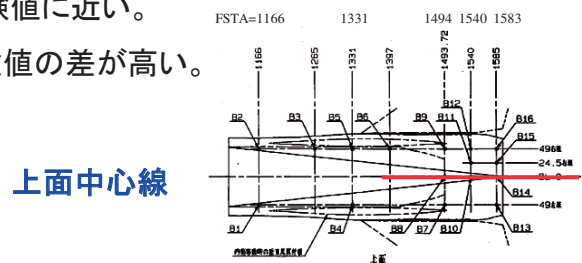
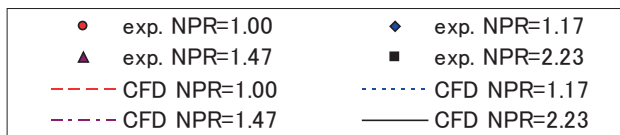
- ・揚力成分は: 胴体、垂直尾翼、水平尾翼、内翼、ナセル、外翼の順に増加量が大い ⇒ 小さい
- ・抵抗成分は: 胴体、ナセル、垂直尾翼、水平尾翼、内翼、外翼の順に増加量が大い ⇒ 小さい

## P12 CFDと風試の比較: 後部胴体中心面圧力Cp分布

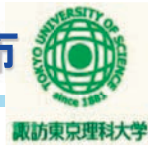


### 圧力係数Cp

- ・後部胴体中心下面において、CFD予測値が実験値に近い。
- ・後部胴体中心上面において、CFD予測値と実験値の差が高い。

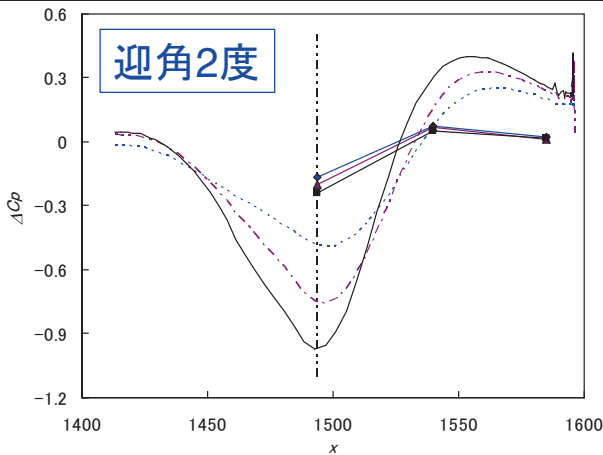
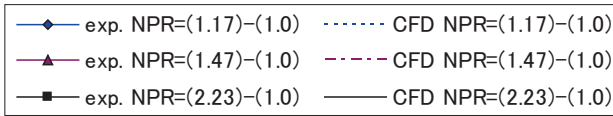
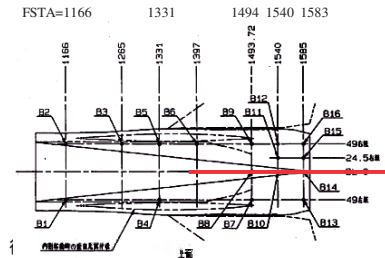


### P13 CFDと風試の比較:後部胴体中心面圧力Cp分布

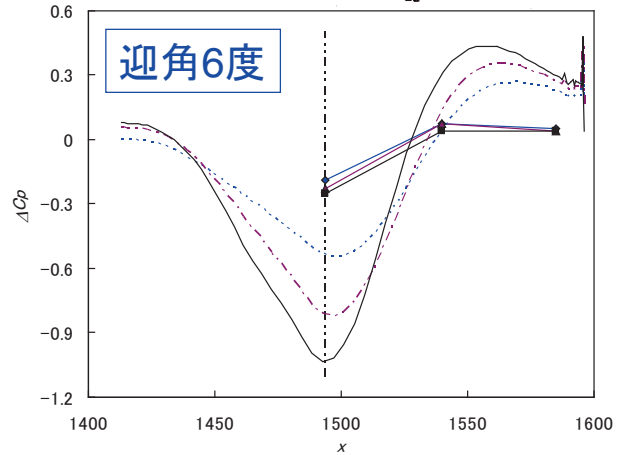


**Jet onとjet offの差分:**  $\Delta C_p = C_{p, \text{jet on}} - C_{p, \text{jet off}}$

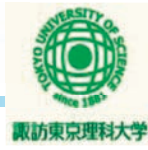
- ・CFDが実験結果より尾排効果を過大評価した。
- ・迎角大きいほど、尾排効果が若干増加



上面中心線



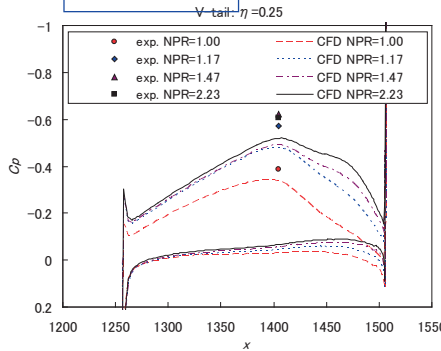
### P14 CFDと風試の比較:垂直尾翼表面圧力Cp分布



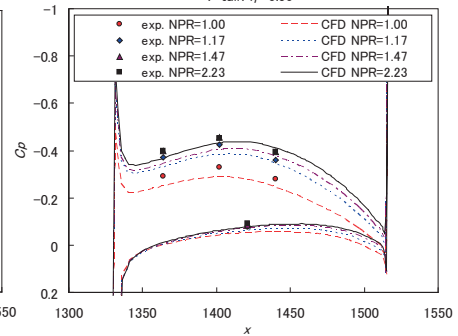
圧力係数Cp

- ・全体的に、CFD予測値が実験値より高い。

迎角2度

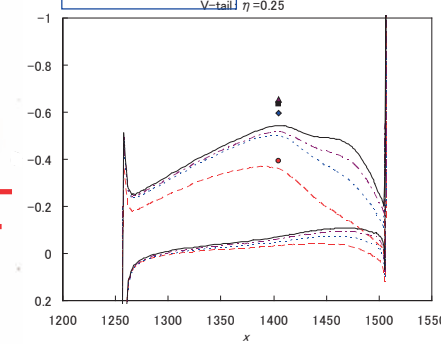
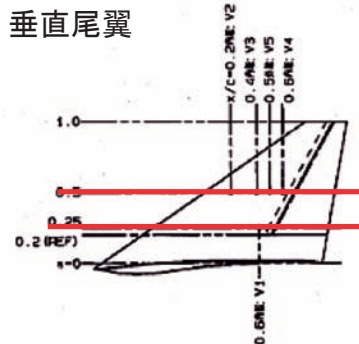


V-tail: η=0.50

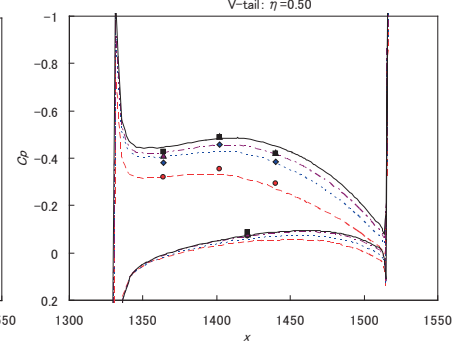


迎角6度

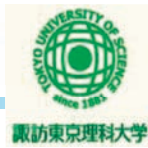
垂直尾翼



V-tail: η=0.50



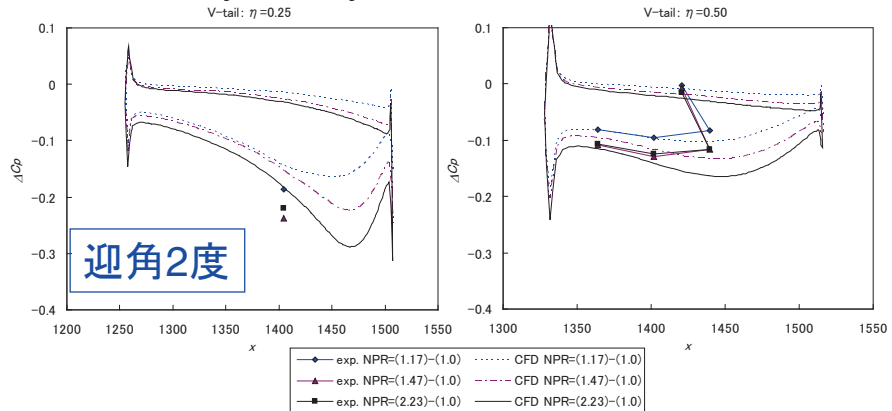
## P15 CFDと風試の比較:垂直尾翼表面圧力Cp分布



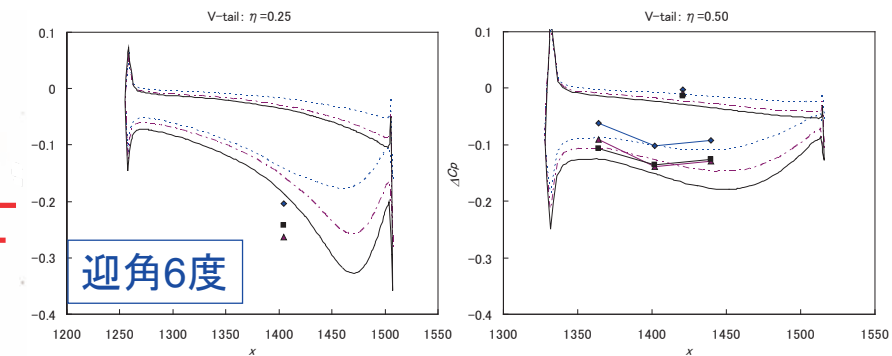
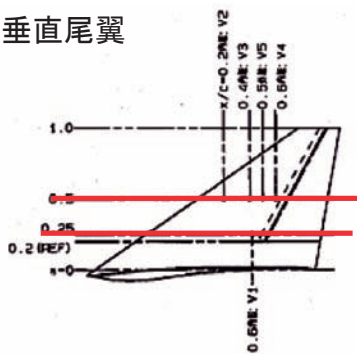
Jet onとjet offの差分:  $\Delta C_p = C_{p_{jet\ on}} - C_{p_{jet\ off}}$

・尾排により、垂直尾翼内側においてCpの増幅がCFD予測値が実験値より小さい。

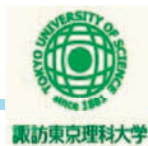
・迎角が大きいほど、尾排効果が大きい。



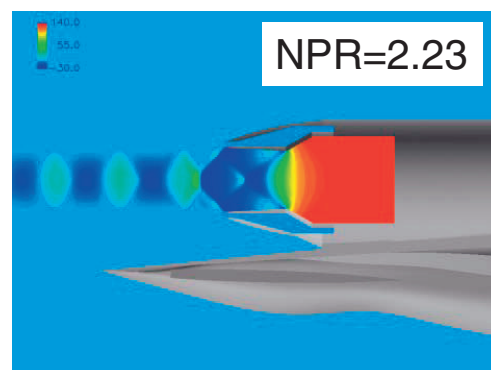
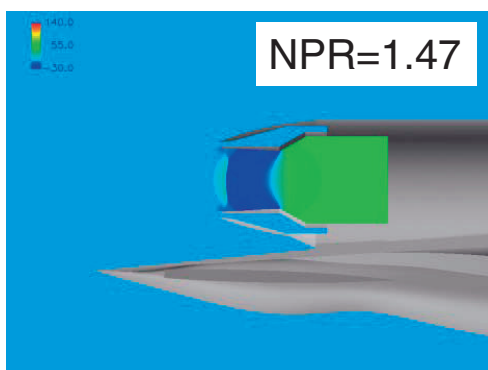
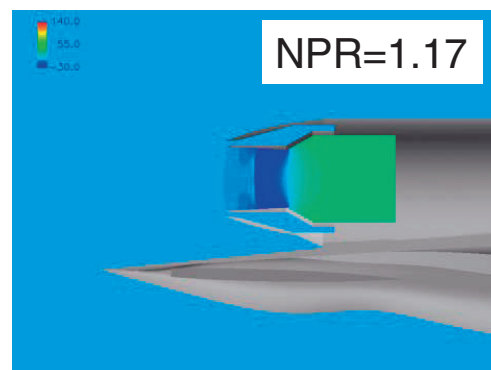
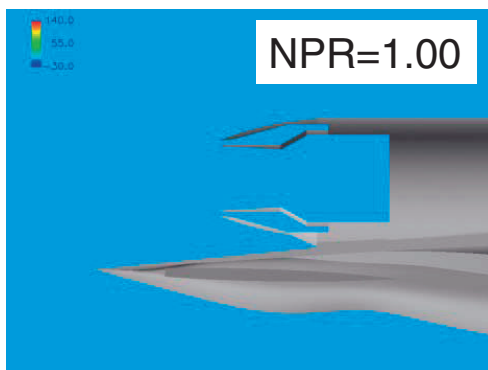
垂直尾翼



## P16 CFD解析結果:尾排圧力分布、迎角2度



機体縦中央対称面  $-30 < C_p < 140$



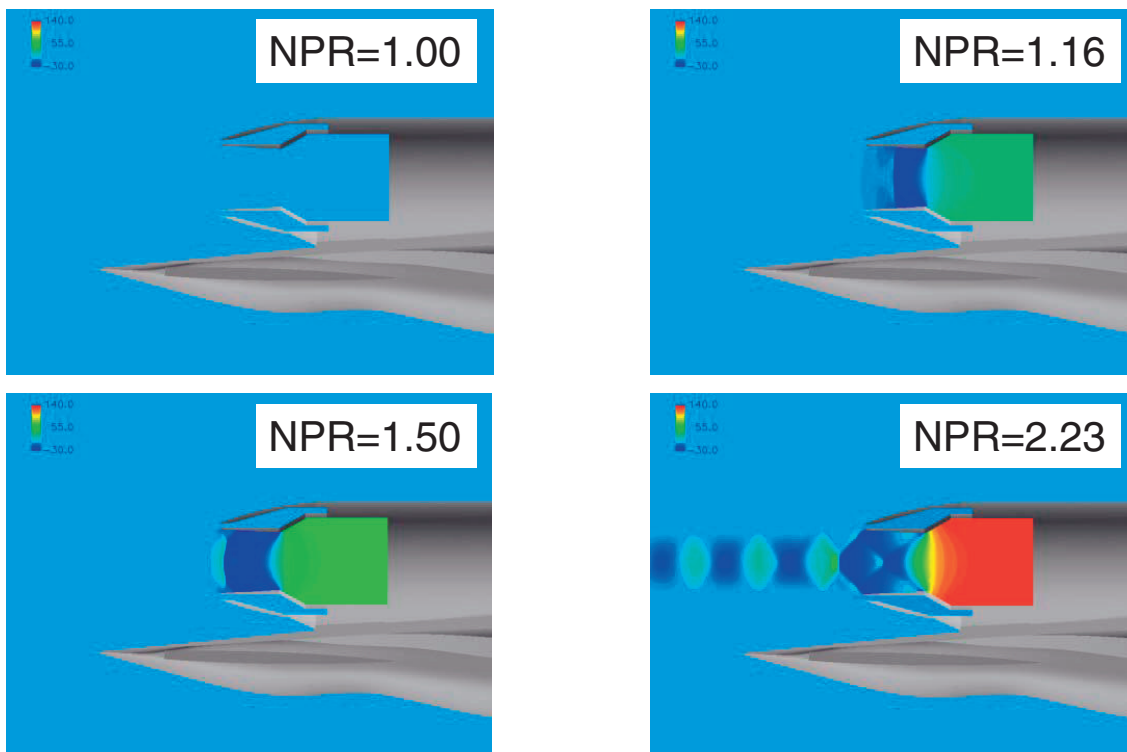


P17

## CFD解析結果:尾排圧力分布、迎角6度



機体縦中央対称面  $-30 < C_p < 140$

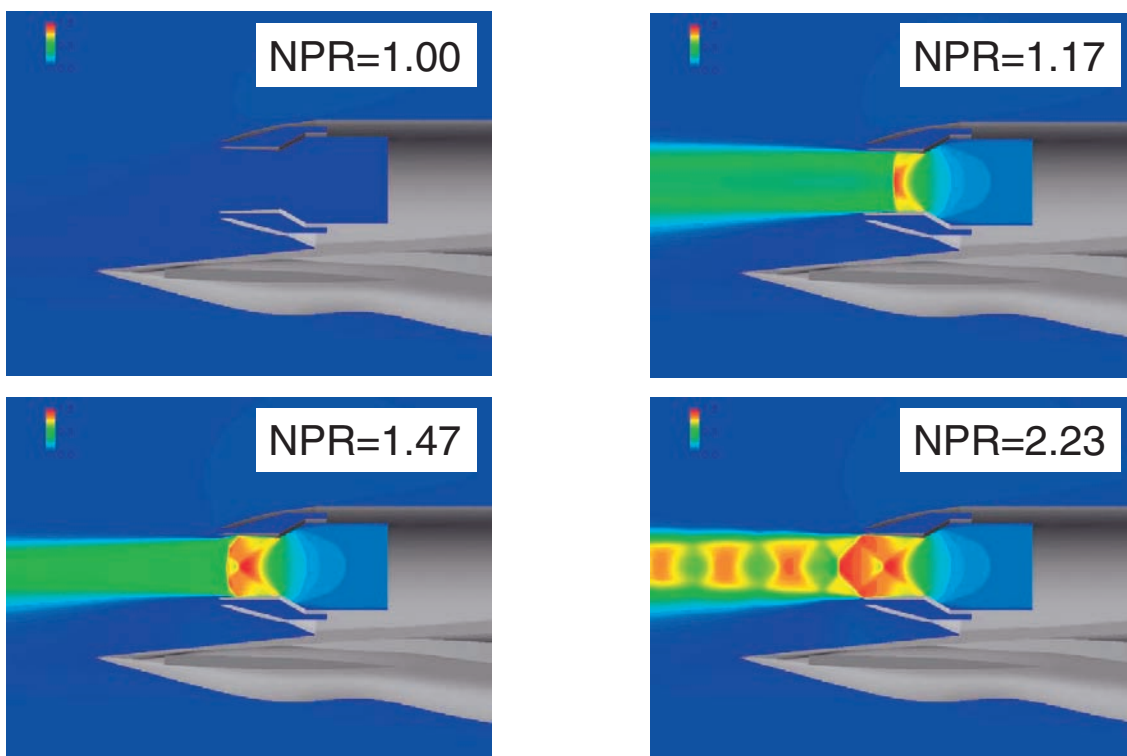


P18

## CFD解析結果:尾排マッハ数分布、迎角2度

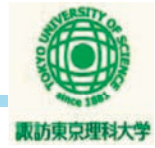


機体縦中央対称面  $0 < Mach < 1.8$

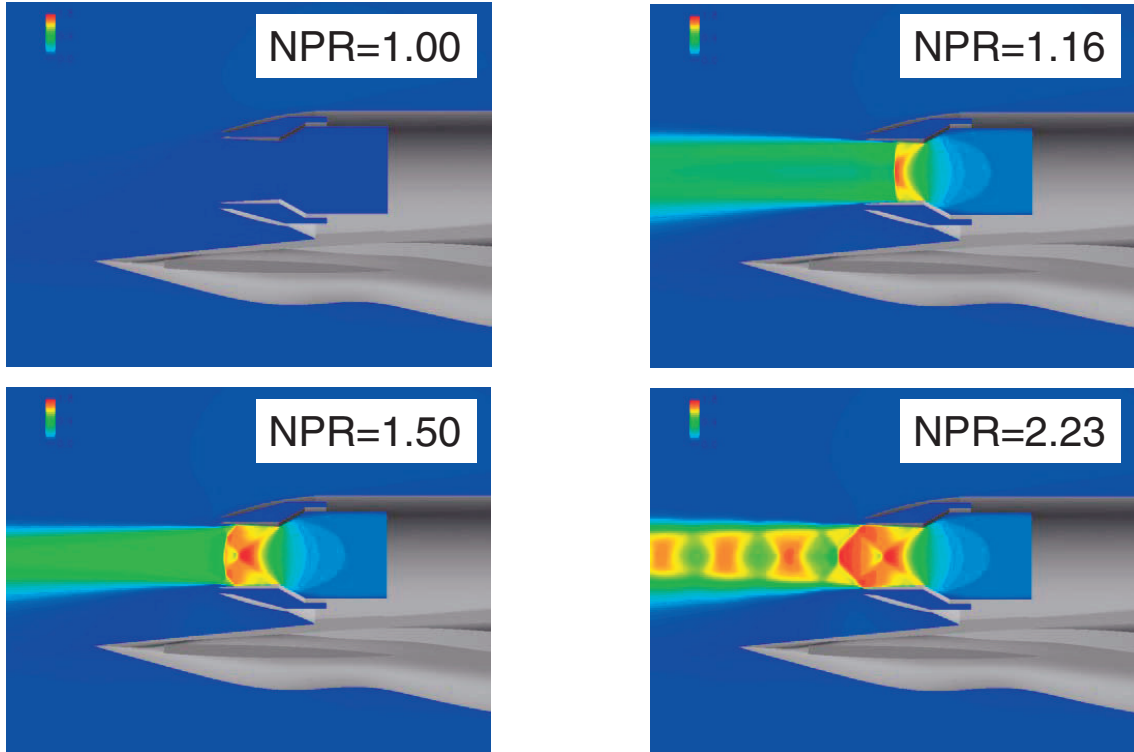


P19

### CFD解析結果：尾排マッハ数分布、迎角6度

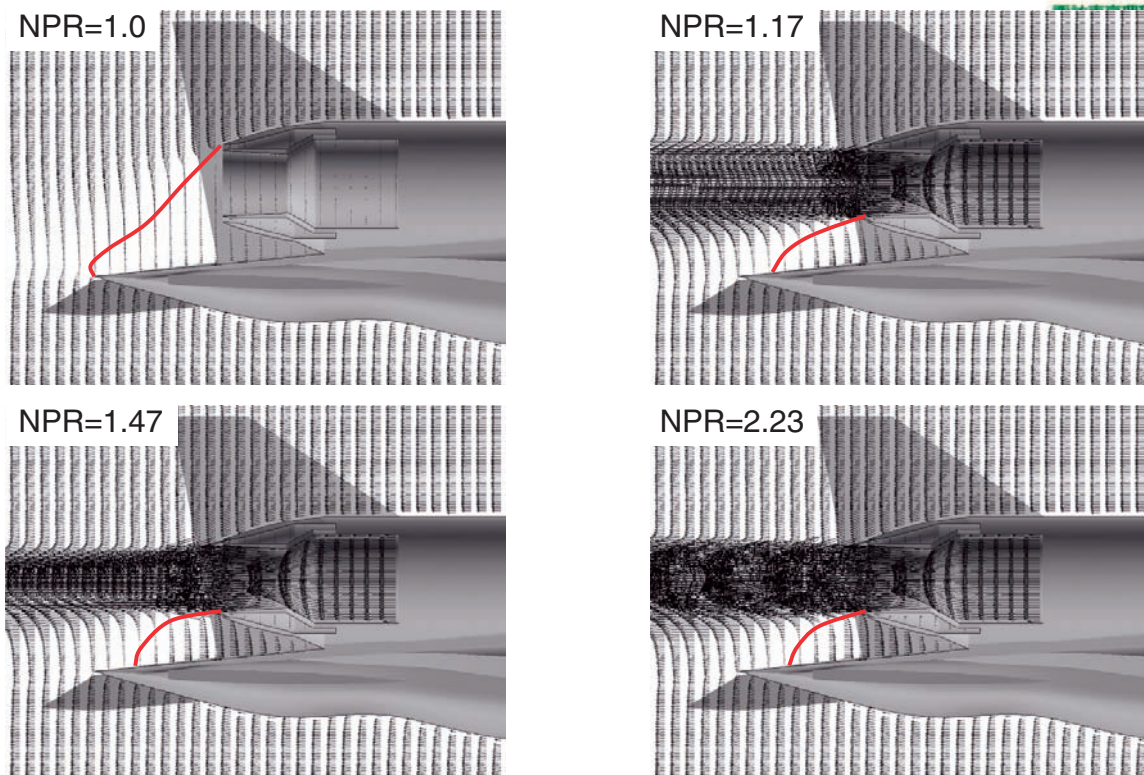


機体縦中央対称面  $0 < \text{Mach} < 1.8$



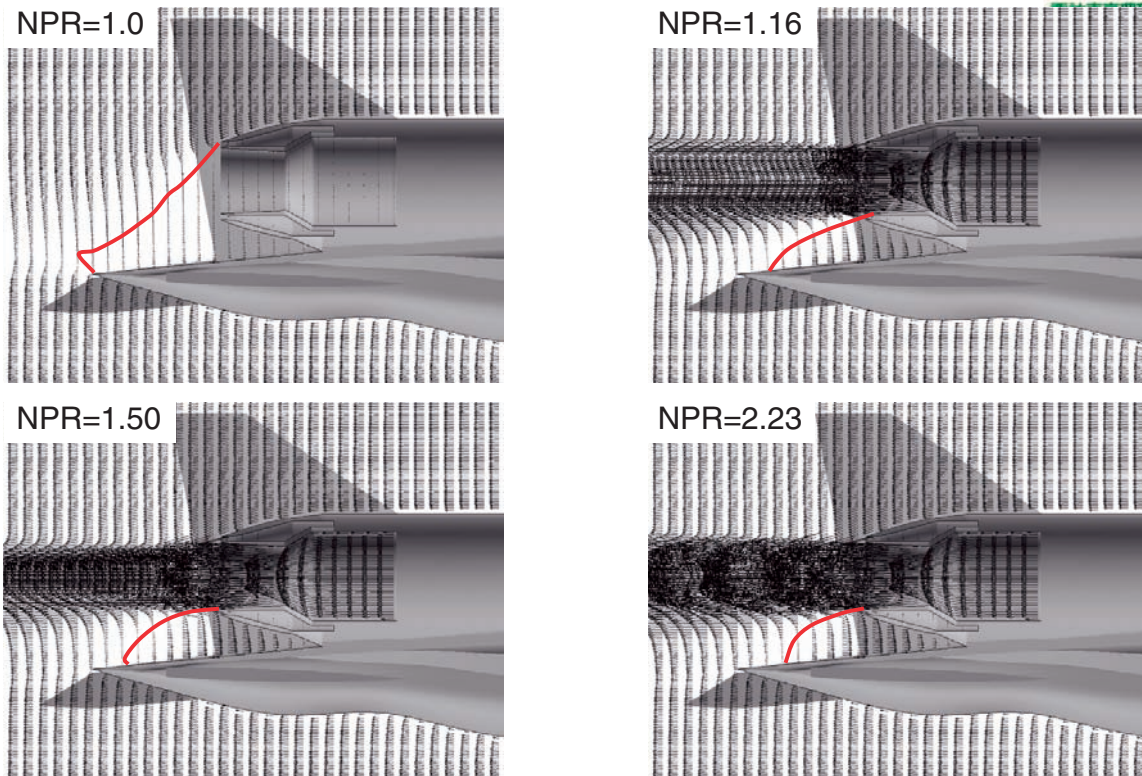
P20

### CFD解析結果：機体縦方向中心面速度ベクトル分布 迎角2度



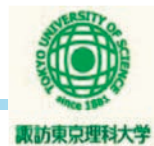
P21

## CFD解析結果:機体縦方向中心面速度ベクトル分布 迎角6度



P22

## まとめ



### 結果:

- 全体的に、CFD解析が風洞試験より、CLとCDを過大に評価した。
- 表面圧力分布が一致しない。特に、後部胴体上面の差が大きい。

### CFDと風試のずれた原因:

- ジェットに誘起された後部胴体上面の剥離  
CFD解析格子の解像度?  
乱流モデル?  
その他?

### 今後の計画:

1. ハイブリッド格子を用いた解析を改良する  
格子解像度、解析条件
2. 構造格子を用いた解析を実施する。  
格子依存性、乱流モデル
3. ソルバー同士の比較