

APG公募型研究報告会



ジェット排気を含む空力特性推算 数値解析技術の研究

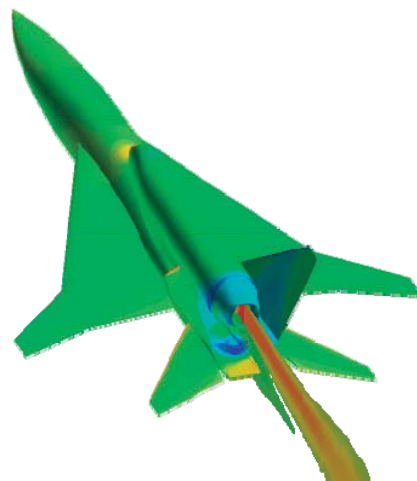
研究目的 及び内容	本委託研究は、将来的なインテークを含めた機体／推進系統合解析手法の開発を念頭に、非構造格子ソルバーであるTASコードの高度化を目的として、エンジン排気を含む空力推算ソルバーの開発を行い、空力特性を高精度に予測できる数値計算手法の構築を目的とする。特に、低速領域の高精度化、エンジン排気による空力干渉を推算するための解適合格子細分化技術の開発、尾翼排気干渉低速風洞試験結果との比較・検証などを行う。
研究担当者	東北大学: 佐々木大輔(助教), 服部潤(修士学生), 中橋和博(教授)
期間	平成22年度～23年度

平成22年11月26日

報告内容



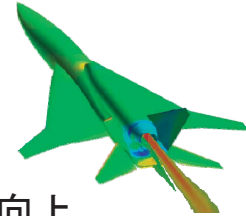
1. 研究背景と目的
2. 再現計算の報告
3. 今後の予定



背景



- 現在の全機抵抗推算
 - 外部抵抗(空力担当)
 - 内部抵抗(推進担当)
 } 合算による推算



→ 機体／推進系統合解析による抵抗推算精度の向上

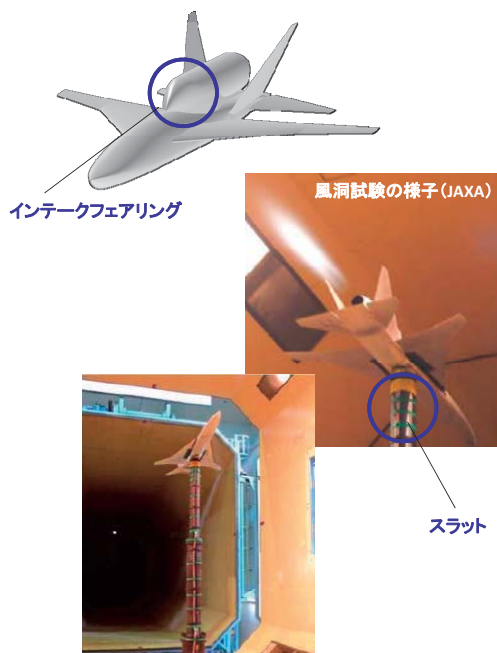
- ✓ 計算領域の大きい外部流と衝撃波や剥離流など複雑な流れ場を取り扱う内部流の干渉解析
- ✓ エンジンジェット排気によるせん断層などの亜音速流と超音速流とが混在する複雑な流れ場の解析
- ✓ 複雑形状への対応
- ✓ インテークを含めた機体／推進系統合解析への拡張(将来)

非構造格子CFDソルバー TASコードの高精度化を実現することで排気干渉を含めた空力性能推算精度向上を目指す

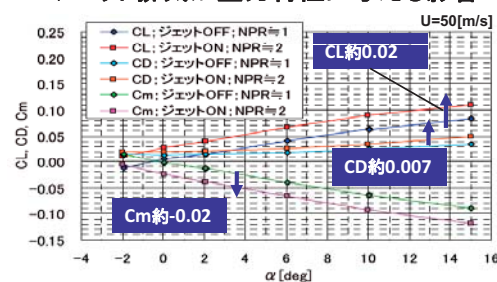
背景: 尾翼排気干渉低速風洞試験



静肅超音速研究機 2次形態 (S3TD)



ー ジェット排気が空力特性に与える影響 ー



廣谷ら、「静肅超音速研究機形態の尾翼排気干渉低速風洞試験について」航空宇宙学会第40期年會講演會、2009

ジェット排気が空力特性に影響する



ジェット排気の影響も考慮に入れた設計を行う必要がある



尾翼排気干渉シミュレーション技術の確立が必要である

背景：尾翼排気干渉シミュレーション

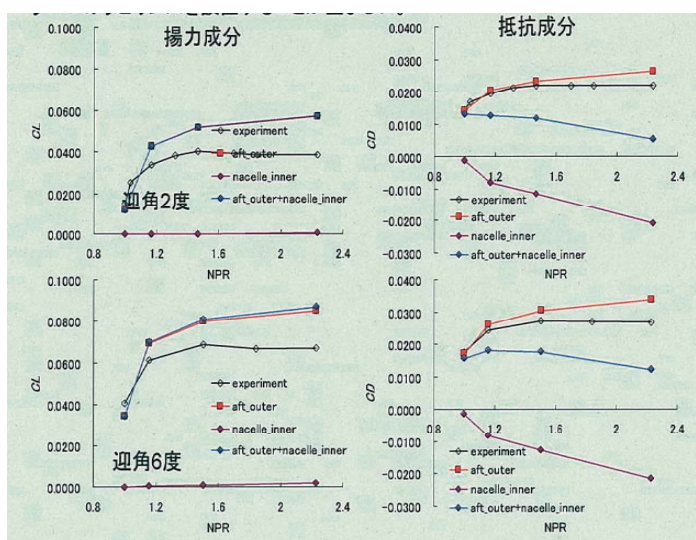
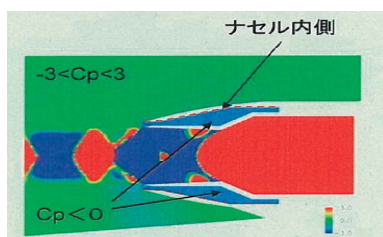


• 尾翼排気干渉シミュレーションの現状(JAXA)

- JTASによる解析 (Jet-on/off)
- NPRが大きい点を除くとよく合う
- 補正をいれることでCFDと実験が合う

• 胴体後部によるずれ

- ナセル内側におけるマッハ数が低く、解析精度が低い



目的と研究内容



• 目的

- 離発着時におけるエンジン排気を含む空力推算ソルバーの開発として、TASコードの高度化を図る

• 研究内容

1. 離発着時における空力性能推算精度の向上のため、低速での解析技術の高精度化
2. エンジン排気が機体周りの外部流れに及ぼす空力干渉を推算するための格子細分化技術の開発
3. JAXAによる尾翼排気干渉低速風洞試験結果との比較・検証

平成22年度研究目標

- ・低速領域の高精度化
- ・風試結果との比較

平成23年度研究目標

- ・格子細分化技術の開発
- ・風試結果との比較

アプローチ



• 研究内容とアプローチ

1. 離発着時における空力性能推算精度の向上のため、低速での解析技術の高精度化
 - 現在のTASコードによる低速でのエンジン排気を含む空力性能推算精度の評価 (Jet On/Offの影響の評価)
 - 低速での精度改善を目的に、全速度スキームSLAUや前処理法の導入
 - 検証計算の実施
2. エンジン排気が機体周りの外部流れに及ぼす空力干渉を推算するための格子細分化技術の開発
 - エンジン排気と外部流との混合領域を効率よく細分化する指標の検討
 - 格子細分化法の開発
 - 検証計算の実施
3. JAXAによる尾翼排気干渉低速風洞試験結果との比較・検証
 - 離着陸飛行状態におけるエンジン排気を模擬した風洞試験結果との比較・検証

解析：手法

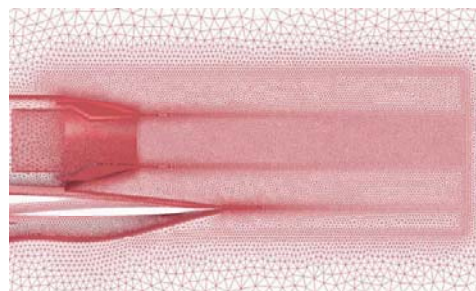
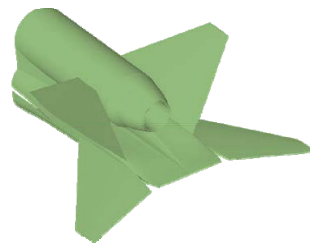


• 解析手法 (JTAS)

- Hybrid非構造格子TASコードによる粘性解析
- 修正SAモデル

• 計算格子 (JAXA作成)

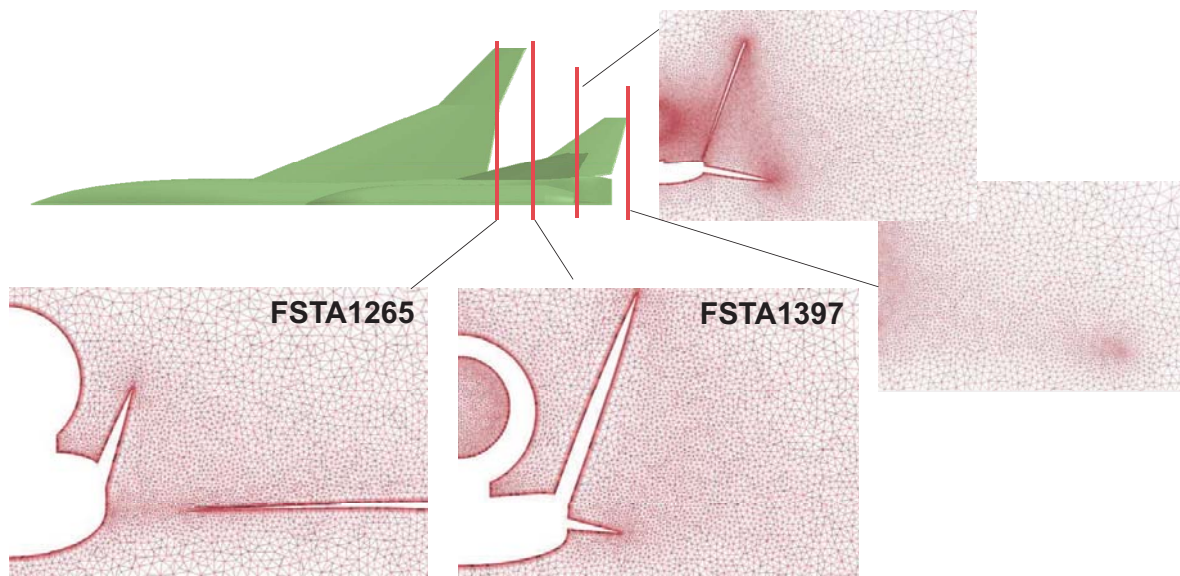
- 粘性計算用Hybrid非構造格子
 - 境界層: Prism格子
 - 空間: 四面体格子
 - 遠方: 六面体格子
 - 対称面の排気領域は細分化
- 格子点総数 : 5,013,847
- 最小格子幅 : 9×10^{-6}
- Stretching factor : 1.25
- 境界層Prism層数 : 30



解析: 格子



- 空間格子
 - 対称面のみ細分化を実施している

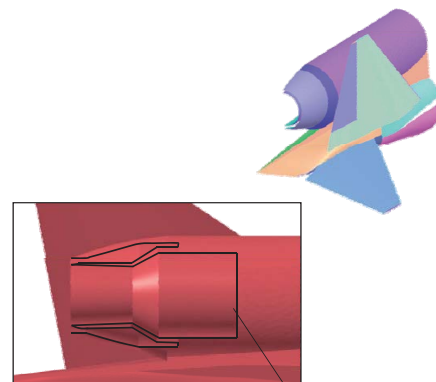
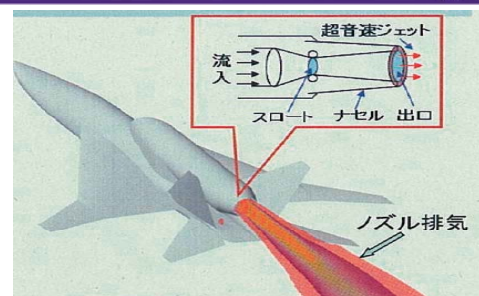


解析: 計算条件



解析条件

Airflow parameter	
Freestream velocity	$U = 50.06 \text{ [m/sec]}$
A.o.A	$\alpha = 2.065 \text{ [deg]}$
Angle of sideslip	$\beta = 0.000 \text{ [deg]}$
Re	1.4M
Shape parameter	
Horizontal tails	ON
Vertical tails	ON
Jet parameter	
Gas	Air (Cold gas)
NPR	1.4670

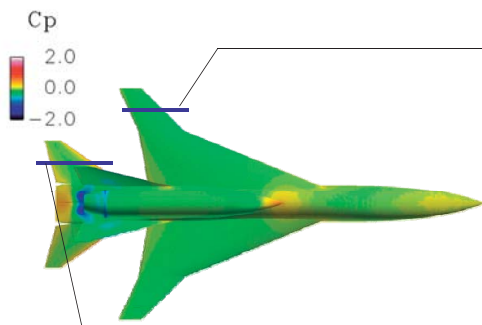


ノズル入口
B.C: 総圧, 静圧

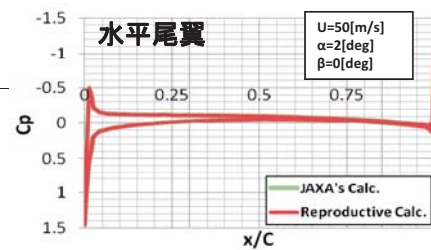
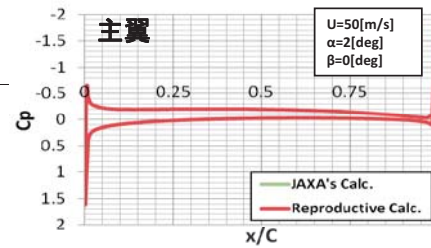
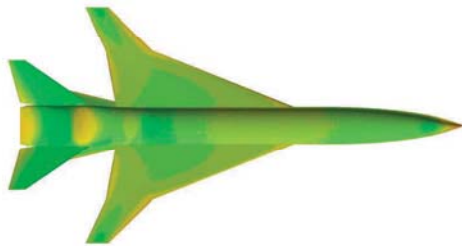
解析:Cp分布

• Cp分布

上面Cp分布



下面Cp分布



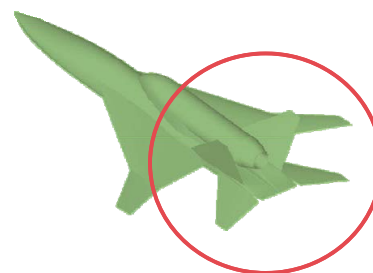
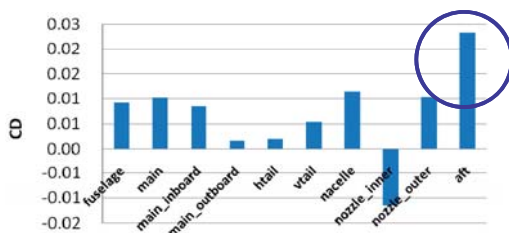
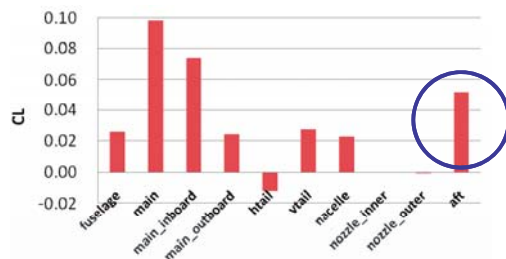
再現計算の結果はJAXAで行われた結果と一致し計算方法の正しさが確認できた。

解析:空力解析

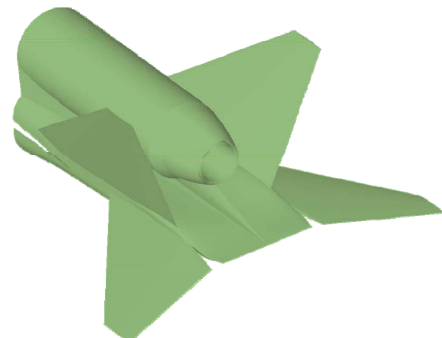
• 空力係数

縦3分力 ($U=50[m/s], \alpha=2[deg]$)

CL	CD	CM
0.1619	0.0382	0.0891



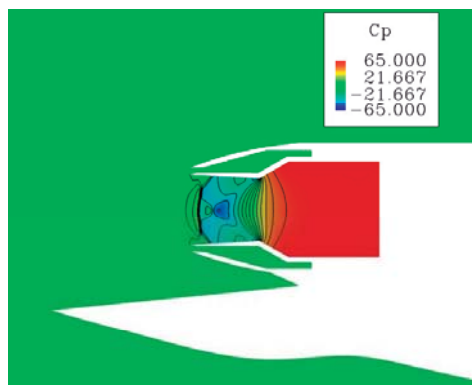
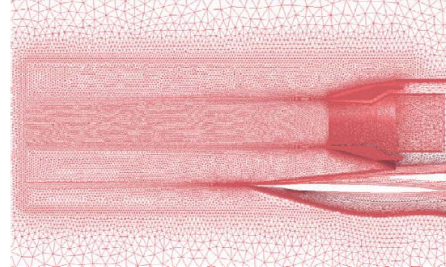
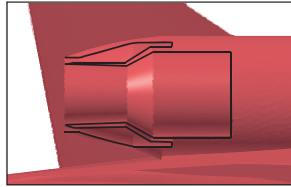
後部胴体



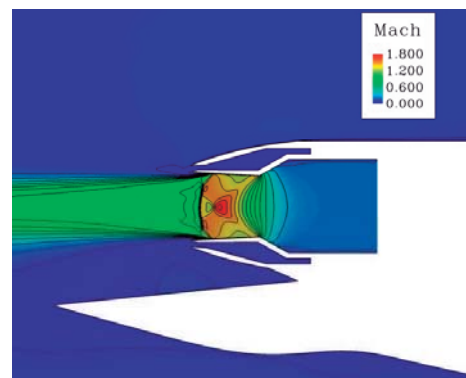
解析：排気領域流れ場（対称面上）



- 対称面上のCp分布とマッハ数分布



Cp分布

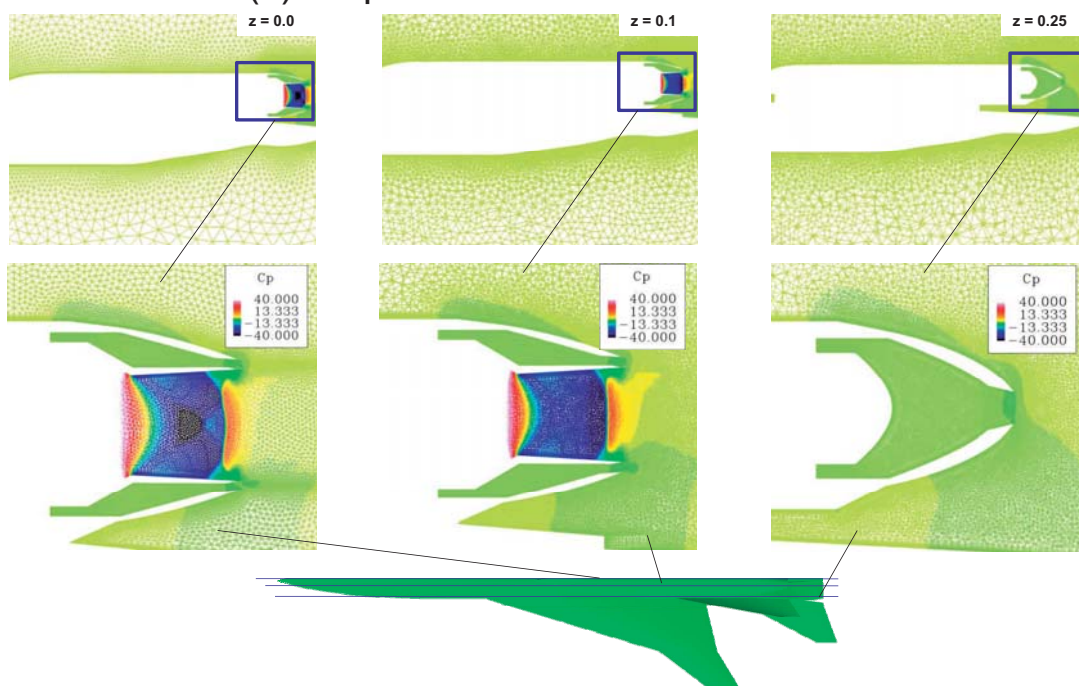


Mach数分布

解析：排気領域Cp分布



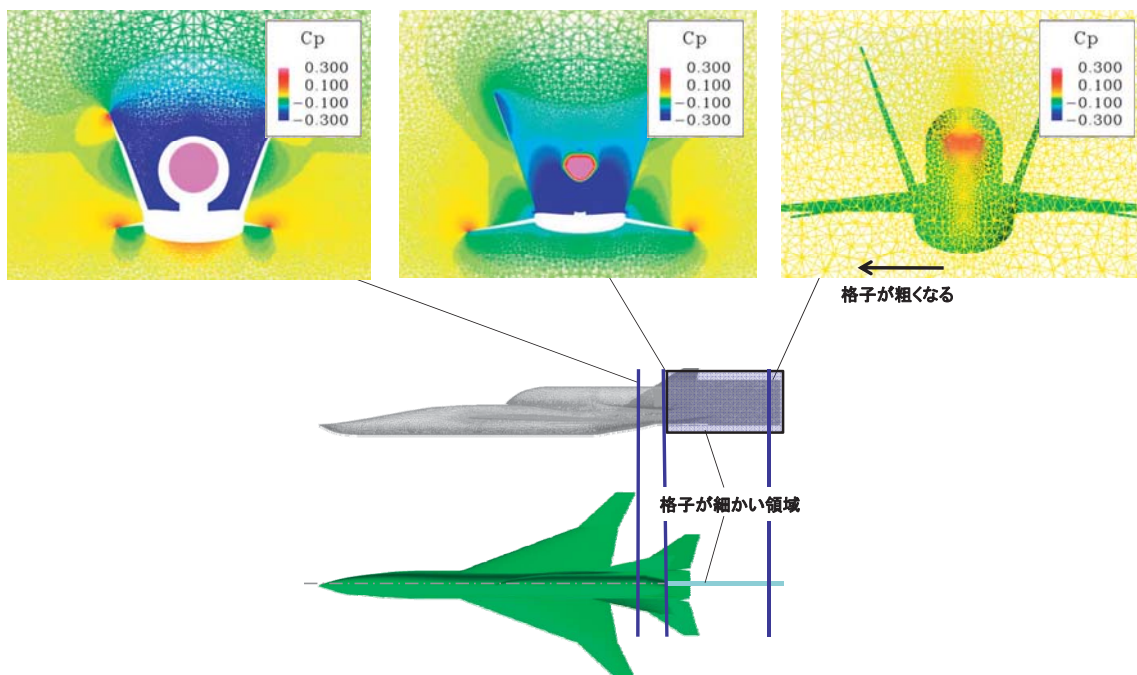
- スパン方向(z)のCp分布



解析：排気領域断面Cp分布



- 主流方向断面(x)のCp分布



今後の方針

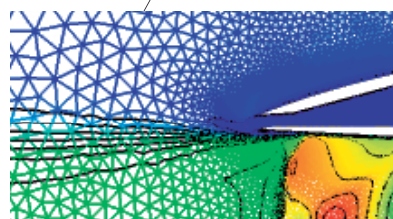
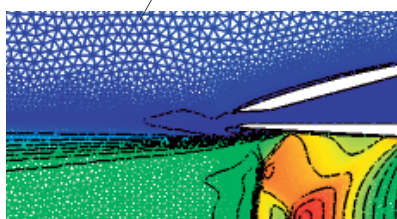
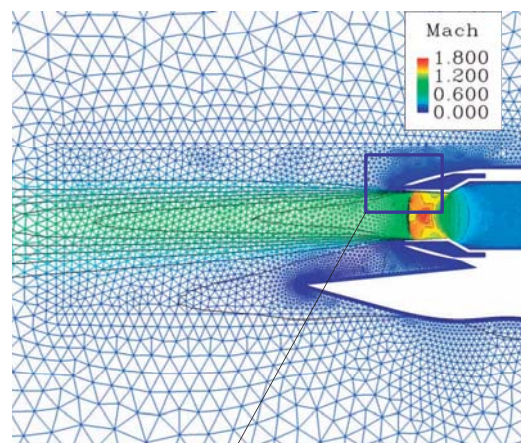
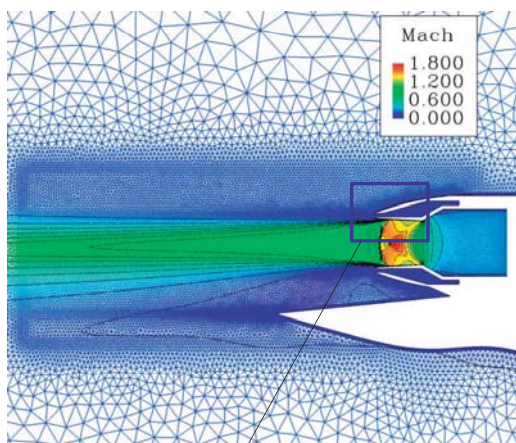


- 現在の解析手法の確認
 - Jet On/Offによる効果の確認
 - ジェット排気に対する格子依存性の検討(空力性能値)
 - テストナセルによる評価
 - 細分化格子の評価
- 低速域での解析手法の高精度化
 - 全速度スキームSLAUによる効果の検証
 - 前処理法の検討
- 尾翼排気干渉実験との比較
 - Jet On/Offによる空力性能値の比較

今後：格子の評価



- ・ 排気エリアマッハ数分布(細分化有り／無し)

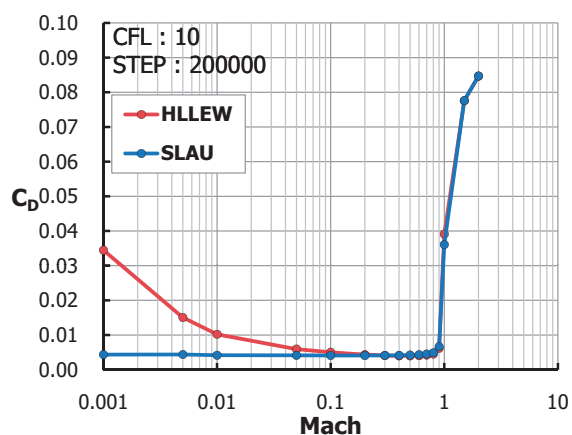


今後：SLAU



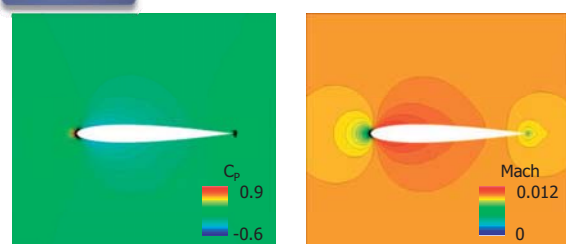
- ・ 低速域での改善 (SLAUの導入)

C_D の変化 (NACA0012翼, 非粘性計算)

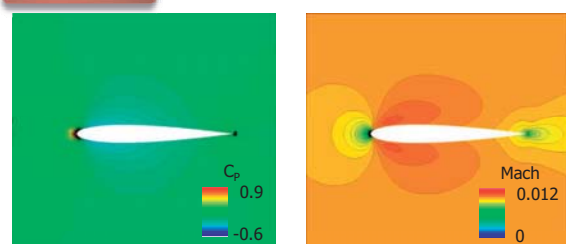


SLAUの導入により低マッハ数域での数値誤差が大きく低減し, 抵抗値が減少した

SLAU



HLLEW



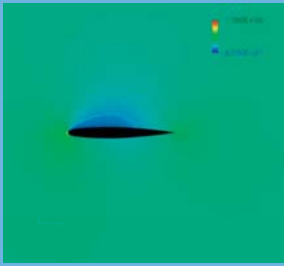
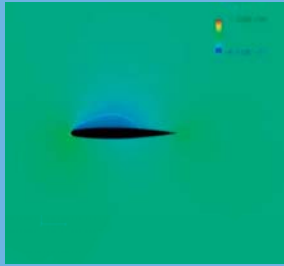
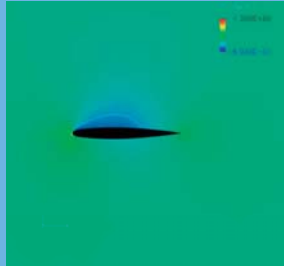
Mach Number 0.01

今後：前処理法



・低速域での改善（前処理法の導入）

M6翼, Mach Number = 0.2

$M=0.2$ $Re=11.72 \times 10^6$	前処理無し (HLEW)	$K=1.0 \times 10^6$ (前処理付きFDS)	$K=0.5$ (前処理付きFDS)
Cp分布の 可視化図 (翼根)			
CL, CD	CL = 0.1909 CLp = 0.1910 CLf = -0.0001 CD = 0.0189 CDp = 0.0139 CDf = 0.0050	CL = 0.1911 CLp = 0.1912 CLf = -0.0001 CD = 0.0186 CDp = 0.0138 CDf = 0.0048	CL = 0.1861 CLp = 0.1862 CLf = -0.0001 CD = 0.0128 CDp = 0.0075 CDf = 0.0052

まとめ



- ・ 離発着時におけるエンジン排気を含む空力推算ソルバーの開発を目的に、TASコードの高度化を行っている
 - 過去にJAXAで行われたJet On/Offによる再現計算の実施し、ジェット排気の影響の物理的考察を行う
 - 格子の細分化の有無による空力係数値への影響を評価する
 - 低速域での計算精度改善を目的に、SLAUを導入して評価を行う
 - 尾排干渉実験との比較を行う

