

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、離着陸時を想定した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格子解像度の影響、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

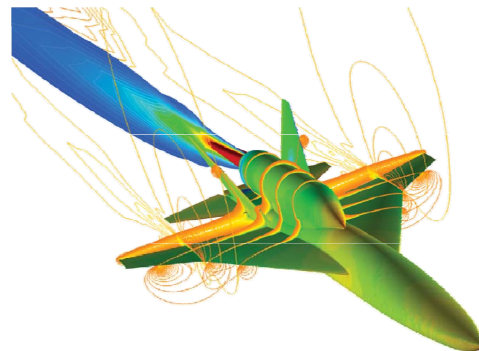


平成23年12月9日, JAXA

報告内容



- 研究背景
- 研究目的
- 解析対象と計算格子
- 数値解析コード概要
- 計算条件
- モデル支持部の影響
- 解析結果
 - 格子解像度の影響
 - 流れ場の様子
 - 流束評価法による比較
 - 乱流モデルの影響
- まとめ・今後の予定



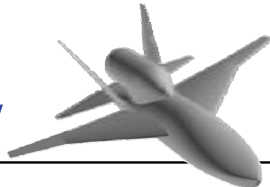
研究背景



Silent Supersonic Technology Demonstration Program

- JAXAにおける次世代超音速旅客機を目指した研究

(S3TD : Silent-Super Sonic Technology Demonstrator)



A part of the program

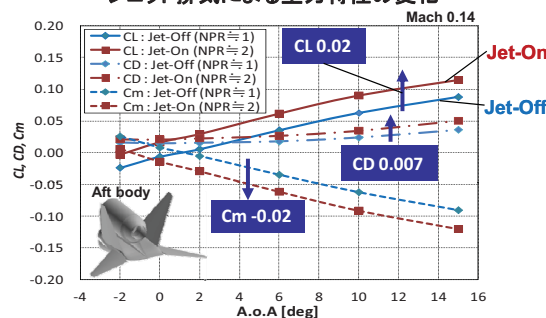
尾翼排気干渉低速風洞試験

- 離着陸時においてジェット排気が機体に及ぼす効果を把握する.
- ジェット排気を含む風洞試験技術を確立する.

Wind tunnel facility (JAXA)



— ジェット排気による空力特性の変化 —



T. Hirtani : Low-speed Wind Tunnel Tests on the Silent Supersonic Technology Demonstrator Model using Cold Simulant Exhaust Gas, The 40th Annual Meeting of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, pp.51-60, 2009.

低速飛行時にはジェット排気が機体の空力特性に大きく影響

今後は、ジェット排気の効果も考慮した空力設計が要求される.

機体／推進系統合CFD解析技術の確立が必要

3/24

Jun HATTORI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

研究目的



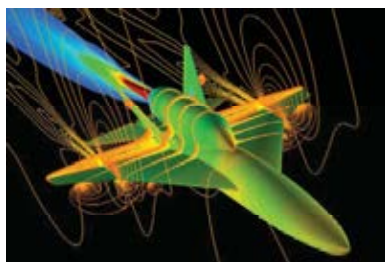
機体／推進系統合CFD解析 – CFD ソルバーへの要求 –

- 外部流とジェット流の干渉解析を正確に行うこと, 低 - 高速まで幅広い速度域への対応.
- エンジン内部を含むような複雑な航空機形状に対しても格子生成が容易.

- 目的 -

低速域における機体／推進系統合CFD解析技術を確立すること

研究内容とアプローチ



- 格子解像度, 計算スキーム, 乱流モデルの効果の比較.
- CFD解析結果とWTT結果の比較.
- 流れ場の考察.

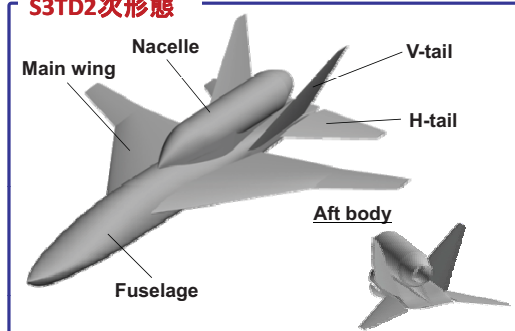
4/24

Jun HATTORI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

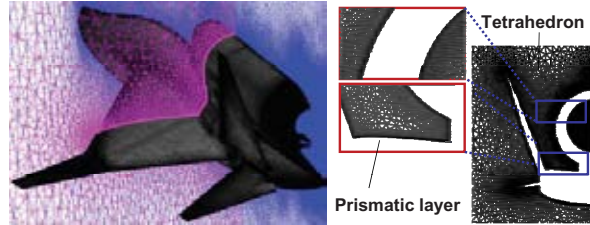
解析対象と計算格子



S3TD2次形態



- ハイブリッド非構造格子 -



Base Mesh



Locally-refined Mesh

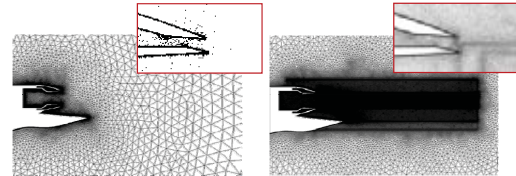


- 計算格子の概要 -

Mesh	Base	E.M	E.F	
			Space Fine	Surface fine
# of Nodes [million]	9.2	10.8	13.7	17.8
Surface Nodes [million]	0.29			0.47
Minimum spacing	9×10^{-6}			
# of prismatic layers	30			
Growth rate of prismatic layers	1.25			

- 最少格子サイズ -

Exhaust-area Medium (E.M) : 2.5×10^{-3}
 Exhaust-area Fine (E.F) : 5.0×10^{-4} (基準長さ : MAC)



5/24

Jun HATTORI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

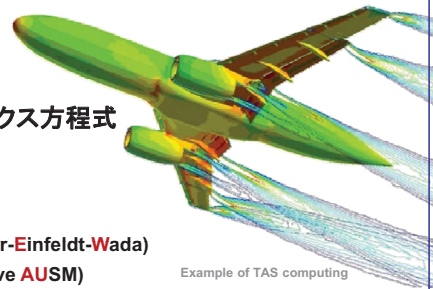
数値解析コード概要



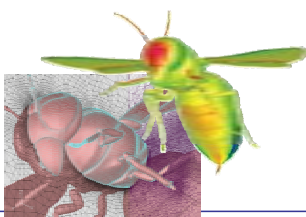
TAS-code (Tohoku university Aerodynamic Simulation code)

3次元圧縮性流体解析ソルバー

- 支配方程式 : 3次元圧縮性ナビエーストークス方程式
- 空間離散化法 : セル節点有限体積法
- 流束評価法 : HLLEW (Harten-Lax-van Leer-Einfeldt-Wada)
 SLAU (Simple-Low-dissipative AUSM)
 - AUSM族スキームの一種。低速領域における解析精度改善が期待できる。
- 時間積分 : LU-SGS陰解法
- 乱流モデル : Modified Spalart-Allmaras (S-A)
 - 渦粘性の過大評価を防ぐように修正の施されたSpalart-Allmarasモデル。
 Mod. S-A+Anisotropic
 - レイノルズ応力テンソルに対し非等方性を持たせる構成関係を用いたもの。



Example of TAS computing



6/24

Jun HATTORI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

計算条件



- 計算条件 -

Airflow parameter	
Freestream Mach #	0.14
A.o.A [deg]	2.065
Re (MAC基準)	1.4×10^6

Jet parameter	
NPR (Exp.)	1.00/1.47/2.23
Total pressure ratio ($P_{Tin} / P_{T\infty}$)	0.98/1.97/2.99
Total temperature ratio ($T_{Tin} / T_{T\infty}$)	0.98/0.97/0.96

- ジェット排気の模擬 -

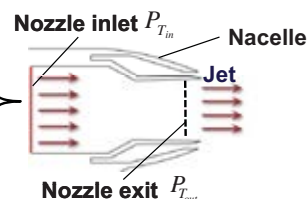
Boundary Condition

Total pressure ratio

$$P_{Tin} / P_{T\infty}$$

Total temp. ratio

$$T_{Tin} / T_{T\infty}$$



NPR (Nozzle Pressure Ratio)

$$NPR = \frac{P_{T_{out}}}{P_{S_{\infty}}} \begin{cases} NPR = 1 \rightarrow \text{Jet-Off} \\ NPR > 1 \rightarrow \text{Jet-On} \end{cases}$$

$P_{T_{out}}$: Total pressure at nozzle exit

$P_{S_{\infty}}$: Freestream static pressure

→ NPR を変化させることでジェット排気の状態を制御.

Aft body



Aft body における空力係数の比較を行う.

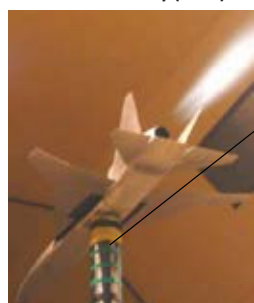
7/24

Jun HATTORI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

モデル支持部の影響



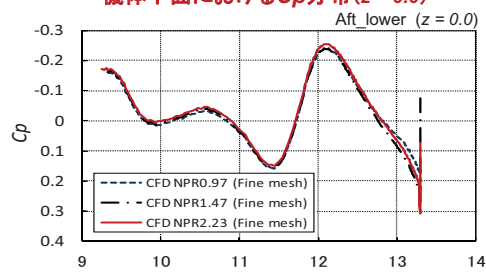
Wind tunnel facility (JAXA)



Strut

CFD解析結果を用いてWTT値の補正

- 機体下面におけるCp分布 (z = 0.0) -



→ Jet-On/Off における差が小さい.

$$\Delta C_{p_{max}} = 0.015$$

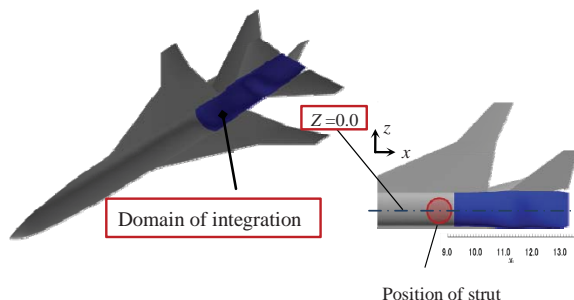
Jet-Off のCFD値を用いて補正

Method of Correction

1. WTTにおける青色の領域のCp分布を“0”と仮定
2. CFDによって得られた値を補正值として加える

The amount of correction for the CL and CD

ΔC_L	ΔC_D
-0.0084	0.0006



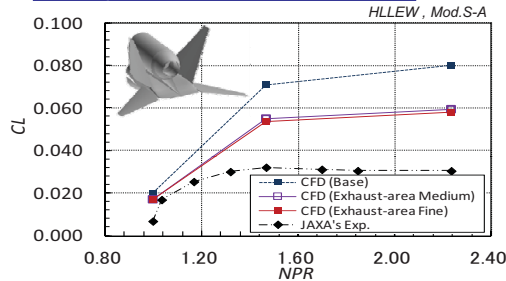
8/24

Jun HATTORI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

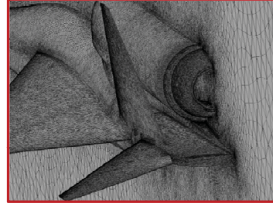
格子解像度の影響(ノズル後方)



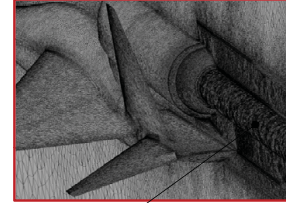
Comparison of the CL value



Base Mesh



Locally-refined Mesh



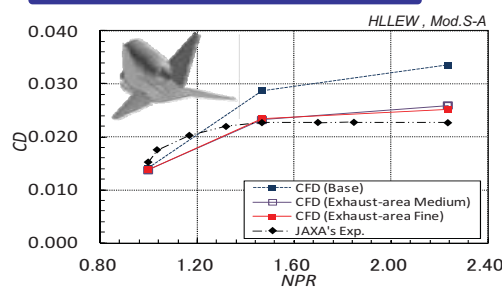
- 最少格子サイズ -

Exhaust-area Medium (E.M) : 2.5×10^{-3}

Exhaust-area Fine (E.F) : 5.0×10^{-4}

(基準長さ: MAC)

Comparison of the CD value



■ 局所細分化を施したE.M格子, E.F格子の結果はBase格子の結果と比較して大きく改善。

■ E.M格子とE.F格子の結果はさほど変わらない。

ノズル後方における格子解像度はE.F格子程度で十分

9/24

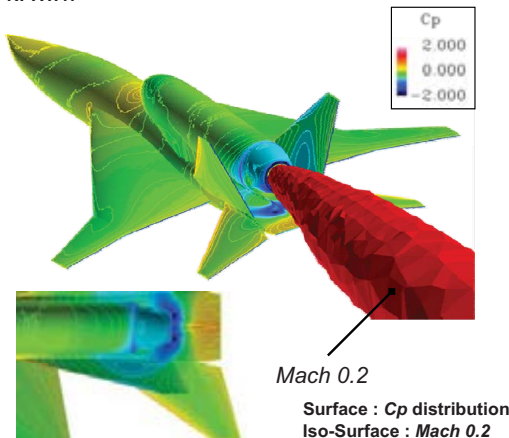
Jun HATTORI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

格子解像度の影響(ノズル後方)



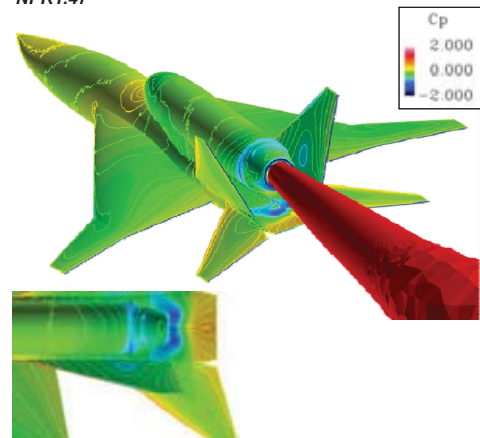
Base Mesh

NPR1.47



E.F Mesh

NPR1.47



考察

ジェット流による数値粘性の拡散が抑えられ, その結果として機体への干渉が抑えられた。



ノズル後方における流れは格子解像度が大きく影響する

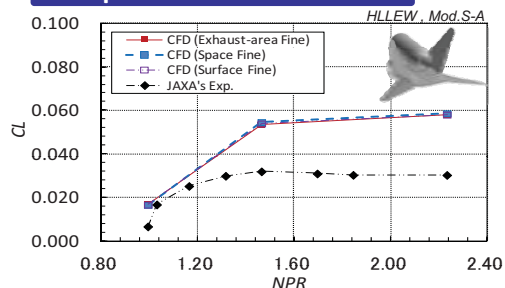
10/24

Jun HATTORI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

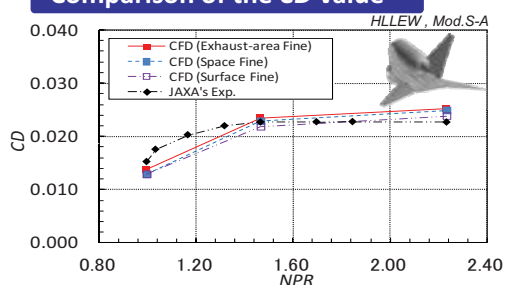
格子解像度の影響(空間・表面格子)



Comparison of the CL value



Comparison of the CD value



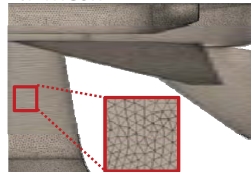
E.F Mesh



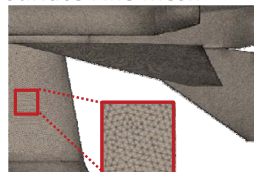
Space Fine Mesh



E.F Mesh



Surface Fine Mesh



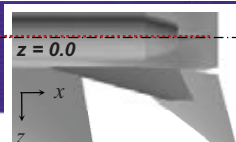
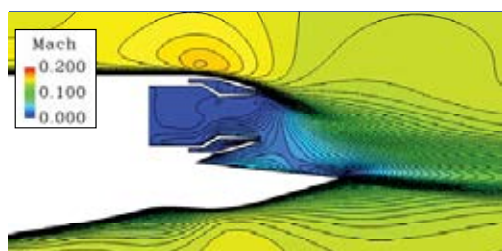
- CL に関しては、空間・表面の格子解像度の細分化による劇的な変化は見られない。
- CD に関しては、空間・表面の格子解像度の影響により10カウント程度の差。

格子解像度はE.F格子で十分

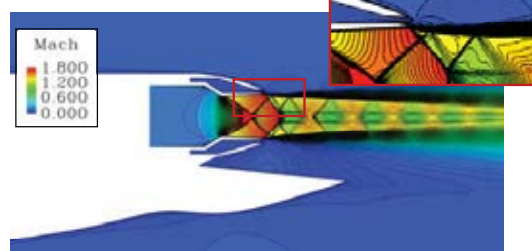
11/24

Jun HATTORI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

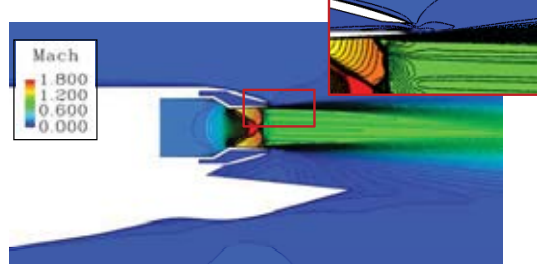
流れ場の様子(Mach数分布)

NPR1.00

E.F mesh, HLEW, Mod. S-A

NPR2.23

E.F mesh, HLEW, Mod. S-A

NPR1.47

E.F mesh, HLEW, Mod. S-A

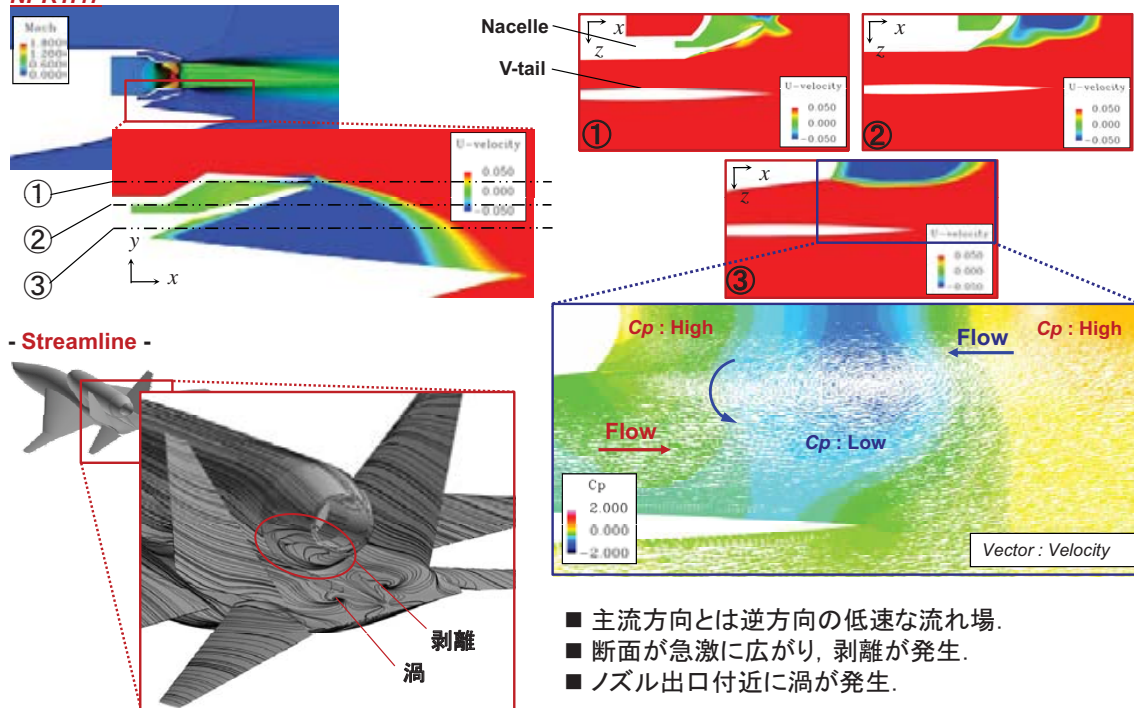
- Jet-Off の時、ノズル出口付近に非常に低速な流れの領域が存在 ($0.0 < Mach < 0.05$).
- NPR1.47 の時、ノズル後方に遷音速のジェット排気を確認できる。
- NPR2.23 の時、ジェット流は超音速に達し、ショックダイヤモンドやせん断層を確認できる。
- Jet-On の時、ノズル出口の領域にジェット流に誘起された流れが生じている。

12/24

Jun HATTORI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

流れ場の様子(主流方向速度, 流線)

NPR1.47

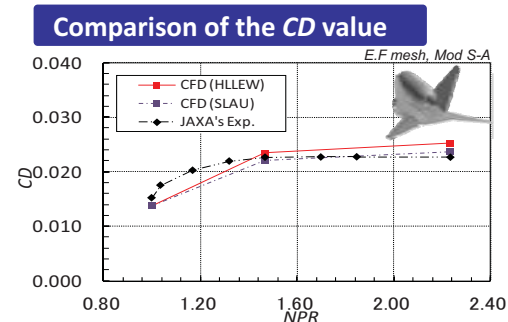
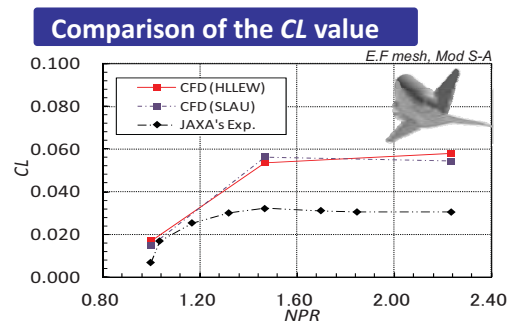


- 主流方向とは逆方向の低速な流れ場。
- 断面が急激に広がり, 剥離が発生。
- ノズル出口付近に渦が発生。

13/24

Jun HATTORI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

流束評価法による比較



HLEW

- Roeスキームの一種。

SLAU

- AUSM族スキームの一種。
- Mach数に応じて数値誤差を制御。

- CDに関しては, SLAU法を用いたことにより WTT値に近づく傾向。

- CL に関しては大幅な改善は見られない。

14/24

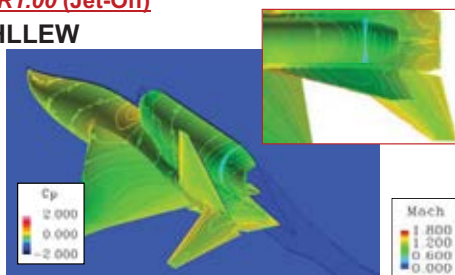
Jun HATTORI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

流束評価法による比較(Cp分布)

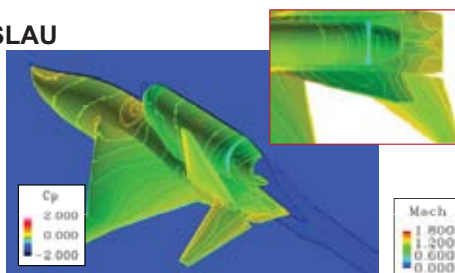


NPR1.00 (Jet-Off)

HLLEW

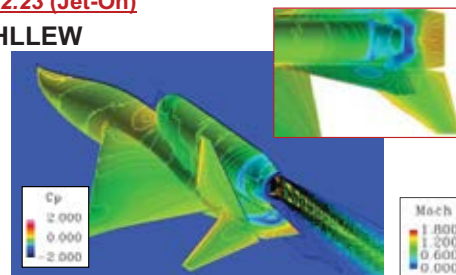


SLAU

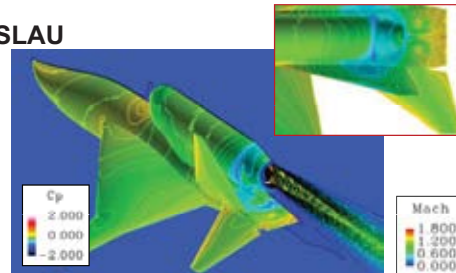


NPR2.23 (Jet-On)

HLLEW



SLAU



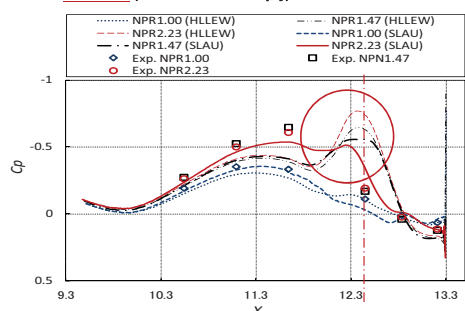
- Jet-On/OffでナセルとV-tailの間, ノズル出口付近のCp分布に違い.
- Jet-Onの時, スキームの違いによるCp分布の差が顕著.

15/24

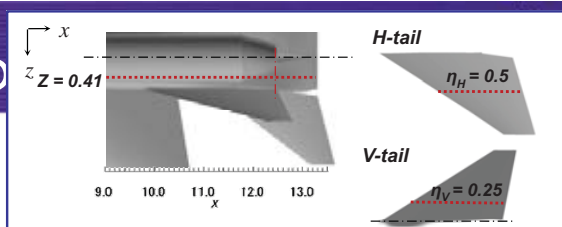
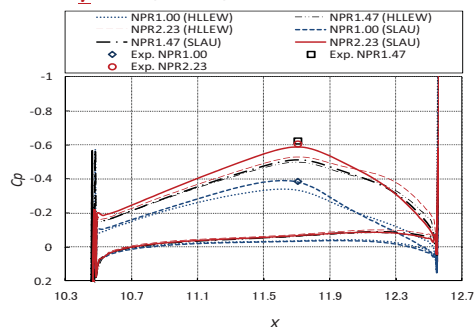
Jun HATTORI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

流束評価法による

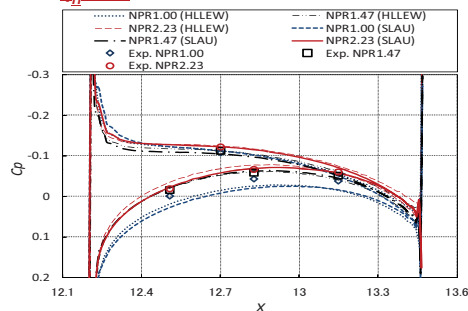
Z=0.41 (Nacelle-V tail 間)



$\eta_V = 0.25$ (V-tail 上)



$\eta_H = 0.5$ (H-tail 上)



SLAU法による効果

- 各要素のCp分布が実験値に近づく.
- ノズル出口付近のCpの過小評価が改善.

考察

低速領域での数値誤差が低減された効果

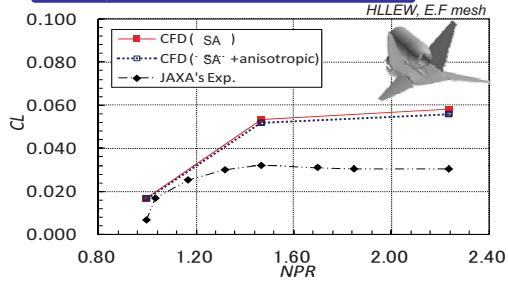
16/24

Jun HATTORI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

乱流モデルの影響



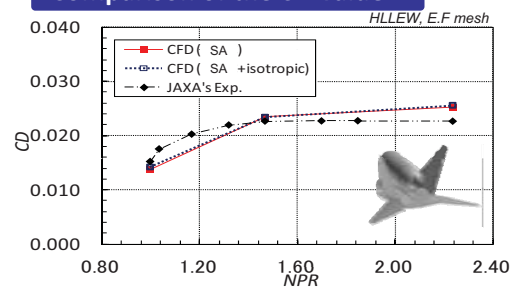
Comparison of the CL value



Mod S-A + Anisotropic

- レイノルズ応力テンソルに対し非等方性を持たせる構成関係を用いたもの。

Comparison of the CD value



■ Jet-Onの時には非等方性関係式を代入したモデルが CL を低く見積もる。

■ CD に関しては、大きな差異は見られない。

17/24

Jun HATTORI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

乱流モデルの影響(表面流線)



NPR1.00

Mod. S-A



Mod. S-A + Anisotropic



NPR2.23

Mod. S-A



Mod. S-A + Anisotropic



NPR1.47

Mod. S-A



Mod. S-A + Anisotropic



■ ノズル出口付近で発生している渦の大きさに違いが見られる。

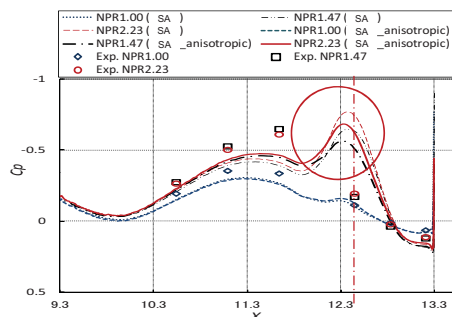
■ その他の要素の流線パターンに大きな違いは見られない。

18/24

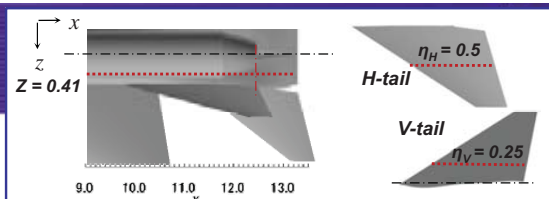
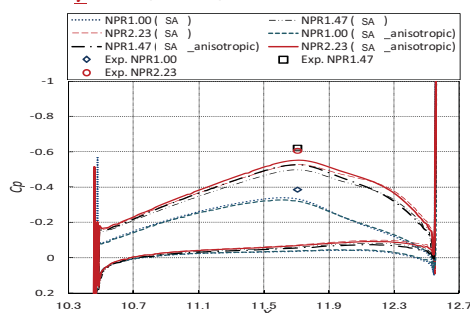
Jun HATTORI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

乱流モデル

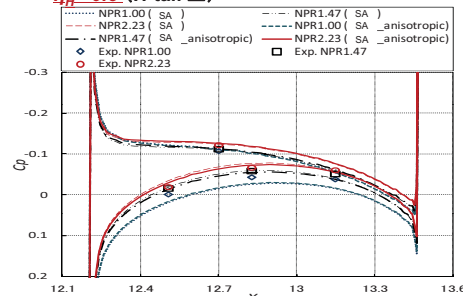
$Z=0.41$ (nacelle-V tail 間)



$\eta_V = 0.25$ (V-tail上)



$\eta_H = 0.5$ (H-tail 上)



非等方性関係式の効果

- Jet-Onの時のノズル出口付近のCpの過小評価がわずかに改善.
- V-tailのCp分布はわずかに改善. また, H-tail上では改善は見られない.

考察

- ノズルで出口付近に発生した渦の過大評価が抑えられた.

→ 他の乱流モデルの検討

19/24

Jun HATTORI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

まとめ

TAS-codeを用いてS3TDの低速飛行時におけるジェット排気の影響も含めた数値解析を行った.

- ノズル後方に対しては基準長に対して 5×10^{-4} 程度の格子解像度(E.F格子)で十分.
- 空間・表面の格子解像度に対してもE.F格子程度で十分.
- ノズル出口付近に主流方向とは逆方向の低速な流れ場が発生.
- SLAU法を用いたことで, 局所的に低速な領域で生じていた数値誤差が低減された.
- 非等方性構成関係式を用いたS-Aモデルにより, 渦の過大評価が低減された.

今後の予定

- WTT値とCFD値の空力係数が合わない原因の究明

→ ノズル出口総圧の比較

→ 乱流モデルの検討

乱流モデル(SST-k ω)の検討により流れ場の比較

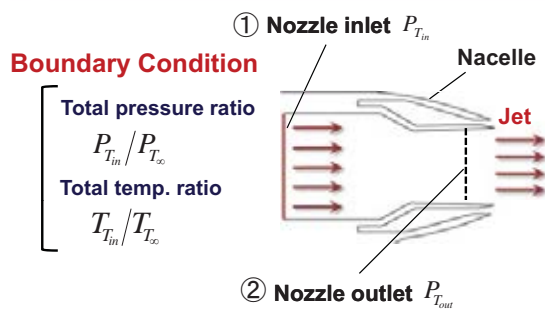
HLLEW method, Mod SA+Anisotropic

Total Pressure at Nozzle exit	
WTT	CFD
1.00	1.00
1.47	1.97
2.23	2.99

20/24

Jun HATTORI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

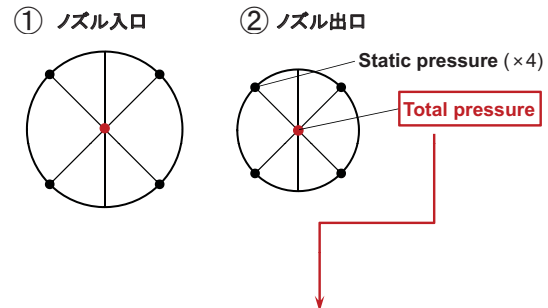
今後:ノズル出口総圧の比較



ノズル入口における一様流との総圧比, 総温比をB.Cとして与えている。

CFD解析においては, ジェットの模擬にノズル出口の総圧を用いていない。

- ノズルにおける圧力計測位置 -



HLEW method, Mod SA+Anisotropic

Total Pressure at Nozzle exit

WTT *	CFD
1.00	1.00
1.47	1.97
2.23	2.99

■ WTTとCFDの総圧の値に大きな差。

* あらかじめ, ノズル単体の校正試験が行われており, WTTにおけるノズル出口総圧は, この校正試験により得られた値をもとに求められている。

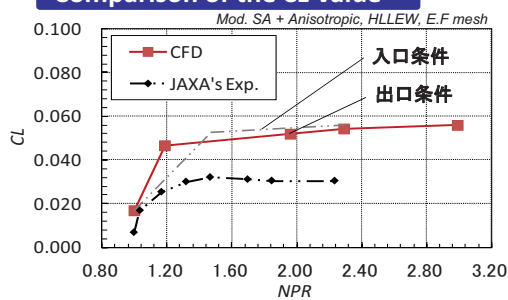
21/24

Jun HATTORI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

今後:ノズル出口総圧の比較



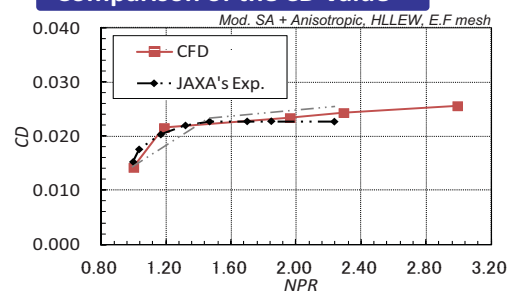
Comparison of the CL value



ノズル入口における総圧の条件を変化

ノズル出口における総圧に合わせる

Comparison of the CD value



■ CL に関してはノズル出口総圧を合わせても大きな差。

■ CD に関してはWTTと一致する傾向。

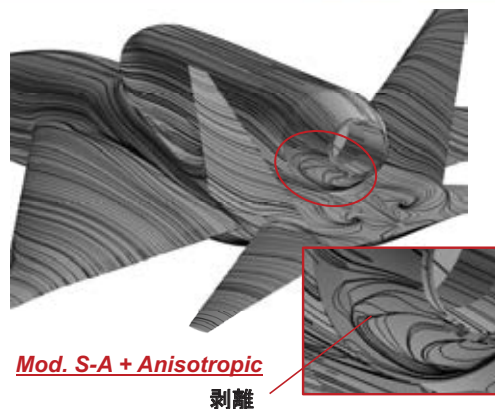
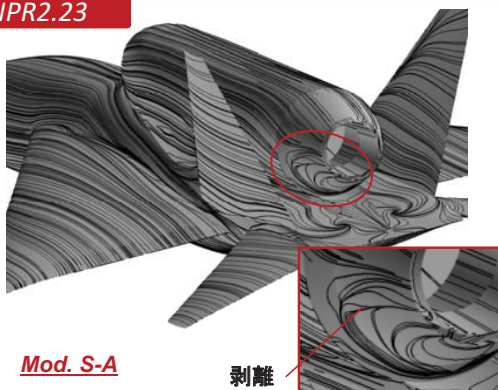
22/24

Jun HATTORI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

今後：乱流モデルの検討



NPR2.23



Mod. S-A



Mod. S-A + Anisotropic



■ 剥離の仕方に若干の違い.

- 今後 -

SST-k ω モデルにて解析を行い, ジェット排気の様子や流れ場の様子(剥離や渦)の比較.

- S-Aモデルではジェット流を正しく模擬できていない為に空力特性に影響を与えるのか

- 周りの流れ場自体(剥離や渦を上手く捉えられていないこと)が原因なのか

23/24

Jun HATTORI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

謝辞



本研究は, 平成22年度JAXA航空プログラムグループの公募型研究 により行われた.

使用した計算機環境はJAXA Supercomputer System (JSS) M system (Fujitsu FX1) である.

Thank you for your attention.

24/24

Jun HATTORI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN