



ISSN 1349-113X

JAXA-SP-12-009

宇宙航空研究開発機構特別資料

# 宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

---

平成23年度JAXA航空プログラム  
公募型研究報告会 資料集(22年度採用分)

2013年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

## 目 次

1. 「静粛超音速機技術の研究開発」の現況紹介.....	1
吉田 憲司 (JAXA)	
2. Self-Organizing Map を用いたトポロジー最適解の探索.....	11
○申 鉉眞 (東京工業大学)、平野 義鎮 (JAXA)、轟 章 (東京工業大学)	
3. 高マッハ数壁乱流における摩擦抵抗の低減に関する基礎的研究.....	33
深潟 康二 (慶應義塾大学)	
4. インテークバズの発生メカニズム解明とその制御.....	43
亀田 正治 (東京農工大学)	
5. クラスタ型超音速インテークに関する研究.....	57
○園田 誠一、上田 賢太郎 (以上、川崎重工業 (株))、 山蔭 達哉、田島 厚志 (以上、川重岐阜エンジニアリング (株))	
6. エンジン尾排を含む空力特性推算数値解析技術の研究.....	69
雷 忠 (諏訪東京理科大学)	
7. 気球落下超音速飛行実験の飛行経路検討 (その2) ～動的計画法による飛行経路最適化～ .....	81
○宮沢 与和、原田 明德 (以上、九州大学)、 川口 純一郎、二宮 哲次郎、鈴木 広一、冨田 博史 (以上、JAXA)	
8. 小型超音速旅客機用エンジンの性能検討.....	91
浅子 知昭 (株式会社 I H I)	
9. プラズマ流体アクチュエータによる超音速 航空機の離着陸時空力性能改善 .....	99
松野 隆 (鳥取大学)	
10. 環境適合超音速機の多点設計に関する研究.....	115
金崎 雅博 (首都大学東京)	
11. ジェット排気を含む空力特性推算数値解析技術の研究.....	133
佐々木 大輔、○服部 潤、中橋 和博 (東北大学) (所属は発表当時)	

## はじめに

世界の航空機の需要は今後20年間で2倍以上に伸びることが予想されています。その中で未だ国力にふさわしい規模には達していない我が国の航空機産業の成長を促し、今後の基幹産業の一つにしていくことがJAXA航空が掲げている将来ビジョンです。このほど、文部科学省 科学技術・学術審議会研究計画・評価分科会航空科学技術委員会において「航空科学技術に関する研究開発の推進のためのロードマップ（2012）」（平成24年8月）として了承されたところですが、航空機産業を研究開発面で促進していくためには、技術開発の面でも産官学の連携をよりシステマティックにして、お互いが相補的な役割を担いながら、基礎的な研究が応用研究、実用化研究へとうまくつながって行くことが重要であることは、言うまでもありません。

同分科会がとりまとめた、「航空科学技術に関する研究開発の推進方策について」（平成18年7月）において、産学官が連携した相補的に研究開発の推進や課題設定型の委託研究等を通じた連携と業務効率化が提言されたことを嚆矢として、以後、同分科会航空科学技術委員会における「静粛超音速機技術の研究開発」に関する中間評価（平成21年8月）の提言が続き、これらをどう具体化するかについて、日本航空宇宙学会リエゾン委員会に検討していただいたところ、大学研究室における航空分野イノベーション研究の振興を図ると同時に、イノベーション研究を通して高度な技術を習得する大学院生やポスドクの育成を支援できるような公募型研究制度の導入が提言されました。

このような提言を踏まえて、内部リソースの制約や成果の効果的創出、外部関係機関との協力拡大と我が国の航空基盤の強化等の観点から、外部の知的リソースを幅広く求めていく仕組みとして、新たに公募型研究制度を平成22年度から導入しました。

JAXA航空プログラムグループ公募型研究は、その後毎年公募を実施し、3年度目を迎えました。本報告書は、初年度に「静粛超音速機技術の研究開発」を対象に採択されました10件について、平成23年12月9日に各研究間の情報交流、意見交換の場を提供するために開催しました報告会の成果をまとめたものです。

JAXAの目指している「静粛超音速機技術の研究開発」の一端を理解していただくための資料として活用していただければ幸いです。

宇宙研究開発機構航空プログラムグループ  
航空プログラムディレクタ 岩宮敏幸



## H23年度 APG公募型研究報告会



# 「静粛超音速機技術の研究開発」の現況紹介

### 内容

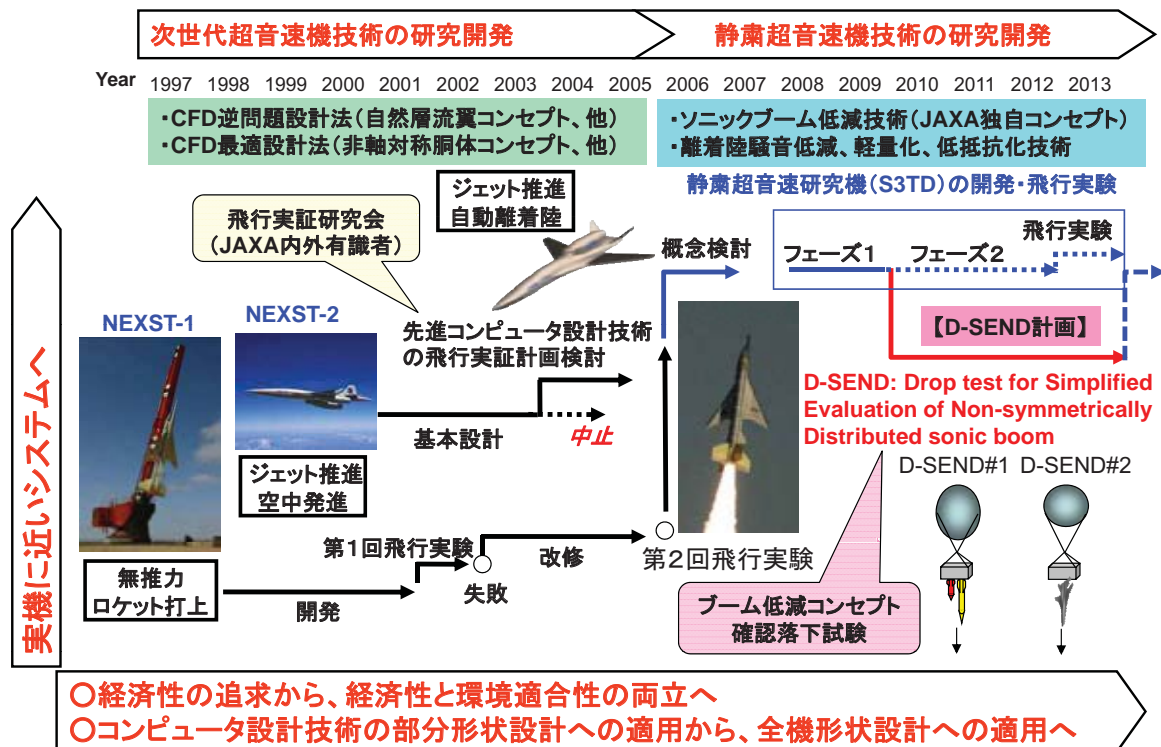
1. JAXA超音速機技術の研究計画
2. 「静粛超音速機技術の研究開発」の概要
3. D-SENDプロジェクトの概要
4. D-SEND#1試験成果
5. APG/SSTチームの研究活動
6. APG公募型研究採択課題
7. まとめ

平成23年 12月 9日

(独)宇宙航空研究開発機構 航空プログラムグループ 超音速機チーム



## 1. JAXA超音速機技術の研究計画





## 2. 「静粛超音速機技術の研究開発」の概要(1/3)



### 研究開発の目的

将来航空輸送のブレークスルーとしての超音速旅客機の実現を目指して「静かな超音速旅客機」の実現に必要な鍵技術を獲得し、航空機開発の先導役として、**航空機製造産業の発展と将来航空輸送のブレークスルーに貢献**

### 研究開発の目標

次世代超音速旅客機の実現に必要な重要技術課題を克服する技術を獲得することの一環として、本研究開発終了時(2010年代半ば)に、**小型超音速旅客機(技術参照機体)の実現を可能とする技術目標を達成する**

#### 技術参照機体概念「小型超音速旅客機」



全長 : 47.8 m  
全幅 : 23.6 m  
全高 : 7.3 m  
主翼面積 : 175 m<sup>2</sup>  
アスペクト比 : 3.0  
全備重量 : 70 トン

乗客数 : 36-50人(全席ビジネスクラス)  
巡航速度 : マッハ1.6  
航続距離 : 3,500nm以上  
ソニックブーム : 従来設計に比べて強度半減  
空港騒音 : ICAO基準(Chap.4)に適合

#### 技術目標

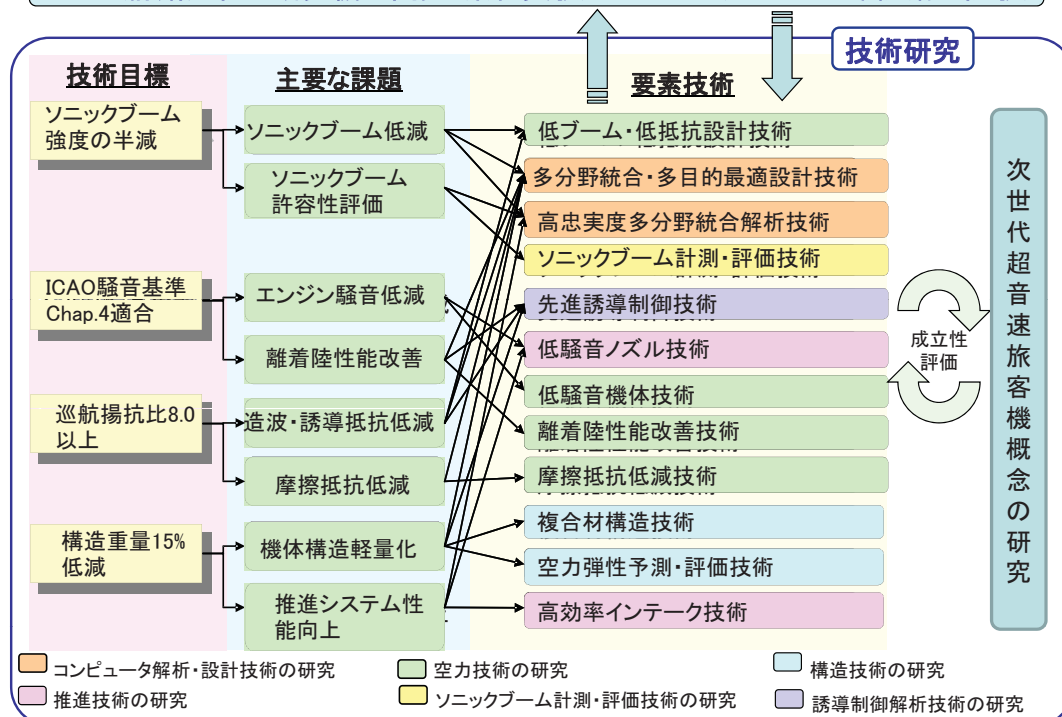
課題	技術目標
ソニックブーム低減 【最優先課題:飛行実証】	ソニックブーム強度の半減 (比較対象:コンコルド技術)
離着陸騒音低減	ICAO基準 Chap.4に適合
低抵抗化	揚抗比 8.0以上
軽量化	構造重量 15%減 (比較対象:コンコルド技術)



## 2. 「静粛超音速機技術の研究開発」の概要(2/3)



### S3TD (静粛超音速研究機の開発・飛行実験)/D-SEND (コンセプト確認落下試験)





## 2. 「静粛超音速機技術の研究開発」の概要(3/3)



### 静粛超音速研究機(S3TD: Silent SuperSonic Technology Demonstrator)

コンピュータ設計技術を全機形状設計に適用した低ソニックブーム・コンセプトの無人超音速ジェット機を設計・開発し、コンセプトと設計技術を飛行実証する

複合材構造を含む空力・構造二分野  
多目的最適設計手法による主翼設計

予期せぬ飛行中断でも安全  
に滑走路に帰還することを可  
能とする航法誘導制御技術

複合材主翼構造/  
複合材胴体  
(RTM、VaRTM等)

JAXA独自コンセプト

#### 低ソニックブーム設計コンセプトの適用

- ・抵抗増を抑えた低ブームノーズ  
(特許3855064号・US Patent 7,309,046)
- ・通常の航空機形態での先端・後端ブームの  
低減(特願2007-178802)

エンジン排気干渉・高温部位を  
除き、表面パネルは複合材料

機体形状定義から多目的最適設計まで  
シームレスなMulti-Fidelity設計システム

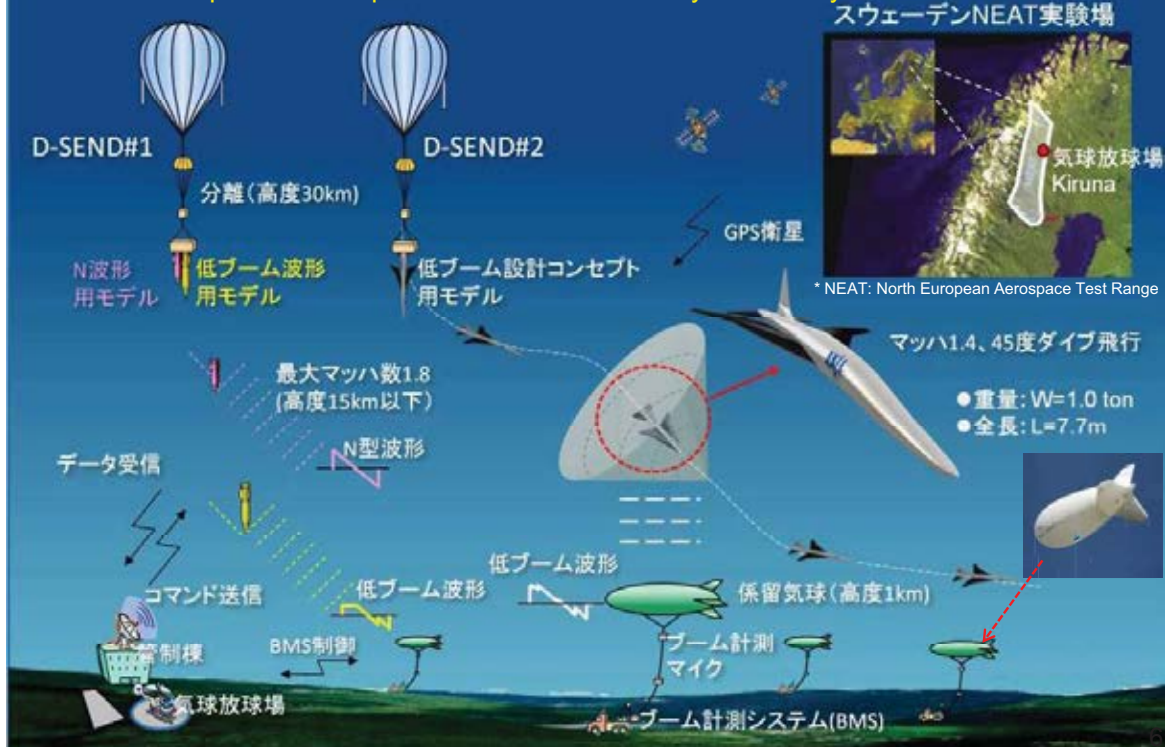


## 3. D-SENDプロジェクトの概要(1/3)



### D-SEND: Drop test for Simplified Evaluation of Non-symmetrically Distributed sonic boom

スウェーデンNEAT実験場



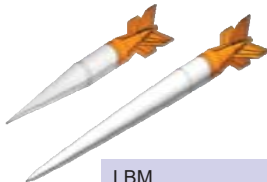


### 3. D-SENDプロジェクトの概要(2/3)



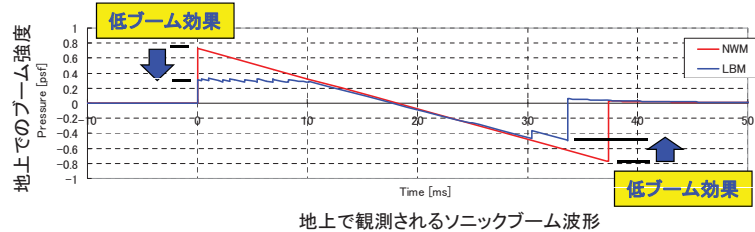
#### D-SEND#1

NWM  
●W=630kg  
●LxDia.=5.6mxΦ0.613m



LBM  
●W=700kg  
●LxDia.=8mxΦ0.613m

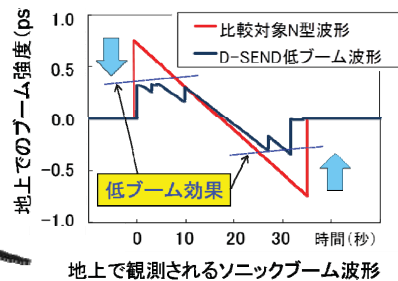
- (1)軸対称体供試体による空中ブーム計測技術の確立
- (2)低ブーム波形計測可能性確認(N波と低ブーム波形の比較)
- (3)D-SEND#2予備試験(試験習熟、計測方法等)



#### D-SEND#2

- (1)非軸対称体供試体により先端/後端の低ブーム設計効果を定性的に実証
- (2)低ブーム波形取得技術の確立
- (3)低ブーム伝播解析技術の検証

S3CM  
●W=1000kg  
●LxDia.=7.7mxΦ0.48m  
●CL=0.12 (M=1.4, H=8km)  
●Swing=4.92m2



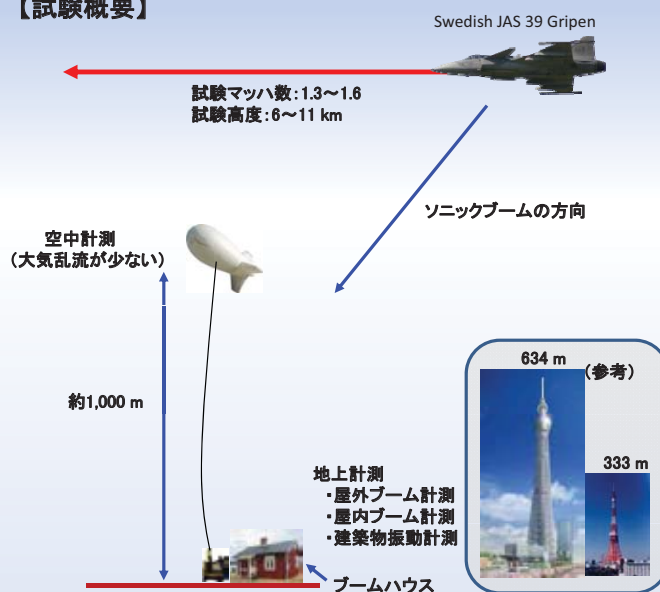
### 3. D-SENDプロジェクトの概要(3/3)



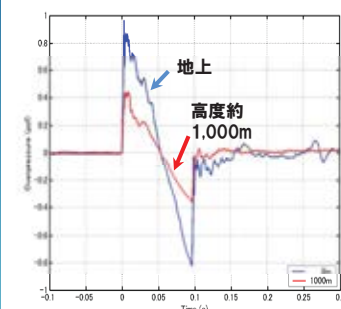
#### ○空中ブーム計測システム試験(ABBA Test\*)

\* ) ABBA Test = Airborne Blimp Boom Acquisition system Test

##### 【試験概要】



##### 【試験結果】計測システムを検証



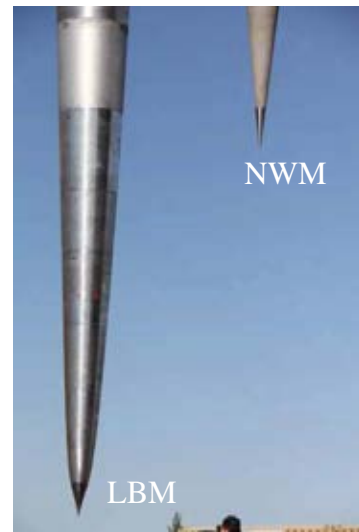
(地上では反射の影響で音圧は約2倍に増幅)



#### 4. D-SEND#1試験成果(1/4)



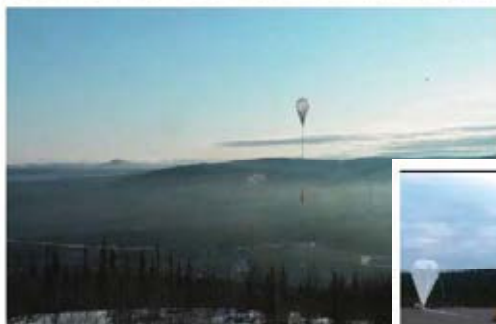
搭載機器 (GPS等)



9



#### 4. D-SEND#1試験成果(2/4)



第1回試験(5月7日)

第2回試験(5月16日)



ブーム計測システム用Blimpの準備状況



10

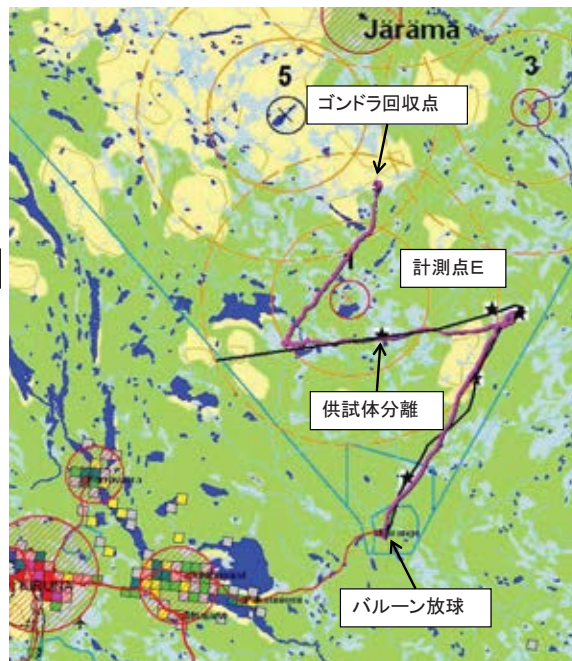
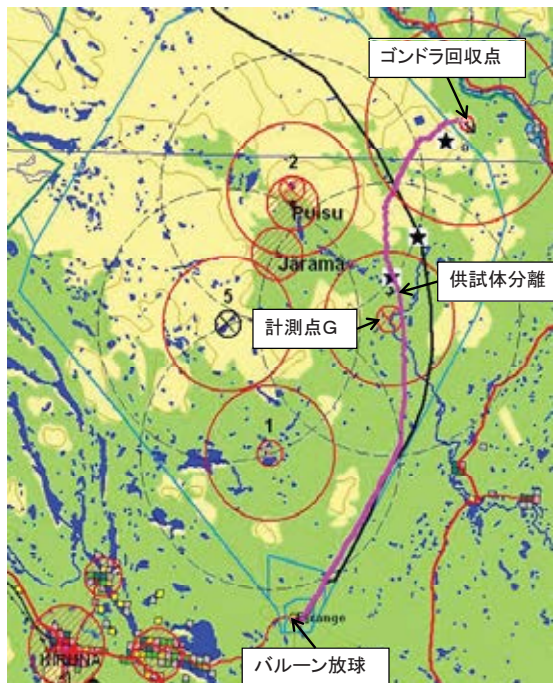


#### 4. D-SEND#1試験成果(3/4)



試験実施日: 2011年5月7日

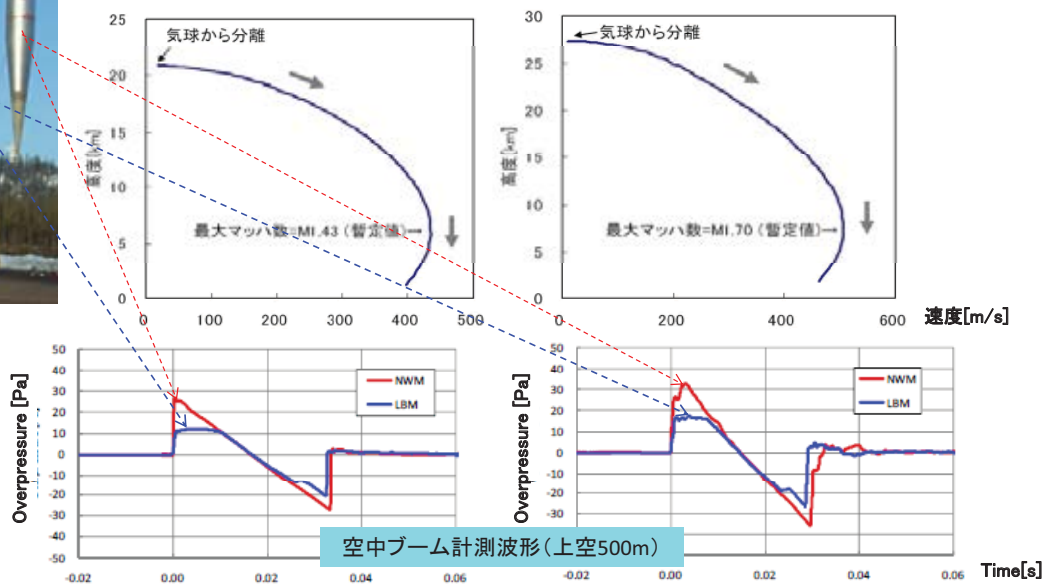
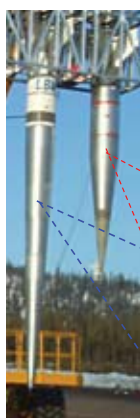
試験実施日: 2011年5月16日



#### 4. D-SEND#1試験成果(4/4)



	1回目試験	2回目試験
放球時間	5月7日5:44(日本時間12:44)	5月16日5:30(日本時間12:30)
分離時間	5月7日7:02(日本時間14:02)	5月16日7:36(日本時間14:36)
分離高度	約21km	約27km
到達速度	約マッハ1.43	約マッハ1.7
分離地点	北緯68度19分, 東経21度29分	北緯68度4分, 東経21度1分





## 5. APG/SSTチームの研究活動



### 次世代超音速旅客機概念の研究

- ・小型超音速旅客機の機体概念検討
- ・先進的超音速旅客機概念の研究
- ・次世代超音速旅客機の市場性・波及効果の調査

### コンピュータ設計・解析技術の研究

- ・多分野統合・多目的最適設計技術の研究
- ・高忠実度多分野統合解析技術の研究

### 空力技術の研究

- ・低ブーム・低抵抗設計技術の研究
- ・低騒音機体技術の研究
- ・離着陸性能改善技術の研究
- ・摩擦抵抗低減技術の研究

### 誘導制御技術の研究

### 構造技術の研究

- ・複合材構造技術の研究
- ・空力弾性予測・評価技術の研究

### 推進技術の研究

- ・低騒音ノズル技術の研究
- ・高効率インテーク技術の研究

### 国内外共同研究/研究委託/研究交流

- ・ソニックブームモデリング (NASA)
- ・境界層遷移 (ONERA、NASA)
- ・インテーク設計技術 (JADC-FHI)
- ・先進的制御技術 (九大)
- ・多分野融合最適設計技術 (首都大学東京)
- ・低速性能改善 (諏訪東京理科大)
- ・建築物振動 (小林理研)、他

### ソニックブーム計測・評価技術の研究

- ・ソニックブーム計測技術の研究
- ・ソニックブーム評価技術の研究

- ・ブーム伝播解析技術 (名古屋大、東北大): 委託
- ・超音速機用エンジン性能検討 (IHI): 委託
- ・商用SST情報交換 (Boeing): 研究交流



## 6. APG公募型研究採択課題



### 次世代超音速旅客機概念の研究

- ①「小型超音速旅客機用エンジンの性能検討(3年)」(IHI: 委託研究)

### 空力技術の研究

- ②「高マッハ数壁乱流における摩擦抵抗の低減に関する基礎的研究(3年)」(慶応大: 共同研究)
- ③「エンジン排気を含む空力特性推算数値解析技術の研究(3年)」(諏訪東京理科大: 委託研究)
- ④「プラズマ流体アクチュエータによる超音速航空機の離着陸時空力性能改善(3年)」  
(鳥取大: 共同研究)
- ⑤「環境適合超音速機の多点設計に関する研究(2年)」(首都大学東京: 共同研究)
- ⑥「エンジン排気を含む空力特性推算数値解析技術の研究(3年)」(東北大: 委託研究)

### 構造技術の研究

- ⑦「ロバスト性を考慮したトポロジー最適解群による航空機構造部材形状最適設計(3年)」  
(東工大: 委託研究)

### 推進技術の研究

- ⑧「インテークバズの発生メカニズム解明とその制御(3年)」(東京農工大: 共同研究)
- ⑨「クラスター型超音速インテークに関する研究(3年)」(KHI: 委託研究)

### 誘導制御技術の研究

- ⑩「気球落下超音速飛行実験の飛行経路検討ー飛行軌道設計における動的計画法応用の研究(2年)」(九大: 委託研究)



## 6. APG公募型研究採択課題 --- 補足



◆採択課題一覧(10件採択中9件をH22年度に実施,所属・肩書きは応募時)

No.	研究課題名	応募機関	応募者	研究期間
1	ロバスト性を考慮したトポロジー最適解群による航空機構造部材形状最適設計	東京工業大学	轟 章 (教授)	FY22~24
2	高マッハ数壁乱流における摩擦抵抗の低減に関する基礎的研究	慶應義塾大学	深湯 康二 (専任講師)	FY22~24
3	インテークバズの発生メカニズム解明とその制御	東京農工大学	亀田 正治 (教授)	FY22~24
4	クラスタ型超音速インテークに関する研究	川崎重工業	園田 誠一 (上級専門職)	FY22~24
5	エンジン排気を含む空力特性推算数値解析技術の研究	諏訪東京理科大	雷 忠 (准教授)	FY22~24
6	気球落下超音速飛行実験の飛行経路検討 ー飛行軌道設計における動的計画法応用の研究	九州大学	宮沢 与和 (教授)	FY22~23
7	小型超音速旅客機用エンジンの性能検討	IHI	浅子 知昭 (主査)	FY22~24
8	プラズマ流体アクチュエータによる超音速航空機の離着陸時空力性能改善	鳥取大学	松野 隆 (講師)	FY22~24
9	環境適合超音速機の多点設計に関する研究	首都大学東京	金崎 雅博 (准教授)	FY23~24
10	エンジン排気を含む空力特性推算数値解析技術の研究	東北大学	佐々木 大輔 (助教)	FY22~23

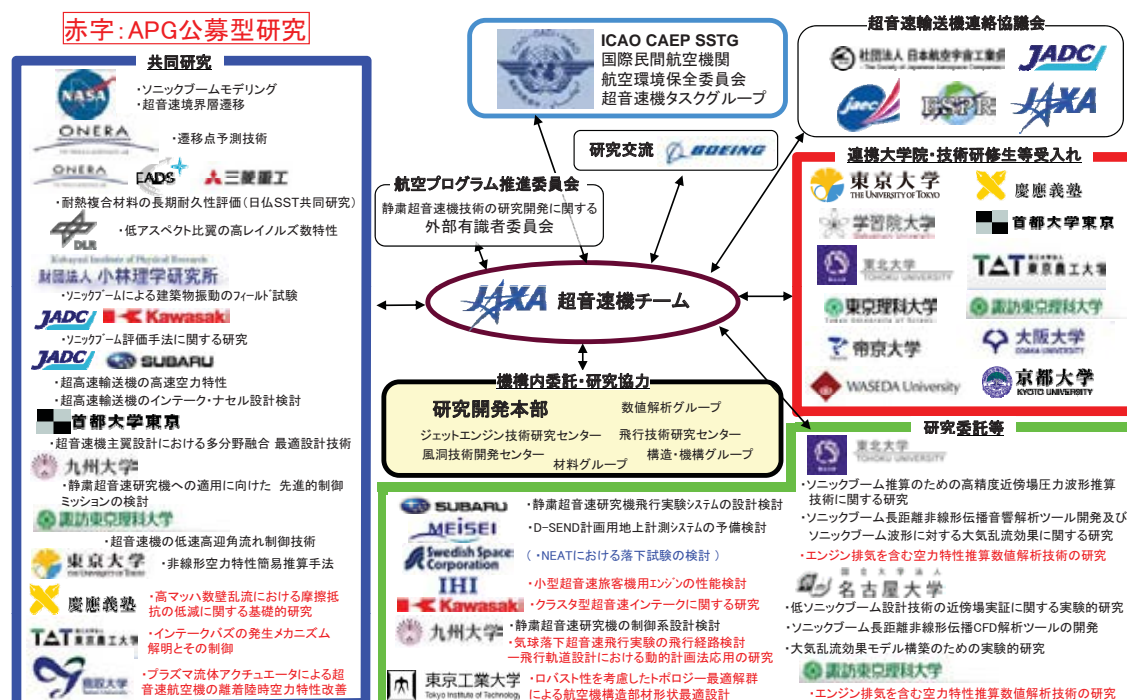
◆採択課題全件の概算経費(JAXAが相手方に提供する資金)合計  
 ✓37,334千円(平成22年度～平成24年度)



## 7. まとめ(1/2)



○「静粛超音速機技術の研究開発」における連携状況（H23年3月現在）





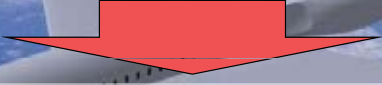
## 7. まとめ(2/2)




### 【APG公募型研究による研究開発活動推進の基本方針】

・「静粛超音速機技術の研究開発(S3)」計画はJAXA固有のものではなく、我が国の超音速機技術の発展を先導するための国家的プロジェクトと認識

・S3計画の技術目標を達成するための研究活動について、産学官のより一層強い連携のもとに、我が国の潜在能力を結集させ、技術力の向上、人材育成、等への貢献を目指したい



公募型研究による「静粛超音速機技術の研究開発」を促進



小型SSTの実現を可能とする  
技術目標を達成!

## Self-Organizing Mapを用いた トポロジー最適解の探索

- 申 鉉眞 (Hyunjin SHIN: Graduate school of  
Tokyo Institute of Technology)  
平野 義鎮 (Yoshiyasu HIRANO: JAXA)  
轟 章 (Akira TODOROKI: Tokyo Institute of Technology)

Dec, 09, 2011

Tokyo Institute of Technology  
Todoroki - Mizutani Lab.



## 研究背景

### 超音速飛行機

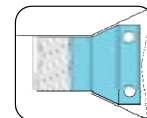
- 高速性
- 経済性
- 環境適合性



- ✓ 軽量化
- ✓ 薄翼構造

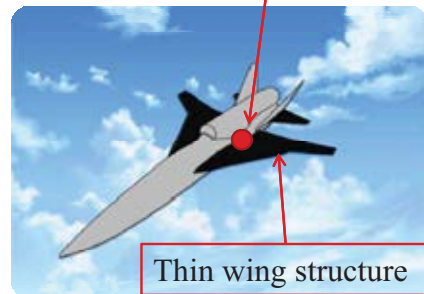


翼胴結合金具



### 金具設計の問題点

- ✓ 翼内の設計空間が小さい(薄翼構造)
- ✓ 高剛性が必要
- ✓ 空力荷重による様々な負荷荷重
- ✓ 軽量化が必要



超音速飛行機の例



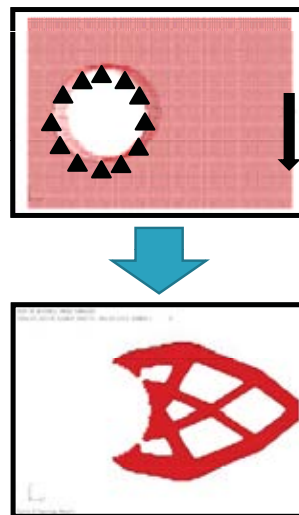
## 研究背景

### トポロジー最適化

- 一定の設計空間の中で最適な構造のレイアウトを探索する手法

### トポロジー最適化の問題

- 様々な要因による最適解の変動
  - ✓ 設計領域範囲, メッシュ分割
  - ✓ 負荷荷重が2つ以上の場合
  - 目的関数の線形結合の方法等



トポロジー最適化の例



## 研究背景

### トポロジー最適解析

- 様々な荷重条件によるトポロジー最適解析の変動
- 荷重条件 (様々な空力荷重を想定)

単一目的トポロジー最適解析

多目的トポロジー最適解析



トポロジー最適解群算出

### 自己組織化マップ (Self-Organizing Map : SOM)

- 高次元データをその間に存在する非線形な統計的關係に従い、人間が理解し易い低次元の離散化されたマップ上に射影して分類する手法



## 研究目的

トポロジー最適解析



トポロジー最適解群算出



トポロジー最適群



形状を表現する特徴を抽出



形状を表現する入力データを指標とし,  
Self Organizing Mapを用いて分類

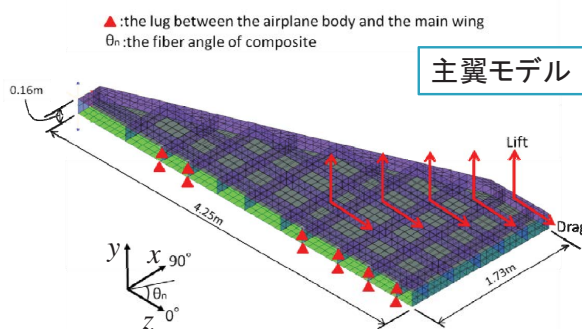
トポロジー最適化による多数の最適解群を自己組織化マップ(SOM)を用いて分類し, 形状の特徴を理解することで, 最適な翼胴結合金具の形状の探索を試みる.



Tokyo Institute of Technology

5

## 主翼構造



主翼モデル

- ✓ 翼厚は16cmにし, 単純化
- ✓ 桁とリブはサンドイッチ構造

$$\checkmark \text{ 揚力 } C_L = \text{Lift} / \left( \frac{1}{2} \rho V^2 S_w \right)$$

$$\checkmark \text{ 抗力 } C_D = \text{Drag} / \left( \frac{1}{2} \rho V^2 S_w \right)$$

翼の面積:  $S_w$ 

### Condition of the main wing model

#### Load Condition

- Flight altitude = 15km
- Mach = 1.6
- lift coefficient = 0.1
- lift-drag ratio = 9

#### Material Properties

- $E_L = 167 \text{ GPa}$  (T800/3630)
- $E_T = 9 \text{ GPa}$
- $G_{LT} = 5 \text{ GPa}$
- $\nu_L = 0.3$

#### 金具の最大反力

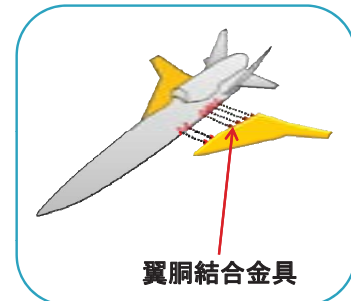
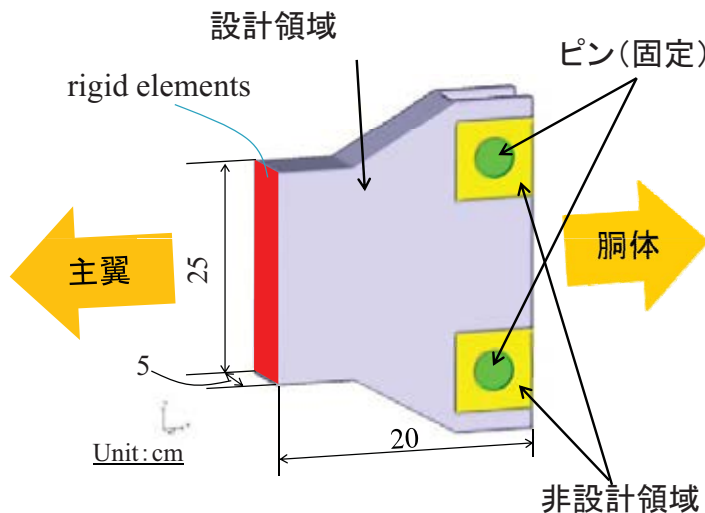
	x方向	y方向	z方向
Unit:[kN]	114~128	14~16	5~8



Tokyo Institute of Technology

6

## 翼胴結合金具モデル



チタン合金 (Ti-6Al-4V)

$E=113.8\text{GPa}$

ポアソン比=0.34

CHEXA要素

## トポロジー最適解析

### 単一目的トポロジー最適解析

#### 最適解析条件

- 目的関数: コンプライアンス最小化 (ひずみエネルギー最小化)
- 拘束条件: 荷重の全設計領域の40%以下
- 設計変数: 各要素の密度

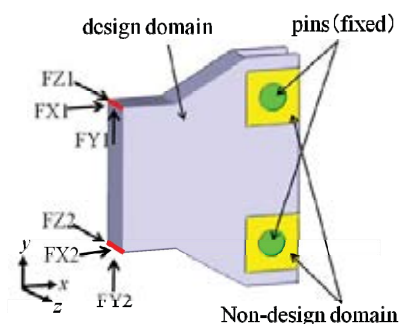
#### 荷重条件

- せん断力
  - ねじりモーメント
  - 曲げモーメント
- ➡ ✓ 単独に負荷した場合(3ケース)  
✓ 同時に負荷した場合(4ケース)

### トポロジー最適解群の生成

形状の特徴抽出

SOM分類



# トポロジー最適解析

## 多目的トポロジー最適解析 (Weighted Min-Max method)

### 最適解析条件

- 目的関数:  $\beta$  の最小化  
(各荷重ケースのひずみエネルギーの最小化)
- 拘束条件: 荷重の全設計領域の40%以下

$$w_i(s.e_i / s.e_i^o) - \beta \leq 0.0; \quad i = 1, 2, 3$$

- 設計変数: 各要素の密度  $s.e_i^o$ : the strain energy of the utopia point

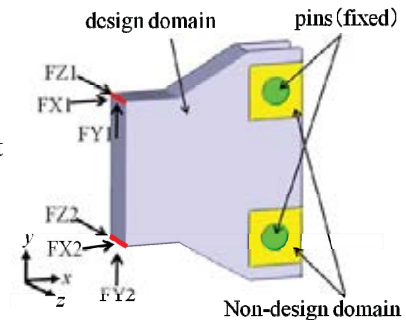
### 荷重条件

- せん断力
- ねじりモーメント
- 曲げモーメント

## トポロジー最適解群の生成

形状の特徴抽出

SOM分類



# トポロジー最適解析

## 多目的トポロジー最適解析 (Weighted Min-Max method)

### 最適解析条件

- 目的関数:  $\beta$  の最小化  
(各荷重ケースのひずみエネルギーの最小化)
- 拘束条件: 荷重の全設計領域の40%以下

$$w_i(s.e_i / s.e_i^o) - \beta \leq 0.0; \quad i = 1, 2, 3$$

- 設計変数: 各要素の密度  $s.e_i^o$ : the strain energy of the utopia point

### 荷重条件

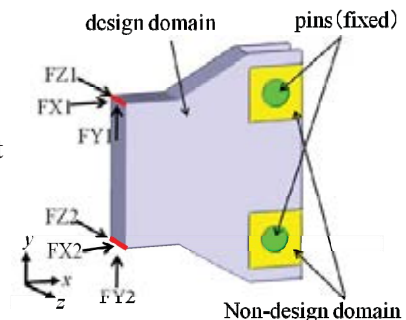
- せん断力
- ねじりモーメント
- 曲げモーメント

Latin Hypercube Sampling  
→ 20samples

## トポロジー最適解群の生成

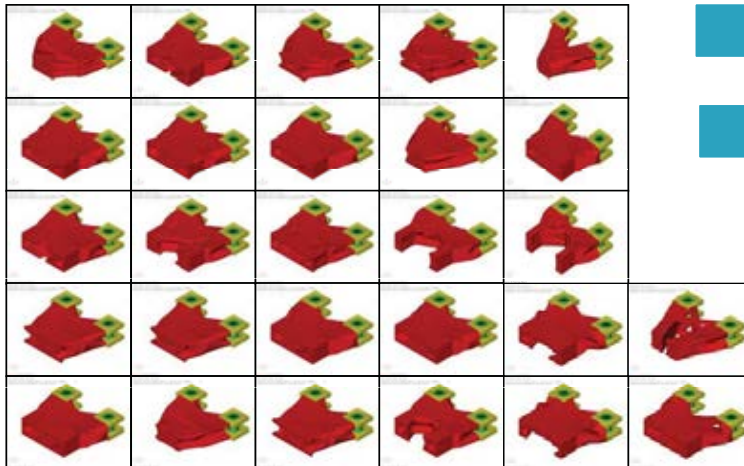
形状の特徴抽出

SOM分類



## トポロジー最適解群

### 生成したトポロジー最適解群



### トポロジー最適解群の生成

形状の特徴抽出

SOM分類



Tokyo Institute of Technology

11

## トポロジー最適解の形状特徴抽出

### Grid Based 手法

- 画像イメージを表現する方法
- 要素が存在する所は1  
存在しない所は0
- 実行の簡単さ
- 数値計算との適合性が高い
- 3次元に拡張するためには、要素数が多くなり、高計算コストが必要
- 分割数による形状の分類精度に対する検証が必要。

### 形状的の特徴

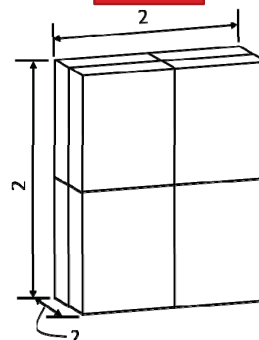
- 各セルに存在する要素の数。

### トポロジー最適解群の生成

形状の特徴抽出

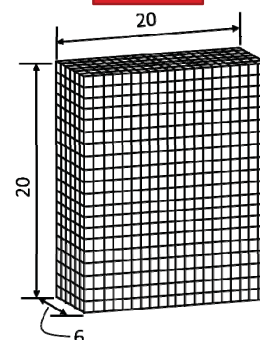
SOM分類

#### ケース1



8個セルに分割

#### ケース2



2400個セルに分割



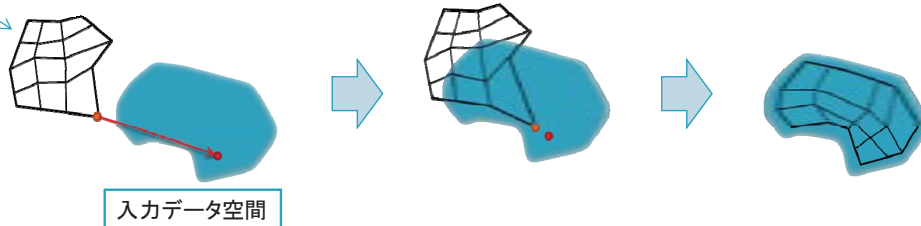
Tokyo Institute of Technology

12

## 自己組織化マップ(SOM)

➤高次元データをその間に存在する非線形な統計的關係に従い、人間が理解し易い低次元の離散化されたマップ上に射影して分類する手法

d次元参照ベクトル:  $m=[m_1, \dots, m_d]$



➤類似性はEuclidian 距離

➤Best Matching Unit(BMU)

入力ベクトル $x$  と類似性が高い参照ベクトル

$$\|x - m_c\| = \min \{\|x - m_i\|\}$$

➤ 参照ベクトルの更新

$$m_i(t+1) = m_i(t) + \alpha(t)h_{ci}(t)[x(t) - m_i(t)]$$

$\alpha(t)$  : 学習率  
 $h_{ci}(t)$  : 近傍半径

MATLAB SOM Toolbox

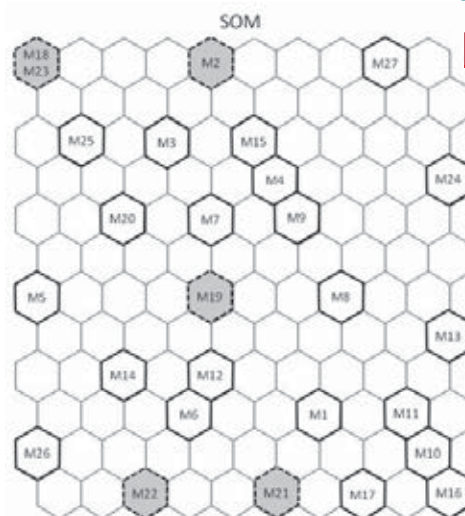
## 分類結果

ケース 1: 8個のセルに分割した場合

SOMの入力データ

→ セルの中に存在する要素数

トポロジー最適解27個



トポロジー最適解群の生成

形状の最適化

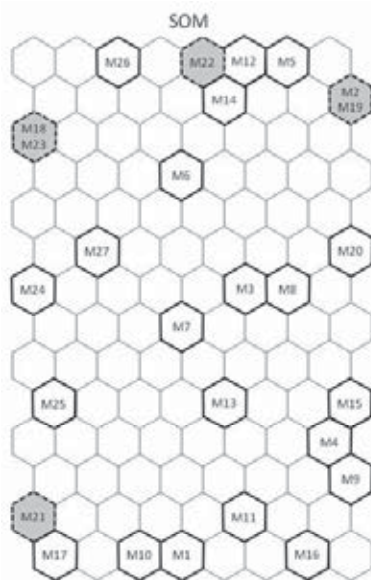
SOM8番

## 分類結果

### ケース 2: 2400個のセルに分割した場合

SOMの入力データ  
→ セルの中に存在する要素数

トポロジー最適解27個



トポロジー最適解群の生成



形状の特徴抽出



SOM出力



Tokyo Institute of Technology

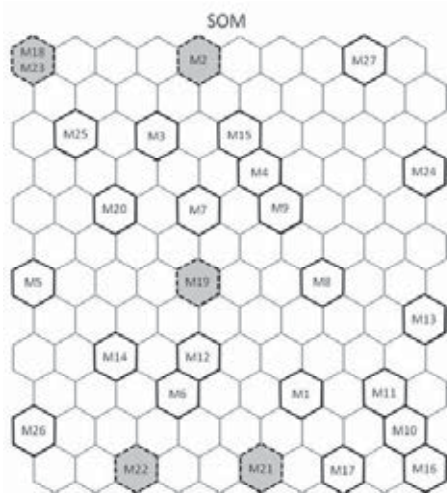
15

## 分類結果の比較

ケース 1: 8個のセル



ケース 2: 2400個のセル



Tokyo Institute of Technology

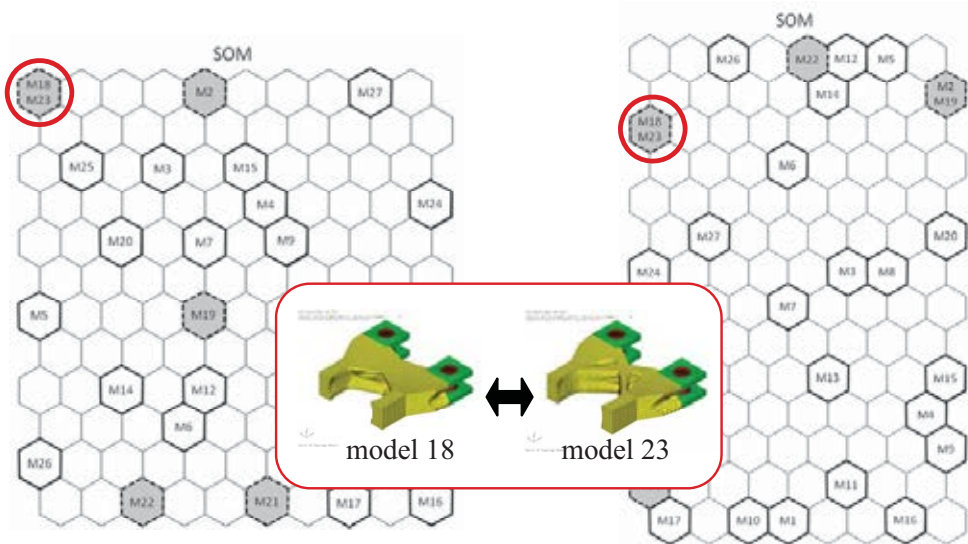
16

## 分類結果の比較(1)

ケース 1: 8個のセル



ケース 2: 2400個のセル



Tokyo Institute of Technology

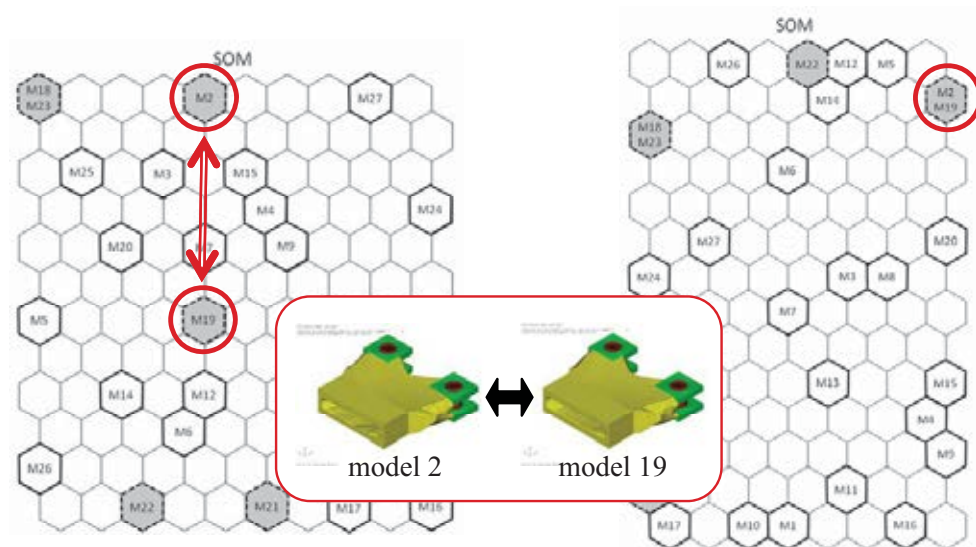
17

## 分類結果の比較(2)

ケース 1: 8個のセル



ケース 2: 2400個のセル

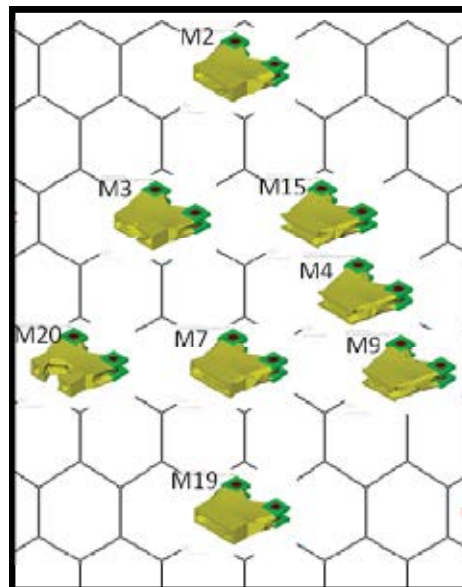
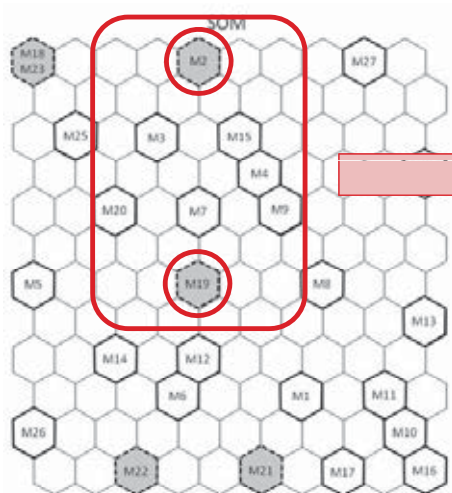


Tokyo Institute of Technology

18

## 分類結果の比較(2)

ケース 1: 8個のセル

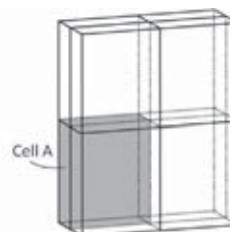
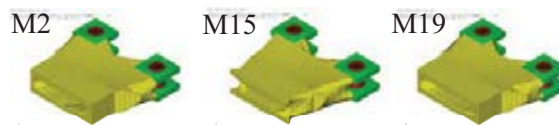
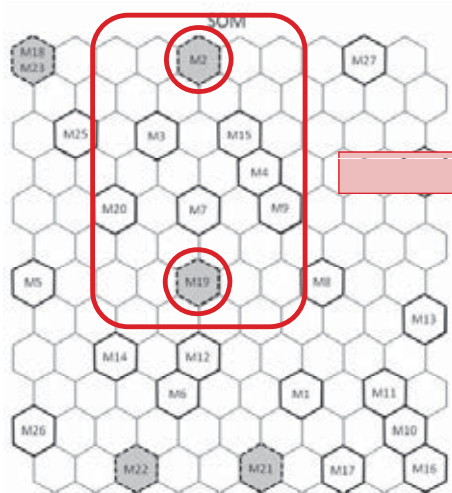


Tokyo Institute of Technology

19

## 分類結果の比較(2)

ケース 1: 8個のセル



セルAにおける要素数

	Model 2	Model 15	Model 19
Density at cell A [elements/cell]	4280	4421	4476



Tokyo Institute of Technology

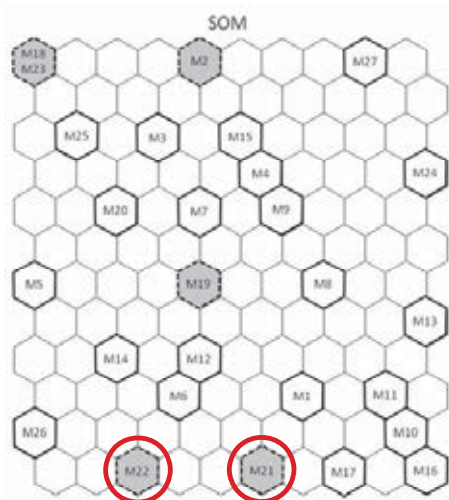
20

## 分類結果の比較(3)

ケース 1: 8個のセル



ケース 2: 2400個のセル



Tokyo Institute of Technology

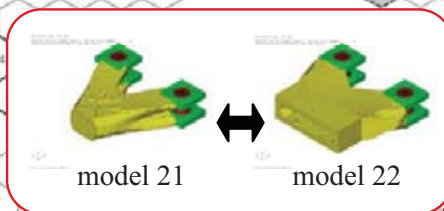
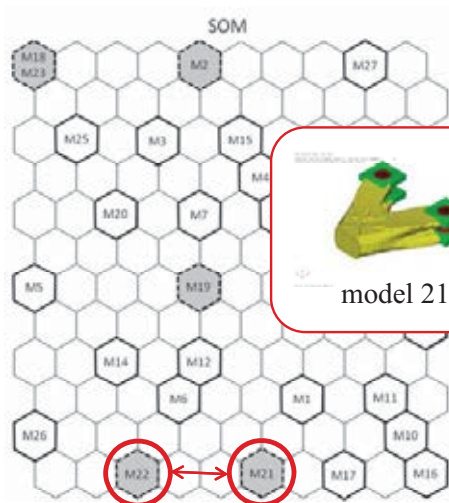
21

## 分類結果の比較(3)

ケース 1: 8個のセル



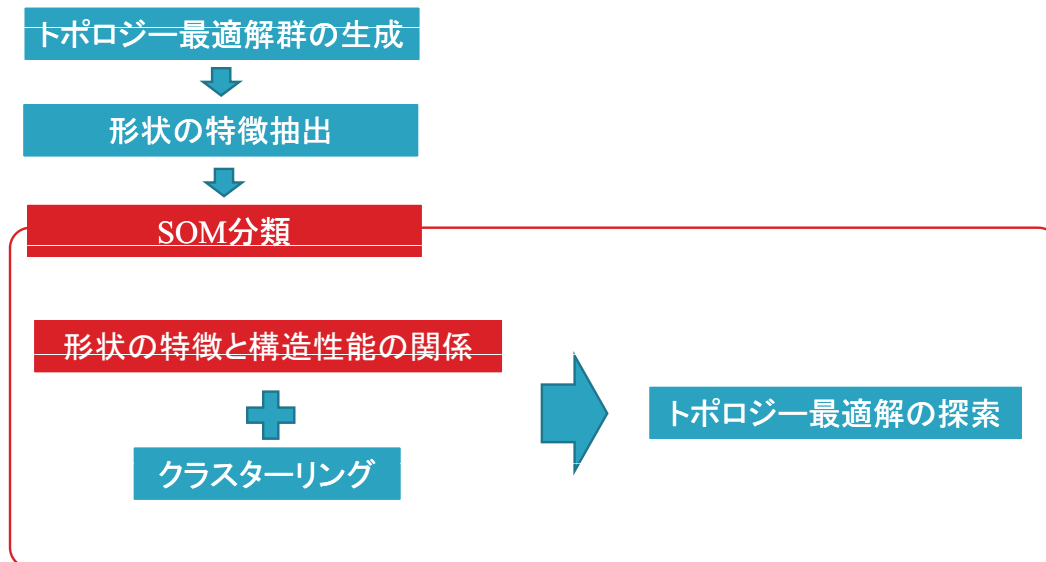
ケース 2: 2400個のセル



Tokyo Institute of Technology

22

# トポロジー最適解探索の流れ

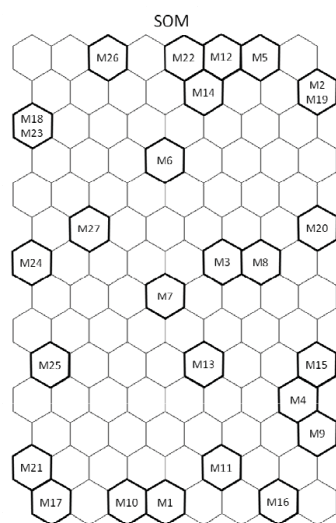


Tokyo Institute of Technology

23

## 形状の特徴と構造性能の関係

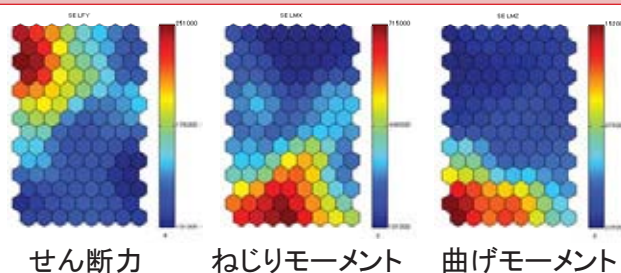
### ケース 2: 2400個のセル



### トポロジー最適解群

- ✓入力データ:  
各セルの要素数
- ✓トポロジー最適化  
各荷重に対するひずみエネルギー

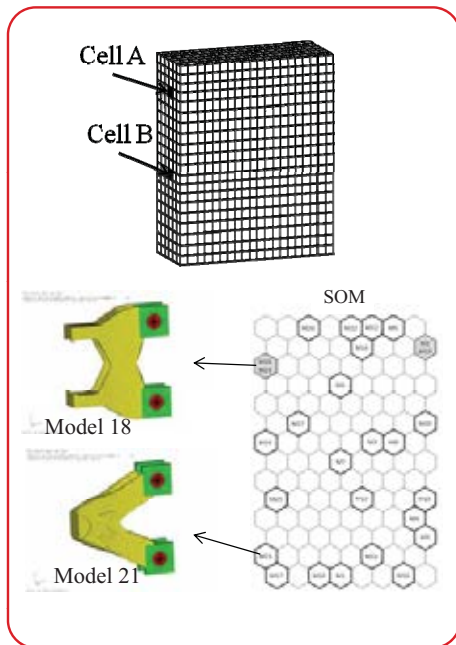
### 各荷重ケースにおけるひずみエネルギーSOMパターン



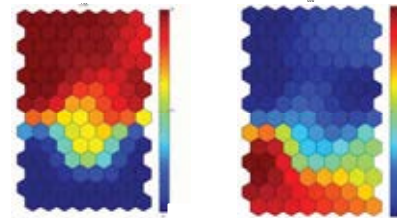
Tokyo Institute of Technology

24

## 形状の特徴と構造性能の関係



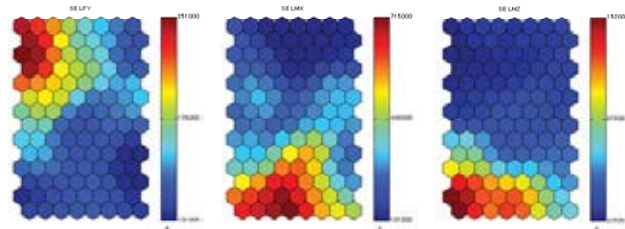
入力データ: 各セルの要素数のパターン



セルA

セルB

各荷重ケースにおけるひずみエネルギーSOMパターン



せん断力

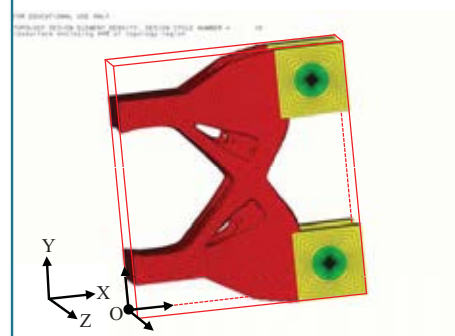
ねじりモーメント

曲げモーメント

## 統計的な形状の特徴

### 要素の分布に対する統計的な値

- 形状の重心  $X_{gc}, Y_{gc}, Z_{gc}$
- $(X_i - X_{gc})$  の二乗平均  
(X方向平均分散:  $V[X]$ ),  $V[Y]$ ,  $Z[Y]$
- $(X_i - X_{gc})$  と  $(Y_i - Y_{gc})$  の積の平均  
(XとYの共分散:  $Cov(X, Y)$ ),  $Cov(Y, Z)$ ,  $Cov(Z, X)$
- $(X_i - X_{gc})^2$  と  $(Y_i - Y_{gc})$  の積を平均した値.  
(Xの平均分散とYの共分散)  $Cov(V[X], Y)$ ,  
 $Cov(V[X], Z)$ ,  $Cov(V[Y], X)$ ,  $Cov(V[Y], Z)$ ,  
 $Cov(V[Z], X)$ ,  $Cov(V[Z], Y)$
- 断面2次モーメント  $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, J$

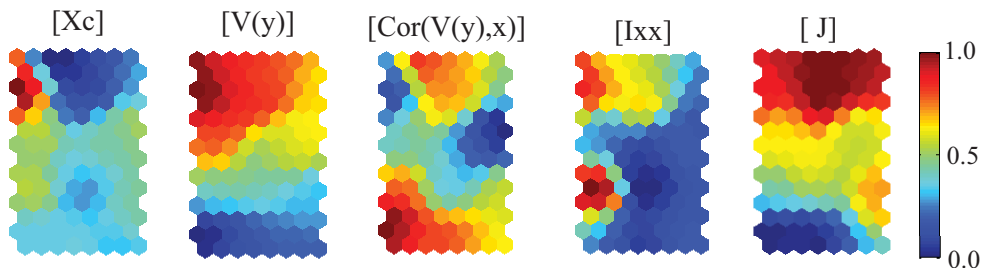


トポロジー最適解の例

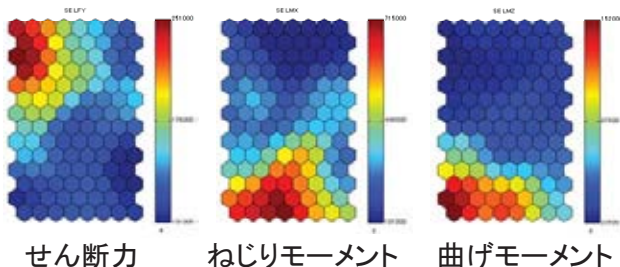
➡ 全体的な形状の特徴がわかる

## 形状の特徴と構造性能の関係

統計的な要素の特徴を表現する値のSOMパターンの例



各荷重ケースにおけるひずみエネルギーSOMパターン



✓比較がより容易

形状を表現するパターン



構造性能を表現するパターン



Tokyo Institute of Technology

27

## 形状の特徴と構造性能の関係

### SOMパターン比較の問題点

✓多数のパターンをそのまま人間の感覚で類似性を判断することは難しい

### SOMのSOM

➤各々のパターンに対応するベクトルを用いて共分散行列を計算し、その共分散値に基づいて再びSOMで分類する手法

### 本研究では

SOMの入力データ

→ パターンに対応するベクトル

分類した対象パターン

✓要素の分布を統計的に表現した値におけるSOMパターン

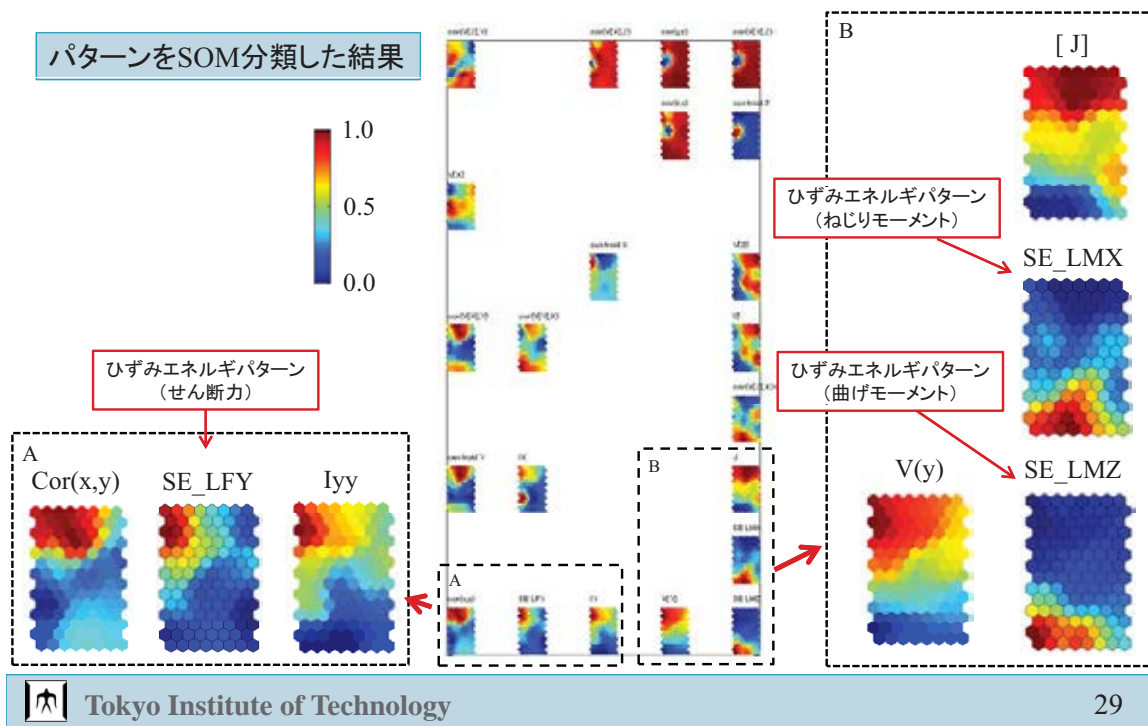
✓3つの荷重ケースにおけるひずみエネルギーパターン



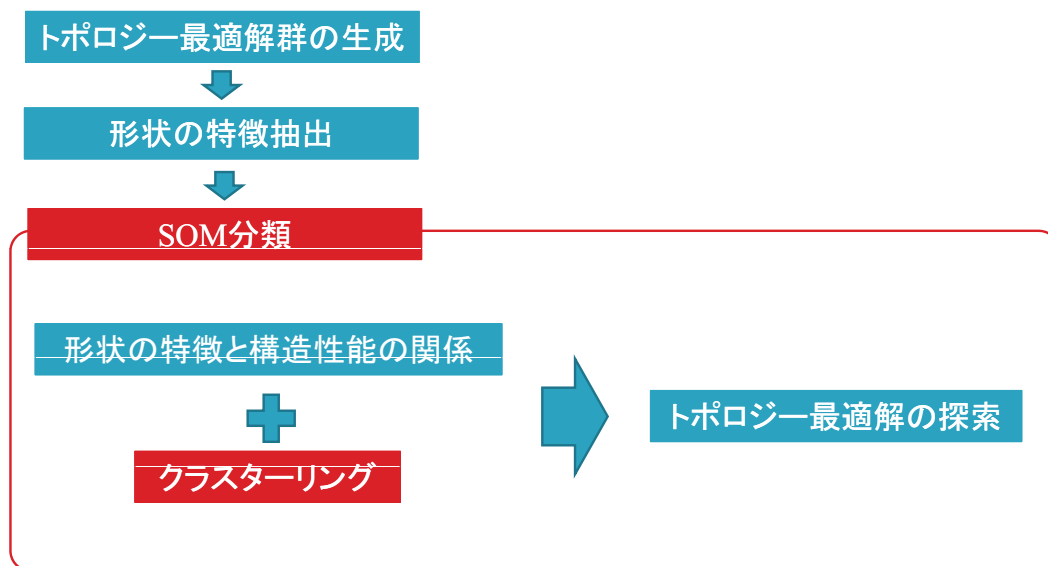
Tokyo Institute of Technology

28

## パターンのSOM分類結果



## トポロジー最適解探索の流れ



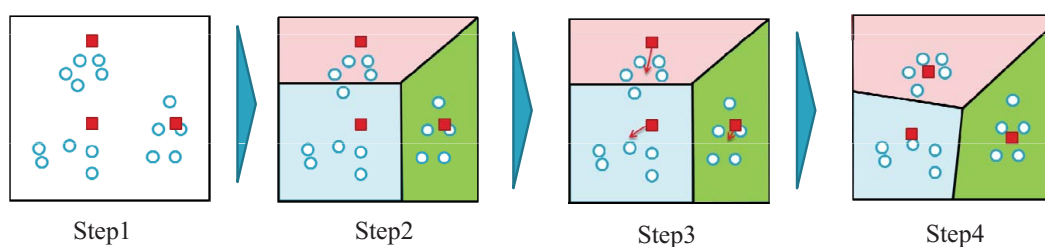
## クラスタリング

➤クラスタリングはあるモデルの周りにある形状との距離に基づいてグルーピングする手法

➤グループの数とそのグループを求め、代表的な形状を選出

➤k-means法

k=3の場合の例

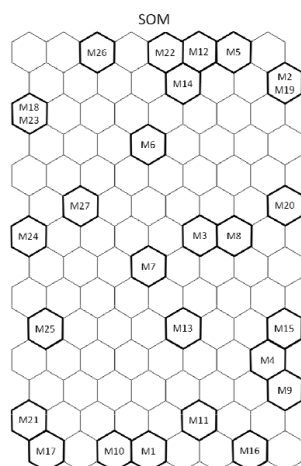


Tokyo Institute of Technology

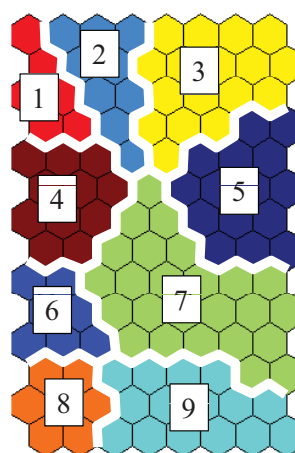
31

## クラスタリングの結果

2400個のセルの場合



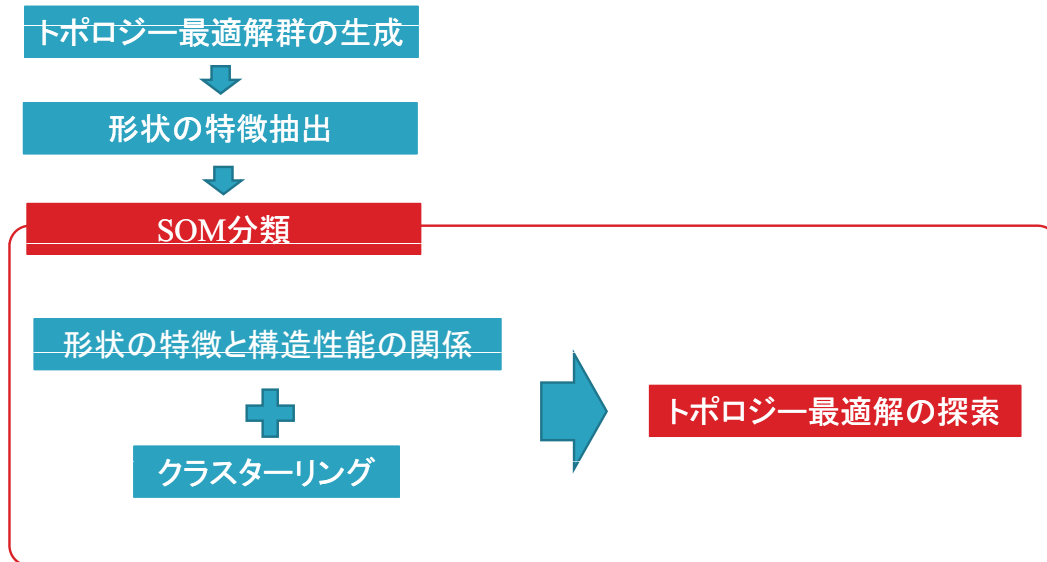
クラスタリング結果



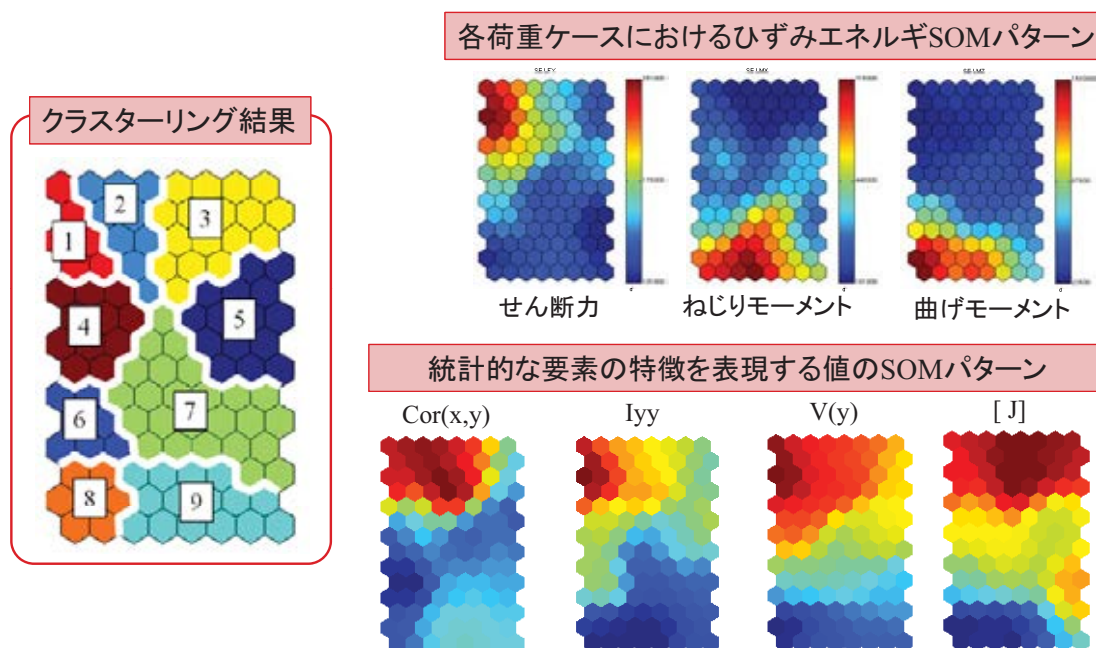
Tokyo Institute of Technology

32

# トポロジー最適解探索の流れ



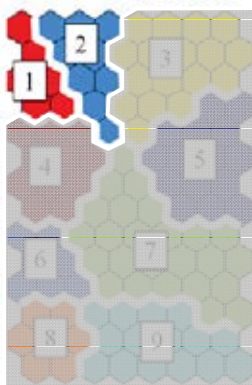
# トポロジー最適解探索



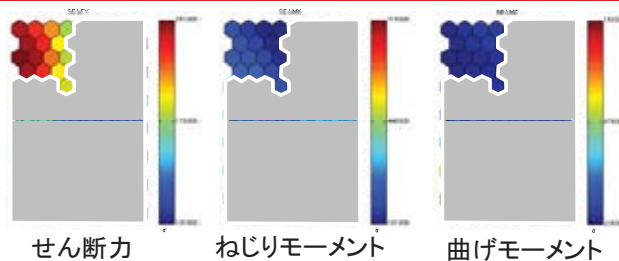
# トポロジー最適解探索

## クラスター1,2

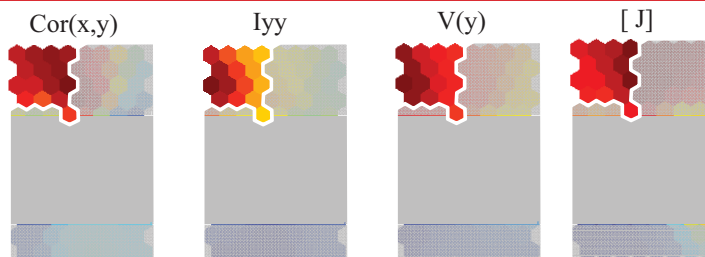
### クラスターリング結果



### 各荷重ケースにおけるひずみエネルギーSOMパターン



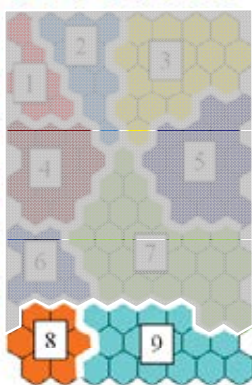
### 統計的な要素の特徴を表現する値のSOMパターン



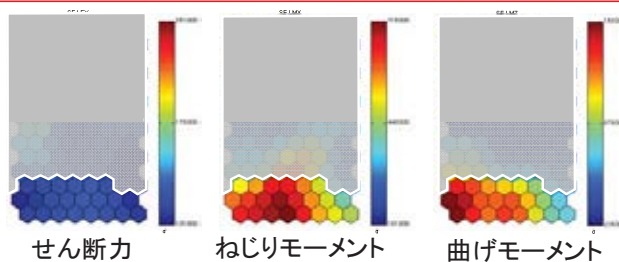
# トポロジー最適解探索

## クラスター8,9

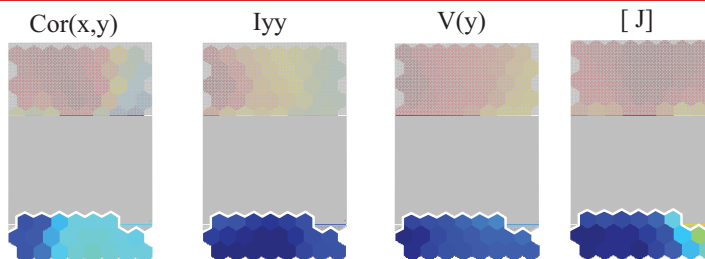
### クラスターリング結果



### 各荷重ケースにおけるひずみエネルギーSOMパターン



### 統計的な要素の特徴を表現する値のSOMパターン



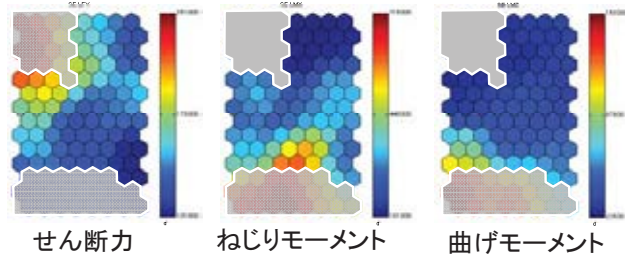
# トポロジー最適解探索

## クラスター3,4,5,6,7

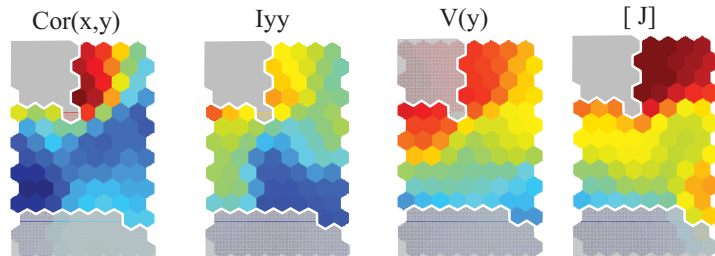
### クラスターリング結果



### 各荷重ケースにおけるひずみエネルギーSOMパターン

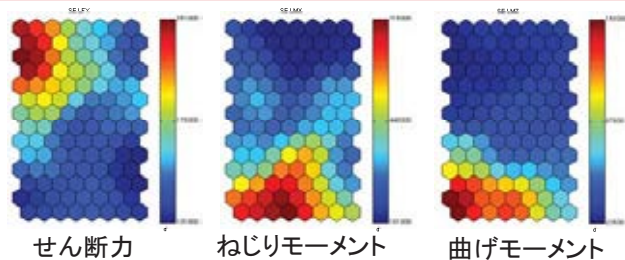


### 統計的な要素の特徴を表現する値のSOMパターン

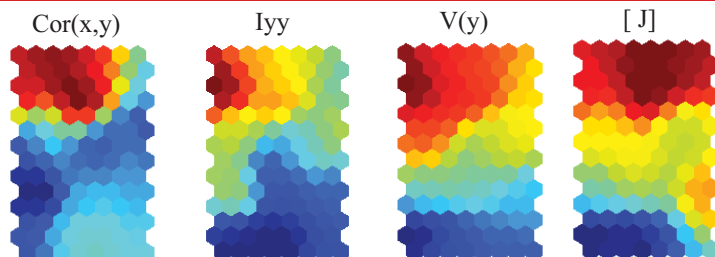


# トポロジー最適解探索

### 各荷重ケースにおけるひずみエネルギーSOMパターン



### 統計的な要素の特徴を表現する値のSOMパターン



## トポロジー最適解探索



	ノードA	ノードB
形状		
断面形状		

## 結言

- ◆ トポロジー最適解の形状的な特徴を表すために、設計空間を分割し、その空間ごとの要素密度を用いる手法を示した。
- ◆ SOMの結果をより効果的に調べるために、統計的な要素密度の分布値を用いる手法を提案した。
- ◆ 形状特徴のパターンとひずみエネルギーパターンを比較し、各々の位相的特徴とひずみエネルギーの関係を明確にした。また、クラスタリングを用い、各々のクラスターの特徴を明確にした。



ご清聴ありがとうございました.



2011-12-09 JAXA APG公募型研究報告会

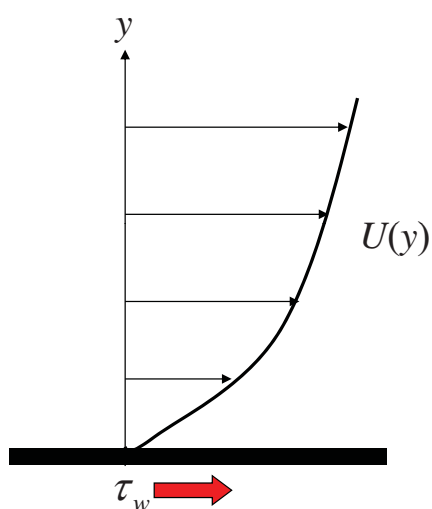
## 高マッハ数壁乱流における摩擦抵抗の低減 に関する基礎的研究

慶應義塾大学理工学部機械工学科  
深淵 康二



### 流体の摩擦抵抗

2/20



#### • 摩擦抵抗

$$\tau_w = \mu \left. \frac{dU}{dy} \right|_w$$

粘度

#### • 摩擦抵抗係数

$$C_f = \frac{\tau_w}{(1/2)\rho U^2}$$

$$f = 4C_f$$

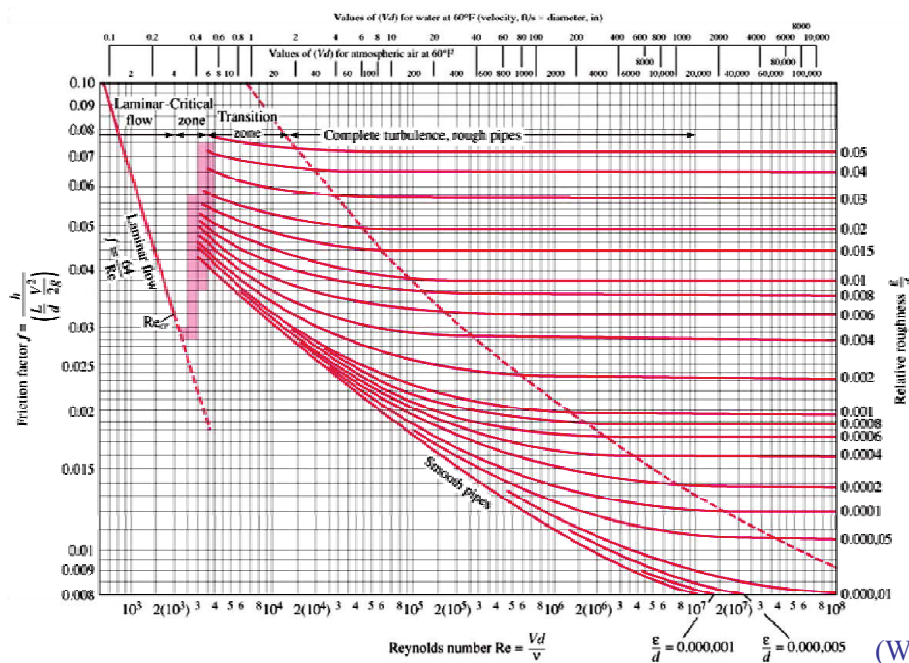


## 層流と乱流の摩擦抵抗



3/20

- 乱流の摩擦抵抗は同じレイノルズ数の層流の摩擦抵抗より格段に大きい！

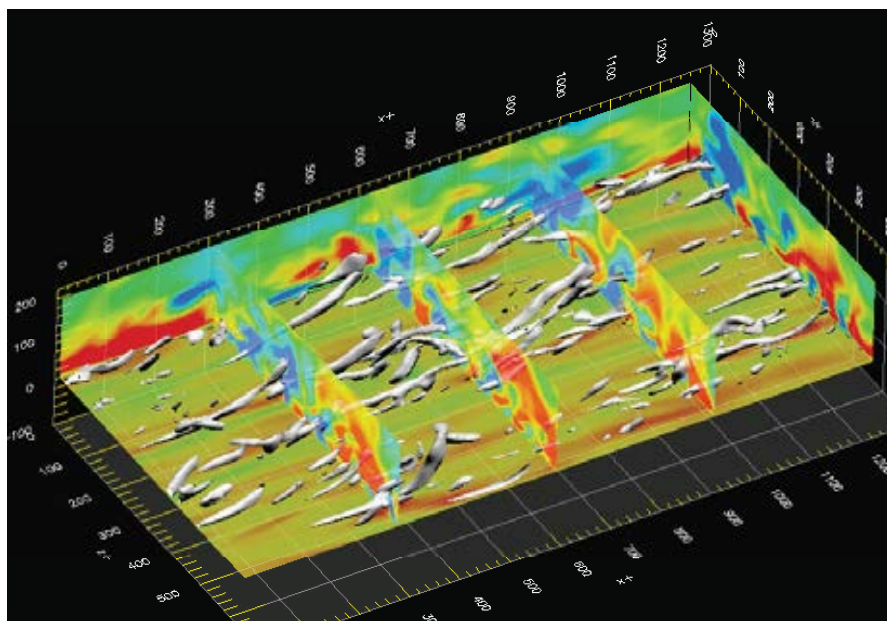


## 乱流摩擦抵抗の原因



4/20

- 無数の縦渦による運動量交換の活発化が原因



(Fukagata et al., 2006)



## 翼に対する摩擦抵抗低減の考え方



5/20

- まず、上流ではできるだけ層流を保つ努力をする
  - 自然層流翼
  - 一様吸込み
- 乱流に遷移してしまったら乱流の摩擦抵抗を減らす努力をする
  - 乱流摩擦抵抗低減制御

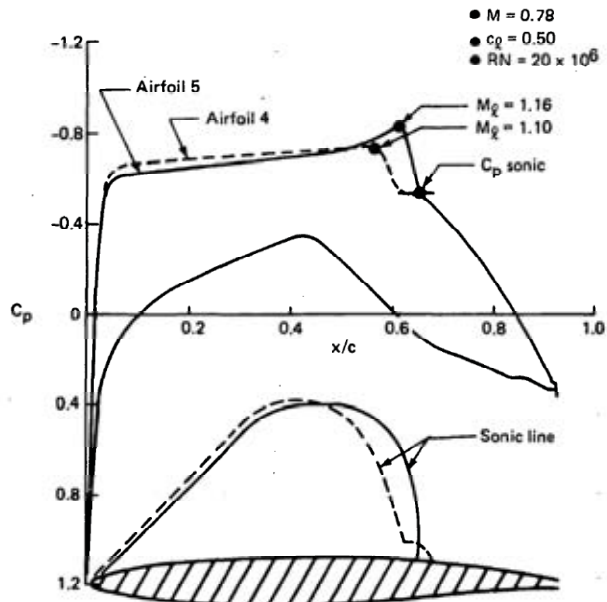


Figure 15. Pressure Distribution Comparison, Airfoils 4 and 5  
(NASA Report, 1979)

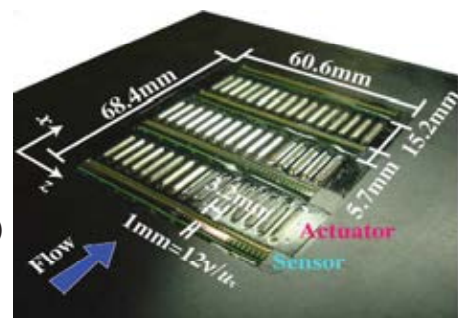


## 乱流のアクティブ制御による摩擦抵抗低減



6/20

- 理論／数値シミュレーション
  - フィードバック制御
    - 流れ場の全情報を用いた最適制御では再層流化も(Bewley et al., 2001)
    - 現実的なセンサ情報を用いた制御では12%抵抗低減(Fukagata & Kasagi, 2004)
  - プレデターミンド制御
    - センサを用いず、大きな抵抗低減効果 (Min et al., 2006; Mamori et al., 2010), 再層流化も(Nakanishi et al., 2011)



壁乱流のフィードバック制御システム  
(吉野ら, 機論, 2006) - 約6%抵抗低減

- 風洞実験
  - フィードバック制御 (吉野ら, 機論, 2006; Yoshino et al., 2008)

従来の摩擦抵抗低減のアクティブ制御に関する研究は  
非圧縮流れが対象 → 高マッハ数での効果は未知



## 高マッハ数壁乱流の制御



7/20

- 壁乱流における摩擦抵抗の原因＝壁面近傍のレイノルズせん断応力
  - FIK恒等式(Fukagata et al., 2002) → これを定量的に説明
  - 圧縮性FIK恒等式(Gomez et al., 2009) → マッハ数 $M = 2$ のチャンネル流でも、壁面近傍のレイノルズせん断応力が摩擦抵抗の主因

→ 基本的には、非圧縮壁乱流に対して提案された摩擦抵抗低減手法が  $M = 2$  程度の壁乱流にも適用できそう・・・

- 問題点
  - 実際、圧縮性の壁乱流に制御を加えた場合に何が起こるか不明
  - 外部流(＝空間発達境界層), さらに逆圧力勾配下での制御効果は非圧縮の場合でも不明
  - 非圧縮壁乱流との違いを利用して、高マッハ数壁乱流により適した制御則を提案できないか？

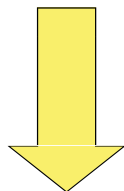


## 研究目的



8/20

- **高マッハ数**( $1 < M < 3$ )の**空間発達乱流境界層**に対する**アクティブ摩擦抵抗低減制御の基盤技術**を確立



(JAXA HPより)

- 環境・エネルギー資源に優しい静粛超音速機の実現に寄与



## 研究計画(2010－2012年度)



9/20

### 2010年度

- ①非圧縮空間発達乱流境界層制御のDNS
- ②圧縮性チャンネル流DNS コードの開発および検証

### 2011年度

- ①圧縮性空間発達乱流境界層DNS コードの開発および検証
- ②非圧縮壁乱流の摩擦抵抗低減のために開発された制御則を適用した  $M = 2$  の空間発達乱流境界層のDNSおよび制御効果における相違点の抽出

### 2012年度

高マッハ数壁乱流に適した制御則の開発およびDNSを用いた制御効果の評価



高マッハ数壁乱流における摩擦抵抗低減のための基盤技術の確立へ

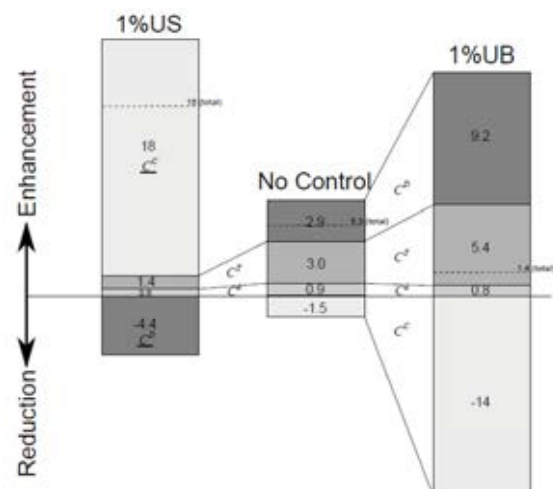
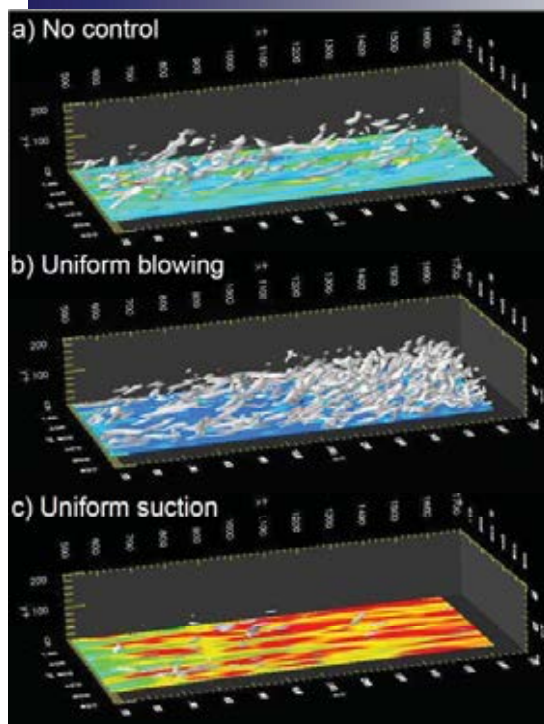


## 2010年度①非圧縮空間発達乱流境界層制御のDNS

(Kametani & Fukagata, *J. Fluid Mech.* **681** (2011))



10/20



FIK恒等式(Fukagata et al., *Phys. Fluids* **14** (2002))を用いた摩擦抵抗への寄与の分解



## 2010年度②圧縮性チャネル流DNS コードの開発および検証(中村・亀谷・深淵, 機械学会年次大会2011)

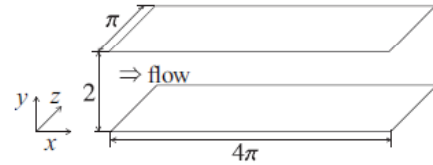


11/20

### 支配方程式

➤連続の式:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = -\frac{\partial \rho u_i}{\partial x_i}$$



➤N-S eq.:

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} = -\frac{\partial \rho u_i u_j}{\partial x_j} - \frac{1}{\gamma Ma^2} \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{1}{Re} \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + f_i$$

➤Energy eq.:  $\frac{\partial \rho T}{\partial t} = -\frac{\partial \rho T u_i}{\partial x_i} - (\gamma - 1) \rho T \frac{\partial u_i}{\partial x_i} + \frac{\gamma}{Pr Re} \frac{\partial}{\partial x_i} \left( \kappa \frac{\partial T}{\partial x_i} \right) + \frac{\gamma(\gamma - 1) Ma^2}{Re} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j}$

➤粘性応力:

$$\tau_{ij} = \mu \left[ \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \left( \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \delta_{ij} \right]$$

➤外力項:

$$f_i = -\frac{[\langle \tau_{12} \rangle_{x_1-x_3|_{x_2=2}} - \langle \tau_{12} \rangle_{x_1-x_3|_{x_2=0}}] \delta_{i1}}{2Re}$$



## 2010年度②圧縮性チャネル流DNS コードの開発および検証

### 計算条件



12/20

### 計算領域および無次元パラメータ

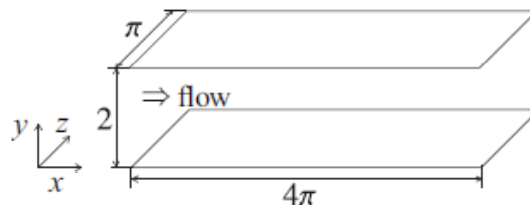
$$Re = \rho_b U_b \delta / \mu_w$$

$$Re_\tau = \rho_w u_\tau \delta / \mu_w$$

$$Ma = U_b / \sqrt{\gamma R T_w}$$

$$Pr = c_p \mu_w / \kappa_w$$

$$N_x \times N_y \times N_z = 256 \times 96 \times 128$$



Ma	Re	Re <sub>τ</sub>	Pr	Δx <sup>+</sup> , Δy <sup>+</sup> <sub>min</sub> , Δz <sup>+</sup>
1.5	3000	214	0.72	9.3, 1.1, 5.2
3.0	4480	408	0.72	21, 2.2, 10



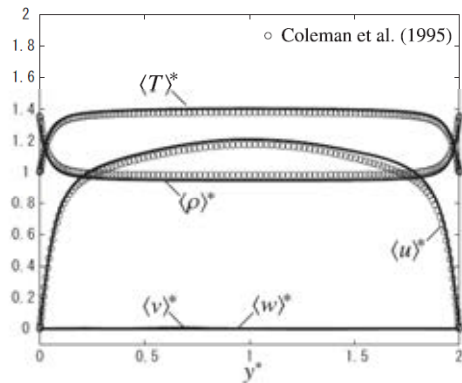
2010年度②圧縮性チャネル流DNSコードの開発および検証

## 非制御流での検証

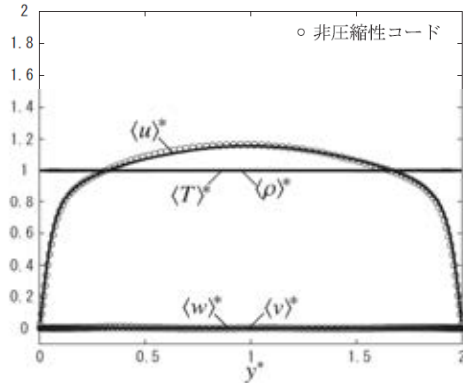


13/20

Ma=1.5

(Coleman et al., *J. Fluid Mech.*, 1995)

Ma=0.3

非圧縮コード(Fukagata et al., *Phys. Fluids*, 2006)

Ma=1.5ではColeman et al. (1995)のDNS結果と一致.

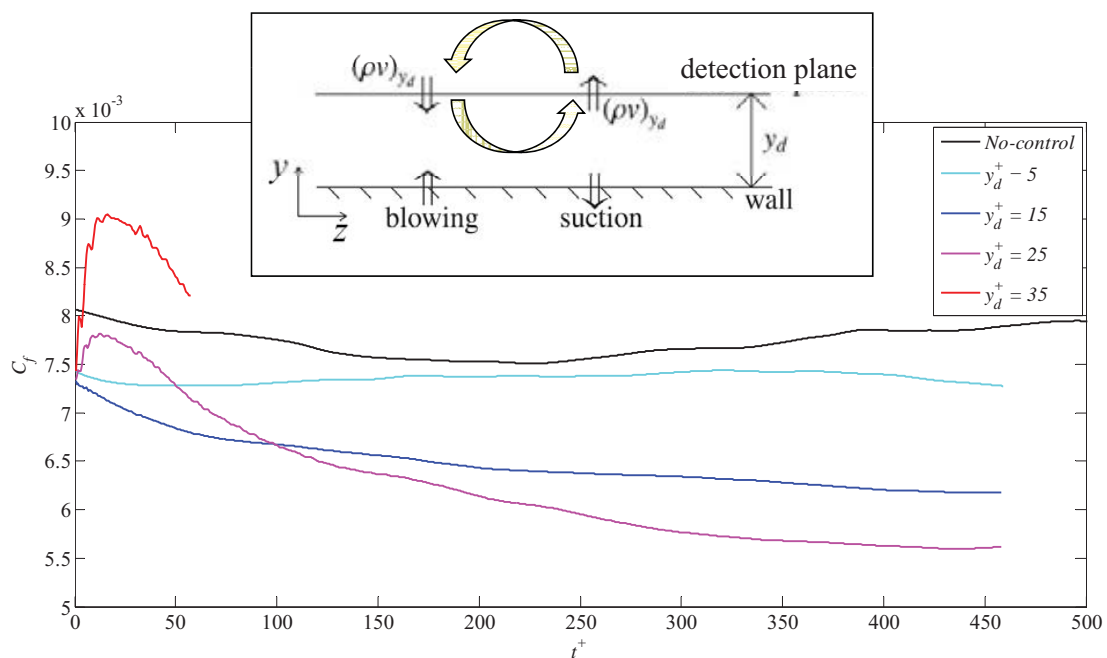
Ma=0.3では非圧縮DNSの結果と一致.



2010年度②圧縮性チャネル流DNSコードの開発および検証

V制御(Choi et al., *J. Fluid Mech.* (1994))の効果

14/20



摩擦抵抗係数の時間変化 (Ma = 1.5)



## 2010年度②圧縮性チャネル流DNS コードの開発および検証 V制御による摩擦抵抗低減効果の検証



15/20

FIK恒等式 (Fukagata et al., *Phys. Fluids* (2002))

$$C_f = \underbrace{\frac{6}{Re}}_{\text{laminar}} + \underbrace{6 \int_0^1 (1-y^*) \overline{(-u^{*'} v^{*'})} dy^*}_{\text{turbulent contribution}}$$

圧縮性平行平板間乱流に対するFIK恒等式 (Gomez et al., *Phys. Rev. E* (2009))

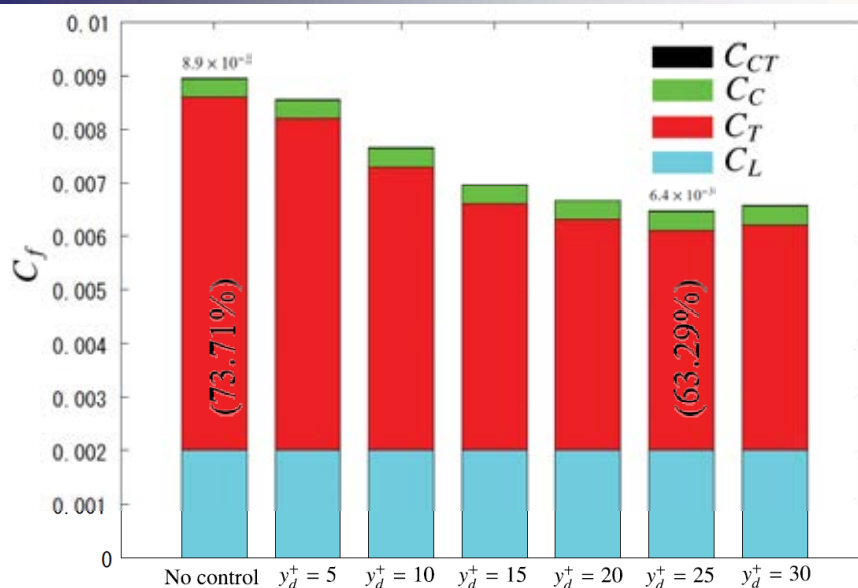
$$C_f = \underbrace{\frac{6}{Re}}_{C_L} + \underbrace{6 \int_0^1 (1-y^*) \langle \rho^* \rangle \{-u^{*''} v^{*''}\} dy^*}_{C_T} + \underbrace{\frac{6}{Re} \int_0^1 (1-y^*) \langle \tilde{\mu}^* \rangle \frac{\partial \langle u^* \rangle}{\partial y^*} dy^*}_{C_C} + \underbrace{\frac{6}{Re} \int_0^1 (1-y^*) \left\langle \mu^{*'} \left( \frac{\partial u^{*'}}{\partial y^*} + \frac{\partial v^{*'}}{\partial x^*} \right) \right\rangle dy^*}_{C_{CT}}$$



## 2010年度②圧縮性チャネル流DNS コードの開発および検証 FIK恒等式における各項の寄与 (Ma = 1.5)



16/20



$C_L$ : 層流寄与,  $C_T$ : 乱流寄与,  $C_C$ : 圧縮性寄与,  $C_{CT}$ : 乱流・圧縮性相互作用



## 2010年度②圧縮性チャネル流DNSコードの開発および検証

## まとめ



17/20

## 圧縮性チャネル乱流の直接数値シミュレーション(DNS)コードを開発

### ✓ 非制御流での検証

- ・  $Ma = 0.3 - 3.0$  で先行DNSと良い一致

### ✓ V制御(Choi et al. (1994))を加えた場合のDNS

- ・ 非圧縮チャネル乱流と同程度の抵抗低減効果(~30%)
- ・ FIK 恒等式 → 非圧縮の場合と同様、「レイノルズ応力寄与項」の減少が支配的
- ・ 最適検知面位置:  $y_d^+ = 15$  (非圧縮)  
 $y_d^+ = 25$  ( $Ma = 1.5$ ),  $y_d^+ = 35$  ( $Ma = 3.0$ )
- ・ ... 非制御時の乱れのピーク位置の違いによる



## 2011年度①圧縮性空間発達乱流境界層DNSコードの開発および検証(Kametani & Fukagata, ETMM-9, submitted)



18/20

- ・ 非圧縮性境界層DNSコード(Kametani & Fukagata, *J. Fluid Mech.* (2011))  
 + 圧縮性チャネル流DNSコード(中村・亀谷・深淵, 機械学会年次大会 2011)のソルバ → 5次精度WENOに  
 + スポンジレイヤー(出口境界による圧力波反射の回避)

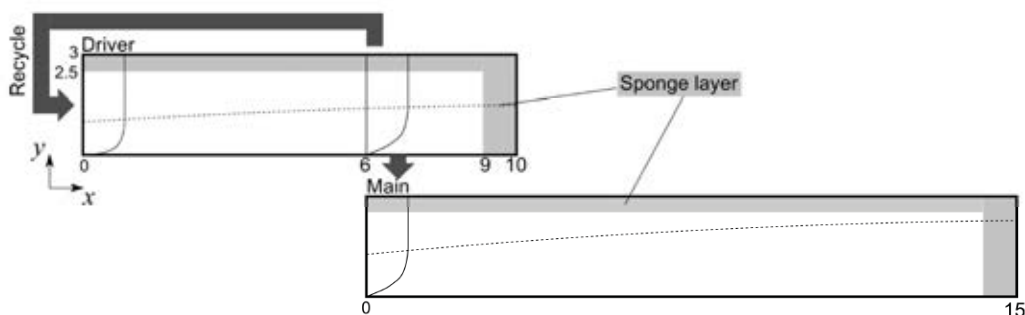


Figure 1. Computational domain



## 2011年度①圧縮性空間発達乱流境界層DNS コードの開発および検証 非制御流での検証(途中経過)



19/20

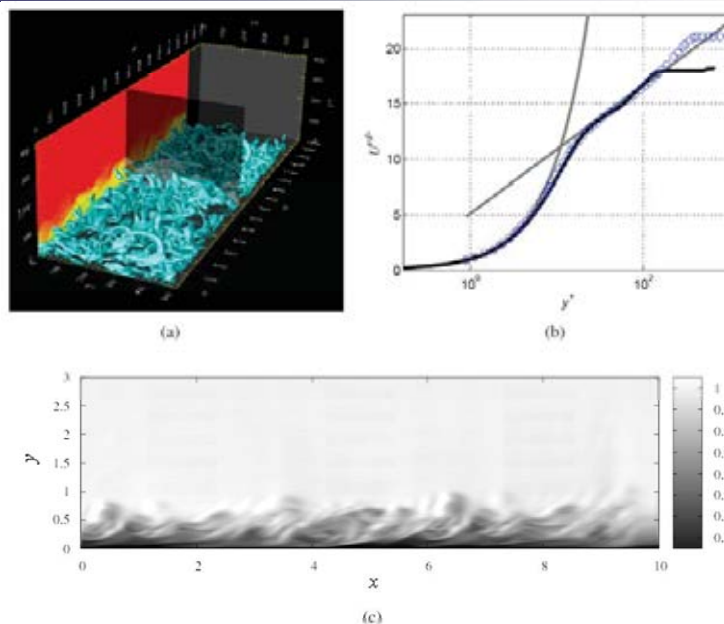


Figure 2. Preliminary results at  $M_\infty = 1$ . (a) A flow field visualized with eddies, density and streamwise velocity. (b) A mean streamwise velocity: solid black line, the present simulation ( $Re_\tau \approx 200$ );  $\circ$ , Lagha et al.<sup>6</sup> ( $Re_\tau \approx 300$ ). (c) A distribution of density.



## 今後の予定



20/20

### 2011年度

- ①圧縮性空間発達乱流境界層DNS コードの検証(続き)
- ②非圧縮壁乱流の摩擦抵抗低減のために開発された制御則を適用した $M = 3$ 程度までの空間発達乱流境界層のDNSおよび制御効果における相違点の抽出

### 2012年度

- ①高マッハ数壁乱流に適した制御則の開発およびDNSを用いた制御効果の評価
- ②追加:一様吹出しを用いた摩擦抵抗低減の風洞実験による検証(少なくとも非圧縮で)

APG公募型研究報告会 H23(2011)年12月8日@JAXA調布

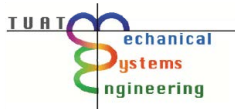
## インテークバズの発生メカニズム解明とその制御 亀田正治 (東京農工大学)

### ・ 研究目的

- CFDを用いたバズ発生の定量的予測法の確立
- それに基づくバズ抑制手法の検討

### ・ 発表内容

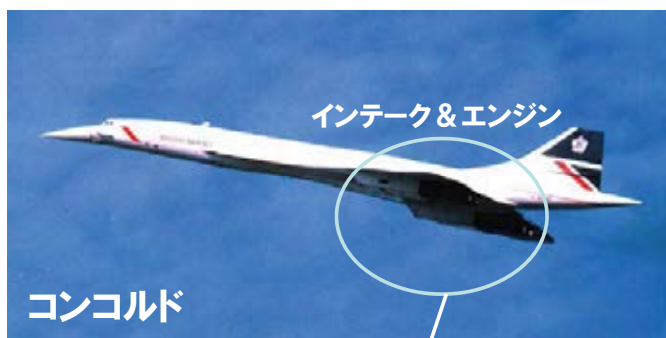
- 農工大風洞を用いた実験
  - ・ 衝撃波システムの振動とディフューザ内圧力変動の相関解析
- UPACSベースの三次元インテークバズ解析
  - ・ JAXA SWT1-05-09超音速インテークのバズ特性風洞試験との比較



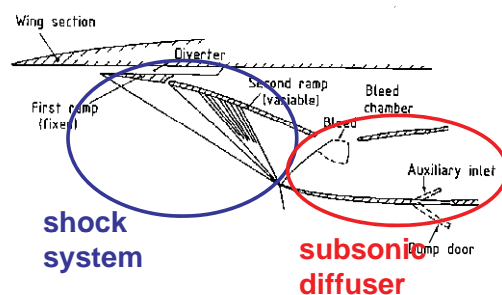
1

2

## 超音速エンジンインテーク

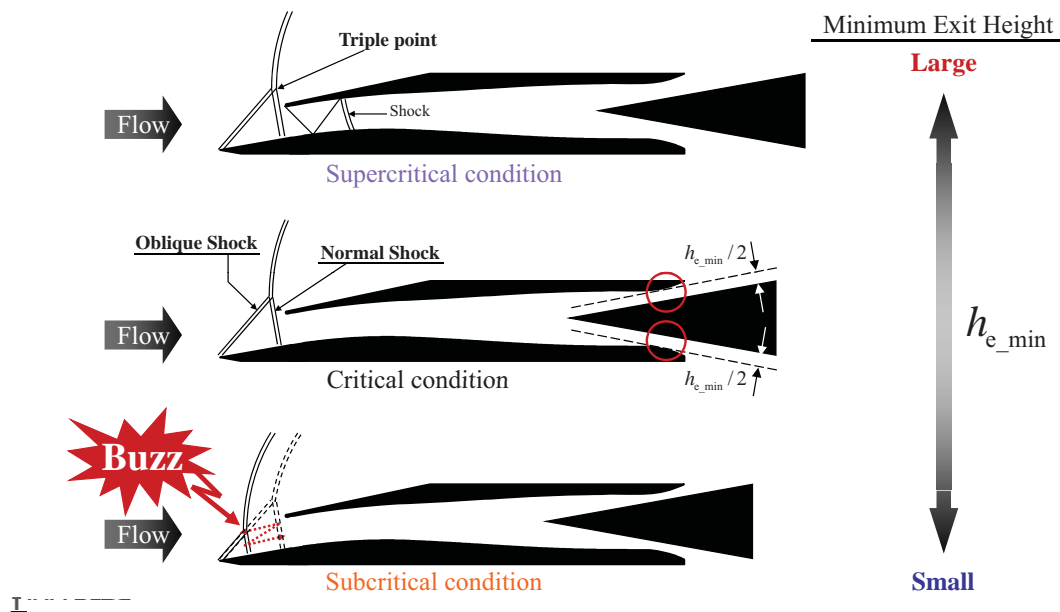


エンジンに適合する流れを得るためのデバイス  
超音速圧縮部(衝撃波システム)  
亜音速圧縮部(ディフューザ)  
から構成される



3

## 超音速インテークの作動状態



4

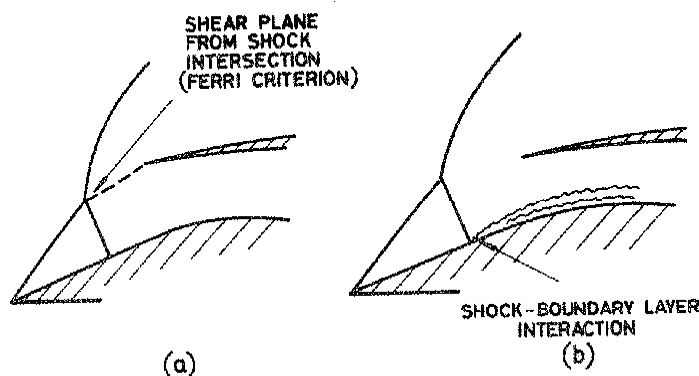
## 衝撃波システム振動現象(buzz) 2つの型

### (a) Ferri criterion [Ferri and Nucci (1951)]

Vortex sheet from the intersection point of normal and oblique shocks

### (b) Dailey criterion [Dailey (1955)]

Shock-induced flow separation from compression surface

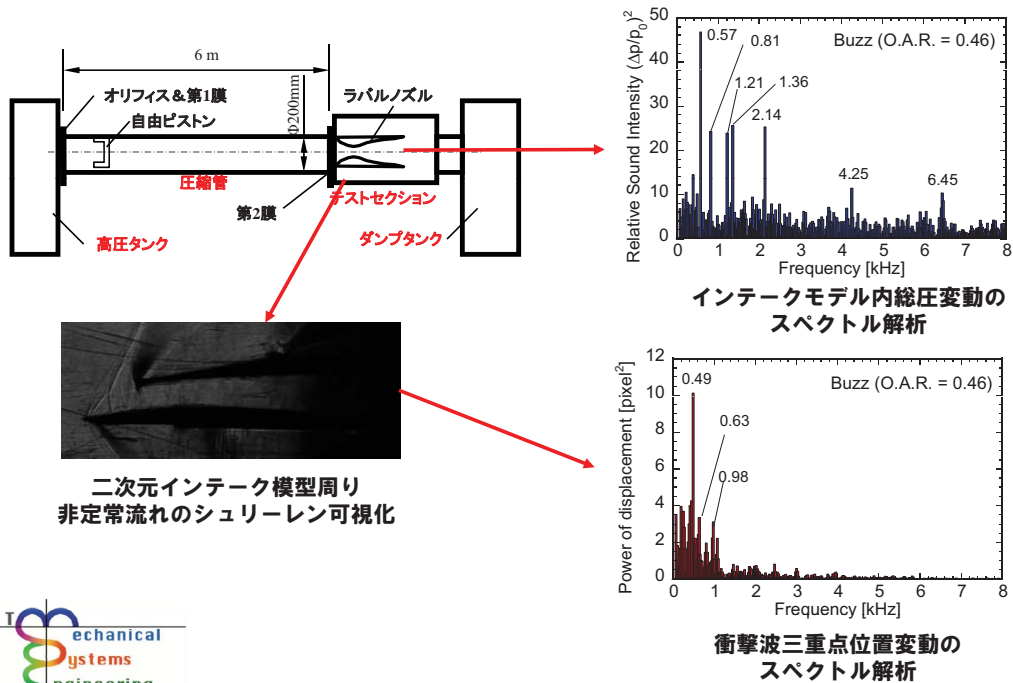


図の出典: Fisher et al. ARC R&M 3711 (1970)

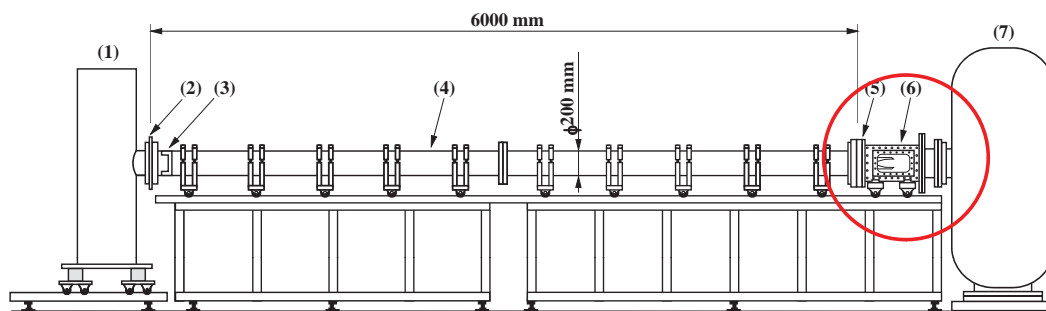
5

## 研究進捗状況

## ① 農工大小型超音速風洞による実験



6

農工大小型超音速風洞実験  
農工大小型超音速風洞

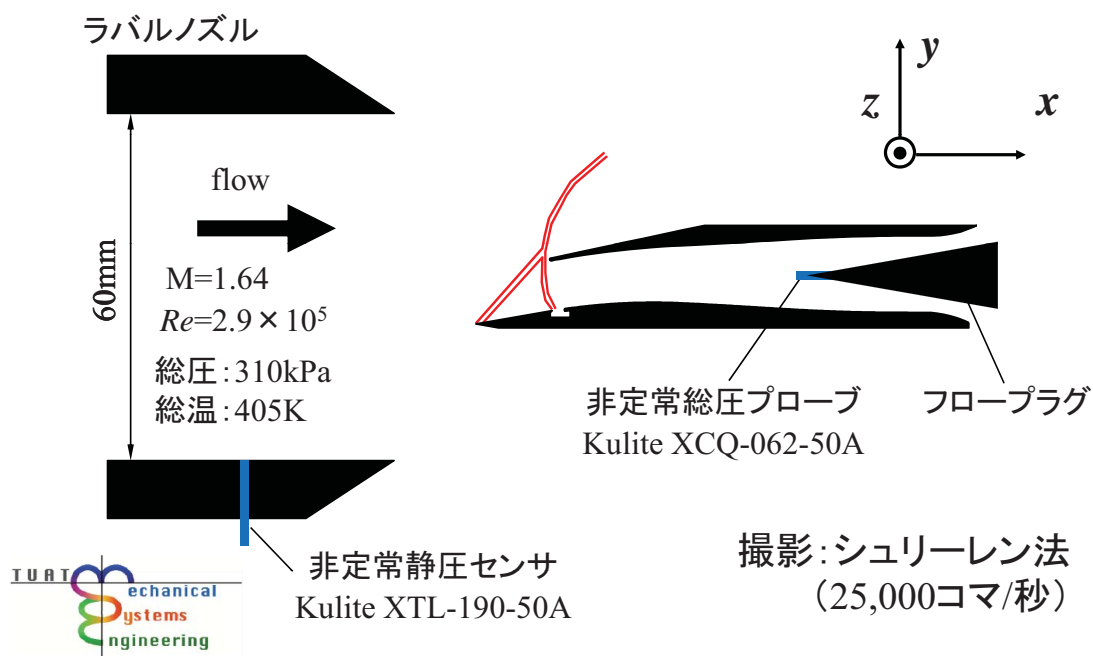
- (1): ピストン駆動用高圧空気タンク (容積 0.36 m<sup>3</sup>)  
 (2): オリフィス & 隔膜1  
 (3): 自由ピストン  
 (4): 試験気体圧縮管 (内径200 mm, 全長6000 mm, 容積 0.19 m<sup>3</sup>)

- (5): 隔膜2 & ラバルノズル (出口高さ60 mm)  
 (6): 試験部 (流路断面180 mm × 30 mm)  
 (7): 真空タンク (容積 0.84 m<sup>3</sup>)

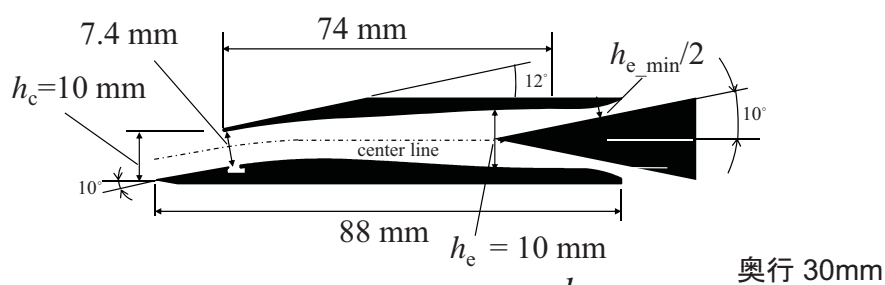
**準等エントロピー圧縮 (QUIC法, JAXA調布中型衝撃風洞と同形式)**  
**オリフィス(2)による駆動気体の流量制限により, 一様流持続時間を0.3 s程度確保**

**TUAT mechanical systems engineering**

## 農工大小型超音速風洞実験 テストセクション



## 農工大小型超音速風洞実験 模型諸元



開口率 (Opening Area Ratio)

$$OAR = \frac{h_{e\_min}}{h_e}$$

圧力回復率 (Pressure Recovery)

$$PR = \frac{P_e}{P_\infty}$$

質量流量比 (Mass Flow Ratio)

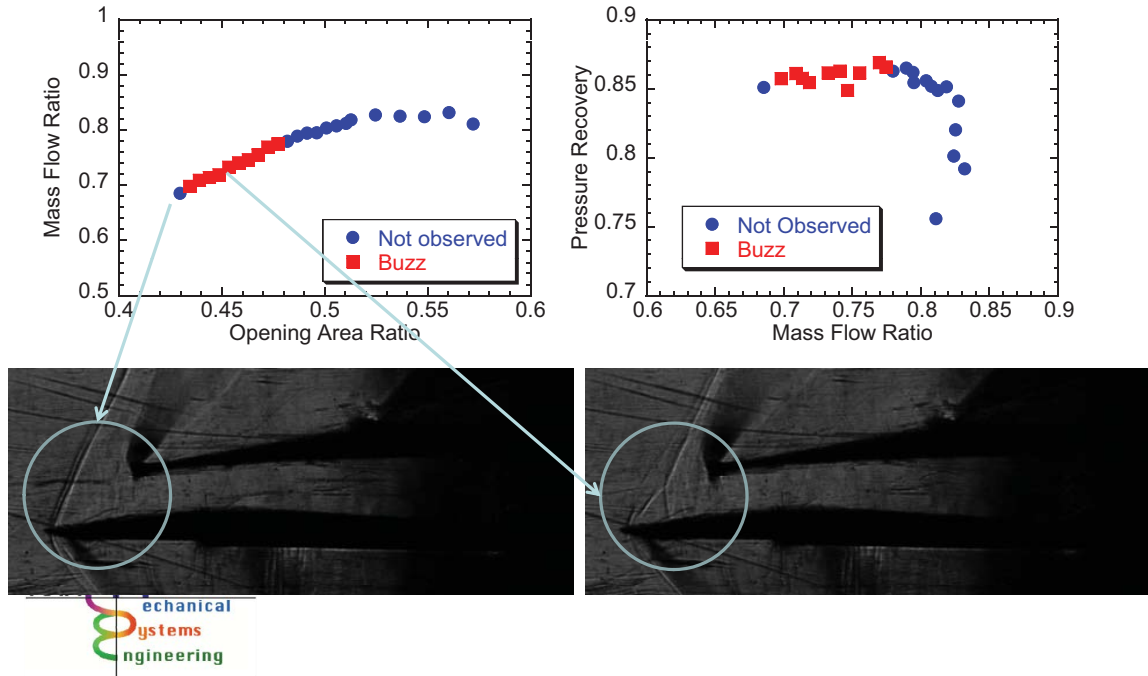
$$MFR_{fp} = PR \frac{h_{e\_min}}{h_c} \frac{1}{M_\infty} \left( \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2}} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$



P: 総圧, M: マッハ数, g: 比熱比, h: 高さ  
添字 e: インテーク出口, ∞: 主流

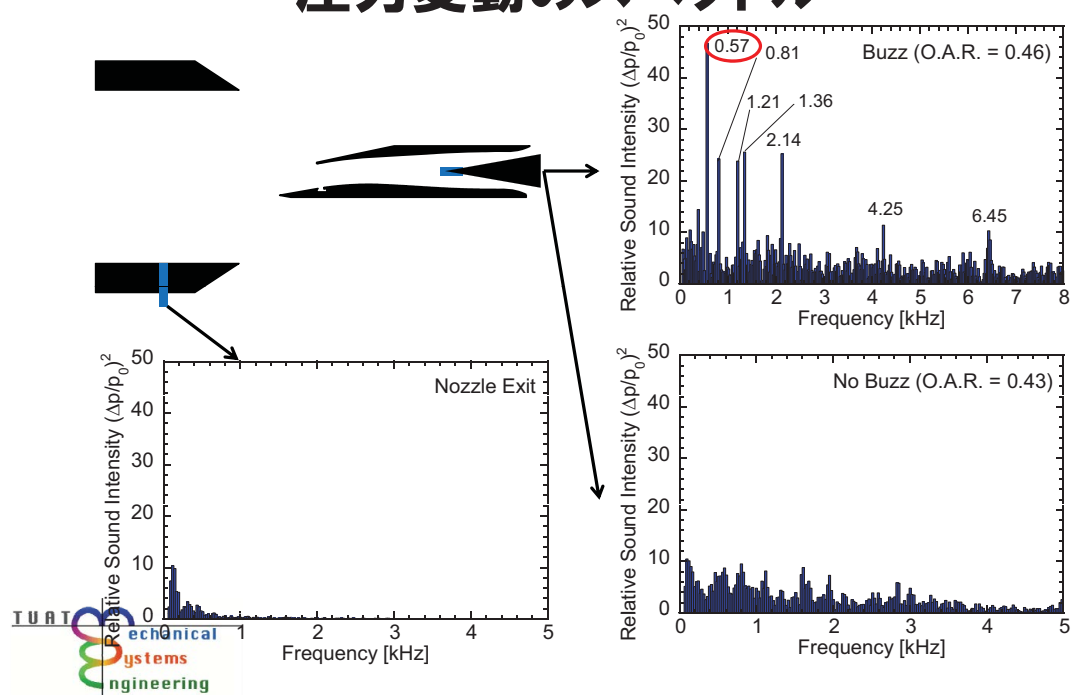
9

## 農工大小型超音速風洞実験 インテーク基本性能



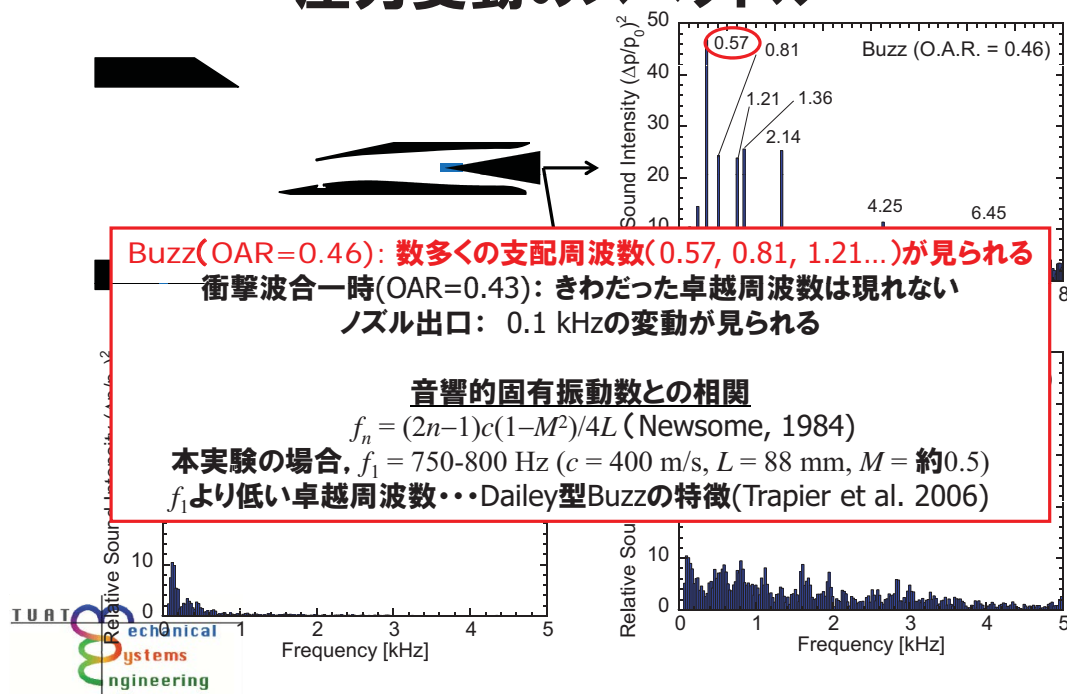
10

## 農工大小型超音速風洞実験 圧力変動のスペクトル



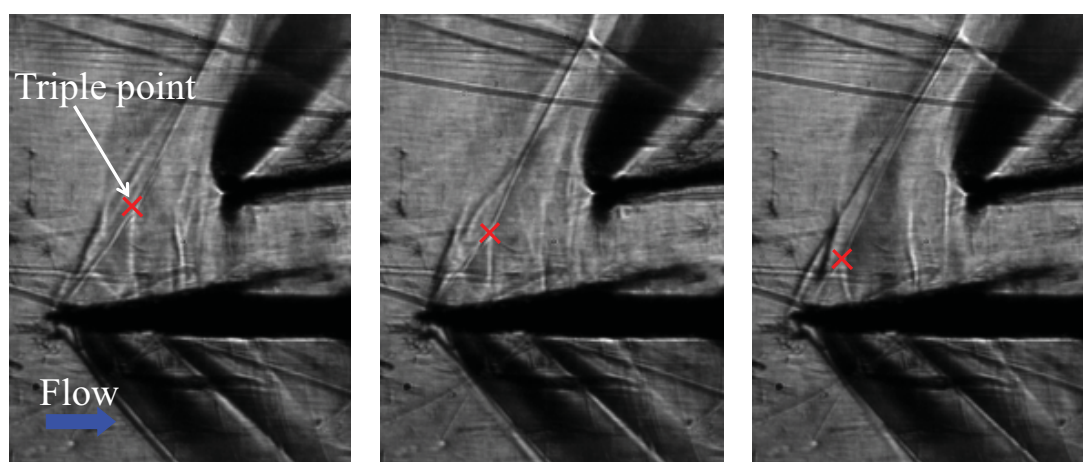
11

## 農工大小型超音速風洞実験 圧力変動のスペクトル



12

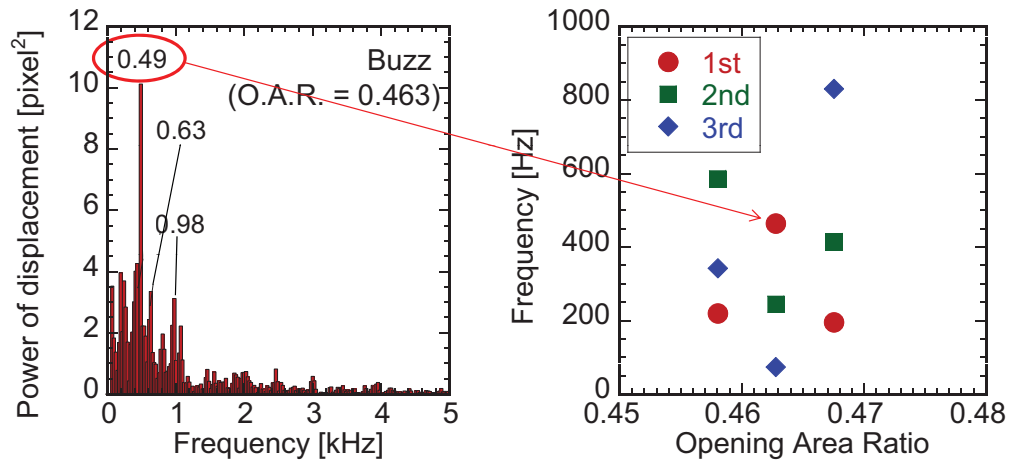
## 農工大小型超音速風洞実験 衝撃波三重点位置の解析



高速度ビデオカメラ撮影時系列データから、  
衝撃波三重点位置のy座標の時間変化を計測

13

## 農工大小型超音速風洞実験 衝撃波三重点位置スペクトル



TUAT

Engineering

左図・・・圧力変動における卓越周波数(0.57 kHz)とほぼ一致  
 右図・・・しかし、OARをわずかに動かしただけで、卓越周波数の並び順が変わる  
 実験のerrorによるものかどうか、現在検討中

14

## 農工大小型超音速風洞実験 まとめ

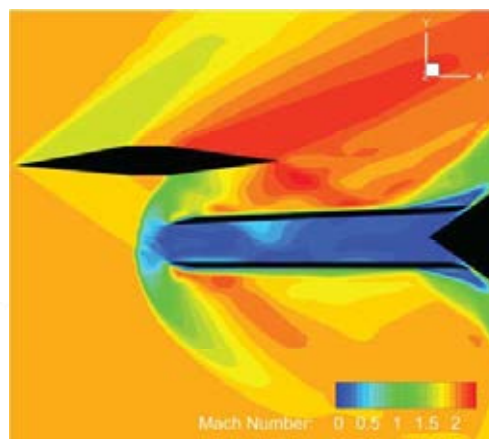
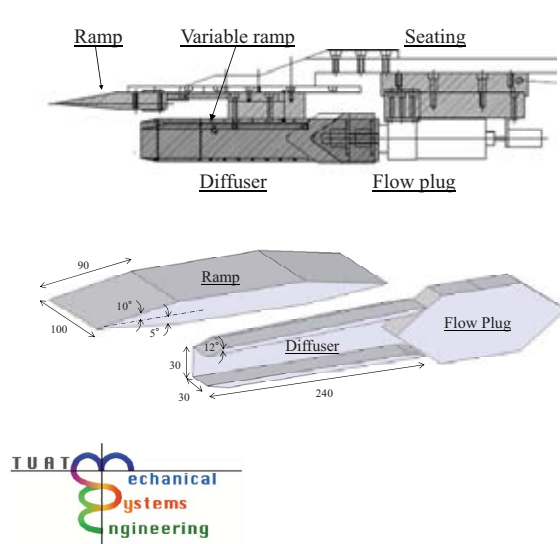
- Dailey 型Buzzの特徴である音響的固有振動数(800Hz)を下回る卓越周波数(約500Hz)が現れた
- 原因究明中の以下の現象も見られた
  - インテーク出口総圧変動に、多くの卓越周波数が存在
  - 三重点位置スペクトルの卓越周波数並びは、開口比によりさまざま
- 今後・・・UPACSによる検証計算の実施

15

## 研究進捗状況

## ② UPACSをプラットフォームとする インテーク流れの三次元CFD解析コードの構築

### JAXA SWT1-05-09風洞実験模型周り流れの解析を実施

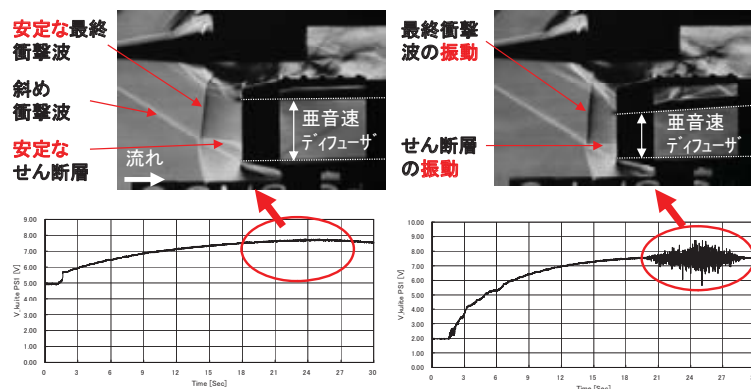


16

## SWT1-05-09 超音速インテークのバズ特性風洞試験 試験概要

2005年11月8日(火)～11月15日(火), 1m×1m超音速風洞, 渡辺安・村上哲

目的 : 超音速インテーク特有の非定常現象である衝撃波の振動(バズ)の特性と、亜音速ディフューザの影響を把握し、衝撃波安定化制御技術およびインテーク空力設計自由度の拡大に資する



・衝撃波振動特性の把握

→ 衝撃波振動制御に向けたデータベースに活用

・亜音速ディフューザ形状の重要性が明らかに

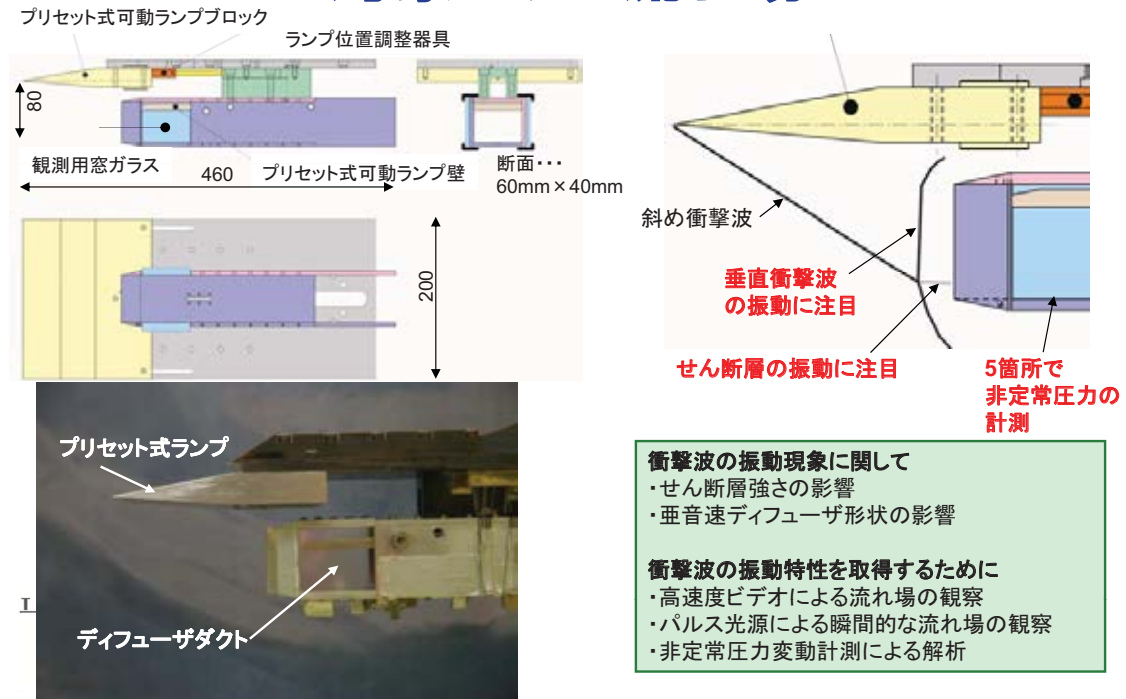
→ 衝撃波の振動を抑制する新たな亜音速ディフューザ設計法の開発に向けた重要な指針となる

衝撃波の振動特性を明らかにし、将来設計技術開発に対する重要な知見を得た

16

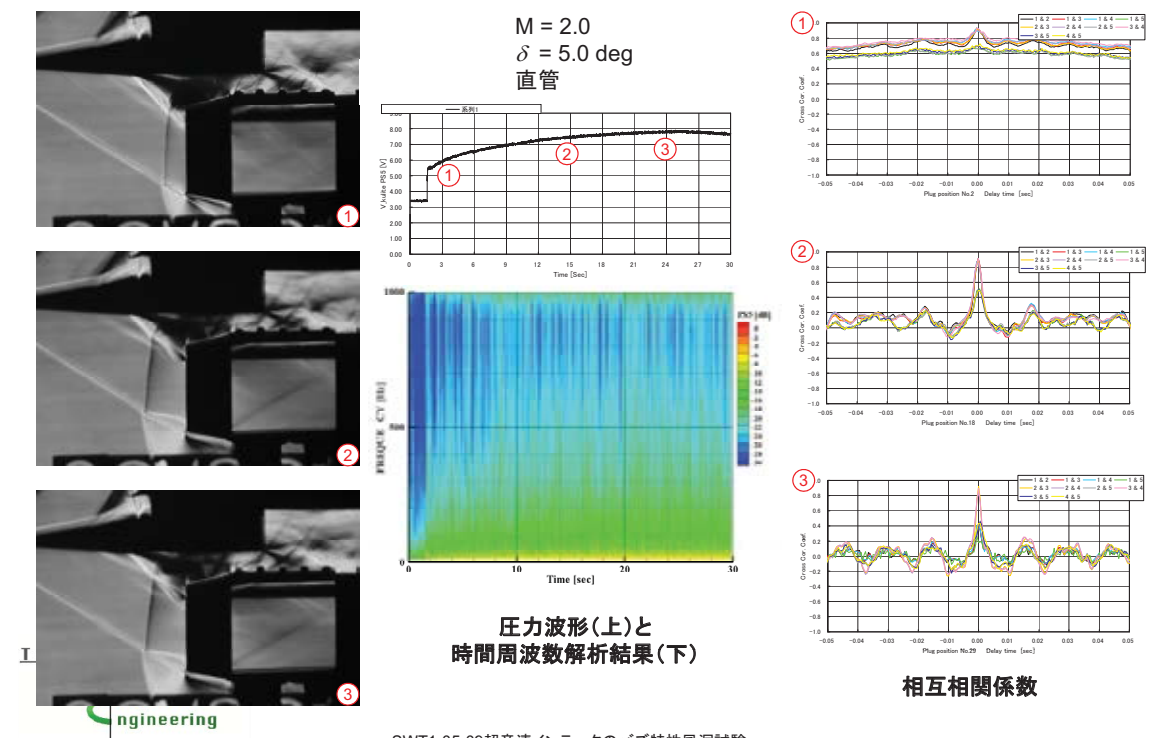
17

## SWT1-05-09 超音速インテークのバズ特性風洞試験 対象とする流れ場



18

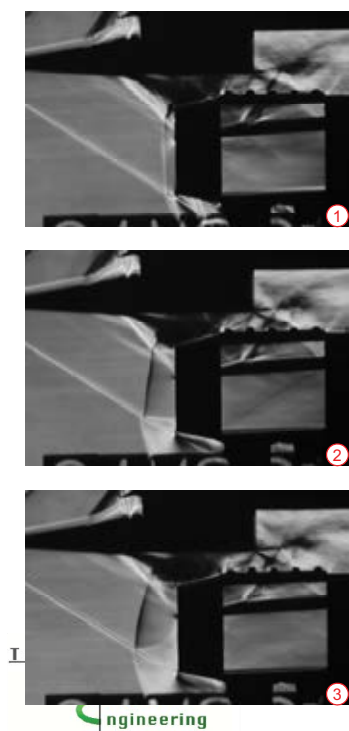
## 試験結果概要 ～バズが発生しない場合～



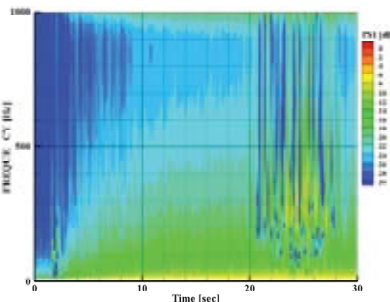
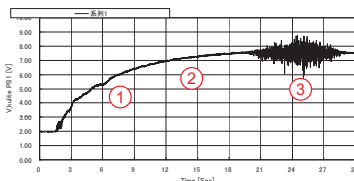
SWT1-05-09超音速インテークのバズ特性風洞試験

## 試験結果概要 ～バズが発生する場合～

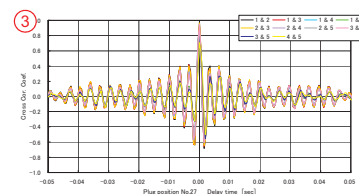
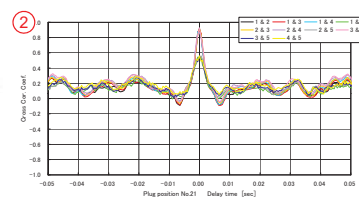
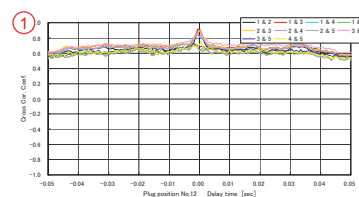
19



$M = 2.0$   
 $\delta = 5.0 \text{ deg}$   
 拡大管



圧力波形(上)と  
時間周波数解析結果(下)

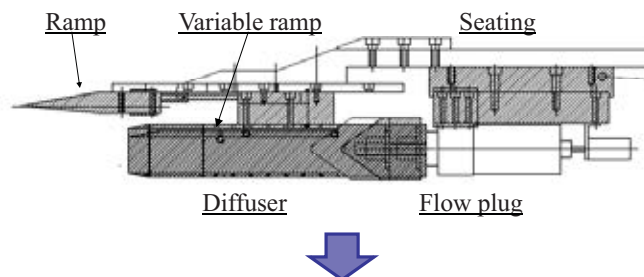


相互相関係数

SWT1-05-09超音速インテークのバズ特性風洞試験

## UPACSを用いたインテークバス3次元数値解析 数値解析用簡易モデル

### 風洞試験モデル

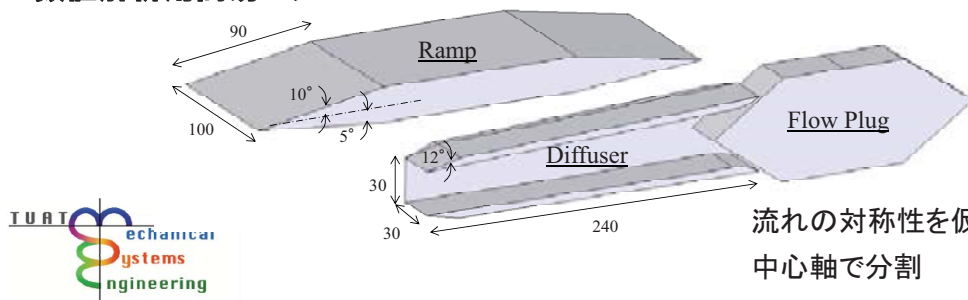


ランプ角  $\delta = 5 \text{ deg}$  or  $10 \text{ deg}$

可変ランプ壁によるダクトの開口比選択

直管  
拡大管

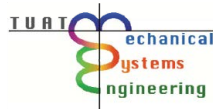
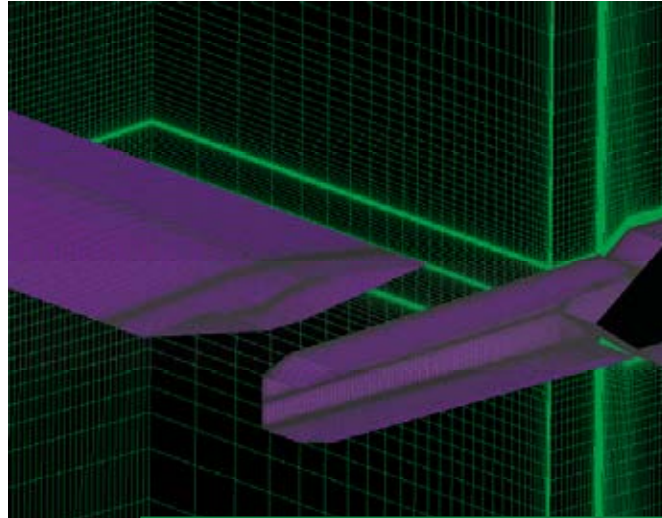
### 数値解析用簡易モデル



流れの対称性を仮定  
中心軸で分割

21

## UPACSを用いたインテークバス3次元数値解析 計算格子



- ・格子点総数・・・320万点
- ・側壁から中心軸までの領域のみを計算対象
- ・最小格子幅  $10^{-4}$ /ダクト高さ

## UPACSを用いたインテークバス3次元数値解析 計算条件

主流マッハ数 : 2.0

Re数 :  $1.43 \times 10^7$  /m

支配方程式 : RANS

乱流モデル : Spalart-Allmarasモデル

対流項 : Roeスキーム(空間3次精度)

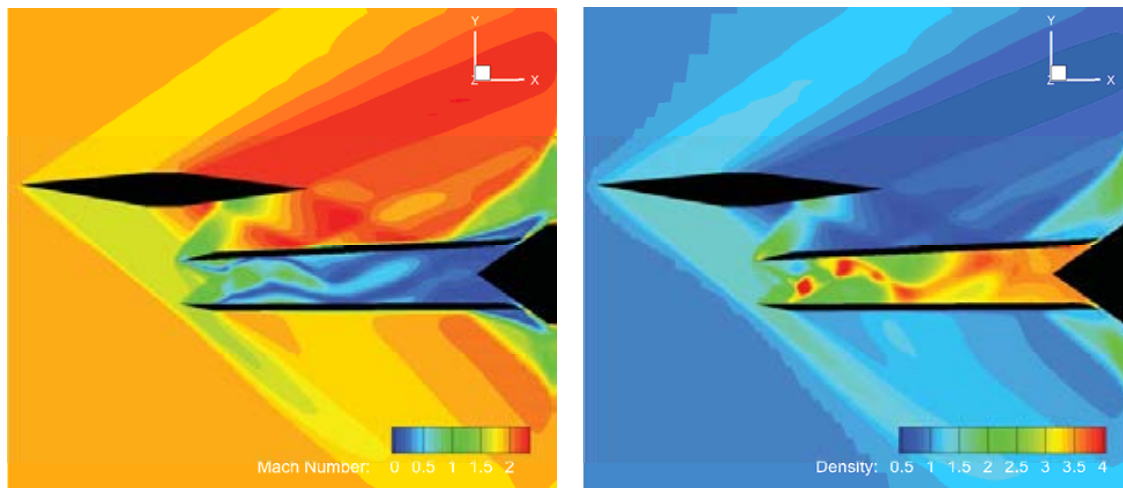
CFL数 : 2000

計算回数 : 70000ステップ



23

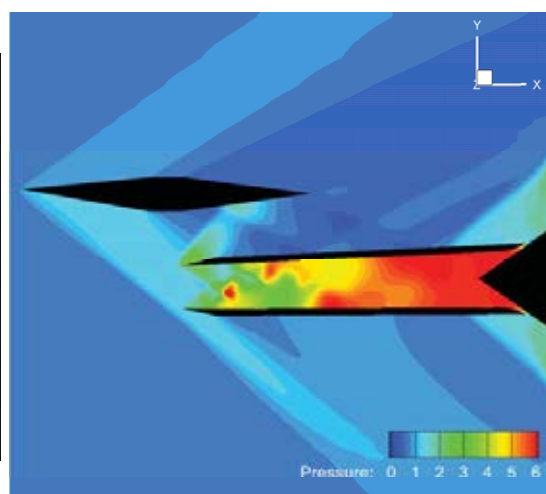
## UPACSを用いたインテークバス3次元数値解析 計算結果



ランプ角 10° , フロープラグ押し込み量 32 mm

24

## UPACSを用いたインテークバス3次元数値解析 実験との比較



実験のフロープラグ押し込み量 最大30 mm  
計算のほうがダクト流量が小さいためにバズが起きない？  
計算が過度に平滑化されている可能性はあるか？

25

今後の予定

### ③ バズ抑制手法の概念検討, 検証実験

**バズは, ディフューザにおける流れのはく離にともなう現象**

Ferri型バズを抑えるには,  
せん断層の不安定化を抑えることが有効  
→ SWT1-05-09 の実験,  
「直管」でバズが生じない, が良い示唆を与える

Dailey型バズを抑えるには,  
ランプ面側のはく離を抑えることが有効  
→ ディフューザ入口における抽気,  
ダクト形状の工夫などが有効

モデル実験が進行中



11KT006352

## APG公募型研究報告会 資料

### クラスタ型超音速インテーク に関する研究(委託)

2011年12月9日

川崎重工業(株) 航空宇宙カンパニー  
技術本部 研究部 空力技術課  
園田 精一、上田 賢太郎

川重岐阜エンジニアリング(株)  
技術本部 システム技術部 空力技術グループ  
山蔭 達哉、田島 厚志



KHI Proprietary

## 目 次

- ・ 研究目的
- ・ CFD解析結果(クラスタ型インテーク形態)
- ・ 昨年度の成果
- ・ 今年度の作業内容
- ・ CFD解析結果(単体インテーク形態)
- ・ 今後の作業予定
- ・ 参考資料



KHI Proprietary

## 研究目的

本研究は、静粛超音速機技術の研究開発の高効率インテークの研究において、大型SSTを対象にした機体／インテークの概念設計研究である。

大型SSTではコンコルドに見られるような、クラスタ型のインテークが採用されている。しかしながら、コンコルド以降クラスタ型インテークを採用した超音速旅客機はなく、国内において技術的な知見は十分とはいえない。

本研究は、クラスタ型インテークの個々の間の干渉などの技術課題を明確にし、その課題の解決方法、機体規模への影響を明確にする。

研究は、弊社開発のCFDコード※を使用することにより、JAXA殿所有のCFDコードの検証、データ・ベースの構築を行うことが可能となり、連携強化、基盤技術の強化が可能となる。

※昨今の国内の官/民の研究開発に使用。本研究に必要なエンジン排気の模擬、複雑形状の格子生成、計算時間が可能。弊社では、STOL飛鳥、T-4、US-1改、大型機開発においてエンジン排気干渉に関する実機適用事例を有する。



コンコルド クラスタ型インテーク



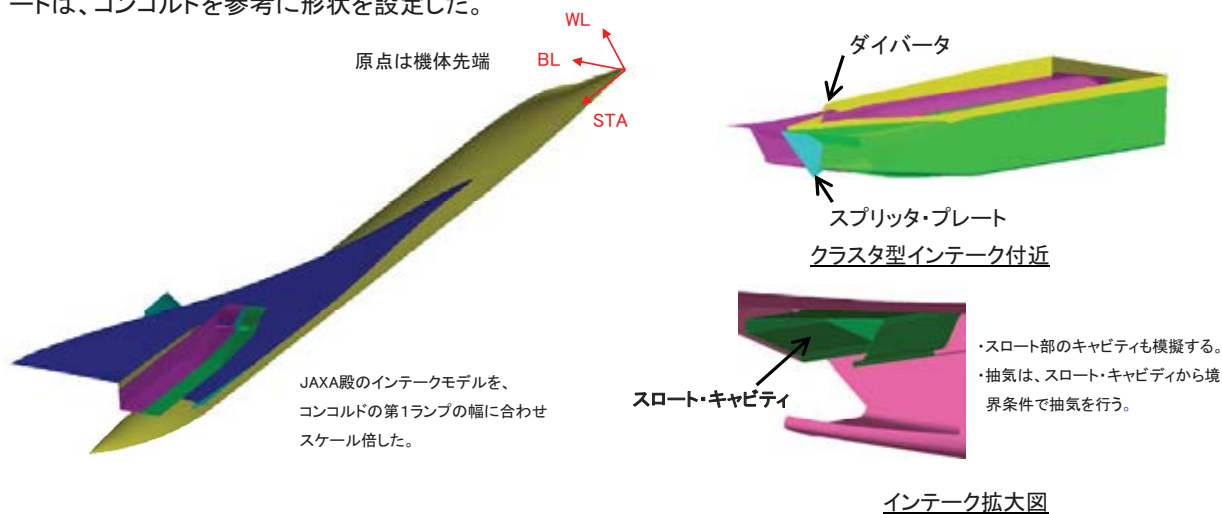
KHI Proprietary

2

## CFD解析モデル (昨年度実施)

### 機体＋クラスタ型インテーク形態でのCFD 解析

機体(コンコルド模擬モデル)に2個のインテーク(JAXA殿M2JET実験機用インテーク)をクラスタ搭載して、3次元CFD解析を実施した(コンコルド模擬モデル及びインテークモデルはJAXA殿より提供)。スプリッター・プレートは、コンコルドを参考に形状を設定した。



クラスタ型インテーク解析モデル



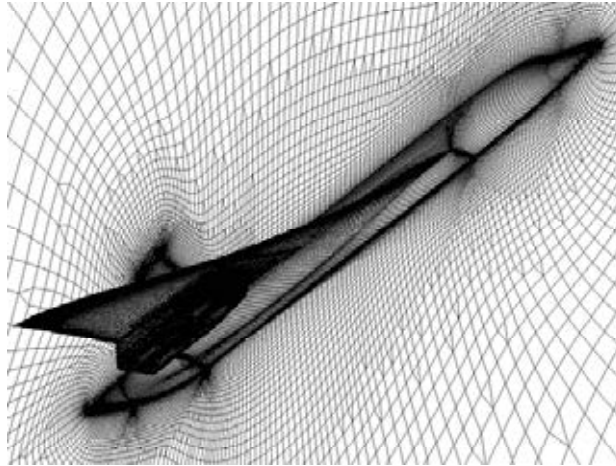
KHI Proprietary

3

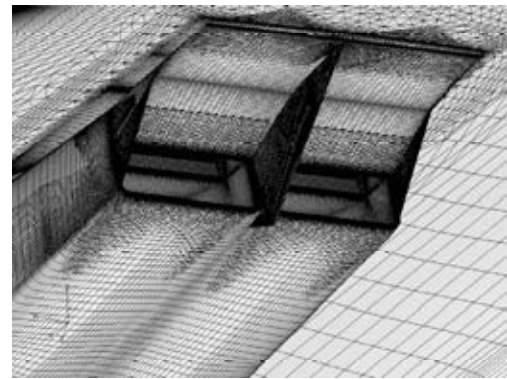
## 計算格子 (昨年度実施)

計算格子セル数

表面格子	23万セル
空間格子	1140万セル



表面および空間対称面上の計算格子



クラスター・インテーク周りの表面格子

計算格子



KHI Proprietary

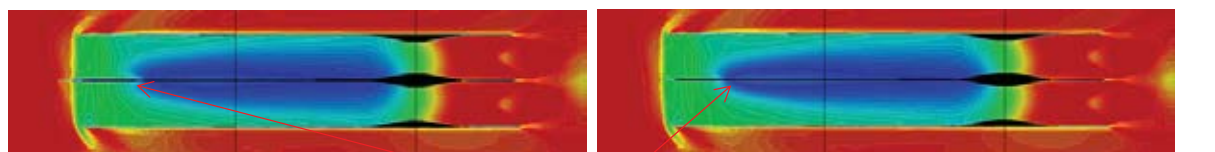
4

## 《解析結果》空間マッハ数分布 (昨年度実施)

スプリッター・プレートの有無、抽気量に関係なく、スプリッター・プレート側の側壁を起点にした剥離が発生した。

M=2.0、 $\alpha=2\text{deg}$ 、絞り開度50%

抽気量約10%相当

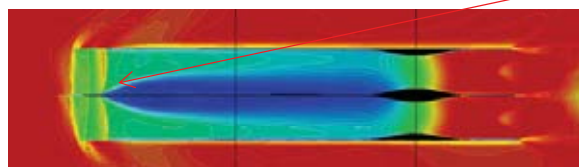


スプリッター・プレート有り

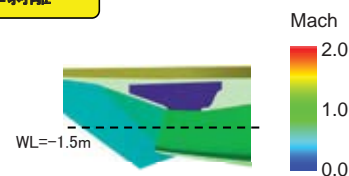
スプリッター・プレート無し

スプリッター・プレート側の側壁を起点に剥離

抽気量約20%相当



スプリッター・プレート有り



WL=-1.5m

※ 抽気量は、臨界状態で  
想定した境界条件で抽気

内/外舷インテーク内の空間マッハ数分布 (M=2.0、 $\alpha=2\text{deg}$ 、絞り開度50%、WL=-1.5m断面)



KHI Proprietary

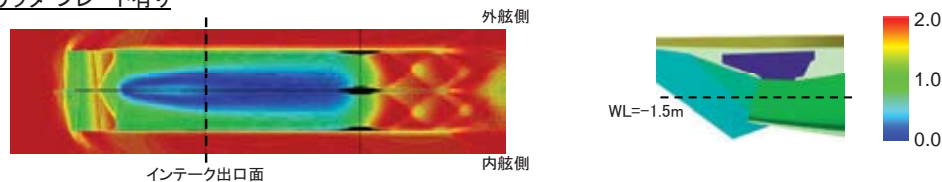
5

## 《解析結果》総圧回復率(昨年度実施)

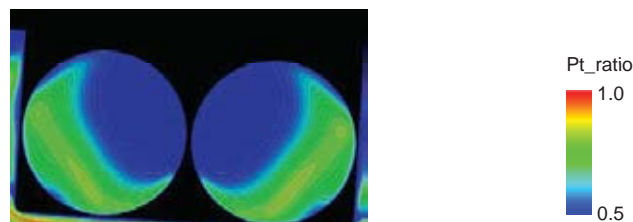
インテーク出口面での総圧回復率は、**内舷と外舷で殆ど差がない。**

M=2.0、 $\alpha=2\text{deg}$ 、絞り開度65%

スプリッタ・プレート有り



内/外舷インテーク内の空間マッハ数分布(M=2.0、 $\alpha=2\text{deg}$ 、抽気量約20%相当)



総圧回復率 内舷:0.608 外舷:0.610

インテーク出口面での総圧回復率(M=2.0、 $\alpha=2\text{deg}$ 、抽気量約20%相当)

※ 抽気量は、臨界状態で約20%を想定して境界条件で抽気

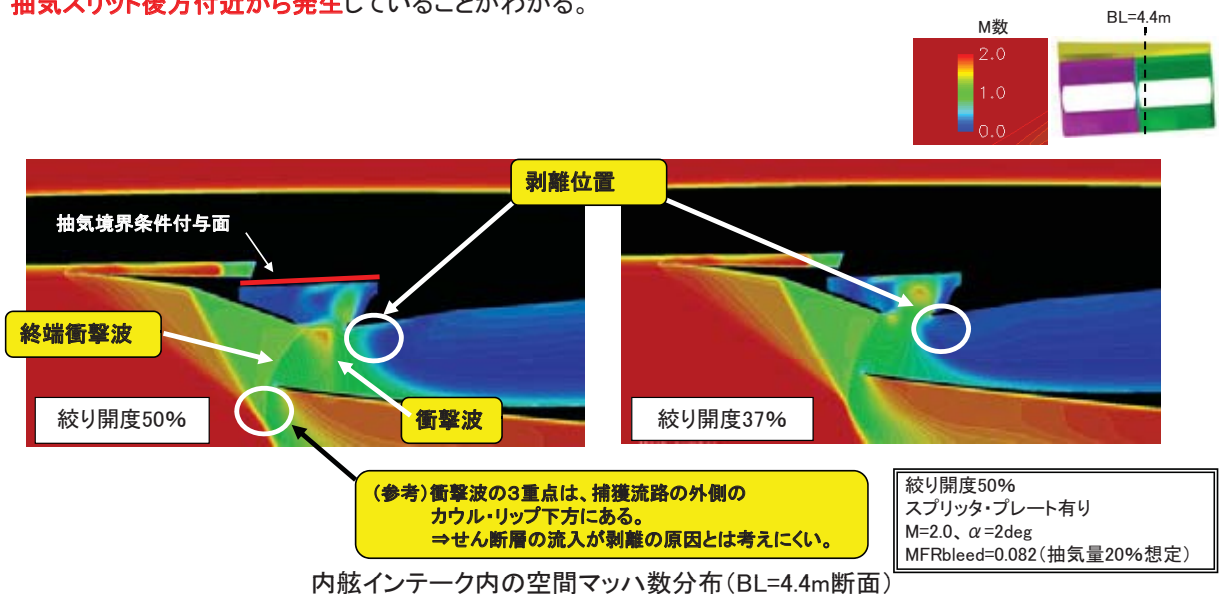


KHI Proprietary

6

## 《解析結果》剥離位置(昨年度の成果)

解析結果より、スプリッタ側に発生する剥離位置について可視化を行った。スプリッタ・プレート側側壁の剥離は、**抽気スリット後方付近から発生**していることがわかる。



内舷インテーク内の空間マッハ数分布(BL=4.4m断面)

絞り開度50%  
スプリッタ・プレート有り  
M=2.0、 $\alpha=2\text{deg}$   
MFRbleed=0.082(抽気量20%想定)



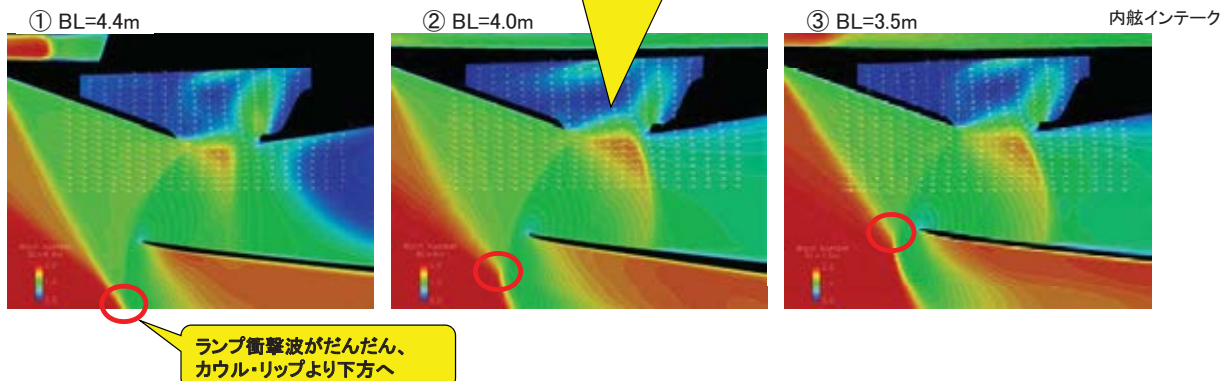
KHI Proprietary

7

## 《解析結果》ランプ衝撃波の3重点 (昨年度の成果)

ランプ側の境界層は、スロート・スリットで抽気されている流れで確認できる。また、スプリッタ・プレート側に近づく程、ランプ衝撃波の3重点位置がカウル・リップより下方へ移動している。

絞り開度50%  
スプリッタプレート有り  
 $M=2.0$ 、 $\alpha=2\text{deg}$   
MFRbleed=0.082 (抽気量20%想定)



内舷インテーク内の空間マッハ数分布とベクトル図 (鉛直断面)

## 昨年度の成果

クラスタ型インテーク解析結果より得られた知見は以下である。

### ①剥離の位置:

内外舷のインテークとも、スプリッタ・プレート側の側壁の抽気スリット後方より剥離が発生する。

### ②側壁形状の違い:

スプリッタ・プレートの有無に依らず剥離は発生する。

### ③抽気量の違い:

抽気量によらず、剥離は発生する。

①②③ ⇒ クラスタ型インテークの亜音速ディフューザ入口付近で、**スプリッタ側側壁に沿って境界層剥離が発生する**ことが考えられる。このC319 インテークは、側壁を大きくすると性能が極端に悪化することが報告されているが、このスプリッタ側側壁に沿う剥離は、スプリッタ・プレート無しでの解析でも生じており、側壁を大きくしたこと以外にも剥離の原因があると考える。

### ④その他:

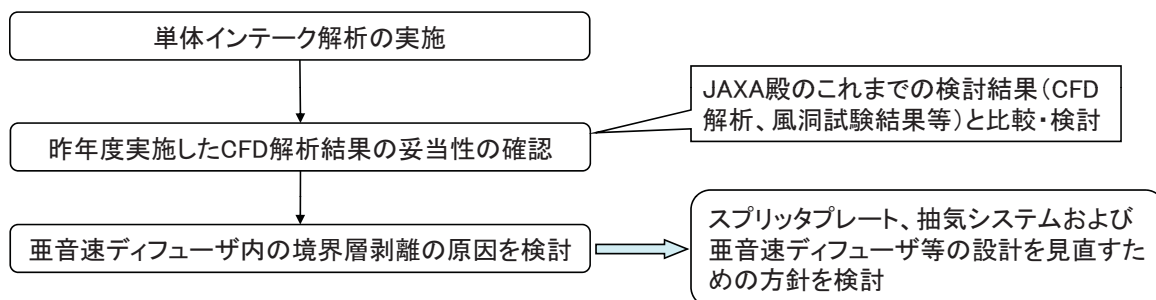
ランプ衝撃波の3重点は、スプリッタ・プレート側に行くほどカウルリップ下方で焦点を結ぶ。

④ ⇒ **サイド・スピレージの有無の影響で、ランプ衝撃波の3重点の位置がスパン方向で異なる**。この3重点のスパン方向の変化は、風洞試験では可視化が困難であり、解析でのみ分かる事象である。また、この変化は、インテーク単体設計では予測できず、クラスタ型特有のものである。この事象は、斜め衝撃波の角度の変化によって、インテーク内の速度変化をもたらすと共に、スピレージ抵抗、流量特性の予測を困難にするものとする。なお、上記のインテーク内部の剥離が抑制できれば、背圧の変化が小さくなり、このスパン方向の変化は小さくなるかもしれない。

## 今年度の作業内容

今年度は、昨年度の研究成果に基づき明らかとなった、クラスタ型インテークに特有の要素であるスプリッタ・プレート設計に関連する以下の技術課題について、その課題を解決するための研究を実施するものとする。

### (1) 亜音速ディフューザ内の剥離に起因する課題



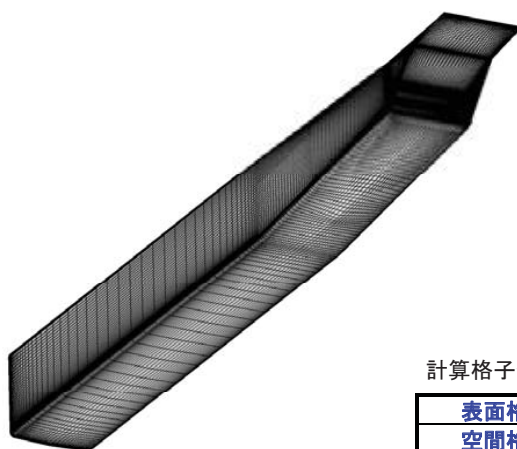
### (2) スピレージの方向が特定されることによる課題

ランプ衝撃波3重点の位置が単体インテークと比べて変化することにより生じる、①外部抵抗の推算の高精度化、②スピレージが機体へ及ぼす影響の違い等の課題の本質を明確にし、クラスタ型インテークの機体統合を含めた設計方針を明確にすることを目指す。

## CFD解析モデルの計算格子 (今年度実施)

### 単体インテーク形態でのCFD解析

昨年度実施した3次元CFD解析モデル(クラスタ型インテーク解析モデル)からナセル部分を取り出し、単体インテーク解析モデルとして、解析を実施した。



計算格子セル数

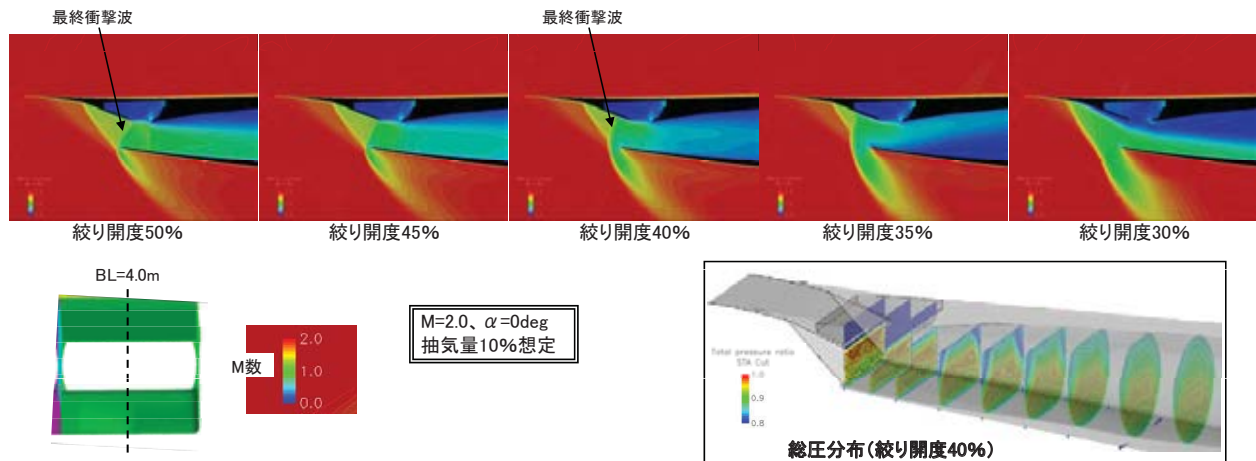
表面格子	9万セル
空間格子	466万セル

単体インテーク解析モデルの計算格子

## 《解析結果》空間マッハ数分布 (今年度実施)

JAXA殿のCFD解析と近い抽気条件で解析を実施した。

クラスタ型インテーク解析で生じた、側壁に沿う剥離は単体解析では見られない。また、インテーク付近のショックパターンは、絞り開度を変更すると、最終衝撃波の位置が変化していることが確認できる。



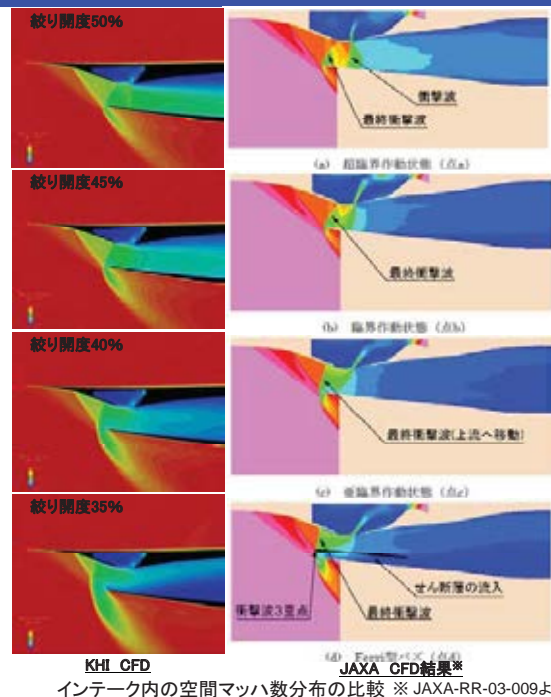
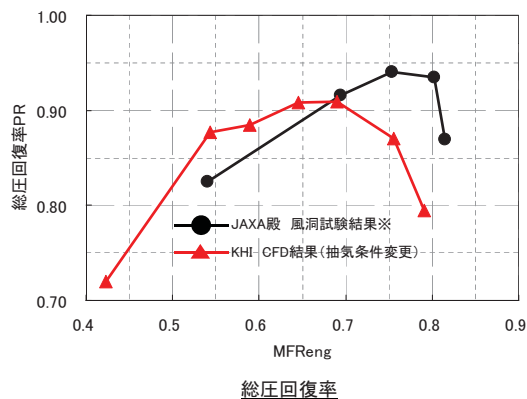
インテーク内の空間マッハ数分布 (鉛直断面)

## 《解析結果》JAXA殿結果との比較 (今年度実施)

空間マッハ数分布を比較すると(右図)、インテーク付近の分布はほぼ同じ分布をしており、**CFD解析に問題はない**と考える。  
総圧回復率を比較すると、JAXA殿の風洞試験結果と少し差がある。

- ・総圧回復率の最大値が小さい
- ・総圧回復率のMFRengが小さい

⇒ 亜音速ディフューザ上面側の境界層に差があるためと考える。



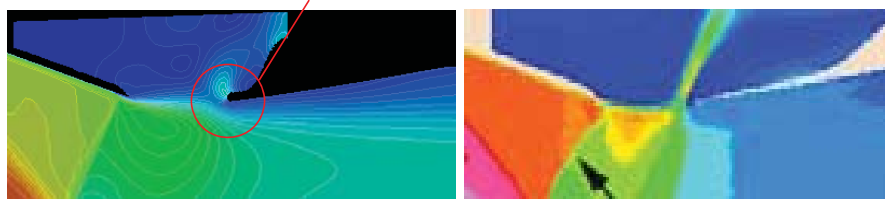
## 《検討》総圧回復率の差の原因(今年度実施)

### ・亜音速ディフューザ上面側の境界層の差

⇒ 亜音速ディフューザ上面側の境界層の差は**第3ランプ形状の差**によるものとする。

### ・解析ツールの違い

第3ランプの前縁を回り込む際に境界層が発達している。



KHI CFD  
絞り開度45%

JAXA CFD結果※  
臨界作動状態

※ JAXA-RR-03-009より

空間マッハ数分布の第3ランプ付近の拡大



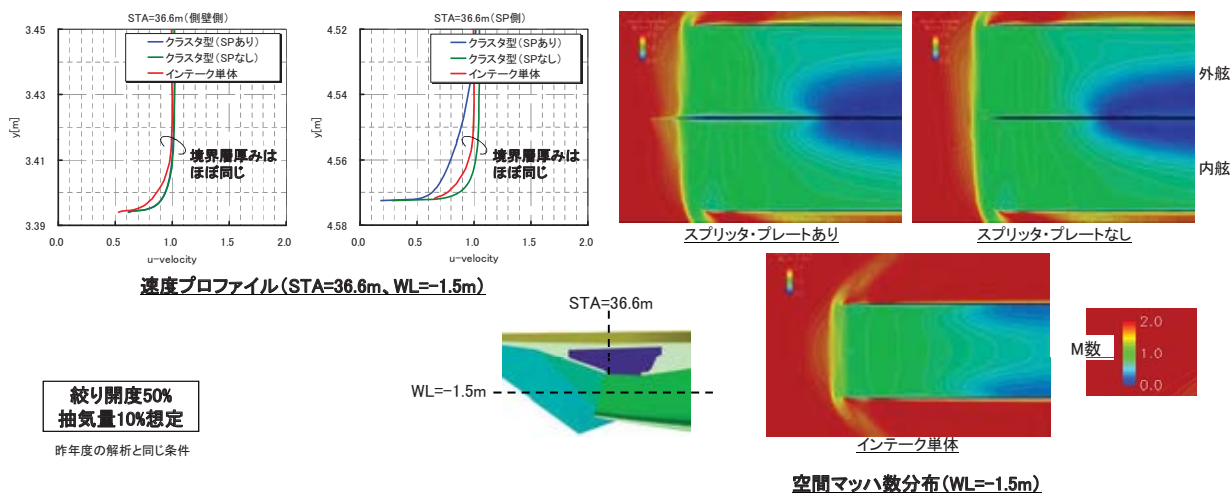
KHI Proprietary

14

## 《解析結果》境界層厚みの比較(今年度実施)

単体インテーク解析における境界層厚みを以下に示す。参考として、昨年度実施したクラスタ型インテーク解析の結果もプロットした。単体インテーク解析における境界層内の速度プロファイルは絞り開度50%、抽気量10%想定ではスプリッタ・プレートなしのクラスタ型インテーク解析とほぼ同じである。

**クラスタ型とすることにより、スプリッタ・プレート側が剥離しやすいことが判明した。**

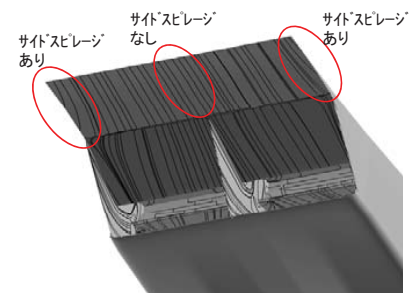


KHI Proprietary

15

## 《検討》剥離の原因 (今年度実施)

- ・クラスタ型ではスプリッタ・プレートの有無に関係なく、剥離が生じる  
→ スプリッタ・プレートが剥離の直接の原因ではない
- ・クラスタ型インテークではスプリッタ・プレート側の亜音速ディフューザの側壁で生じる
- ・クラスタ型ではスプリッタ・プレート側ではサイドスピレージがない(右図)
- ・単体のC319インテークでも側壁が大きくなる(サイドスピレージがなくなると)、亜音速ディフューザの側壁で境界層剥離が生じる  
(JAXA-RR-03-009より)



表面流線

### ⇒ 【結論】

- ・亜音速ディフューザがサイドスピレージのない流れの場合に、側壁で剥離を生じやすい

### ⇒ 【設計方針】

- クラスタ型インテークは単体インテークにおいてサイドスピレージがない状況でも境界層剥離が生じないような形状とする必要がある

## 今後の作業内容

以上より、今年度の今後の作業内容をまとめる。

### (1) 亜音速ディフューザ内の剥離

#### 【今年度のこれまでの成果】

単体インテーク解析結果から、KHIのCFD解析で現象を捉えることは可能であるとする。

- 昨年度実施したクラスタ型インテーク解析で生じたスプリッタ側側壁に沿う剥離は発生しうる事象である。
- この事象はクラスタ型インテークにおける課題の一つとなる。

スプリッタ・プレートの有無や抽気条件に関係なく、剥離が生じることから、剥離を抑制するには亜音速ディフューザの再設計が必要であると考えられる。

#### ⇒ 【今年度のこれからの検討作業】

- ・亜音速ディフューザの再設計(亜音速ディフューザの延長)
- ・再設計した亜音速ディフューザを用いたクラスタ型インテークでの解析

### (2) スピレージの方向が特定されることによる課題

衝撃波3重点の位置が単体インテークと比べて変化することにより生じる、①外部抵抗の推算の高精度化、②スピレージが機体へ及ぼす影響の違い等の課題の本質を明確にし、クラスタ型インテークの機体統合を含めた設計方針を明確にすることを目指す。

## 参考文献

- JAXA-RR-03-009 超音速インテークの空力性能に及ぼす側壁形状の影響

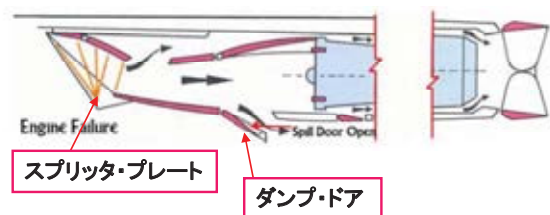
## 【補足】技術調査 (昨年度実施)

昨年度の成果と課題を下記に示す。

### ① コンコルドに採用された、クラスタ型インテークについて技術調査

#### ○スプリッタ・プレート

クラスタ型インテークでは、一方のインテークがバズ又は不始動に陥った際、他方のインテークの衝撃波パターンを空力的に独立させる形状とするため、スプリッタ・プレートを採用している。



#### ○ダンプ・ドア

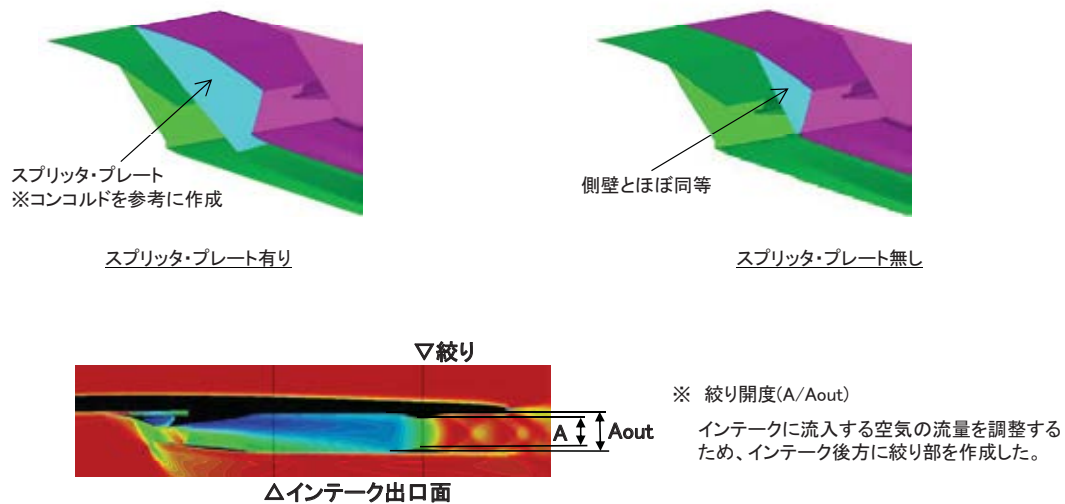
巡航状態でエンジン・シャットダウン時、又は不意にバス状態となったときに、余分な空気を逃がすためダンプ・ドアが外側に開くシステムとしている。(ノーマル時は、巡航状態からの降下でエンジン・スロットルを絞った際、余分な空気を逃がす為にダンプ・ドアが開となる)

#### ○オート・ラダー

エンジン・カットやサージ時の非対称推力時のヨーの発生を防止するため、オート・ラダーシステムを装備している。

以上より、本研究ではクラスタ型インテーク特有の要素であるスプリッタ・プレートについての知見を取得することが一つの目的となる。

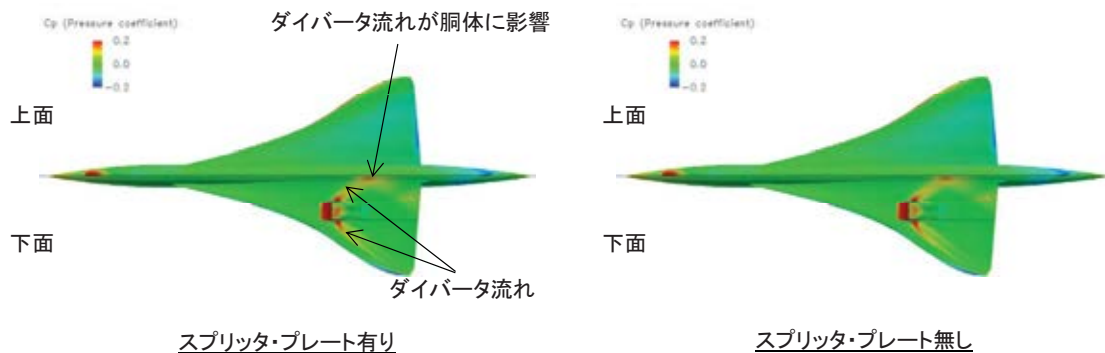
## 【補足】スプリッタ・プレート無し形態、絞り開度



インテーク出口面(エンジン想定位置)と絞り開度

## 【補足】《解析結果》表面圧力分布 (昨年度実施)

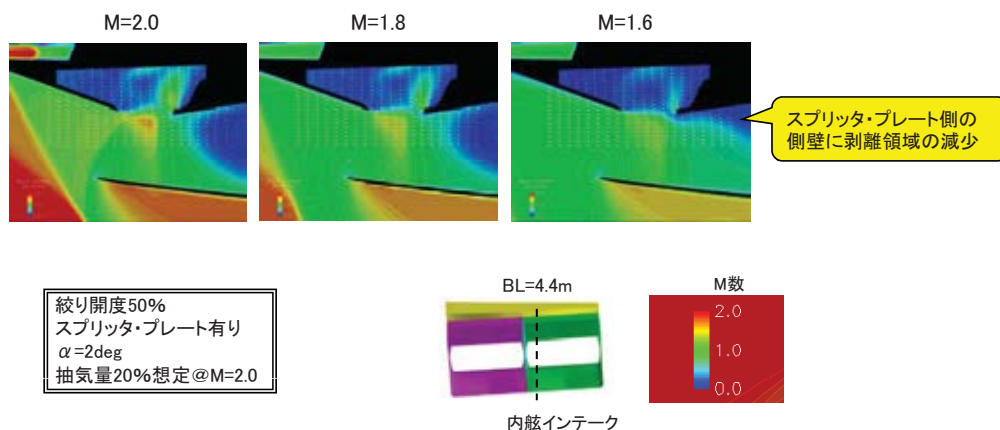
機体表面の $C_p$ 分布を下記に示す。スプリッタ・プレート有無で、主翼下面の流れに大きな違いはない。また、インテークのダイバータ流れが主翼下面に大きな影響を与えている。特に内舷側のダイバータ流れは、胴体下面に達していることがわかる。なお、ダイバータの高さは、コンコルドを参考に設定している。



機体表面 $C_p$ 分布 ( $M=2.0$ ,  $\alpha=2\text{deg}$ , 絞り開度50%、抽気量約10%相当)

## 【補足】マッハ数の影響 (昨年度の成果)

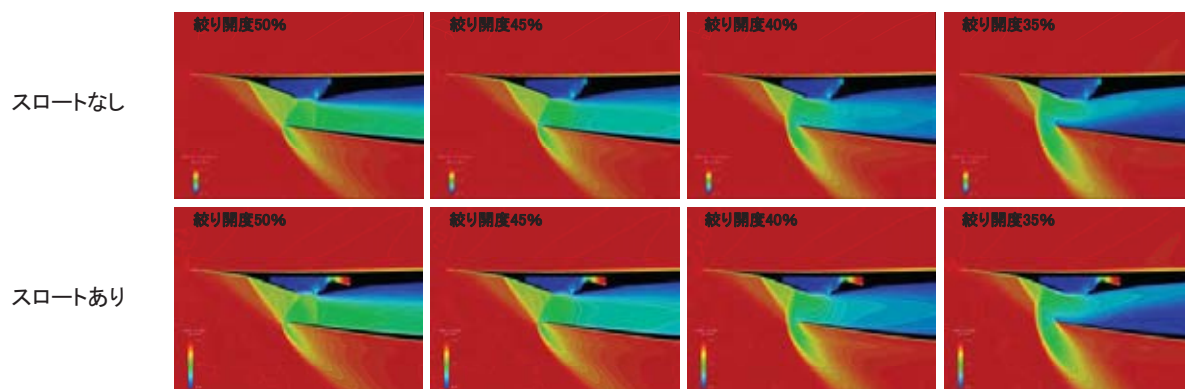
マッハ数低下とともにスプリッタ・プレート側の側壁の剥離は減少するが、剥離は同様に発生する。



内舷インテーク内の空間マッハ数分布と速度ベクトル (鉛直断面)

## 【補足】《解析結果》抽気スロートの有無 (今年度実施)

JAXA殿のCFD解析ではスロートを用いたモデルでの解析結果であったので、条件を近づけるために、同様なスロートを解析モデルに適用した。その結果、スロート無しとの解析結果とほぼ同じとなった。



インテーク内の空間マッハ数分布の比較

P1 **2011年度JAXA APG 公募型研究報告会**



諏訪東京理科大学

**「静粛超音速機技術の研究開発」**



**研究課題:**

**エンジン尾排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

2011年12月9日

P2

**報告内容**



諏訪東京理科大学

**研究内容:**

CFDを用いて、S3TD形態の尾部とノズル排気の干渉に関して解析手法を開発し、

尾排干渉効果による機体の空力性能への影響について調査を行う。

- 研究背景
- 解析手法
- 非構造格子ソルバーJTASの解析結果
- 構造格子ソルバーADCSの解析
- 今後の予定

P3

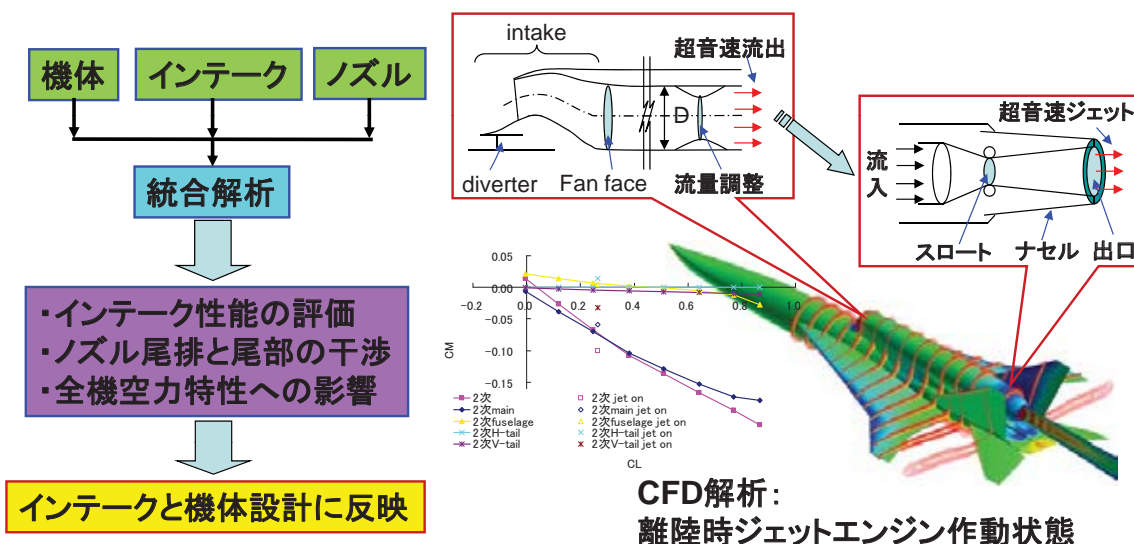
## 研究背景



### 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。



P4

## 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

P5

## 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**(H22年度)、  
構造格子ソルバー**ADCS**(H23年度)

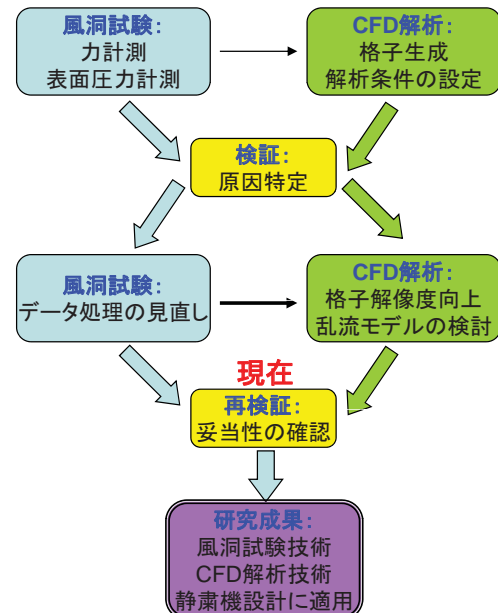
- ② 格子生成
- ③ 解析条件設定

### 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



P6

## 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.

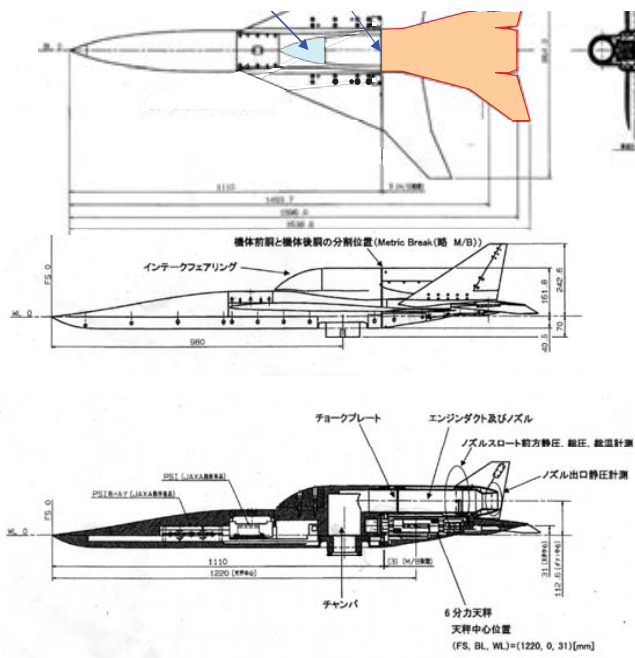


P7

## 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
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>
基準長	縦: MAC	0.4942 m
	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
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
	ノズルスロット	0.00173 m <sup>2</sup>
ノズル面積	ノズル出口	0.00216 m <sup>2</sup>
	ラビリンス外側部	0.0023742 m <sup>2</sup>
参考面積	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>
	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	----

P8

## 非構造格子の解析: CFDソルバーJTAS



## 解析手法: 非構造格子TASコード

- ・全域乱流粘性解析: 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:

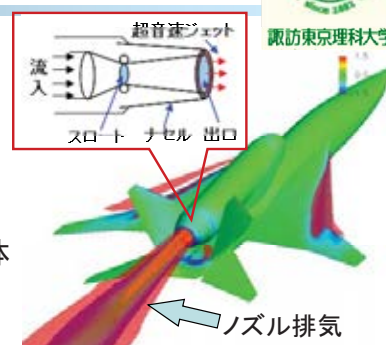
- ・粘性計算用Hybrid非構造格子
  - ①境界層: Prism格子、②空間: 四面体格子、③遠方: 六面体
- ・最小格子幅:  $9 \times 10^{-6}$ 、Stretching factor: 1.25
- ・境界層Prism層数: 30
- ・格子点総数: 約6,000,000点

## 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

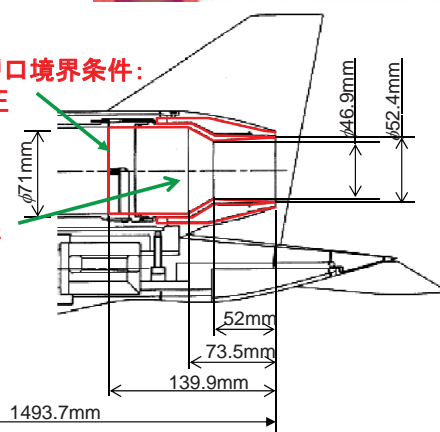
## 解析ケース表:

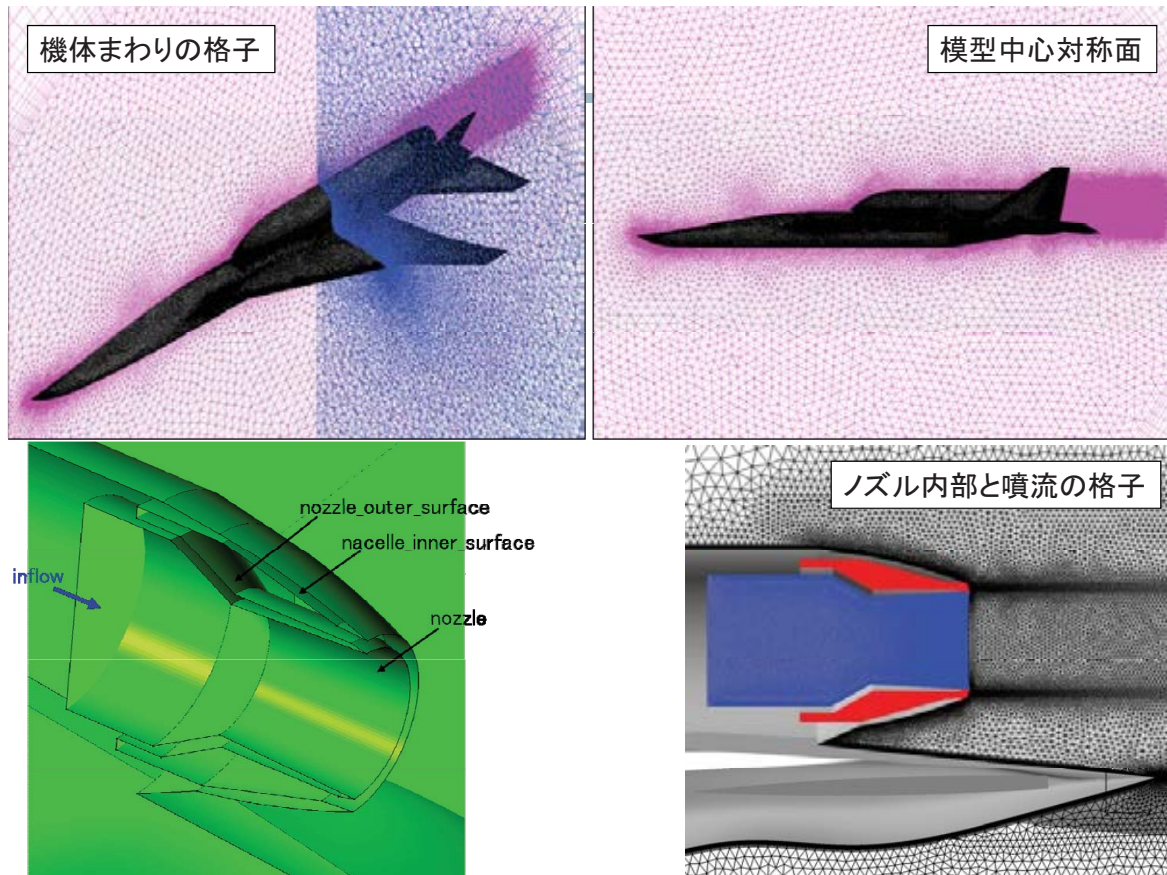
迎角	ノズル出口NPR(風洞試験の推測値)				
2.065	1.00	1.17	1.47	1.85	2.23
6.080	1.00	1.16	1.50	1.84	2.23
10.080	1.00	1.16	1.49	1.85	2.25
15.105	1.00	1.15	1.51	1.87	2.26



ノズル入り口境界条件:  
総圧、静圧

ノズル内部の  
解析領域 赤い線





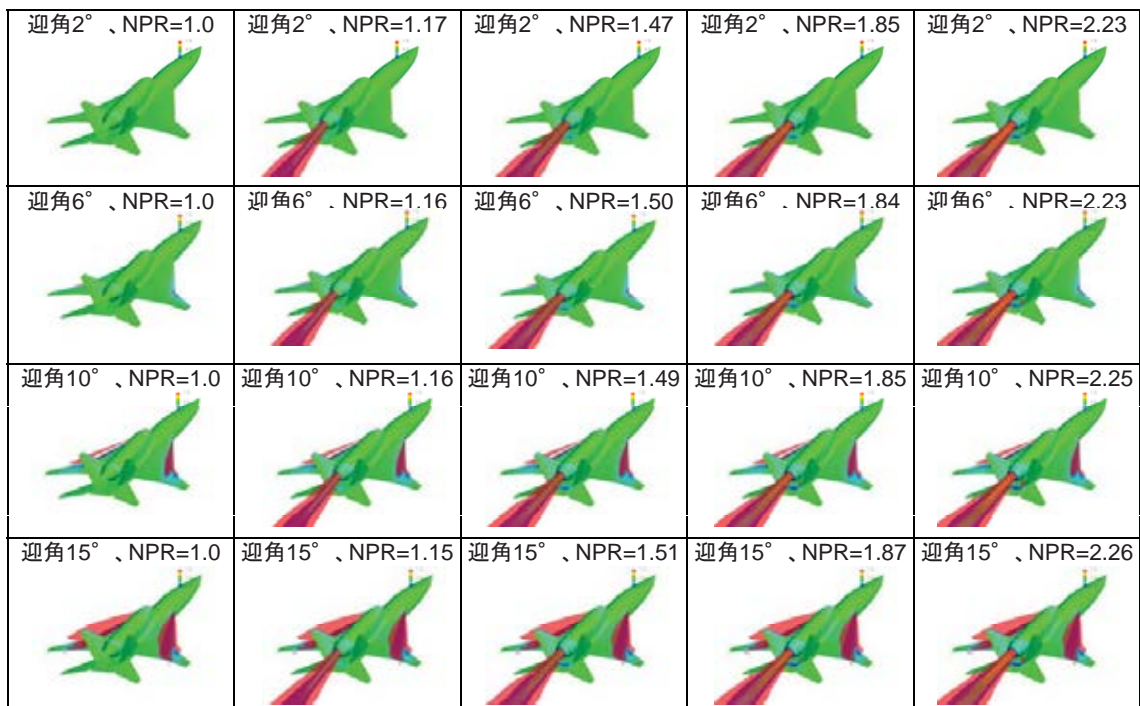
P10

## 尾排解析の全ケース



慶応東京理科大学

### 空間総圧分布と表面圧力分布

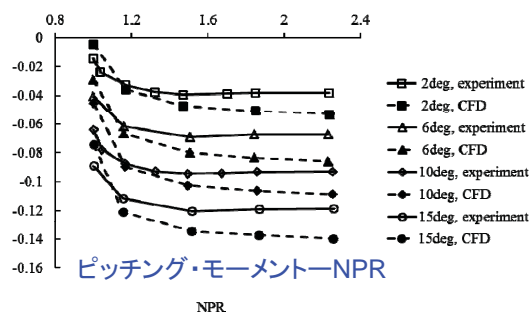
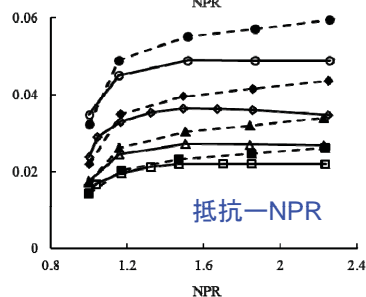
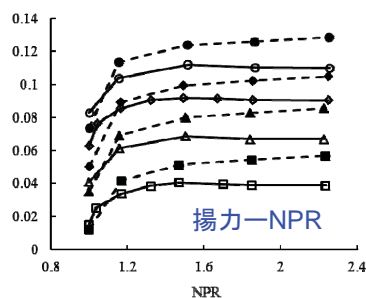


P11

## 尾排効果:機体後部の空力特性



- ・**JET OFF**:CFD予測値が風試計測値とよく一致する。
- ・**JET ON**:CFDが尾排干渉効果を過大に評価した。
- ・**尾排効果**:迎角の変化による効果に比べ、大きく変化してない。

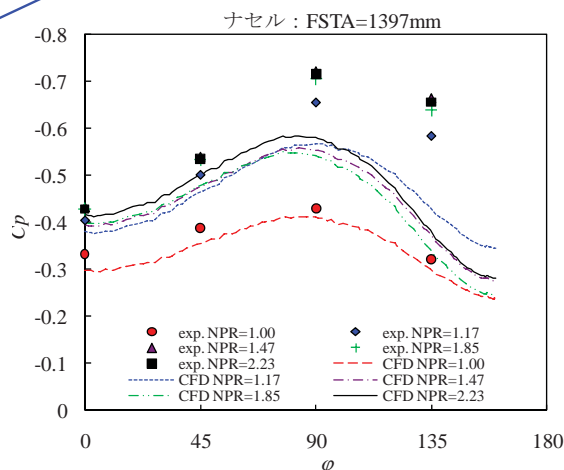
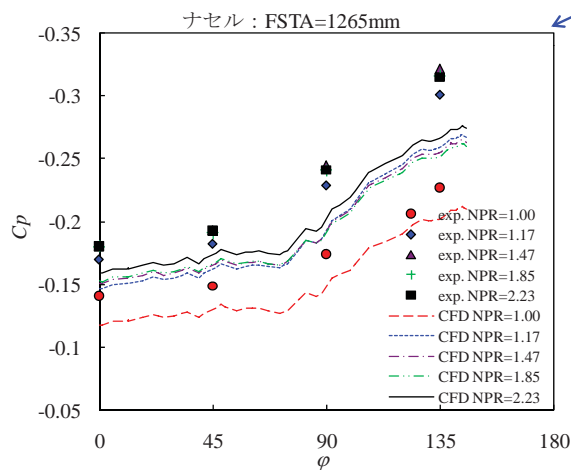
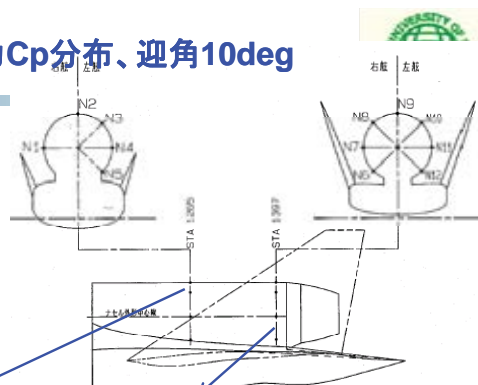


P12

## CFDと風試の比較:ナセル表面圧力 $C_p$ 分布、迎角10deg

ナセル表面において、

- ・CFD予測値が実験値より高い。
- ・上流側での差が小さい、下流側での差が大きい



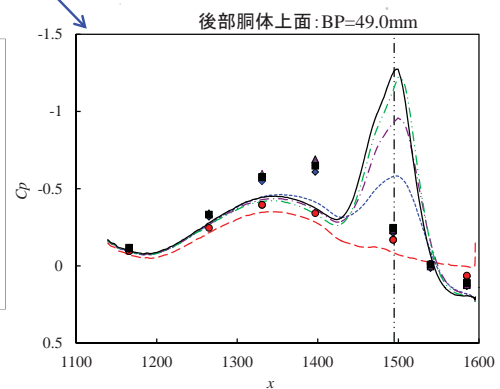
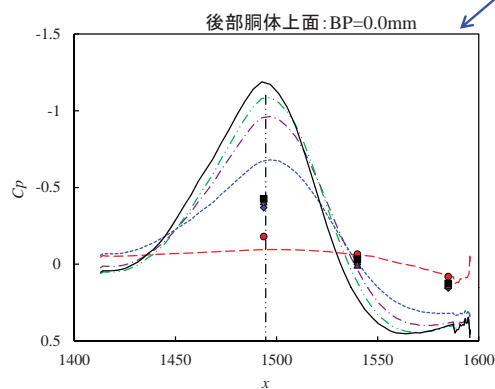
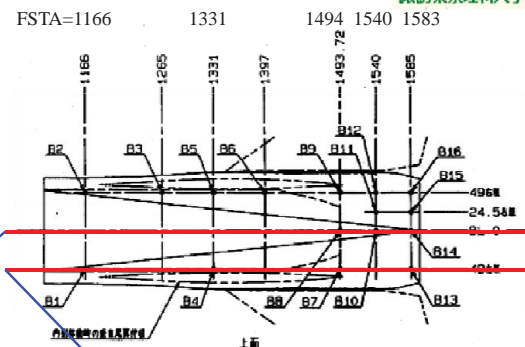
P13 **CFDと風試の比較:後部胴体中心面圧力Cp分布、迎角10deg**

Jet Off の場合、

- CFD予測値が実験値に近い。

Jet On の場合

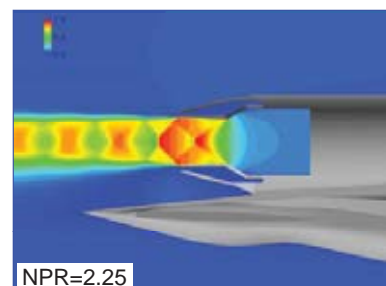
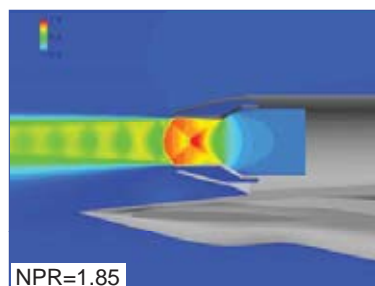
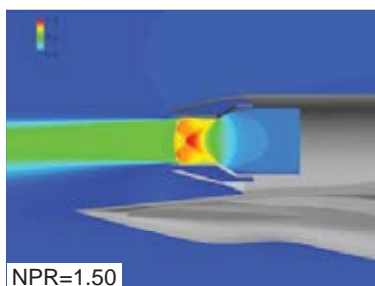
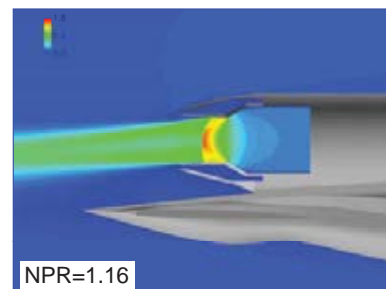
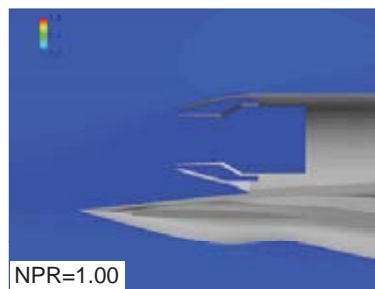
- CFD解析が実験計測よりノズル排気の効果を過度に評価した。
- CFDが実験結果より尾排効果を過大評価した。
- 迎角大きいほど、尾排効果が若干増加

P14 **CFD解析結果:尾排マッハ数分布、迎角10度**

中央対称面:0.0<Mach<1.8

ノズル排気:

- 小さいNPRで、ノズル内部に衝撃波が発生する。
- 大きいNPRで、複雑な衝撃波干渉が発生する。



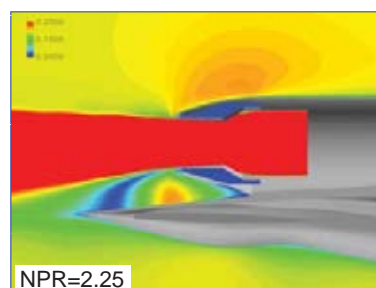
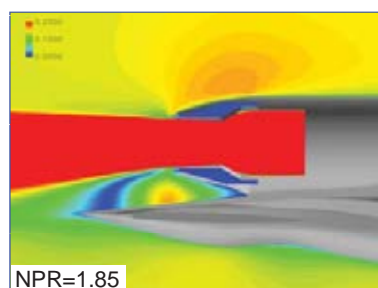
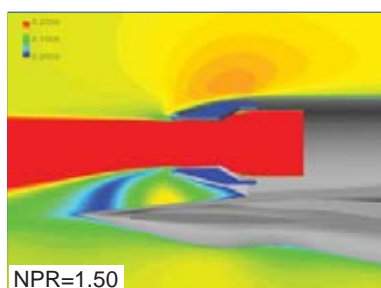
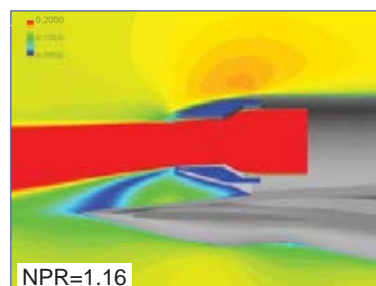
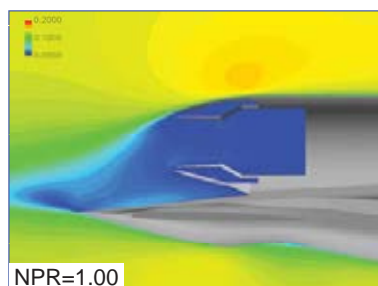
P15

## CFD解析結果:尾排マッハ数分布、迎角10度

中央対称面:  $0.0 < \text{Mach} < 0.2$ 

ノズル排気による後部胴体に  
及ぼす影響:

- 剥離が大きくなる。



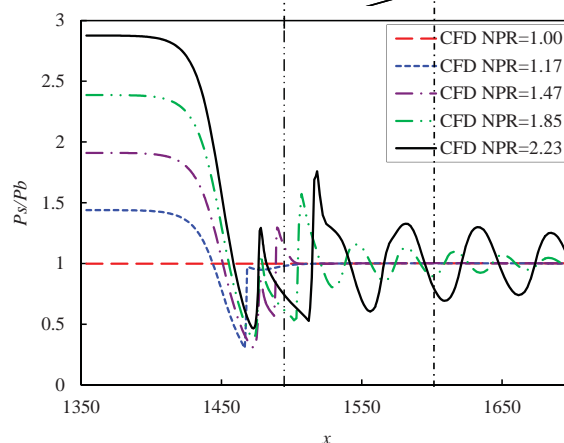
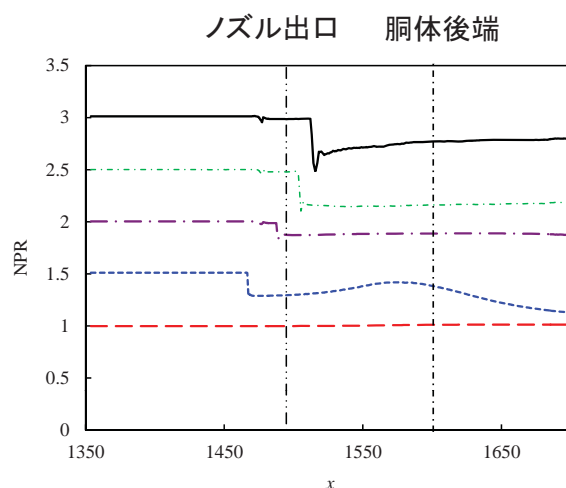
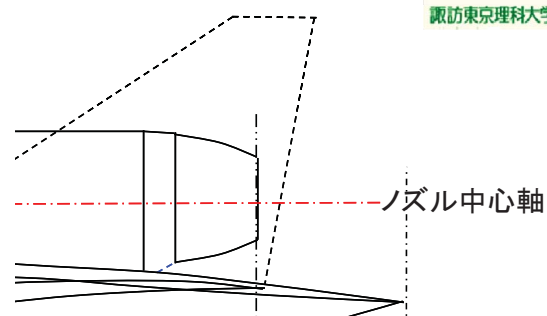
P16

## CFD解析結果:ノズルとジェット中心圧力分布、迎角10deg



NPRが大きくなると、衝撃波発生よりジェット中  
心の圧力が大きく変化する。

迎角に対して、ジェット中心の圧力があまり変化  
しない。



P17

## ノズル内部の解析精度について



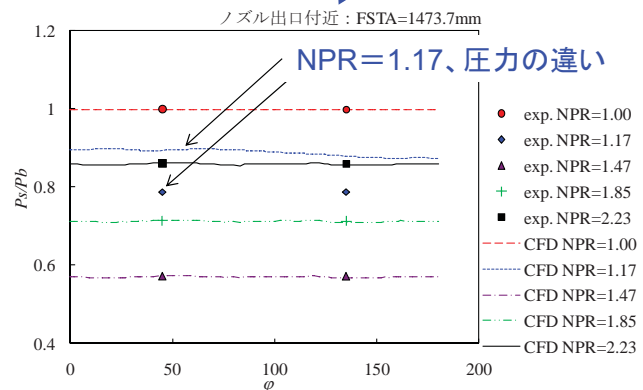
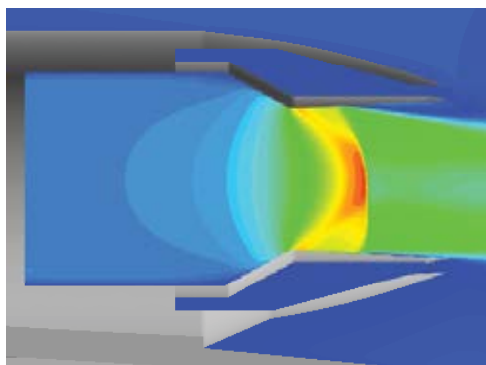
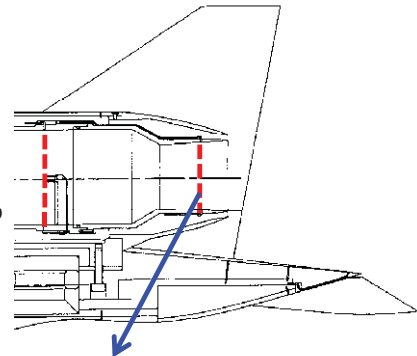
ノズル前方の流入口において、

- CFD解析結果が実験値と一致する。

ノズル出口付近において、

- NPR=1.17の場合は、ノズル内部に衝撃波が発生し、CFD解析結果が実験値と一致しない。

原因:ノズル内部で、衝撃波と乱流境界層の干渉を予測する  
CFD解析精度

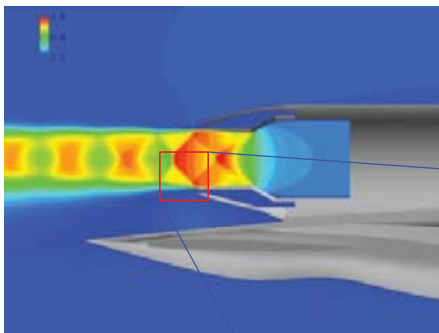


P18

## ジェット流れの解析精度について



諏訪東京理科大学

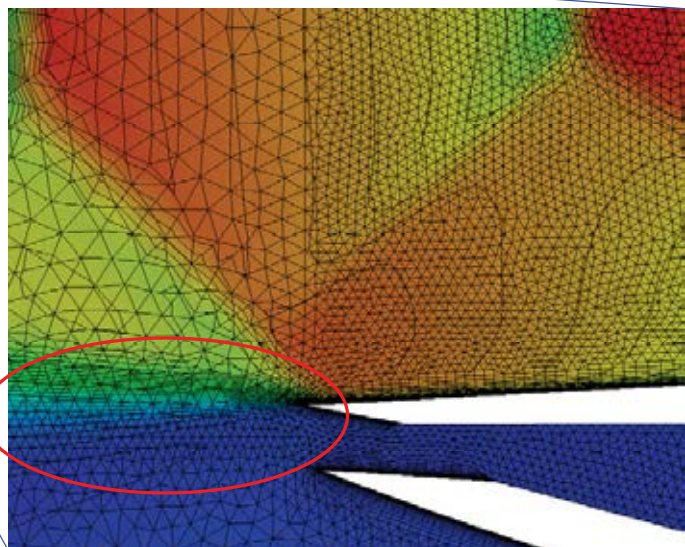


ジェットせん断層内に、十分な格子数がなく、急激な  
流れ変化が捉えられていない。

⇒ ジェット流れの解析精度が不十分

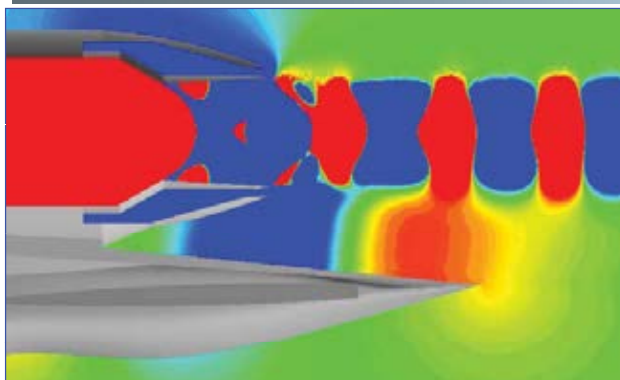
⇒ 格子改良が必要

ジェットせん断層



P19

## 剥離の解析精度について

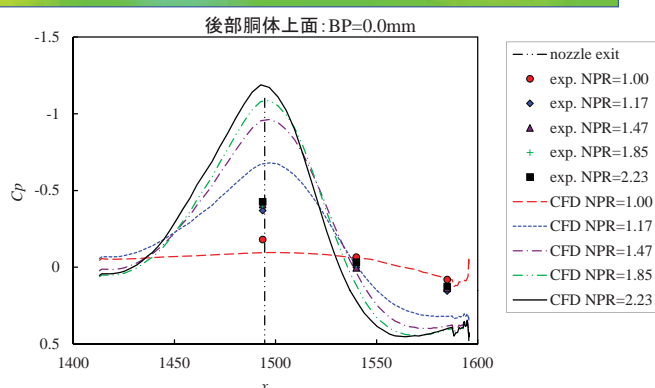


CFD解析では、ノズル排気の干渉より、後部胴体上面側に suction が強くなり、剥離が大きくなる。

NPRが増加につれ、実験の圧力計測値が一定値になる傾向が示された。

⇒ 剥離流れの解析精度

⇒ 格子解像度、乱流モデルの改善

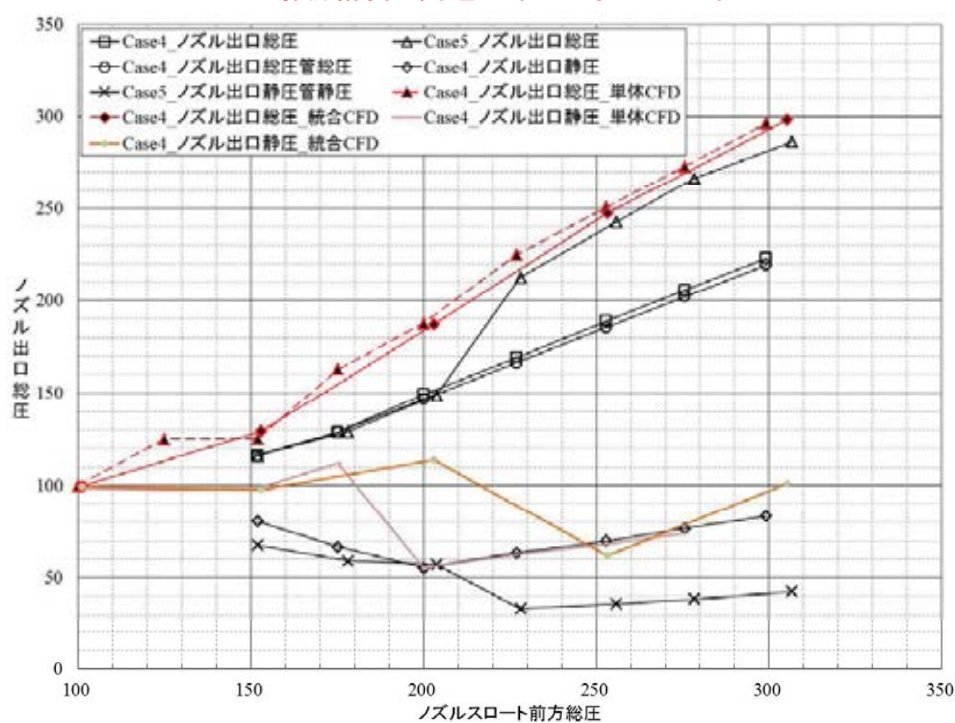


P20

## ノズル単体:風洞試験とCFDの比較



ノズルの解析精度に問題があると考えられる。



P21

## 構造格子の解析:CFDソルバーADCS



### 解析手法:構造格子ADCSコード

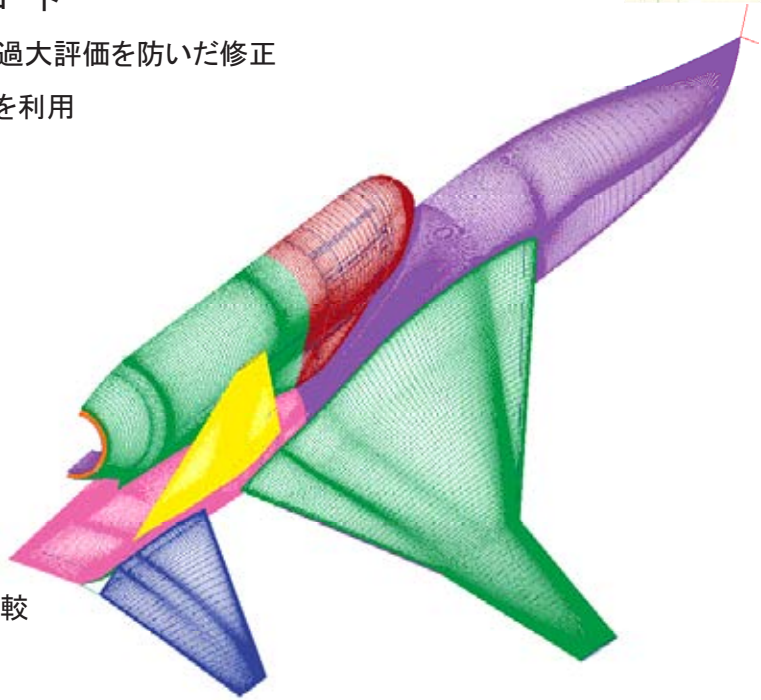
- ・全域乱流粘性解析:渦粘性の過大評価を防いだ修正  
Spalart-Allmaras乱流モデルを利用

### 計算格子:

- ・粘性計算用構造格子
- ・最小格子幅:  $1 \times 10^{-5}$  ( $y^+ = 1$ )
- ・境界層内の層数: 30
- ・格子点総数: 約15,000,000点

### 検証:

- ・解析精度の改善
- ・非構造格子解析結果の比較
- ・模型表面静圧、空力性能の比較



P22

## 構造格子の生成

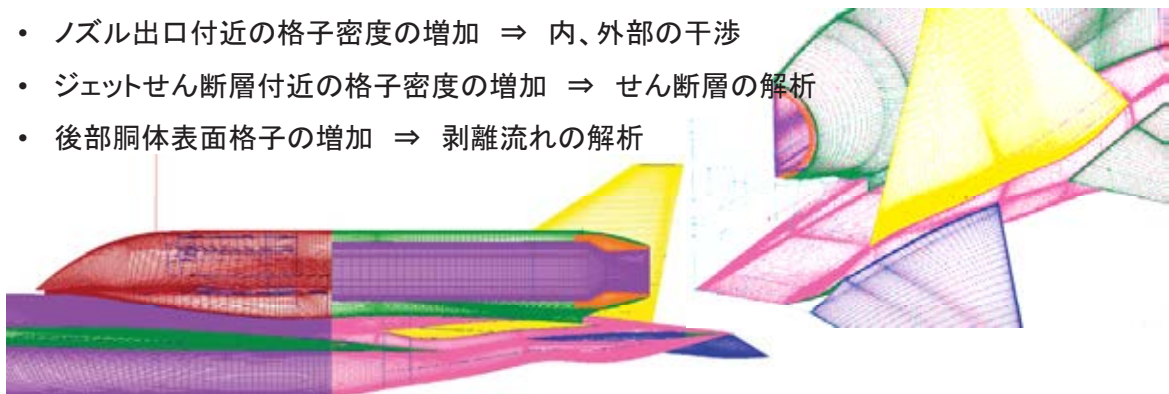
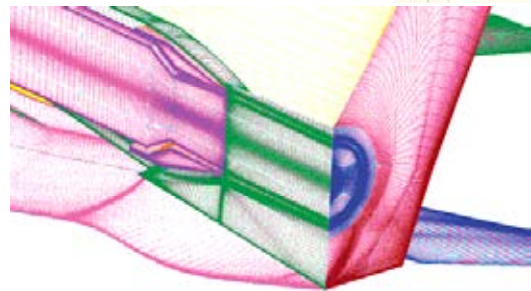


### 解析精度を向上するためには、

- ・ 重点的にノズル流れの解析精度を改善する。
- ・ 適切な乱流モデルを選択する。
- ・ ノズル排気のせん断層解析精度を改善する

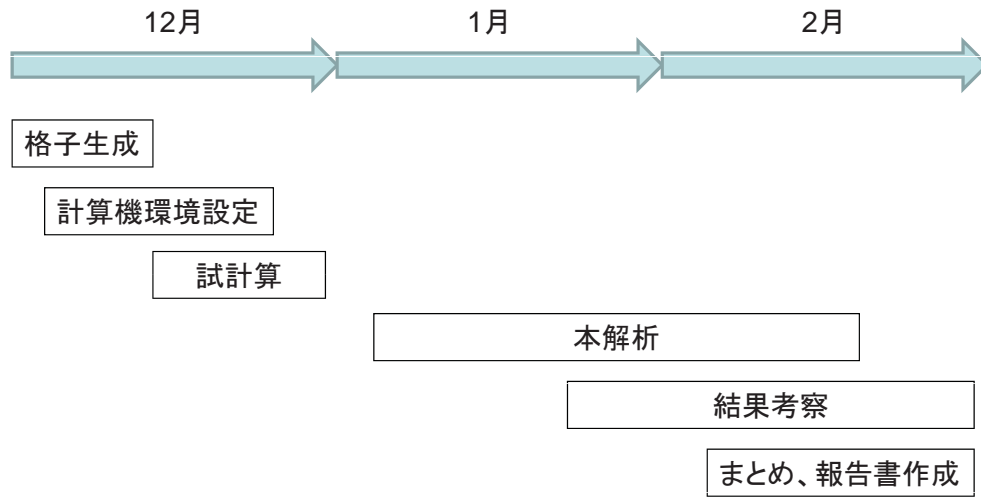
### 格子生成:

- ・ 全体格子数の増加 ⇒ 全体解像度
- ・ ノズル前方の計算領域の延長 ⇒ 内部境界層の発達
- ・ ノズル出口付近の格子密度の増加 ⇒ 内、外部の干渉
- ・ ジェットせん断層付近の格子密度の増加 ⇒ せん断層の解析
- ・ 後部胴体表面格子の増加 ⇒ 剥離流れの解析



P23

## 今後の実施予定



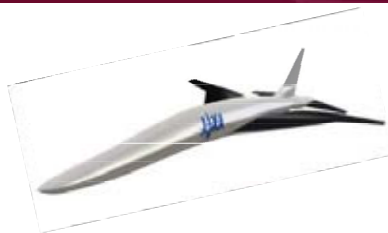


## 気球落下超音速飛行実験の飛行経路検討(その2) ～動的計画法による飛行経路最適化～

宮沢与和, 原田明德(九州大学)  
川口純一郎, 二宮哲次郎, 鈴木広一, 富田博史(JAXA)

平成23年12月9日

航空PG公募型研究報告会 JAXA調布



主要部は以下において公表  
「動的計画法による飛行経路最適化とD-SEND#2への応用」  
第49回飛行機シンポジウム(金沢), 平成23年10月27日



## 発表の構成



### 1. はじめに

- D-SEND#2 気球落下超音速飛行実験
- 最適制御による軌道設計 研究の目的と位置づけ
- 最適制御の数値解法と動的計画法

### 2. 動的計画法による軌道の設計

- 縦の軌道設計 (機体モデルと運動方程式)
- 動的計画法の適用 状態空間の離散化
- 制御変数がある場合の課題と解決方法

### 3. 解析結果の紹介

- 縦の軌道設計 レンジ最大
- 横の自由度を含めた軌道設計

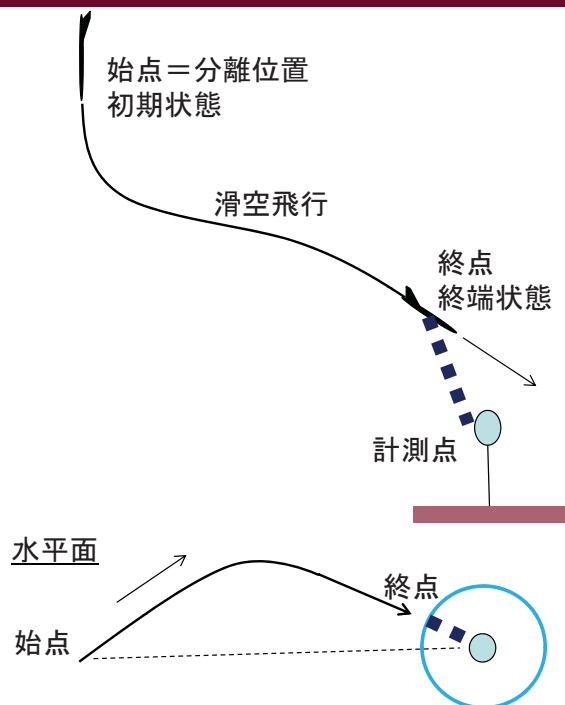
### 4. まとめ



## はじめに 気球落下超音速飛行実験の経路設計

第49回飛行機シンポジウム

2



### 設計要求

計測点の上空において与えられたマッハ数・高度・(経路角)を飛行, 通過すること。

### 考慮すべき不確かさ

- 分離位置
- 風外乱, 大気条件の誤差
- 機体のモデル誤差
- 航法誘導制御誤差 ...



## はじめに 最適制御による軌道的设计

航空PG公募型研究報告会

3



### 研究の目的

実験可能な機会を多く, かつ計測に成功する確率を高くすることを目的に飛行計画の作成を支援する最適制御解析ツールを提供する。

### D-SEND#2の実験における特徴

- 終端での飛行条件(位置, 高度, 速度, 経路角)が要求されている
- 分離位置が制御しにくい(気象条件に影響を受けやすい)
- 一発必中(繰り返しの実験ができない)

### 研究の背景と位置づけ

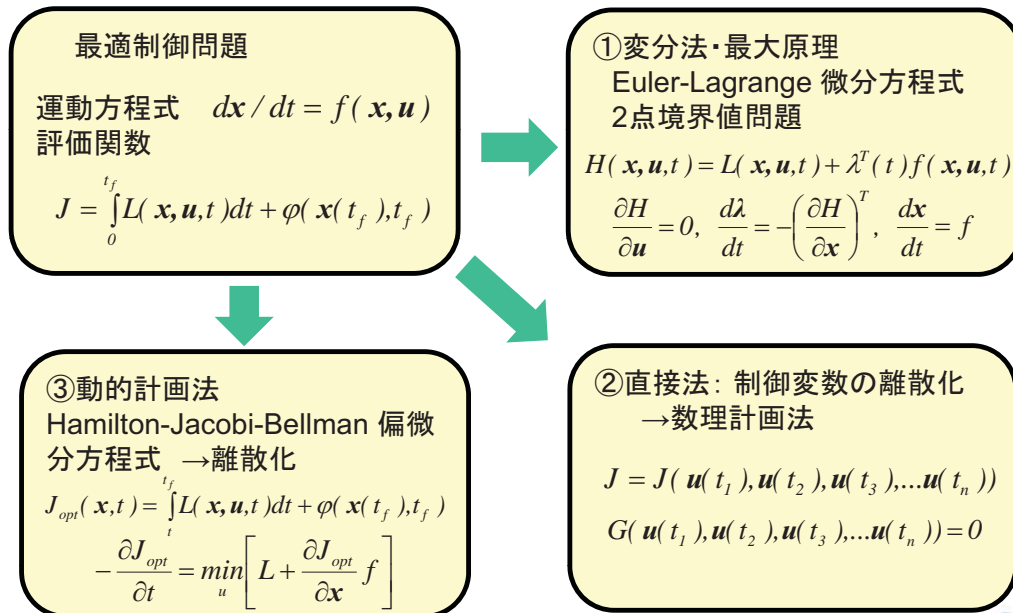
- 設計は広く解釈すれば最適化であるが, 多くのアプローチがあり, 最適制御問題の解を利用することもその1つである。最適制御の数値解を容易に得られることが開発において重要
- 現場のニーズに対応した研究を大学が担い, 研究の多様性を確保



## 最適制御の数値解法 3つの代表的な解法

航空PG公募型研究報告会

4



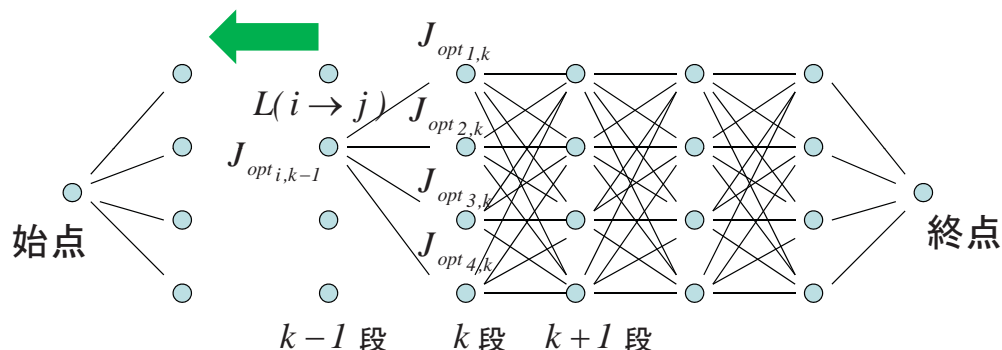
## 動的計画法

航空PG公募型研究報告会

5



状態量を離散化し、状態量の遷移を多段階に分解し、全ての組み合わせの中から最適な経路を求める。



$$J_{opt i, k-1} = \min_{j=1,4} [L(i \rightarrow j) + J_{opt j, k}]$$

N点/段, M段 のとき, 経路の計算:  $N^M \rightarrow N^2 \times M$



## 最適制御の数値解法



手法	長所	短所
Euler-Lagrange 微分方程式 の数値解	・高精度の解を得ることができる	・収束計算に困難さが伴い、問題に応じて工夫が必要。条件が変更した場合にも工夫が必要になる
数値計画法 の応用	・種々の数値計画法が適用可能 非線形計画法, 滑降シンプレックス法, 遺伝的アルゴリズム等 ・プログラムが容易	・大域的最適解の保証が困難 ・収束計算に困難さが伴う
動的計画法	・ <b>大域的最適解</b> が得られる ・状態変数や制御変数の <b>不等式拘束条件</b> の取り扱いが容易 ・収束を要する繰り返し計算がなく, <b>計算時間が事前に予測可能</b> ・離散化が確立すれば条件の変更に対して対応が容易。 =開発において扱いやすいツール	・「次元の呪い」次元が大きいと要する計算資源が膨大となる。 ・精度を確保するために離散化に工夫を要する場合がある ・状態変数と制御変数の数の差が大きい場合も計算が困難になる。 (本研究で解決策を提案)



## 動的計画法による軌道設計 D-SEND#2の縦の軌道最適化



### D-SEND#2モデルによる質点の運動方程式

- 機体の特性: 重心位置を仮定し, トリム空力モデルデータを作成

$$C_{D_{trim}} = C_{D_0}(M) + K(M)(C_L - C_{L_0})^2 \quad M: \text{マッハ数}$$

- 姿勢の回転運動は瞬時に変更可能とし, 揚力係数(=迎え角)が制御変数

単調減少するエネルギー  $E^* = \frac{1}{2}V^2 + g_0 H_p$  を独立変数=次元と1つ減少

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= -g \sin \gamma - D/m \\ V \left( \frac{d\gamma}{dt} - \frac{V \cos \gamma}{R_0 + H} \right) &= -g \cos \gamma + L/m \\ \frac{dH}{dt} &= V \sin \gamma \end{aligned}$$



$$\begin{aligned} \frac{dV}{dE^*} &= \frac{1}{V} \left( 1 + \frac{mg \sin \gamma}{D} \right) \\ \frac{d\gamma}{dE^*} &= \frac{mg \cos \gamma - L - \left( \frac{mV^2 \cos \gamma}{R_0 + H} \right)}{V^2 D} \end{aligned}$$



## 動的計画法による軌道設計 到達距離最大の最適制御

航空PG公募型研究報告会

8



### D-SEND#2モデルによる質点の運動方程式

- 初期条件(経路角, 速度, 高度), 終端条件(高度, 速度)を与える

$$\gamma(t_o) = \gamma_o \quad V(t_o) = V_o \quad H(t_o) = H_o$$

$$V(t_f) = V_f \quad H(t_f) = H_f \quad (\gamma(t_f) = \gamma_f)$$

- レンジを評価関数とし, 到達距離最大問題を検討する

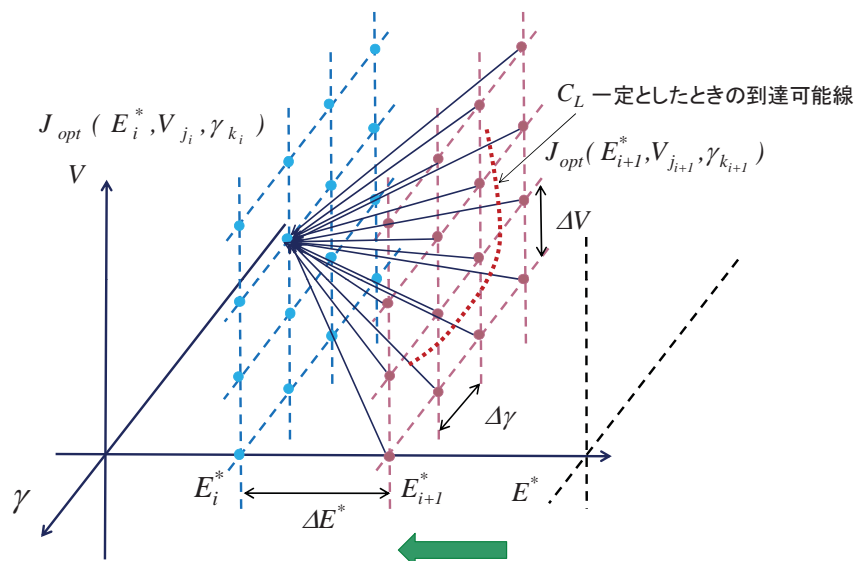
$$J = R_o \phi(t_f) = \int_{E_f}^{E_o} \frac{\cos \gamma}{1 + H/R_o} \cdot \frac{m}{D} dE^*$$



## 格子状に離散化して最適化 人工的な制御変数の追加

航空PG公募型研究報告会

9



$$J_{opt}(E_i^*, V_{j_i}, \gamma_{k_j}) = \max_{V_{j_i} \rightarrow V_{j_{i+1}}, \gamma_{k_j} \rightarrow \gamma_{k_{i+1}}} \{ \Delta J(V, \gamma, \Delta E^*) + J_{opt}(E_{i+1}^*, V_{j_{i+1}}, \gamma_{k_{i+1}}) \}$$

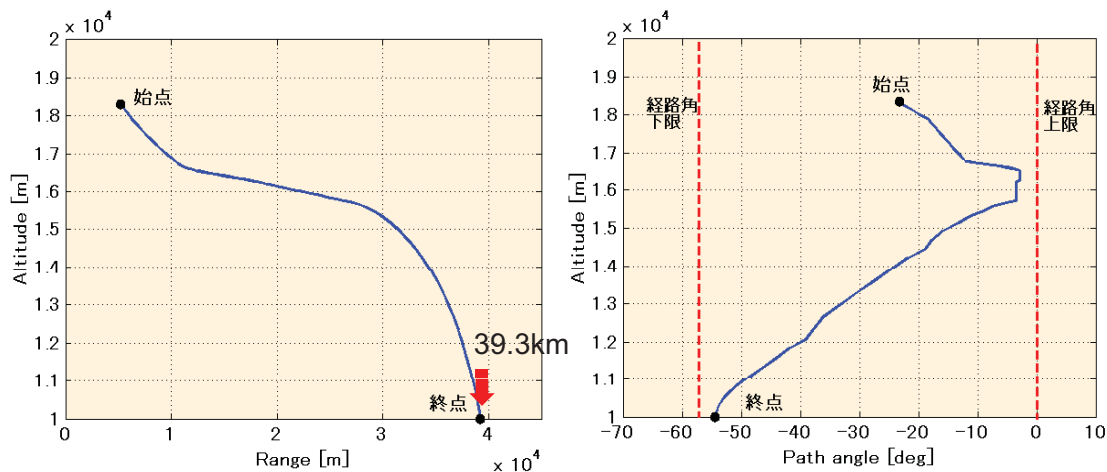


## 到達距離(レンジ)最大の最適解

航空PG公募型研究報告会

10

## 高度・経路角の履歴



最適制御の初期条件: 高度31kmより分離, CL=0.8を保持し, 0.4rad(22.9度)  
経路角が到達した時点(高度18.3km, 速度374m/s, レンジ5.6km)を初期状態  
最適制御の終端条件: 高度10km, 速度400m/s

離散化: 経路角100分割, 速度100分割, エネルギー74分割

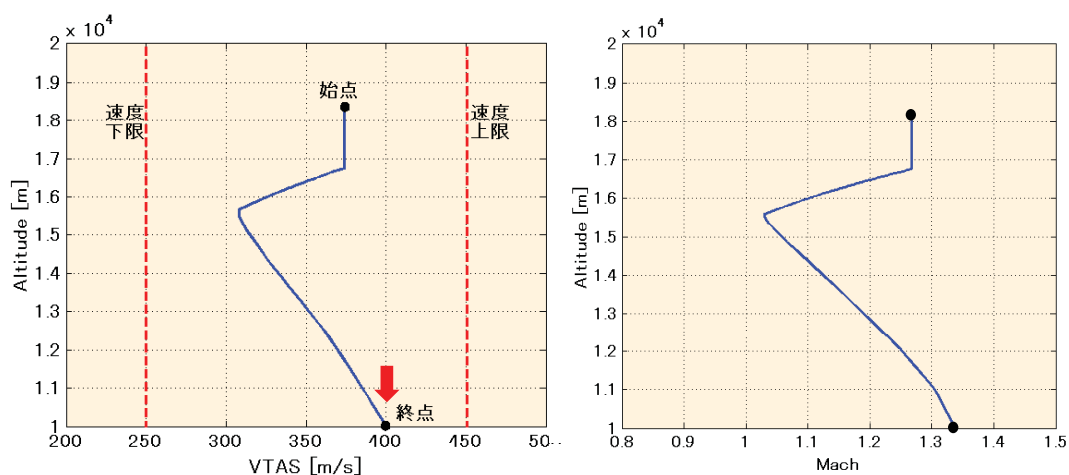


## 到達距離(レンジ)最大の最適解

航空PG公募型研究報告会

11

## 速度の履歴



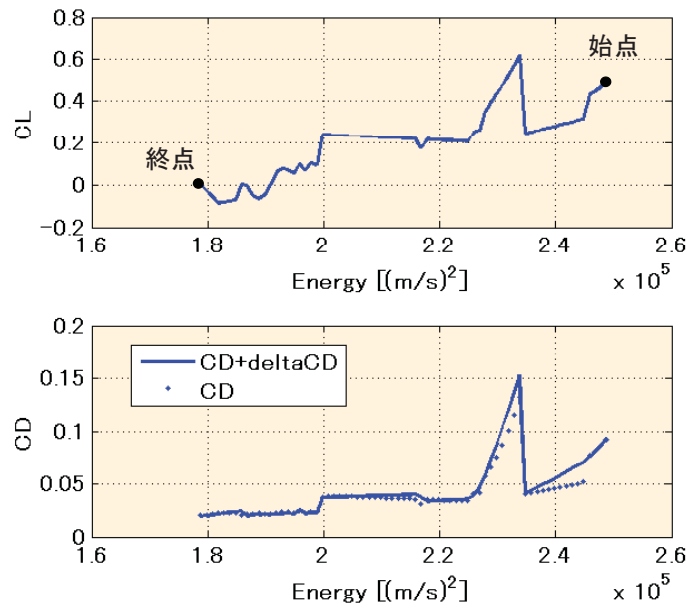
全行程で超音速



## 到達距離(レンジ)最大の最適解 擬似抵抗増(離散化誤差)の大きさ

航空PG公募型研究報告会

12



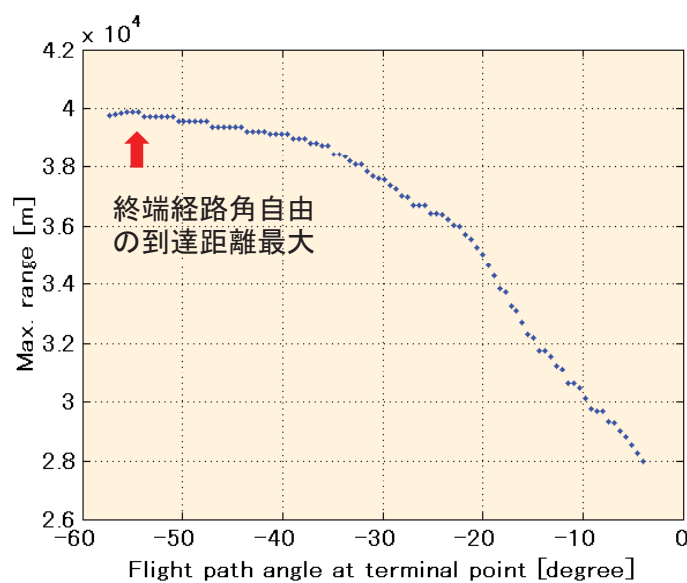
人工的な抵抗増(deltaCD)は、保守的な評価を導く

## 到達距離(レンジ)最大の最適解

航空PG公募型研究報告会

13

終端で経路角を指定した場合の最大到達距離



経路角を指定することにより到達距離は短縮するが、ある程度は許容可能

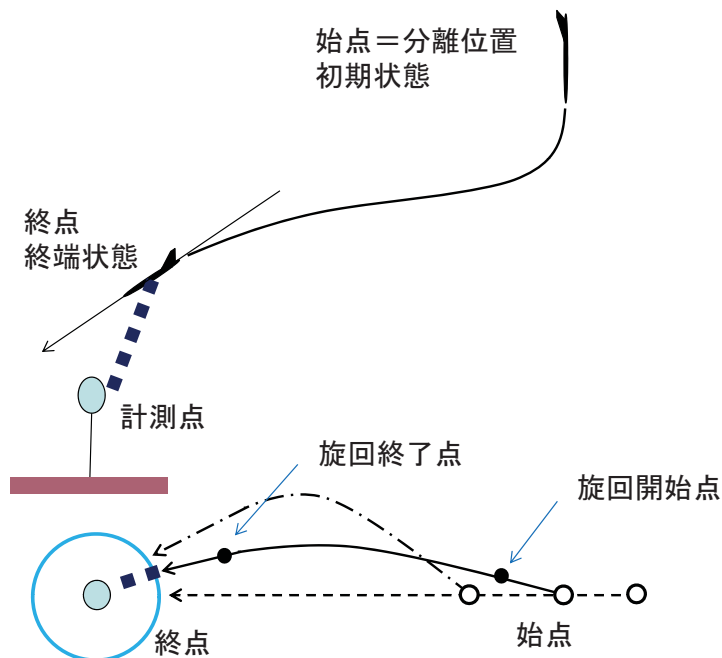


## 横の自由度を用いたレンジ調節

効率の良い飛行によるレンジ調節

航空PG公募型研究報告会

14



## 運動方程式と評価関数

状態変数は縦と同じ

航空PG公募型研究報告会

15



### 運動方程式

$$\frac{dV}{dE^*} = \frac{1}{V} \left( 1 + \frac{mg \sin \gamma}{D} \right)$$

$$\frac{d\gamma}{dE^*} = \frac{mg \cos \gamma - L \cos \sigma - \left( \frac{mV^2 \cos \gamma}{R_o + h} \right)}{V^2 D}$$

$\sigma$ : バンク角  
追加された制御変数

評価関数: 飛行距離 + 方位角の変化量 両者を最大化

$$J = \int_{E_o^*}^{E_f^*} R_o \frac{d\phi}{dE^*} dE^* + a \int_{E_1^*}^{E_2^*} \frac{d\psi}{dE^*} dE^* = \int_{E_o^*}^{E_f^*} R_o \frac{d\phi}{dE^*} dE^* + a(\psi(E_2^*) - \psi(E_1^*))$$

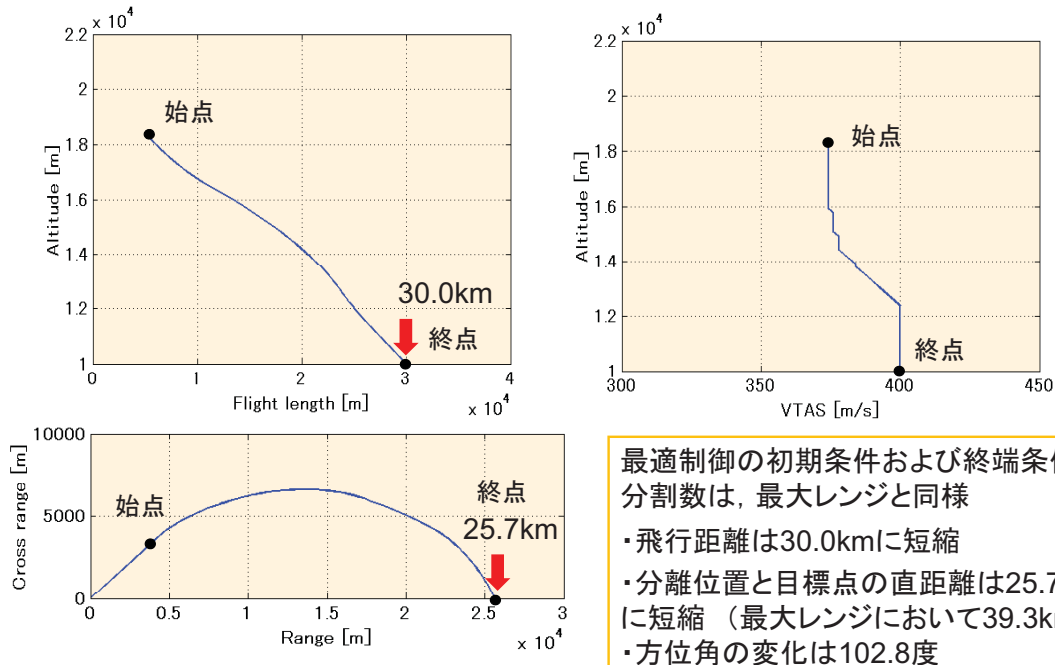
$$\frac{d\phi}{dE^*} = -\frac{\cos \gamma}{R_o + h} \left( \frac{m}{D} \right), \quad \frac{d\psi}{dE^*} = -\frac{L}{D V^2} \frac{\sin \sigma}{\cos \gamma}$$

## 横の自由度を使った飛行経路

飛行距離と方位角変化を考慮 解析の一例

航空PG公募型研究報告会

16

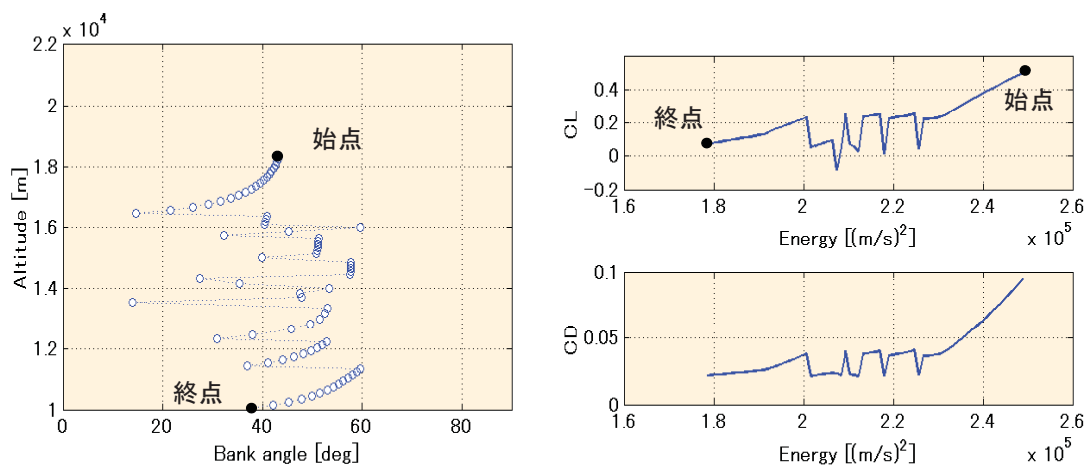
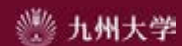


## 横の自由度を使った飛行経路

飛行距離と方位角変化を考慮 解析野一例 続き

航空PG公募型研究報告会

17



制御変数(バンク角, 揚力係数)

## まとめ



- 経路設計は種々の誤差要因を考慮して必要かつ十分な余裕を与えることが重要である。分離可能エリアを広げるために余裕を最大とする必要がある。
- 開発において最適化のツールは、補助的な手段であり、使いやすさが重要である。動的計画法には以下の長所があり、設計現場において有効なツールとなる可能性がある。
  - 解を得るための計算量が確定的であり、予め分かること
  - 風、機体モデル、初期状態、評価方法の変更に対して容易に対応することができること
- D-SEND#2の開発支援ツールを作成、有効な結果が得られた
  - 制御変数が少ない場合でも粗い格子が可能な方法を提案した
  - レンジ最大の最適解を容易に導くことができた
  - 効率の良い旋回飛行を行ってレンジを調節する飛行を導いた



宇宙航空研究開発機構 航空プログラムグループ 公募型研究報告会



## 「小型超音速旅客機用エンジンの性能検討」実施内容概要

【研究課題名】

小型超音速旅客機用エンジンの性能検討

【研究分野/研究題目】

SS(1)：次世代超音速旅客機技術の研究/小型超音速旅客機概念検討

【研究形態】

委託研究

2011.12.09

**株式会社 IHI**

航空宇宙事業本部 技術開発センター  
エンジン技術部 性能・システム技術グループ

Copyright © 2011 IHI Corporation All Rights Reserved.

## 目次



本発表では、2010年度に行った検討結果について発表する。

1. 本研究の目的／位置づけ
2. 検討概要
3. 検討方法
4. 検討結果
5. まとめ
6. 今後の予定

## 1. 本研究の目的/位置づけ(1/3)



### 小型超音速機研究開発の目的

- 超音速旅客輸送ニーズ調査、事業性試算やエアラインとの意見交換を踏まえ、2015年までの技術的進歩の見通し等から、以下の仕様の小型超音速旅客機を将来実現するための技術開発目標を検討する



(出典) JAXA提供

### 主要目標仕様

乗客	36-50人(全席ビジネスクラス)
巡航マッハ数	1.6
航続距離	3,500nm以上
滑走路長	8,000ft以下

### 技術目標

課題	技術目標
ソニックブーム低減 【最優先課題：飛行実証】	ソニックブーム強度の半減 (コンコルド技術比)
離着陸騒音低減	ICAO <sup>[注]</sup> 基準 Chap.4に適合
低抵抗化	揚抗比8.0以上
軽量化	構造重量15%減 (コンコルド技術比)

Copyright © 2011 IHI Corporation All Rights Reserved.

[注] International Civil Aviation Organization (国際民間航空機関)

3

## 1. 本研究の目的/位置づけ(2/3)



### 本研究の目的

- 小型超音速旅客機の検討でミッション検討を行うためには、エンジン性能の推定が不可欠となる。また、離着陸時の騒音は超音速旅客機として大きな課題であり、その評価のためにもエンジン性能の推定が重要となるため、小型超音速旅客機用エンジンの性能検討、概略寸法および重量推算を実施し、リファレンスエンジン<sup>[注]</sup>を定義する。

[注]リファレンスエンジン:最終的に機体評価に用いるエンジン

### 背景

- 機体に適したエンジンを定めるためには、機体検討結果を用いて、機体全体システムとしての評価によりエンジンサイクルを選定することが必要。
- エンジンサイクルの選定には、機体検討や機体側によるエンジン性能評価結果が必要であり、これらの機体側の検討はJAXAに実施いただき、その検討結果等の提示を受けるものとする。

### 2010年度の実施内容

- エンジンの諸元が機体の飛行性能に及ぼす影響を把握するため、エンジン性能のパラメトリクスタディを行い、諸元に特徴をもたせた複数のリファレンスエンジンの候補(以下、候補エンジン)を選定した。

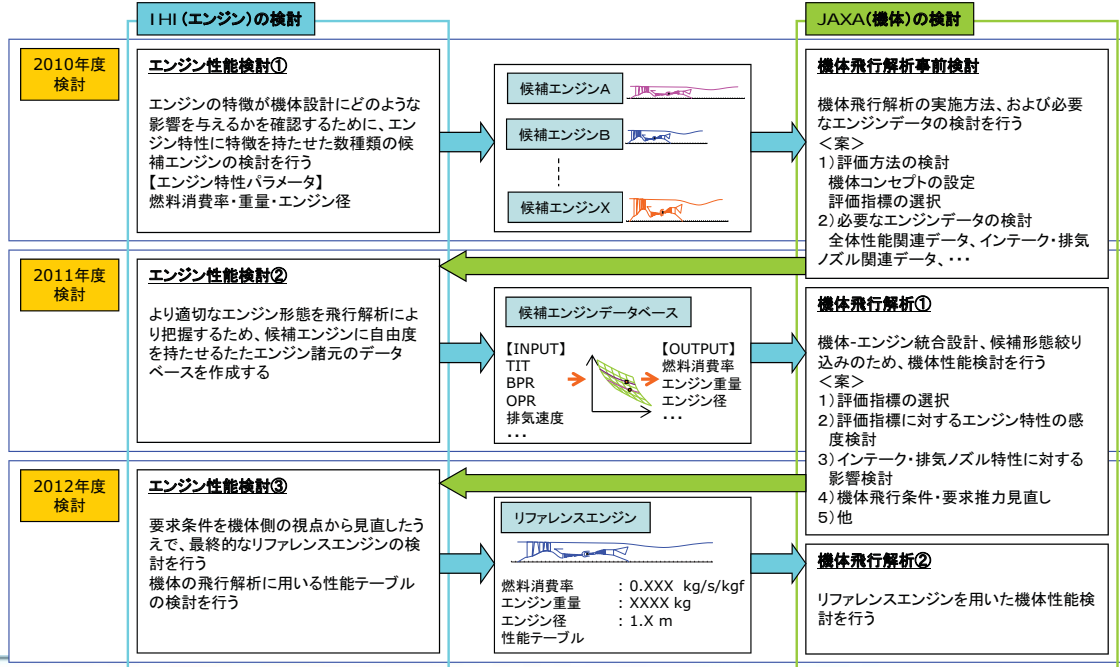
Copyright © 2011 IHI Corporation All Rights Reserved.

4

## 1. 本研究の目的/位置づけ(3/3)

IHI  
FSC-0582A

## 3年間の全体フローと本報の位置づけ



Copyright © 2011 IHI Corporation All Rights Reserved.

5

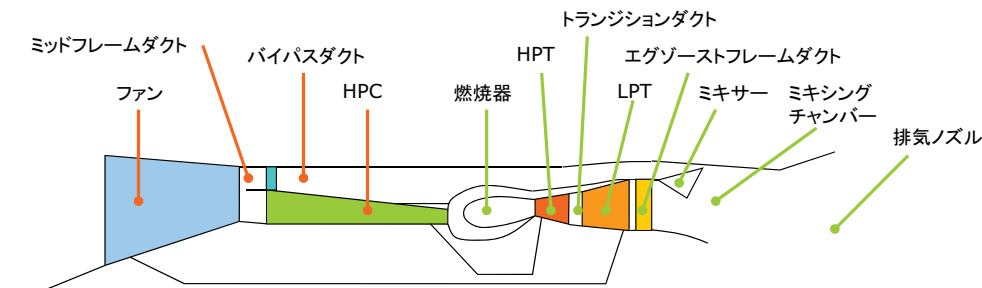
## 2. 検討概要(1/2)

IHI  
FSC-0582A

## エンジン想定形態

- 設計点マッハ数: 1.6
- エンジン形態: 2軸/Mixedターボファン/再熱機構なし
- 排気ノズル形式: 可変ノズル(Divergentフラップのみ可変)
- エンジンサイクル: 固定サイクルエンジン

## エンジン構成要素



Copyright © 2011 IHI Corporation All Rights Reserved.

6

## 2. 検討概要(2/2)



### エンジン設計パラメータ

タービン入口温度 (TIT): HPT入口全温  
 バイパス比 (BPR): バイパスダクト入口質量流量 / HPC入口質量流量  
 全体圧力比 (OPR): HPC出口全圧 / エンジン入口全圧

### エンジン評価パラメータ

燃料消費率 (TSFC): 燃料流量/推力  
 ファン径: Fan動翼チップ径  
 エンジン重量: 目標エンジン重量  
 離陸時の排気速度(VJ): 騒音に寄与するパラメータ

### 飛行条件

- 右表の5条件を計算する  
 パラメトリックスタディは設計点である  
 ②「超音速巡航条件」で実施

[注] SL=Sea Level(海面高度)、  
 ISA=International Standard  
 Atmosphere(国際標準大気、SLでは  
 15℃)

#	飛行条件	高度/機速/外気温	要求推力	抽気	抽出力
①	離陸時条件	SL/0.0Mn/ISA <sup>[注]</sup>	15トン	なし	なし
②	超音速巡航条件	50kft/1.6Mn/ISA	4.5トン	なし	なし
③	加速上昇条件1	40kft/0.9Mn/ISA	3.6トン	なし	なし
④	加速上昇条件2	45kft/1.2Mn/ISA	なし	なし	なし
⑤	垂直速巡航条件	30kft/0.9Mn/ISA	なし	なし	なし

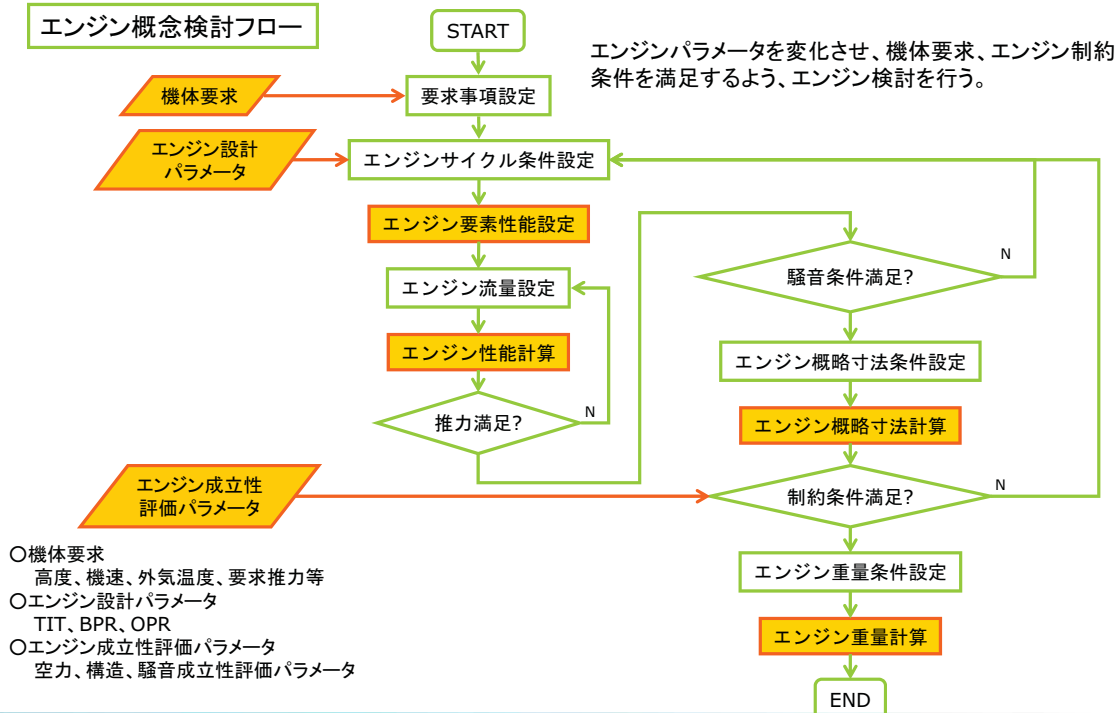
Copyright © 2011 IHI Corporation All Rights Reserved.

7

## 3. 検討方法(1/2)



### エンジン概念検討フロー



Copyright © 2011 IHI Corporation All Rights Reserved.

8

### 3. 検討方法(2/2)



#### 複数の候補エンジンの検討方法

- パラメトリックスタディ方法
  - ✓エンジン設計パラメータを振って計算を行う
    - ✓TIT : 3ケース
    - ✓BPR : 7ケース
    - ✓OPR : 6ケース

#### パラメトリックスタディ結果の図示方法

- BPR、OPR、TITを振ったときの、設計点でのTSFC、エンジン重量、ファン径のカーペット図を作成
- カーペット図上に主要な制約条件の等高線を引く

#### 複数の候補エンジンの選定方法

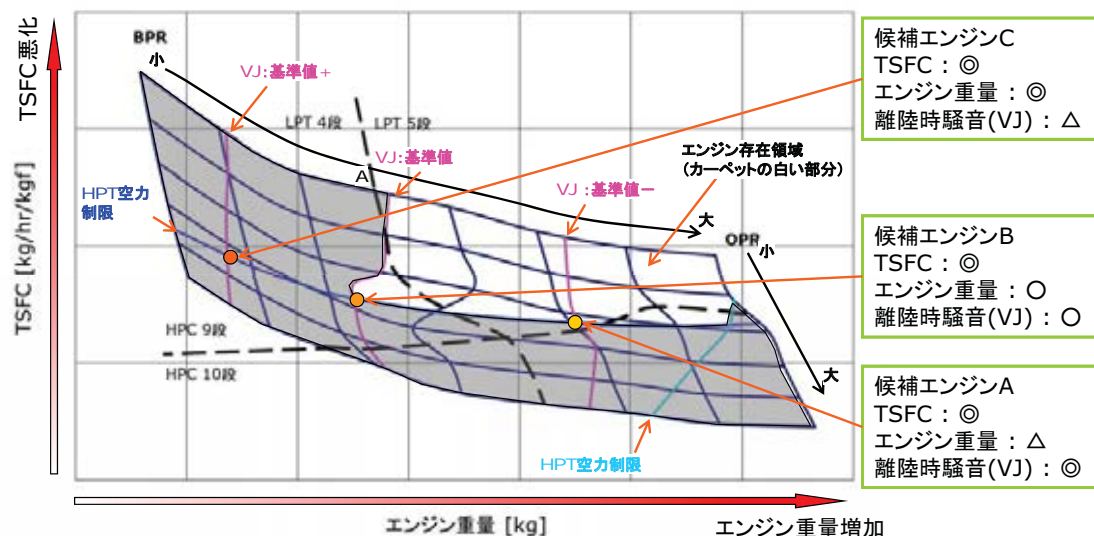
- カーペット上の制約を満たす領域中から設計点でのTSFCおよびエンジン重量が最小となる候補エンジンを選択

制約としてはエンジン要素の空力的な制約、構造的な制約、および騒音成立上の制約を確認する。  
騒音成立上制約されるパラメータ(排気速度(VJ))に関しては、その影響を見るために、基準値(ICA0 Chap. 4相当)と、基準値を中心に増減させたケースの3ケースで確認する。

### 4. 検討結果(1/5)



#### エンジン重量 vs TSFCのカーペット図

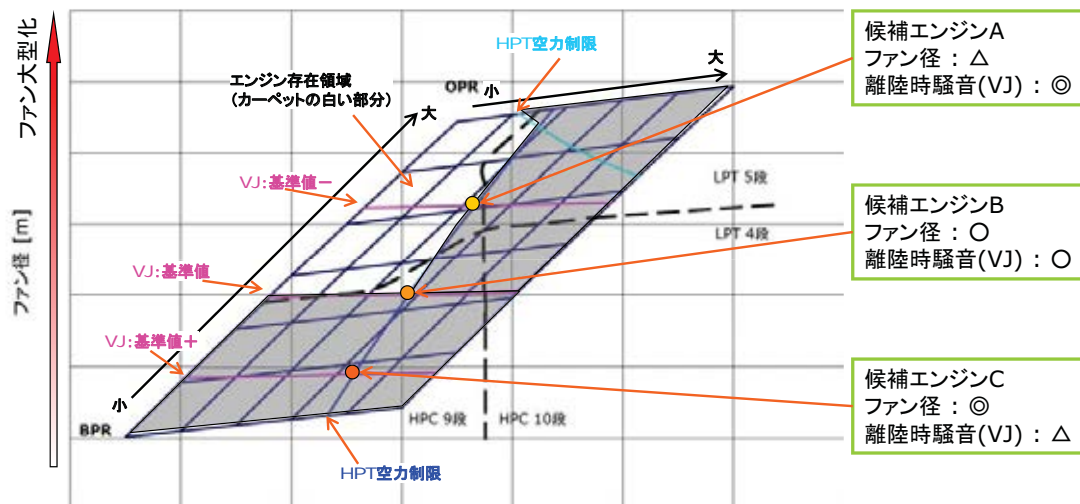


- 検討した範囲では次のことが分かった
  - ✓エンジン選定の制約条件は離陸時VJ、およびHPTの空力制限
  - ✓離陸時VJを下げるほどTSFCは改善し、エンジン重量は増加する(BPR=A前後でLPT段数変化)

## 4. 検討結果(2/5)

IHI  
FSC-0582A

## ファン径のカーペット図



➤ 検討した範囲では次のことが分かった

✓ 離陸時VJを下げるほどファン径は増加する(離陸時VJによりファン径はほぼ一意に決まってしまう)

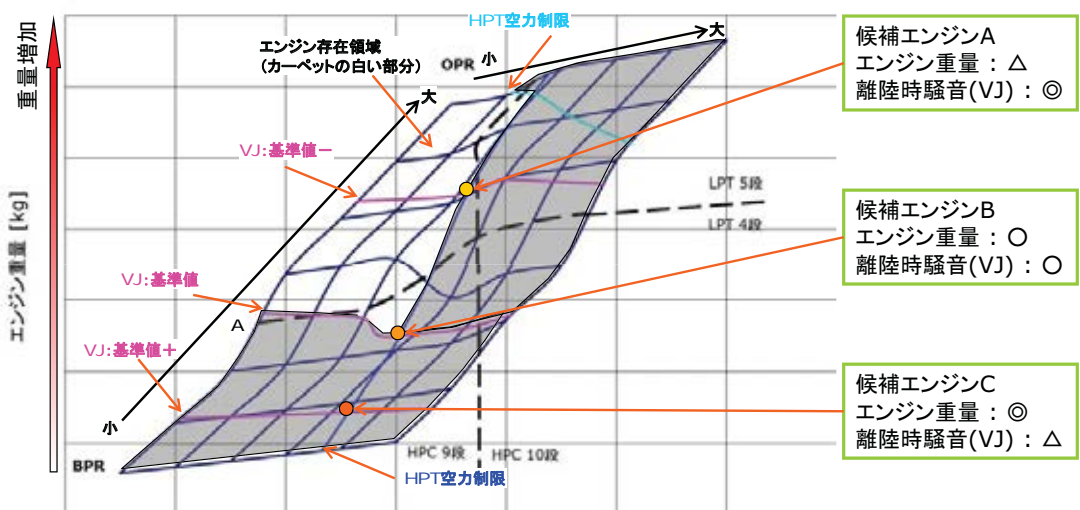
Copyright © 2011 IHI Corporation All Rights Reserved.

11

## 4. 検討結果(3/5)

IHI  
FSC-0582A

## エンジン重量のカーペット図



➤ 検討した範囲では次のことが分かった

✓ 離陸時VJを下げるほどエンジン重量は増加する(BPR=A前後でLPT段数変化)

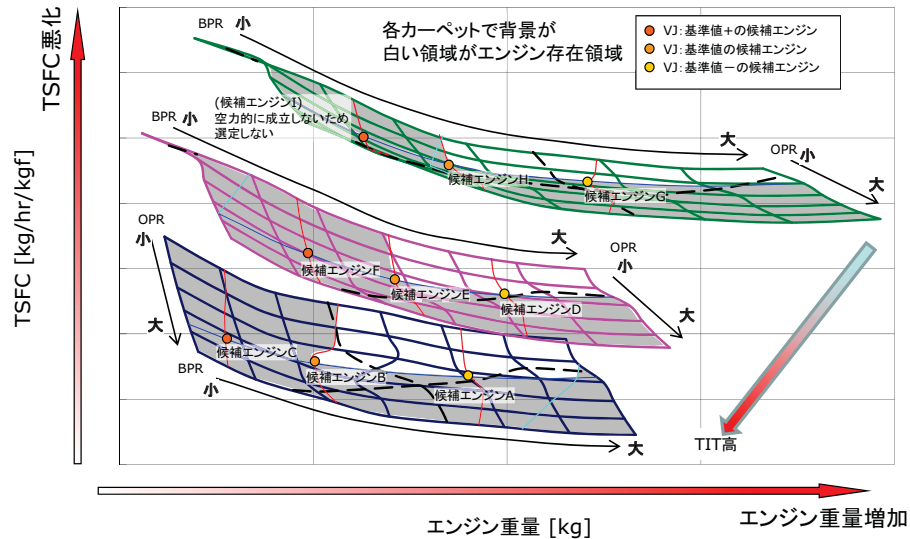
Copyright © 2011 IHI Corporation All Rights Reserved.

12

## 4. 検討結果(4/5)

IHI  
FSC-0582A

## エンジン重量 vs TSFCのカーペット図



- 検討した範囲では次のことが分かった  
 ✓TITが上がるとTSFCが改善し、エンジン重量も軽くなる

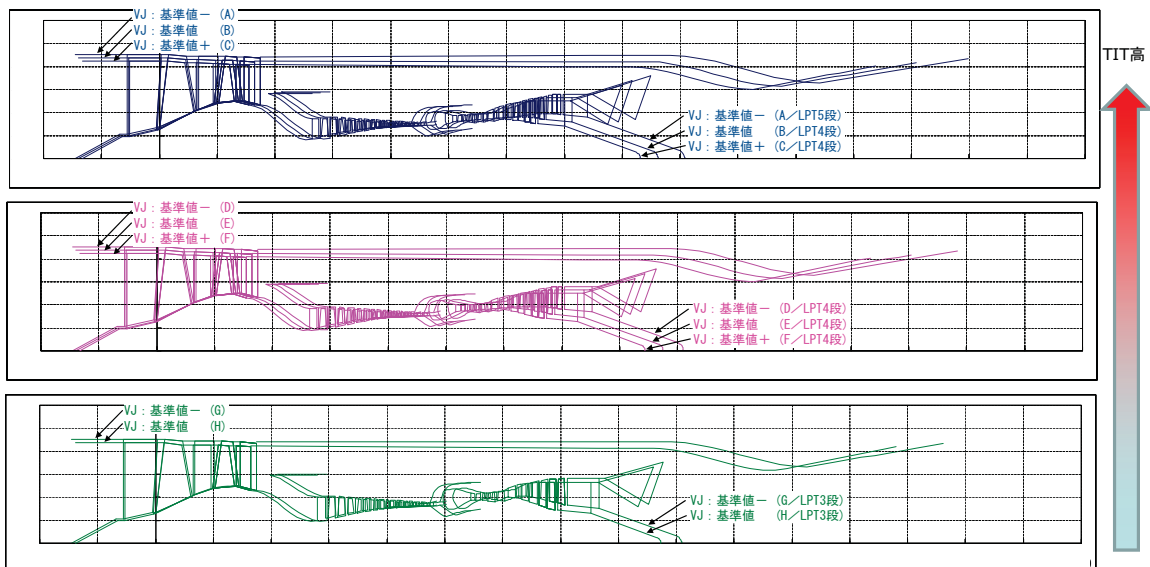
Copyright © 2011 IHI Corporation All Rights Reserved.

13

## 4. 検討結果(5/5)

IHI  
FSC-0582A

## 候補エンジンA ~ Hの寸法比較



Copyright © 2011 IHI Corporation All Rights Reserved.

14

## 5. まとめ / 6. 今後の予定



### まとめ

- パラメトリック検討により、カーペット図を作成した
- TSFCとエンジン重量およびファン径に特徴を持たせた8つの候補エンジンを選定した
- 8つの候補エンジンについて、5飛行条件の性能諸元および概略図を作成した

### 今後の予定(2011年度の取り組み)

- 2011年度は、よりエンジン選択に自由度を持たせ、エンジン諸元が機体の飛行性能に及ぼす影響を把握し、適切なエンジン形態に絞り込めるようにするため、今回提示した候補エンジン(AからHの8ケース)を基に、エンジン設計パラメータを調整してエンジン諸元を出力できるデータベースを作成する。

# プラズマ流体アクチュエータによる 超音速航空機の 離着陸時空力性能改善

研究代表者：松野 隆（鳥取大学大学院 工学研究科）

## 発表内容

### 研究背景・技術的課題と研究目的

#### 研究計画

研究全体の計画

本年度実施事項

#### 1: 超音速機離着陸性能改善

鳥取大学、JAXA 低速風洞試験結果

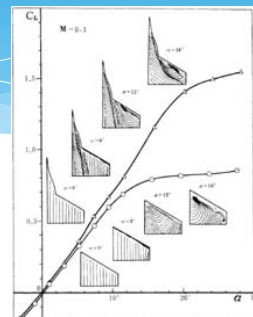
#### 2: プラズマアクチュエータ適用可能速度域拡大

高性能アクチュエータの開発・特性調査

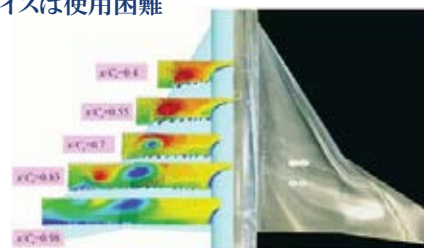
# 研究背景と技術的課題

## 低アスペクト比デルタ翼をベースとする機体の離着陸時空力特性

- ▶ 揚力傾斜が小さい
- ▶ 非線形な空力特性 (ex. 非線形ピッチアップ)
- ▶ 流体場が複雑
  - ▶ 渦・剥離流の干渉→機体形状・姿勢に大きく依存
- ▶ フラップ等の高揚力装置の効果は限定的、デメリットが多い
  - ▶ 大迎角飛行: 渦・剥離流に支配
  - ▶ 機体形状の制限: 超音速巡航時に翼形状へ影響するデバイスは使用困難
- ▶ 技術的課題
  1. 三次元・非定常流れ場構造の解析
  2. 複雑な流れ場の干渉・制御
  3. 流れの制御による空力特性の向上



Liu, J. Aircraft, Vol, 16, No.5 (1980)



Kwak, ICAS 2004-387

# 超音速機離着陸性能改善のねらいと課題

## 必要とされる空力特性の向上ポイント

- 着陸時迎角におけるL/Dの向上
- 同条件での非線形ピッチングモーメント特性の緩和

## 必要となる流体制御のターゲット

- 前縁剥離渦の位置制御
- 渦崩壊の抑制
- 剥離抑制

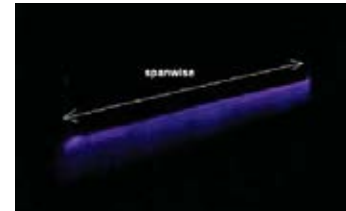
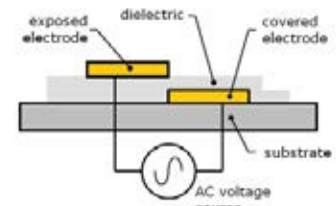
## 既存技術について

- フラップの効果は限定的
- 大迎角飛行: 渦・剥離流に支配
- 機体形状の制限: 超音速巡航時、翼形状へ影響

## プラズマアクチュエータによる流体制御

放電により発生するプラズマによって流体に体積力を与える  
 表面ジェットを発生  
 電極ペアと誘電体の複合構造  
 kV/kHz/mAオーダーの交流を使用

プラズマアクチュエータの持つ特徴  
 可動部分を持たない  
 空力的な影響が小さい  
 駆動が非常に高速  
 入力に対する追従性が優れている  
 制御システム全体が設計しやすい

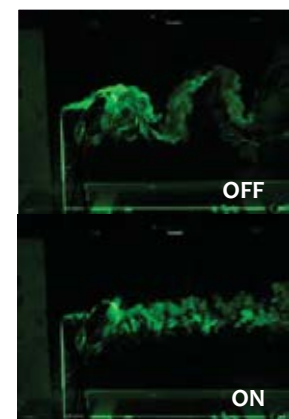


## 研究目的と期待される成果

プラズマアクチュエータによる超音速機の離着陸時空力性能向上  
 スマートな流体制御手法の提案  
 実機形状模型への適用  
 プラズマアクチュエータの潜在性能を生かす

期待される最終成果

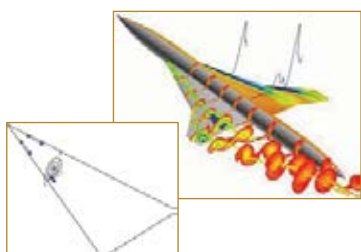
超音速機実用化において大きな問題となる、  
 低い離着陸性能により生じる課題の解決  
 航空機の安全性の低下  
 空港のインフラ整備の必要性  
 着陸騒音(脚・高揚力装置由来)



# 研究のアプローチ

## 1. Flow Physics: 大迎角流の流体制御メソッドの提案

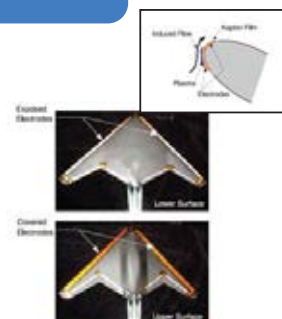
- 剥離・渦の干渉の解析と流体場制御手法の適用
- プラズマアクチュエータの適用
- プラズマアクチュエータの高性能化



Ex. "Mimicking" along-the-core blowing

## 2. Aerodynamic Control: 超音速機形態の離着陸性能向上

- 流体制御手法の策定・適用・FS
- 実スケール・Reの性能評価
- 高効率化



UAV application(AIAA2007-884)

実機飛行環境における  
プラズマアクチュエータ流体  
制御の有効性検証

# 本年度の研究内容

2010~11-2Q  
プラズマアクチュエータの  
超音速機模型への有効性確認

2011-2Q  
流体制御手法の提案

2011-4Q  
離着陸性能向上実証

2012  
離着陸性能向上の  
高効率化

## 超音速機模型への有効性確認：L/D・非線形空力特性の改善

鳥取大学小型風洞による流体制御試験(LWT2予備試験)

JAXA 2x2m風洞におけるプラズマアクチュエータ適用試験

基礎的な流体制御法の検討

## プラズマアクチュエータによる流体制御法の研究

効率的な制御手法の開発

高性能プラズマアクチュエータの開発と特性解析

流体制御課題への適用

高レイノルズ数適用性の検討

既存アクチュエータ性能のレイノルズ数依存性調査

## 超音速機模型への プラズマアクチュエータの適用有効性検証

### 鳥取大学小型風洞におけるSSTモデル適用試験

2011/02-04 (全機模型), 2011/10-11 (半裁模型)

### JAXA LWT<sub>2</sub>におけるSSTモデル適用試験

2011/07: 空気力計測試験

2011/12: 空気力計測、PIV試験 (12/09/11 現在風洞試験中)

## プラズマアクチュエータによる 流体制御法の研究

### 効率的な制御手法の開発

高性能プラズマアクチュエータの開発と特性解析

推力測定試験・気流可視化試験

流体制御課題への適用

デルタ翼への適用可能性調査

### 高レイノルズ数適用性の検討

既存アクチュエータ性能のレイノルズ数依存性調査

現在実施中



## 鳥大試験：実験装置・実験方法

### 風洞

鳥取大学吸込式低速風洞 (2011-)  
0.6 x 0.6 x 1.8m 固定壁測定部

### 実験方法

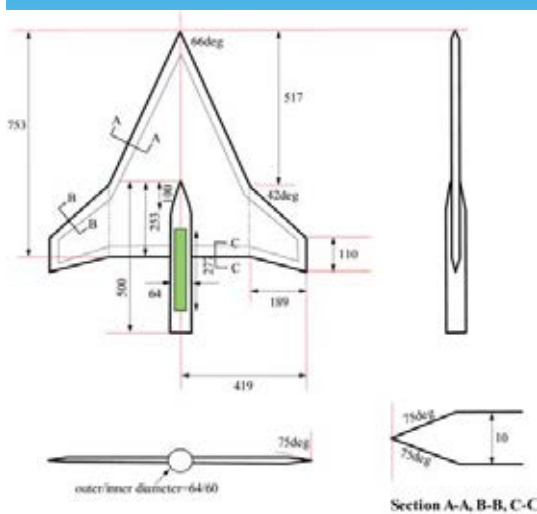
煙法+LLSによる渦の可視化  
6分力天秤による空気力測定

### 実験条件

流速: 5~20 m/s  
AoA: 0~30 deg



## 鳥大試験：50%SST半裁模型概要



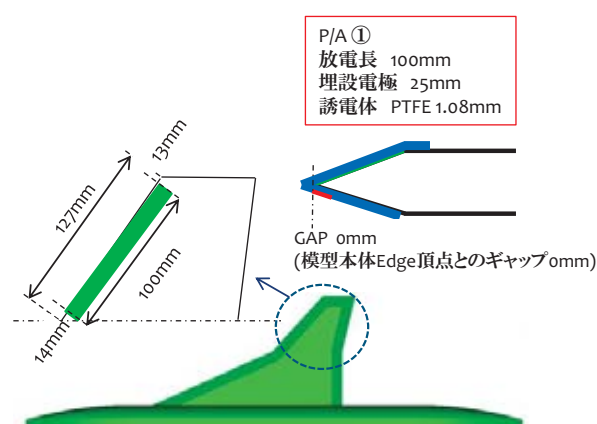
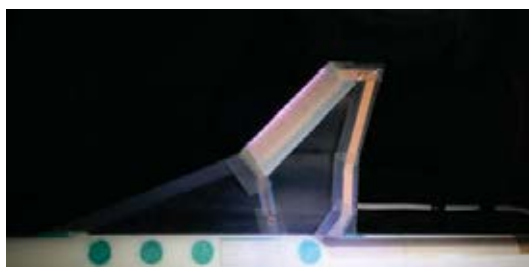
翼模型諸元

Wing	Sweep	$\Lambda = 66/42\text{deg}$
	Edge	15deg beveled
	Chord, mm	376.5
	Span, mm	209.5
	Area, m <sup>2</sup>	$36.62 \times 10^{-3}$
Body	Length, mm	837
	Radius, mm	25

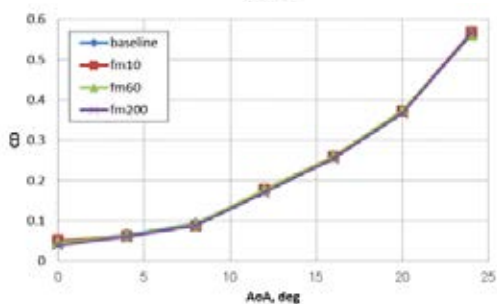
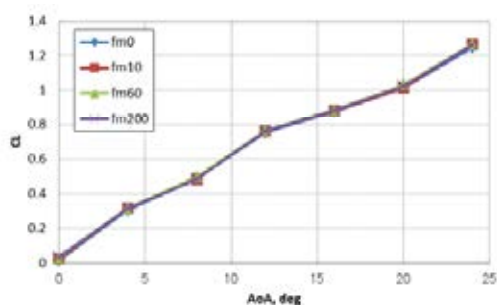


# 鳥大試験：実験条件

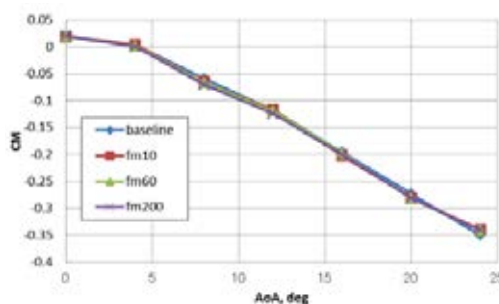
case No.	U, m/s	AOA, deg	fmod, Hz	DC, %
5	10	0-24	10, 60, 200	0.3
6	10	6-18	10, 60, 200	0.3
7	10	6-14	10, 30, 60, 120, 200	0.3, 0.5, 0.8
9	10	0-24	10, 30, 60, 120, 200	0.3
11	10	0-20	10, 200	0.3



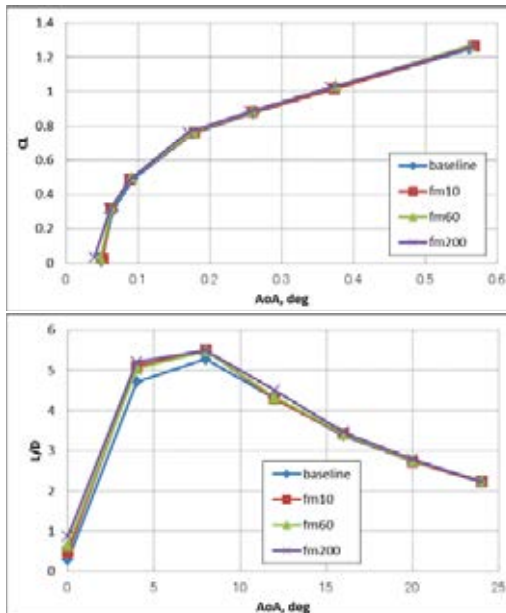
## 鳥大試験：プラズマアクチュエータ駆動による空力特性の変化



本ケースでは揚力・抗力自体には比較的小さな変化のみ観察された  
 CD<60カウント程度



## 鳥大試験：プラズマアクチュエータ駆動による 空力特性の変化

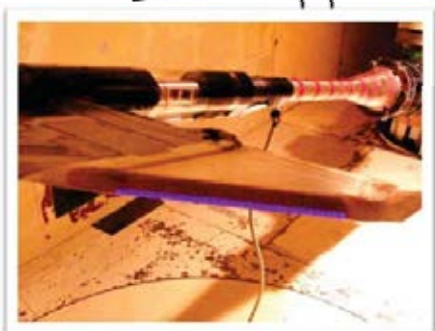
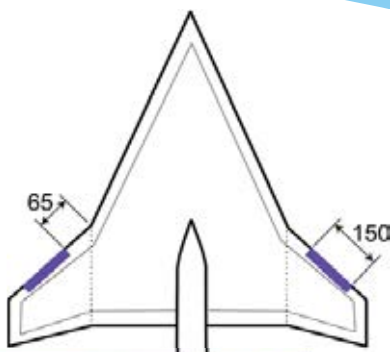


L/Dには比較的大きな変化が  
確認できる

L/D~10%程度

他のケースについても  
現在解析を行っている

## LWT2試験：実験条件

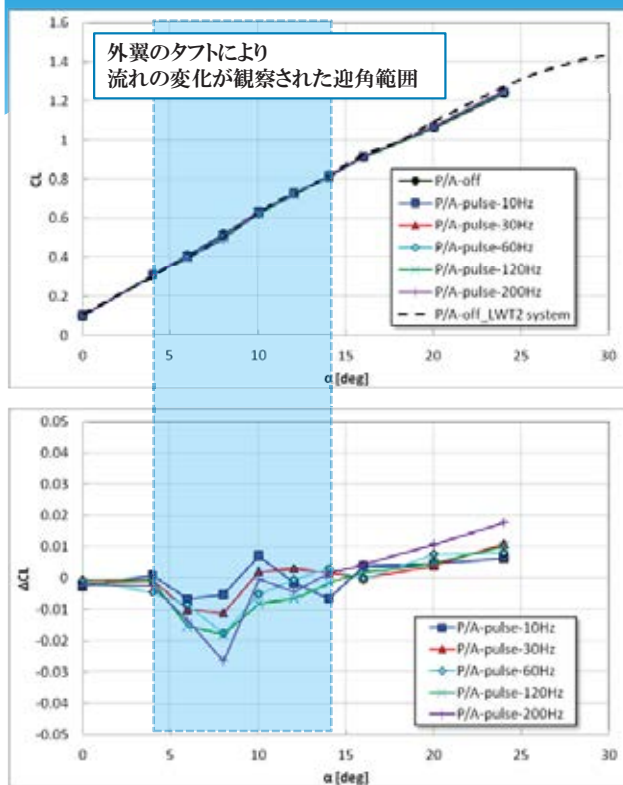


### DBDプラズマアクチュエータ仕様・駆動条件

誘電体レイヤ	PTFE 1.05mm
露出電極幅	10mm
埋設電極幅	25mm
放電長	150mm
$f_{AC}$	14.7kHz
$V_{AC}$	19.0kV
$f_{mod}$	10~200Hz

- 設置位置：外翼前縁
  - － 前縁に放電位置を設定
  - － 上向きジェットを生成

## LWT<sub>2</sub>試験：揚力特性



AoA=6~15deg で比較的  
大きい揚力変化が観察される

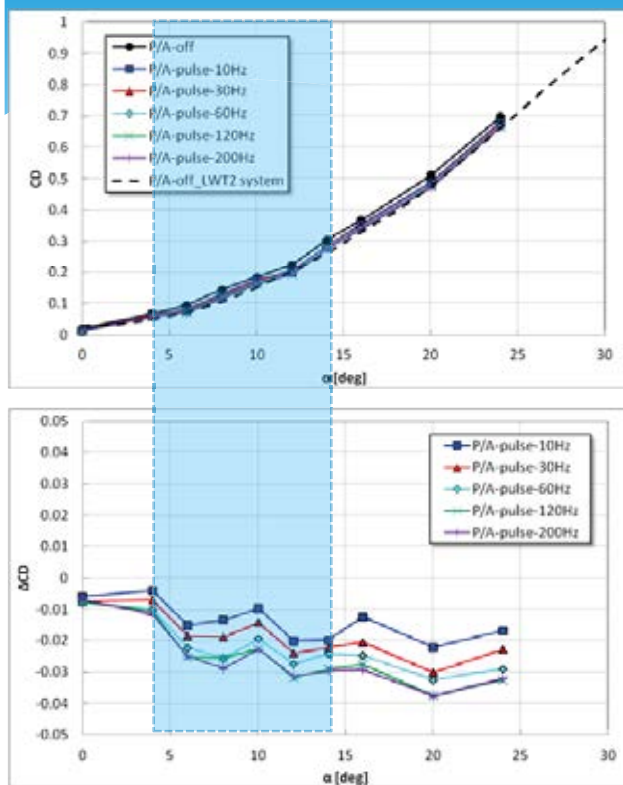
6~8deg: 揚力減少

10~14deg: 揚力増加

モジュレーション周波数への依存  
性高い

AoA>20deg では $f_{mod}=200\text{Hz}$  の  
ケースでやや揚力増加量が大

## LWT<sub>2</sub>試験：抗力特性

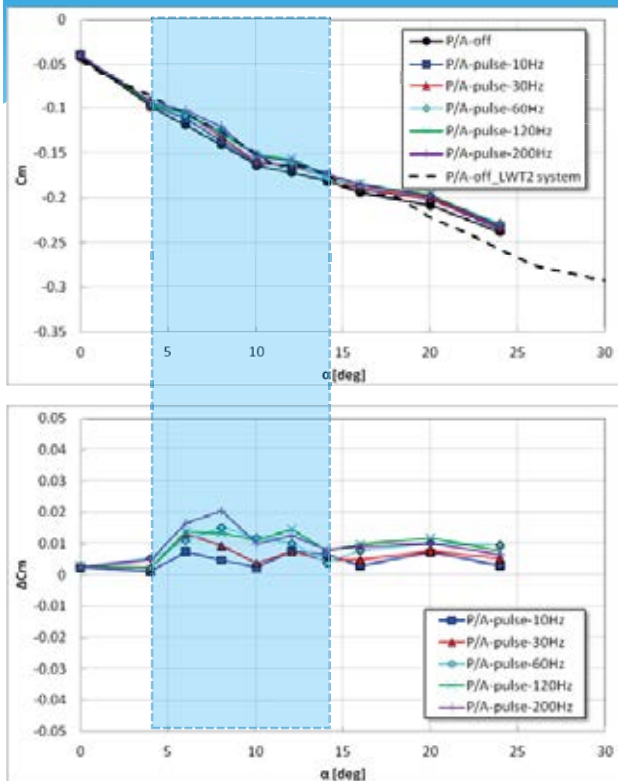


迎角増加に伴い  
抵抗低減量が増加する

モジュレーション周波数の高いケースで顕著

タフトの観察結果との関連無し  
予想と異なる結果であるため、  
再検討・調査中

## LWT<sub>2</sub>試験:ピッチングモーメント特性



AoA=6~15deg で変化が生じる

全域で $\Delta C_m$ が増加

外翼での揚力増加が原因

$C_L$ 特性とは矛盾する

## まとめ

プラズマアクチュエータによりSST模型(クランクトアロー翼)の外翼流れ場制御を行った

離着陸時の迎角領域において、プラズマアクチュエータによって外翼の剥離流れ場を制御可能である

(外翼上流れの大域的な変化を可視化により確認した)

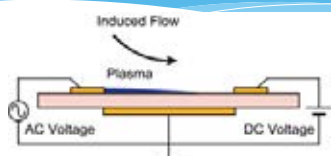
低迎角域では剥離を抑制することにより、抗力が減少しL/Dは増加する

設置位置の最適化ができていないため、現時点での効果は不十分... 今後の課題

# 効率的な制御手法の開発

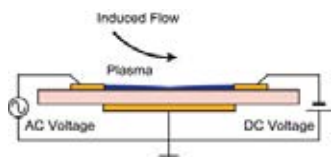
高性能プラズマアクチュエータの開発と特性解析  
流体制御課題への適用

## TEDプラズマアクチュエータ



TED-DBD

第三電極に正の電位  
放電形態は変化しない



TED-SD

第三電極に負の電位  
スライディング放電が生じる



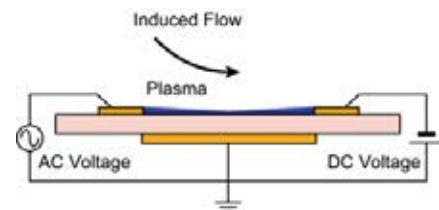
# TEDアクチュエータの仕様/実験条件

## アクチュエータエレメント仕様

誘電体層: PTFE  $t=2.0\text{mm}$

### エレメント寸法

露出電極幅: 5mm  
埋設電極幅: 40mm  
放電長: 250mm



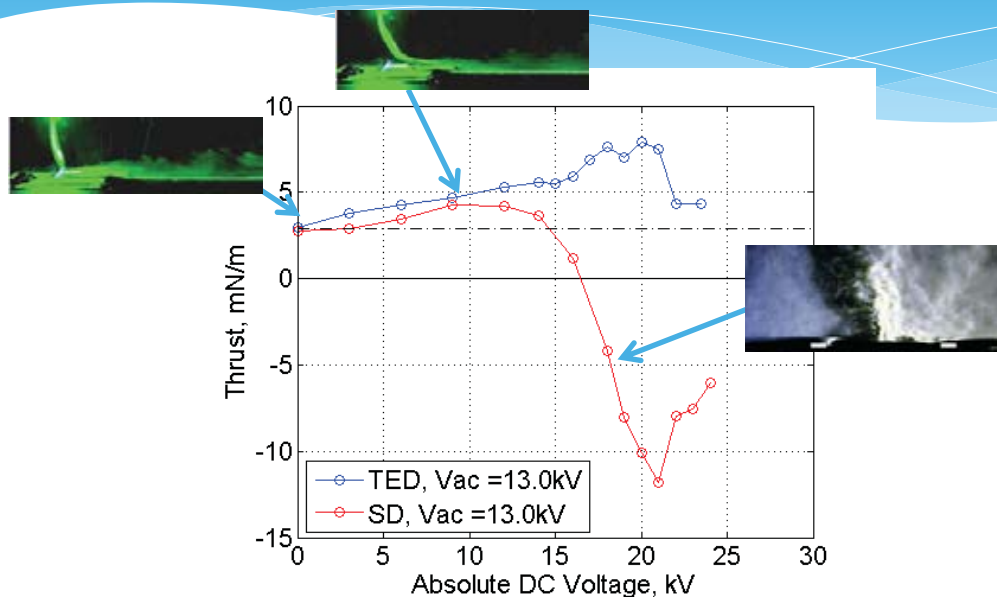
## 駆動条件

印加AC電圧周波数: 14.0kHz

AC電圧 ( $V_{ac}$ ): 10.4~20.8kV

DC電圧 ( $V_{dc}$ ): -25.0kV~25.0kV

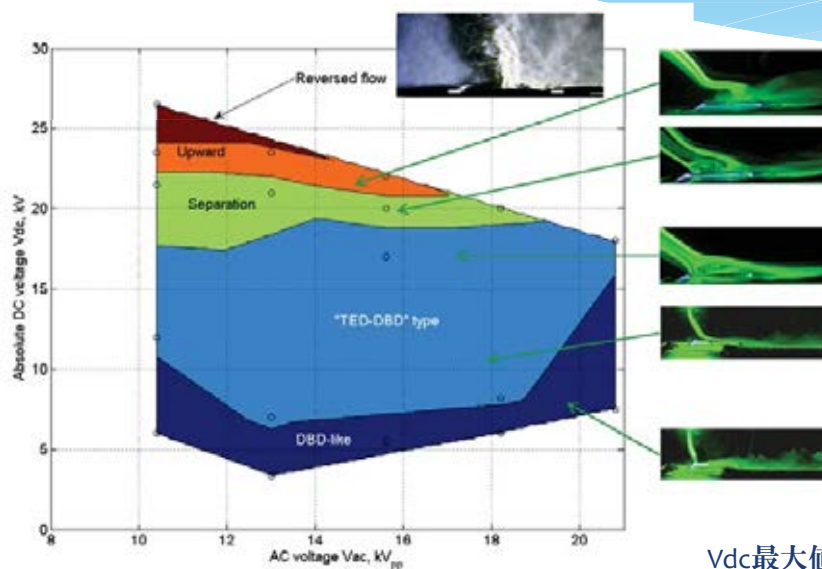
# TEDプラズマアクチュエータの生成する 流体制御力(推力)特性:DC電圧への依存性



$V_{DC} > 15.0\text{kV}$ で大幅な推力の増加

TED-SD アクチュエータでは推力偏向が生じる

# Vac/Vdc による アクチュエータ誘起噴流の特性変化



Vdc最大値は露出電極間の  
アーク放電発生により制約されている

## デルタ翼の前縁剥離渦制御試験

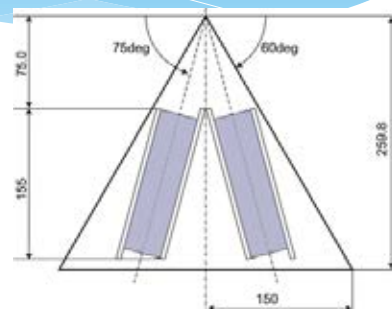
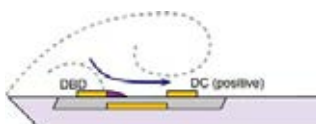
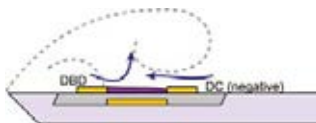
TED-P/A駆動によって渦位置の変化をねらう  
TED-SDアクチュエータの偏向ジェットの特性を利用  
(翼上面のプラズマ層による二次剥離特性の変化)

### 実験模型

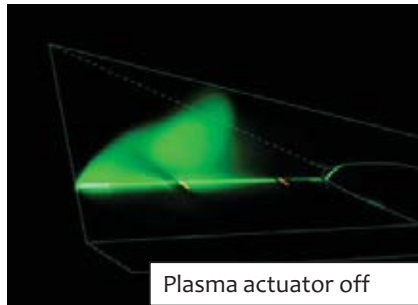
後退角 60deg デルタ翼  
前縁は下面 45deg ナイフエッジ

### TEDプラズマアクチュエータ

AoA=12deg での前縁剥離渦の  
渦中心直下に設置  
外側電極はおよそ二次剥離位置に  
設置されている



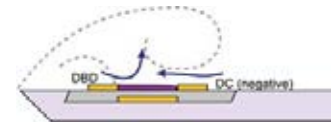
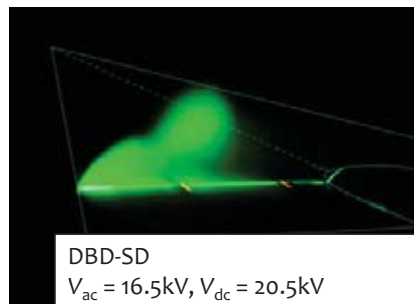
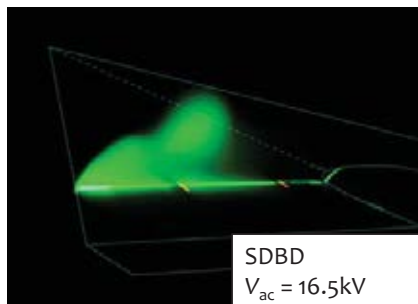
## TED-SD駆動時の渦位置の移動



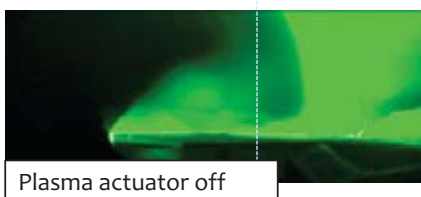
AoA=12deg,  $U=5\text{m/s}$

二次渦領域が拡大

DBD-SD時、渦中心が上方へ  
浮き上がっている



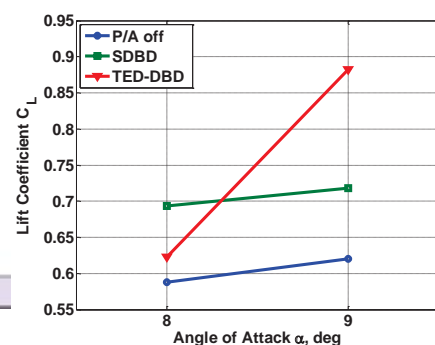
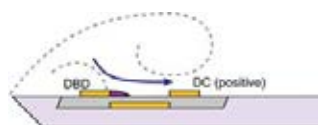
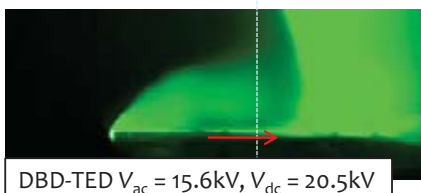
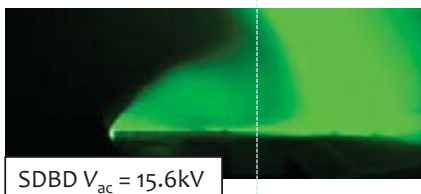
## TED-DBD駆動時の渦構造の変化



AoA=8deg,  $U=5\text{m/s}$

渦中心は翼面へ接近する

中心軸方向へ移動



## 効率的な制御手法の開発：現在までに得られた知見

### デルタ翼機に発生する前縁剥離渦や剥離流を プラズマアクチュエータで制御するための 基本コンセプト実証を行った

TEDプラズマアクチュエータによって前縁剥離渦の  
位置制御が可能であることを確認した

単一の電極配置で、印加電圧を変更することにより  
異なった流れ場が生成可能であることが確認された  
特定の条件において顕著な揚力の上昇を観察した

## 平成22年度 JAXA航空プログラムグループにおける公募型研究

## 環境適合超音速機の多点設計に関する研究

金崎雅博(首都大学東京)



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

## もくじ

2

- 提案研究の目的
- 開発要素及び研究体制
- 先行研究における取組
  - ✓ 静粛超音速実証機をターゲットとした主翼の効率的多分野融合設計
  - ✓ 非粘性計算に基づく高速機主翼の多点設計
- 提案に基づく現行の研究
  - ✓ 翼形状表現手法の高度化と多点設計による実証
  - ✓ さらなる効率化に向けたMulti-fidelity設計法
- まとめ

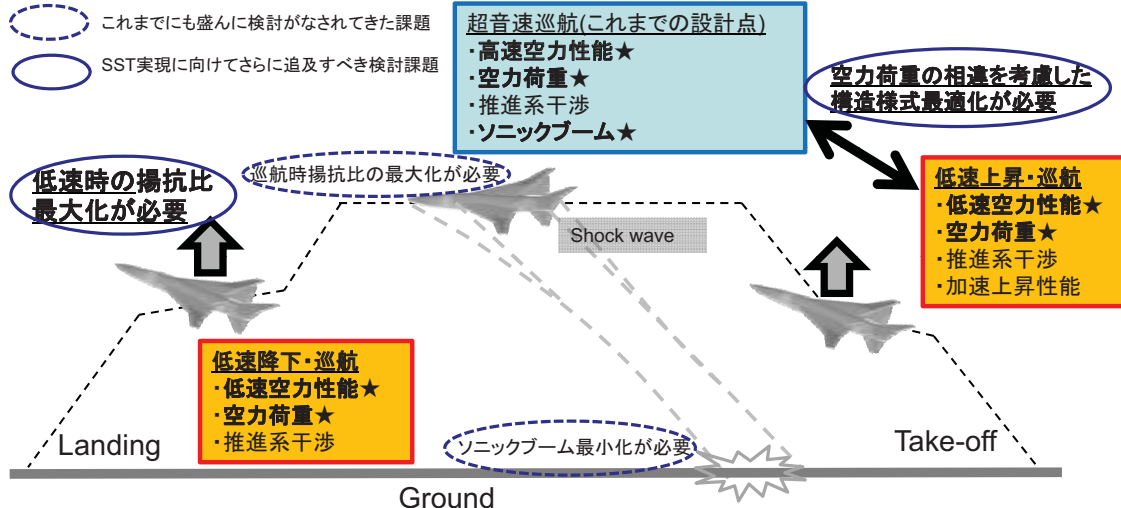


TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

## 提案研究の目的(1/3)

3

### □ 実際の超音速旅客機の飛行



- ✓ 多点(亜音速・超音速・Mach cut-offなど)・多分野融合設計(空力・ソニックブーム・構造・推進・制御など)を効率的に行える手法が不可欠



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

## 提案研究の目的(2/3)

4

### □ 自由度の高い多点設計の必要性

Aerion(米国)



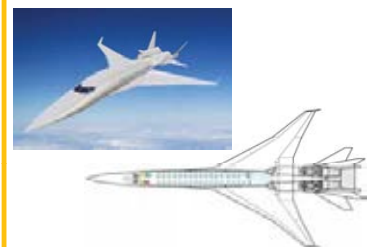
- ・ 陸上ではマッハカットオフ効果が利用できるM1.1からM1.2
- ・ 海上巡航速度はM1.5

SUPERSONIC AEROSPACE INTERNATIONAL (SAI)



- ・ 巡航速度はM1.6-1.8
- ・ lift-generating surfaces

JAXAによる小型超音速航空機の概念設計



- ・ 空力形状最適設計によりブーム強度を人間が許容できる範囲まで低減
- ・ 巡航速度はM1.6

- ✓ コンセプトが異なれば最適設計形状も異なる

➤ 本研究におけるターゲットはJAXA小型超音速旅客機



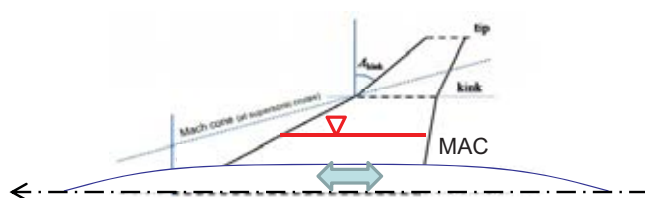
TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

## 提案研究の目的(3/3)

5

### □ 高効率手法の適用

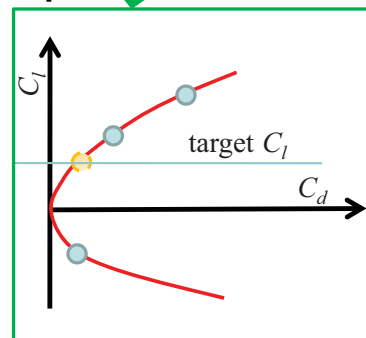
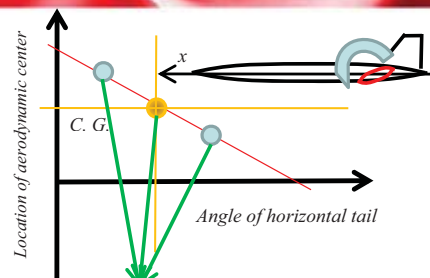
- ✓ 実機検討時に検討すべき制約条件



1) 空力平均翼弦の前縁から25%位置(図中の▽印)を機軸方向に一定とする等式制約。主翼取り付け位置のx軸方向が変化し、安定を取りうる範囲で設計を進められる一方で形状や計算格子の作成の工数が増える。



高効率手法の必要性



2) 安定となる位置にトリム舵角を制約。必要な揚力を満足させながら舵角を決定。トリム抵抗も推定できる一方で評価数が増加する。

TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

## 開発要素及び研究体制(1/2)

6

### □ 超音速旅客機概念創出及びトータルインテグレーションに向けて

- ✓ 申請による多点設計 (Multi-point design) 手順  
✓ ターゲットは翼胴及び尾翼で構成されるairframe

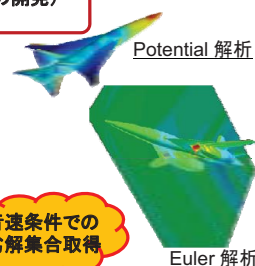
① 最適設計法に用いる事が出来る形状定義法 (FY2011目標: 超音速機に適した主翼翼型形状表現法の開発) 実験計画法によるサンプリング (②へ)

高速超音速条件での設計探索

- ② potential解析とEGOによる多目的最適化
- 主翼平面形, 捻り, キャンバ, 翼厚などの設計, ①による多数の設計点
  - 制約条件を満たす主翼・取り付け位置, 尾翼舵角の決定
  - EGO(補足資料2)による超音速巡航時の高揚抗比, 低ブーム, 低重量設計
  - 非劣解から解候補を抽出 (③へ), データマイニングによる解候補抽出 (③へ)

(Mixed-fidelity アプローチ)

- ③ 超音速Euler/Navier-stokes解析
- fidelityを上げた空力性能推算 (揚抗比とブーム強度の推算)
  - ②により制約条件を満たした形状を元に翼型などの詳細設計 (EGOによる)
  - 非劣解候補の絞り込み (④へ), データマイニングによる設計探索 (④へ)



超音速条件での非劣解集合取得

④ 多点設計法の構築/多点設計による設計知識 (FY2012目標: 亜音速/超音速性能を両立させる小型超音速旅客機形状の設計)

- 亜音速巡航時の高揚抗比, 低重量設計
- 外翼の詳細設計を中心に, 超音速性能・制約条件を損ねないように最適設計 (EGOによる)

低速超音速/亜音速条件での設計探索

低速条件での非劣解集合取得

⑤ 全体のデータマイニングと知識獲得, 新たな参照機体の提案

Mach cut-offが期待出来る速度も



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

## 開発要素及び研究体制(2/2)

7

- 研究提案: 金崎雅博 (FY2008-2010共同研究, FY2011-提案公募型共同研究)
- 研修学生
  - ✓ 瀬戸直人(2011年度修了)
    - EGOを用いた多分野融合設計(CAPAS/SSTチームEulerソルバ)
  - ✓ 四谷智義
    - 修正PARSEC法の主翼設計への実装とMach cut-offを利用する飛行プロファイル考えた超音速機主翼の多点設計法(CAPAS)
  - ✓ 高木秀寛
    - Multi-fidelity設計法(CAPAS/SSTチームEulerソルバ)
- 卒業論文テーマ
  - ✓ 森俊介(2011年度卒業)
    - 修正PARSEC法を用いた遷～超音速機主翼の大域的多点設計 (JTASコード)
  - ✓ 岸祐希
    - 遷音速条件も考慮した超音速機主翼の多点設計法(JTASコード)



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

8

## 先行研究における取組



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

## 先行研究における取組(1/15)主翼の効率的な多分野融合設計 9

### 主翼の効率的な多分野融合設計

#### ✓設計探査

##### ➢Efficient Global Optimization (EGO)

- 遺伝的アルゴリズム (GA), Kriging model

##### ➢分散解析 (Analysis of variance (ANOVA))

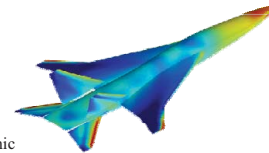
##### ➢自己組織化マップ (Self-organizing map (SOM))

#### ✓JAXA 静粛超音速実証機の設計例

##### ➢設計変数

##### ➢目的関数 (空力・ブーム (音響)・構造重量)

- CAPAS, NASTRAN等を利用
- 安定の制約等を考慮



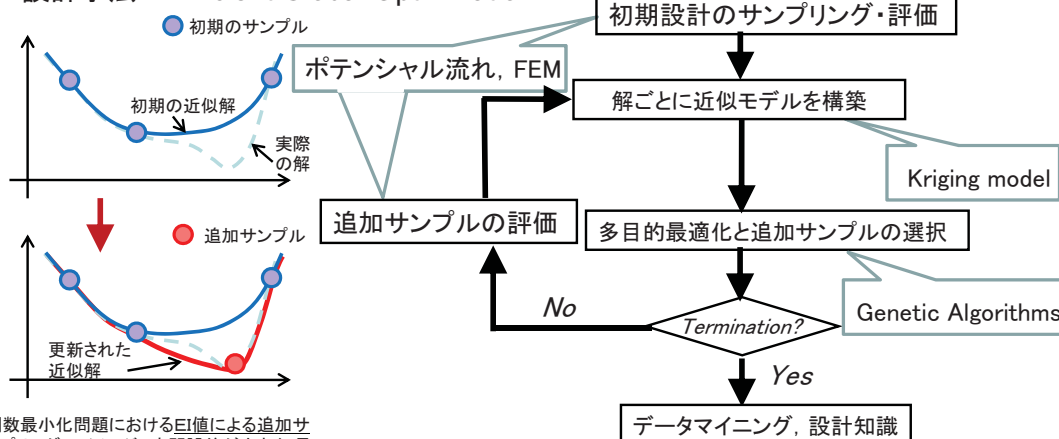
Kanazaki, M., Seto, N., and Jeong, S., "Knowledge Discovery for Multi-Disciplinary Design of Silent Super Sonic Transport Based on Efficient Global Optimization," Proceedings of 6th China-Japan-Korea Joint Symposium on Optimization of Structural and Mechanical Systems, [CDROM], May 2010.



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

## 先行研究における取組(2/15)主翼の効率的な多分野融合設計 10

### 設計手法 ~ Efficient Global Optimization



関数最小化問題におけるEI値による追加サンプリングのイメージ。空間誤差が大きく、最適性を示す可能性が高い場所にサンプルを追加する。

EI(Expected Improvement): 最適性と誤差のバランスを示す指標

$$E[I(\mathbf{x})] = (\hat{y} - f_{\max}) \Phi\left(\frac{\hat{y} - f_{\max}}{s}\right) + s \phi\left(\frac{\hat{y} - f_{\max}}{s}\right)$$

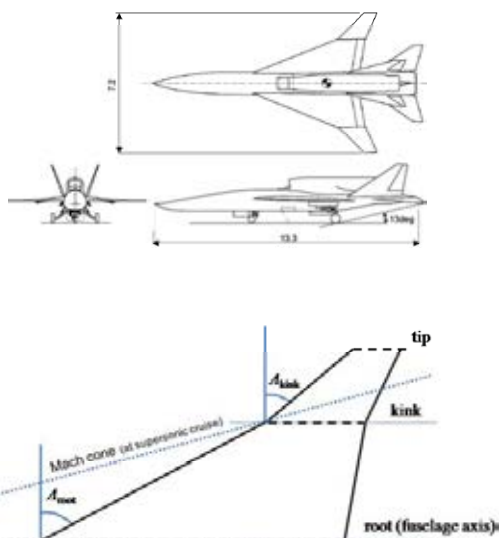
$\Phi, \phi$  : standard distribution, normal density  
s : standard error



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

# 先行研究における取組(3/15)主翼の効率的多分野融合設計

## 設計変数



- ✓ 内翼: 亜音速前縁, 外翼 超音速前縁.
- ✓ 胴体はJAXAによる低ブーム胴体

Table 1 Design space.

	Design variable	Upper bound	Lower bound
dv1	Sweepback angle at inboard section	57 (°)	69 (°)
dv2	Sweepback angle at outboard section	40 (°)	50 (°)
dv3	Twist angle at wing root	0 (°)	2 (°)
dv4	Twist angle at wing kink	-1 (°)	0 (°)
dv5	Twist angle at wing tip	-2 (°)	-1 (°)
dv6	Maximum thickness at wing root	3% <i>c</i>	5% <i>c</i>
dv7	Maximum thickness at wing kink	3% <i>c</i>	5% <i>c</i>
dv8	Maximum thickness at wing tip	3% <i>c</i>	5% <i>c</i>
dv9	Aspect ratio	2	3
dv10	Wing root camber at 25% <i>c</i>	-1% <i>c</i>	2% <i>c</i>
dv11	Wing root camber at 75% <i>c</i>	-2% <i>c</i>	1% <i>c</i>
dv12	Wing kink camber at 25% <i>c</i>	-1% <i>c</i>	2% <i>c</i>
dv13	Wing kink camber at 25% <i>c</i>	-2% <i>c</i>	1% <i>c</i>
dv14	Wing tip camber at 25% <i>c</i>	-2% <i>c</i>	2% <i>c</i>

# 先行研究における取組(4/15)主翼の効率的多分野融合設計

## 目的関数

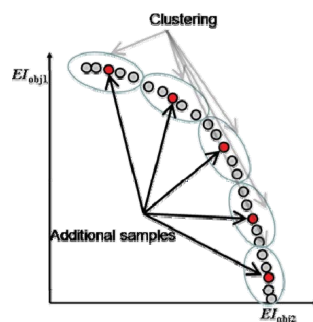
□ 揚抗比の最大化・ブームの最小化・全備重量の最小化

- ✓ 重力と揚力のつり合い, 中立安定

$$\begin{cases}
 \text{Maximize } L/D \quad (M=1.6) \\
 \text{Minimize } \Delta P \\
 \text{Minimize } W_{wing} \\
 \text{subject to } DesignC_L = 0.105, M_G = 0
 \end{cases}$$

- ✓ EI値に変換後, 実際に解く問題

$$\begin{cases}
 \text{Maximize} \\
 EI_{L/D} = (\hat{y} - L/D_{max}) \Phi \left( \frac{\hat{y} - L/D_{max}}{s^2} \right) + s \phi \left( \frac{\hat{y} - L/D_{max}}{s^2} \right) \\
 \text{Maximize} \\
 EI_{\Delta P} = (\Delta P_{min} - \hat{y}) \Phi \left( \frac{\Delta P_{min} - \hat{y}}{s^2} \right) + s \phi \left( \frac{\Delta P_{min} - \hat{y}}{s^2} \right) \\
 \text{Maximize} \\
 EI_{W_{wing}} = (W_{wing, min} - \hat{y}) \Phi \left( \frac{W_{wing, min} - \hat{y}}{s^2} \right) + s \phi \left( \frac{W_{wing, min} - \hat{y}}{s^2} \right) \\
 \text{subject to } DesignC_L = 0.105, M_G = 0
 \end{cases}$$

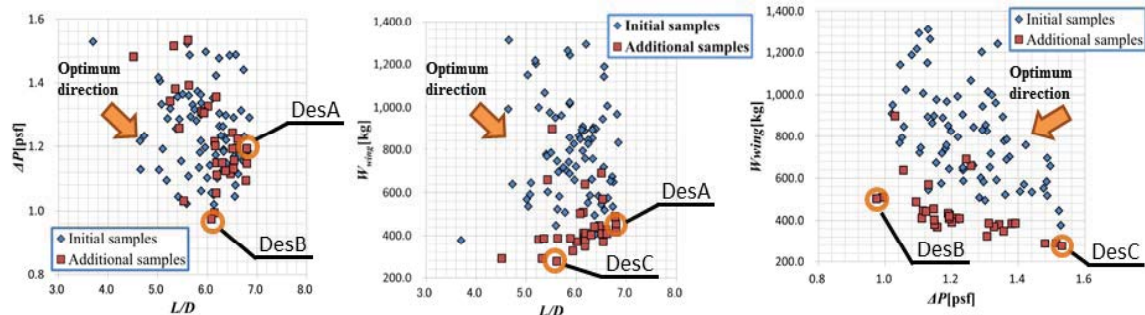


K-means 法によるサンプル点選択

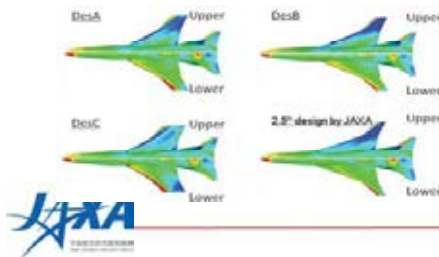
## 先行研究における取組(5/15)主翼の効率的多分野融合設計

13

### □ EGOによる探索結果



多数の追加サンプルを(近似的な)パレート解近傍に得る

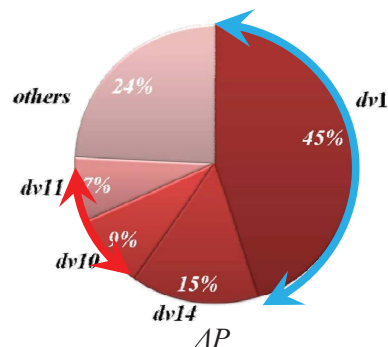
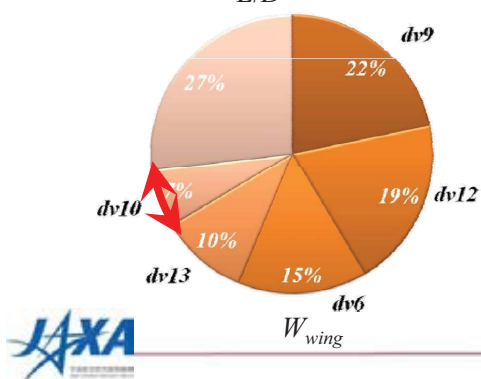


⇒ このサンプリングからどのような設計知識を得るか？

TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

## 先行研究における取組(6/15)主翼の効率的多分野融合設計

### □ 設計変数の寄与度解析



↔ Effect of root camber  
↔ Effect of sweep back angle at wing root

✓ 翼根キャンバー ⇒ 内翼の形状に影響、  
超音速飛行では内翼の設計が重要となる

✓ 内翼後退角がソニックブームに寄与

⇒ 外翼はどうすれば・・・？

➡ 多点設計問題へ

TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

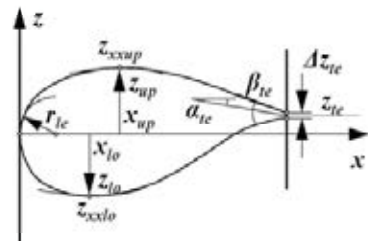
## 先行研究における取組(7/15)高速機主翼の多点設計

15

### □ 多点設計→空力だけでもバラエティに富む形状

- ✓ 未知の問題に対応できる翼型表現法
- ✓ PARSEC(PARAmetric SEction) method\*

- 遷音速翼型設計の知見から設計点を設定した手法
- 上下面が独立に定義される
- 自動最適設計アルゴリズムやデータマイニングなどでの利用が用意
- Leading edge (LE)で設定できるパラメータが少ない
- 前縁丸みの中心が翼弦線上(大きなキャンバを持つ翼型の設計に不利)



\*Sobieczky, H., "Parametric Airfoils and Wings," Notes on Numerical Fluid Mechanics, pp. 71-88, Vieweg 1998.



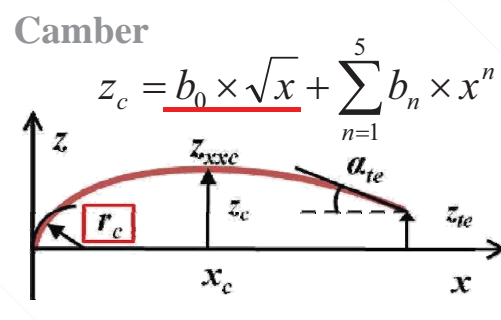
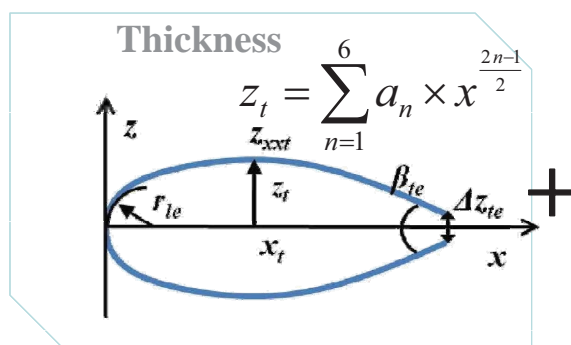
TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

## 先行研究における取組(8/15)高速機主翼の多点設計

16

### □ 修正PARSEC法による翼型表現

- 翼厚分とキャンバ分布をそれぞれ定義
- 前縁丸みの中心は常にキャンバー上
- ✓ 翼厚分布はオリジナルPARSECで対称翼型を定義したものと同等
- ✓ キャンバー分布は 5次関数
- ルートの項を入れる事により, キャンバーの前縁半径を設計可能
- ✓ 12の設計変数により翼型定義



\*\* K. Matsumura, Application of PARSEC Geometry Representation to High-Fidelity Aircraft Design by CFD, proceedings of 5th WCCM/ ECCOMAS2008, Venice, CAS1.8-4 (MS106), 2008.

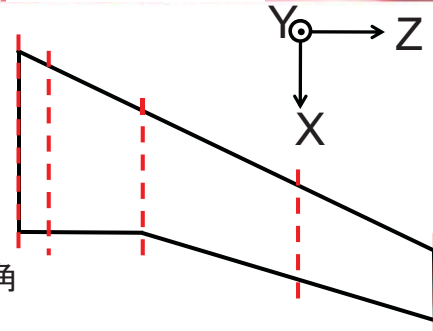
TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

## 先行研究における取組(9/15)高速機主翼の多点設計

17

### □ 平面形の定義

- ✓ 5断面を定義
- ✓ スパン方向に4次関数で内挿補間
- ✓ 設定パラメータ
  - 5断面のスパン方向位置
  - 振り下げ,上反角,内翼・外翼前縁後退角



- ✓ 遷音速翼から超音速翼まで表現可能

ダブルテーパー翼



ワープ形状・クランクアロー翼



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

## 先行研究における取組(10/15)高速機主翼の多点設計

18

### □ 設計変数(平面形+断面形状)


		min.	max.
dv1	アスペクト比	2.0	6.8
dv2	内翼後退角	33	68
dv3	外翼後退角	28	62
dv4	テーパー比	0.1	0.35
dv5	Kink大きさ	0.4	0.57
dv6	最大翼厚位置	i	0.35
dv7		ii	0.35
dv8		iii	0.3

			min.	max.
dv9	最大翼厚	i	0.05	0.16
dv10	Kink翼厚 (対翼根翼厚)		0.63	0.75
dv11	翼端翼厚 (対翼根翼厚)		0.6	0.68
dv12	最大キャンバー位置	i	0.15	0.45
dv13		ii	0.2	0.5
dv14		iii	0.3	0.6
dv15	最大キャンバー	i	0.0025	0.013
dv16		ii	0.005	0.015
dv17		iii	-0.007	0.015



### □ 評価関数

- ✓ L/Dの最大化(M=0.8)
- ✓ L/Dの最大化(M=1.6)

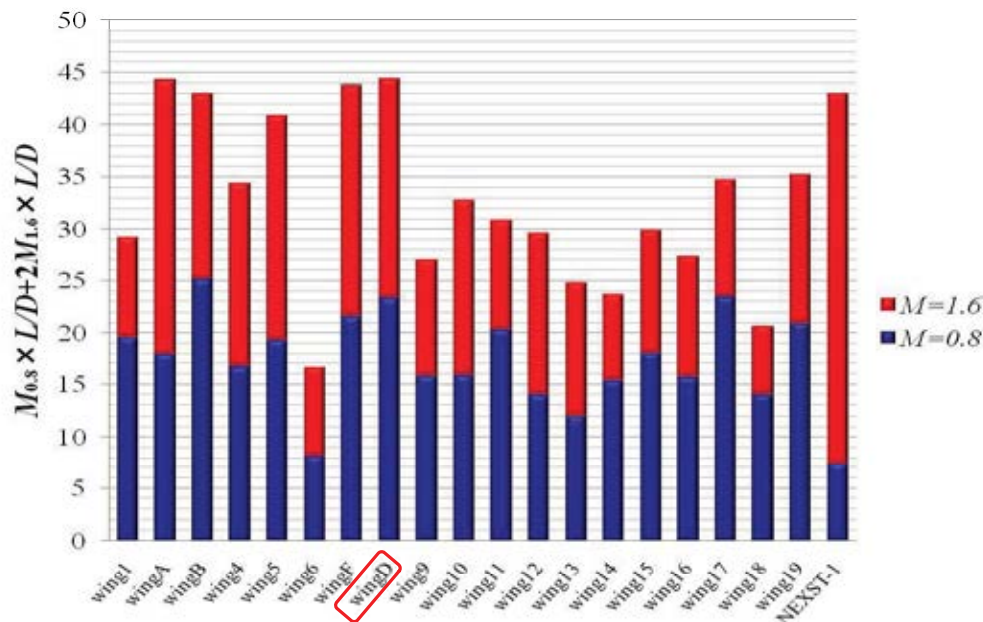
 統計式による翼重量

TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

## 先行研究における取組(11/15)高速機主翼の多点設計

19

### □「 $M \times L/D$ 」での評価

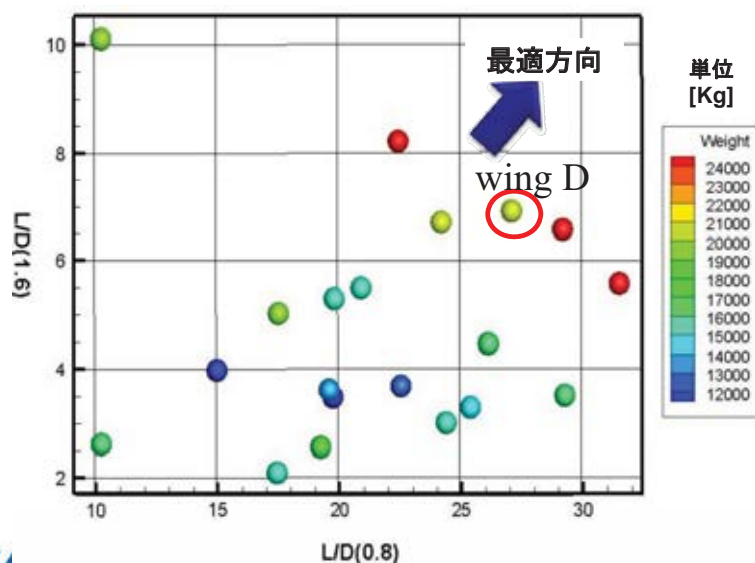


TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

## 先行研究における取組(12/15)高速機主翼の多点設計

20

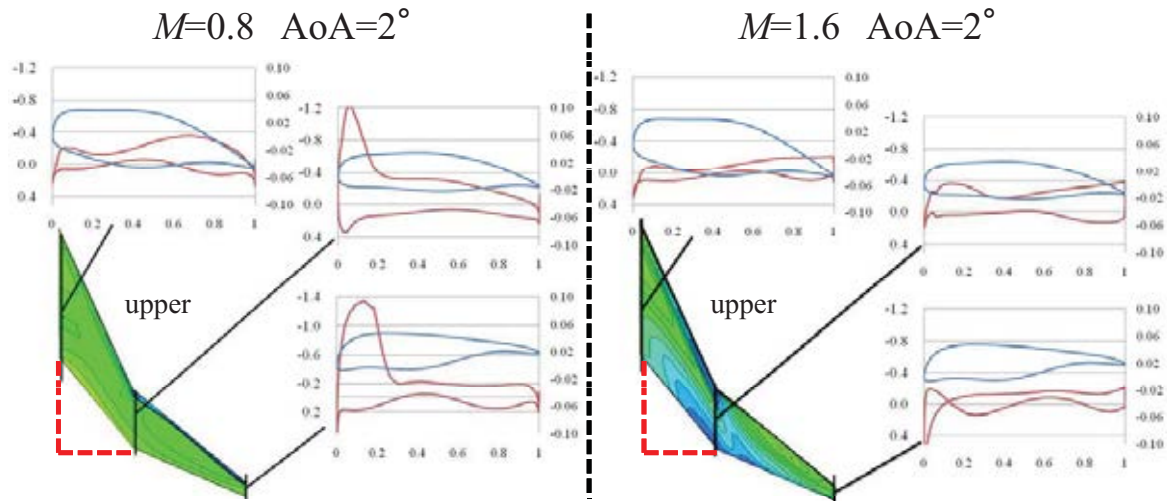
### □ $M=1.6$ 及び $M=0.8$ での $L/D$ と翼重量の関係



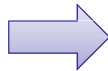
TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

## 先行研究における取組(13/15)高速機主翼の多点設計

21



後縁後退角が大きく翼弦長が短い



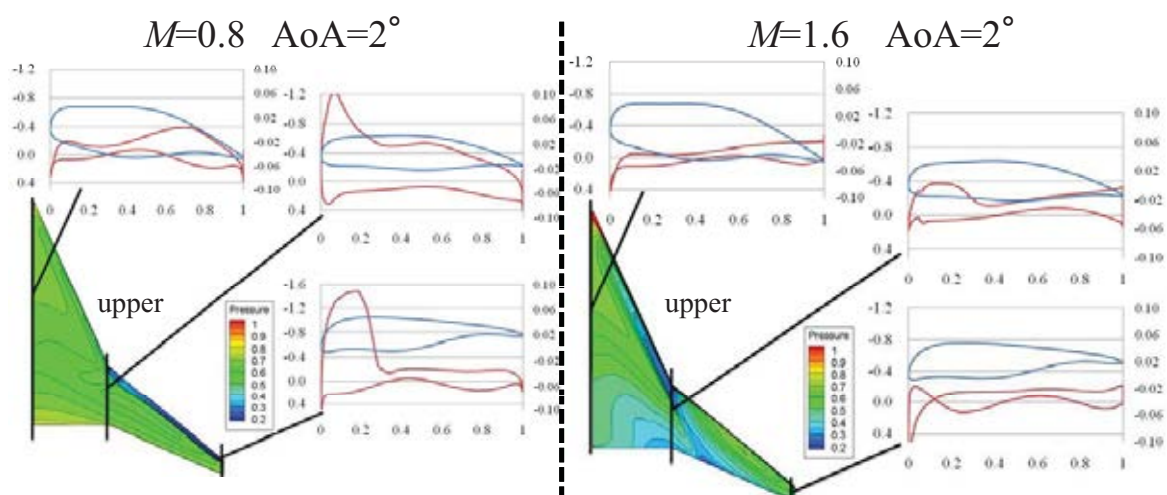
翼根のコード長を修正した形状(Wing D')を検証



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

## 先行研究における取組(14/15)高速機主翼の多点設計

22



	$W_{\text{wing}}/S$ [Kg/m <sup>2</sup> ]	$L/D$ ( $M=0.8$ )	$L/D$ ( $M=1.6$ )
Wing D	<b>68.1</b>	29.1	6.6
Wing D'	<b>47.9</b>	24.5	6.1

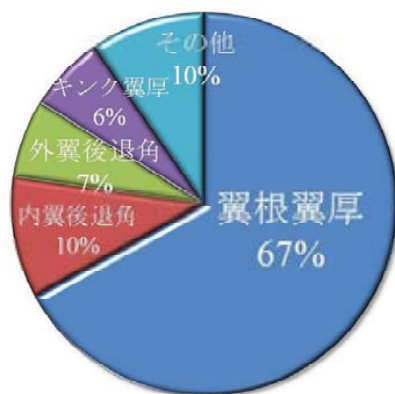


TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

# 先行研究における取組(15/15)高速機主翼の多点設計

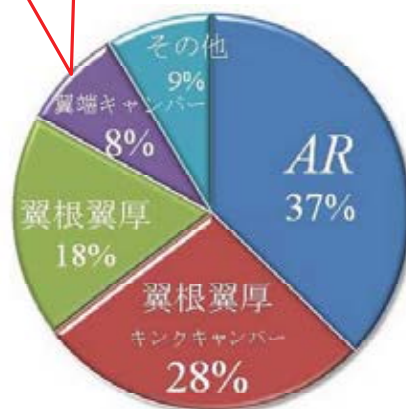
23

## ANOVA



$M=1.6$  での  $L/D$  値に対する寄与度解析

翼端設計の影響  
が見られる。



$M=0.8$  での  $L/D$  に対する寄与度解析結果



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

24

## 提案に基づく現行の研究

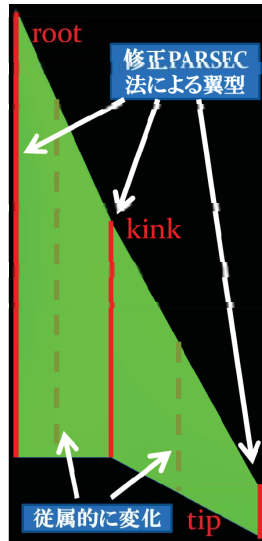


TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

## 提案に基づく現行の研究(1/9)超音速機主翼の多点設計 25

### □ 翼形状表現手法の構築と多点設計による検証

- ✓ 平面形を固定して, Carlson's warp設計(NEXST1)と比較
- ✓ CAPASにより空力性能を評価



#### 3断面を変数化

➤ root, kink, tipの翼型のみ変更

✓ tipは対称翼

✓ 最大厚みのパラメータは固定

➤ 残り2断面は従属的に変化

✓ 翼型のパラメータを3次関数で補間  
(root, kink, tipにより決定)

内翼5%  
外翼3%

➤ 翼平面形はNEXST-1\*のもので固定

主翼面積	10.12m <sup>2</sup>
スパン長	4.718m
アスペクト比	2.20
内翼テーパー比	0.52
外翼テーパー比	0.20
内翼前縁後退角	66.0deg.
外翼前縁後退角	61.2deg.
MAC長	2.754m



## 提案に基づく現行の研究(2/9)超音速機主翼の多点設計 26

design variables			lower	upper
前縁半径	root	dv1	0.0001	0.0010
	kink	dv2	0.0001	0.0010
	tip	dv3	0.0001	0.001
最大翼厚位置	root	dv4	0.40	0.55
	kink	dv5	0.40	0.55
	tip	dv6	0.30	0.50
曲率	root	dv7	-0.30	0.00
	kink	dv8	-0.20	0.00
	tip	dv9	-0.20	0.00
後縁開き角	root	dv10	0.00	6.00
	kink	dv11	0.00	5.00
	tip	dv12	0.00	5.00
キャンバー前縁曲率	root	dv13	0.000	0.001
	kink	dv14	0.000	0.001

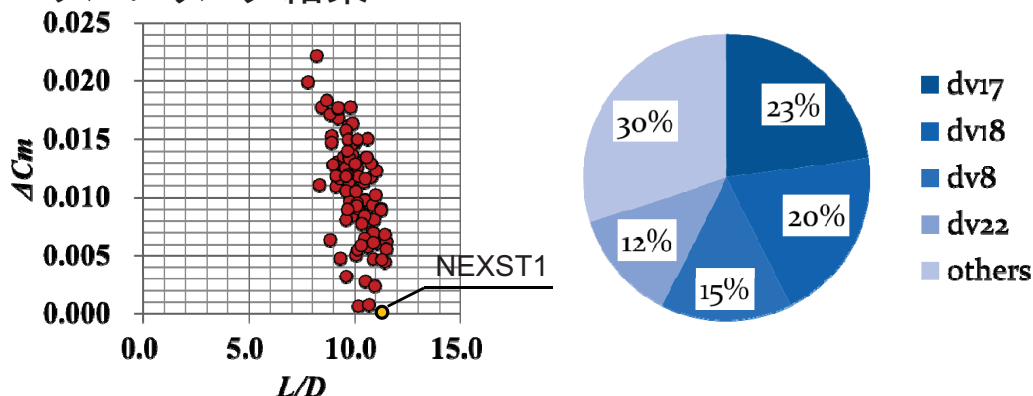
design variables			lower	upper
最大キャンバー位置	root	dv15	0.20	0.50
	kink	dv16	0.20	0.50
最大キャンバー曲率	root	dv17	0.00	0.02
	kink	dv18	0.00	0.02
後縁高さ	root	dv19	-0.20	0.00
	kink	dv20	-0.20	0.00
後縁角	root	dv21	-0.01	0.01
	kink	dv22	-0.01	0.01
振じり下げ	root	dv23	-5.00	1.00
	kink	dv24	-2.00	2.00
	tip	dv25	-2.00	0.00
	root	dv26	-2.00	2.00
	tip	dv27	0.00	4.00



## 提案に基づく現行の研究(3/9) 超音速機主翼の多点設計

27

### □ サンプルング結果



- ✓ NEXST1と同等程度の翼形状
- ✓ 変数の寄与を分析しやすい手法を採用
  - Root: 最大キャンバ
  - Kink: 最大キャンバ, 最大翼厚での曲率, 後縁高さ等
- ✓ 修正PARSEC法を組み合わせた設計法は, 高性能な翼を設計出来る他, 知識獲得手法と親和性が高い

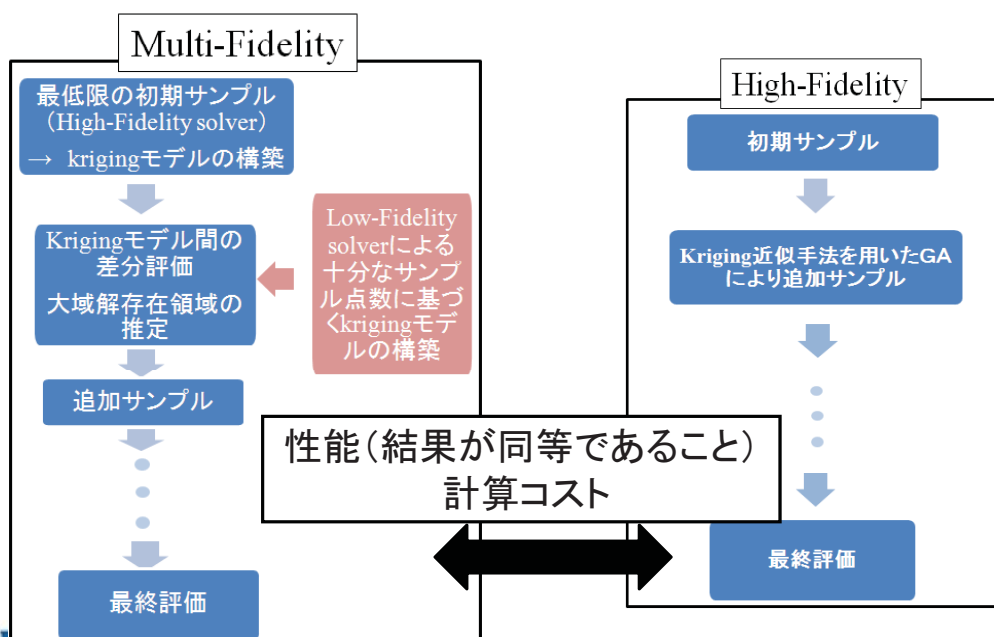


TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

## 提案に基づく現行の研究(4/9) Multi-fidelity 設計法

28

### □ 検討中のMulti-fidelity設計法



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

## 提案に基づく現行の研究(5/9) Multi-fidelity 設計法

29

### 誤差の評価

#### パネル法

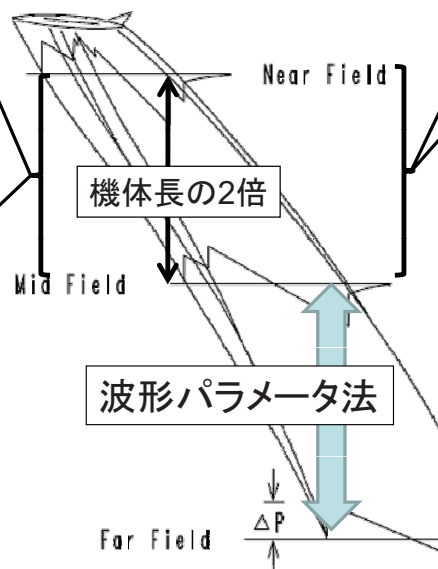
Aging補正  
→ソニックブームの  
非線形を考慮

$$F(x) = \sqrt{\frac{\beta\gamma}{2}} C_P$$

$$\Delta x = -\frac{(\gamma+1)}{\sqrt{2\beta^3}} \sqrt{r} F(x)$$

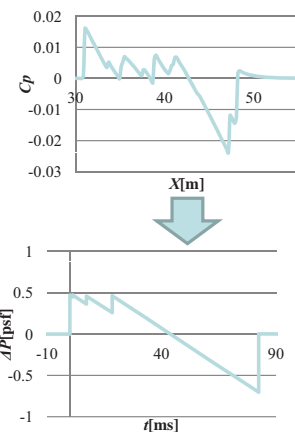
$$\beta = \sqrt{M^2 - 1},$$

$r$ =伝播距離,  $\gamma$ =比熱比(1.4)



#### Euler解析

空間を直接  
数値計算

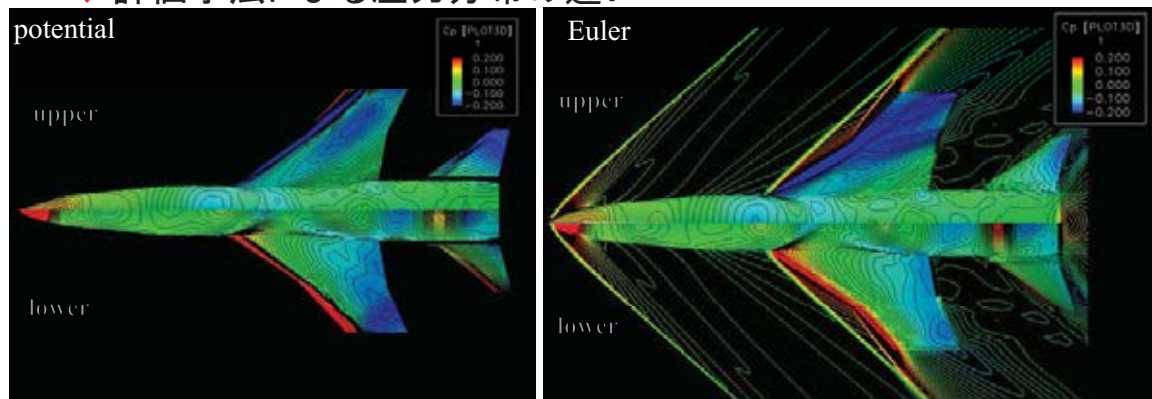


TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

## 提案に基づく現行の研究(6/9) Multi-fidelity 設計法

30

### 評価手法による圧力分布の違い



Eulerでは内翼で発生した衝撃波が外翼に干渉(衝撃波の空間的干渉)

→ 外翼の流れの違い → 静安定性の違い  
→ トリム安定のため尾翼舵角が減少

	potential	Euler
尾翼舵角[°]	3.77	0.81
巡航迎角[°]	2.56	3.03
L/D	4.38	5.21

主翼の造波抵抗と尾翼の抵抗の変化 ⇒ L/Dの変化



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

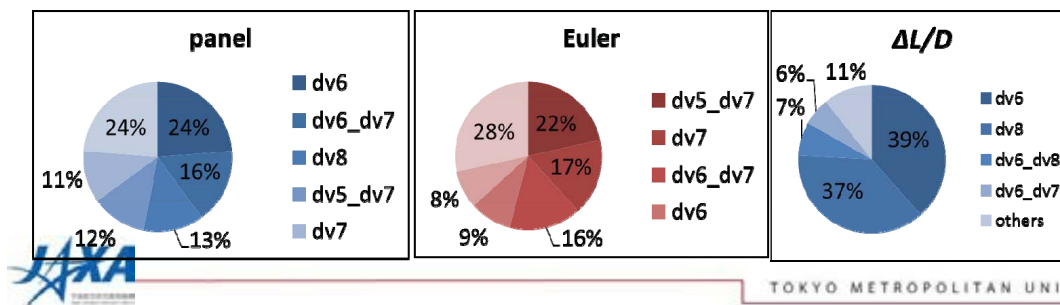
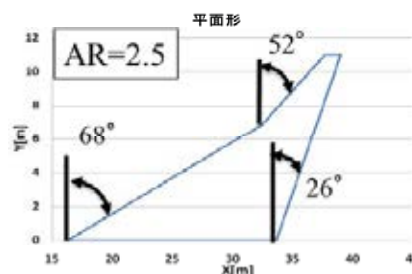
## 提案に基づく現行の研究(7/9) Multi-fidelity 設計法

31

### □ ANOVAによる検討 (L/D)

設計番号	設計変数	設計範囲		単位
		最小値	最大値	
dv1	ねじり (root)	0	2	(°)
dv2	$\omega$ (kinkのねじりを決定)	0	1	
dv3	ねじり (tip)	-4	0	(°)
dv4	翼根キャンパー (25%コード長)	0	5	(%)
dv5	翼根キャンパー (75%コード長)	-3	2	(%)
dv6	キンクキャンパー (25%コード長)	-2	2	(%)
dv7	キンクキャンパー (75%コード長)	-2	2	(%)
dv8	翼端キャンパー (25%コード長)	-3	3	(%)

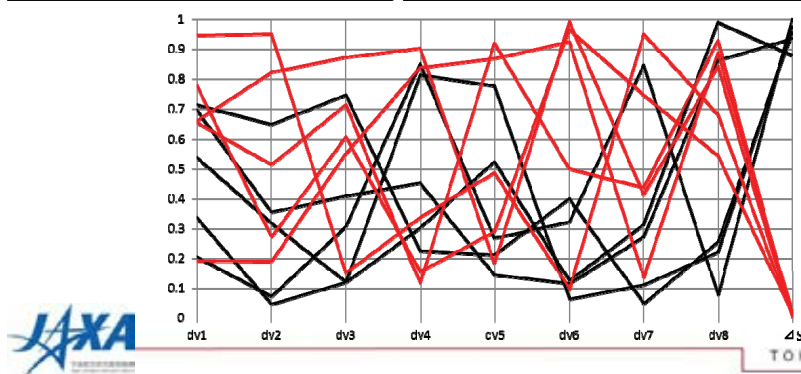
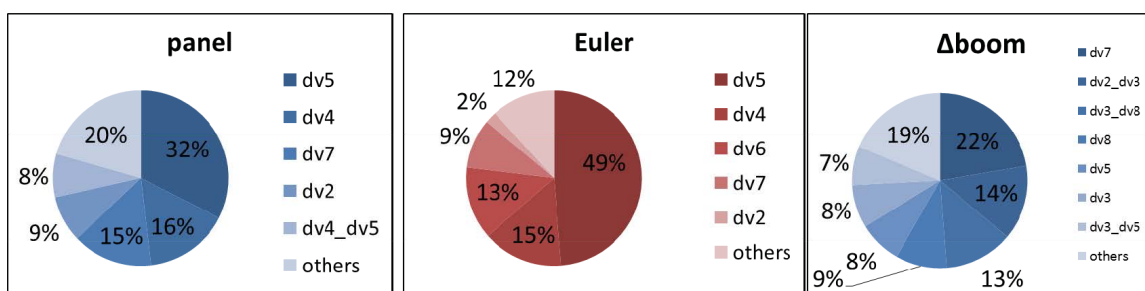
$$\theta(\text{kink}) = \omega \times \theta(\text{root}) + (1 - \omega) \theta(\text{tip})$$



## 提案に基づく現行の研究(8/9) Multi-fidelity 設計法

32

### □ ANOVAによる検討 (boom)



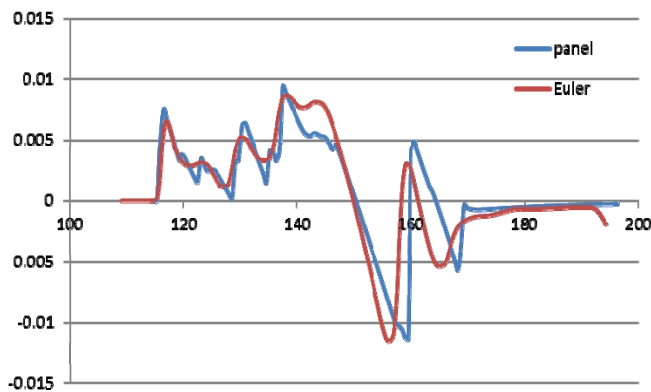
## 提案に基づく現行の研究(9/9) Multi-fidelity 設計法 33

### □ PanelとEulerの違いによる評価関数の違い

→Multi-Fidelity設計

### □ $L/D$ ・・・ PanelとEulerの差分

### □ ブーム・・・近傍場波形の違い



青と赤で囲まれた面積で考える



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

## まとめと今後の展望 34

### □ 環境適合超音速機の多点設計に関する研究について、現行研究と今後の計画を紹介

- ✓ FY2011:超音速機に適した主翼翼型形状表現法の開発
- ✓ FY2012:亜音速／超音速性能を両立させる小型超音速旅客機形状の設計

### □ これまでの研究・開発成果

- ✓ Efficient Global Optimizationにより、多分野融合設計を効率化(～FY2010)
- ✓ 修正PARSEC翼型表現法を三次元形状に展開
  - マッハ数多点設計の指標  $M \times L/D$  による整理を試行
    - ・ 性能の良い遷音速～超音速翼(型)を表現
  - NEXST1平面形を用いて、同等程度の性能をもつ超音速翼サンプルを取得

### □ 今後の展望

- ✓ 低速側の条件を決め、多点設計を実行
  - Mach cut-off効果を得る形状も検討対象
- ✓ Multi-fidelity アプローチによる効率化



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

## 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

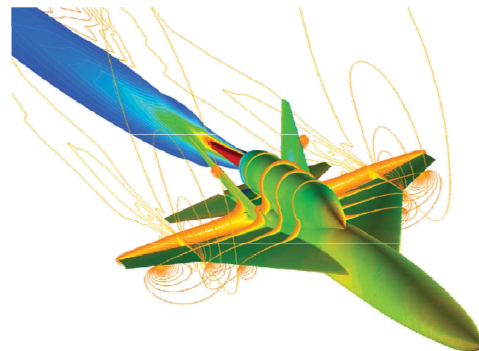


平成23年12月9日, JAXA

## 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



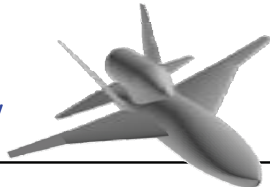
## 研究背景



### 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

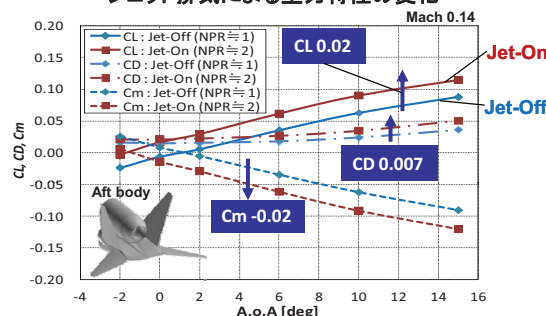
### 尾翼排気干渉低速風洞試験

- 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 -

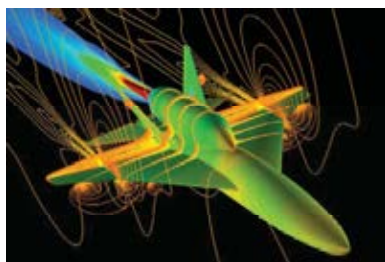
- 外部流とジェット流の干渉解析を正確に行うこと, 低 - 高速まで幅広い速度域への対応.
- エンジン内部を含むような複雑な航空機形状に対しても格子生成が容易.

- 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.



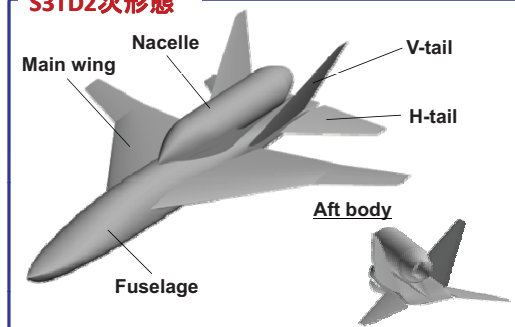
4/24

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

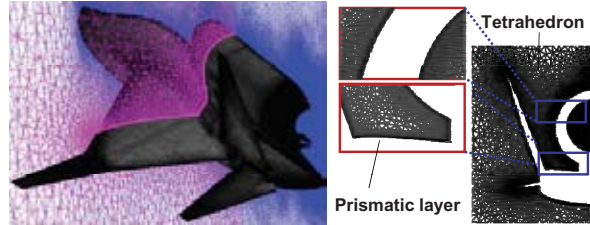
## 解析対象と計算格子



### S3TD2次形態



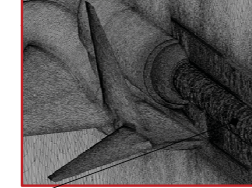
### - ハイブリッド非構造格子 -



### Base Mesh



### Locally-refined Mesh

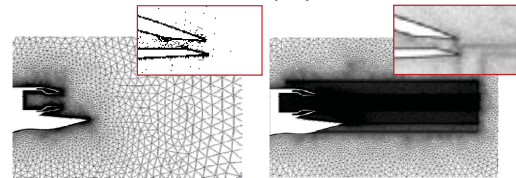


### - 計算格子の概要 -

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	$9 \times 10^{-6}$			
# of prismatic layers	30			
Growth rate of prismatic layers	1.25			

### - 最少格子サイズ -

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



5/24

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

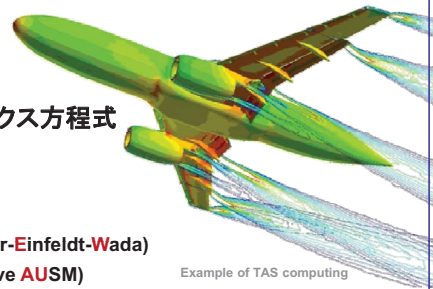
## 数値解析コード概要



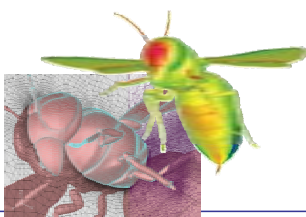
### TAS-code (Tohoku university Aerodynamic Simulation code)

#### 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)	$1.4 \times 10^6$

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 -

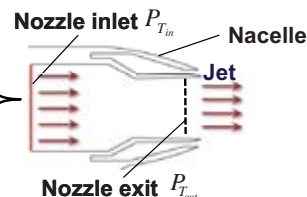
### Boundary Condition

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.

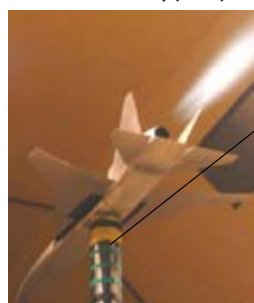
7/24

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

# モデル支持部の影響



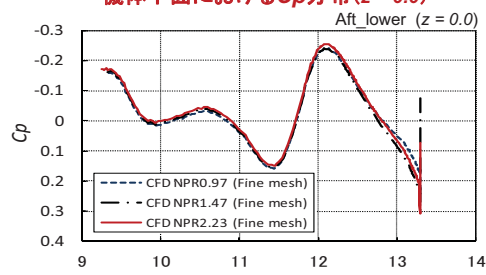
Wind tunnel facility (JAXA)



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.

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

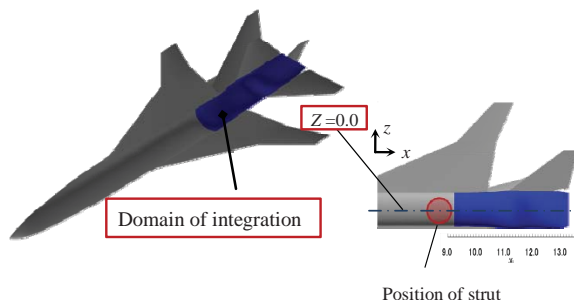
Jet-Off のCFD値を用いて補正

### 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

$\Delta C_L$	$\Delta C_D$
-0.0084	0.0006



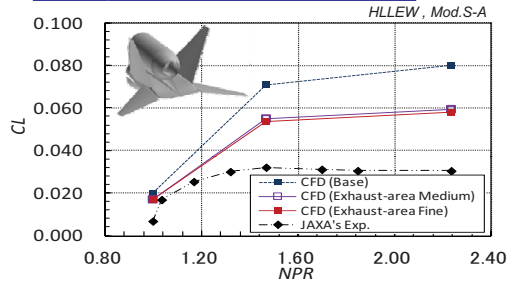
8/24

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

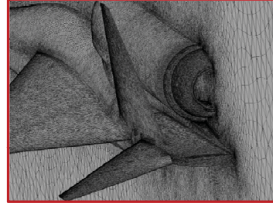
# 格子解像度の影響(ノズル後方)



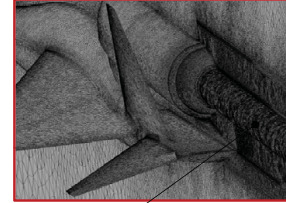
## Comparison of the $CL$ value



## Base Mesh



## Locally-refined Mesh



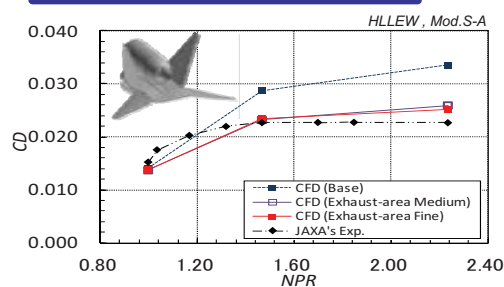
- 最少格子サイズ -

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

Exhaust-area Fine (E.F) :  $5.0 \times 10^{-4}$

(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

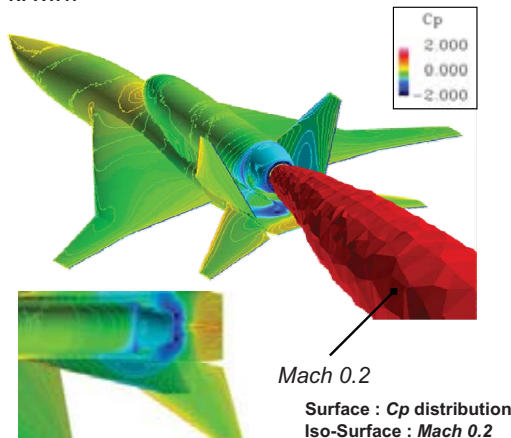
Jun HATTORI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

# 格子解像度の影響(ノズル後方)



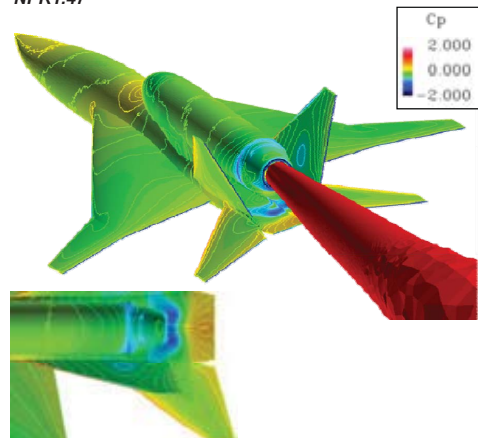
## Base Mesh

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

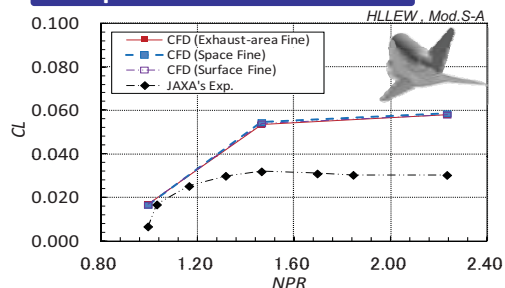
10/24

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

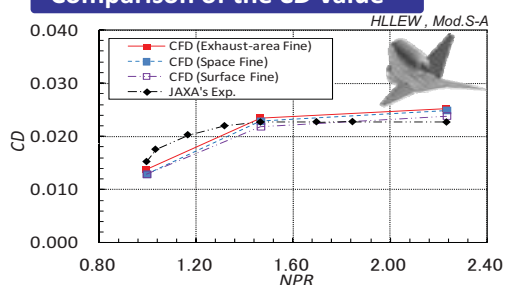
# 格子解像度の影響(空間・表面格子)



## Comparison of the $CL$ value



## Comparison of the $CD$ value



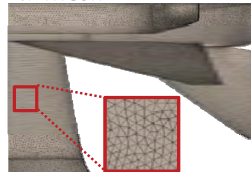
E.F Mesh



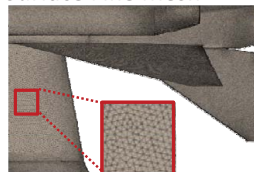
Space Fine Mesh



E.F Mesh



Surface Fine Mesh



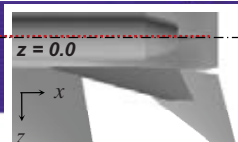
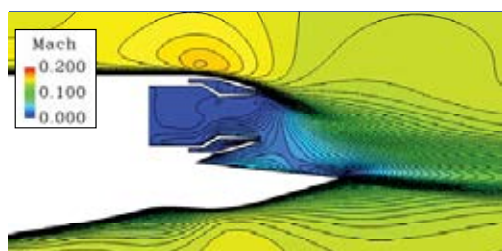
- $CL$  に関しては、空間・表面の格子解像度の細分化による劇的な変化は見られない。
- $CD$  に関しては、空間・表面の格子解像度の影響により10カウント程度の差。

格子解像度はE.F格子で十分

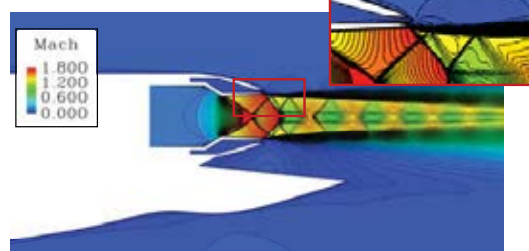
11/24

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

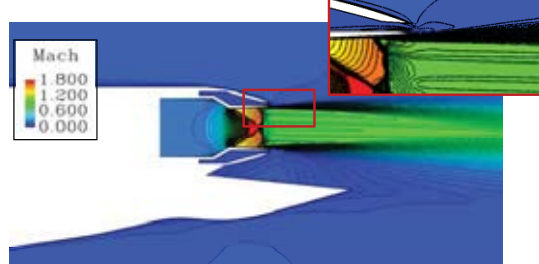
# 流れ場の様子(Mach数分布)

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

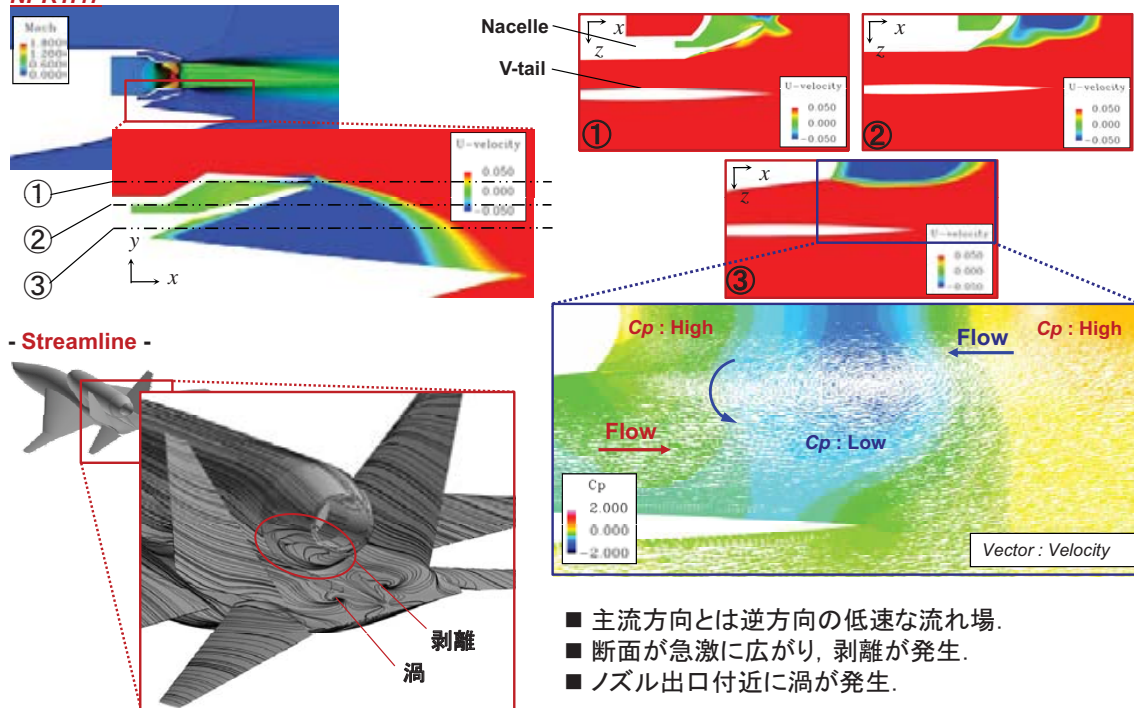
- Jet-Off の時、ノズル出口付近に非常に低速な流れの領域が存在 ( $0.0 < Mach < 0.05$ ).
- NPR1.47 の時、ノズル後方に遷音速のジェット排気を確認できる。
- NPR2.23 の時、ジェット流は超音速に達し、ショックダイヤモンドやせん断層を確認できる。
- Jet-On の時、ノズル出口の領域にジェット流に誘起された流れが生じている。

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

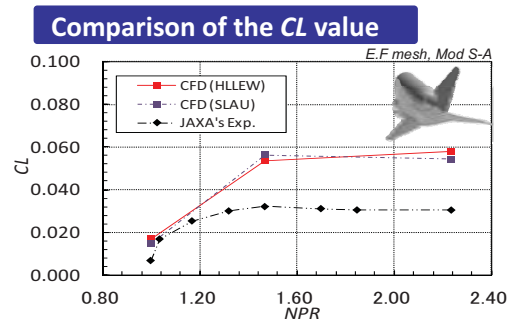


- 主流方向とは逆方向の低速な流れ場。
- 断面が急激に広がり, 剥離が発生。
- ノズル出口付近に渦が発生。

13/24

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

## 流束評価法による比較

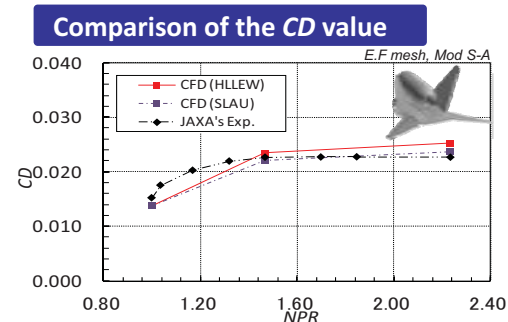


### HLEW

- 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

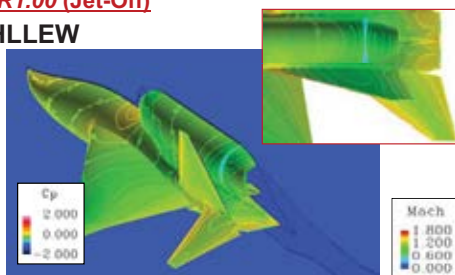
Jun HATTORI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

# 流束評価法による比較(Cp分布)

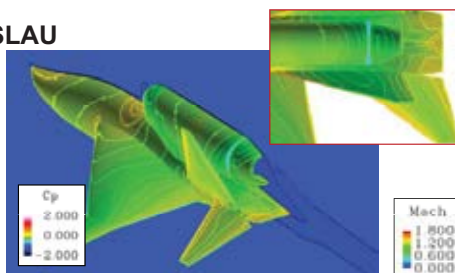


**NPR1.00 (Jet-Off)**

HLLEW

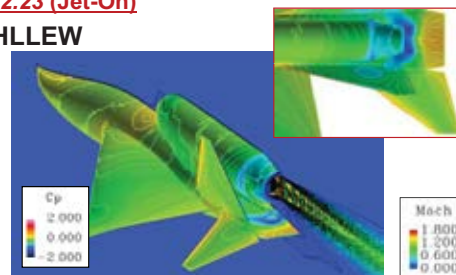


SLAU

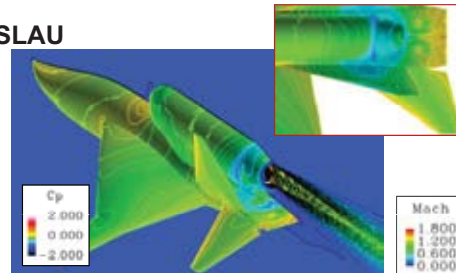


**NPR2.23 (Jet-On)**

HLLEW



SLAU



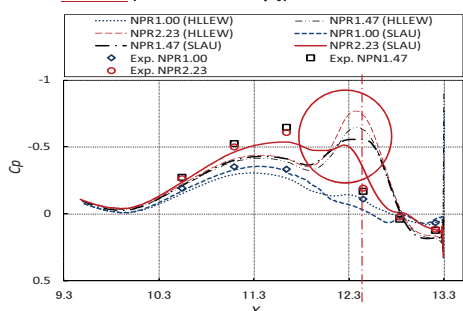
- Jet-On/OffでナセルとV-tailの間, ノズル出口付近のCp分布に違い.
- Jet-Onの時, スキームの違いによるCp分布の差が顕著.

15/24

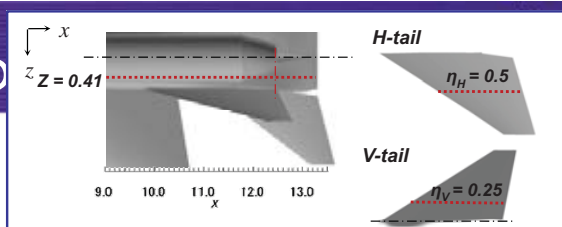
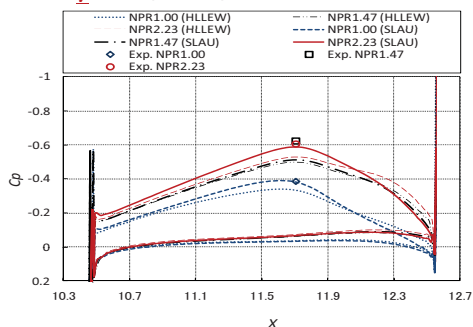
Jun HATTORI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

## 流束評価法による

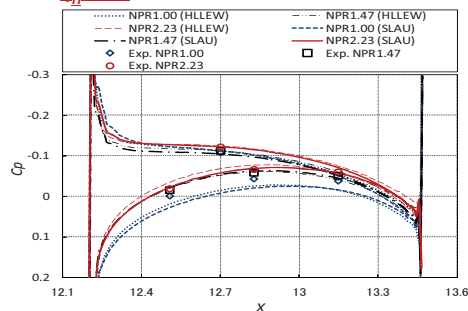
**Z=0.41 (Nacelle-V tail 間)**



**$\eta_V = 0.25$  (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

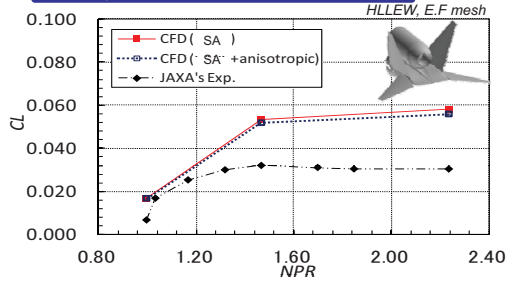
16/24

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

# 乱流モデルの影響



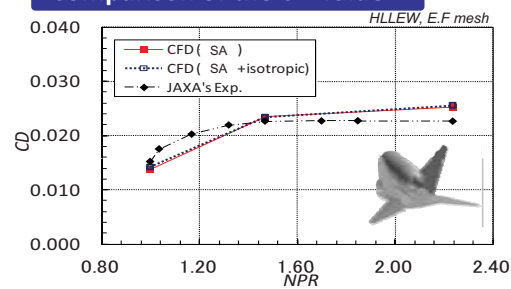
## Comparison of the $CL$ value



## 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。

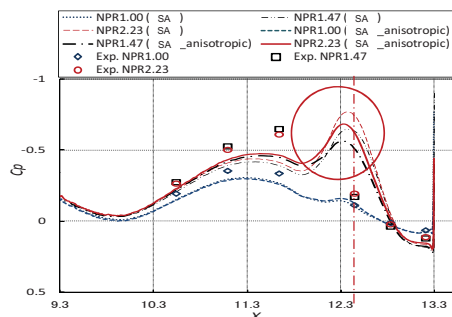
■ その他の要素の流線パターンに大きな違いは見られない。

18/24

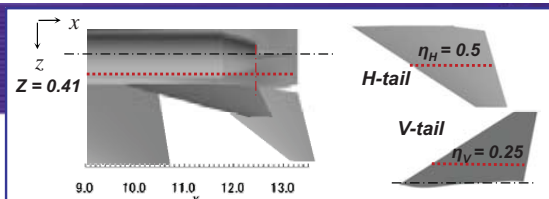
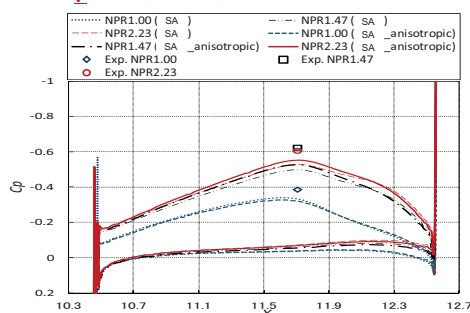
Jun HATTORI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

# 乱流モデル

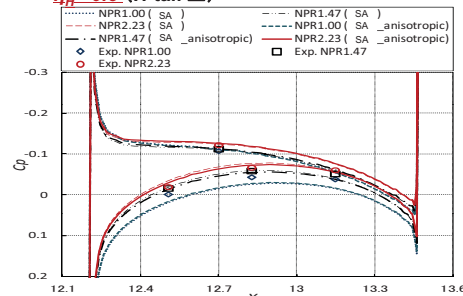
$Z=0.41$  (nacelle-V tail 間)



$\eta_V = 0.25$  (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 $5 \times 10^{-4}$ 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 $\omega$ )の検討により流れ場の比較

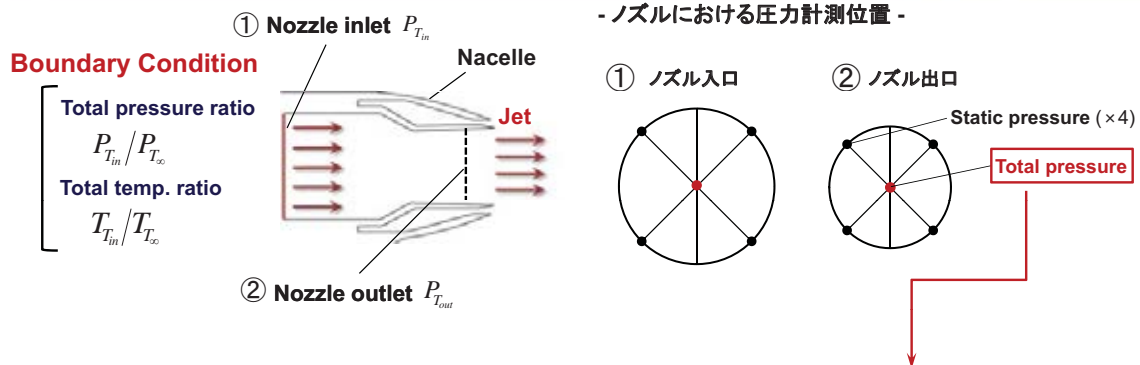
HLLEW method, Mod SA+Anisotropic

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。

HLLEW method, Mod SA+Anisotropic

## Total Pressure at Nozzle exit

WTT *	CFD
1.00	1.00
1.47	1.97
2.23	2.99

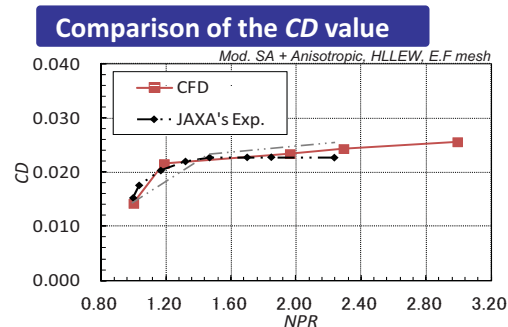
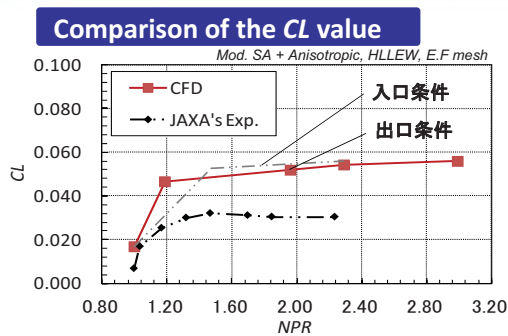
■ WTTとCFDの総圧の値に大きな差。

\* 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



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

■  $CL$ 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。

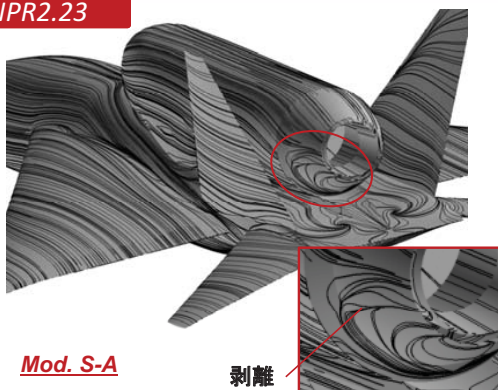
22/24

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

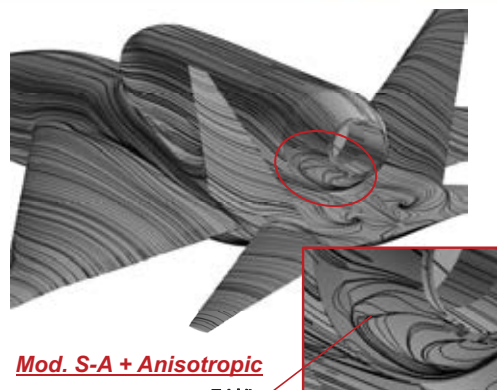
## 今後：乱流モデルの検討



NPR2.23



剥離



剥離

Mod. S-A



Mod. S-A + Anisotropic



■ 剥離の仕方に若干の違い.

- 今後 -

SST-k $\omega$ 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

## APG 公募型研究報告会資料

### あとがき

JAXA 航空プログラムグループ (APG) では、ソニックブーム低減、離着陸騒音低減、軽量化、低抵抗化の 4 つの技術課題に重点化した「静粛超音速機技術の研究開発 (S3)」計画を推進し、特に低ソニックブーム設計技術については、実験機を用いた飛行実験による設計概念実証プロジェクト (D-SEND) を 2010 年度より本格的に進めている。本研究開発計画では、各技術課題に対して具体的な数値目標を設定し、その達成のために多角的に研究テーマに細分化して効率的に研究を進めているが、JAXA 内の人的リソース不足に関連して国内の大学等の研究ポテンシャルによる研究連携の強い必要性を感じ、これまでの個別的な共同研究や委託研究での対応以上に、さらに研究連携の拡大を実現させるため、2010 年度に APG として新たな公募型研究制度の導入を促した。S3 計画ではその第 1 号として 14 件の研究課題 (研究テーマ) を提案し、17 件の応募に対して最終的に 10 件を採択し、本公募型制度の新たな枠内で共同研究並びに委託研究の実施に至った。

今回の報告会は、当チームとしては昨年度に続き 2 回目であるが、既に 1 年以上の研究進捗があることから、成果報告としては技術的にもかなり詳細な説明と深い議論がなされ、関係者への有益な情報提供になったものと感じる。また残り期間における具体的な研究計画と S3 計画の目標達成への見通しが得られたことも本計画を推進する当チームとしても大変有意義であった。今後のますますの研究の進展を期待したい。

超音速機チーム長 吉田憲司

