



ISSN 1349-113X
JAXA-SP-11-004

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

平成22年度 JAXA航空プログラムグループ公募型研究報告会
資料集

2011年8月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

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、特にアジア地域での急成長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JAXA航空が掲げている将来ビジョンです。そのためには、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。

これについては、文部科学省 科学技術・学術審議会 研究計画・評価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ているところであり、また、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)においても、産学官連携の一層の充実強化、人材育成機能等のための新しい枠組み・体制の構築が提言されています。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年度から導入することにしました。具体的には、航空プログラムグループが進めている研究開発事業について、研究目的、獲得すべき技術内容、研究課題等を提示し、これに資する新たなアプローチによる最長3年間の研究を提案いただくという仕組みを作り、まず、「静粛超音速機技術の研究開発」を対象に公募しました。結果、17件の興味深い提案をいただきましたが、リソースの制約もあって、すべてを選ぶわけにも行かず、外部有識者のご意見も踏まえて大学8件、企業2件の計10件を選定させていただきました。

その後、平成22年11月26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成果報告会を開催しました。本報告書はそのとき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

— 目 次 —

1.	航空プログラムグループの概要	1
	岩宮 敏幸 (JAXA)	
2.	静粛超音速機技術の研究開発(S3)の紹介	11
	吉田 憲司 (JAXA)	
3.	極超音速旅客機／極超音速エンジンの研究	21
	○田口秀之、小林弘明、小島孝之、上野篤史、本郷素行、原田賢哉 (JAXA)	
4.	将来宇宙輸送系関連の活動紹介	37
	石本 真二 (JAXA)	
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	45
	雷 忠 (諏訪東京理科大学)	
6.	ジェット排気を含む空力特性推算数値解析技術の研究	57
	○佐々木 大輔、服部 潤、中橋 和博 (東北大学)	
7.	ソニックブーム推算のための 高精度近傍場圧力波形推算技術に関する研究	67
	○大木 裕介、佐々木 大輔、中橋 和博 (東北大学)	
8.	低ソニックブーム設計技術の近傍場実証に関する実験的研究	79
	○鈴木 角栄、佐宗 章弘 (名古屋大学)	
9.	ソニックブーム長距離非線形伝播 CFD 解析ツールの開発の進捗状況 ・	89
	酒井 武治 (名古屋大学)	
10.	ソニックブーム長距離非線形伝播音響解析ツール開発および ソニックブーム波形に対する大気乱流効果に関する研究	97
	大林 茂、山下 博 (東北大学)	
11.	ソニックブーム波形に対する 大気乱流効果モデル構築のための実験的研究	109
	○高木 大輔、佐宗 章弘、酒井 康彦、長田 孝二 (名古屋大学)	
12.	小型超音速旅客機用エンジンの性能検討	117
	浅子 知昭 (株式会社 IHI)	

13.	気球落下超音速飛行実験の飛行経路検討 (動的計画法による飛行経路最適化)	125
	宮沢 与和 (九州大学)	
14.	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研究	133
	深淵 康二 (慶應義塾大学)	
15.	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	145
	松野 隆 (鳥取大学)	
16.	インテークバズの発生メカニズム解明とその制御	159
	亀田 正治 (東京農工大学)	
17.	クラスター型超音速インテークに関する研究	171
	園田 精一 (川崎重工業(株))	
18.	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	183
	轟 章 (東京工業大学)	



三菱航空機(株)提供

航空プログラムグループの概要

Aviation Program Group (APG)

航空プログラムグループ

事業推進部

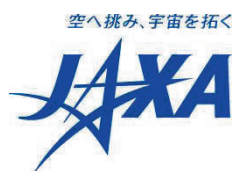
平成22年11月26日

<http://www.apg.jaxa.jp/>

JAXAの組織体制

(平成22年9月1日時点)



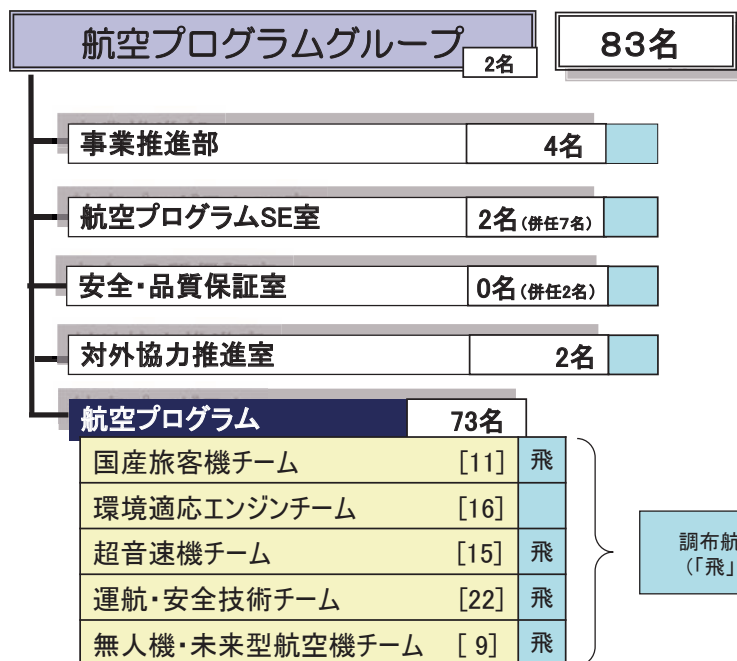


組織図

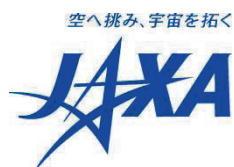


平成22年10月1日現在

[] 人数



2



事業所配置図



調布航空宇宙センター

〒182-8522

東京都調布市深大寺東町7-44-1

飛行場分室

〒181-0015

東京都三鷹市大沢6-13-1

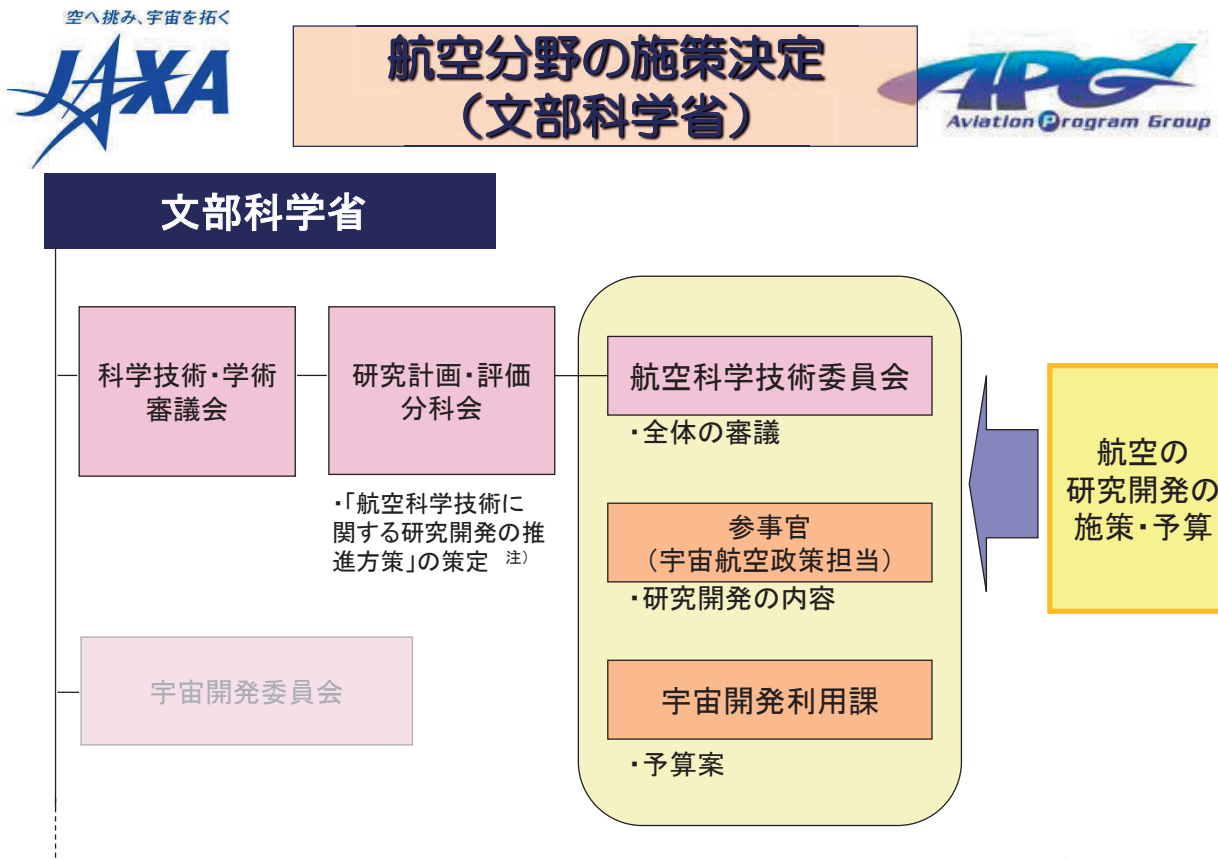


〔・環境適応エンジンチーム〕

・国産旅客機チーム
・超音速機チーム
・運航・安全技術チーム
・無人機・未来型航空機チーム



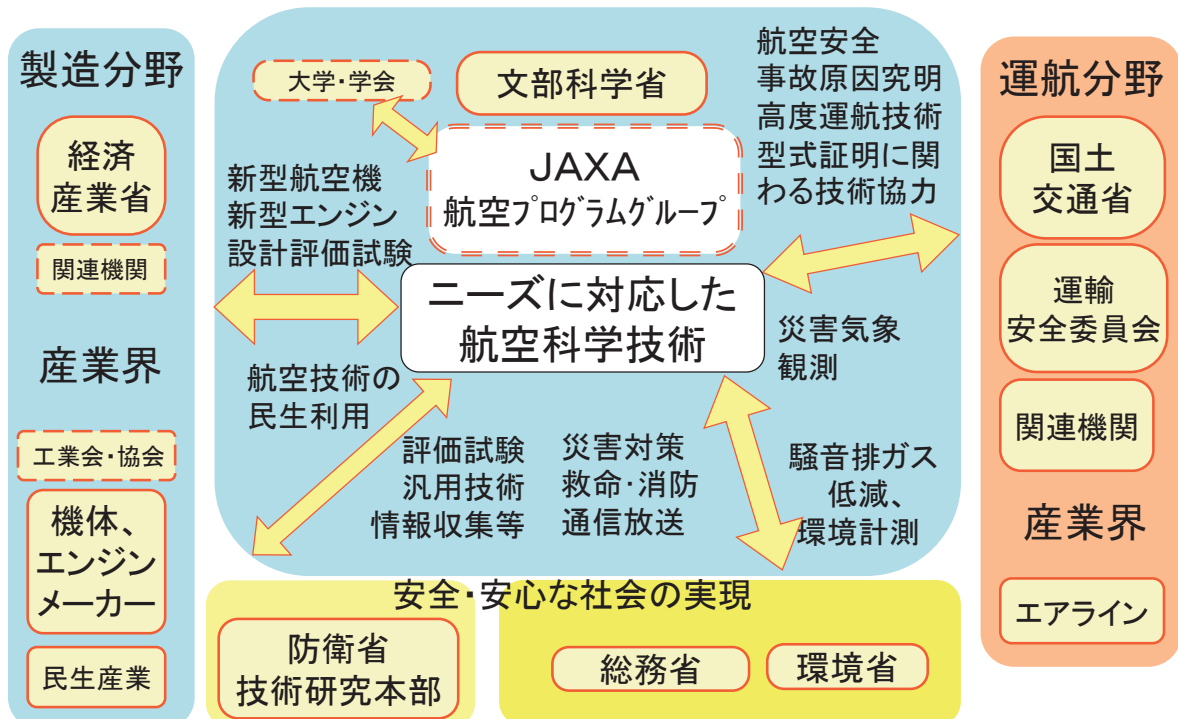
3



4

我が国の航空行政・産業における 航空プログラムグループの位置付け

産学官連携の中核的技術組織としてリーダーシップを発揮



5

航空プログラムグループ の理念

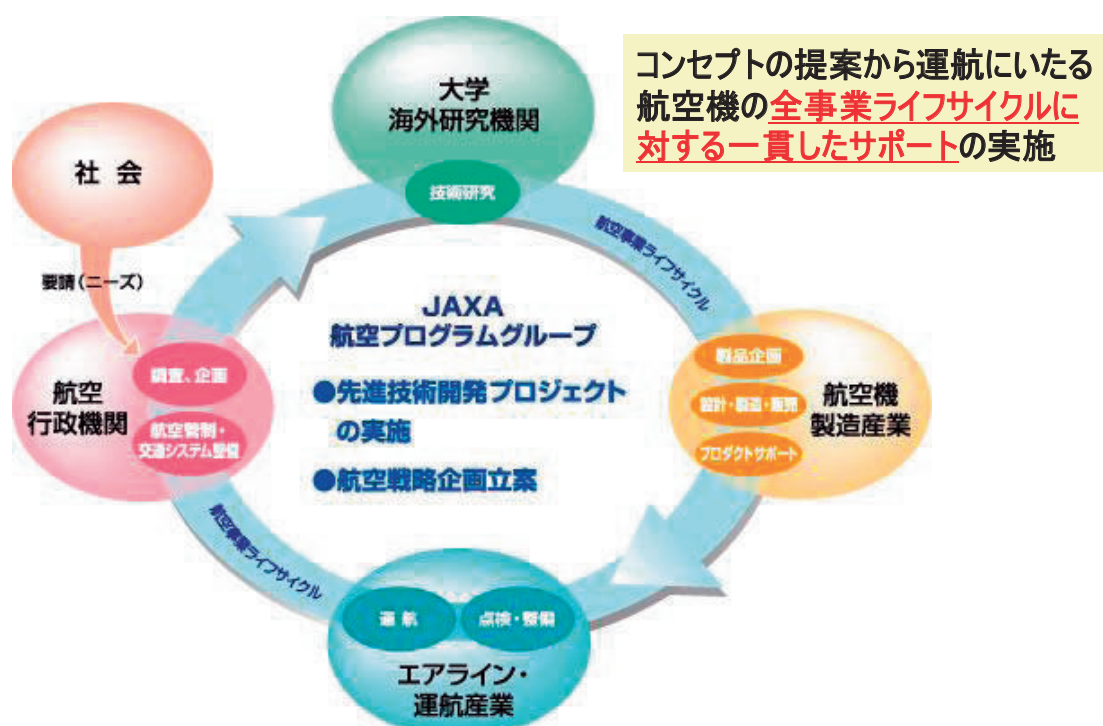
航空産業の成長及び航空技術の標準化等への
貢献と将来航空輸送のブレークスルーをめざす

JAXA長期ビジョン（2005年3月）

- 我が国の航空産業が将来の基幹産業となることをめざして、JAXAは、国際市場で受け入れられる魅力のある国産旅客機を実現するために、世界に先行する我が国独自の技術開発を行います。
- さらにマッハ5クラスの極超音速実験機で、太平洋を2時間で横断できる極超音速機の技術を実証します。

6

航空機事業ライフサイクル全般 に対する貢献



7

施策と航空プログラムグループ組織

「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6月)において下記の**3施策**の推進を提言

1. 社会からの要請に応える研究開発

関係省庁等

航空プログラムグループ

① 国産旅客機高性能化技術の研究開発

文科省 経産省 国交省

国産旅客機チーム

② クリーンエンジン技術の研究開発

文科省 経産省 国交省

環境適応エンジンチーム

③ 安全・高効率運航技術の研究開発

文科省 国交省 消防庁

運航・安全技術チーム

④ 防災・減災に貢献する技術の研究開発

文科省

無人機・未来型航空機チーム

2. 次世代を切り拓く先進技術の研究開発

⑤ 次世代超音速機技術の研究開発

文科省

超音速機チーム

⑥ 革新形態航空機技術の研究開発

文科省

無人機・未来型航空機チーム

⑦ 極超音速機技術の研究開発と宇宙輸送への発展

文科省

超音速機チーム

3. 航空科学技術を支える基盤の充実

研究開発本部

(H20.3.31迄総合技術研究本部)

8

(1) 社会からの要請に応える研究開発

① 国産旅客機高性能化技術の研究開発

※戦略重点科学技術

狙い

◆YS-11以来40年振りの国産旅客機実現に向け、経産省、産業界との連携の下に技術貢献。さらに国際市場競争力向上を目指した高付加価値差別化技術を創出。

◆特に、燃料消費量の低減、騒音の低減、機体の低コスト化、安全性向上にフォーカスした実践的研究を実施。

MRJ 初飛行:2012年, 運航開始:2014年



提供:三菱航空機(株)



未来の旅客機

燃料消費が少なく、静かで安全な未来の旅客機コンセプトの研究

安全性を高める研究



飛行安全性の向上

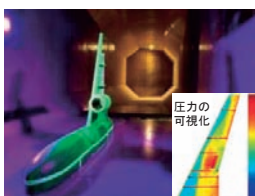
シミュレーターを用いて飛行機の操縦性能を研究。また、パイロットへの負担が軽いコックピットの研究も行い、安全性向上を目指す。



構造安全性の向上

異物の衝突時や、非常着陸・非常着水時に機体が受ける力や変形、破壊形態を研究。非常時の安全性を高める構造の開発を目指す。構造力学と流体力学が複雑に連成する高度な解析技術の研究も実施。

燃料消費量を低減する研究



空力性能の向上

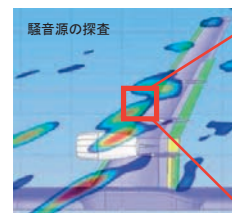
燃料消費量低減につながる機体空気抵抗の低減や高揚力装置の性能向上が目的。圧力分布や流れの速度分布を可視化する風洞試験技術の研究も実施。



複合材による軽量化

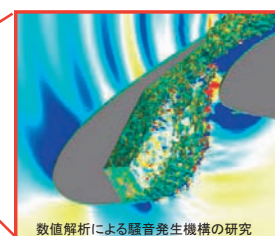
VaRTM(真空樹脂含浸工法)とブリブレグを組み合わせた、低コストで丈夫な複合材構造技術の研究。構造軽量化による燃料消費量低減が狙い。

騒音を低減する研究



機体の低騒音化

機体からの騒音を低減することを目的として、実験による騒音源探査技術の研究。翼前縁スラット(上右図)、脚などにおける騒音発生メカニズムの研究を実施。高度な数値流体解析技術を適用。



数値解析による騒音発生機構の研究

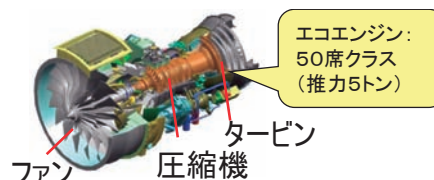
②クリーンエンジン技術の研究開発

狙い

※戰略重點科學技術

純国産商用ジェットエンジンの実現や国際的シェア拡大を目指すには、環境技術が国際競争力強化に不可欠。JAXAは先行環境保全技術を研究開発することで、エコエンジン※等を通じて社会的技術貢献を果たす。

* NEDOプロジェクト「環境適合型小型航空機用エンジン研究開発」のこと

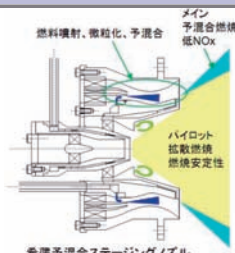
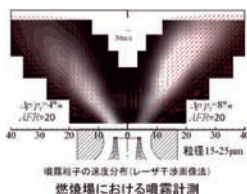


クリーンエンジンの目標:
 NO_x -80%(ICAO CAEP/4)
 CO₂ -15%(現行比)
 騒音 -23dB(ICAO Chap.4)

クリーンエンジン技術(先行環境保全技術) = NOx低減 + CO2低減 + 騒音低減

NOx低減

希薄予混合燃料
ノズルを開発
CAEP/4 -74%を
実証

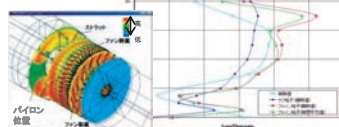
噴霧計測による
気流微粒化
燃料ノズルの
火炎構造解明

CO2低減

タービン翼高性能冷却構造により、必要冷却空気量を削減することで効率化
図は冷却構造模型を表面温度分布(合成)



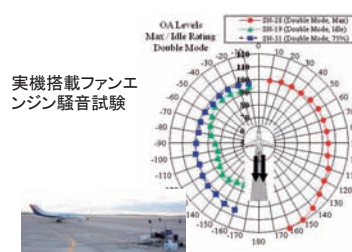
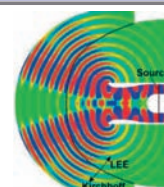
ファン-バイパスダクト全周非定常流れ解析



タービン冷却

騒音低減

ファン騒音の伝搬と放射

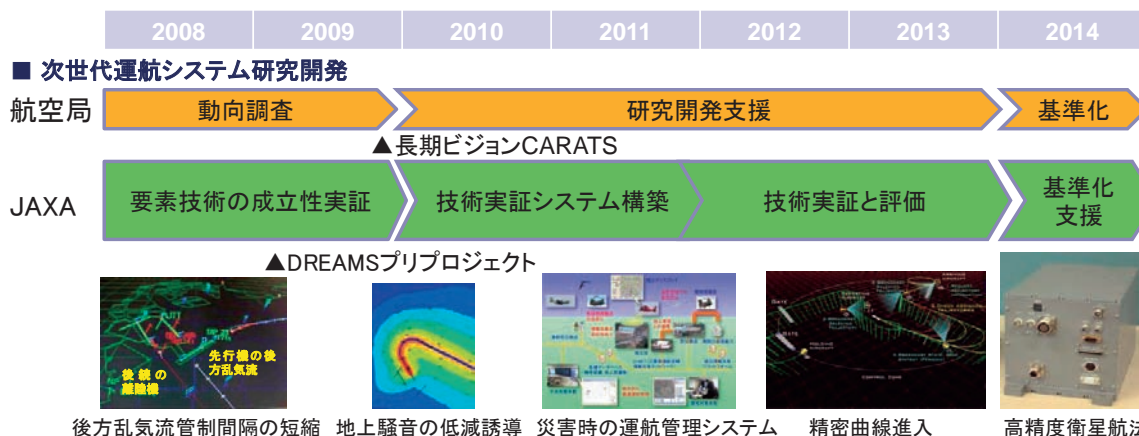


③安全・高効率運航技術の研究開発

狙い

※戰略重點科學技術

航空局の長期ビジョンCARATSと連携して次世代運航システムの実現と災害救援ヘリコプタの利用を拡大する。ヒューマンエラーと乱気流事故を防止し安全運航を実現する。



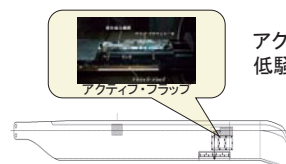
■ 安全運航技術の研究開発



高高度5海里級ライダー



ヒューマンエラー防止ツール



アクティブ・フラップ内蔵
低騒音ロータ

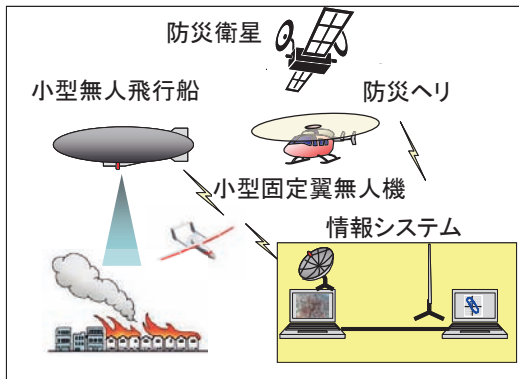
(1) 社会からの要請に応える研究開発

④ 防災・減災に貢献する技術の研究開発

災害監視無人機システムの研究

狙い

大規模災害にそなえ、無人機を用いた災害情報収集システムの研究開発を行い、安全・安心社会の構築 に貢献する。



(1) 災害監視無人機システムの概念検討

- 飛行特性が異なる小型無人飛行機と小型無人飛行機及び情報システムから構成され、被災直後の全体把握から被災地の実時間映像情報を収集できるシステムを提案。
- 低コストで自治体などでも運用が可能なシステムであり、防災衛星、防災ヘリコプタなどとも連携して、総合防災システムの一翼を担う。



カタパルト発進試験(固定翼機) 災害情報処理システム試作



短距離着陸試験(固定翼機)



防災訓練デモ飛行(飛行船)



電動小型飛行船を使った簡易運用評価試験

(2) 試作機による予備試験

12

(2) 次世代を切り拓く先進技術の研究開発

⑤ 静粛超音速機技術の研究開発(S3)

静粛超音速研究機の研究開発と飛行実験

※戦略重点科学技術

MEXT: 静粛超音速機技術の研究開発の推進について
METI: 技術戦略マップ2007
JAXA: 長期ビジョン

狙い

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する

次世代超音速旅客機の実現に不可欠な「経済性」と「環境適合性」の両立を可能にする日本独自の**低抵抗・低ソニックブーム機体コンセプト**を提案

経済性

低抵抗化

環境適合性

ソニックブーム低減

コンセプトを実現する設計技術

・コンピュータ設計技術 ・高度システム統合技術

技術実証に不可欠な飛行実験を計画



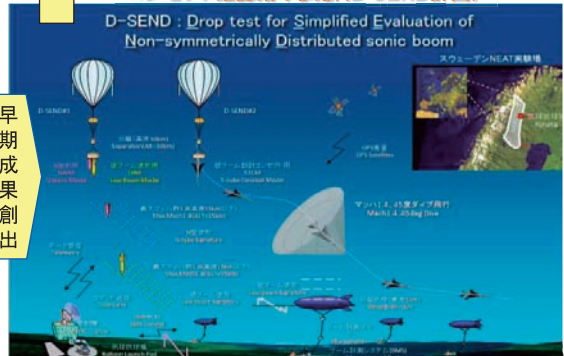
乗客数: 36-50人(全席ビジネスクラス)
巡航速度: マッハ1.6
航続距離: 3,500nm以上
離陸重量: 60-70トン
運賃レベル: ビジネス料金の約1.1倍

技術目標の参照機体概念「小型超音速旅客機」

技術目標

- (1) ソニックブーム低減: ソニックブーム強度の半減
- (2) 離陸騒音低減: ICAO Chap.4適合
- (3) 抵抗低減: 揚抗比8.0以上
- (4) 軽量化: 構造重量15%低減

コンセプト確認落下試験(D-SEND計画)



早期成果創出

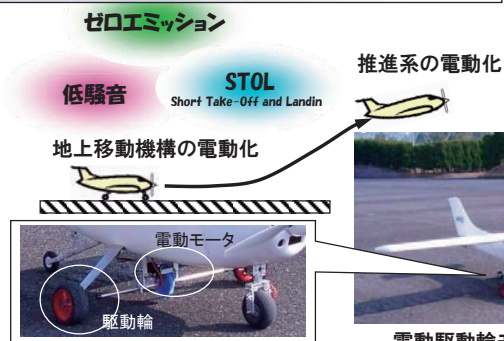
(2) 次世代を切り拓く要素技術の研究開発

⑥革新形態航空機技術の研究開発

狙い

将来航空輸送形態の1つとして、利便性を追求した「小型・短中距離・高頻度輸送」と、「環境負荷の低減」を両立する小型機の創出を目指す。

(1)環境トップランナー航空機要素技術



・環境適合性(ゼロエミッション、超低騒音)と利便性、安全性の理想形となる新しい航空機コンセプトを提案する。

要素技術研究課題:

- ①脱化石燃料化航空機技術=電動化推進システム
- ②電動駆動輪を用いたSTOL(短距離離着陸)技術

電動駆動輪モデル実証試験機

電動推進システム

超軽量航空機プロペラ+モータ

(2)VTOL(垂直離着陸)機技術の研究

・利便性がよい航空機である、将来型垂直離着陸機(VTOL)の概念検討・主要課題研究を行う。

要素技術研究課題:

- ①VTOLエンジンシステムの概念実証
- ②電動模型によるVTOL制御法

将来型VTOLの概念検討

リフトファンリグ試験

VTOL電動模型(リフトファン式)

14

(2) 次世代を切り拓く先進技術の研究開発

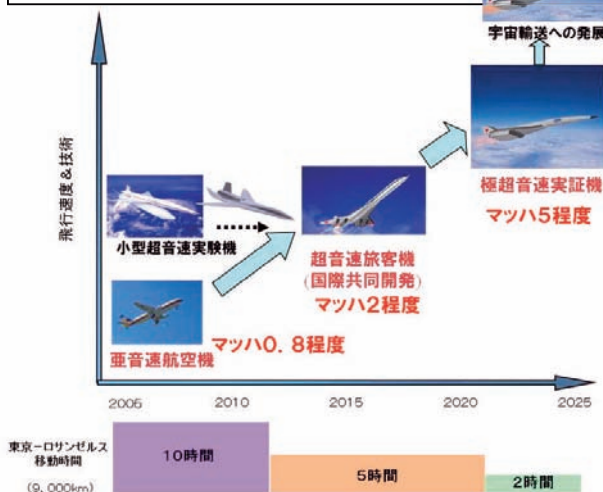
⑦極超音速機技術の研究開発と宇宙輸送への発展

極超音速機の研究開発構想検討

(極超音速機研究委員会において産学官連携で実施)

狙い

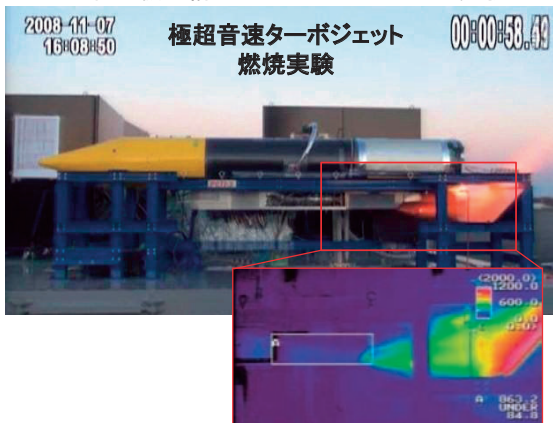
極超音速機の研究開発ロードマップを提案
太平洋を2時間で横断できるマッハ5クラスの
極超音速機の技術を段階的な技術実証に
よって確立する。



極超音速機の構想図



マッハ5風洞実験



マッハ5風洞実験とエンジン燃焼実験により、
極超音速飛行に必要な主要技術を検証中

段階的に飛行速度と機体規模を上げて飛行環境で
技術を実証し、実用化を目指す

15

公募型共同研究(1/2)

公募の目的

今後日本の航空分野の研究開発が国際的優位性を持ち、次世代技術を獲得するためには、航空分野の研究開発に関して高い知見を持つ人材を育成し、また産学連携のさらなる拡充を図る必要があります。

上記を達成する一環として、日本の航空分野の技術成果と知的リソースの充実を目指して、公募型研究を実施します。

募集テーマ

「静粛超音速機技術の研究開発」に関連するものであって、本研究開発の目的に沿い、目標の達成に資する研究テーマとします。研究テーマの具体例を以下の表に示しますが、これら以外の研究テーマでの応募も可能です。

契約形態

- ①契約相手方にJAXAが研究資金の一部を支払う共同研究(有償の共同研究)
- ②資金授受のない共同研究(無償の共同研究)
- ③JAXAからの委託研究

16

公募型共同研究(2/2)

応募条件等

- ・ 共同研究契約・委託研究契約はJAXAと研究代表者が常勤している所属機関との間で締結します。
- ・ 間接経費、一般管理費等は、原則として認められません。
- ・ 有償の共同研究、委託研究において100万円以上の案件については概算払いとし、JAXAが指定する方法で「額の確定(精算)」をお願いすることになります。
- ・ 複数年の研究提案であっても、原則として契約は年度ごとになります。また研究の進捗状況等により、次年度の契約を締結しない場合もあります。
- ・ 共同研究については、契約終了後速やかにJAXAと連名で共同研究報告書を作成します。委託研究契約については、契約終了後速やかに委託研究報告書を提出してください。
- ・ 年度ごとにJAXAにおいて公募型研究成果報告会を開催します。
- ・ 知的財産権の取り扱いについて

共同研究については、単独で得られた知的財産権に関しては単独所有、共同で得られた知的財産権に関しては共有で所有します。(持ち分は貢献度に応じます。) 委託研究についての知的財産権は、原則としてJAXAに帰属します。

17



APG公募型研究報告会



静粛超音速機技術の研究開発(S3)の紹介

内容

1. はじめに ～コンコルドの課題、次世代SSTの主要技術課題～
2. JAXAの超音速機技術の研究計画
3. 「静粛超音速機技術の研究開発」の概要
4. D-SEND計画の概要
5. JAXA/APGの研究概要
6. 公募型研究への提案
7. おわりに ～SST実現に向けたロードマップ、まとめ～

平成22年 11月26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. 序: (1)コンコルドの課題、等



コンコルドの性能

飛行速度 マッハ2
航続距離 約6,400km(3,400nm)
乗客 100人
大西洋横断
(約3.5時間)



環境適合性の不足

大きなソニックブーム
近くに雷が落ちた時の音(陸上超音速飛行禁止)
大きな離着陸騒音
削岩機よりも大きな音(乗り入れ空港限定)
B747の100倍以上の騒音

経済性(機体性能)の不足

大きな燃料消費
燃料消費(乗客1人当たり)はスポーツカー並
1フライトで約90トンの燃料消費
(5.5km/燃料1ℓ/乗客1名=B747
の3.5倍の運航コスト)

低い運航効率(高運航コスト+路線限定、等)

エアラインにとって、採算をとることが難しい機体
墜落事故(2000年)

2003年10月:商用超音速運航終了(27年間)

但し、ロンドン・パリ・ニューヨーク・ワシントン路線で毎年約24万人が利用(全体の3.7%)

➡【エコノミークラス+α】空間で【ファーストクラス+25%】プレミアム運賃でも確実な利用者₂



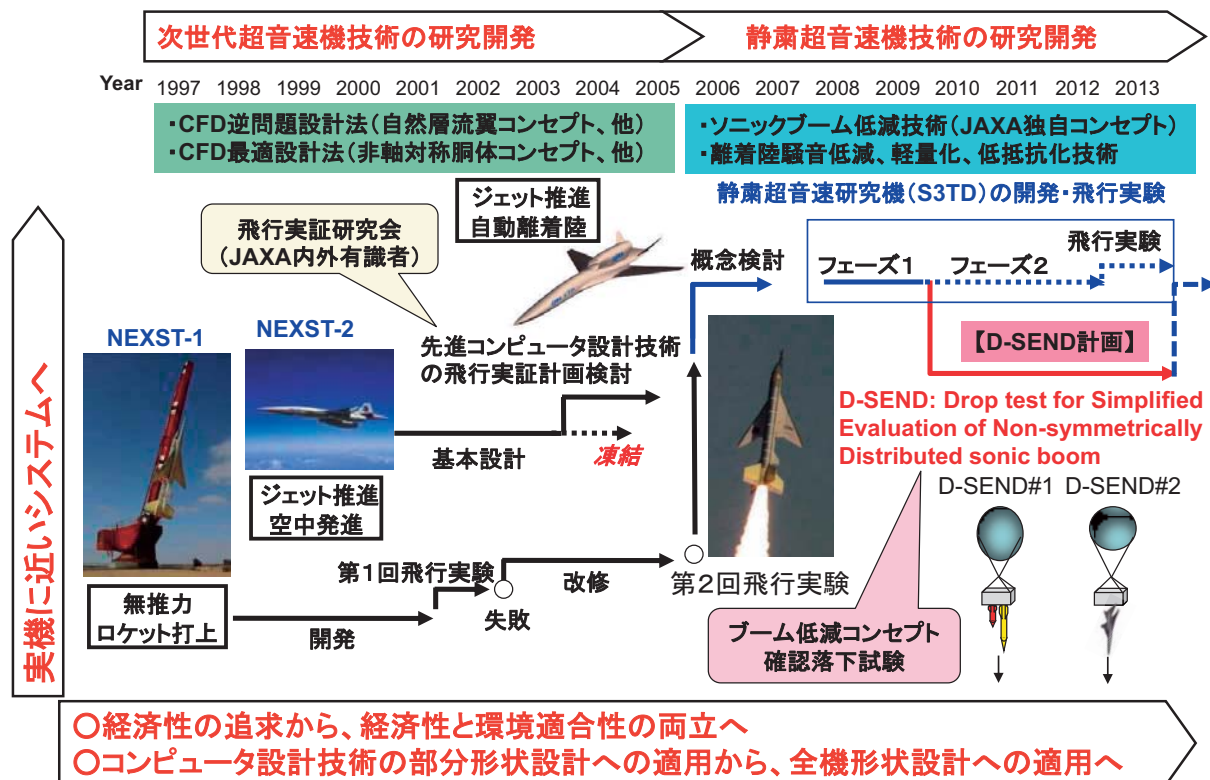
1. 序: (2)次世代SSTの主要技術課題



- 経済性: 低抵抗化、軽量化、高効率推進系、等
- 環境適合性: ソニックブーム低減、離着陸騒音低減、排気ガス低減、等



2. JAXAの超音速機技術の研究計画





3. 「静粛超音速機技術の研究開発」の概要(1/2)



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 m²
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

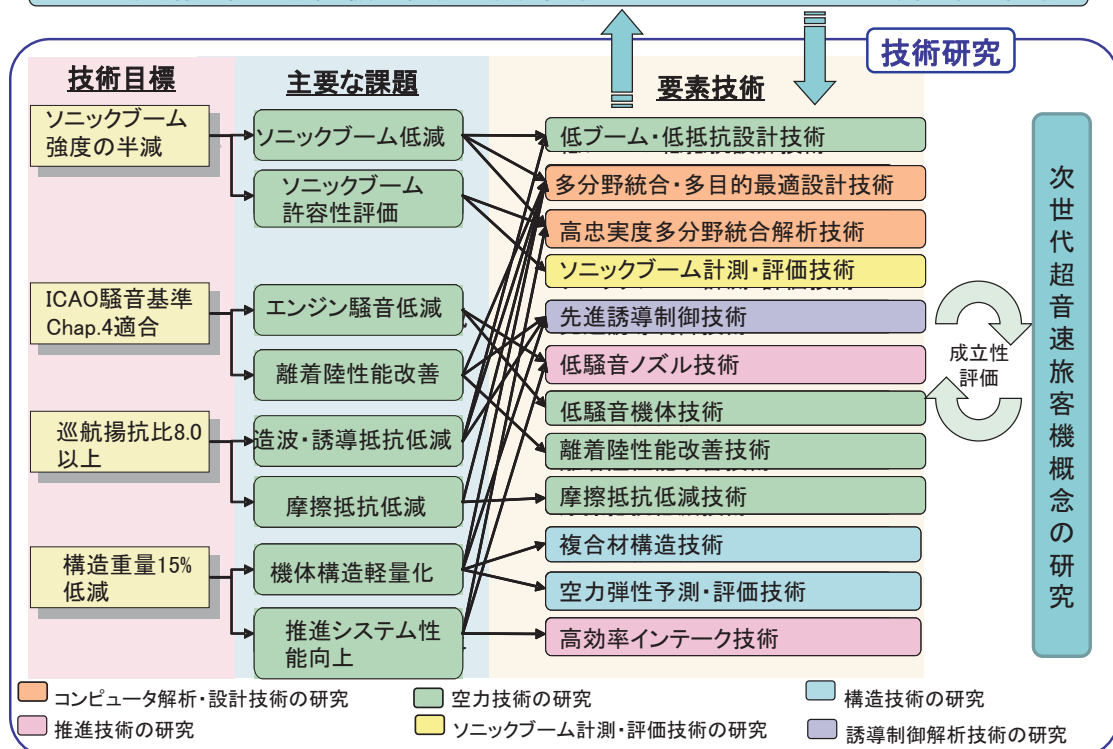
課題	技術目標
ソニックブーム低減 【最優先課題: 飛行実証】	ソニックブーム強度の半減 (比較対象: コンコルド技術)
離着陸騒音低減	ICAO基準 Chap.4に適合
低抵抗化	揚抗比 8.0以上
軽量化	構造重量 15%減 (比較対象: コンコルド技術)



3. 「静粛超音速機技術の研究開発」の概要(2/2)



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)

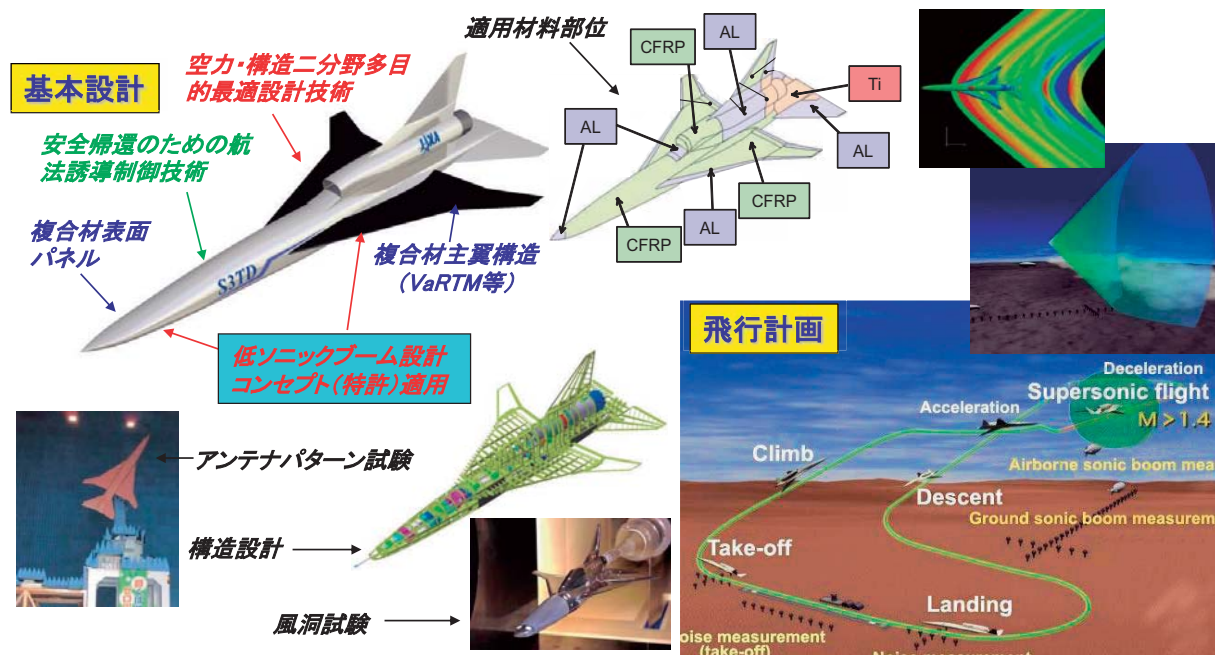




補足. 静粛超音速研究機の基本設計検討



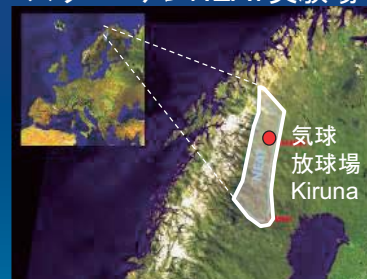
コンピュータ設計技術を全機形状設計に適用した低ソニックブーム・コンセプトの無人超音速ジェット機を設計・開発し、そのコンセプトと設計技術を飛行実証する



4. D-SEND計画の概要(1/3)

OD-SEND計画:低ソニックブーム設計概念実証計画

スウェーデンNEAT実験場







4. D-SEND計画の概要(2/3)



【D-SEND#1試験計画】

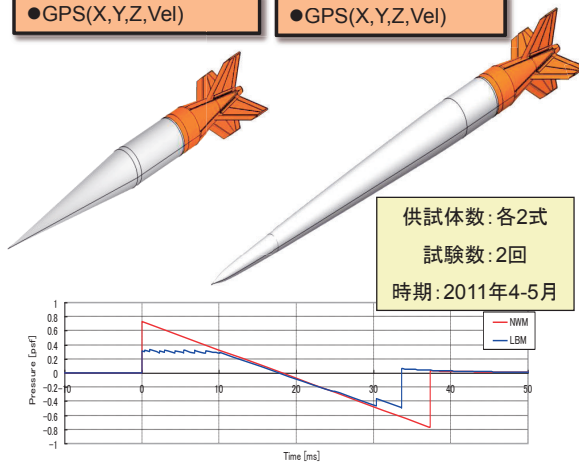
D-SEND#1落下試験では、N波を発生する軸対称体(NWM)及び低ブーム波形を発生する軸対称物体(LBM)を気球により高度約30kmから順次自由落下させ、マッハ1.4以上の速度に加速し、地上及び空中に設置したマイクによりブーム波形を計測する。

NWM(N Wave Model)

- W=630kg
- LxDia.=5.6m×Φ0.62m
- GPS(X,Y,Z,Vel)

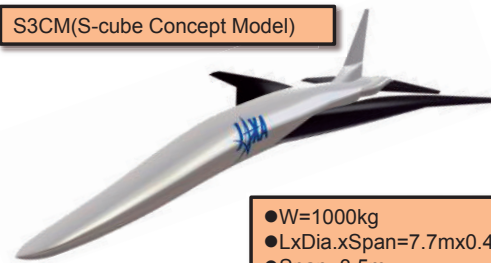
LBM(Low Boom Model)

- W=700kg
- LxDia.=8m×Φ0.62m
- GPS(X,Y,Z,Vel)

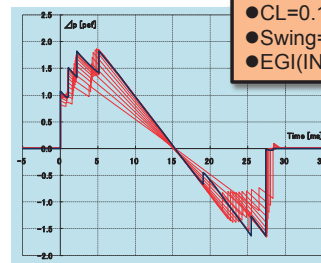


【D-SEND#2試験計画】

D-SEND#1と同様の気球システムを用いて先端及び後端が低ブーム化された3次元揚力体(S3CM)を高度約30kmまで上昇させ、地上にてブームが計測可能な位置に到達した段階で順次、垂直に自由落下させる。供試体は、垂直自由落下により速度を得た後、ブーム計測が可能な位置まで滑空し、地上にてブーム波形が計測可能な姿勢とマッハ数1.3を5秒(TBD)以上保持する。

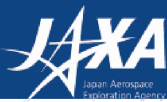


- W=1000kg
- LxDia.xSpan=7.7m×0.48m×3.5m
- Span=3.5m
- CL=0.12(M=1.4, H=8km)
- Swing=4.92m²
- EGI(INS+GPS)



供試体数: 2式
試験数: 2回
時期: 調整中

11



4. D-SEND計画の概要(3/3)



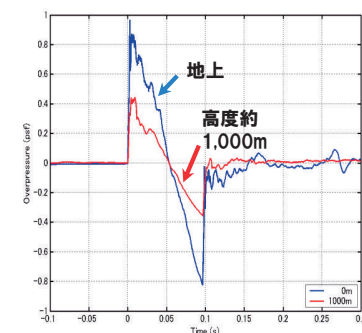
○空中ブーム計測システム試験(ABBA Test*)

*) 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)

12



5. JAXA/APGの研究概要(1/3)



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



5. JAXA/APGの研究概要(2/3)



OH21年度の研究連携状況





補足. JAXA/APGの研究概要: H21年度成果



◆抵抗低減、ブーム強度低減について単独性能として目標達成

【低ブーム性能の確認】

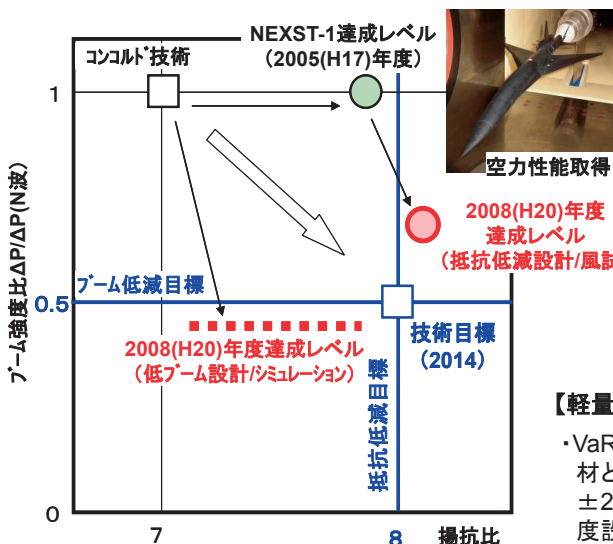
- ・設計コンセプトの妥当性を風洞試験により確認
- ・数値シミュレーションの予測値は、**ブーム強度約54%低減**

【低抵抗(空力)性能の確認】

- ・**巡航揚抗比 8.1[最大8.9]を達成**
(ブーム強度は約30%低減レベル)

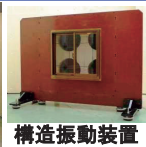


近傍場ブーム波形取得



【ブーム評価技術の確認】

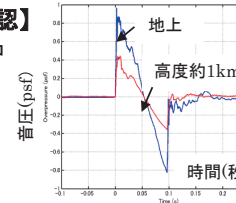
- ・ブームシミュレータによる評価指標を検討中
- ・音響・構造振動装置によるブームシミュレータ窓ガタ付き音の影響を評価中



構造振動装置

【ブーム計測技術の確認】

- ・係留気球による空中ブーム計測システムの開発と実機ブーム計測によるシステム健全性を確認



波形計測例

【離着陸騒音低減効果の確認】

- ・可変ノズル付エンジン騒音評価手法を開発し、JAXA開発の低騒音可変ノズルの騒音低減効果を確認
- ・推力偏向による低騒音化対策効果を騒音予測シミュレーションで確認



空中ブーム計測

低騒音可変ノズ付エンジン騒音評価試験



【軽量化技術の効果の確認】

- ・VaRTM法を改良し研究機主翼を題材とした試作を行って、成型精度±2.0mm以内を達成し、成形法/強度設計の技術見通しを獲得



空力形状との誤差確認試験



6. 公募型研究への提案(1/2)



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)」(委託研究)

空力技術の研究

- ②「超音速航空機の離着陸性能改善の革新的空力デバイスに関する研究(3年)」(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(2年)」(委託研究)
- ④「超音速航空機形態の非線形空力特性簡易推算手法に関する研究(2年)」(共同研究)

構造技術の研究

- ⑤「Topology Optimizationによる航空機構造部材形状最適設計(3年)」(委託研究)

推進技術の研究

- ⑥「超音速インテークのディストーション性能評価に関する研究(3年)」(共同研究)
- ⑦「超音速インテークのバズに関する研究(3年)」(共同研究)
- ⑧「クラスタ型超音速インテークのモジュール間干渉に関する研究(3年)」(共同研究)
- ⑨「超音速インテークの制御技術に関する研究(3年)」(共同研究)

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(2年)」(共同研究)
- ⑪「誘導制御の観点による超音速旅客機的设计基準(3年)」(共同研究)
- ⑫「超音速機飛行解析ツールの開発(3年)」(共同研究)

ソニックブーム計測・評価技術の研究

- ⑬「ソニックブームによる建築物等のがたつき音の予測技術に関する研究(3年)」(共同研究)
- ⑭「ソニックブーム評価手法に関する研究(3年)」(共同研究)



6. 公募型研究への提案(2/2)



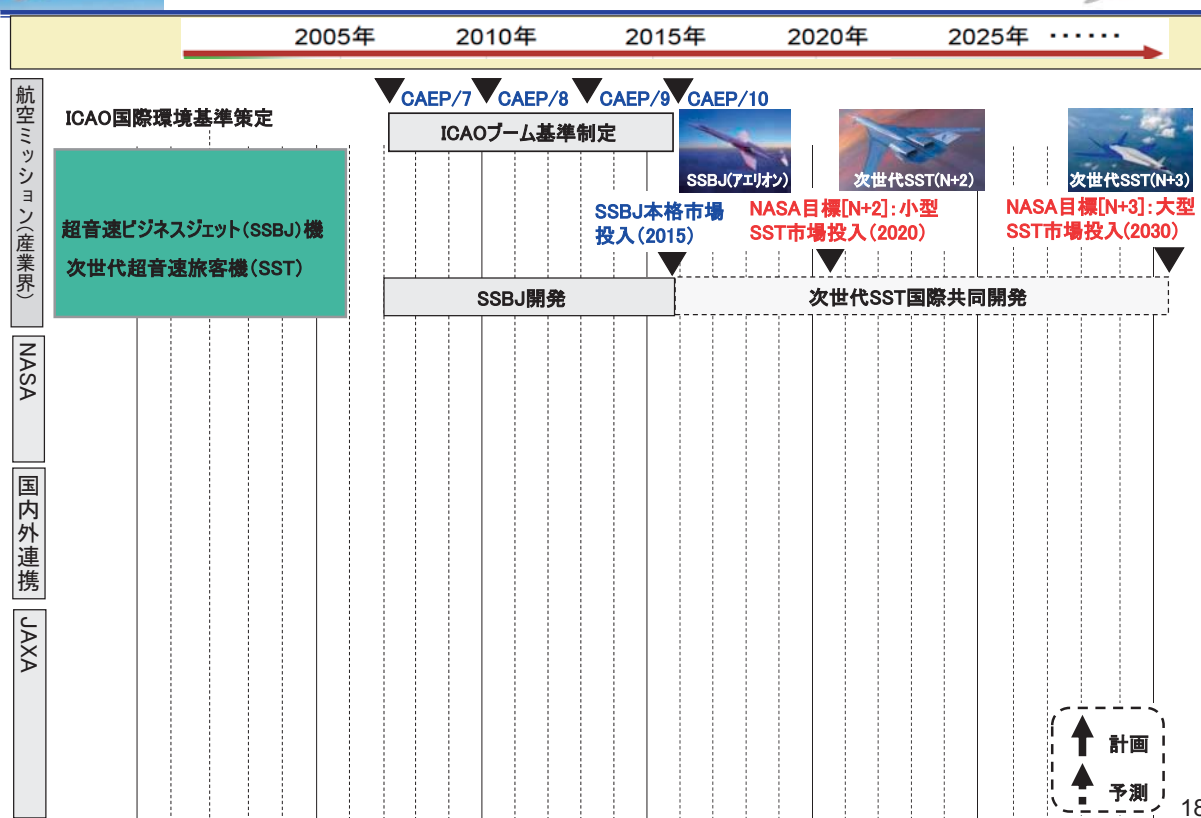
(1) 公募期間と応募件数: 平成22年4月30日～6月10日、**17件(大学:12件 企業:5件)**

(2) 採択結果: **下記10件(大学:8件、企業:2件)、概算経費(提供資金)合計: 約3700万(H22～24年度)**

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～FY24
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	慶応義塾大学	深湯 康二 (専任講師)	FY22～FY24
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～FY24
4	クラスター超音速インテークに関する研究	川崎重工業 (各務原市)	園田 誠一 (上級専門職)	FY22～FY24
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～FY24
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 和和 (教授)	FY22～FY23
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～FY24
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～FY24
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)	FY22～FY24
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～FY23

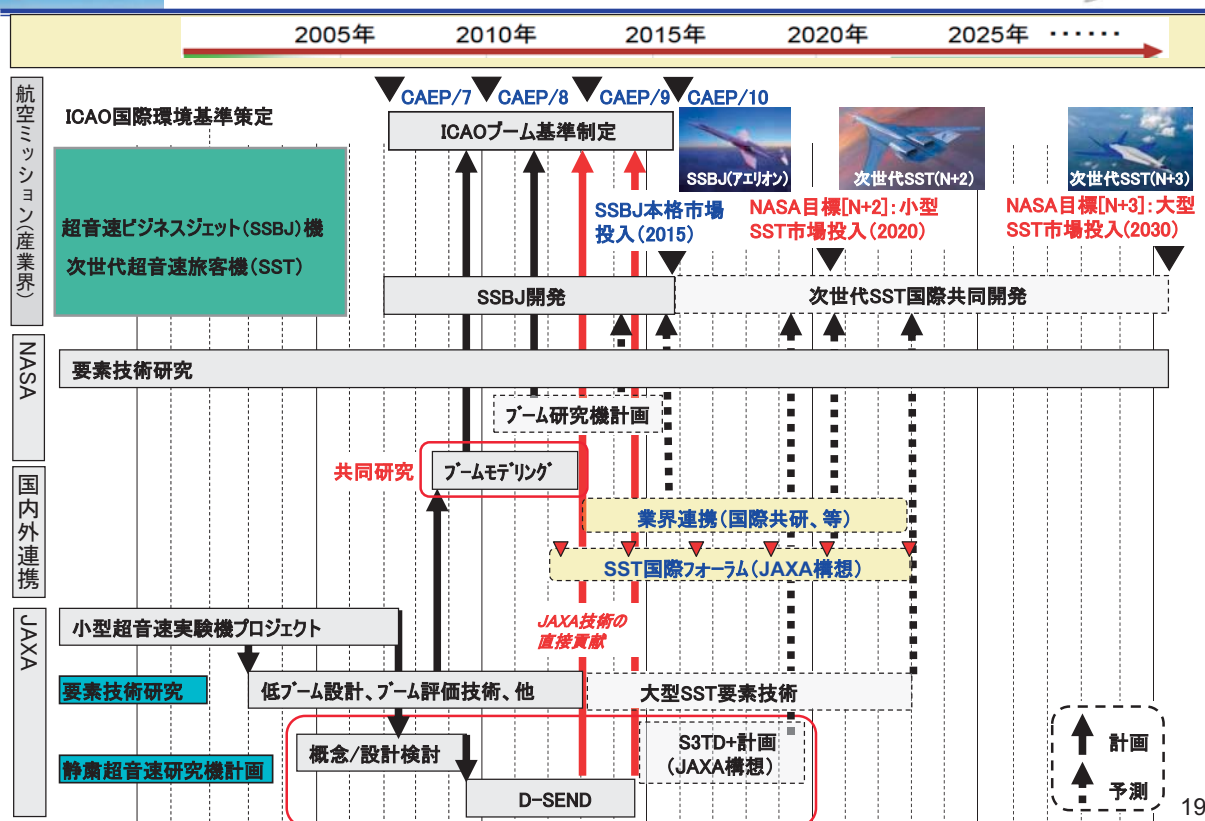


7. おわりに: (1) SST実現に向けたロードマップ





7. おわりに: (1) SST実現に向けたロードマップ



19



7. おわりに: (2)まとめ



【公募型研究推進の基本方針】

- ・「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」の促進と連携強化

○例: ABBA試験(ブーム計測試験@2010. 9)への技術研修生の公募

- ・背景: 昨年のABBA試験での学生参加例(共研相手)
- ・目的: APGプロジェクトによる学生教育の場の提供
- ・公募方法: HP等を用いた公募(1~2名、旅費を支給)
- ・公募結果: 5名の応募に対して1名(東北大学)を採用



極超音速旅客機／極超音速エンジンの研究



平成22年11月

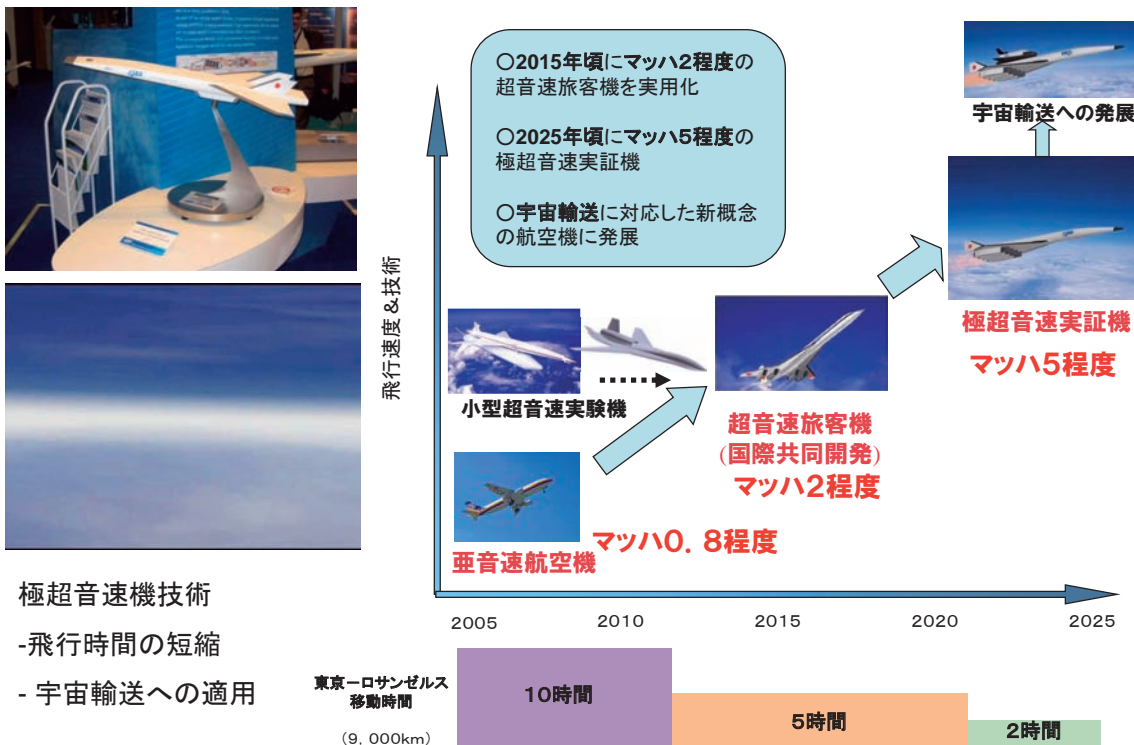
宇宙航空研究開発機構

航空プログラムグループ／研究開発本部

○田口秀之、小林弘明、小島孝之、上野篤史、本郷素行、原田賢哉

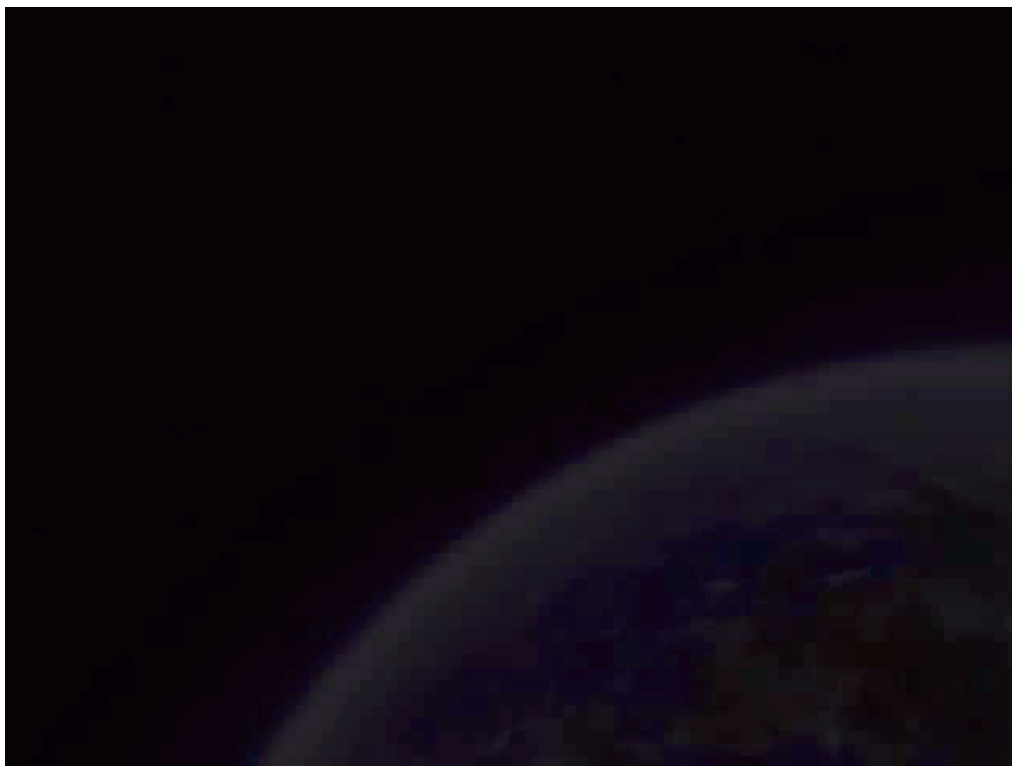


超音速／極超音速機の研究開発





JAXA 極超音速旅客機



3

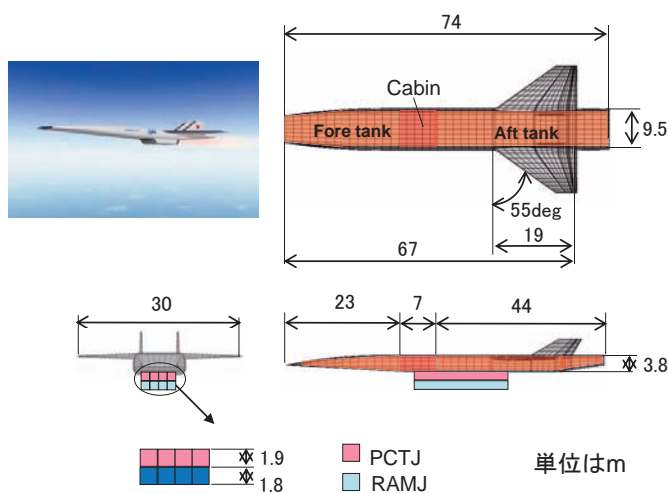


極超音速旅客機の目標システム（統合最適化解析結果）

- ・ 飛行距離8700km(東京-ロサンゼルス間相当)で成立する機体システムを導出。
- ・ 胴体内に乗客100人分の重量と容積(13ton、240m³)を確保。
- ・ 総機体重量の最小化を目的関数として、機体形状と軌道を同時最適化。

ベースライン解析結果

項目	値
総機体重量	284ton
機体乾燥重量	162ton
前部タンクLH2重量	27ton
後部タンクLH2重量	95ton
航続距離	8700km
飛行時間	2時間
巡航マッハ数	4.5
巡航L/D	4
巡航SFC	1.19kg/h/kgf
開発費	2.39兆円
機体製造原価(100基目)	356億円

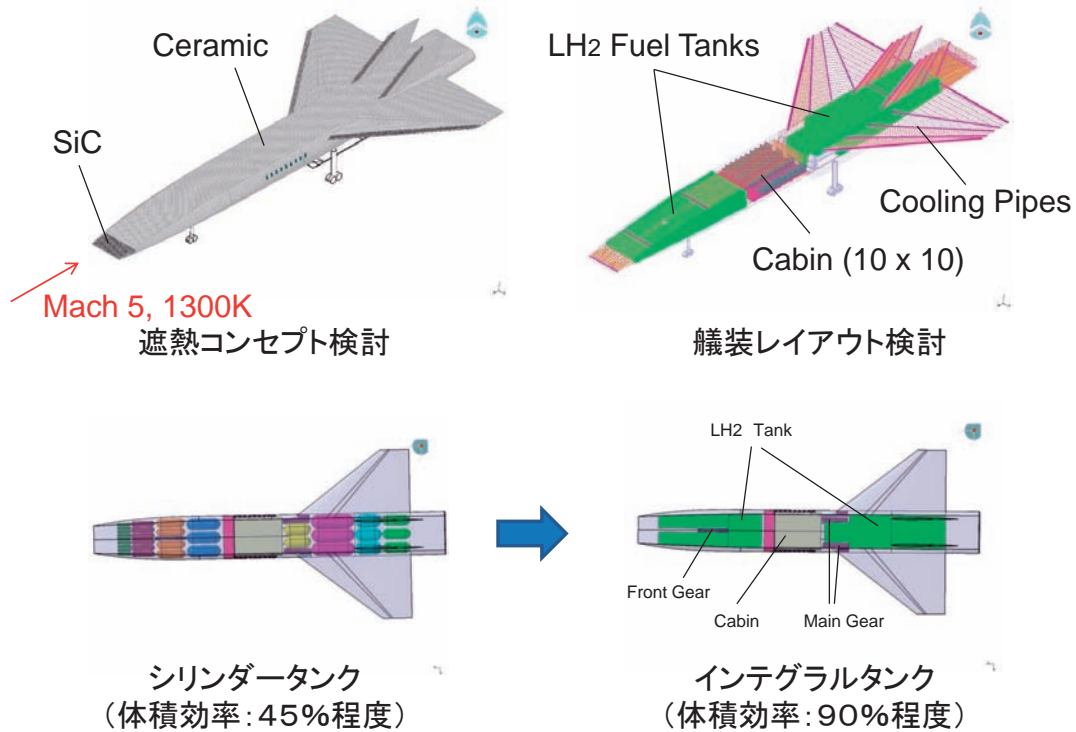


機体規模、重量の観点からみると、既存製造・整備設備で成立するシステム規模である

4



機装レイアウト検討



5

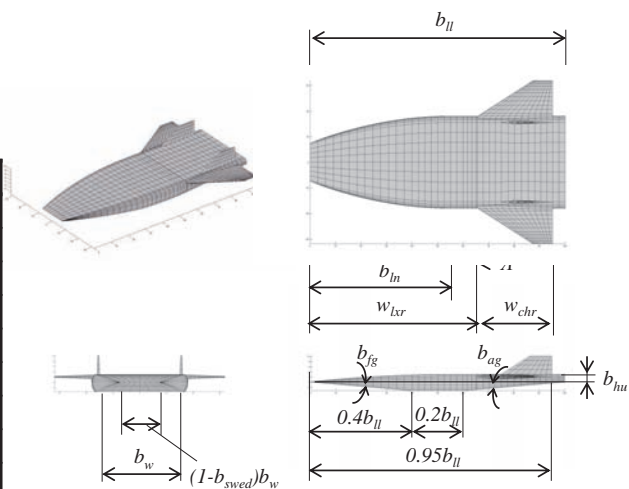


形状候補の作成

FY20ベースライン形状を含む50形態の機体形状変数を作成

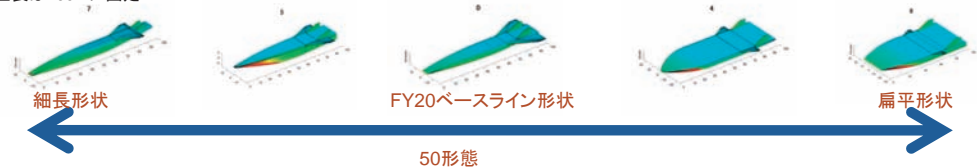
機体形状変数(独立変数)

No	変数名	記号	変域
1	胴体基準面上側高さ	h_u	$0.01 \leq b_{hu} / b_{ll} \leq 0.05$
2	胴体平面部肩幅	b_w	$0.06 \leq b_w / b_{ll} \leq 0.60$
3	胴体先細り部長さ	b_{ln}	$0.3 \leq b_{ln} / b_{ll} \leq 0.8$
4	胴体先細り率	b_{swed}	$0.2 \leq b_{swed} \leq 0.9$
5	主翼翼根部コード長	w_{chr}	$0.1 \leq w_{chr} / b_{ll} \leq 0.5$
6	主翼前縁位置	w_{lcr}	$0.5 \leq w_{lcr} / b_{ll} \leq 0.8$
7	主翼後退角	Λ	$45 \leq \Lambda \leq 70$
8	胴体前部下傾斜角	b_{fg}	$0 \leq b_{fg} \leq 10$
9	胴体後部下傾斜角	b_{ag}	$0 \leq b_{ag} \leq 10$



①右図は全変数の変域の中間値の機体

②胴体全長は100mに固定



6



空力データベースの精度向上

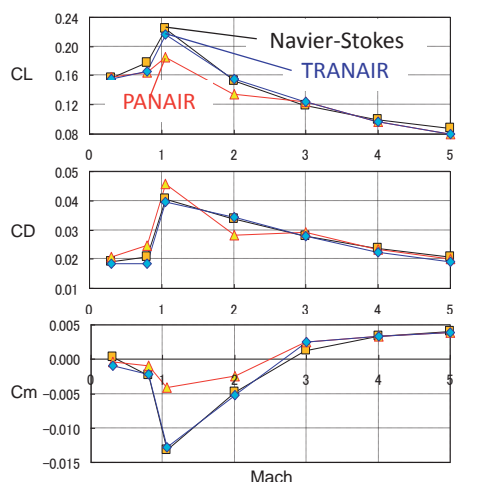
- 空力性能については、従来のPANAIRとTangent Cone Wedge法を用いた推算手法の精度をCFDで検証するとともに、TRANAIRを用いて遷音速付近のデータベースの高精度化を行った。また、形状変数の自由度を上げ、リフティングボディ形状を含むより広い形状範囲で空力データベースを構築した。

Mach 1.05、迎角 5deg、Cp分布

TRANAIR解析

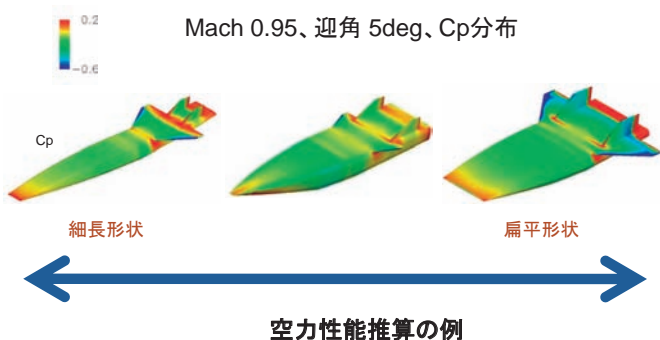
NS解析

TRANAIRの検証



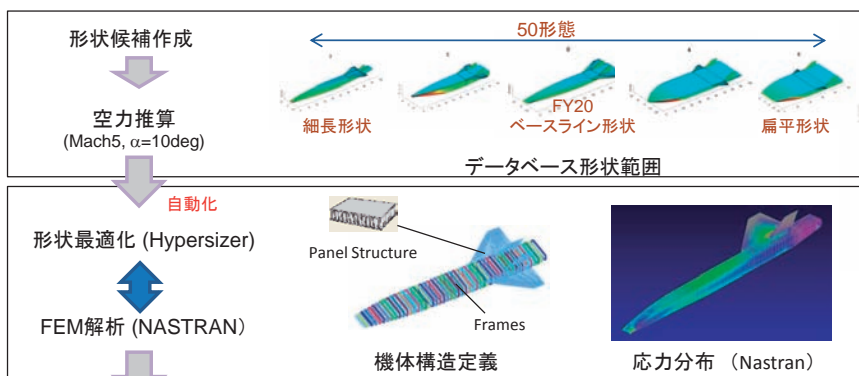
簡易解析ツールの精度検証

7



構造重量推算の精度向上

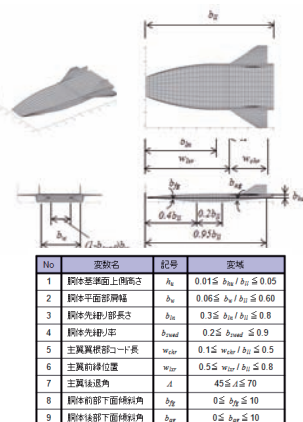
- 構造重量推算について、従来はHASA-WAATSの統計式を用いて推算していたが、HypersizerとNastranを用いた構造最適化解析用モデルを空力形状から自動生成するツールを構築し、高精度データベースを作成した。



自動化により作業時間を
10時間から2時間に短縮

	細長形状	FY20 ベースライン形状	扁平形状
HASA[ton]	41.8	32.4	376
Hypersizer[ton]	38.5	24.0	482
HASA/Hypersizer [%]	109	135	78

HASAとHypersizer は最大35%の重量誤差がある



8



熱流束分布の評価

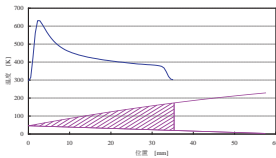
- 耐熱構造について、従来耐熱材厚さを仮定したのみであったが、熱伝導解析と水素燃料による熱管理システムの検討を行った。また、極超音速風洞実験で、機体表面の温度分布／熱流束分布を取得した。

高速気流中の2次元円柱 淀み点付近の熱伝達

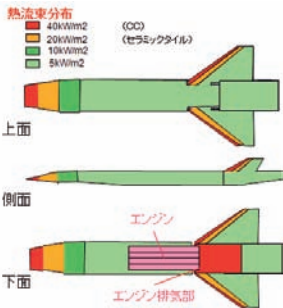
$$h = 0.570(\rho_e \eta_e)^{0.45} \rho_w^{0.05} \eta_w^{-0.95} \left(\frac{du_e}{dx} \right)^{0.5} Pr_w^{0.4} \lambda_w B$$

高速気流中の平板の熱伝達(乱流)

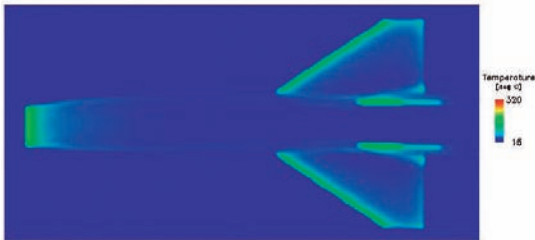
$$h_m = 0.037 Re_x^{1/2} Pr^{1/3} \lambda / x$$



風洞実験表面温度分布



機体表面熱流束分布



温度分布 (Mach 5, 迎角 0deg)
(極超音速風洞、赤外線カメラ計測)

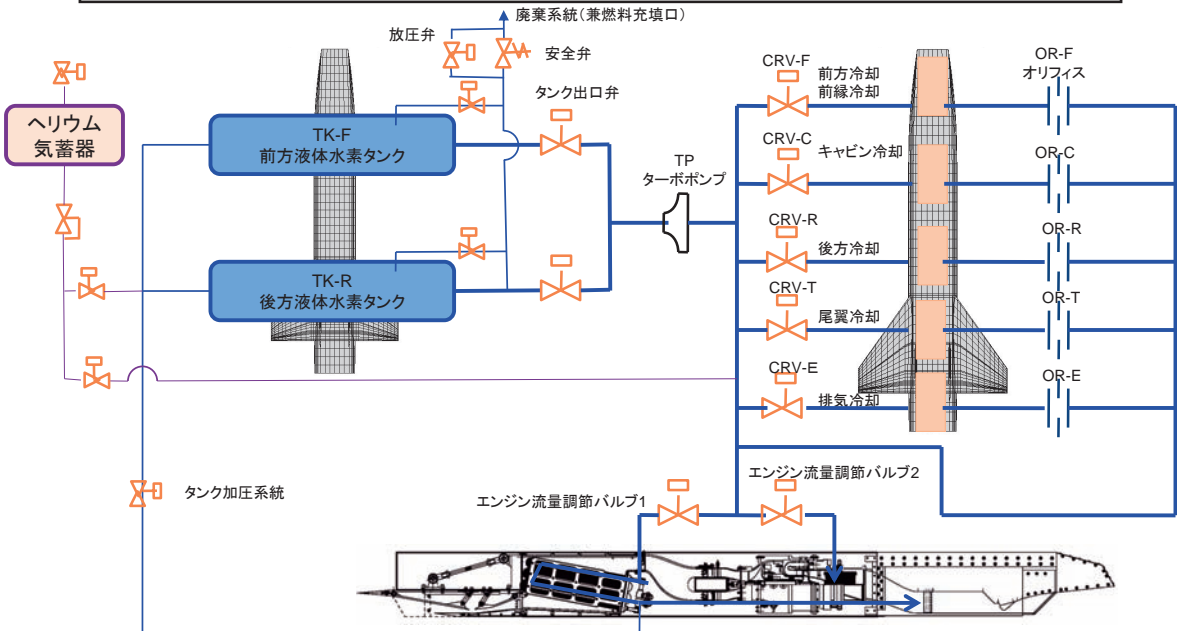


温度分布計測用ベスペル模型

9



機体冷却配管系統 (機体／エンジン統合熱管理設計)









	目的	配管方法	特徴
タンク出口弁	重心制御	独立	各タンクの流量制御を独立。重心制御用バルブ。
機体冷却弁 (CRV)	機体冷却	並列	機体本体の冷却とキャビンの冷却を独立
エンジン入口	エンジン制御	並列	機体冷却とエンジン制御を独立

10



極超音速機 研究計画 (JAXA 第2期中期計画)

	2008 20年度	2009 21年度	2010 22年度	2011 23年度	2012 24年度	2013 25年度	2014 26年度
極超音速機システム技術の研究							
航空プログラムグループ	アーリスタディ-1	アーリスタディ-2	概念検討、概念設計	計画決定	基本設計～		
	実用機設計検討		極超音速エンジン実験機設計検討		極超音速エンジン実験機技術実証プロジェクト		
極超音速エンジンの飛行環境実証			極超音速機/エンジン統合模型製作	マッハ5環境試験			
研究開発本部							
極超音速ターボジェットの研究開発			BOV#3 ▼				
研究開発本部		気球利用型実験機(マッハ2)					
宇宙科学研究本部		マッハ2エンジン製作	マッハ2環境試験				
							

11



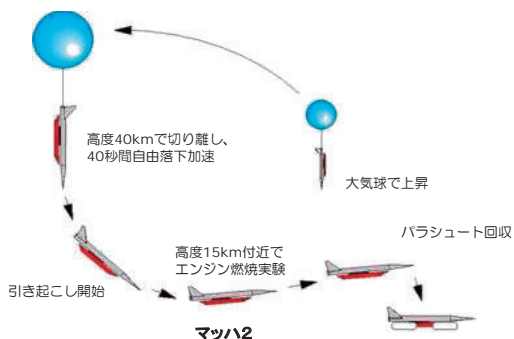
気球利用型実験機(マッハ2) (2010年実施)



気球利用型実験機(5m)



小型極超音速ターボジェット



気球利用型飛行実験の概要

- 宇宙科学研究本部(科研費)が製作中の気球利用型実験機を活用して、小型極超音速エンジンの飛行データを取得する。
- 小型極超音速エンジンのマッハ2程度における飛行環境性能を取得する。
- 推力最適化のためのインテーク・コアエンジン・ノズル連動制御則を実証する。
- マッハ2の温度環境は120℃程度のため、金属材料主体でエンジンを製作。

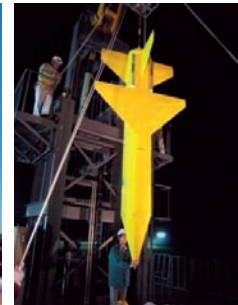
12



気球利用型実験機(BOV) 機能確認試験

放球前手順確認試験

- 気球利用型実験機(BOV)の放球前手順の確認試験を行った。
- 模擬冷媒である液体窒素の供給／排出手順を確認した。
- 水素燃料の漏洩対策(水素検知器配置、元弁開手順、残留ガス放出手順)を確認した。



平成21年7月 JAXA大樹航空宇宙実験場

飛行シーケンス模擬試験

- 実験機電気系とエンジン系を組み合わせた総合シーケンス試験を実施し、飛行シーケンスに対応した全搭載機器の連動動作を確認した。
- 小型予冷ターボジェットを水平状態と垂直状態で起動・運転し、重力方向が変わっても潤滑不足等の問題なく運転できることを確認した。



平成21年9月 JAXA能代多目的実験場

13



気球利用型実験機(BOV) 機能確認試験

場所: JAXA 能代多目的実験場
(秋田県能代市)

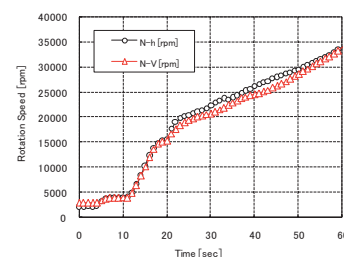
期間: 平成21年8月31日～9月18日

成果:

- ・気球利用型実験機(BOV)飛行シーケンス(気球分離～着水)の動作確認を行い、電磁干渉等の問題がないことを確認した。
- ・小型予冷ターボジェットを縦置き状態で起動・運転し、潤滑不足等の問題なく運転できることを確認するとともに、重力環境による作動特性の変化を評価するためのデータを取得した。
- ・液体水素を用いたコアエンジン起動特性を取得し、再現性のある自立運転に成功した。(従来は、微妙な燃料制御を必要とするコアエンジンについては、気体水素による運転を基本としていた。)



縦置セットアップ

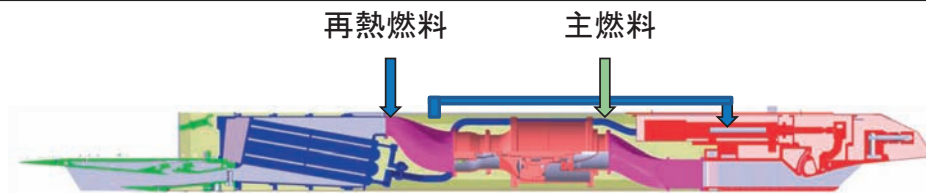


エンジン起動における重力方向の影響

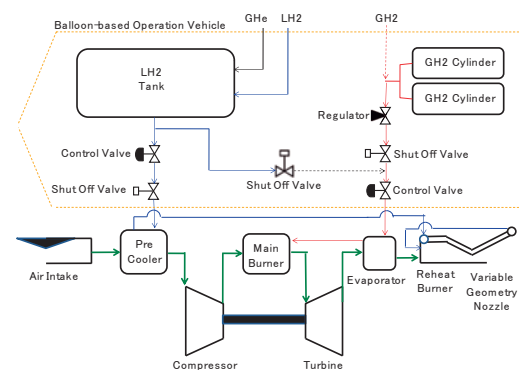
14



実験条件



実験ケース	Case 1	Case 2	Case 3	Case 4
代表実験番号	BG60-7	BGN60-2	BGP60-4	BL60-12
実験回数	7	2	5	15
主燃料	GH ₂	GH ₂	GH ₂	LH ₂
再熱燃料	-	LN ₂	LH ₂	-
再熱燃焼時間	-	-	8 sec	-
予冷却	×	○	○	×
最高機械回転数	62 %	70%	62 %	60 %



BOV#3
飛行実験条件

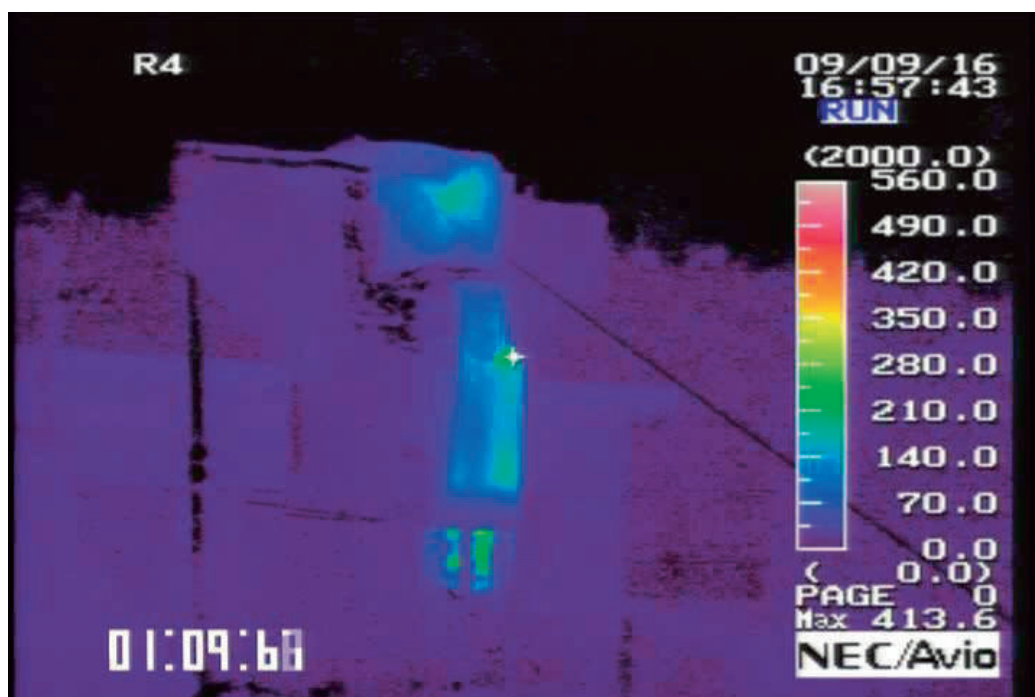


燃焼実験（縦型セットアップ）





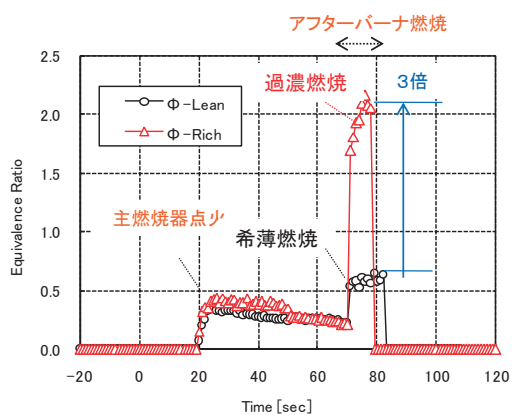
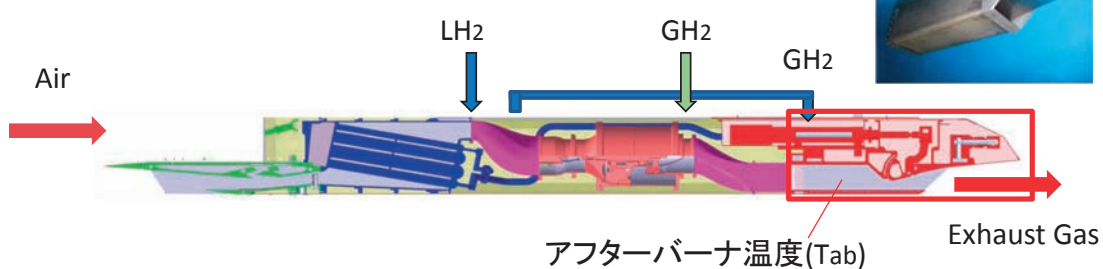
燃焼実験（縦型セットアップ・赤外線映像）



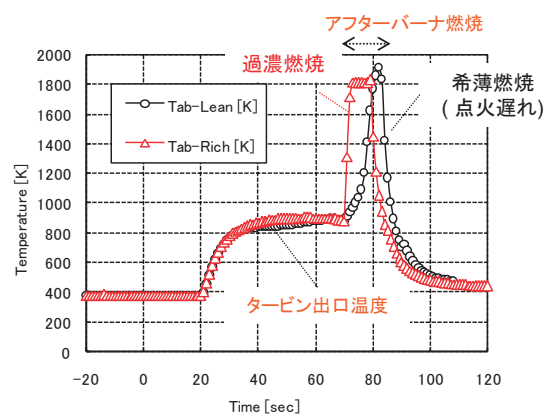
17



アフターバーナ燃焼実験結果



当量比



アフターバーナ温度

18



まとめ

(1) 極超音速旅客機のシステム検討

・マッハ5クラスの極超音速旅客機について、統合最適化解析を用いて基本形状を設定し、予圧客室／タンク／降着脚等の艤装方法を検討した。

・統合最適化解析について、遷音速域の空力解析と、多種形状の構造重量推算の精度を向上させた。

・基本形状のマッハ5における表面温度分布変化を計測し、耐熱構造設計に必要なデータを取得した。



極超音速旅客機

(2) 極超音速ターボジェットの燃焼実験

・気球利用型実験機(BOV)飛行シーケンスの動作確認を行い、電磁干渉等の問題がないことを確認した。

・垂直設置状態で起動・運転し、重力方向の変化が潤滑性と作動特性に与える影響が小さいことを確認した。

・垂直設置状態でアフターバーナ燃焼実験を行い、希薄燃焼と過濃燃焼が実現できることを確認した。

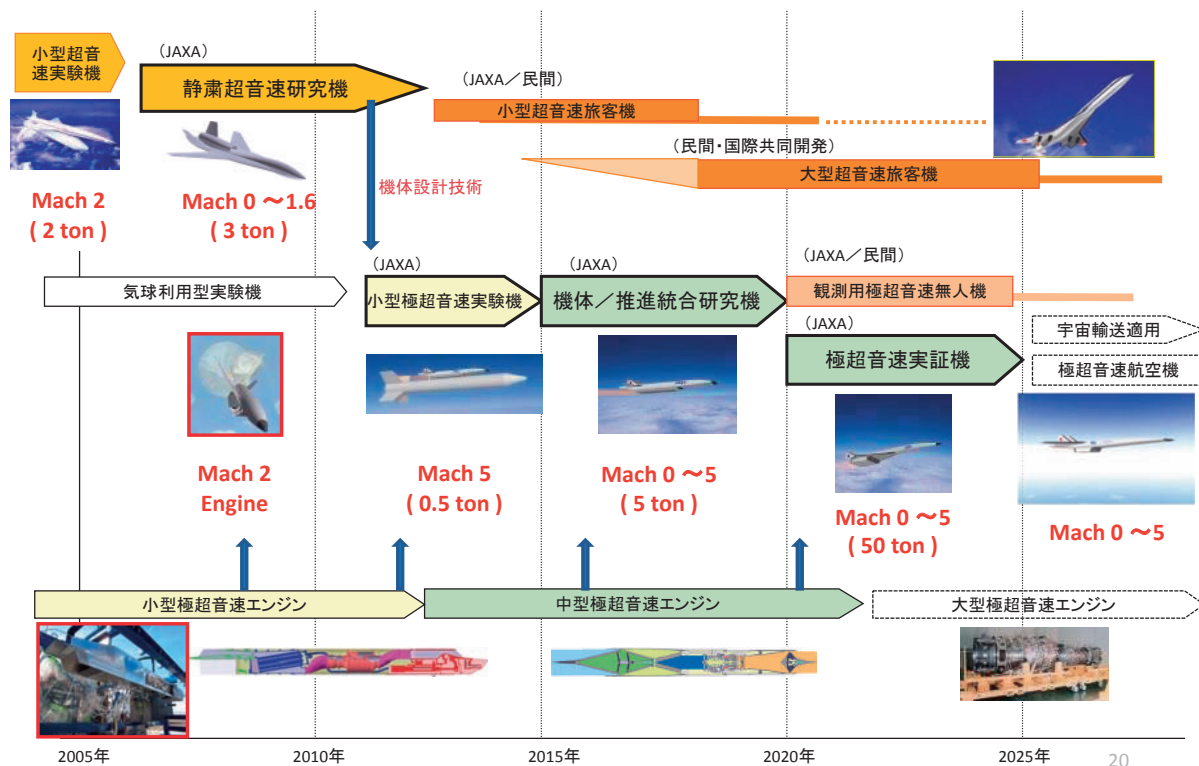


極超音速ターボジェット燃焼実験

19



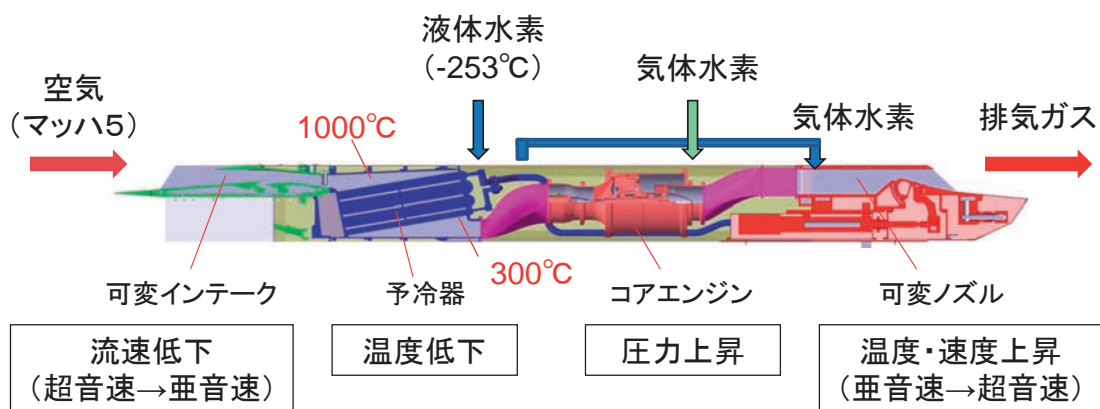
超音速機／極超音速機 研究開発ロードマップ



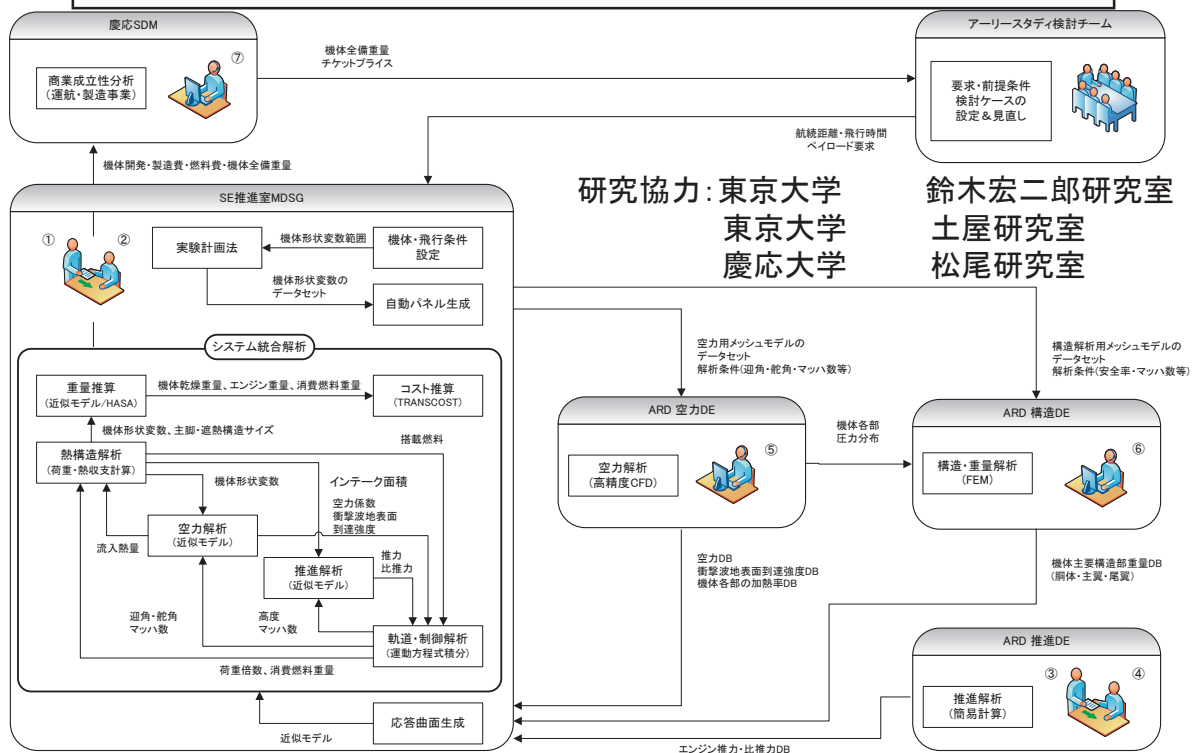


極超音速ターボジェットの作動原理

- ・マッハ5で飛行する際には、空気の温度が1000℃程度になる
 - 極低温の液体水素で空気を予冷却**することでジェットエンジンを作動
- ・燃料として水素を使用
 - 二酸化炭素を排出しない**、地球環境に優しいジェットエンジン
- ・空気と水素の燃焼により**燃料消費率がロケットエンジンの1/5以下**
 - 長時間・遠距離の飛行が可能**



極超音速旅客機 統合最適化解析・実施体制





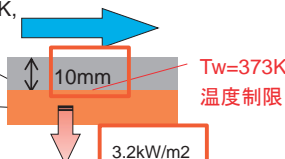
機体流入熱量検討

検討条件

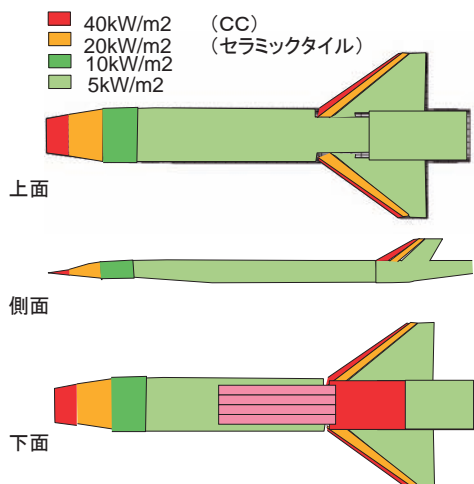
Mach5, h=24km, Tt=1331K,

遮熱材(セラミック)

構造材(CFRP)



熱流束の改訂

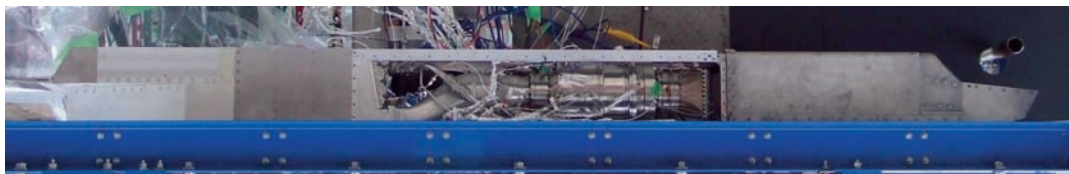


機体上面	機軸方向距離 m	スパン方向距離 m	面積 m2	熱入力 kW
40 kW/m2	3	8	24	960
20 kW/m2	5	9	45	900
10 kW/m2	5	9.5	47.5	475
5 kW/m2	61	9.5	579.5	2897.5
	74		696	5232.5
機体下面	機軸方向距離 m	スパン方向距離 m	面積 m2	熱入力 kW
40 kW/m2	3	8	24	960
20 kW/m2	5	9	45	900
10 kW/m2	5	9.5	47.5	475
5 kW/m2	46	9.5	437	2185
40 kW/m2	15	9	135	5400
	74		688.5	9920
エンジン排気→	機軸方向距離 m	高さ方向距離 m	面積 m2	熱入力 kW
40 kW/m2	3	0.5	1.5	120
20 kW/m2	5	2	10	400
10 kW/m2	5	3.8	19	380
5 kW/m2	61	3.8	231.8	2318
	74		262.3	3218
機体側面	機軸方向距離 m	高さ方向距離 m	面積 m2	熱入力 kW
40 kW/m2	2	10	20	3200
20 kW/m2	2	10	20	1600
10 kW/m2	2	10	20	800
5 kW/m2	18	10	180	3600
	24		240	9200
水平尾翼	機軸方向距離 m	高さ方向距離 m	面積 m2	熱入力 kW
40 kW/m2	1	5	5	800
20 kW/m2	1	5	5	400
10 kW/m2	1	5	5	200
5 kW/m2	9	5	45	900
	12		60	2300
垂直尾翼	機軸方向距離 m	高さ方向距離 m	面積 m2	熱入力 kW
40 kW/m2	1	5	5	800
20 kW/m2	1	5	5	400
10 kW/m2	1	5	5	200
5 kW/m2	9	5	45	900
	12		60	2300
合計(エンジン排気以外)				
			1258.3	19950.5
排気以外)			1946.8	29870.5

23



極超音速ターボジェットの概要



インテーク

予冷器

コアエンジン

アフターバーナー

排気ノズル

全長	2.6 m
全高	0.23 m
全幅	0.23 m
重量	120 kg
推力 (Mach 0)	1.2 kN
推力 (Mach 6)	0.7 kN
燃料	LH2

作動速度 (金属製エンジン)	Mach 0 - 2
(耐熱複合材料製エンジン)	Mach 0 - 6
インテーク全圧回復率 (Mach 5)	0.21
コアエンジン回転数	80000rpm
圧縮機圧力比	6.0
主燃焼器燃焼温度	1223K
再熱燃焼器燃焼温度	2073K

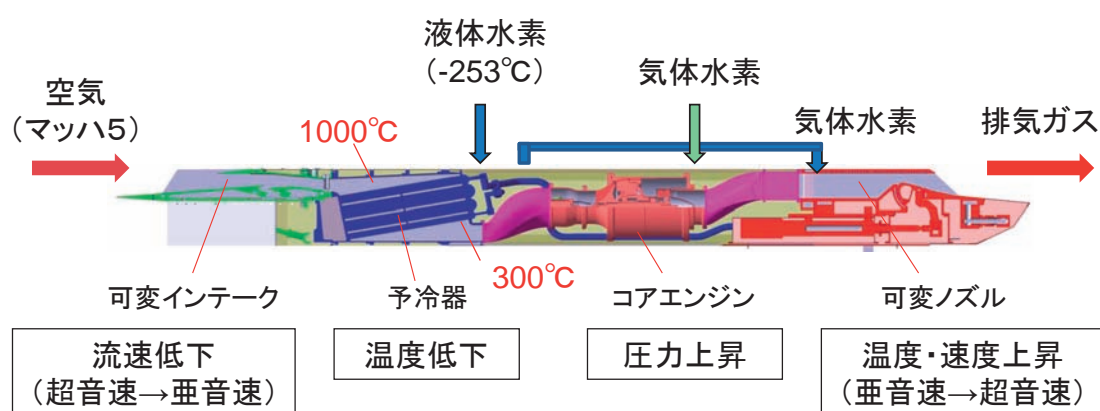
- ・予冷ターボエンジンのサイクル性能を最小限の大きさとで飛行実証するために製作。
- ・平成19年度に金属製エンジン(Mach 2飛行試験対応)が完成。

24



極超音速ターボジェットの作動原理

- ・マッハ5で飛行する際には、空気の温度が1000℃程度になる
→**極低温の液体水素で空気を予冷却**することでジェットエンジンを作動
- ・燃料として水素を使用
→**二酸化炭素を排出しない**、地球環境に優しいジェットエンジン
- ・空気と水素の燃焼により**燃料消費率がロケットエンジンの1/5以下**
→**長時間・遠距離の飛行が可能**

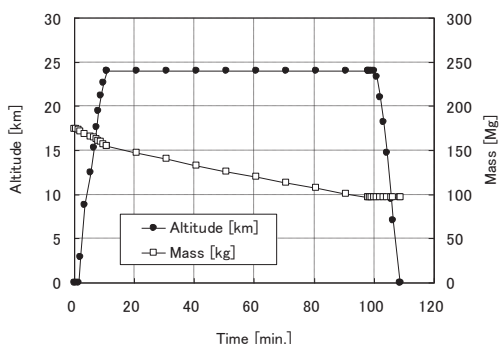


第4回予冷ターボジェット総合燃焼実験 保安写真

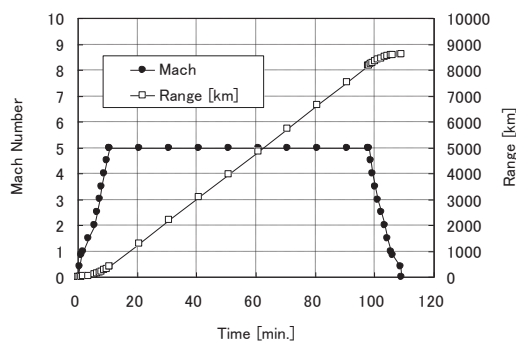




極超音速機の飛行解析(東京ーロサンゼルス)

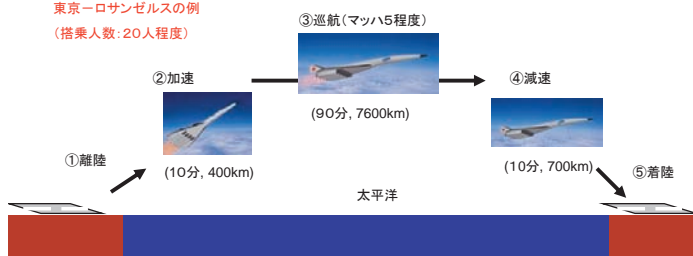


高度、質量



マッハ数、飛行距離

東京ーロサンゼルの例
(搭乗人数: 20人程度)



- ・10分程度でマッハ5に加速上昇
- ・マッハ5で巡航
- ・エンジンを停止して減速下降
- ・約2時間でロサンゼルスに到着

27



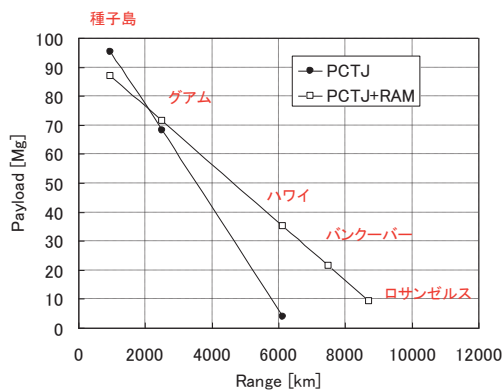
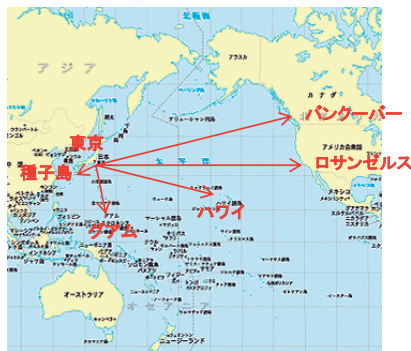
極超音速機の飛行性能



有人宇宙輸送機



極超音速ビジネスジェット



極超音速機の飛行距離とペイロード

	Distance	Flight Time
Tanegashima	962 km	23 min.
Guam	2498 km	40 min.
Honolulu	6130 km	81 min.
Vancouver	7490 km	96 min.
Los Angeles	8722 km	110 min.

飛行距離と飛行時間(東京起点)

28



(5) 諸外国の極超音速機研究状況

極超音速機構想の比較（日米欧）

- ・ 米国と欧州で2025年頃の実用化を目指した極超音速機の開発構想がある。
- ・ DLR(ドイツ航空宇宙センター)と共同研究を実施中。NASA(Boeing), ESA(ESTEC)とは、学会での情報交換を行っている。



研究開発主体	DARPA - FALCON Project	EC - LAPCAT Project (英国Reaction Engines社)	JAXA 航空プログラムグループ
飛行速度	マッハ0～8	マッハ0～5	マッハ0～5
航続距離	16,700km	20,000km	9,000km
想定路線	米国－各国	ブリュッセル－シドニー (4.5時間)	東京－ロサンゼルス(2時間)
全長、重量	不明	140m, 400ton	65m, 200ton
乗客数、重量	5ton (爆弾、戦略物資等)	300人	20～100人 (20ton)
開発費見積	不明	約250億ユーロ (約4兆円)	約1兆円
実現時期	2025年頃	2030年頃	2030年頃

29



(5) 諸外国の極超音速機研究状況

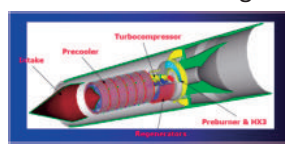
極超音速エンジンの比較（日米欧）

- ・ 米国はスクラムジェット、欧州と日本は予冷サイクルエンジンに注力。
- ・ 日本は、予冷ターボジェットの運転試験に成功しており、優位性を確保。

米国 GDE Engine



欧州 SCIMITAR Engine



JAXA Pre-Cooled Turbojet



研究開発主体	DARPA (Pratt & Whitney)	英国 Reaction Engines社	JAXA 研究開発本部
燃料	ジェット燃料	液体水素＋ヘリウム冷媒	液体水素
エンジン方式	ターボジェット／スクラムジェット切替方式	予冷ターボジェット・ヘリウム複合サイクル方式	予冷ターボジェット方式
特徴	マッハ4でターボジェットとスクラムジェットを切替える。	ヘリウム予冷器の採用による安全性の向上と高いサイクル効率	水素予冷器の採用による軽量化と、水素系統の簡易化による高い信頼性
作動速度	マッハ0～8	マッハ0～5	マッハ0～5
開発フェーズ	スクラムジェットの風洞試験を実施済。	概念検討＋部分試作レベル	小型実証エンジンによる地上燃焼実験を実施。飛行実証を計画中。

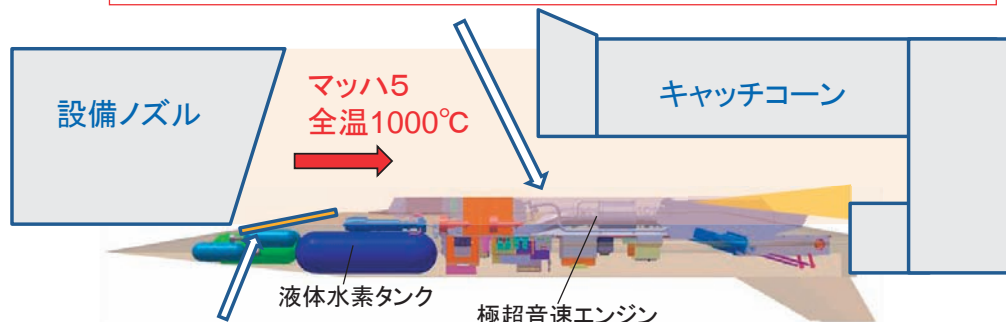
30



極超音速ターボジェット マッハ5風洞実験

①極超音速機／エンジン統合性能実証

極超音速機の下面とエンジンを統合した形態でマッハ5における推進性能データを取得し、飛行実験機の設計に反映する。



②高温遮熱コンセプトの研究

- ・極超音速エンジンと機体下面インテーク／ノズルを組み合わせ、機体で発生する衝撃波や膨張波による推進性能の変化を評価する。
- ・極超音速エンジンと機体下面をマッハ5気流中に露出させ、燃焼実験を行う。
(機体は上下反転させて風洞設備に設置予定)
- ・1000℃の環境で作動できる予冷ターボジェットサイクルの推進性能を実証する。
- ・機体下面に、搭載機器を熱から守る高温遮熱壁の要素試験部を装着し、遮熱特性を取得する。



航空プログラムグループ公募型研究報告会

将来宇宙輸送系関連の活動紹介

2010年11月26日
宇宙航空研究開発機構(JAXA)
宇宙輸送ミッション本部
宇宙輸送系システム技術研究開発センター
石本真二



宇宙輸送ミッション本部の研究開発組織

- 3つのセンターを中心に、これからの宇宙輸送系のための研究開発を実施
 - ▶ システム技術研究開発センター(筑波・調布)
 - ▶ 要素技術研究開発センター(筑波)
 - ▶ 推進技術研究開発センター(筑波・角田)
- これからの宇宙輸送系
 - ▶ 基幹ロケット発展型
 - H-IIA/Bの次を担う使い切りロケット
 - 有人化も視野
 - ▶ 将来輸送系
 - 再使用を念頭に置いたシステム



将来輸送系の目標

- 宇宙輸送コストを大幅に下げ、宇宙利用にブレークスルーをもたらすためには、繰り返し使用でき、安心して人が乗れるような宇宙輸送システムの実現が必要不可欠



- このビジョンに基づき「ロケットプレーン」と呼ばれるシステムを目標として「仮」設定し、それに必要な技術の研究開発を実施
 - ▶ ロケットプレーン = ロケット推進により乗員やペイロードを地球周回軌道に輸送した後、航空機のように地上に帰還し、点検・整備した後に再び飛行できる宇宙輸送システムの総称

2



ロードマップ

現在想定しているロードマップ



見直し

オールJAXA、オールジャパンで共有できる目標システムおよびそれに至る技術ロードマップを検討中

3



将来輸送系を実現するに当たっての課題

- 必要な技術は革新的かつ広範囲にわたるため、閉じた体制による改良型の研究開発では獲得が困難



- 外部の技術力、アイデアを取り込んで効果的に研究開発を進めることが必要（オープン・イノベーション戦略）
- 我が国の技術力を広く集め、将来輸送系研究開発の活性化を図ることを目的として、平成16年度から、大学等との連携研究を進めてきた。

4



大学等連携研究(1/2)

22年度の研究テーマ(後から述べる公募型以外のテーマ)

- 構造分野

研究代表者 大学	研究課題名	研究概要
末益博志 上智大学	複合材タンクの口元部の構造様式検討	複合材料タンクの口元部の熱応力による口開きを抑えるため、解析・実験の両面から構造様式を検討する。
長嶋利夫 上智大学	複合材構造の確率論的解析手法に関する研究	複合材料構造を有限要素法(FEM)解析モデルで表現し、設計パラメータにばらつきがある場合の構造の応答を確率論的に評価する方法を開発する。

5



大学等連携研究(2/2)

22年度の研究テーマ(つづき)

● 空力分野

研究代表者 大学	研究課題名	研究概要
大津広敬 龍谷大学	バルート制御による再突入体の空力特性制御技術に関する研究	バルートを再突入体の空力特性制御デバイスとして利用することを目指し、風洞試験および数値流体解析により空気力学特性を調べる。
中村佳朗 名古屋大学	極超音速流れにおける深溝での熱流束計測と狭隘部の内部流れに関する研究	極超音速飛行時の空力加熱から機体を保護する熱防護システムの隙間を模擬した深いキャビティ周りの実験データを取得する。

6



新たなステップ

- これまでの連携は要素研究的な活動に限られており、有望な技術の成熟度を向上させる次のステップが必要



- 技術分野に応じて、要素研究の**次のステップ**を設け、有望な技術の効果的な育成を図る。

例

- 構造分野 ➡ 複合材料タンクの設計試作
- 誘導制御分野 ➡ 小規模な実験機を用いた飛行実験

- **公募・委員会方式**により、研究テーマや連携先の選定における公平性・透明性を確保するとともに、将来輸送系の研究コミュニティの拡大を図る。

7



公募型研究

- 今年度から、これまでの連携研究に加えて、要素研究の次のステップを実行する公募型研究を開始
- 第一歩として、誘導制御分野から取り組みを開始したが、検討の進捗や機運の盛り上がりに応じて、順次、構造等の技術分野に広がっていく予定
- 経緯
 - ▶ 本年6月に公募
 - 宇宙輸送ミッション本部公開系ホームページや日本航空宇宙学会飛行力学部門委員会を通じた周知
 - 事務局で把握している当該分野の研究者に募集メールを送付
 - ▶ 7月、本部内に設置された将来宇宙輸送系大学等連携推進委員会公募型研究分科会において審査を行い、4件の研究テーマを選定
 - ▶ 8～10月、契約手続きを行い、研究を開始
 - ▶ 成果報告会を年度末に予定

8



今年度実施した公募の概要(1/2)

- 研究課題
 - ▶ 独創的なアプローチ・手法によって、技術目標の一ないし複数の達成に寄与する研究課題を募集

将来輸送系が備えるべき基本的な特性	技術目標
○ペイロードや投入軌道などの異なるミッションに対して柔軟に対応できること ○地上から軌道までの広範囲な飛行領域や急激な特性変化に対応できること ○空力特性、アクチュエータ特性等のモデルに対する不確かさや、風等の外乱が存在しても必要な性能を発揮できること ○機体の故障によりミッション達成が困難な場合でも、安全に地上に帰還できること	オンボード飛行計画技術の獲得
	設計に多大の労力を要するゲインスケジュールによらず、広い飛行領域で安定性・制御性を確保する技術の獲得
	故障を許容し安全に飛行を継続する技術の獲得
	オンボードで不確かさを補償する技術の獲得 不確かさを陽に考慮した設計技術の獲得

9



今年度実施した公募の概要(2/2)

• カテゴリ

▶ カテゴリ1

- 解析的に成立性・有効性が確認された誘導制御アルゴリズム等を小規模飛行実験により検証することを目標とする研究
- 資金規模:500万円/年を上限
- 研究期間:2年程度(最大3年)
- 契約形態:共同研究

▶ カテゴリ2

- 新規性・独創性のある誘導制御アルゴリズム等について解析的に成立性・有効性を確認することを目標とする研究
- 資金規模:100万円/年を上限
- 研究期間:2年程度(最大3年)
- 契約形態:委託研究

10



選定された研究テーマ(1/2)

研究代表者 大学	研究課題名	研究概要	カテゴリ
得竹浩 金沢大学	小型有翼実験機および高信頼性飛行制御システムに開発	モデル化誤差や風等の環境の変化を外乱として推定し、その影響を低減するフィードバック制御システムを開発し、小型滑空機を係留気球から落下させることにより実証する。	1
米本浩一 九州工業大学	小型有翼ロケット実験機による飛行環境適合型最適誘導制御システムの飛行実証実験	FPGA実装した遺伝的アルゴリズムによるオンボード飛行計画・誘導システム、ゲインスケジュールに頼らない適応制御システムを、ロケットを内蔵した有翼実験機により飛行実証する(飛行実験は来年度に予定)。	1

11



選定された研究テーマ(2/2)

研究代表者 大学	研究課題名	研究概要	カテゴリ
上野誠也 横浜国立大学	ホモトピー法を用いた オンボード最適軌道 生成アルゴリズムの 飛行検証	曲率の変化が小さい最適な帰還 軌道をホモトピー法によりオンボ ードで生成する誘導システムを飛行 実験によって実証する。(飛行実 験は、金沢大の実験機を使用 し、来年度に予定)	1
安部明雄 日本大学	将来宇宙輸送系の バックステッピング法を 用いた誘導制御系 の構築	ゲインスケジューリングを必要とない 逆ダイナミクス法を拡張し、無視し ていたサブシステム間の干渉項を 抑制し、系全体の安定性を理論 的に保証することを試みる。	2

12



実験機と飛行方法

金沢大学

- 飛行方法
 - ▶ 係留気球から分離・投下し、
無推力で滑空
- 実験場
 - ▶ 大樹町多目的航空公園の近
傍を予定



実験機
全長1m未満
重量1kg未満



係留気球
(直径1~3m)

九州工業大学

- 飛行方法
 - ▶ 内臓CAMUI型ロケットにより、
高度1000m程度まで上昇
し、滑空して射点付近に帰還
 - ▶ パラシュート・エアバッグにより
機体を回収
- 実験場
 - ▶ 北九州市平尾台を検討中



実験機
全長1.5m、重量50kg



エンジン

13



JAXAの小規模実験機

- JAXA内でも、研究開発本部飛行技術研究センターと共同で、先進的な誘導制御アルゴリズムの研究を進めている。
- 小規模実験機による飛行実験を行い技術コンセプトの検証を行う計画



開発中の小規模実験機

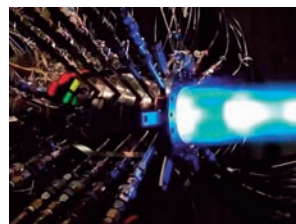
新規性の高い誘導制御アルゴリズムの機能を確認するため、安定性の高い機体から開始し、段階的に、難易度の高い機体に進むこと検討中

14



まとめ

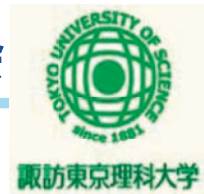
- 将来宇宙輸送系関連の活動について、大学等との連携を中心に紹介
- ロードマップの見直しと新たな技術課題の体系化に合わせて、手薄となっている熱防護システム等の技術分野についても連携を強化
- 要所技術(例)
 - ▶ シャープエッジを持つ高性能空力形状(ウェーブライダー等)
 - ▶ 先進的な熱防護システム(アクティブクーリング等)
 - ▶ 高密度・常温液体炭化水素系燃料(エタノール等)のエンジン



15

P1 2010年度JAXA APG 公募型研究報告会

「静粛超音速機技術の研究開発」

研究課題:

エンジン排気を含む空力特性推算

数値解析技術の研究



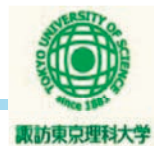
雷 忠

諏訪東京理科大学 システム工学部

2010年11月26日

P2

研究背景



エンジン排気と機体の干渉問題

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

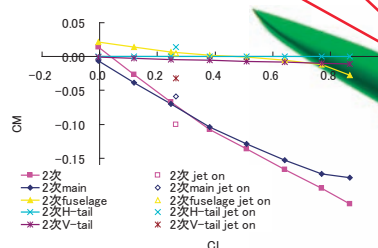
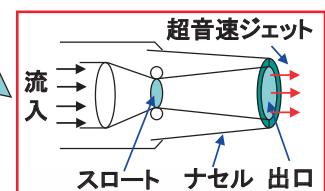
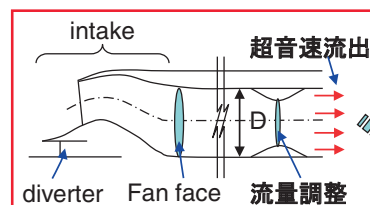
➡ 機体/推進系を統合した高精度な解析技術が期待されている。



統合解析

- ・インテーク性能の評価
- ・ノズル尾排と尾翼の干渉
- ・全機空力特性への影響

インテークと機体設計に反映



CFD解析:
離陸時ジェットエンジン作動状態

P3

研究目的



研究目的:

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

研究目標:

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

技術課題:

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

P4

研究アプローチ



数値解析手法の構築:

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

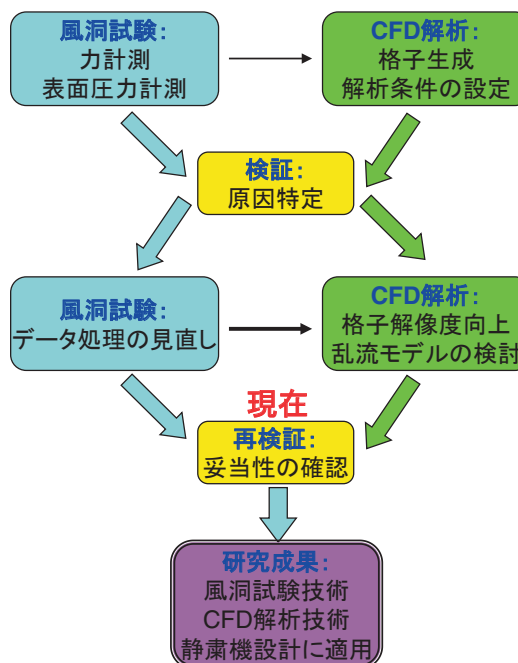
- ② 格子生成
- ③ 解析条件設定

解析精度の検証:

- ① 格子依存性
- ② 乱流モデル
- ③ 風洞試験検証

干渉効果の推算技術の確立

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



P5

尾翼排気干渉風洞試験



1. 試験概要

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

2. 風試条件

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



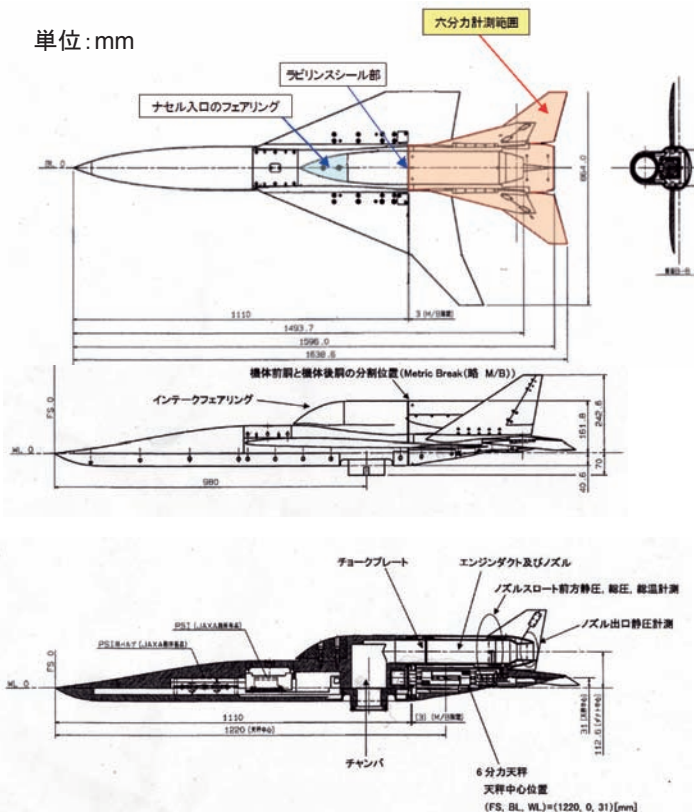
参考資料: Kwak, et al, Experimental Research for Aerodynamic Interference by Upper Mounted Engine Exhaust Jet on SST Configurations, ICAS 2010, Nice, France.

P6

風洞試験模型概略図・処理基準



単位: mm



内容	基準量		
	詳細	数値	単位
全機	全長(後胴端まで)	1.596	m
	全幅	0.864	m
基準面積	翼面積	0.3023	m ²
基準長	縦: MAC	0.4942	m
	横: 全幅	0.864	m
全機モーメント基準点	FSTA	0.891	m
	BP	0	m
	WL	0	m
天秤中心位置	FSTA	1.22	m
	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
ノズル面積	ノズルスロット	0.00173	m ²
	ノズル出口	0.00216	m ²
参考面積	ラビリンス外側部	0.0023742	m ²
	ラビリンス内側部	0.0083134	m ²
	ダクト部	0.0037928	m ²
	キャビティ部	0.003364	m ²
レイノルズ数	MAC基準	0.4942	[million]

★空気力の無次元化には上記の基準面積、基準長を使用、モーメントは基準点周り

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

P7

CFD解析



解析手法:

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

計算格子:

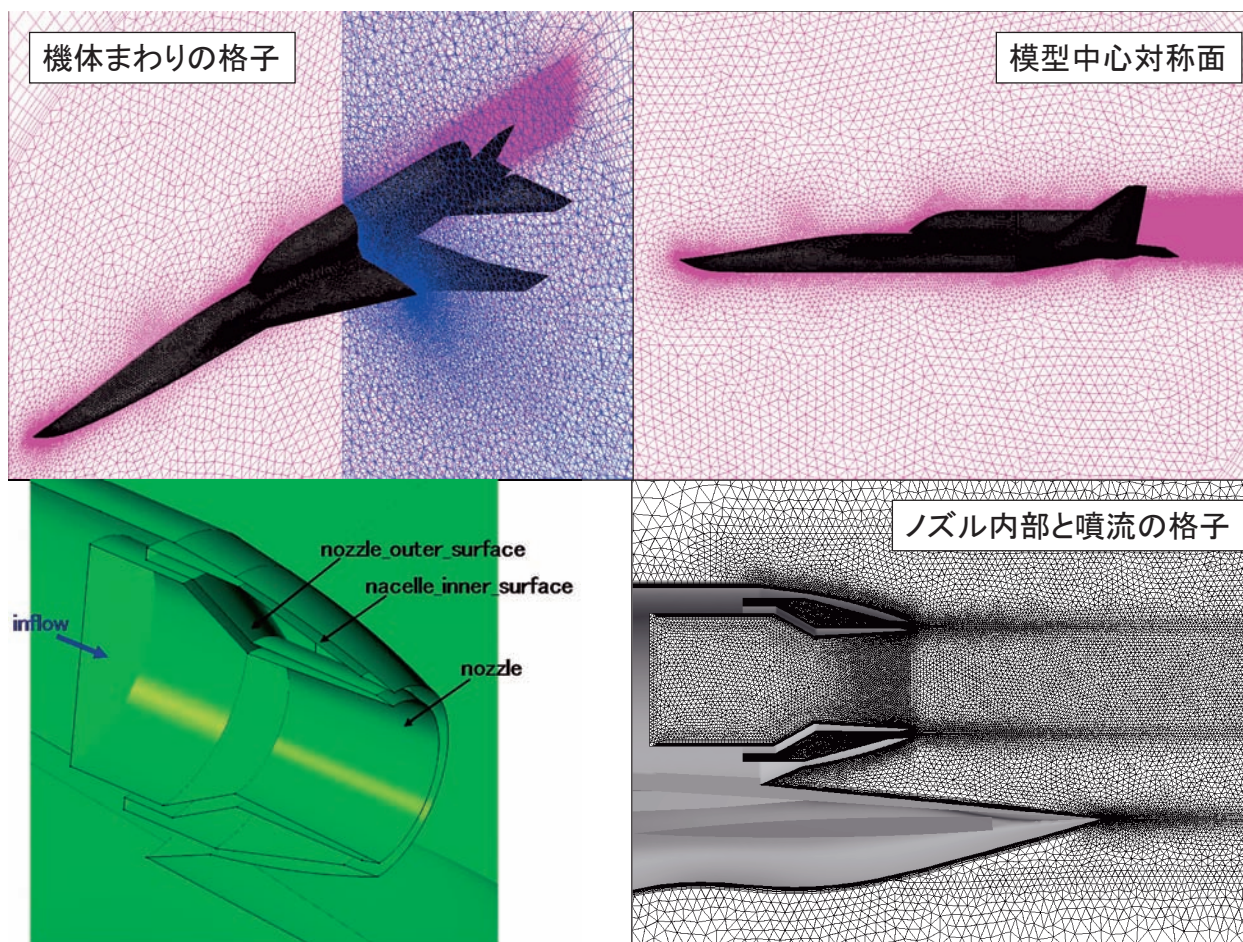
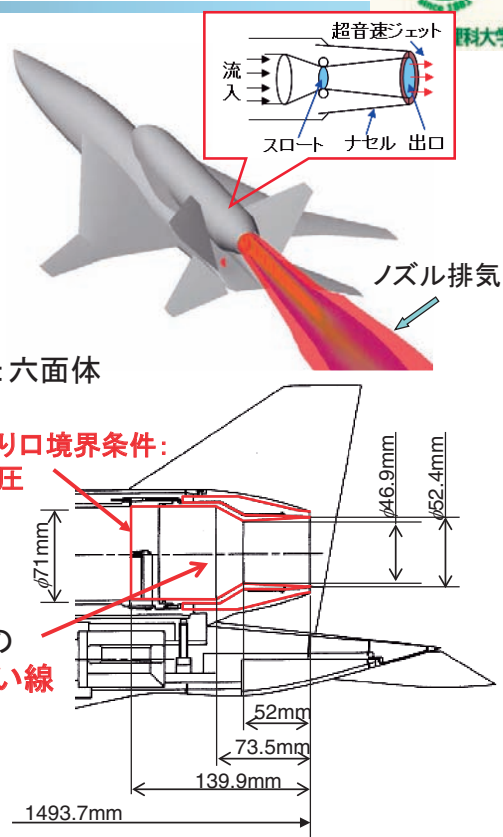
- ・粘性計算用Hybrid非構造格子
 - ①境界層: Prism格子、②空間: 四面体格子、③遠方: 六面体
- ・最小格子幅: 9×10^{-6} 、Stretching factor: 1.25
- ・境界層Prism層数: 30
- ・格子点総数: 5,013,847

計算条件:

- ・風洞試験と同一条件

検証:

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



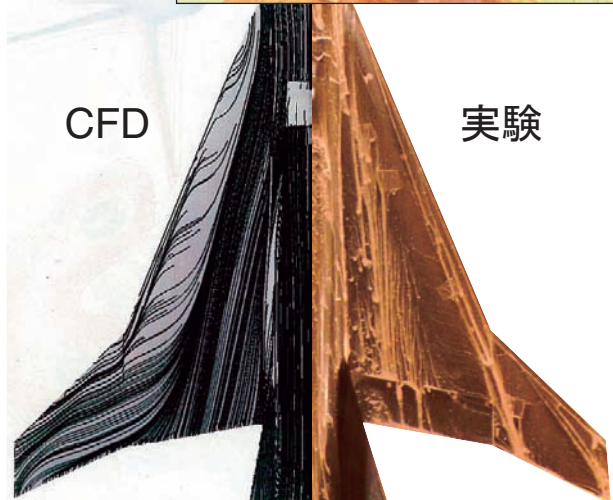
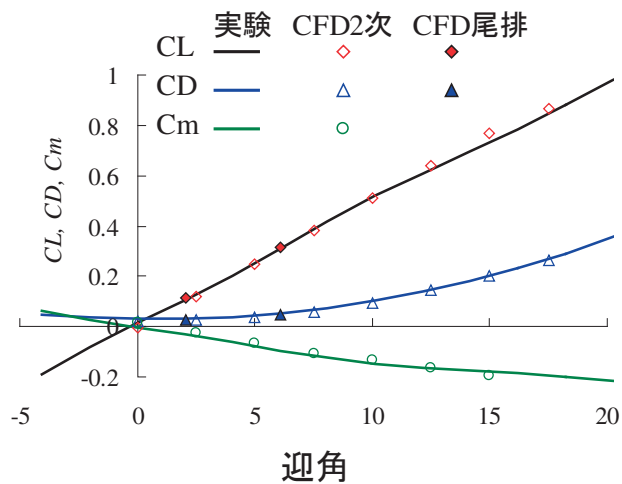
P9

過去のデータ: 風試とCFDの検証

2007年10月



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



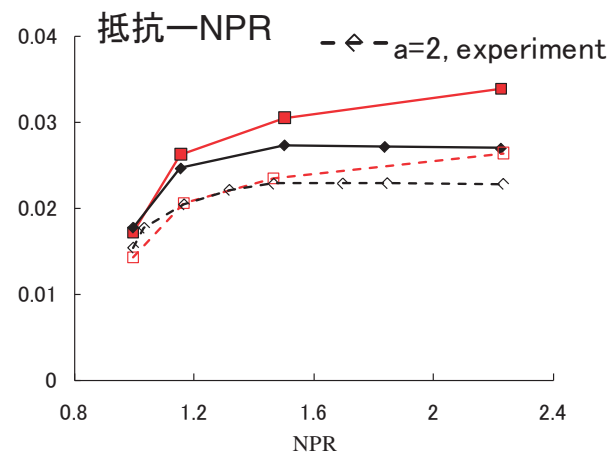
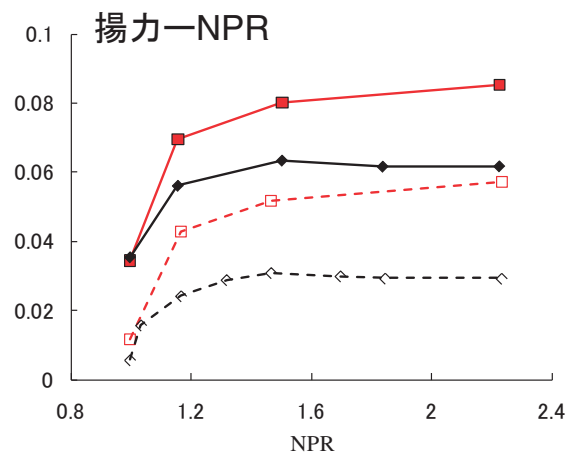
P10

尾排効果: 機体後部の空力特性



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

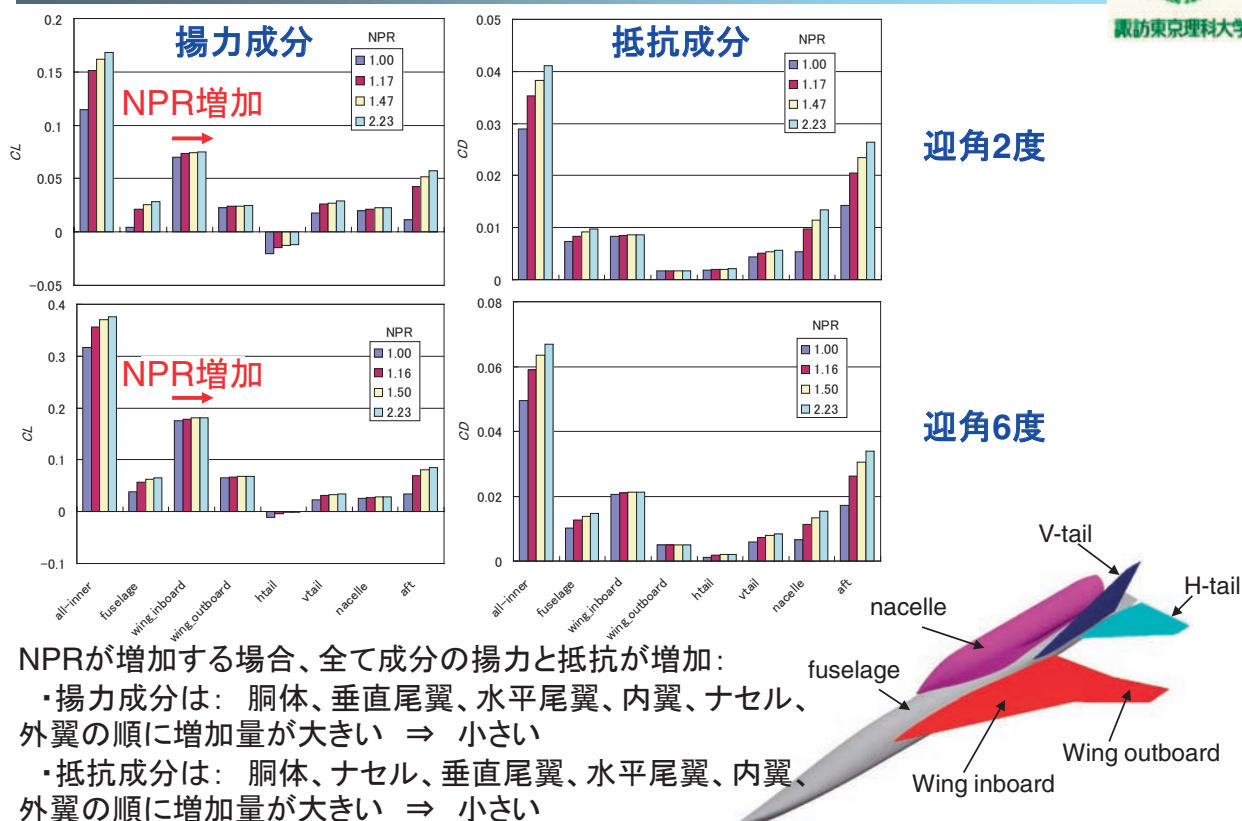
後部胴体





P11

CFD解析結果:各成分の空気力



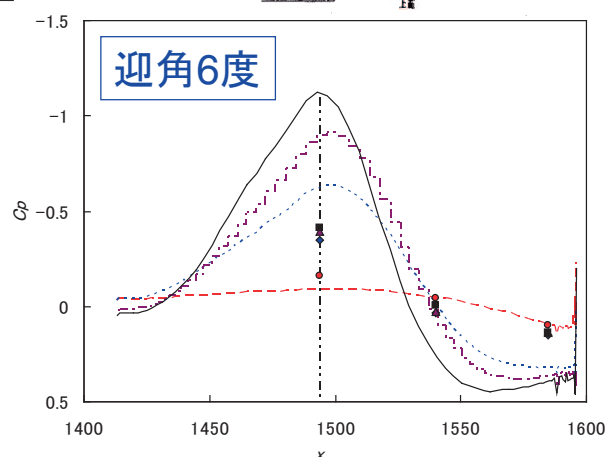
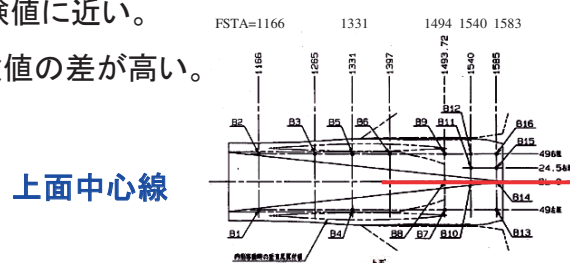
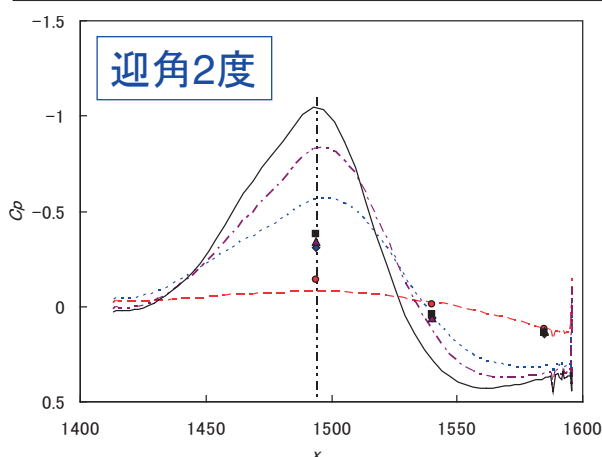
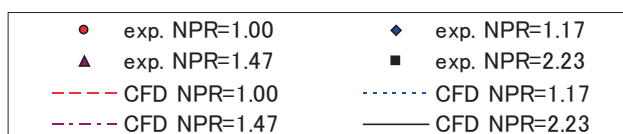
P12

CFDと風試の比較:後部胴体中心面圧力Cp分布



圧力係数Cp

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

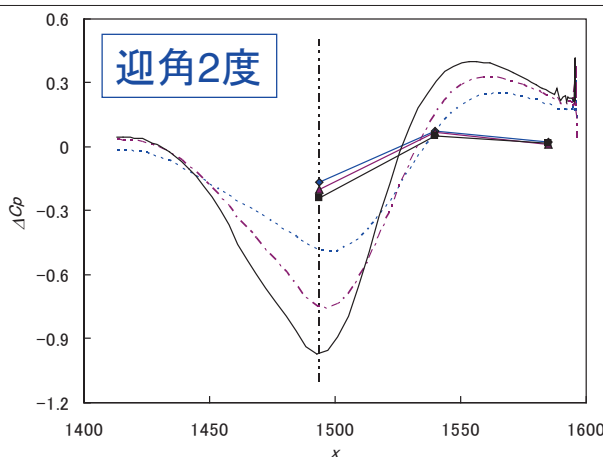
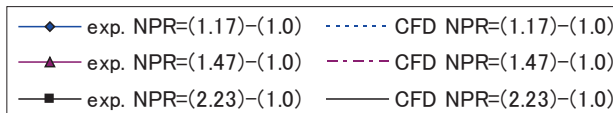


P13 CFDと風試の比較:後部胴体中心面圧力Cp分布

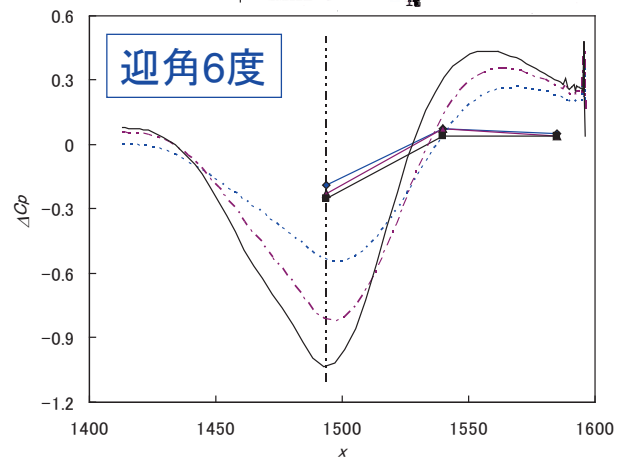
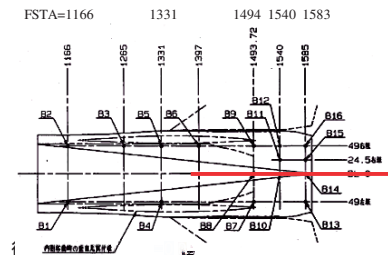


Jet onとjet offの差分: $\Delta C_p = C_{p_{jet\ on}} - C_{p_{jet\ off}}$

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



上面中心線



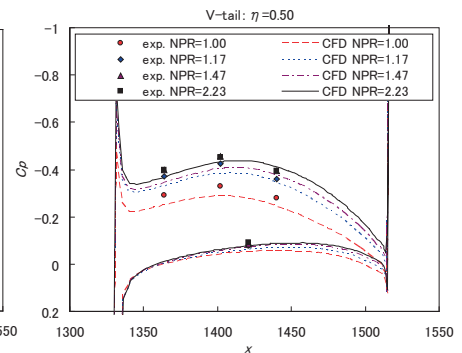
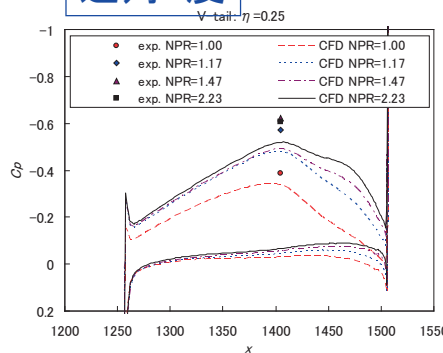
P14 CFDと風試の比較:垂直尾翼表面圧力Cp分布



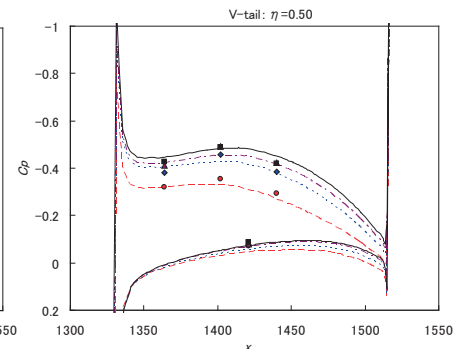
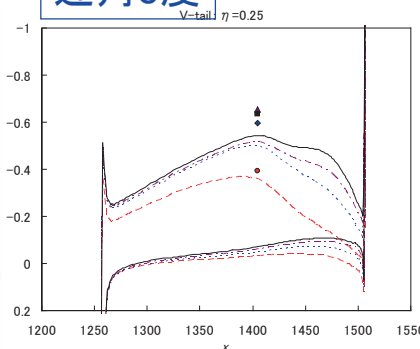
圧力係数 C_p

迎角2度

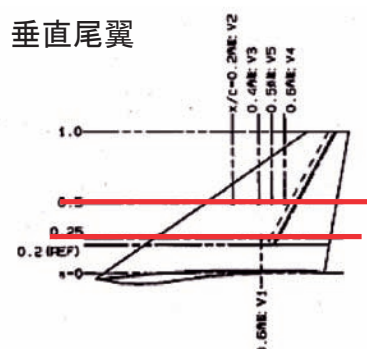
- ・全体的に、CFD予測値が実験値より高い。



迎角6度



垂直尾翼



P15

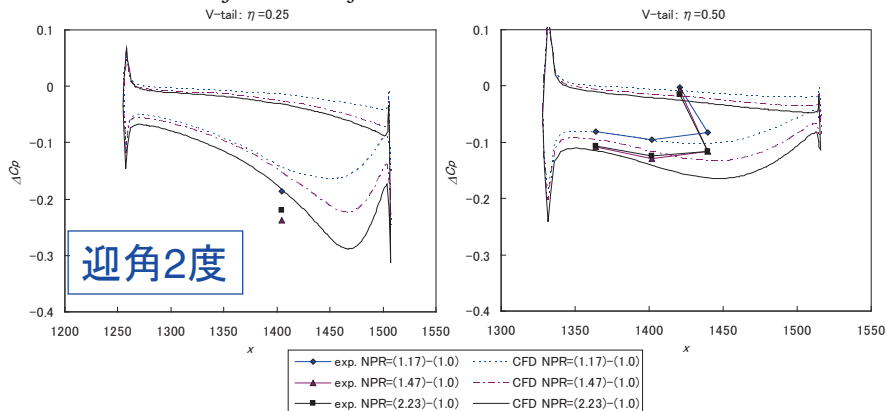
CFDと風試の比較: 垂直尾翼表面圧力Cp分布



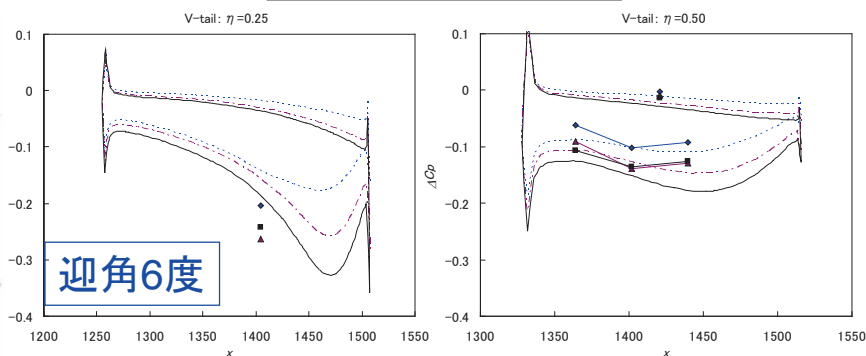
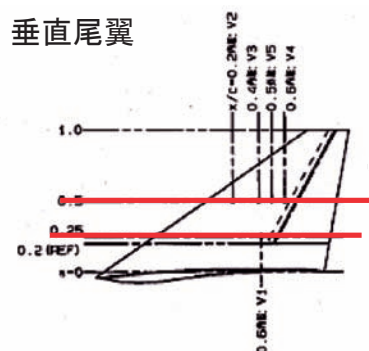
Jet onとjet offの差分: $\Delta C_p = C_{p_{\text{jet on}}} - C_{p_{\text{jet off}}}$

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

・迎角が大きいほど、尾排効果が大きい。



垂直尾翼

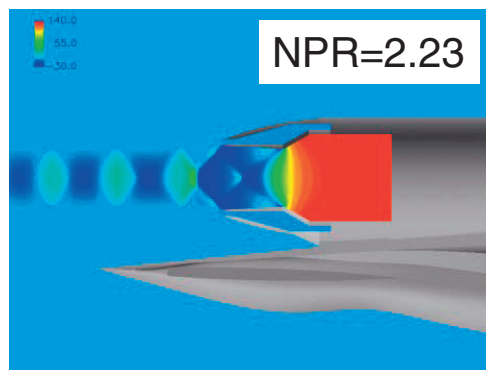
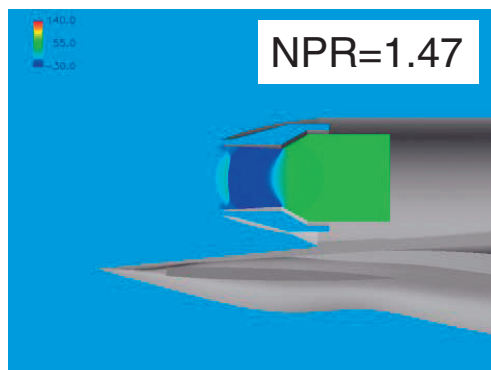
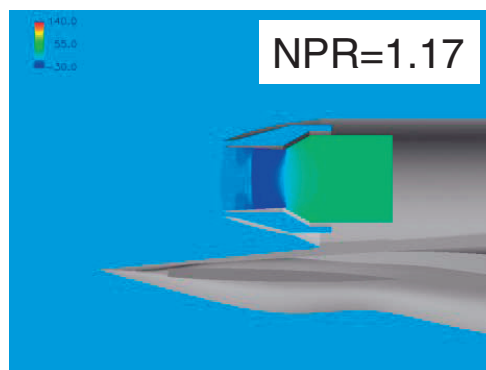
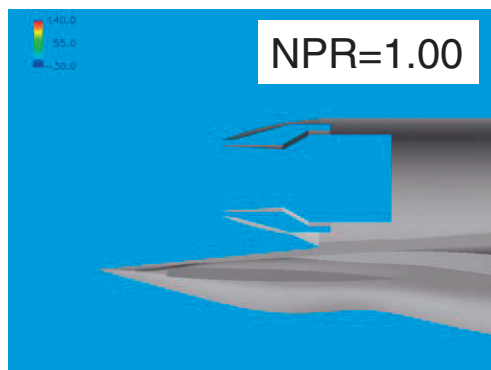


P16

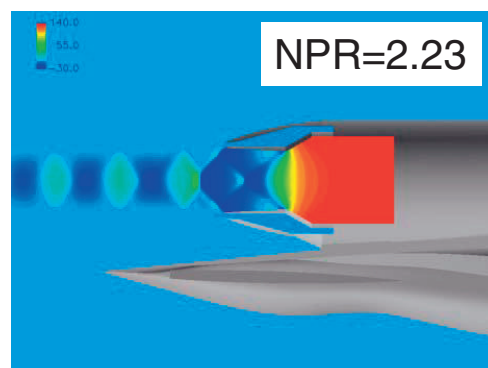
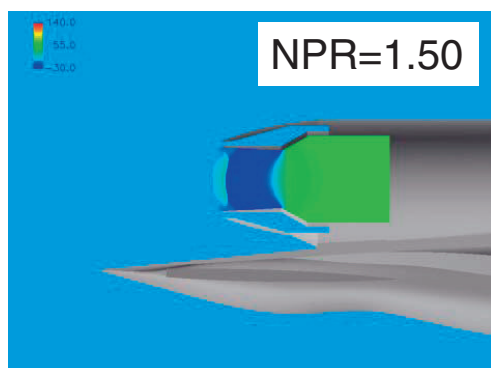
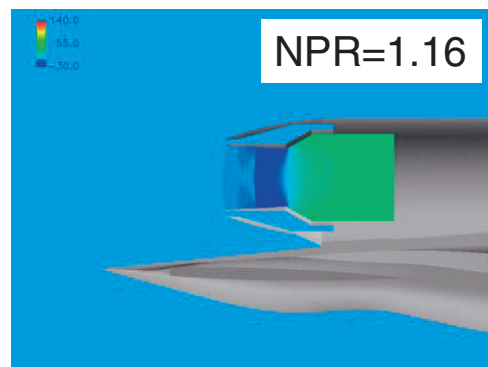
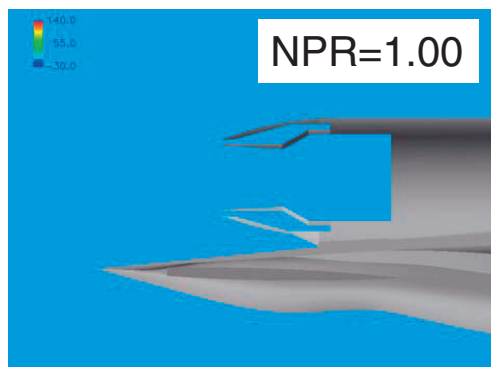
CFD解析結果: 尾排圧力分布、迎角2度



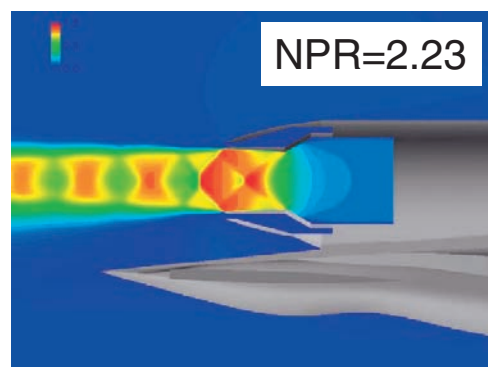
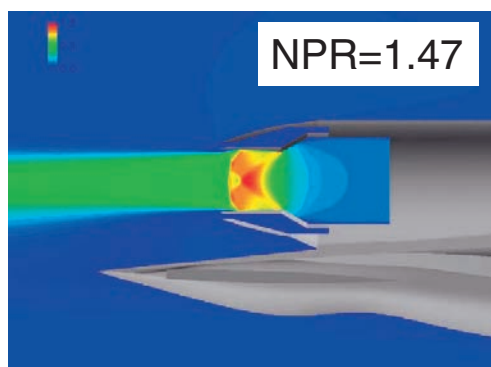
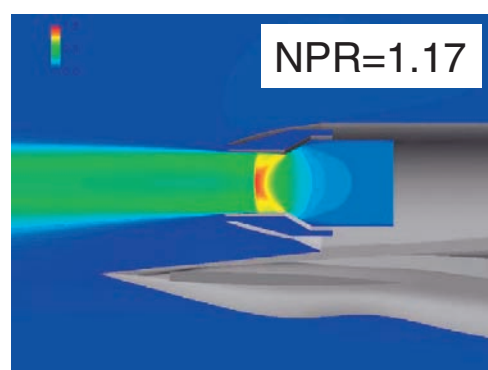
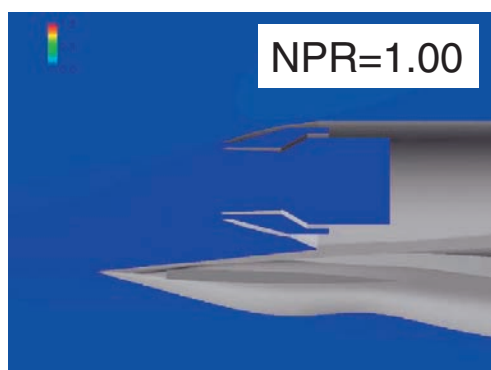
機体縦中央対称面 $-30 < C_p < 140$



P17

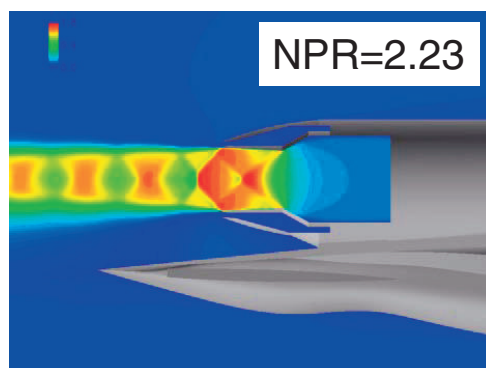
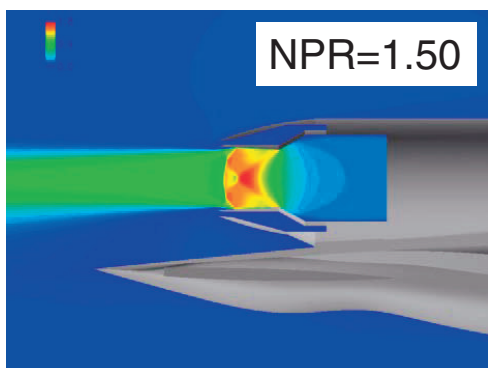
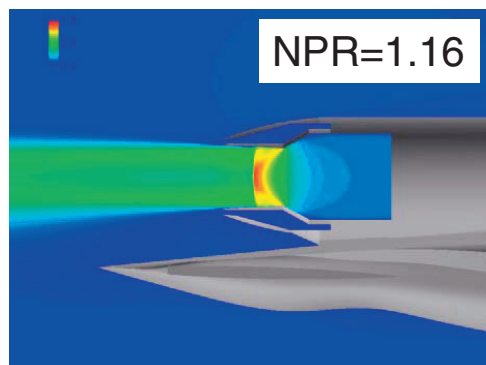
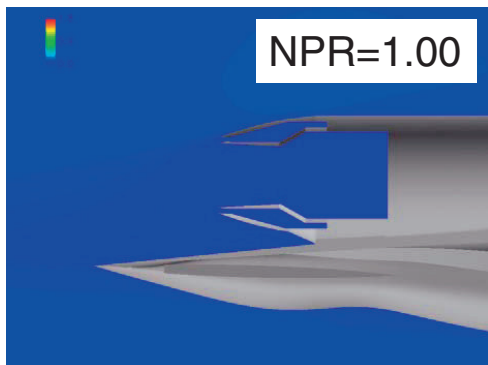
CFD解析結果:尾排圧力分布、迎角6度機体縦中央対称面 $-30 < C_p < 140$ 

P18

CFD解析結果:尾排マッハ数分布、迎角2度機体縦中央対称面 $0 < Mach < 1.8$ 

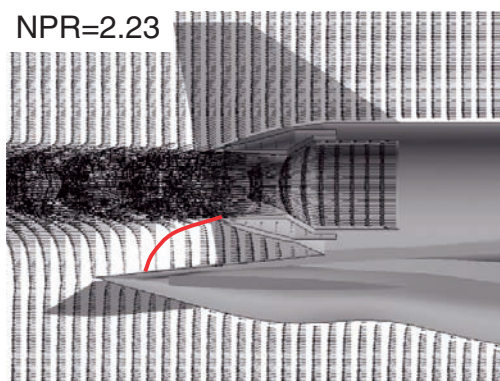
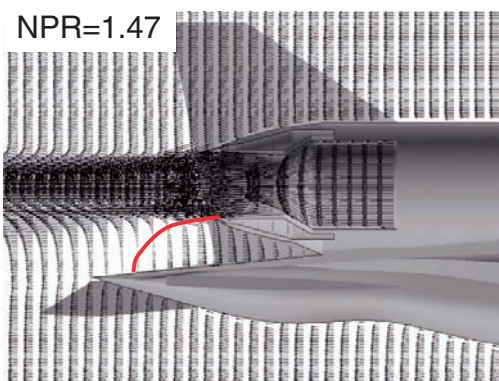
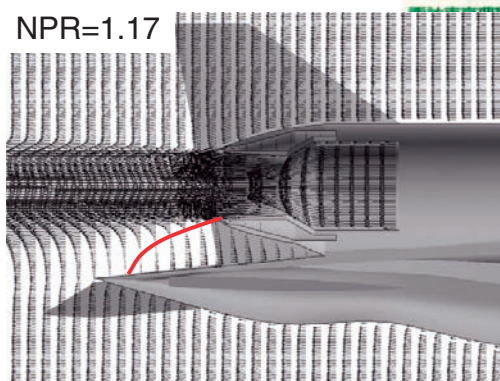
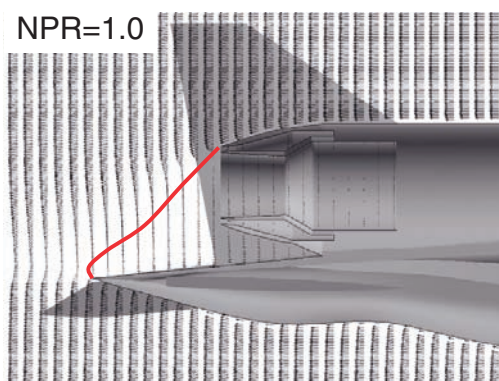
P19

CFD解析結果: 尾排マッハ数分布、迎角6度

機体縦中央対称面 $0 < \text{Mach} < 1.8$ 

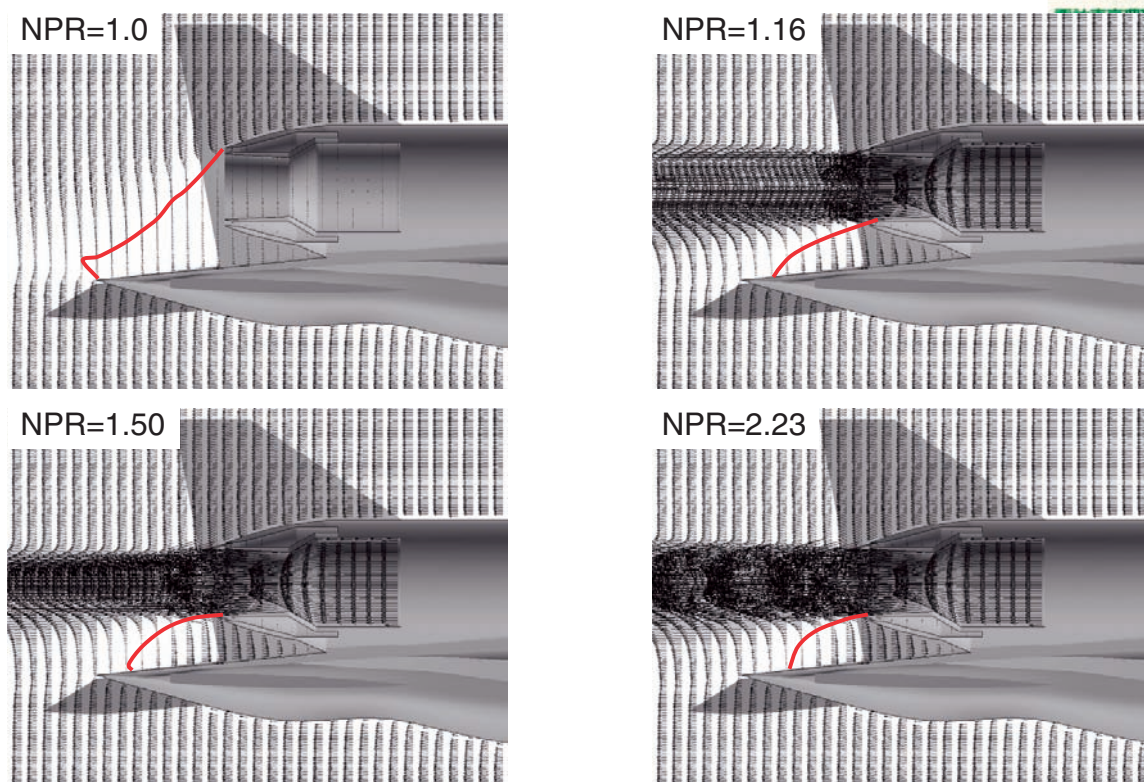
P20

CFD解析結果: 機体縦方向中心面速度ベクトル分布 迎角2度



P21

CFD解析結果:機体縦方向中心面速度ベクトル分布 迎角6度



P22

まとめ



結果:

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

CFDと風試のずれた原因:

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

今後の計画:

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

APG公募型研究報告会



ジェット排気を含む空力特性推算 数値解析技術の研究

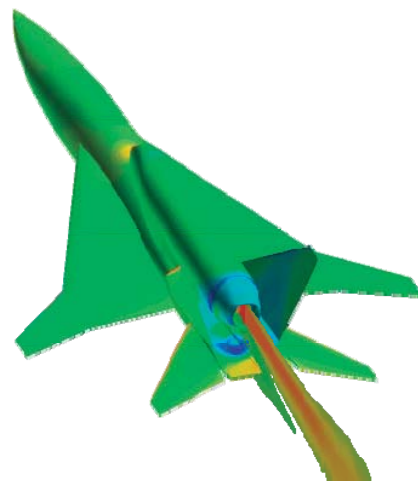
研究目的 及び内容	本委託研究は、将来的なインテークを含めた機体／推進系統合解析手法の開発を念頭に、非構造格子ソルバーであるTASコードの高度化を目的として、エンジン排気を含む空力推算ソルバーの開発を行い、空力特性を高精度に予測できる数値計算手法の構築を目的とする。特に、低速領域の高精度化、エンジン排気による空力干渉を推算するための解適合格子細分化技術の開発、尾翼排気干渉低速風洞試験結果との比較・検証などを行う。
研究担当者	東北大学: 佐々木大輔(助教), 服部潤(修士学生), 中橋和博(教授)
期間	平成22年度～23年度

平成22年11月26日

報告内容



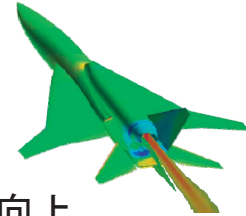
1. 研究背景と目的
2. 再現計算の報告
3. 今後の予定



背景



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



→ 機体／推進系統合解析による抵抗推算精度の向上

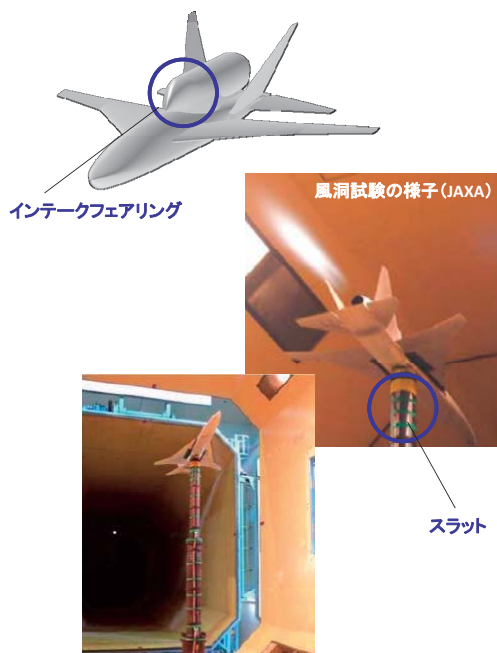
- ✓ 計算領域の大きい外部流と衝撃波や剥離流など複雑な流れ場を取り扱う内部流の干渉解析
- ✓ エンジンジェット排気によるせん断層などの亜音速流と超音速流とが混在する複雑な流れ場の解析
- ✓ 複雑形状への対応
- ✓ インテークを含めた機体／推進系統合解析への拡張(将来)

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

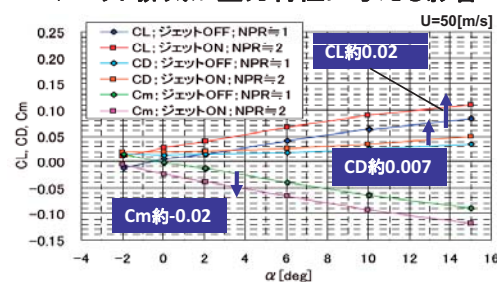
背景: 尾翼排気干渉低速風洞試験



静肅超音速研究機 2次形態 (S3TD)



— ジェット排気が空力特性に与える影響 —



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

ジェット排気が空力特性に影響する



ジェット排気の影響も考慮に入れた設計を行う必要がある



尾翼排気干渉シミュレーション技術の確立が必要である

背景：尾翼排気干渉シミュレーション

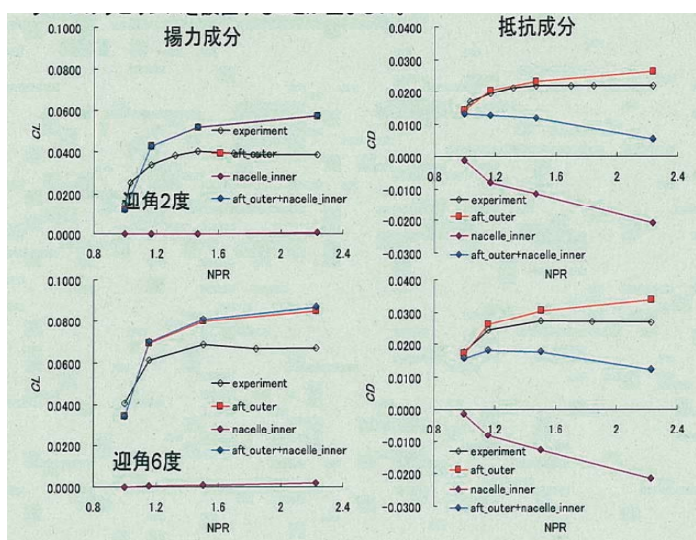
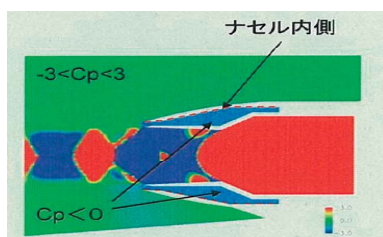


・ 尾翼排気干渉シミュレーションの現状 (JAXA)

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

・ 胴体後部によるずれ

- ナセル内側におけるマッハ数が低く、解析精度が低い



目的と研究内容



・ 目的

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

・ 研究内容

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

平成22年度研究目標

- ・ 低速領域の高精度化
- ・ 風試結果との比較

平成23年度研究目標

- ・ 格子細分化技術の開発
- ・ 風試結果との比較

アプローチ



• 研究内容とアプローチ

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

解析：手法

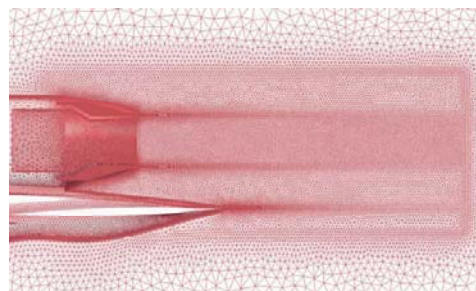
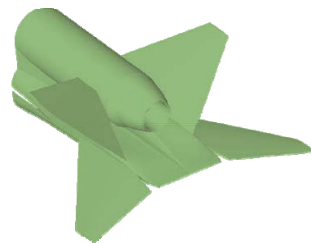


• 解析手法 (JTAS)

- Hybrid非構造格子TASコードによる粘性解析
- 修正SAモデル

• 計算格子 (JAXA作成)

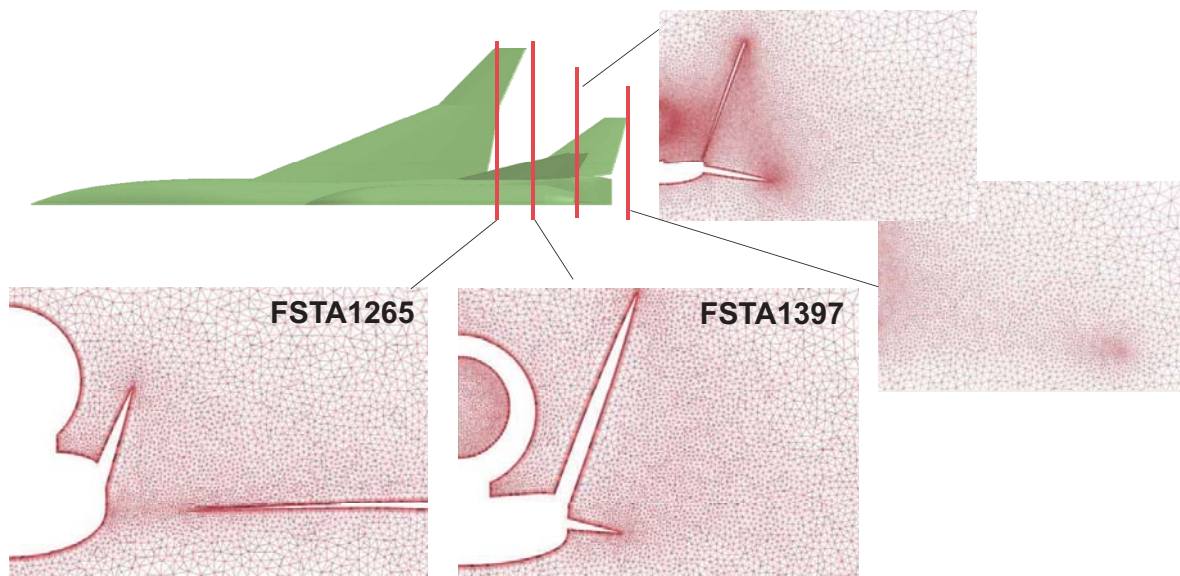
- 粘性計算用Hybrid非構造格子
 - 境界層: Prism格子
 - 空間: 四面体格子
 - 遠方: 六面体格子
 - 対称面の排気領域は細分化
- 格子点総数 : 5,013,847
- 最小格子幅 : 9×10^{-6}
- Stretching factor : 1.25
- 境界層Prism層数 : 30



解析: 格子



- 空間格子
 - 対称面のみ細分化を実施している

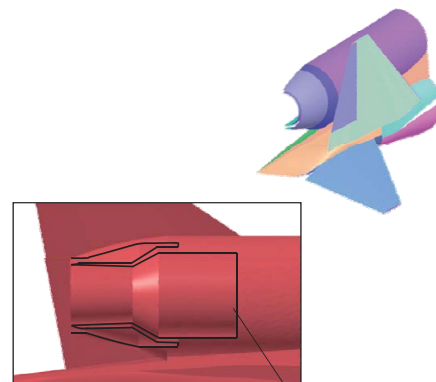
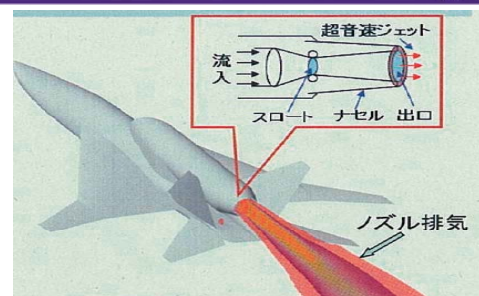


解析: 計算条件



解析条件

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



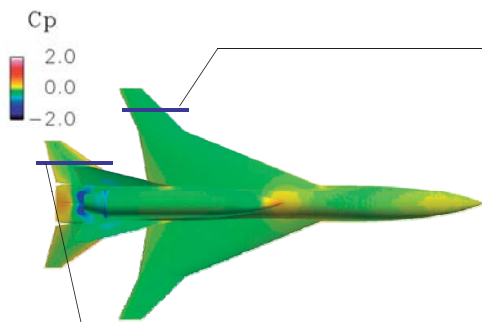
ノズル入口
B.C: 総圧, 静圧



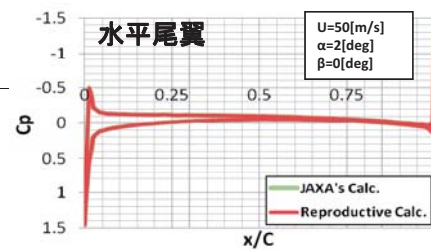
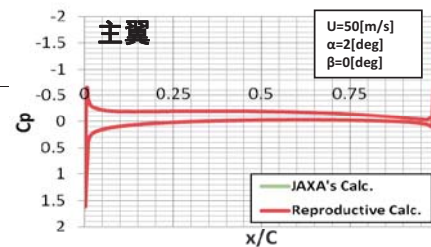
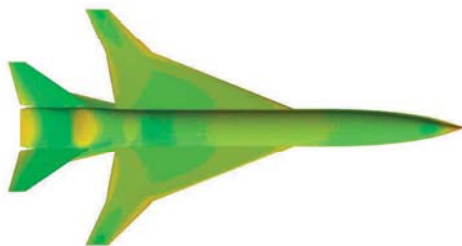
解析: Cp分布

• Cp分布

上面Cp分布



下面Cp分布



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

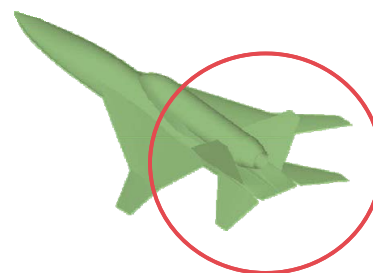
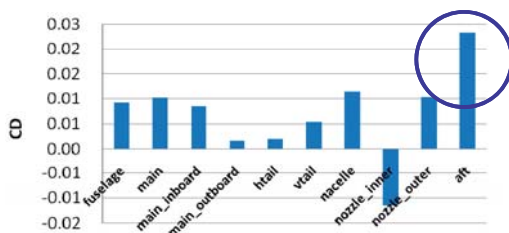
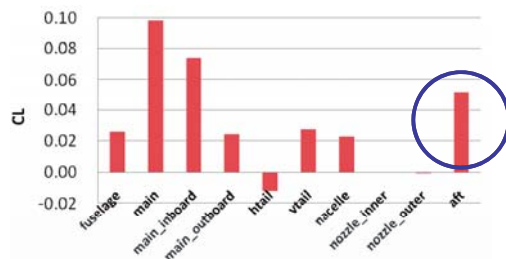
解析: 空力解析



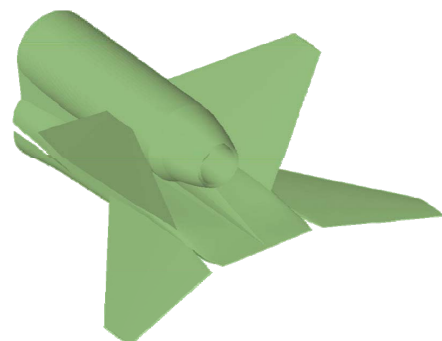
• 空力係数

縦3分力 (U=50[m/s], $\alpha=2[\text{deg}]$)

CL	CD	CM
0.1619	0.0382	0.0891



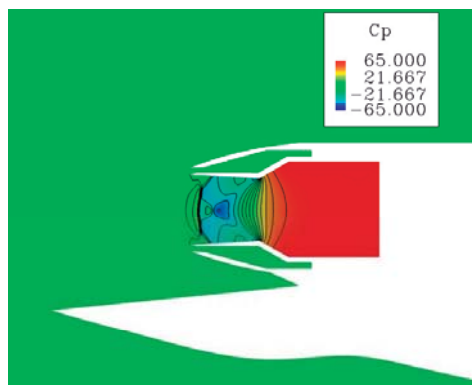
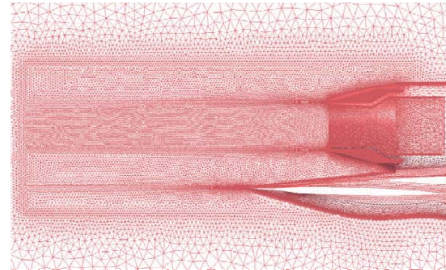
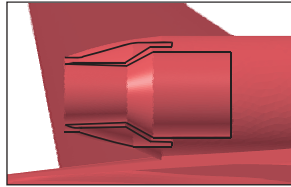
後部胴体



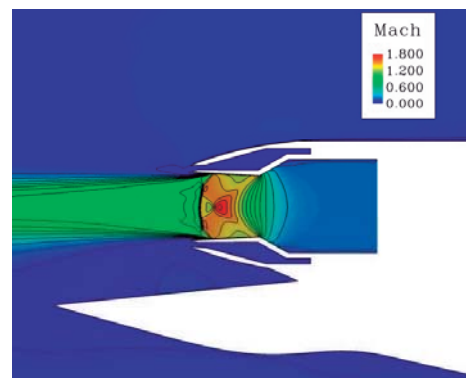
解析: 排気領域流れ場(対称面上)



- 対称面上のCp分布とマッハ数分布



Cp分布

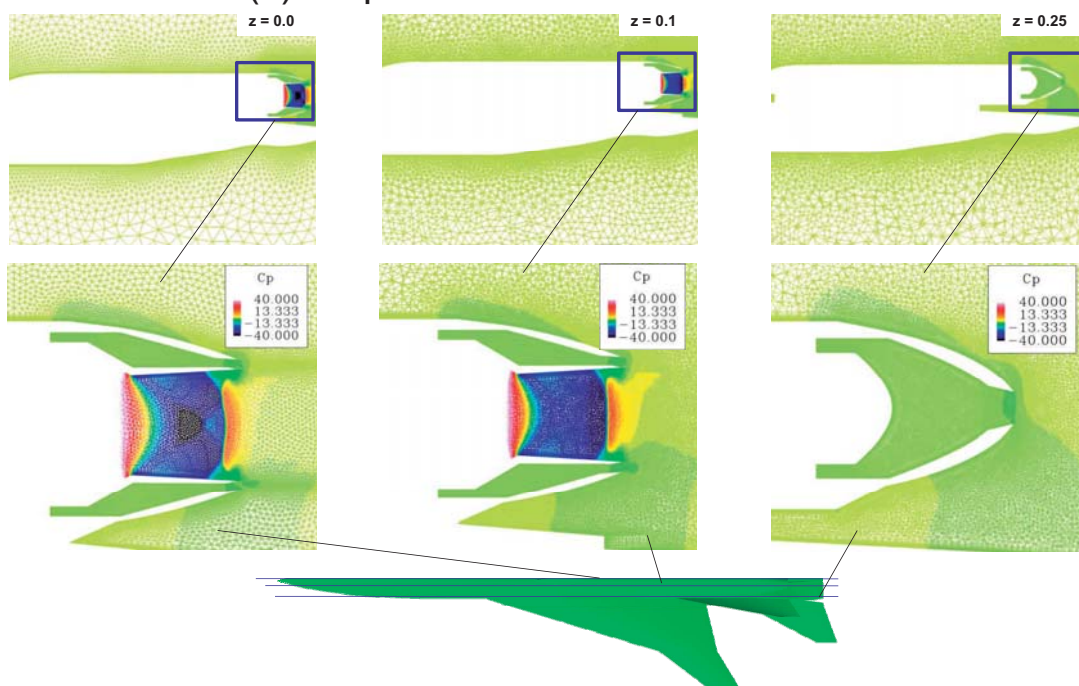


Mach数分布

解析: 排気領域Cp分布



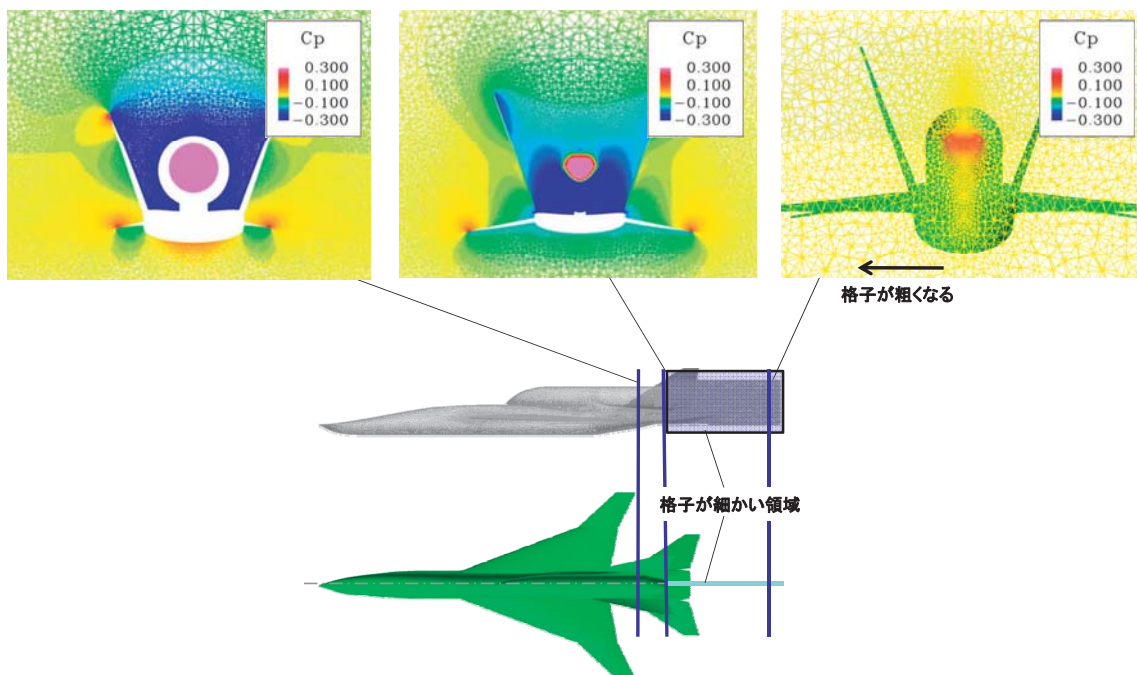
- スパン方向(z)のCp分布



解析：排気領域断面Cp分布



- 主流方向断面(x)のCp分布



今後の方針

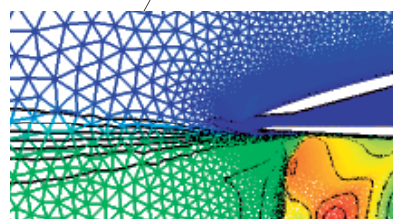
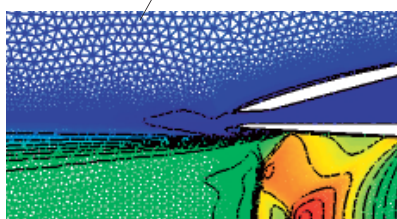
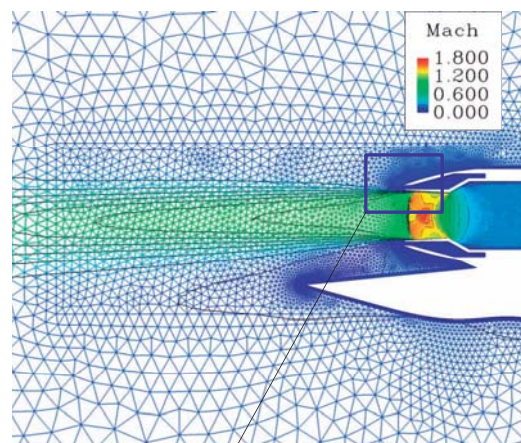
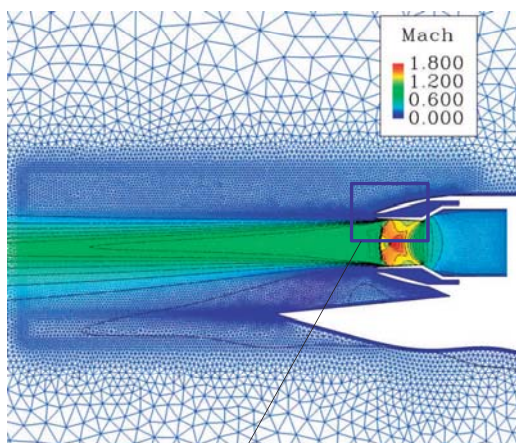


- 現在の解析手法の確認
 - Jet On/Offによる効果の確認
 - ジェット排気に対する格子依存性の検討(空力性能値)
 - テストナセルによる評価
 - 細分化格子の評価
- 低速域での解析手法の高精度化
 - 全速度スキームSLAUによる効果の検証
 - 前処理法の検討
- 尾翼排気干渉実験との比較
 - Jet On/Offによる空力性能値の比較

今後：格子の評価



- ・ 排気エリアマッハ数分布(細分化有り／無し)

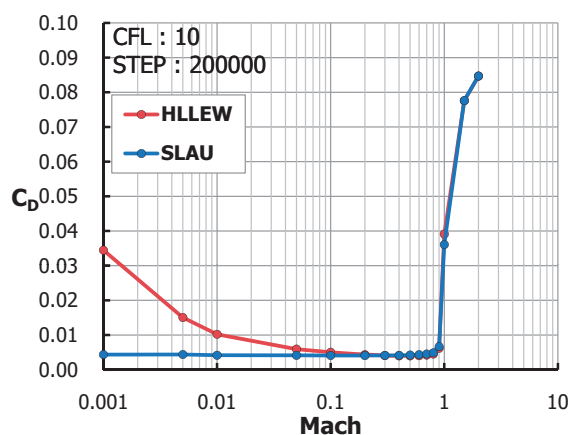


今後：SLAU



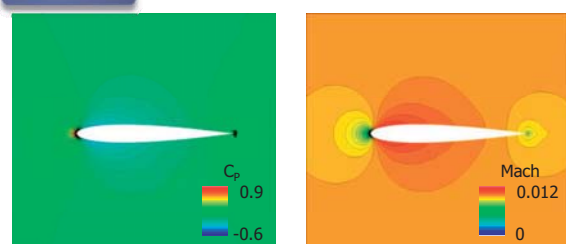
- ・ 低速域での改善 (SLAUの導入)

C_D の変化 (NACA0012翼, 非粘性計算)

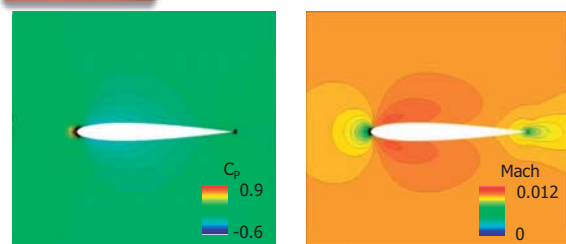


SLAUの導入により低マッハ数域での数値誤差が大きく低減し, 抵抗値が減少した

SLAU



HLLEW



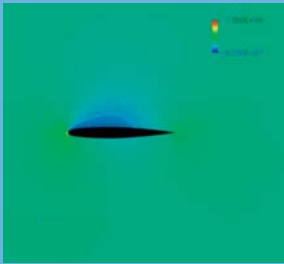
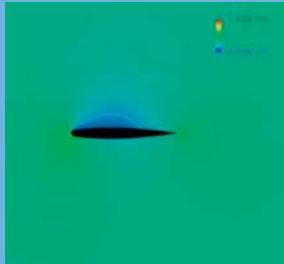
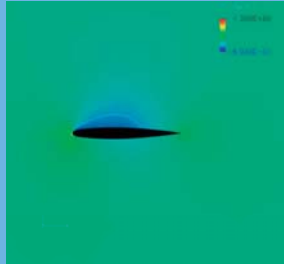
Mach Number 0.01

今後：前処理法



・低速域での改善（前処理法の導入）

M6翼, Mach Number = 0.2

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

まとめ



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





ソニックブーム推算のための高精度近傍場圧力波形推算技術に関する研究(その2)

東北大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻
中橋・佐々木研究室

研究担当者:

○大木裕介(修士学生), 佐々木大輔(助教), 中橋和博(教授)

研究目的 及び内容	本委託研究は, 宇宙航空研究開発機構 航空プログラムグループが進める静粛超音速機技術の研究開発で必要となる, ソニックブーム推算技術のうち気体近傍場の圧力波形を高精度に推算する技術の獲得を目的とし, 格子細分化に基づく解適合格子法の開発を行う
--------------	---

Outline



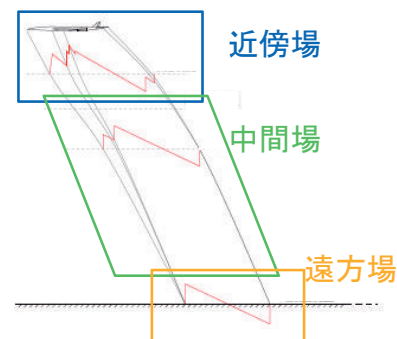
1. 背景・目的
2. 解適合細分化法概要
 - 数値計算法
 - 細分化指標(Shock Function)
 - 細分化手法
 - 解析例
3. 従来の手法の問題点と対策
 - 問題点
 - 辺長を考慮したフィルタリング
 - 比較解析
4. 結言・今後の課題



背景

- ▶ 超音速旅客機における騒音問題
 - 機体から発生するソニックブームの**低減**が必須
 - 機体の低ブーム設計・評価には、地上でのソニックブームの正確な推算が必要

- ▶ 地上でのソニックブーム推算
 - 伝播解析による推算法
 - 近傍場: **機体近傍圧力波形**
 - 中間場: ソニックブームの伝播
 - 遠方場: 大気乱流の影響



2010/11/26

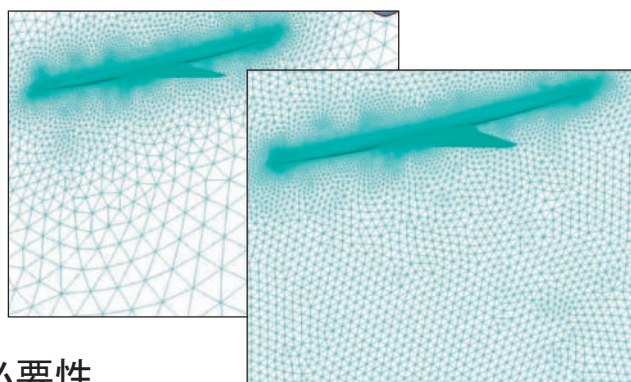
Yusuke OKI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

▶ 3

背景



- ▶ 近傍場圧力波形推算における要求
 - 圧力波形精度向上
 - 実用的な計算コスト
 - 実機複雑形状への対応



- 効率の良い格子点配置の必要性
- 超音速域では物理量の急激な変化をもたらす衝撃波が支配的
- **非構造格子による衝撃波領域を中心とした
解適合細分化法**

2010/11/26

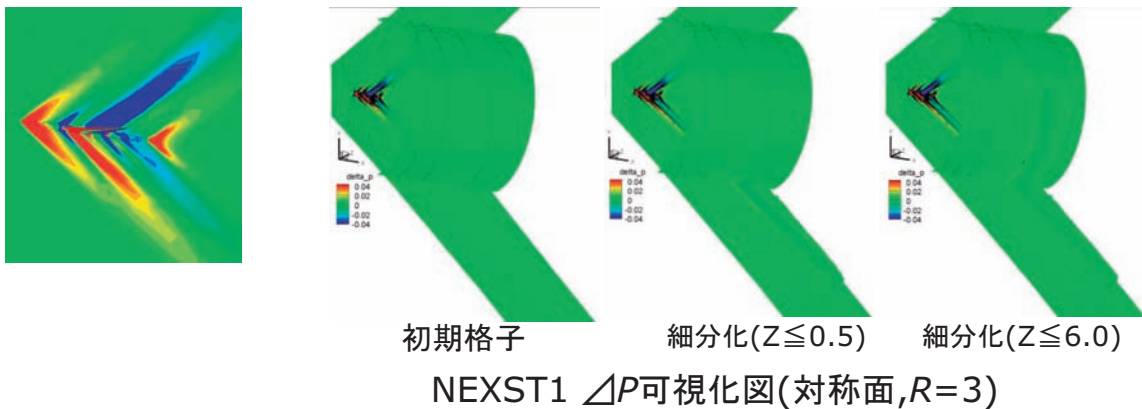
Yusuke OKI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

▶ 4



目的

- ▶ 非構造格子解適合格子細分化法による
近傍場圧力波形の高精度推算手法の開発
 - 衝撃波同定に長けた指標としてShock Functionの導入
 - 三次元的に衝撃波を捉えた際の圧力波形への影響の検証



2010/11/26

Yusuke OKI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

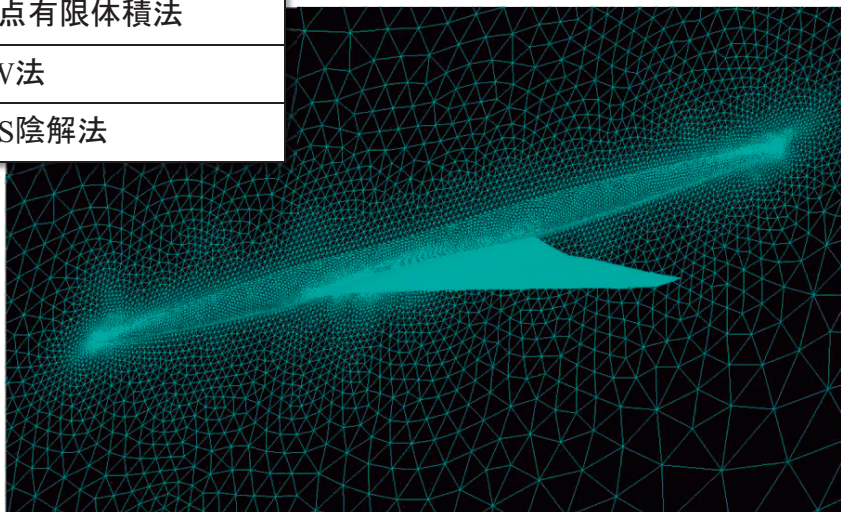
▶ 5

数値計算法



- ▶ TAS-code (Tohoku university Aerodynamic Simulation code)
 - ▶ 三次元非構造流体ソルバー

支配方程式	三次元Euler方程式
空間離散化法	セル節点有限体積法
流束評価	HLLEW法
時間積分	LU-SGS陰解法



2010/11/26

Yusuke OKI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

▶ 6



細分化指標(Shock Function)

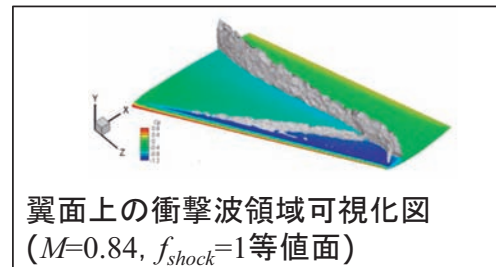
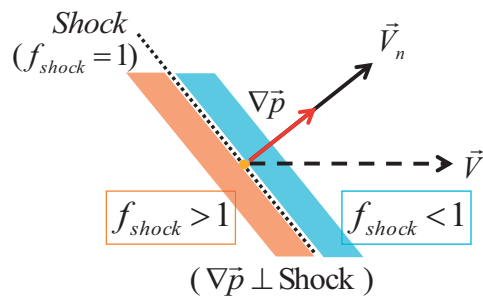
▶ 衝撃波同定に長けたShock Functionの導入

● 衝撃波面付近において

波面に対し垂直な速度成分 V_n が音速をまたぐ性質を利用

$$V_n = \vec{V} \cdot \frac{\nabla \vec{p}}{|\nabla \vec{p}|}$$

$$f_{shock} = M_n = \frac{V_n}{a}$$



\vec{V} : 速度ベクトル

a : 音速

$\nabla \vec{p}$: 圧力勾配ベクトル

2010/11/26

Yusuke OKI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

▶ 7

超音速域下での数値誤差の影響



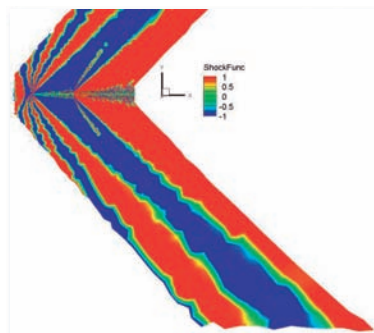
▶ 超音速域では数値誤差が衝撃波面の同定に影響

● f_{shock} のみでの同定が困難

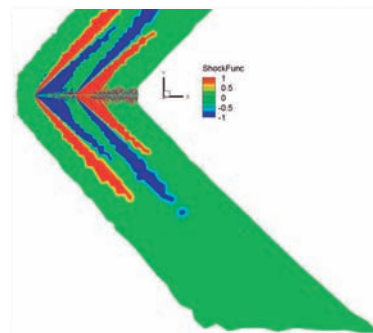
▶ 圧力勾配フィルターの導入

$$|\nabla \vec{p}| \geq E_{thr} \quad E_{thr}: \text{フィルター閾値(定数)}$$

➤ 圧力勾配が閾値より大きい領域で判定を行い,数値誤差を除去



フィルタリングなし



フィルタリングあり($E_{thr}=0.01$)

f_{shock} の可視化図($M=1.41$, 対称面)

2010/11/26

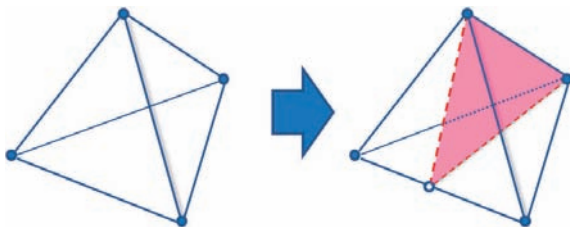
Yusuke OKI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

▶ 8

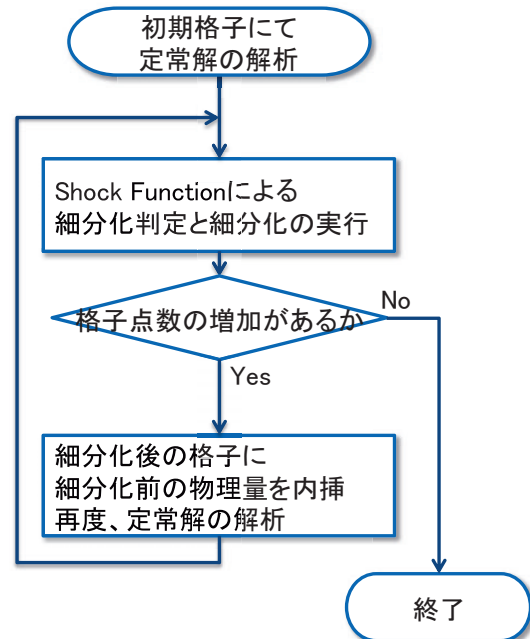


細分化手法

- ▶ Bisectionアルゴリズムによる分割
 - ▶ 四面体の最長辺の中点で分割



- ▶ 再計算時の収束性の改善
 - ▶ 細分化後の格子に、
細分化前の物理量を内挿



2010/11/26

Yusuke OKI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

▶ 9

解析対象と解析条件



▶ 解析対象

- 軸対称物体
- $A(x)=0.02x$ ($0 \leq x \leq l$)
- $l=2in.$

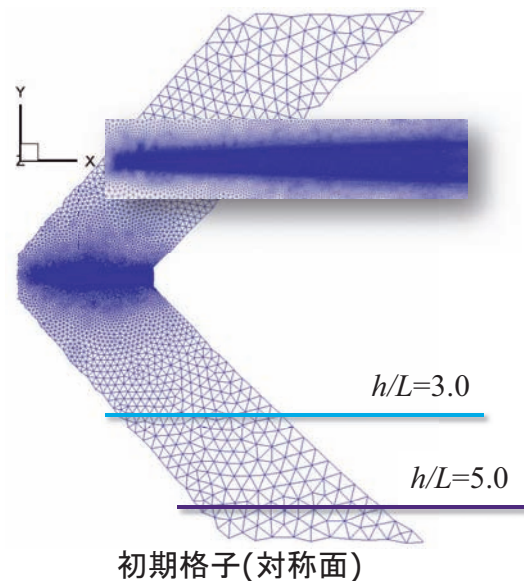


▶ 解析条件

- ▶ 初期格子点数: 約55万点
- ▶ マッハ数 : 1.41
- ▶ 迎角 : 0°

▶ 圧力波形取得位置

- 対称面上
- $h/L=3.0, 5.0$ (実験値)



初期格子(対称面)

2010/11/26

Yusuke OKI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

▶ 10



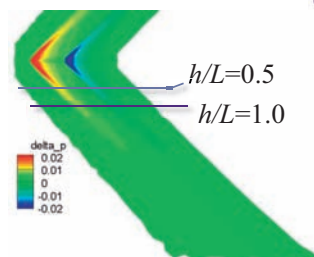
指標の感度比較

▶ Shock Function

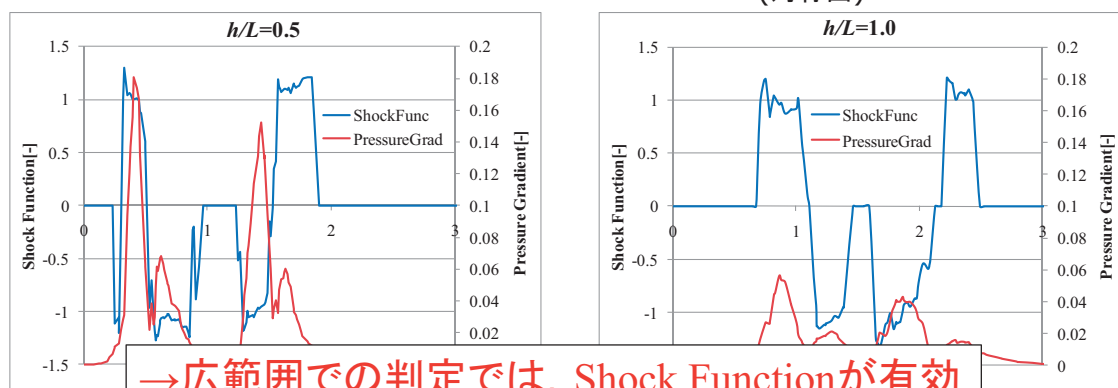
- 圧力勾配方向の速度成分を用いるため値が安定

▶ 圧力勾配の絶対値

- 減衰の影響により、遠方では変動量が減少



初期格子における Δp 分布
(対称面)



→ 広範囲での判定では, Shock Functionが有効

2010/11/26

Yusuke OKI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

▶ 11

細分化領域及び条件



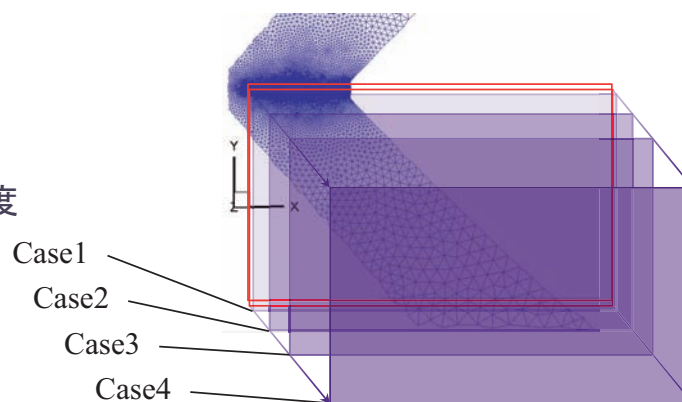
▶ 直方体の細分化領域

▶ 細分化対象の判定

- 細分化領域内
- 四面体の最長辺 > 分割限度

$$|\nabla \bar{p}| \geq E_{thr} \cap |f_{shock}| \geq 1$$

以上を満たす四面体



	Case1	Case2	Case3	Case4
圧力勾配フィルター	$E_{thr}=0.01$			
細分化閾値	$ f_{shock} \geq 1$ (膨張領域を考慮)			
分割限度	0.05			
細分化領域	$0 \leq x \leq 10$			
	$-6 \leq y \leq 0$			
	$0 \leq z \leq 0.1$	$0 \leq z \leq 0.5$	$0 \leq z \leq 1.0$	$0 \leq z \leq 2.0$


2010/11/26

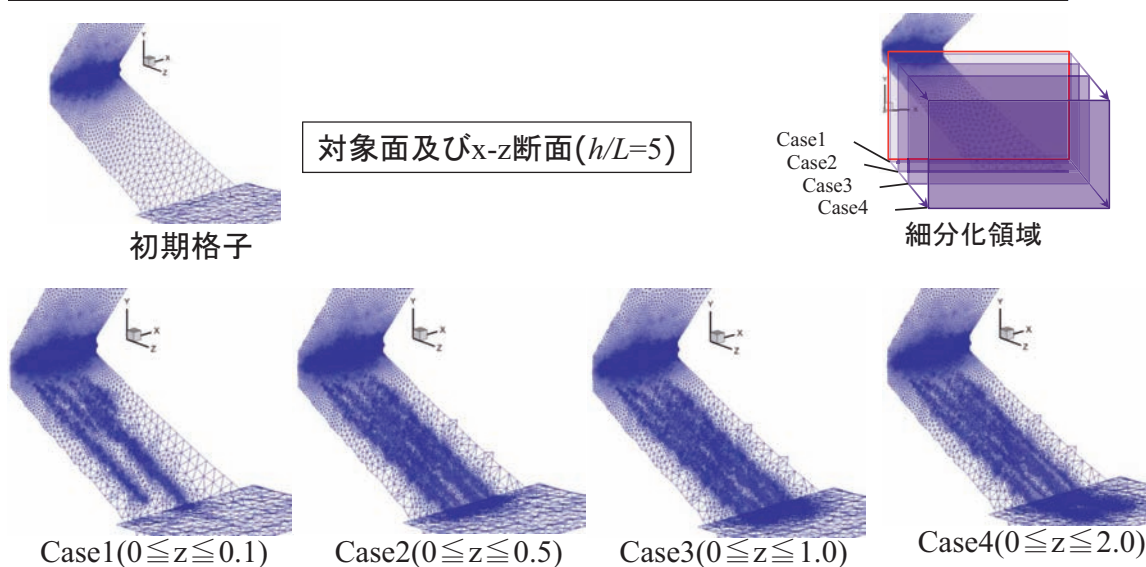
Yusuke OKI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

▶ 12



結果(格子)

	初期格子	Case1	Case2	Case3	Case4
細分化・再計算回数	－	12	13	15	18
格子点数	約55万点	約58万点	約75万点	約94万点	約130万点
細分化領域		狭			広



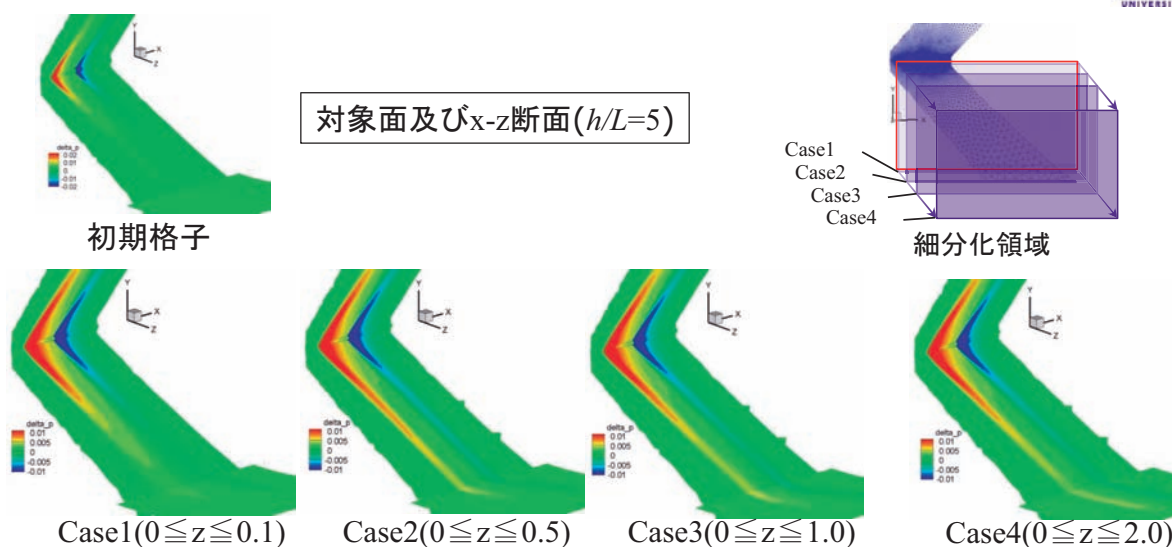
2010/11/26

Yusuke OKI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

▶ 13



結果(Δp 分布)



- ▶ Case1 : 圧力変動が減衰
- ▶ Case2 : 最も大きな圧力変動
- ▶ Case3,4 : 分布が安定

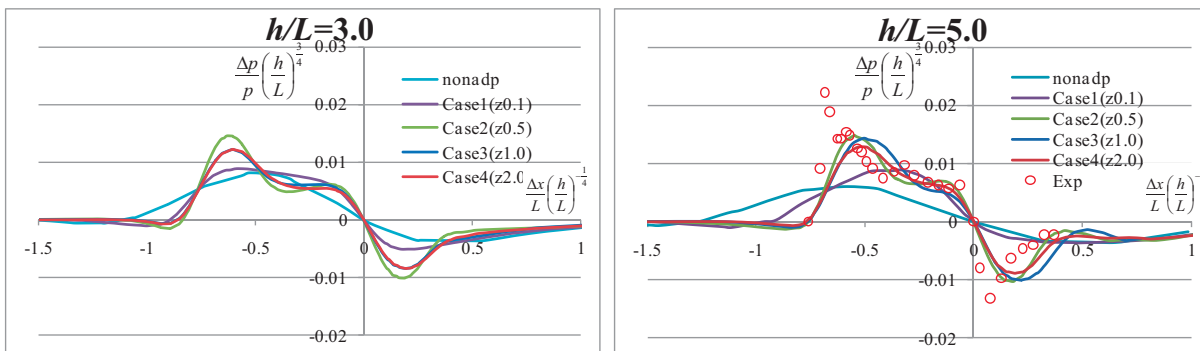
2010/11/26

Yusuke OKI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

► 14

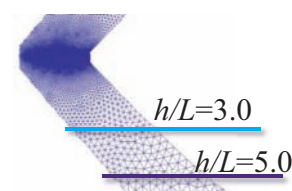


結果(圧力波形)



▶ 細分化領域(z軸方向)により波形が変化

- $h/L=3$: Case3($0 \leq z \leq 1.0$) で収束
 - $Z=0.5$ のとき初期圧力上昇が最大に
- $h/L=5$: 未収束



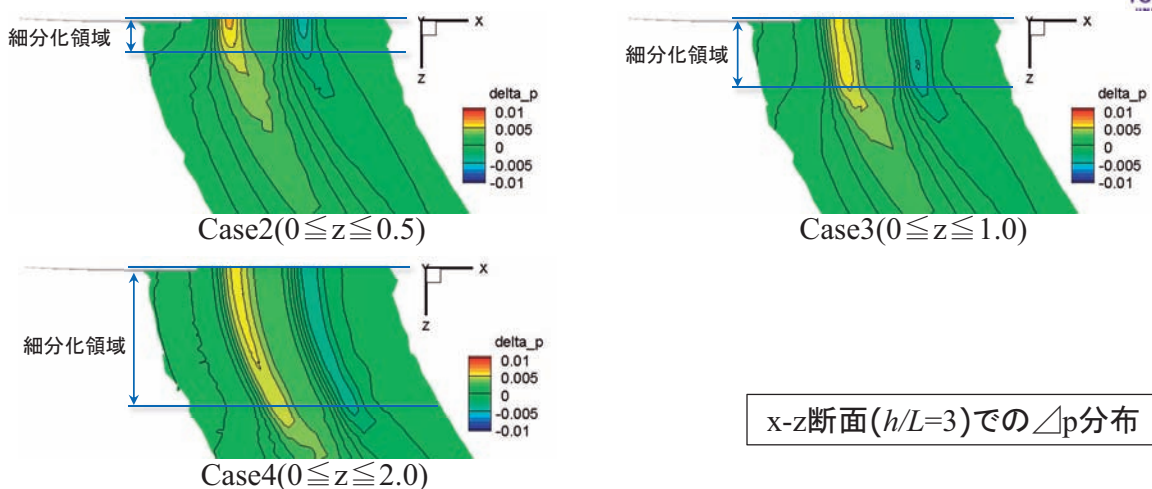
波形取得位置

2010/11/26

Yusuke OKI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

▶ 15

結果(細分化領域の圧力分布への影響2)



x-z断面($h/L=3$)での Δp 分布

▶ 圧力波形を取得する際、領域端部の影響を考慮する必要性

2010/11/26

Yusuke OKI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

▶ 16



従来の本手法における問題点

- 設定した最小格子サイズ(分割限度: 5e-2) では波形が減衰
- Z軸方向(スパン方向)の細分化領域により,
取得される圧力波形が変化



- より細かな細分化(分割限度の縮小)
 - 細分化領域の拡張(領域の影響の検証)
- } 格子点数増加に直結

△ 格子点の増加により、従来のままでは計算コストが非現実的

- 細分化領域を最小サイズまで細分化するため、格子点増加が著しい
- 分割限度を表面格子サイズ(1e-2以下)にすると、モデル近傍の数値誤差の影響を受ける

➡ 判定の改善が必要

2010/11/26

Yusuke OKI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

▶ 17



圧力勾配によるフィルタリング

- ▶ 従来
 - ▶ 節点基準での判定(各節点の圧力勾配の大きさ)
 - ▶ 閾値を手動で入力, 各節点の値が閾値を下回る場合に領域判定から除外

▶ 新しい指標

▶ 辺基準での判定

- ▶ (各辺に接する節点の圧力勾配値, edgeの長さ)

▶ 入力された物理量から閾値を設定

$$f = |\nabla p|_{edge} \bullet L_{edge}$$

- $|\nabla p|_{edge}$ に2節点の平均値
- $|\nabla p|_{edge}, L_{edge}$ に重み付け無し

- ▶ 必要に応じて重み付けを検討

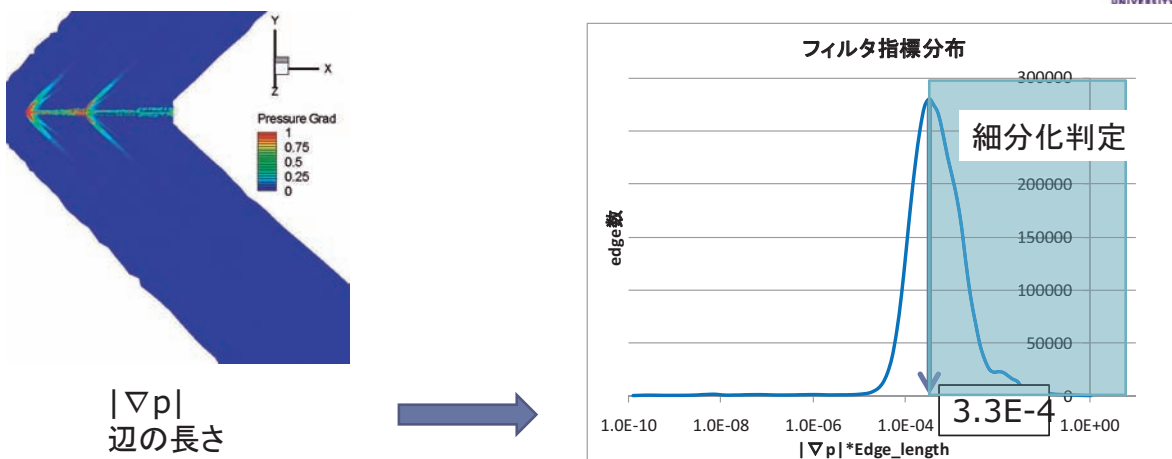
2010/11/26

Yusuke OKI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

▶ 18



フィルタ閾値の設定



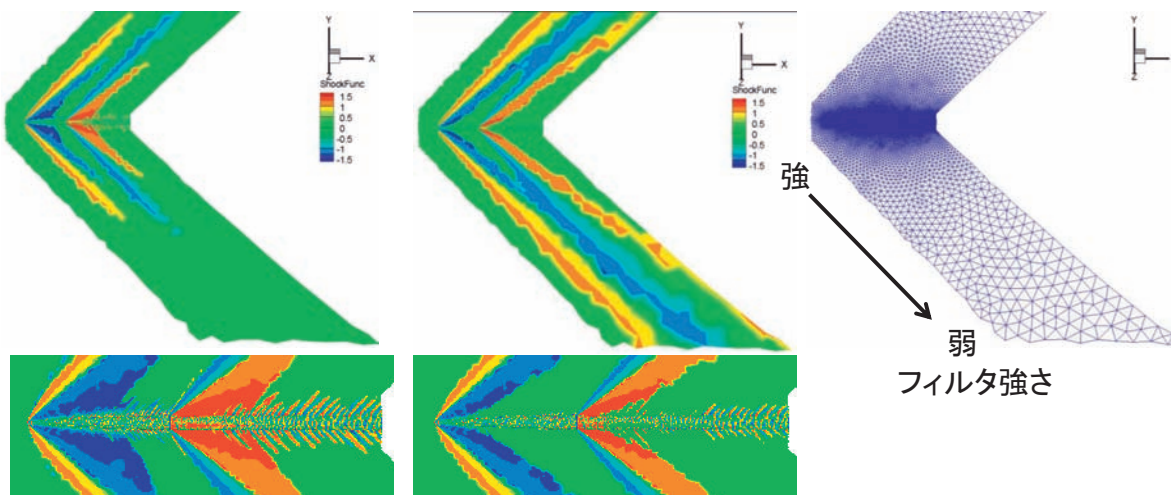
フィルタ指標の分布で最大数をもつ値を閾値とし
閾値以上の領域を判定領域に設定

2010/11/26

Yusuke OKI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

▶ 19

フィルタの比較(PGF 1e-2 , edge)



各節点ごと, $E_{thr}=1.e-2$ 各辺ごと, $E'_{thr}= 3.3e-4$

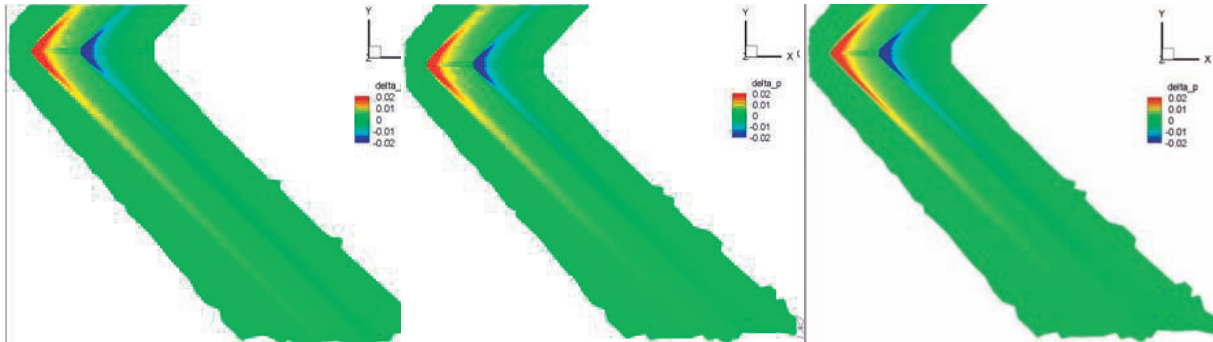
✓格子が細かいほどフィルタが強く働く
➤格子サイズに応じたフィルタリング

2010/11/26

Yusuke OKI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

▶ 20

格子比較



格子点数: 130万点
PGF: 1.e-2(node)
分割限度: 5e.-2
細分化回数: 18

格子点数: 86万点
PGF: edge
分割限度: 5e.-2
細分化回数: 7

格子点数: 170万点
PGF: edge
分割限度: 1e.-2
細分化回数: 10

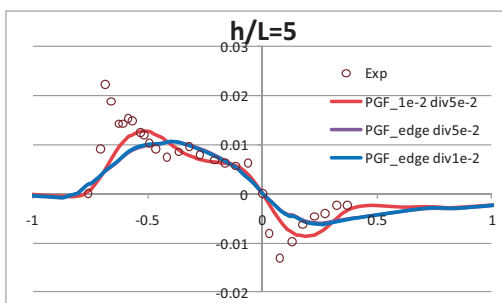
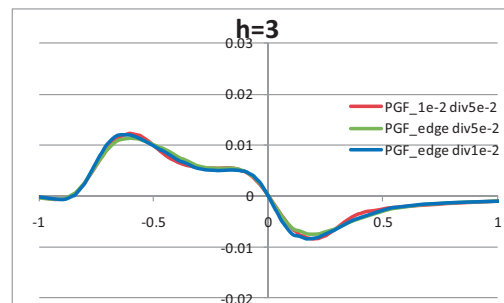
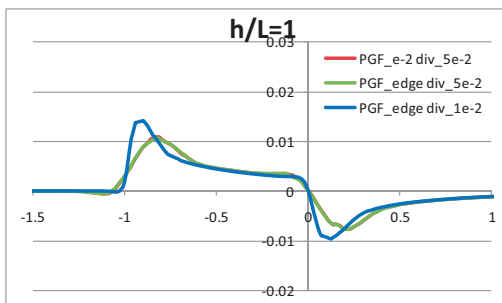
- ▶ フィルタに辺長を考慮することで,圧力勾配・辺長に応じた細分化が可能に
 - より細かな細分化が可能 (より細かな分割限度)
 - △遠方の勾配が小さい部分で,十分な細分化が難しい

2010/11/26

Yusuke OKI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

▶ 21

圧力勾配の比較



- ▶ 節点基準のフィルタ
 - 遠方の細分化に有効
 - △分割限度を細くできない
- ▶ 辺基準のフィルタ
 - 分割限度をより細くできる
 - モデル近傍の数値誤差を除去可能
 - △遠方の細分化で十分な細分化が得られない

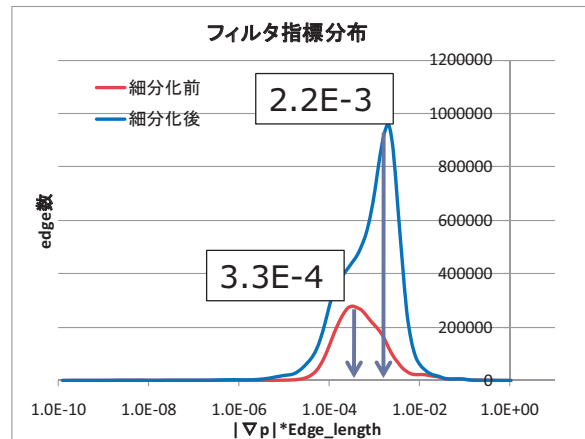
2010/11/26

Yusuke OKI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

▶ 22



フィルタ閾値の変化



- ▶ 細分化による結果の改善により、フィルタの閾値が大きくなる
(フィルタが強くなる方向へシフト)

○より細かな細分化に有効

△遠方ではフィルタが強すぎ、細分化が不十分に

- ・ 指標の重み付け、閾値の決定法の改善

2010/11/26

Yusuke OKI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

▶ 23

結言・今後の課題



▶ 結言

- 数値誤差除去のために、圧力勾配・辺長を指標とするフィルタを導入し、指標の分布数からフィルタ閾値を自動で求めるよう変更を加えた
- フィルタに辺長を考慮することで圧力勾配・辺長に応じた細分化が行われ、従来以上の細分化を行う際の計算コストの減少を確認した
- 一方で、閾値の自動化によるフィルタ強度の変化により、遠方での細分化が不十分となることを確認した

▶ 今後の課題

- フィルタの指標及び閾値決定法の改善
- より細かな細分化を行った際の波形精度の検証
- 細分化領域が及ぼす波形への影響の検証
- Coarseningの導入による計算コストの削減

2010/11/26

Yusuke OKI, Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku Univ. JAPAN

▶ 24

APG公募型研究報告会

2010/11/26 @JAXA 調布航空宇宙センター

低ソニックブーム設計技術の 近傍場実証に関する実験的研究 (その2)

名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻

佐宗 章弘

(代理報告: 鈴木 角栄(M1))

1

研究目的・概要

本研究は、宇宙航空研究開発機構 航空プログラムグループが進めている静粛超音速機技術の研究開発で必要となる、低ソニックブーム設計技術を機体近傍場において実証するための**実験システムの獲得**、及び近傍場圧力波形推算技術検証のための**実験データ取得**を目的とし、**バリステックレンジを用いた自由飛行体近傍場の圧力波形計測技術の研究**を行う。

2

研究項目

1. 近傍圧力場計測法検証

自由飛行する飛行体に対し、近傍場多点の圧力履歴を $2\mu\text{s}$ 以下の時間解像にて計測。

2. 軸対称物体による近傍場圧力データの取得

高速度カメラを用いたフレーミングシュリーレン可視化計測および圧力計測を行う。

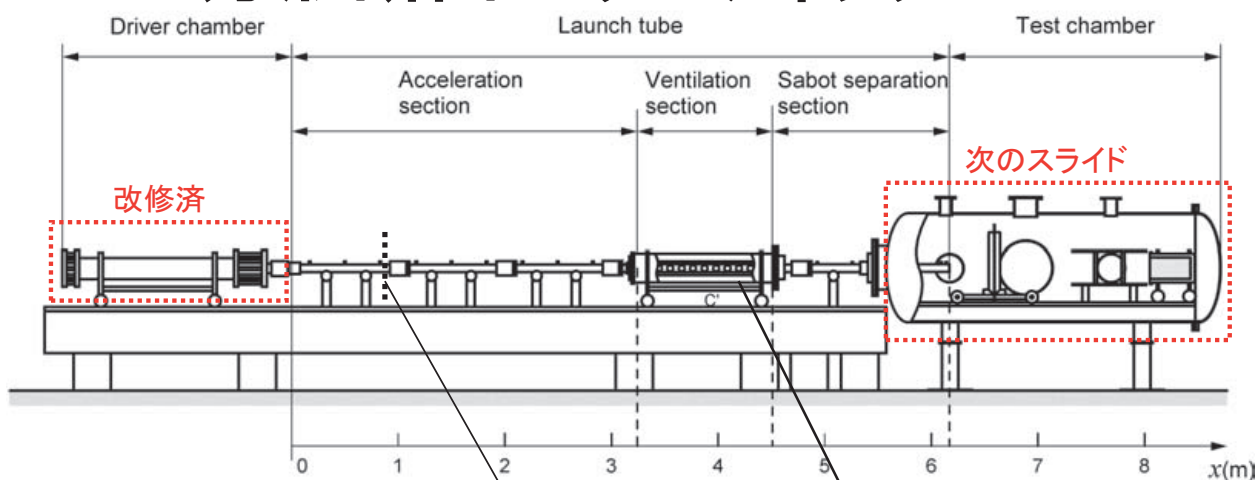
3. 三次元物体サボ分離法の確立

矩形断面バリスティックレンジによるD-SEND#1飛行体モデルなどを射出するためのサボを設計し、その分離法を確立する。

4. 三次元翼胴物体による近傍場圧力データの取得

特に、平成23年度に計画されているD-SEND#1（フィンを含めれば三次元形状）の飛行モデルについて、自由飛行状態における近傍場圧力波形計測、高速度カメラを用いたフレーミングシュリーレン可視化計測を行う。

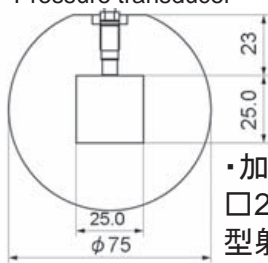
正方形断面バリスティックレンジ



作動条件

Driver gas	He
Driver Pressure	1.5~9.9MPa
Test section gas	Air
Test section pressure	10~60kPa
Flight Mach number	~2.2

加速管断面図
Pressure transducer



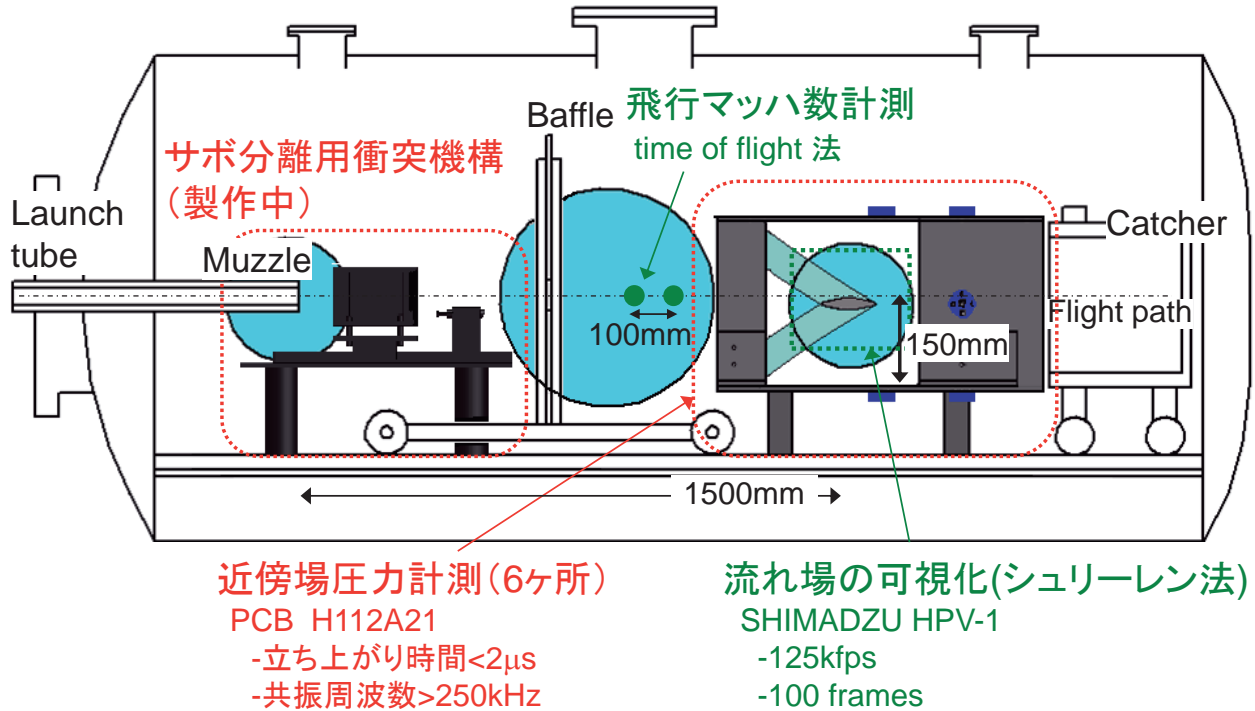
・排気部

管内を先行する衝撃波を管外に排気することで、それが計測に及ぼす影響を減らす。

・加速管

□25×25mmの正方形断面は3次元模型射出時に模型のロール回転を防ぐ。

試験部(test chamber)における測定

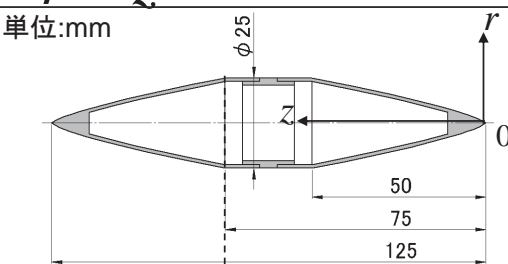
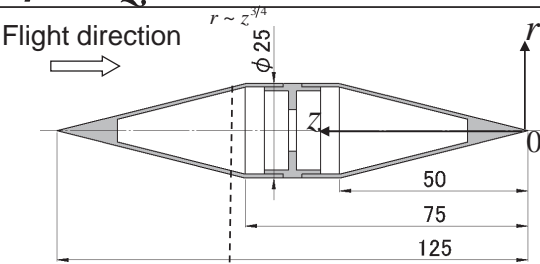
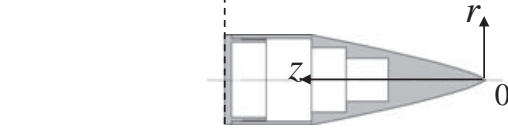
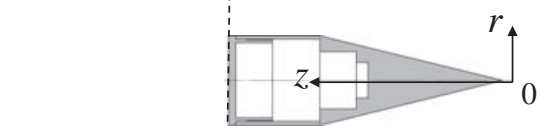
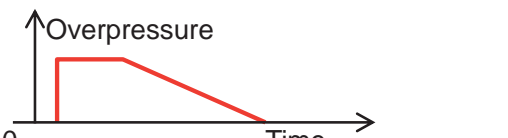
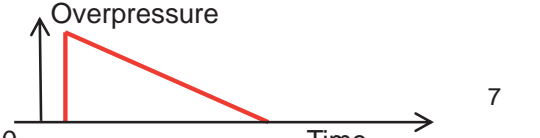


これまでの成果

- 単純軸対称物体に対して実験を行い、その後流を含んだ近傍場圧力の測定と形状効果を検証した。

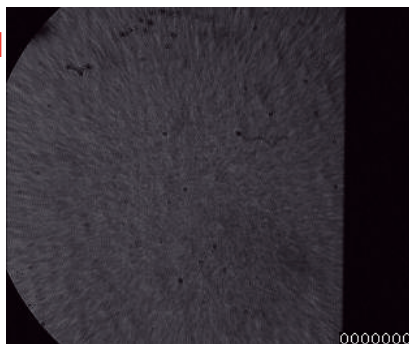
ブラフモデル実験条件 & 模型形状

1. 飛行マッハ数 : $M=1.70 \pm 0.05$
2. 試験部(test chamber)雰囲気気圧 : 50kPa(空気)
3. 模型形状

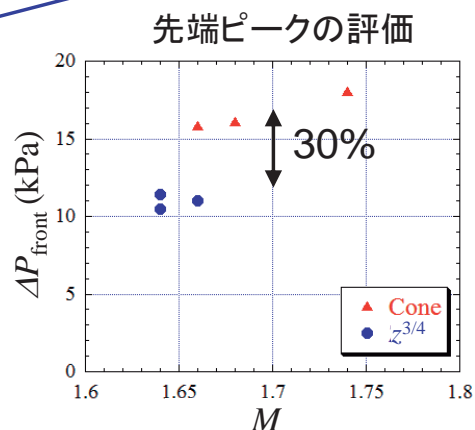
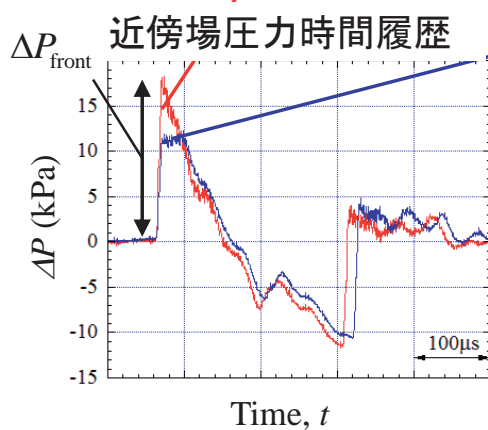
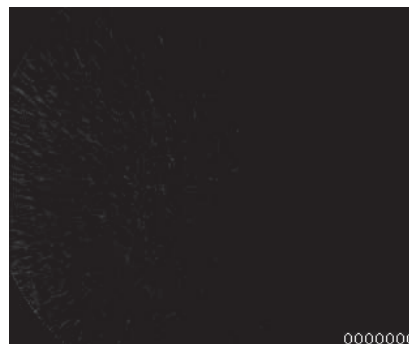
	$r \sim z^{3/4} \rightarrow z^{3/4}$ モデル	$r \sim z$ (円錐) \rightarrow 円錐モデル
前後対称モデル	単位:mm 	Flight direction 
ブラフモデル		
時間履歴		

先端ブームにおける模型先端形状効果

Cone model
 $M=1.68$



$z^{3/4}$ model
 $M=1.64$



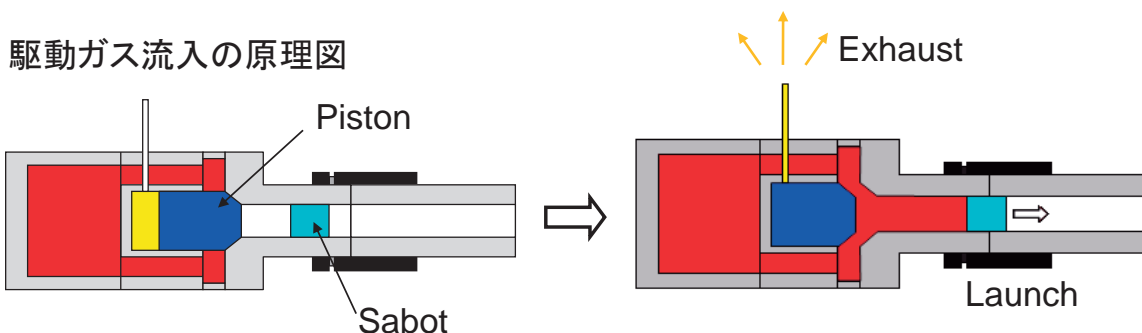
本年度の装置改修・製作一覧

1. 高圧駆動管の強化(設計圧力9.9MPa)【済】
ー設計の自由度を上げる
2. サボ分離法の変更に伴う衝突機構の開発【製作中】
ー模型の射出性能の向上
3. 近傍場多点圧力測定を行う圧力センサー保持具の開発【済】
ー飛行軌跡・姿勢の検証
ー非軸対称模型による圧力場への対応

9

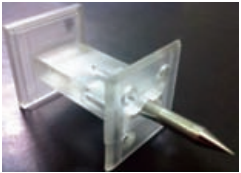
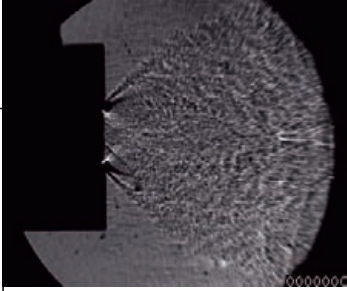

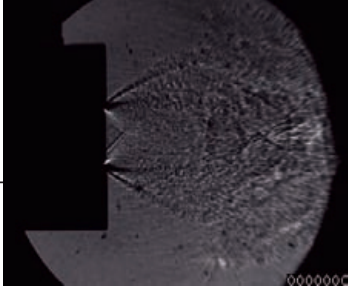
1. 高圧駆動ガスチャンバー

- より高い駆動圧での実験のために、本年度高圧チャンバーの改修を行い、駆動圧の上限が9.9MPaに増加した。
ーより重いプロジェタイルをこれまでのマッハ数で実験することが可能になり、詳細なスケールモデルなど、プロジェタイル設計の幅が広がった。

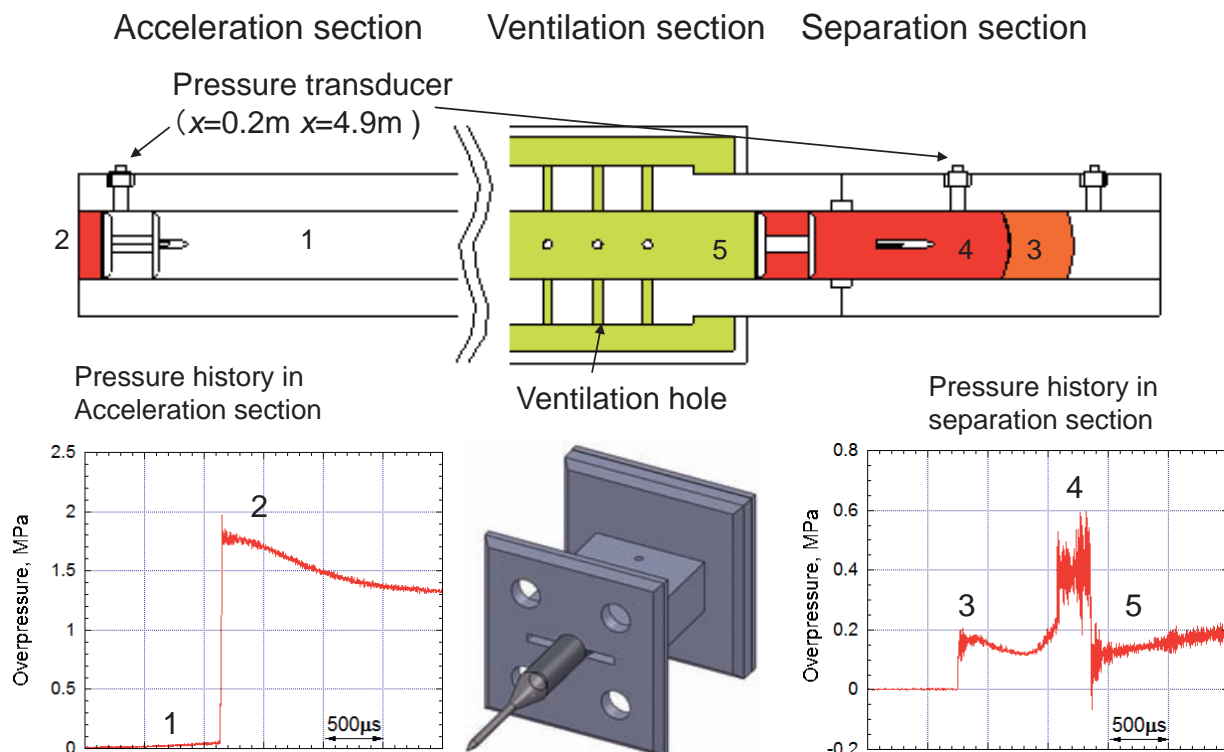


2. 新しいサボ分離法の開発

- これまでの空気力学的サボ分離法では射出時に模型の姿勢が安定していなかった。

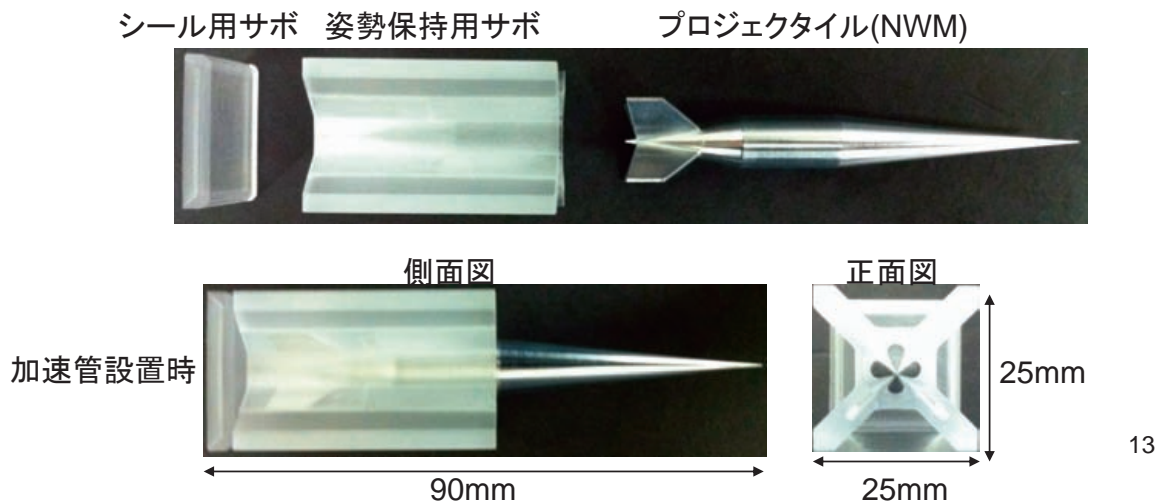
種類	画像	±1° 以内の 射出割合	マズル部分の射出時の動画
サボ支持型		14/38 37%	
管支持型		10/16 63%	

空気力学的サボ分離～従来型



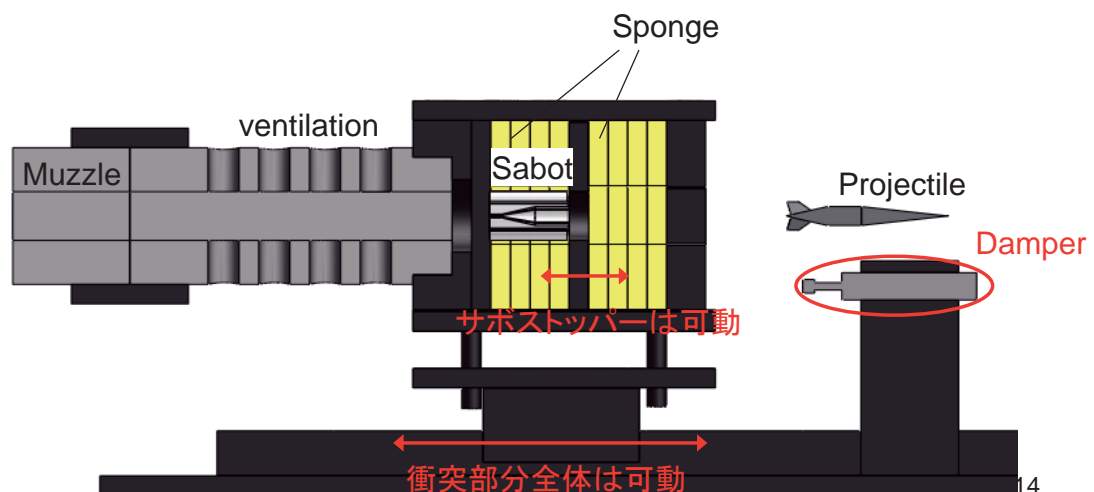
新サボ分離法：二分割サボ方式

- サボを2つのパーツに分離：
 - シール用(後部)：推力保持および駆動ガスのシール
 - 姿勢保持用(前部)：加速管内での姿勢の保持
- 姿勢保持用サボのみをマズル付近に配置した衝突機構内の鉄板と衝突させ、プロジェクタイトルと分離させる。



サボ衝突分離機構

- サボ衝突による衝撃はストッパー前後に配置されたスポンジと、全体を可動式にすることにより吸収し、計測への影響を減らす。



D-SEND#1 スケールモデル

- NWMモデルとLBMモデルは落下テストモデルをスケールダウンし、ほぼ忠実に作られている。

- 射出モデル

材料:AL7075

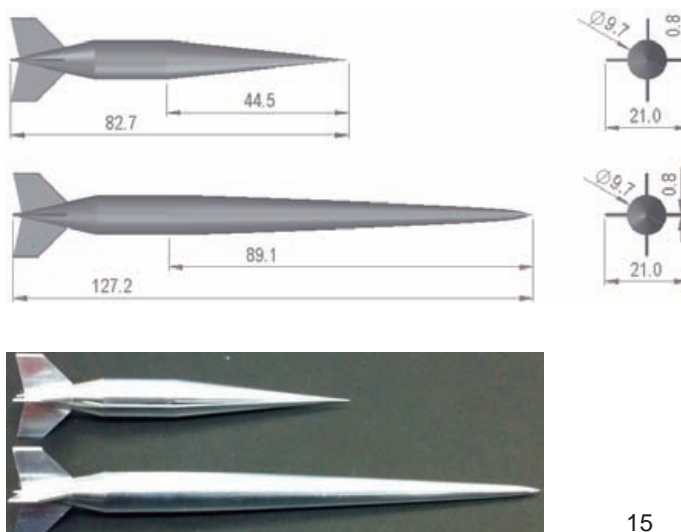
スケール:約 1/63

設計マッハ数: 1.4

フィン厚さ: 0.8mm

(スケール通りでは
0.4mm)

NWM(上)とLBM(下)の寸法と射出モデルの写真

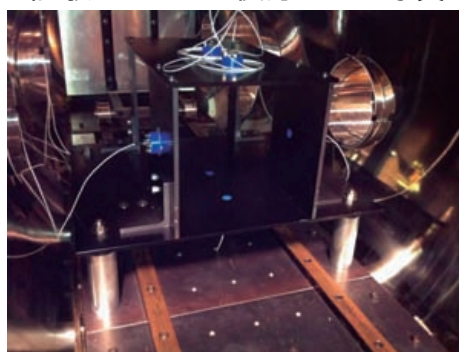


15

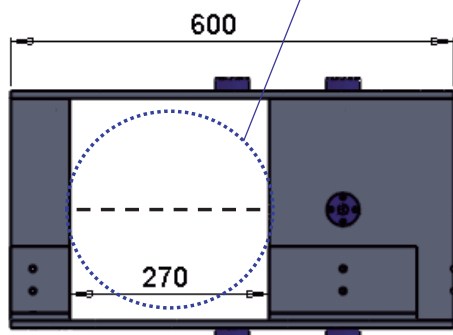
3. 近傍場圧力6点同時測定

- 非対称流れ場に対応
 - 非軸上の飛行経路
 - 非対称飛行体

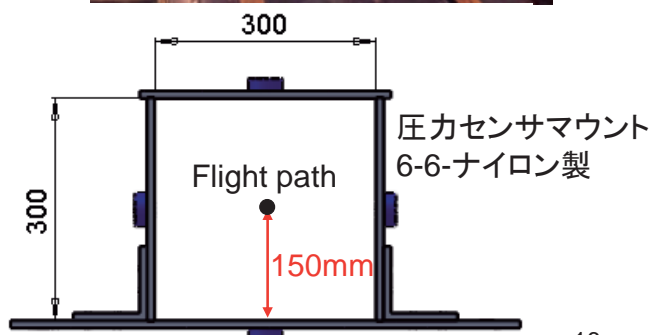
試験チャンバー後方からの写真



シュリーレン法による可視化範囲



上下には飛行方向にもセンサーを配置

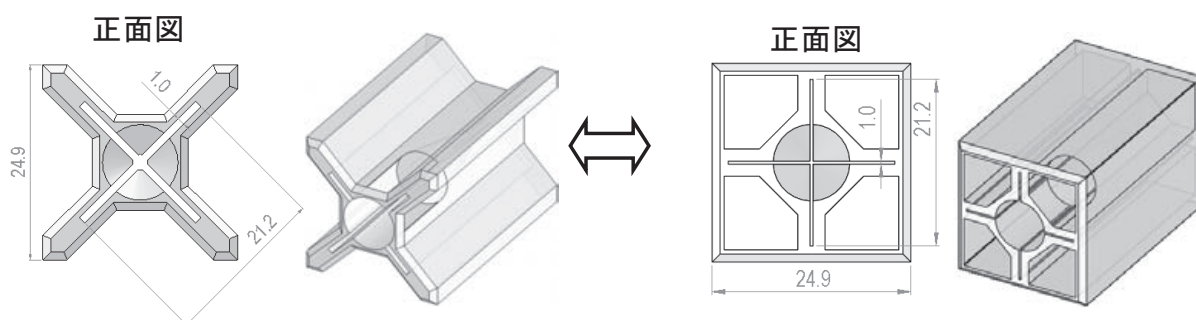


軸対称位置に4つのセンサーを配置

16

今後の予定

1. 衝突機構の製作と分離性能試験
2. D-SEND#1の射出時の回転方向の向きを調整するサボの設計・製作



3. D-SEND#1のスケールモデルの射出実験

JAXA事務棟1号館 講堂 平成22年11月26日

ソニックブーム長距離非線形伝播 CFD解析ツールの開発の進捗状況

酒井武治
名古屋大学

内容

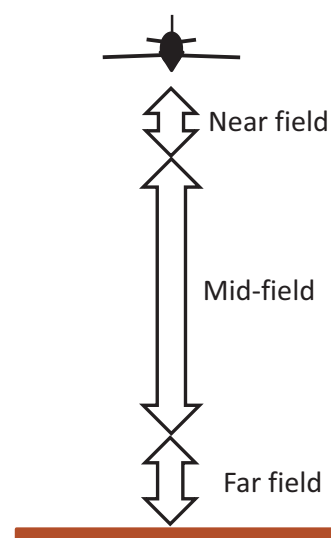
- ・本研究の位置づけとこれまでの成果
- ・詳細振動励起反応過程を組み込んだCFD法の開発
- ・初期平面衝撃波が分散される過程のシミュレーション
- ・まとめ

静粛超音速機技術の研究開発に おける本研究のターゲット

・中間場でのソニックブームの伝播過程の 正確な評価

- ー近傍場圧力波形の詳しい情報が
予測できる
- ー遠方場での大気乱流の影響を
明らかにしたい

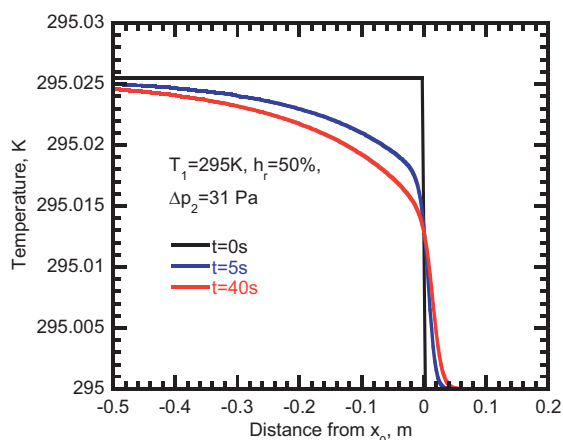
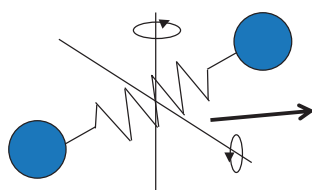
・他のブーム伝播解析コードにおける 分子振動緩和モデルの検証



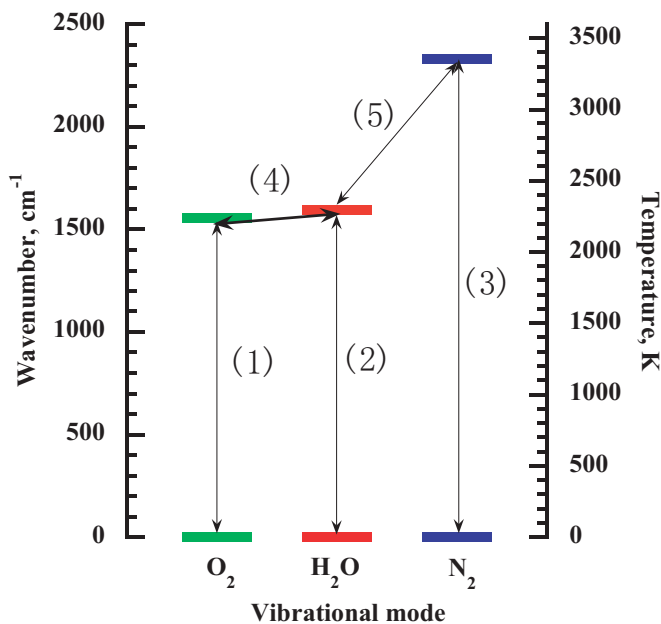
振動エネルギー緩和過程を考慮した 1次元圧縮性粘性流れ場コードの開発 (FY21-)

- 並進-回転モードと振動モードのエネルギー交換過程をモデル化し計算
- $a_e < u_s < a_f$ での波の分散特性を開発したCFDで調べ厳密解と良好な一致
- 球面衝撃波伝播問題での実験を程よく再現
- バーガス方程式による計算結果(山本ら, 2010)とよく一致

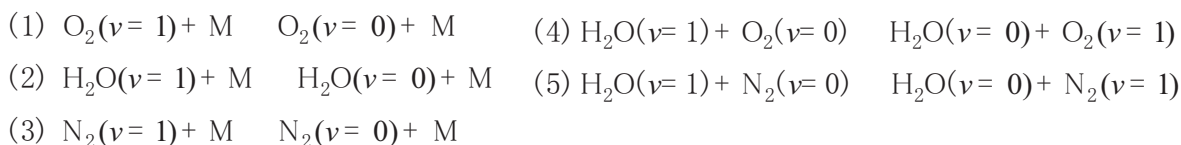
並進・回転・振動モード



分子の振動エネルギー準位と遷移

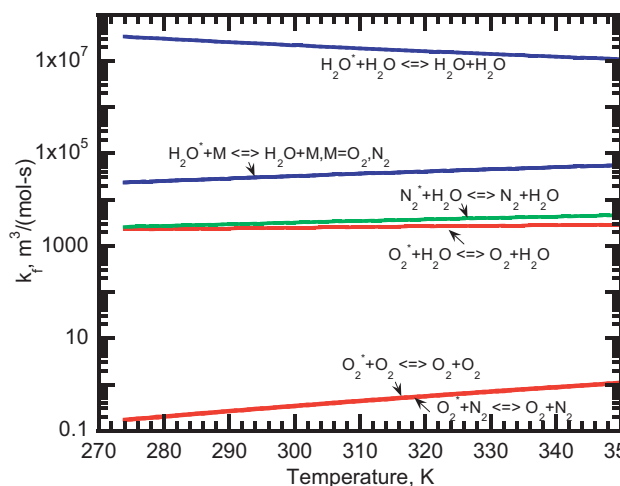


- 並進-振動エネルギー、振動-振動エネルギー交換反応が寄与

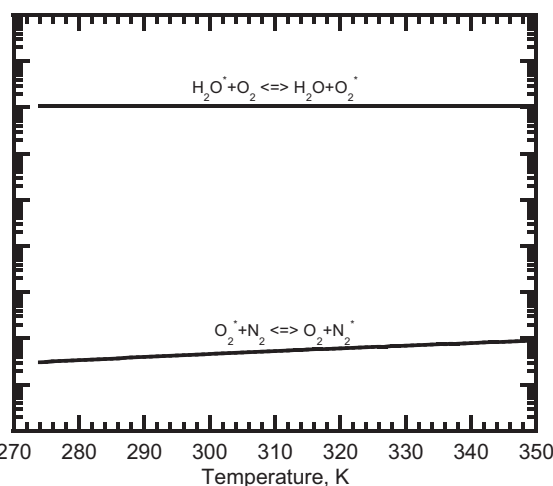


振動励起反応レート(Bass, 1980)

並進-振動(VT)エネルギー交換反応



振動-振動(VV)エネルギー交換反応



- 空気化学種の振動励起反応は水分子の寄与が大きい
 - 水分子のVT反応速度は高い
 - 水分子-酸素分子VV反応速度が高い
 - 衝撃波背後では H_2O 励起 \rightarrow O_2 励起 \rightarrow N_2 励起

目的

- 長い距離を伝播する衝撃波の分散特性に振動-振動エネルギー交換過程がどの程度影響するか明らかにする

— 水蒸気を理想気体として含む空気混合気体に対し、
基底・第一励起準位間の振動励起反応過程を
含めたCFDコードの構築

計算方法(Present model)

•1次元オイラー方程式

- 化学種質量・運動量・全エネルギー保存式
- $O_2(v=1)$, $N_2(v=1)$, $H_2O(v=1)$ の質量保存
- 9振動励起反応
- 詳細釣り合い条件から逆反応レートを評価
- 各化学種の質量分率と元素種の保存関係から
基底状態($v=0$)の化学種密度を求める
- 移動格子有限体積法
- AUSM-DVスキーム、MUSCL法
- 2段階ルンゲクッタ法
- 飽和蒸気圧・温度・相対湿度から絶対湿度を求める

計算方法(Sakai 2009 model)

- 質量・運動量・全エネルギー・振動エネルギー保存式
- Landau-Teller型振動緩和式(振動緩和時間はBassら(1995))

$$\frac{de_{v_i}}{dt} = \frac{e_{v_i}^*(T) - e_{v_i}(T_{v_i})}{\tau_i}, \quad e_{v_i}(T) = \frac{R\theta_{v_i}}{\exp(\theta_{v_i}/T) - 1}$$

$$\frac{1}{\tau_{O_2}} = \frac{2\pi p}{p_{ref}} \left\{ \left(\frac{T_{ref}}{T} \right)^{\frac{1}{2}} \left[9 + 28000h \exp \left(4.17 \left\{ \left(\frac{T_{ref}}{T} \right)^{\frac{1}{3}} - 1 \right\} \right) \right] \right\}$$

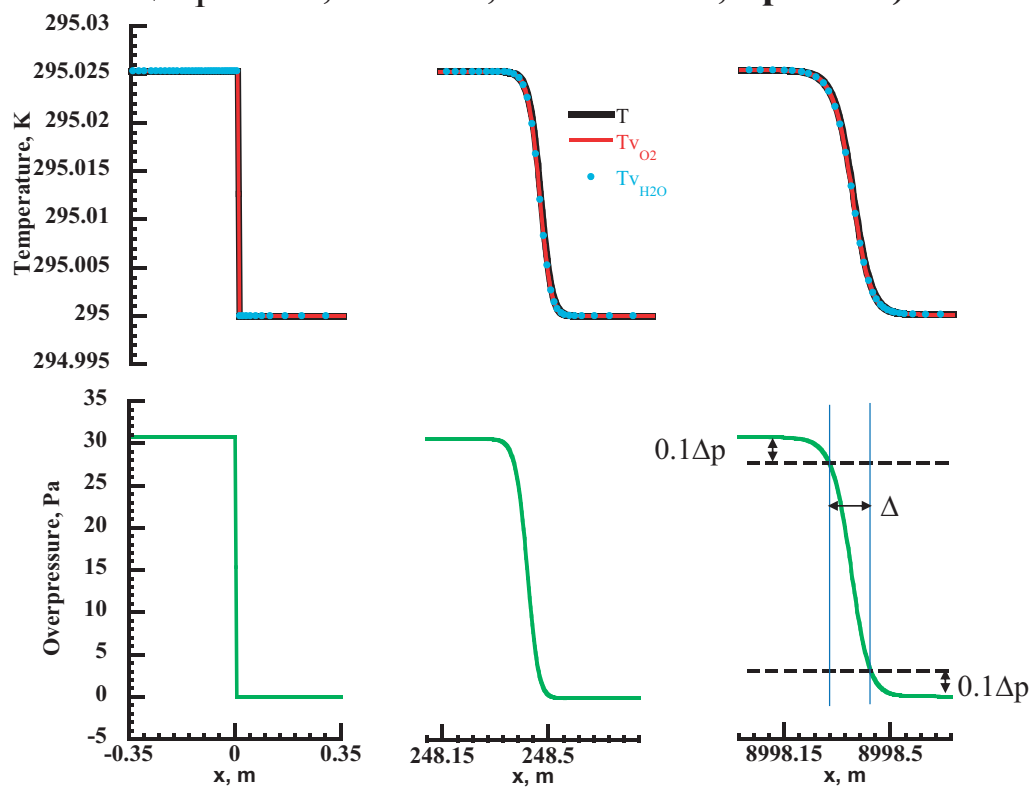
$$\frac{1}{\tau_{N_2}} = \frac{2\pi p}{p_{ref}} \left\{ 24 + 4040000h \frac{0.02 + 100h}{0.391 + 100h} \right\}$$

h : 絶対湿度%

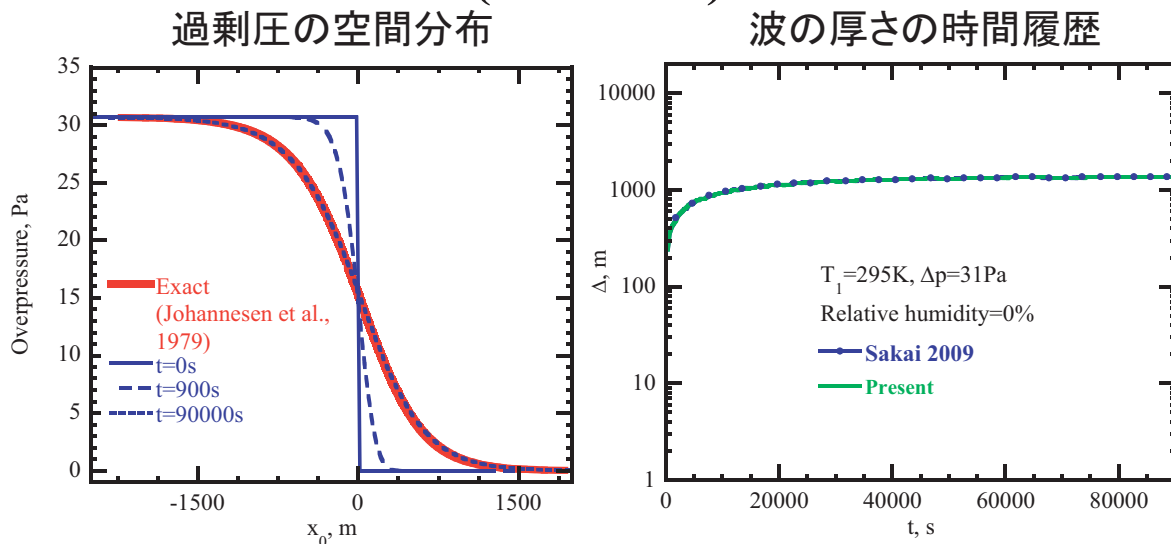
p_{ref} , T_{ref} : 標準状態での圧力と温度

O₂+H₂O混合気

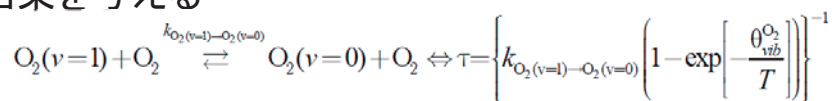
波が十分に分散される条件での計算結果
 ($T_1=295\text{K}$, $hr=50\%$, $Me=1.00013$, $\Delta p=31\text{Pa}$)



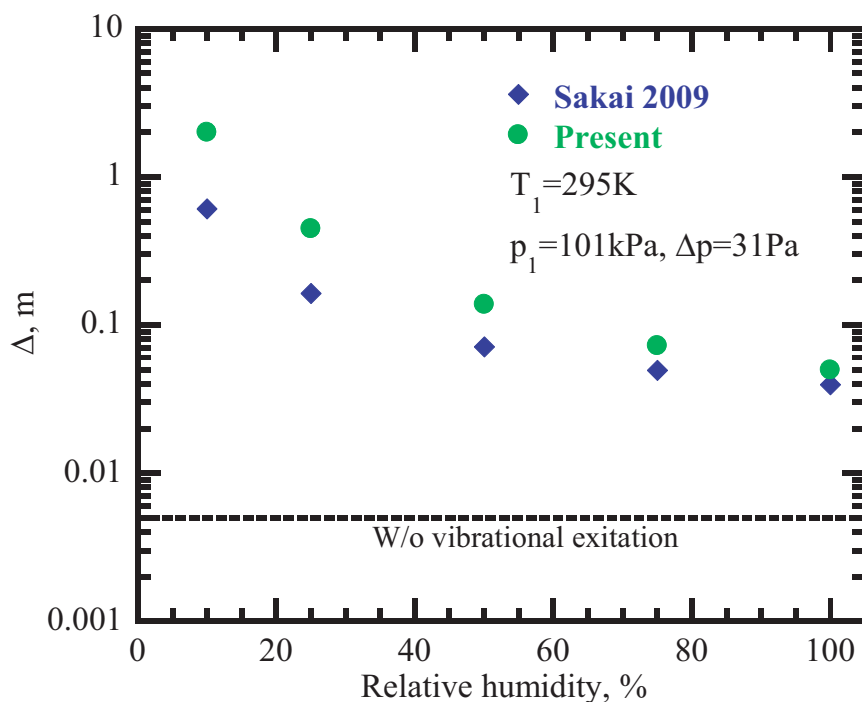
首尾一貫した条件での両モデルの計算結果 (100% O₂)



•同一の振動励起過程を二つのモデルを使って計算しても
同じ結果を与える



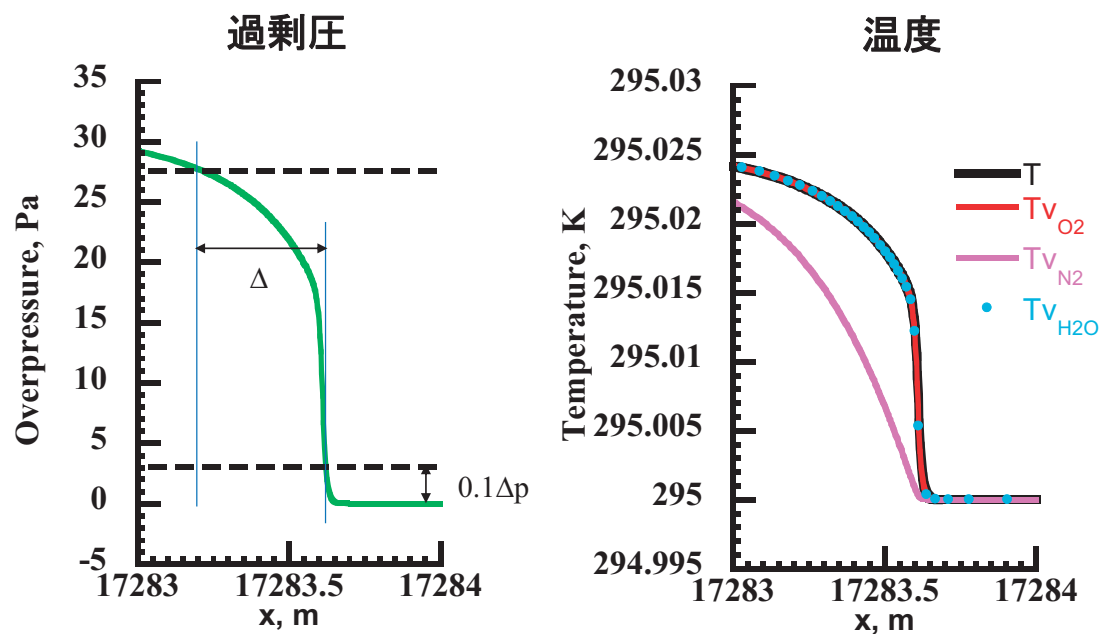
分散された波の厚さの湿度依存性



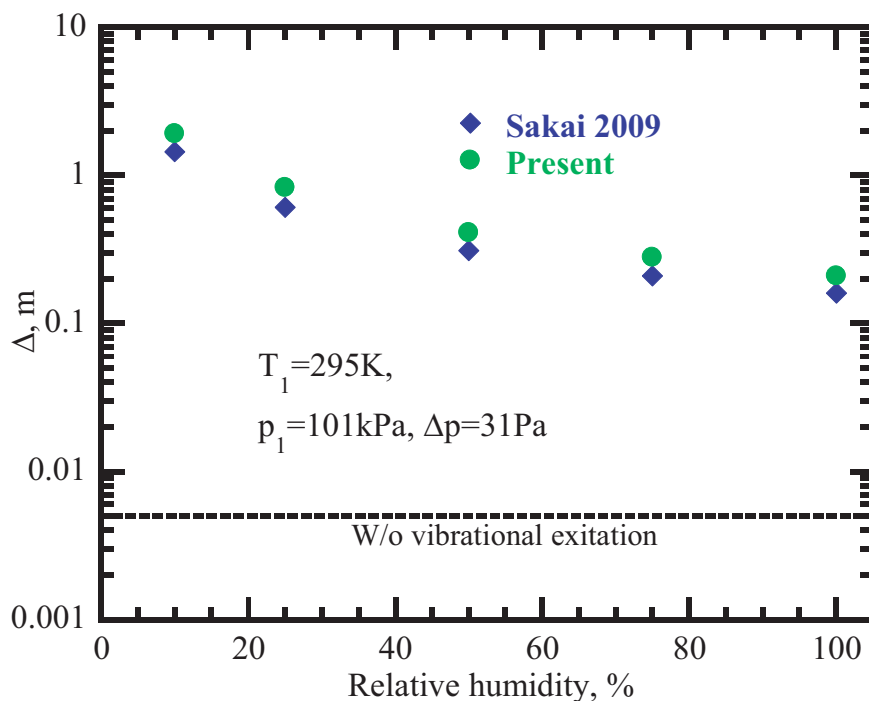
•相対湿度が10%で約3倍、100%で約1.2倍

N₂+O₂+H₂O混合気

過剰圧と温度の空間分布(t=50s) ($T_1=295\text{K}$, $hr=50\%$, $Me=1.00013$, $\Delta p=31\text{Pa}$)



分散された波厚さの湿度依存性



まとめ

- 空気＋水蒸気混合気での振動励起詳細反応を含めたCFDコードを開発
 - 湿度が低いと $\Delta \rightarrow$ 大
 - 平面衝撃波伝播問題における1条件に対し、
 $\Delta(\text{Present}) = 1.3 \times \Delta(\text{Landau-Teller緩和式})$
 - 実在大気の湿度範囲内では、N₂-O₂間の振動-振動交換反応の分散特性への寄与は小さい



ソニックブーム長距離非線形伝播音響解析ツール開発 および ソニックブーム波形に対する大気乱流効果に関する研究

航空プログラムグループ公募型研究報告会
2010年11月26日@JAXA調布航空宇宙センター

主担当者 大林 茂, 山下 博
東北大学流体科学研究所 大林研究室



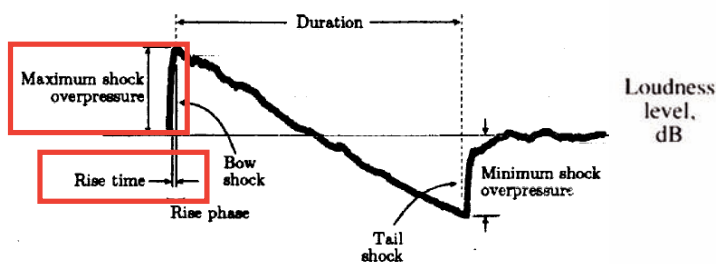
発表内容

- 研究背景
- 最近の研究内容報告
 - ① 大気吸収効果を考慮した音響解析ツール開発
 - ② 大気乱流モデリングの高精度化に関する検討

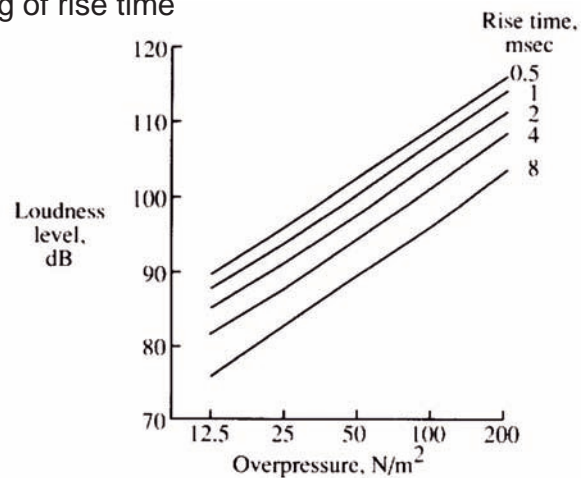


Background

- Sonic boom is characterized by overpressure and rise time
 - Overpressure and rise time strongly affect "loudness level"
 - ✓ Loudness decreases with decreasing of overpressure;
 - ✓ Loudness decreases with increasing of rise time



Carlson, H. W., NASA SP-147, p.10.



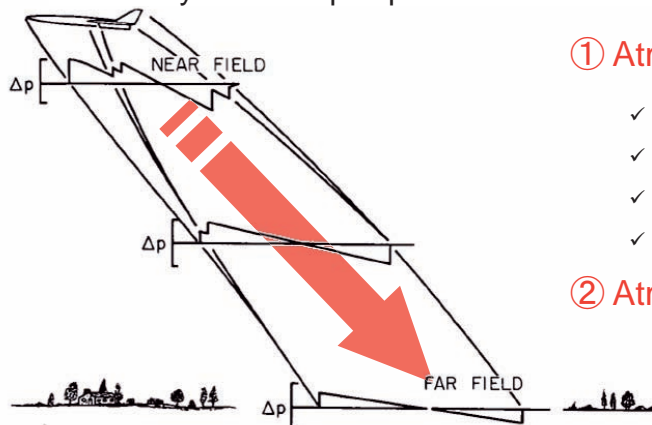
Shepherd, K. P., NASA TP-3134, Fig.6

2



Rise Time Estimation

- Atmospheric absorption and turbulence are important factor on rise time
- Waveform Parameter method cannot estimate rise time
 - Necessary to develop improved estimation method



Carlson, H. W., NASA SP-147, p.10.

① Atmospheric absorption effect

- ✓ Viscosity
- ✓ Heat conduction
- ✓ Rotational relaxation
- ✓ Vibrational relaxation of O₂ & N₂

② Atmospheric turbulence

3



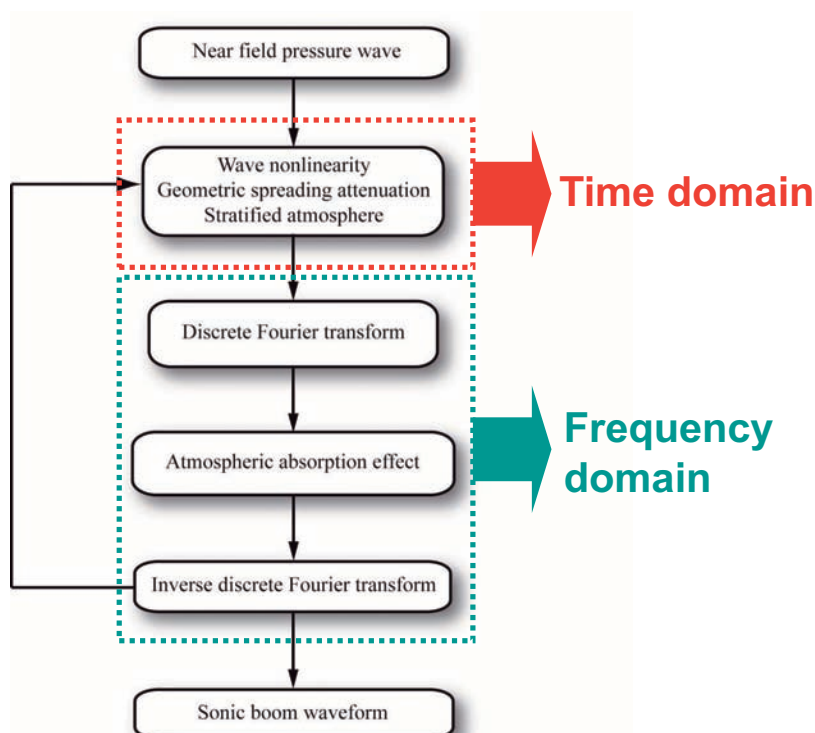
Research -1

- Development of the estimation method considering the atmospheric absorption effects
 - Investigation of the absorption effects on sonic boom waveform
- ✓ The method is developed based on the waveform parameter method
 - ✓ Numerical analysis is performed with standard atmospheric condition; relative humidity 0-100 [%]
 - Comparison of power spectra
 - Comparison of sonic boom waveforms
 - Variation in overpressure and rise time

4



Calculation Procedure

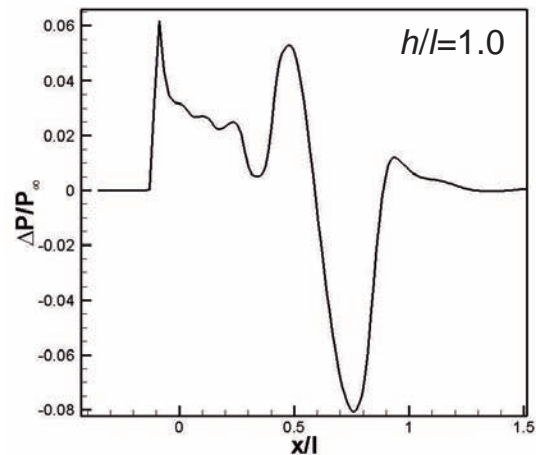


5



Procedure for Fourier Transformation

- Near-field pressure signature that can produce double N-type boom
- Setups for DFT and IDFT:
 - Sampling rate $f_s = 27$ [kHz]
 - Sample points $N = 16,564$
 - Zero padding between $-150 \sim 450$ [ms]
 - Hanning Window function
 - Amplitude spectrum is subtracted due to the absorption effects
 - Phase spectrum is conserved

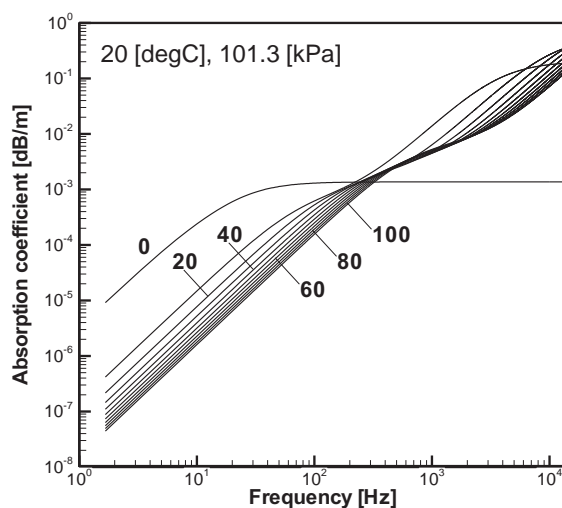


6



Atmospheric Absorption Coefficient

- The coefficient α [dB/m] is function of...
 - Frequency f [Hz]; Temperature T [K]; Pressure [Pa]; Humidity h [%]
- The coefficient represents pure tone attenuation in air



- Viscosity
- Heat conduction
- Rotational relaxation
- Vibrational relaxation of O_2 & N_2

ISO-9613-1 "Acoustics-Attenuation of sound during propagation outdoors-Part-1"

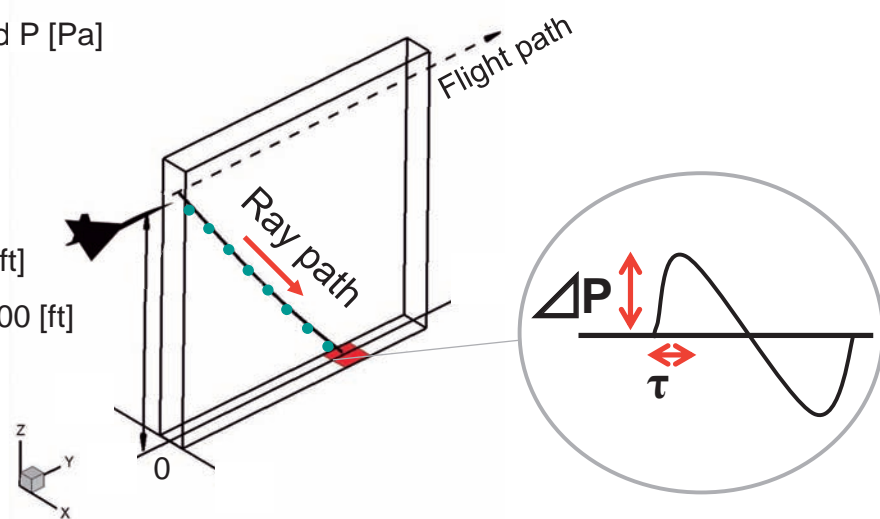
7



Sonic Boom Calculation

- Waveform Parameter method
 - Standard atmosphere; no winds
 - Relative humidity was fixed between 0 to 100 [%] for each calculation
 - Absorption effect is applied every 500 [ft] propagation by reference to the ambient T [K] and P [Pa]

- $M = 2.0$
- Aircraft 300 [ft]
- Altitude 60,000 [ft]

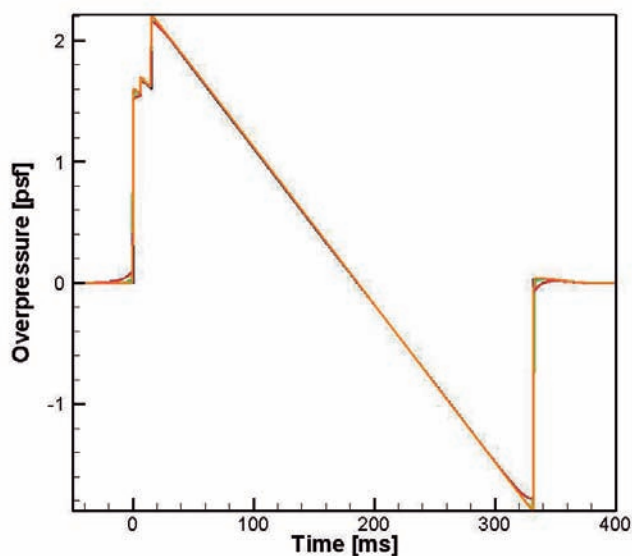


8



Comparison of Sonic Boom Waveforms

- Waveforms change from abrupt waveform into round-peak waveform
 - Rounded parts are found at every abrupt shock parts

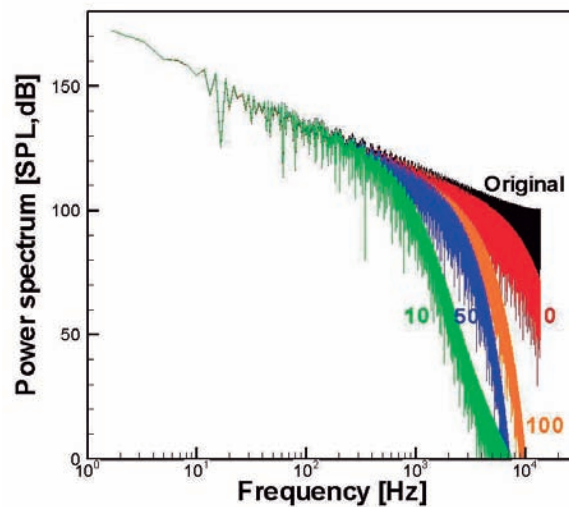


9



Comparison of Power Spectra

- Power spectra are similar in lower frequency area below $f < 100$ [Hz]
- The spectra are reduced in higher frequency area
 - Result of $hr = 10$ [%] shows significant reduction in the spectrum

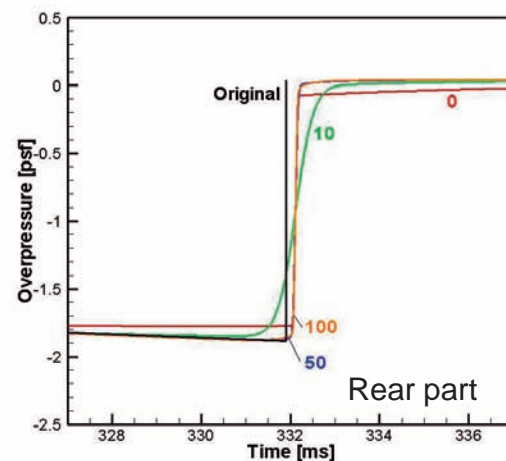
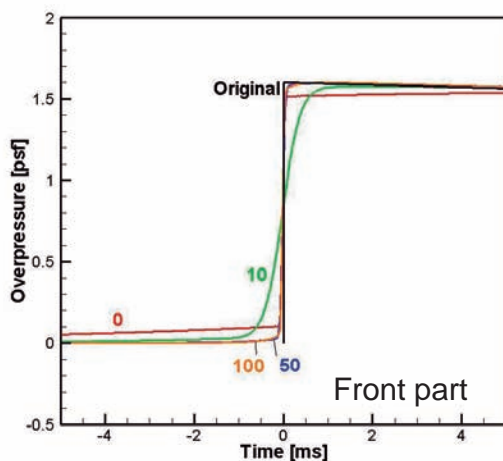


10



Front and Rear Shocks

- Original waveform has actually “zero” rise time at front and rear shocks
- Finite rise time occurs due to atmospheric absorption effects
 - Result of 10 [%] relative humidity has larger rise time, due to significant reduction of power spectrum in high-frequency domain

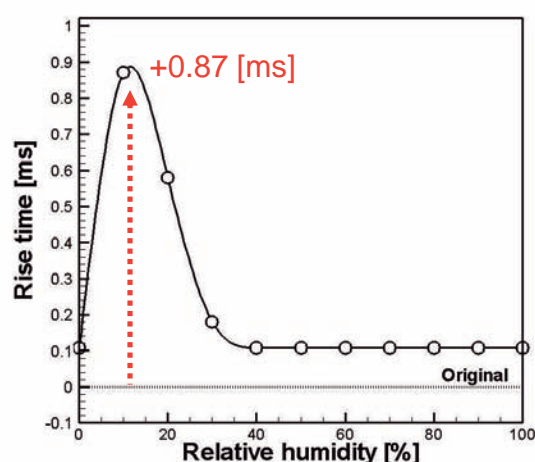
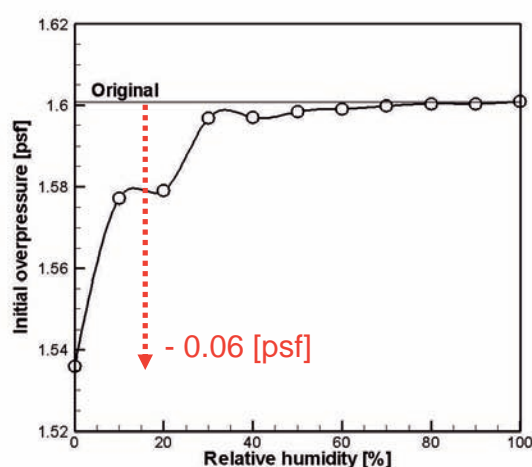


11



Variation in Overpressure and Rise Time

- Almost all cases have decreased overpressures
 - Initial overpressure decreases with lower humidity
- All cases have finite rise time
 - Rise time: maximum around 10 [%] relative humidity



12



Future Works -1

大気吸収効果を考慮した音響解析ツール開発

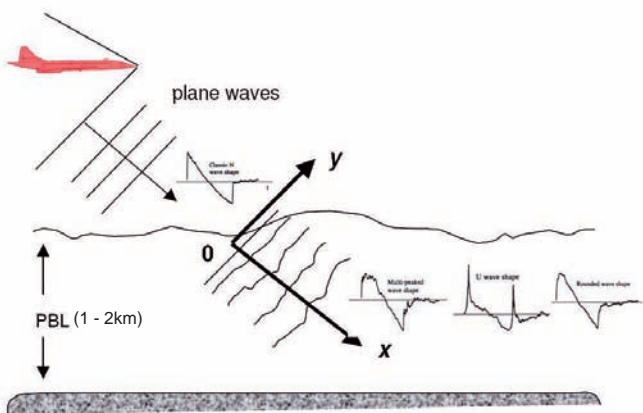
- プログラムの改良
 - 適切な数値解析パラメータの探索
適切な大気減衰計算の回数, 解析対象とする周波数領域の決定など
 - 計算コストの削減
- 数値解析結果の検証
 - 代表波形を用いて比較
 - CFDベースの非線形伝播解析モデルと比較
- 波形パラメータ法への組込
 - 超音速機設計ツールとして望まれるプログラム形態を確認

13



Atmospheric Turbulence Effect

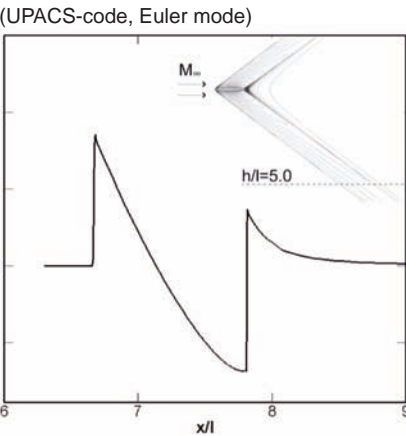
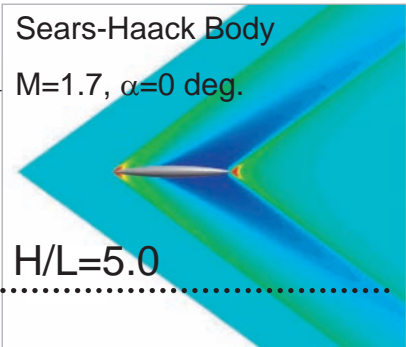
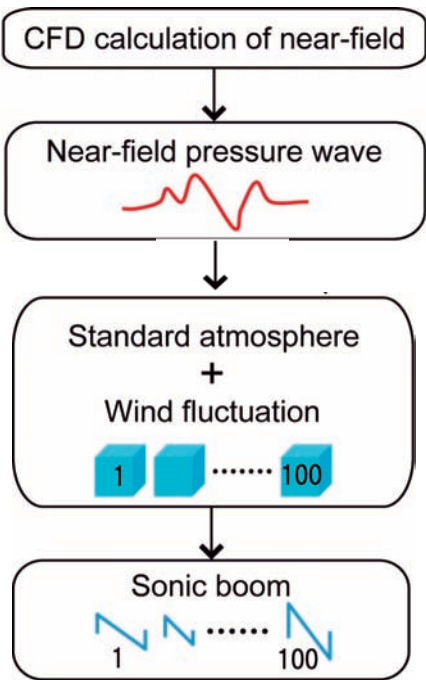
- Investigate the variability of overpressure in PBL due to atmospheric wind fluctuation



Olivier, Sébastien; Blanc-Benon, Philippe., "Numerical simulation of "low level" sonic boom propagation through random inhomogeneous sound speed fields," ICA2007.

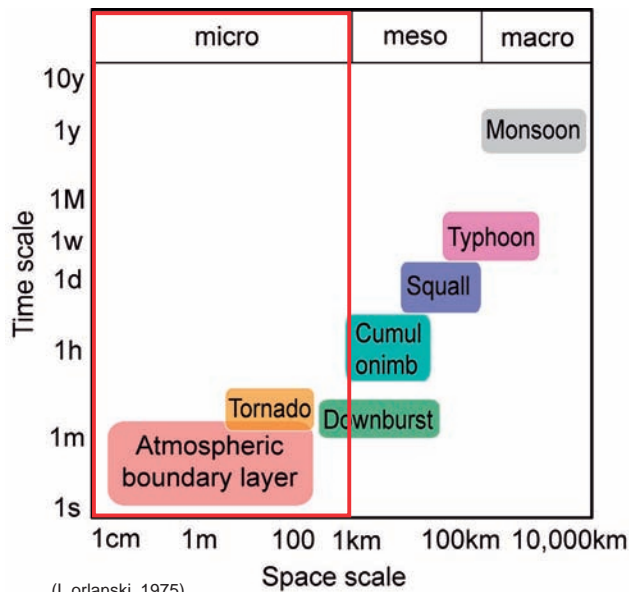


Calculation Procedure





Wind Fluctuation Model



Random Fourier mode

$$u_i(y) = 2 \sum_{n=1}^N \tilde{u}_{in} \cos(\mathbf{k}_n \cdot \mathbf{y} + \psi_n) \sigma_n$$

Energy spectrum of von Karman and Pao

$$E(k) = \left(\frac{2}{3}\right)^{\frac{3}{2}} \frac{K^{\frac{5}{2}}}{\varepsilon} \frac{(k/k_e)^4}{\left[1 + (k/k_e)^2\right]^{\frac{17}{6}}} \exp\left[-\frac{9}{4} \left(\frac{k}{k_d}\right)^{\frac{4}{3}}\right]$$

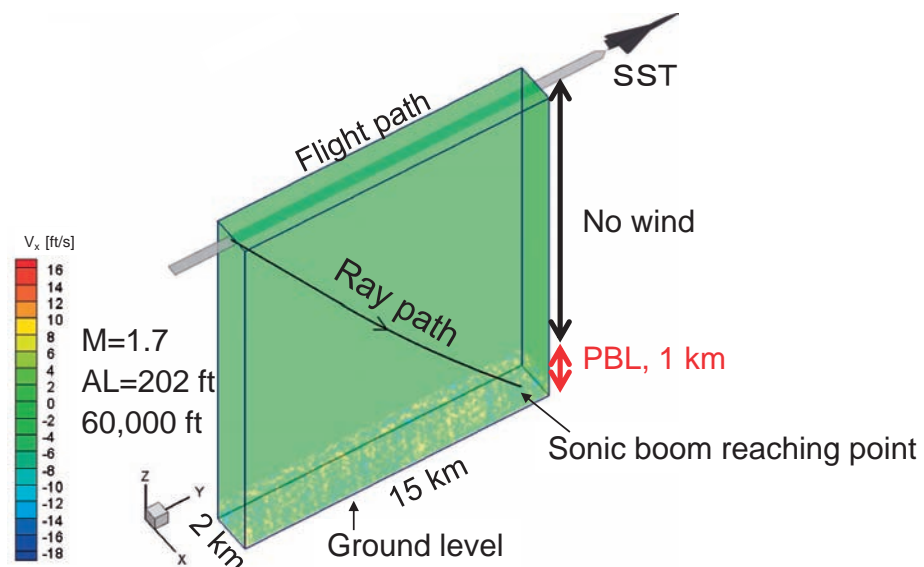
$$\Rightarrow V_{\text{rms}} = 2.5 \text{ (m/s)}$$

16



Sonic Boom Calculation

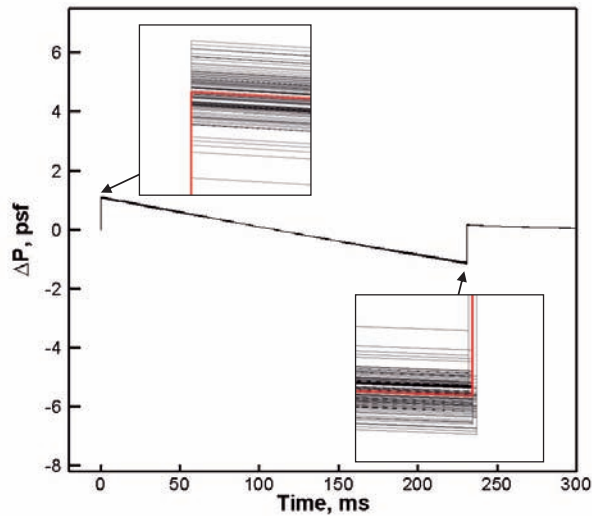
- Homogeneous wind fluctuation was generated in PBL (1 km)
- Modified Waveform Parameter method



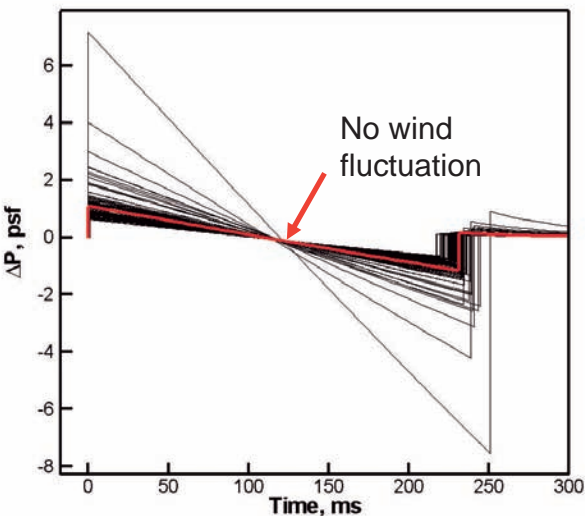
17



Variability of Sonic Boom Overpressure



PBL ($V_{rms} = 2.5, \text{ m/s}$)



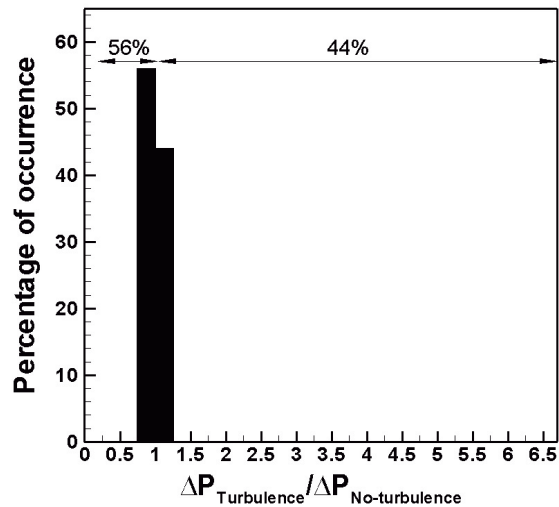
Whole region ($V_{rms} = 2.5, \text{ m/s}$)

18

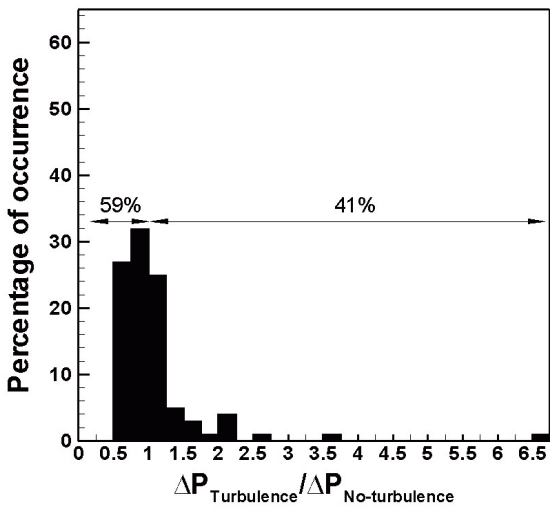


Histogram of Initial Overpressure

- Overpressure is likely to be reduced statistically



PBL ($V_{rms} = 2.5, \text{ m/s}$)



Whole region ($V_{rms} = 2.5, \text{ m/s}$)

19



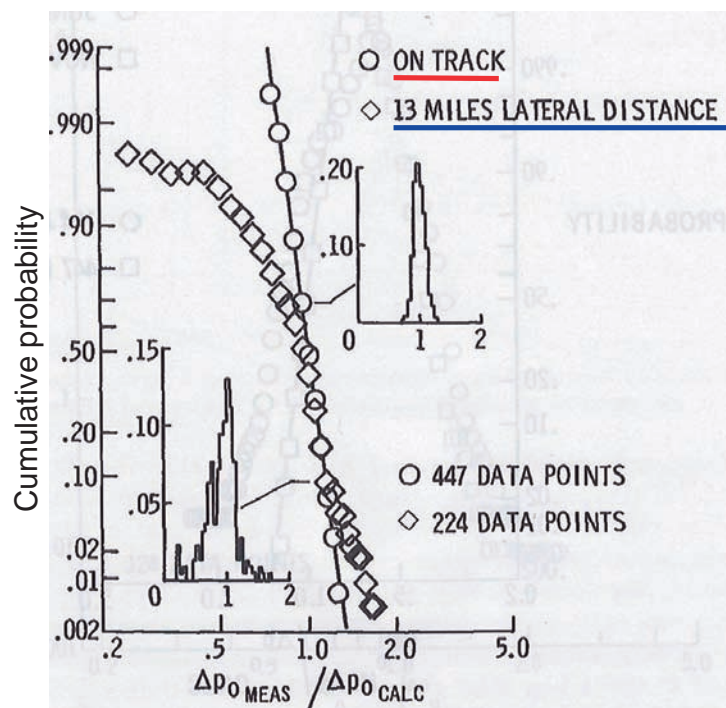
Cumulative Probability from XB-70 Flights

XB-70

(Nov. 1966 - Jan. 1967)



<http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Movie/XB-70/HTML/EM-0039-05.html>



Domenic, H., Maglieri, "Sonic Boom Flight Research-Some Effects of Airplane Operations and the Atmosphere on Sonic Boom Signatures," NASA SP-147

20



Future Works -2

大気乱流モデリングの高精度化に関する検討

- ブーム強度のばらつきに関して実測データと定性的に一致
 - 波線追跡計算に擾乱効果を取り込み、波管断面積変化を通じて地上ブーム強度のばらつきを表現
 - 波形全体に効果が反映 → Focusing / Defocusing を表現している
- 大気乱流による波形変化に関するモデルを検討
 - 波形変化の明確なメカニズムは未解明
 - 実験的研究との連携が必要

名古屋大学“ソニックブーム波形に対する大気乱流効果モデル構築のための実験的研究”

21

ソニックboom推算委託研究中間報告会
26th November, 2010
@ JAXA調布航空宇宙センター

ソニックboom波形に対する大気乱流効果 モデル構築のための実験的研究（その2）

名古屋大学大学院工学研究科

航空宇宙工学専攻 佐宗章弘

機械理工学専攻 酒井康彦、長田孝二

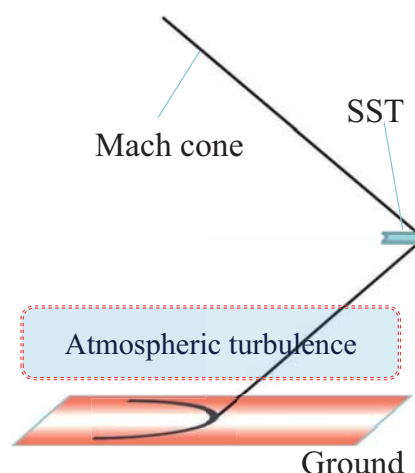
（代理報告：高木大輔（M2））

1

本研究が目指すところ

超音速機から発生する衝撃波と大気乱流との干渉によるソニックboom強度の変動に関する定量的モデル実験データを取得する

※等方性乱流である格子乱流と衝撃波の干渉実験



2

今年度の具体的課題

1 低速風洞内での微弱衝撃波発生・観測システムの構築

昨年度構築した低速風洞内での格子乱流－衝撃波干渉計測システムにおいて、より解像度の高い光学可視化計測機能を持たせ、より充実したデータが得られる実験システムを構築すること。

2 格子乱流中を伝播する衝撃波の挙動に関する実験

1項で構築したシステムを用いて、代表流速・乱流強度・乱流の代表スケール、衝撃波マッハ数を制御パラメータとしたモデル実験を行ない、光学可視化計測とともに複数の計測点において圧力変動履歴を計測する。実験は、衝撃波の挙動を統計的な処理によって把握するために十分な回数行うこと。

3

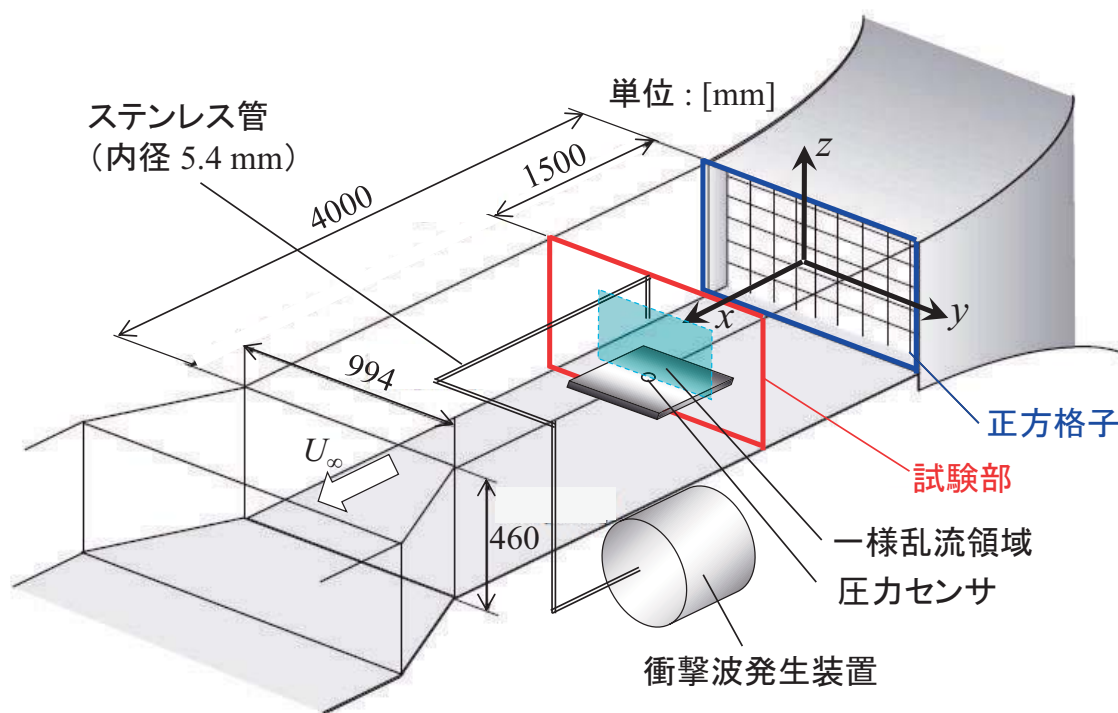
これまでの進捗

1. 格子乱流－衝撃波干渉実験システムの構築

2. 衝撃波背後の過剰圧に対する速度変動の効果に関する実験データを取得

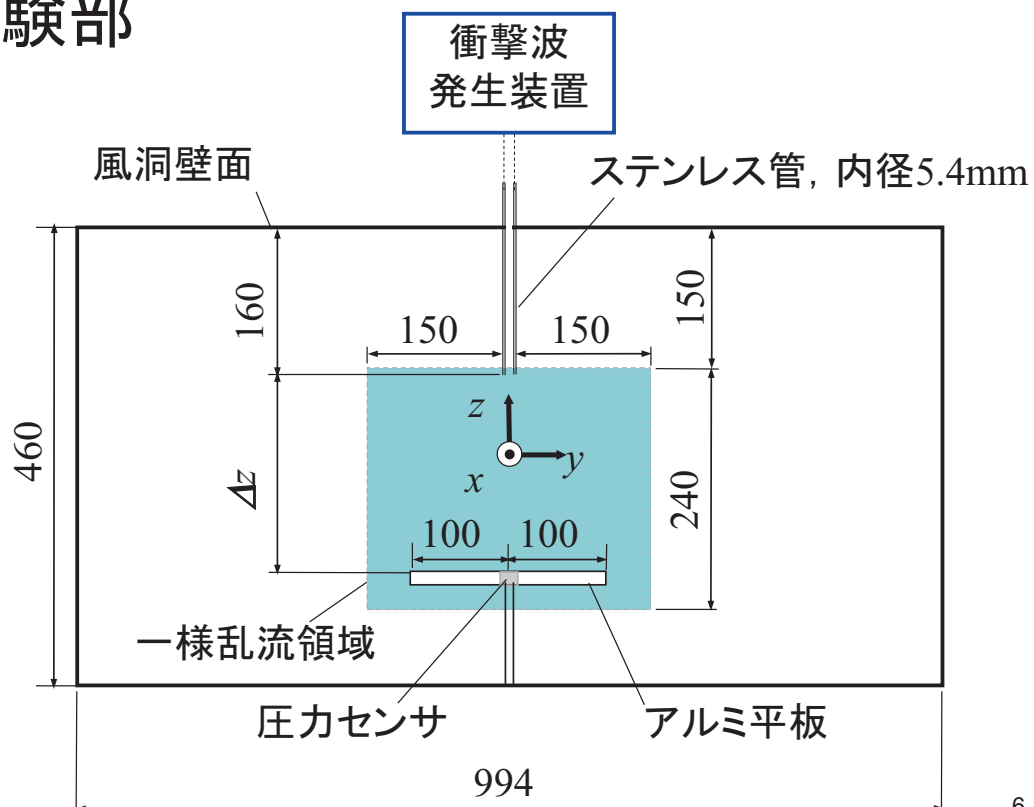
4

実験装置



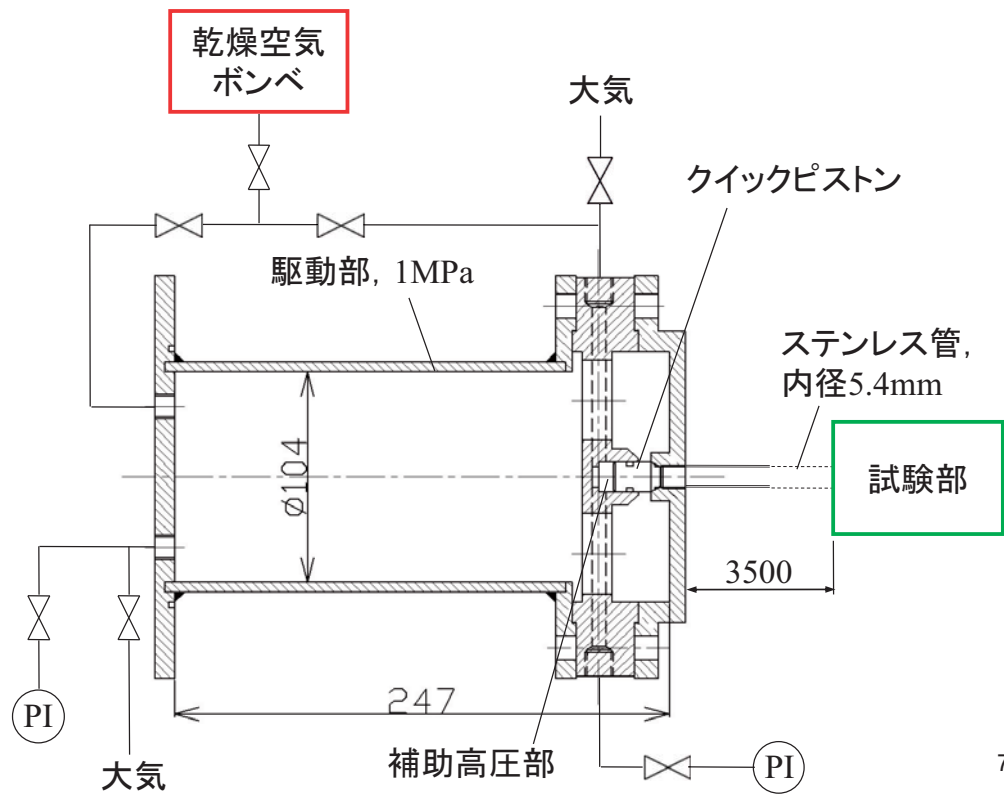
5

試験部



6

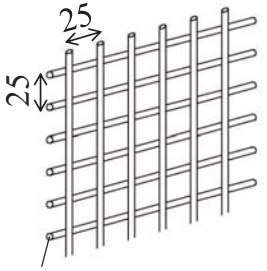
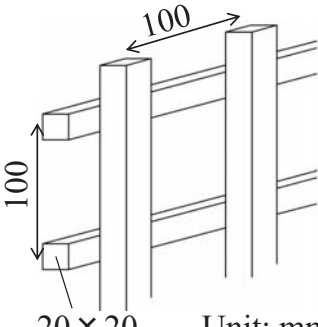
衝撃波発生装置



7

制御パラメータ

1. 乱流強度 (流れ, 格子の有無)

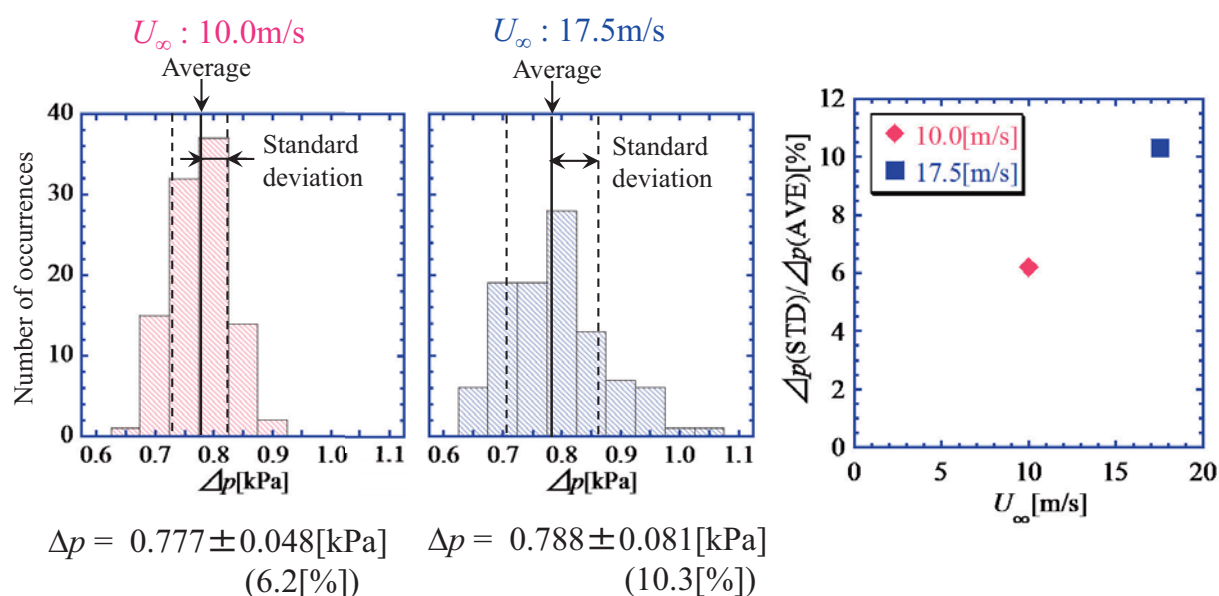
	No flow	W/o grid	Grid-A	Grid-B
格子形状	-	-	 5 dia. Unit: mm	 20 × 20 Unit: mm
乱流強度 $U_{r.m.s.} / U_{\infty} (\%)$	-	0.6 ± 0.05	1.9 ± 0.1	5.9 ± 0.2

2. 主流流速 U_{∞} : 10.0 or 17.5[m/s]

3. 衝撃波伝播距離 Δz : 100 to 200[mm]

8

主流流速 U_∞ の影響 (Grid-B, Δz : 200[mm])



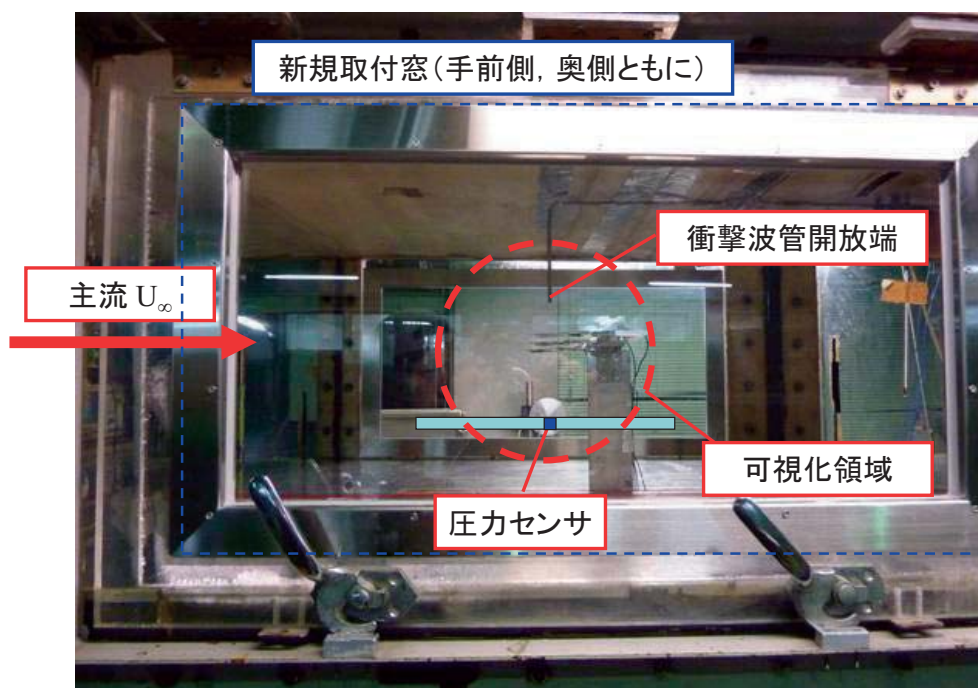
9

現在進行中のことから

1. 風洞駆動装置の高性能化(本予算の対象外)
2. シュリーレン用可視化窓の取付(完了)と光学可視化実験(これから)
3. 装置作動、データ処理の自動化による実験取得速度の向上(準備中)
4. 速度変動と乱流スケールの2独立変数による characterization
5. 圧力測定法の向上(検討中)

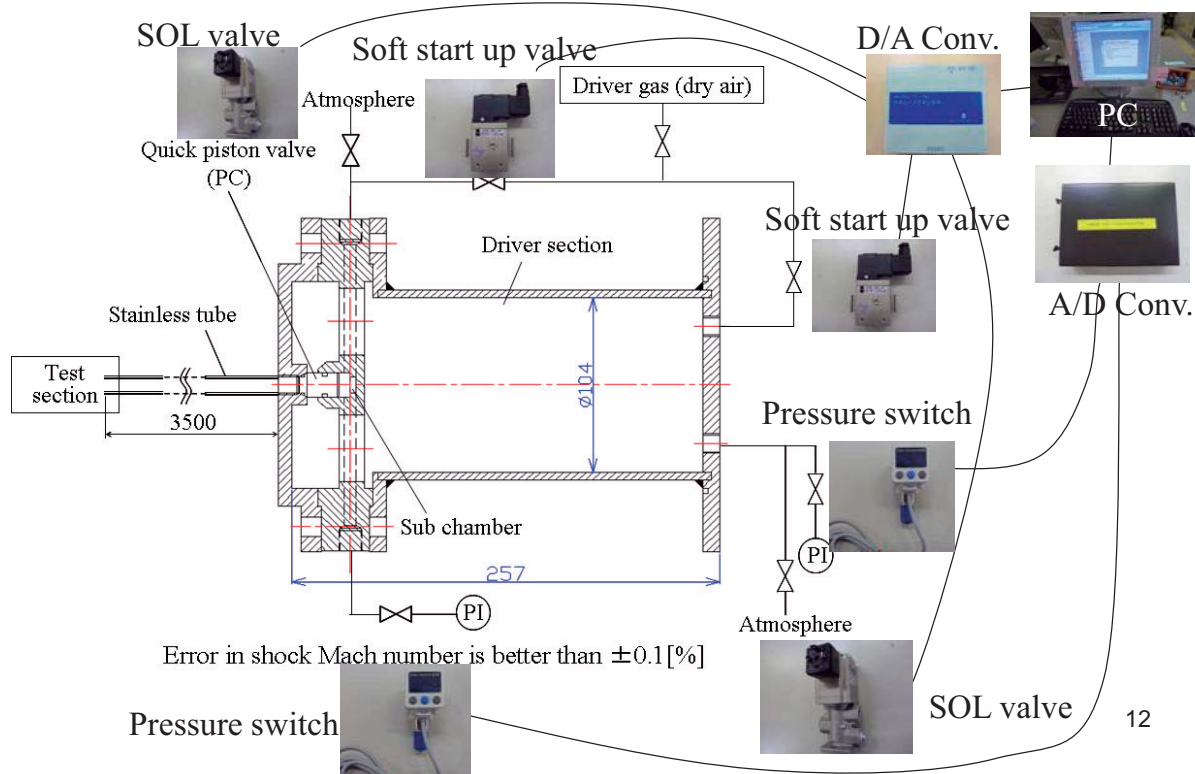
10

シュリーレン用可視化窓の取付と 光学可視化実験



11

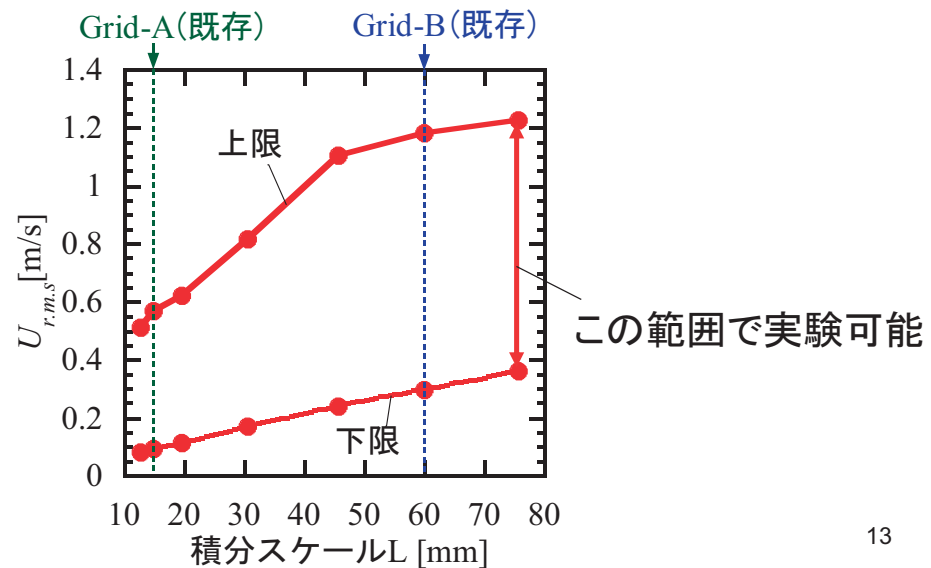
装置作動、データ処理の自動化による 実験取得速度の向上



12

速度変動と乱流スケールの2独立変数 によるcharacterization

$U_{r.m.s}$ 一定としたときに積分スケール(渦のスケールを表すパラメータ)による衝撃波背後の圧力変動を調べる



13

まとめ

- ・風洞駆動装置の高性能化
- ・シュリーレン用光学可視化
- ・装置作動・データ処理の自動化
- ・グリッドパターンの増加

により、より充実した実験データ(速度変動と乱流スケールの2独立変数によるcharacterization)を提供することを目指に頑張っています。

14

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

IHI

FSC-0572

「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

2010.11.26

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

目次

IHI

FSC-0572

1. 本研究の目的/位置づけ
2. エンジン性能検討の概要
3. 2009年度の検討結果概要
4. エンジン性能/概略寸法予測方法
- 5-1. 2010年度検討 要求仕様
- 5-2. 2010年度検討 概要
- 5-3. 2010年度検討 スケジュール

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 ^[注] 基準 Chap.4に適合
低抵抗化	揚抗比
軽量化	構造重量15%減 (コンコルド技術比)

[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/位置づけ

▶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

▶そこで、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、レファレンスエンジン^[注]を定義することを目的とする

▶なお、2009年度にJAXA委託研究として、候補エンジン^[注]1ケースの検討実施済み

[注] レ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、候補エンジン＝レファレンスエンジンの候補

背景/課題

▶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課題となる

▶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不可欠であり、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

研究目標

▶全体目標

✓小型超音速旅客機用エンジンのレファレンスエンジンを定義し、機体システムの評価に用いるエンジン性能テーブルを提示する

✓本研究を通じて、エンジン－機体の統合設計方法に関する知見を得ることが期待できる

▶2010年度の目標

✓候補エンジンの検討を行いエンジン性能等を算出する

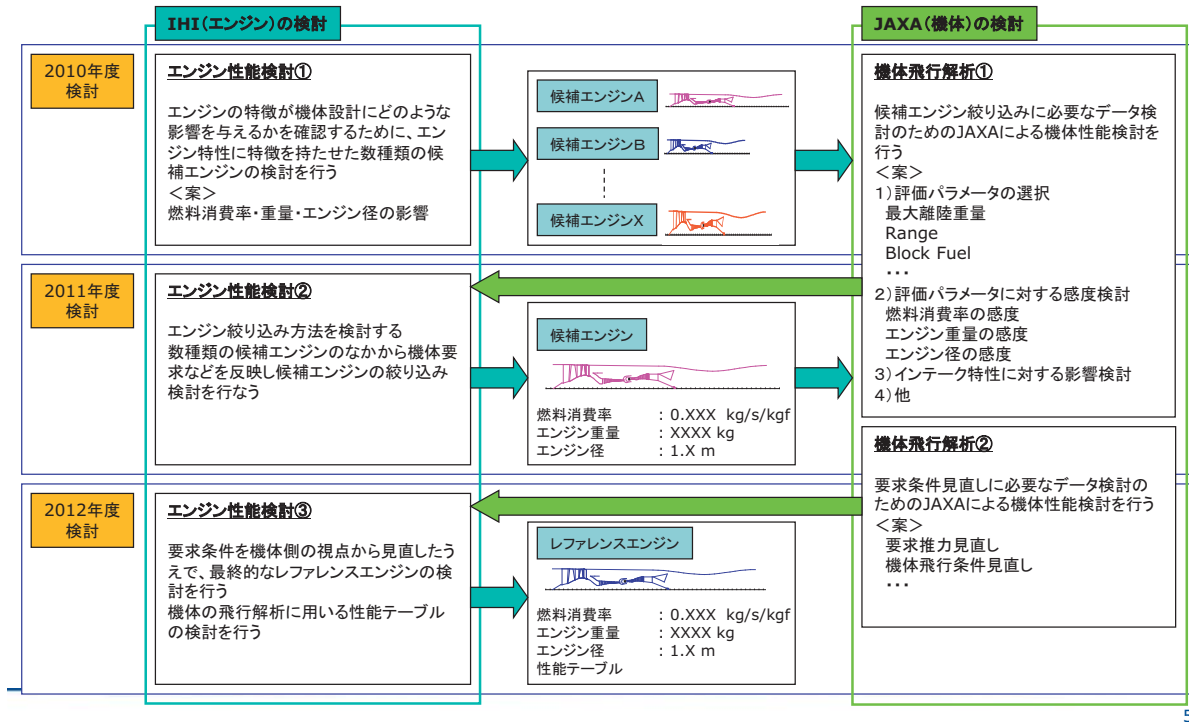
4

1. 本研究の目的/位置づけ(3/3)

IHI

FSC-0572

3年間の検討フロー(案)

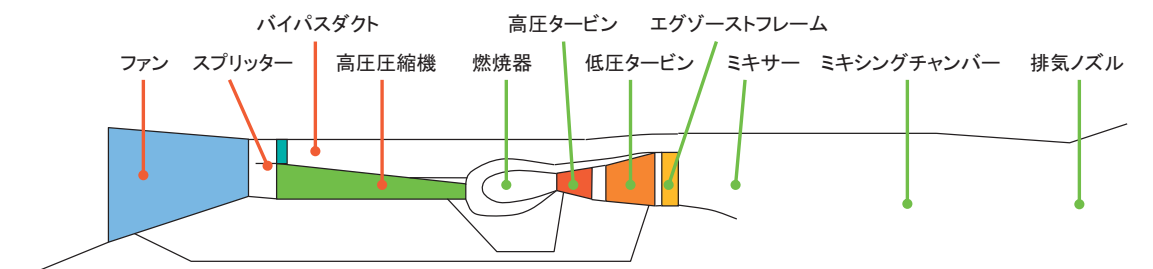


2. エンジン性能検討の概要(1/2)

IHI

FSC-0572

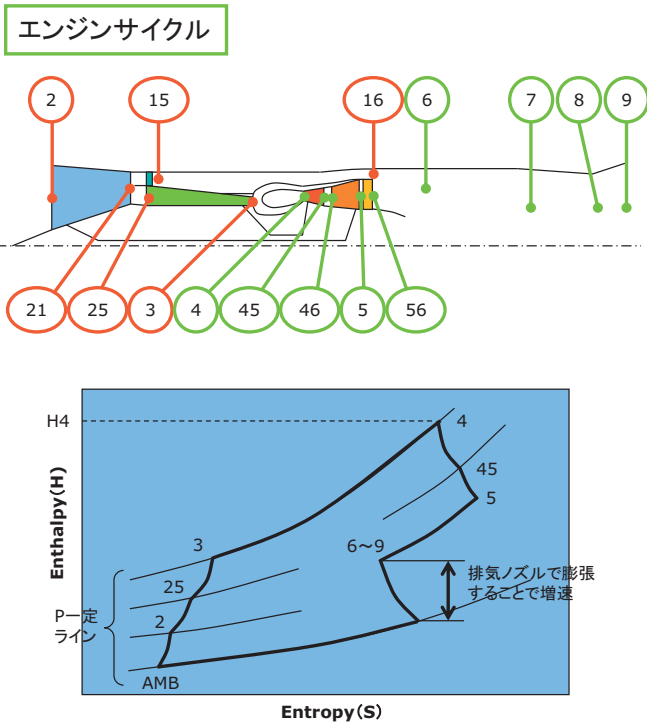
エンジン構成要素



パラメータ/用語の定義

- バイパス比 : バイパスダクト入口質量流量 / 高圧圧縮機入口質量流量
- 全体圧力比 : 高圧圧縮機出口全圧 / エンジン入口全圧
- タービン入口温度 : 高圧タービン入口全温
- コアエンジン : 高圧圧縮機～高圧タービン部分
- コア側 : 高圧圧縮機入口～エグゾーストフレーム出口
- バイパス側 : バイパスダクト入口～バイパスダクト出口

2. エンジン性能検討の概要(2/2)



ステーション番号	要素名	位置
2	ファン	入口
21		出口
25	ミッドフレームダクト	入口
3		出口
4	高圧圧縮機	入口
45		出口
5	燃焼器	入口
56		出口
6	高圧タービン	入口
7		出口
8	トランジションダクト	入口
9		出口
15	低圧タービン	入口
16		出口
21	エグゾーストフレーム	入口
25		出口
3	バイパスダクト	入口
4		出口
45	ミキサー	入口(バイパス側)
46		入口(コア側)
5	ミキシングチャンバー	入口
56		出口
6	排気ノズル	入口
7		スロット
8	排気ノズル	入口
9		出口
AMB	---	大気状態

3. 2009年度の検討結果概要

検討内容概要

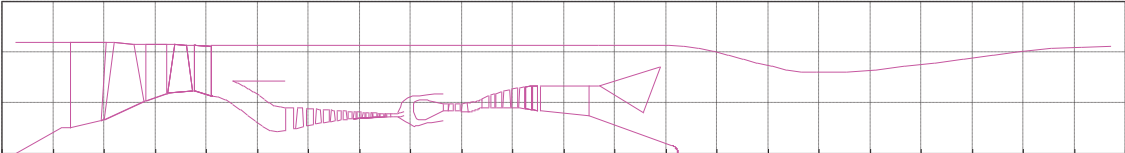
- エンジン性能予測
 - ✓熱力学的なサイクル計算により、代表的エンジン1ケースについてエンジン性能予測を行う
- エンジン概略寸法予測
 - ✓性能予測を行ったエンジンについて概略寸法を検討し、エンジン概略図を作成する
- 飛行条件
 - ✓右表参照(設計点は②「超音速巡航条件」)
- 排気速度設定
 - ✓離陸時騒音がICAO基準 Chap.4を満足する排気速度となるよう調整

#	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 ^[注]	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	亜音速巡航条件	30kft/0.9Mn/ISA	なし	なし	なし

検討結果

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

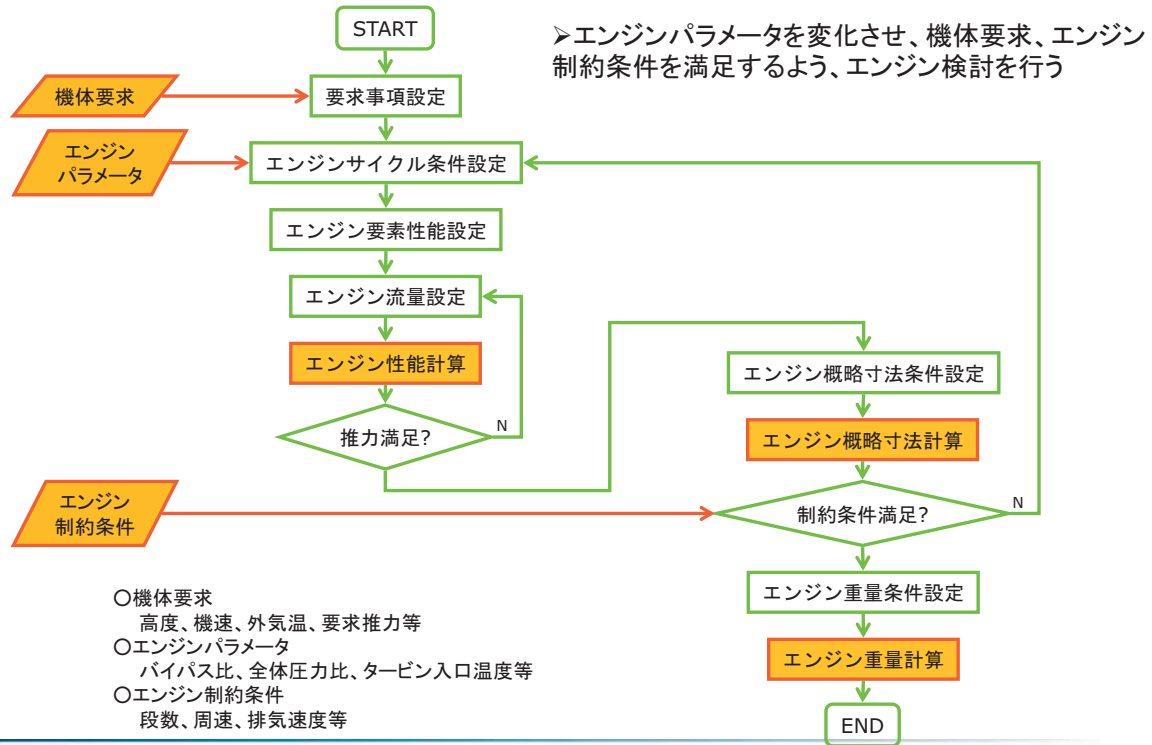
- 制約条件を満足する代表的エンジン1ケースを選び、各飛行条件におけるエンジン全体性能、各要素性能に関するパラメータ、およびエンジン重量を予測した
- 段数：ファン2段、高圧圧縮機9段、高圧タービン2段、低圧タービン4段



4. エンジン性能/概略寸法予測方法(1/2) --- 検討フロー

IHI

FSC-0572



9

4. エンジン性能/概略寸法予測方法(2/2) --- 重量予測手法

IHI

FSC-0572

概要

➤NASA TM X-2406の式をベースに推定を行う

予測式

ファンモジュール重量 : 直径、アスペクト比、段数、チップ周速の関数

圧縮機モジュール重量 : 平均径、長さ、段数、平均径周速の関数

燃焼器モジュール重量 : 平均径、長さ、高さの関数

タービンモジュール重量 : 平均径、段数、平均径周速の関数

10

5-1. 2010年度検討 要求仕様

IHI

FSC-0572

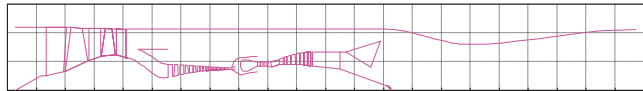
目的

➤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、2009年度の検討結果をベースとしたパラメトリックスタディを行い、諸元が様々に異なる複数の候補エンジンを選定する

エンジン想定形態(2009年度と同じ)

- 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 : 円形固定形状ノズル
- エンジンサイクル : 固定サイクル

ベースエンジン(2009年度検討結果)



パラメータ定義

- エンジン主要パラメータ(評価パラメータ) : 燃料消費率、エンジン重量、ファン径
(選定理由)航続可能距離、搭載可能燃料重量、抵抗等、主要な機体性能への影響が大きく、トレードオフの関係にあるため
- エンジン成立性評価パラメータ(制約パラメータ)
✓空力、構造、騒音成立性評価パラメータ
- エンジン設計パラメータ : パイパス比、全体圧力比、タービン入口温度
(選定理由)エンジンサイクルを決める主要なパラメータであるため

11

5-2. 2010年度検討 概要(1/2)

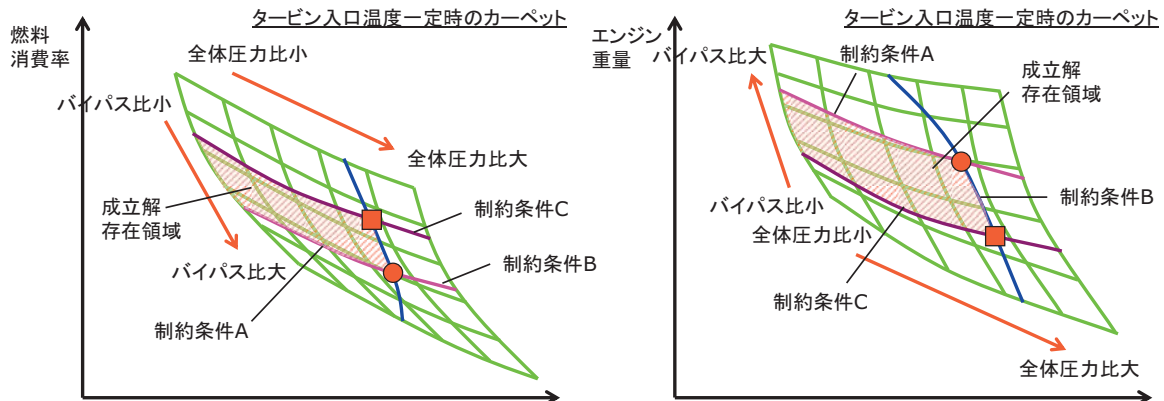
IHI

FSC-0572

パラスタおよび結果の図示方法

- パイパス比、全体圧力比、タービン入口温度を振ったときの燃料消費率、エンジン重量、ファン径のカーペット図を作成
- カーペット上に主要な制約パラメータ一定の等高線を引き、制約を満たす領域の中から候補エンジンを選択

候補エンジン... ● : 燃料消費率重視タイプ、■ : 重量重視タイプ



ただし...

制約条件を緩和すれば、上図のように存在領域内で複数の候補エンジンを選定できるが、実際には制約条件に余裕がなく、候補エンジンは条件ごとに1つに決まる可能性が高い

12

5-2. 2010年度検討 概要(2/2)

IHI

FSC-0572

候補エンジンの選定方法

➤基本的な考え方

✓機体設計への影響検討のため、エンジン主要パラメータ(燃料消費率、エンジン重量、ファン径)が様々に異なっているエンジンを複数選定

✓エンジン設計パラメータのうち、タービン入口温度はエンジン開発において重要な技術レベル(前提条件)となるため、数ケースの設定に対して候補エンジンをそれぞれ選定(バイパス比、全体圧力比は任意)

✓エンジン成立性評価パラメータのうち、排気速度は機体全体騒音に大きな影響を与えるため、数ケースの設定に対して候補エンジンをそれぞれ選定(その他のパラメータは設定範囲内)

➤具体的な手順

1. タービン入口温度と排気速度を決め、バイパス比と全体圧力比を振り、エンジン成立性評価パラメータが全て設定範囲内にあるものを抽出
2. 主要エンジンパラメータのカーペット図を作成し、タービン入口温度ごと、排気速度ごとに代表的な数ケースを選定

13

5-3. 2010年度検討 スケジュール

IHI

FSC-0572

スケジュール

#	実施内容	2010年			2011年		
		10月	11月	12月	1月	2月	3月
1	報告・調整会						
2	検討内容の立案	↔					
3	パラメトリックスタディ		↔	↔			
3-1	エンジン成立性評価パラメータの整理		↔				
3-2	計算ツールの準備・計算		↔				
3-3	トレードオフ検討・候補エンジン選定			↔			
4	報告書作成				↔		
5	報告会対応		▽ 11/26				▽ 2/26

※本スケジュールは、検討内容の調整により、適宜見直しを行う

14



気球落下超音速飛行実験の飛行経路検討 (動的計画法による飛行経路最適化)

九州大学 宮沢与和

平成22年11月26日

JAXA研究開発本部 三鷹



九州大学

公募型研究 中間発表

1

発表の構成



九州大学

1. はじめに

- 研究の目的と位置づけ
- 動的計画法
- 最適制御の数値解法

2. 動的計画法による軌道の設計

- 機体モデル
- 縦の軌道設計
- 横の軌道設計

3. まとめ

はじめに 最適制御による軌道の設計



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。

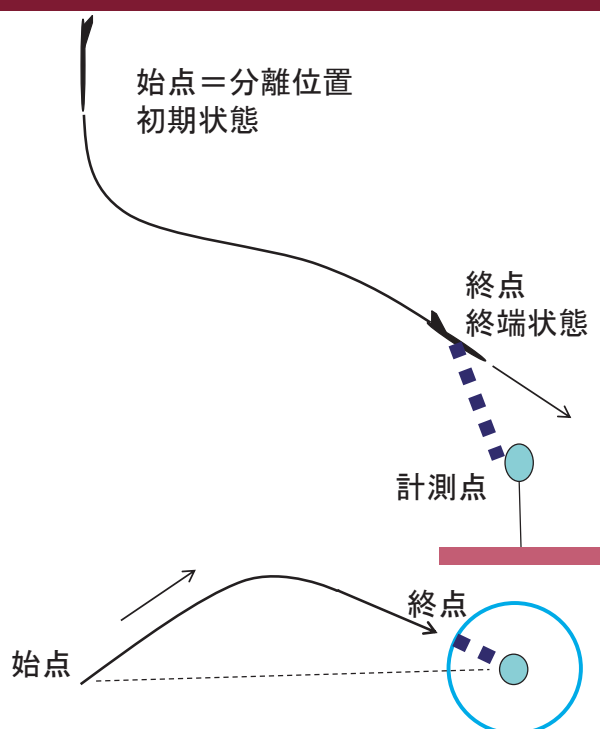
D-SEND2の実験における特徴

- 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

- 高速飛行実証フェーズ2において極めて類似した条件に対して経路生成則・誘導則の設計を行っている。
- 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。ただし、最適制御の数値解を容易に得られることが重要
- 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

気球落下超音速飛行実験の経路設計



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

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

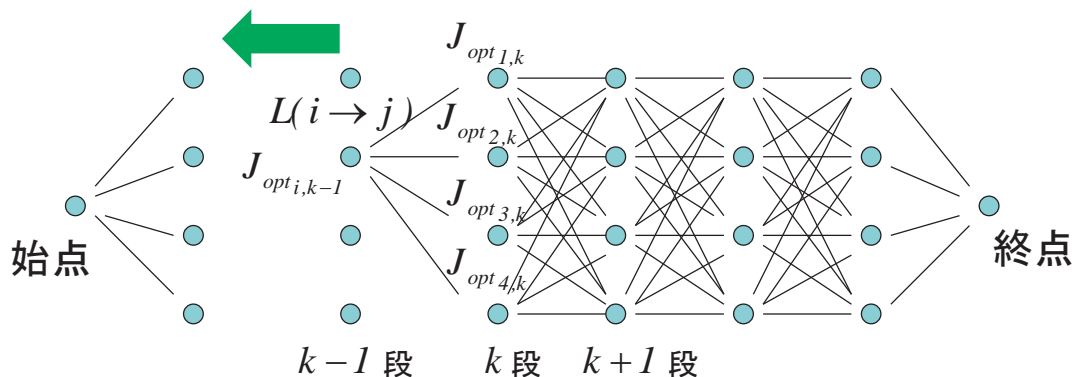
動的計画法

公募型研究 中間発表

4



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なかから最適な経路を求める。



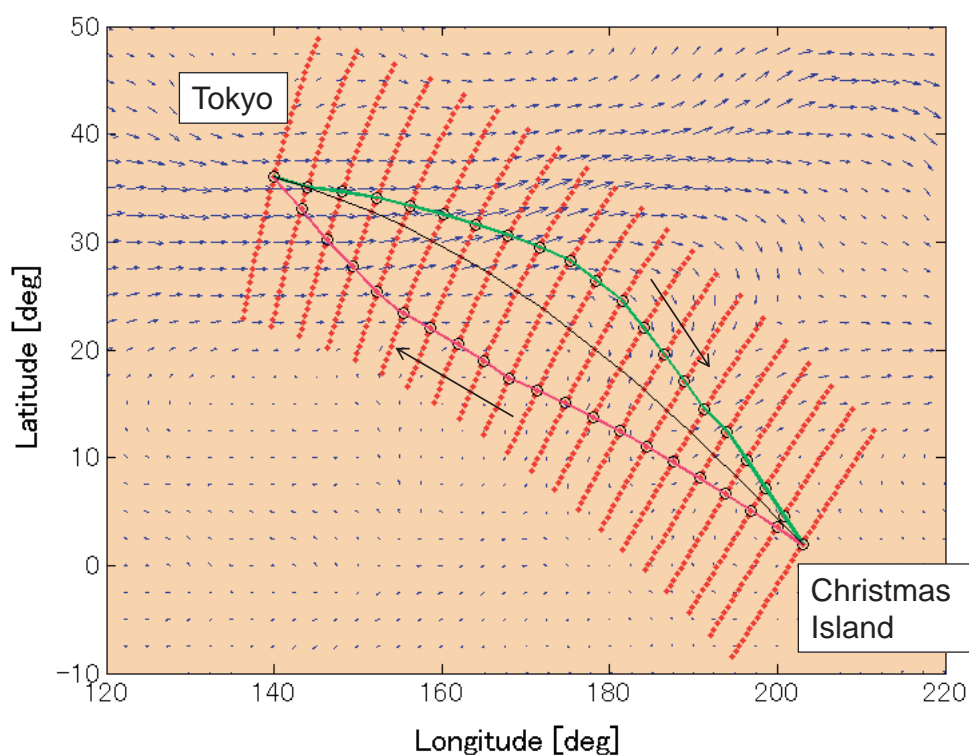
$$J_{opt\ i,k-1} = \min_{j=1,4} [L(i \rightarrow j) + J_{opt\ j,k}]$$

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

公募型研究 中間発表

5

動的計画法 風を考慮した経路(ランダム経路)



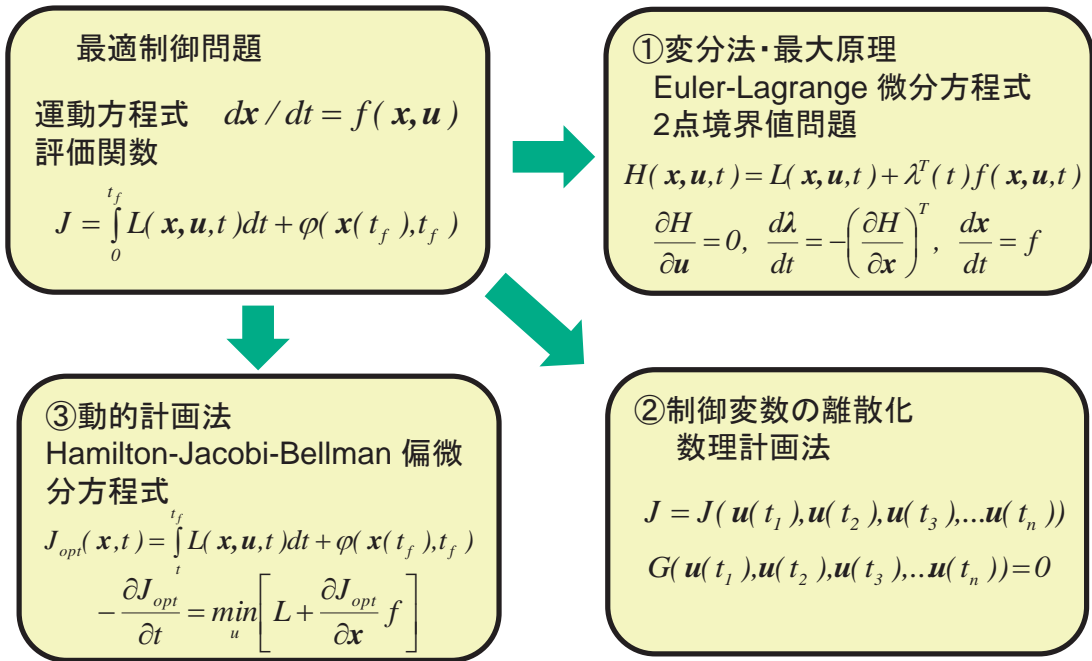
往路
7:35'55"
(optimized)
7:28'30"
復路
9:28'35"
(optimized)
9:12'20"

公募型研究 中間発表

6

九州大学

最適制御の数値解法



公募型研究 中間発表

7

九州大学

最適制御の数値解法

手法	長所	短所
Euler-Lagrange 微分方程式の解	・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同様に工夫が必要になる
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	・大域的最適解が得られる ・離散化が確立すれば条件の変更に対して手間がいない.	・次元が大きいと計算が困難になる. ・状態変数と制御変数の差が小さい場合も計算が困難になる. ・精度を確保するために離散化に工夫を要する

動的計画法による軌道設計



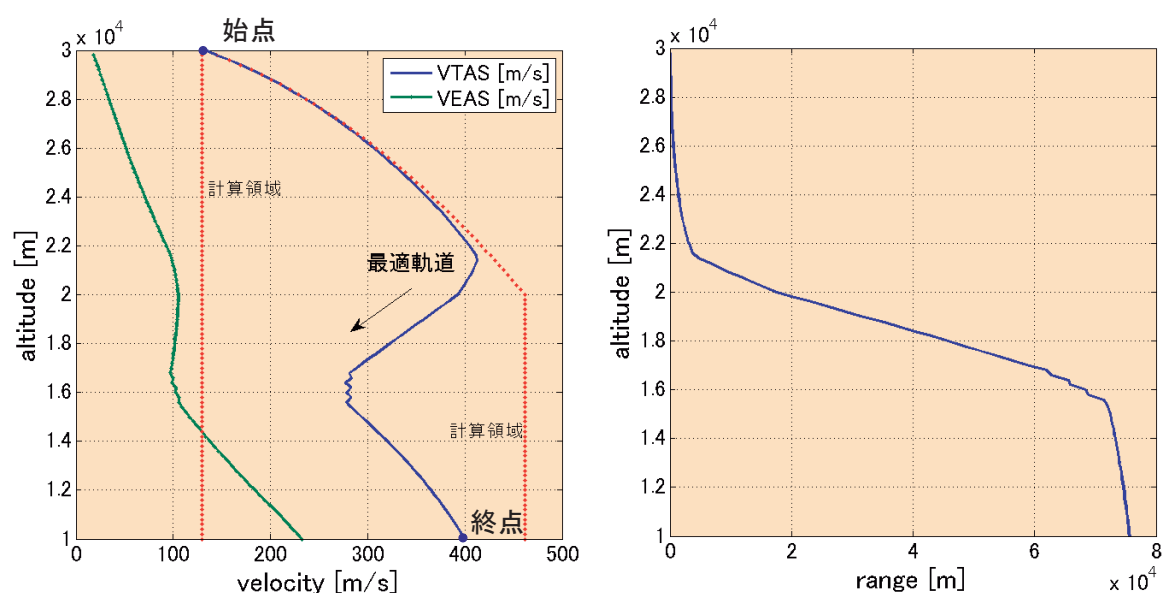
D-SEND2モデルによる3自由度の質点の運動方程式

- 重心位置を仮定, トリム計算を行いトリム空力モデルデータを作成
- 姿勢の回転運動は瞬時に変更可能として迎え角(=揚力係数)を操作量(制御変数)とした質点の運動方程式を用いる
- 横の運動を伴わない縦の運動(高度, 速度, 経路角)を解析
 - 予備検討 状態量(高度, 速度), 制御変数(経路角)を解析
- 縦の運動を予め決めた横の運動(方位角, 緯度, 経度)に分けた解析

動的計画法による軌道設計 縦の結果例



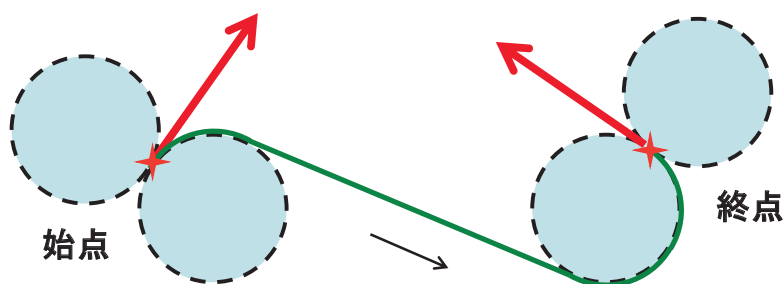
Range 最大の軌道



動的計画法による軌道設計 横の軌道設計



最短経路問題：Dubinの解＝旋回と直線飛行



最適制御問題とする意味

- ・旋回時の揚力と抗力の増大を考慮
- ・風の影響を考慮

まとめ



- 経路設計は機体モデルの不確かさや風など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。最適化により余裕の最大とすることができる。
- 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になる可能性がある。
 - 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

JSASS 人材育成検討委員会の報告書における提言



第44期航空宇宙学会(平成21年度)の下で人材育成検討委員会を立ち上げて、航空宇宙分野の人材育成の諸課題を検討した。

産官学連携を特に議論

大学のリソースを活用するするとともに**産業, JAXA, 大学の距離を縮めて学生や若手教員の人材育成に資する。**

- ・産官学が一体となった開発
- ・共同研究, 委託研究, **公募型の研究**
- ・連携大学院
- ・インターンシップ

11/30 飛行機シンポジウム第1日目にてパネルディスカッション

科学研究費 総額2000億円(平成22年度)



6人の審査員は全員大学の教員 (**産業界からの視点はない**)

昨年度の航空宇宙工学分野の新規課題 金額の多い順

Fly By Light Power:低パワーによる飛躍的な**高速空力性能**の向上
 仮想飛行試験の実現に向けた**次世代動的風洞実験**の基盤構築
 極軌道対応型衛星帯電防止用受動的電界電子放出素子(Elf/PEO)の開発
 高温気流中の絶対原子数密度測定法の開発および内部非平衡状態の解明
 光学CTマイクロフォンを用いた**超音速ジェット騒音**の3次元高解像音源探査
 地球高層中性大気のグローバル・リモートセンシング技術に関する研究
 超流動ヘリウムにおける特異熱流体力学状態の定量的同定とその間の遷移の実験的検証
 ゴッサー多体力学の解構造
 極短時間真空紫外分光と量子化学解析の融合による輻射連成複雑系流れ場のモデル化
 ガストンネル型プラズマ溶射を用いた航空・宇宙用超耐熱材料の開発
 ジメチルエーテルをプロペラントとするアークジェット推進機とそのデュアルモード化
 高比推力・長寿命ホールスラスタの開発研究
 超低電力マイクロ波放電式イオン源を用いた革新的小型プラズマ宇宙推進機の実現
 複合宇宙環境下における材料加速劣化シナジー効果発現に関する包括的理解
 微小重力で明らかにされる超流動ヘリウムの特異な膜沸騰の実相と伝熱促進効果の解明



2010-11-26 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

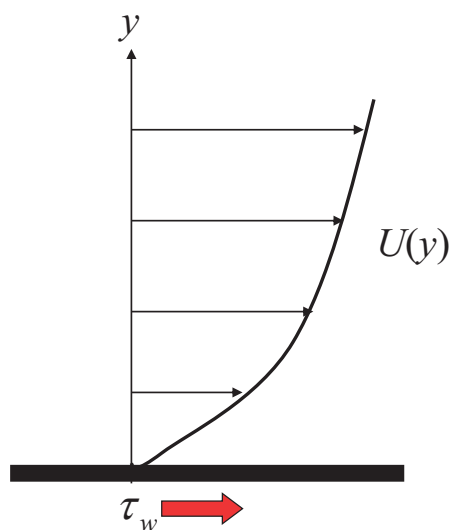
慶應義塾大学理工学部機械工学科
深淵 康二



流体の摩擦抵抗



2/22



- 摩擦抵抗

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

粘度

- 摩擦抵抗係数

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

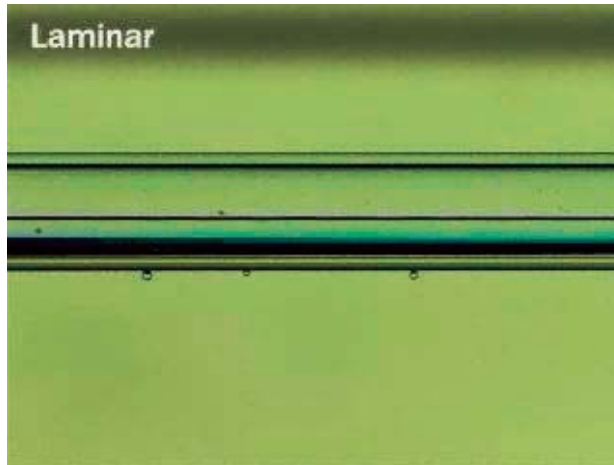
$$f = 4C_f$$



層流と乱流

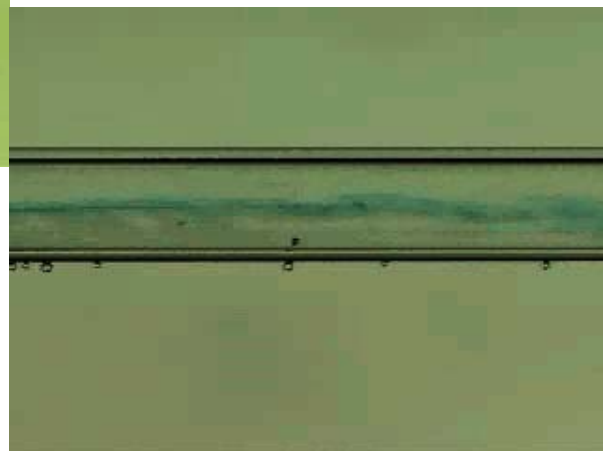


3/22



←層流

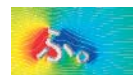
乱流→



(Homsy et al., Multimedia Fluid Mechanics)

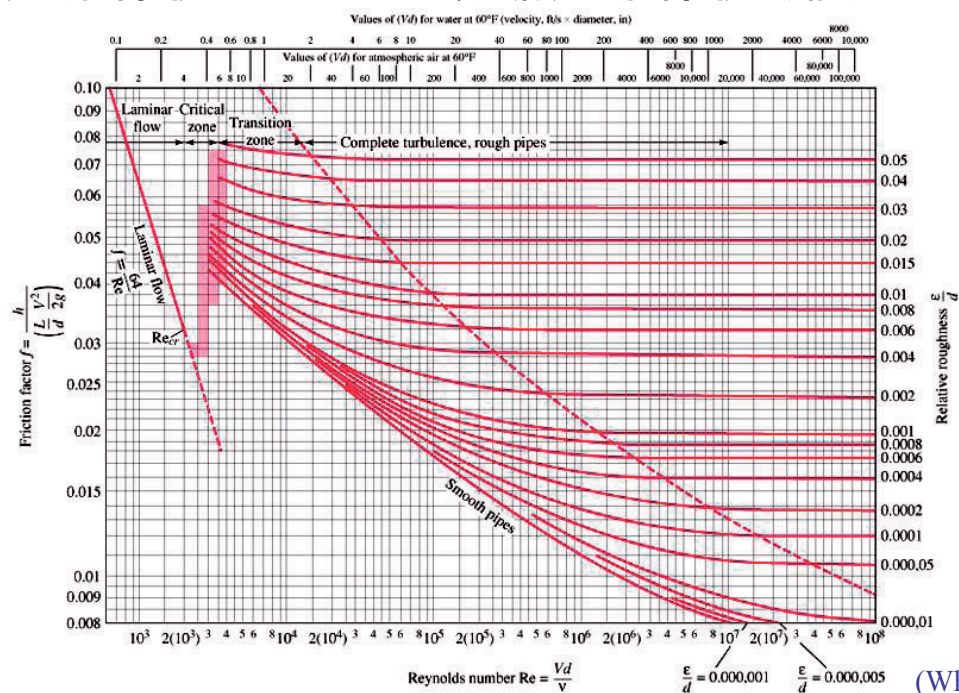


層流と乱流の摩擦抵抗



4/22

- 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！



(White, 2008)



翼に対する摩擦抵抗低減の考え方



5/22

- 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

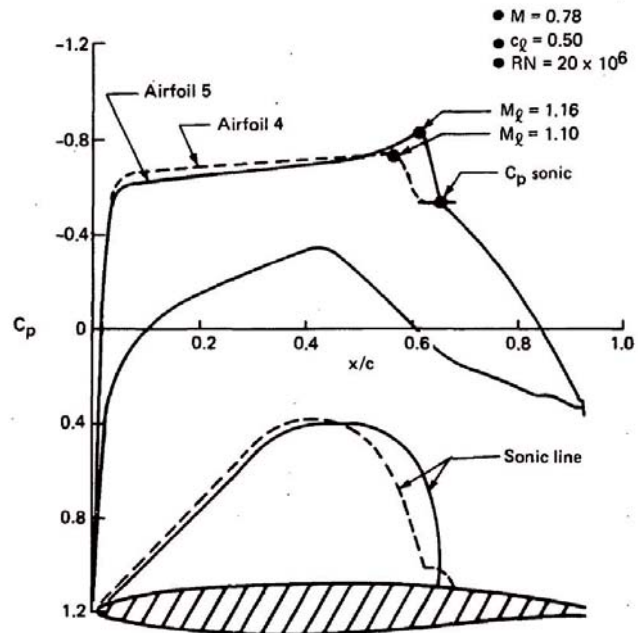


Figure 15. Pressure Distribution Comparison, Airfoils 4 and 5
(NASA Report, 1979)

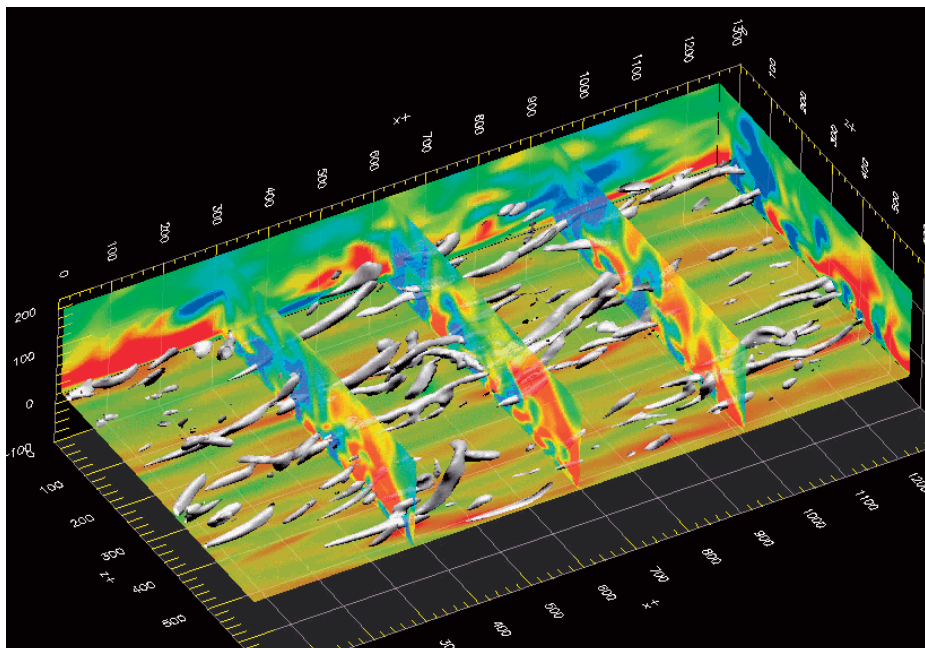


乱流摩擦抵抗の原因



6/22

- 無数の縦渦による運動量交換の活発化が原因



(Fukagata et al., 2006)

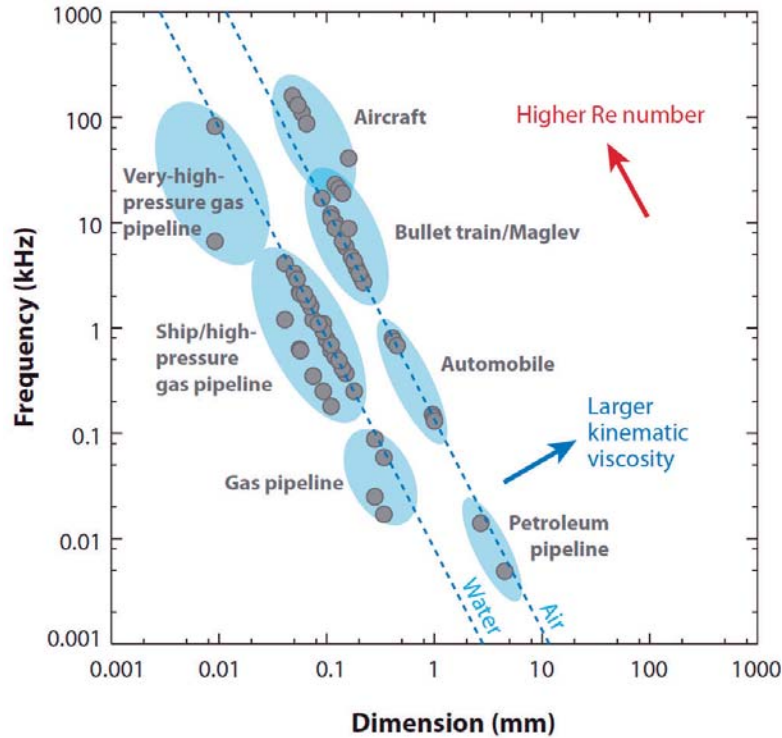


縦渦の時空間スケール

(Kasagi, Suzuki, and Fukagata, *Annu. Rev. Fluid Mech.* **41**, 2009)

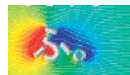


7/22



乱流摩擦抵抗の数学的分解: FIK恒等式

(Fukagata, Iwamoto, and Kasagi, *Phys. Fluids* **14**, 2002)



8/22

• チャンネル流

$$C_f = \underbrace{\frac{12}{\text{Re}_b}}_{\text{laminar drag}} + \underbrace{24 \int_0^1 (1-y)(-\overline{u'v'}) dy}_{\text{turbulent contribution (=weighted integral of RSS)}}$$

$$\text{Re}_b = \frac{2U_b^* \delta^*}{\nu^*}$$

Nondimensionalized by $2U_b^*$ and δ^* (or R^*)

• 円管流

$$C_f = \frac{16}{\text{Re}_b} + 16 \int_0^1 2r \overline{u_r' u_z'} r dr$$

$$\text{Re}_b = \frac{2U_b^* R^*}{\nu^*}$$

• 空間発達境界層

$$C_f = \frac{4(1-\delta_d)}{\text{Re}_\delta} + 4 \int_0^1 (1-y)(-\overline{u'v'}) dy - 2 \int_0^1 (1-y)^2 \left(\frac{\partial \overline{uu}}{\partial x} + \frac{\partial \overline{uv}}{\partial y} \right) dy$$

Nondimensionalized by U_∞^* and $\delta_{99\%}^*$

$$\text{Re}_b = \frac{2U_\infty^* \delta_{99\%}^*}{\nu^*}$$

δ_d : nondimensionalized displacement thickness

Contribution of spatial development



乱流のアクティブ制御による摩擦抵抗低減



9/22

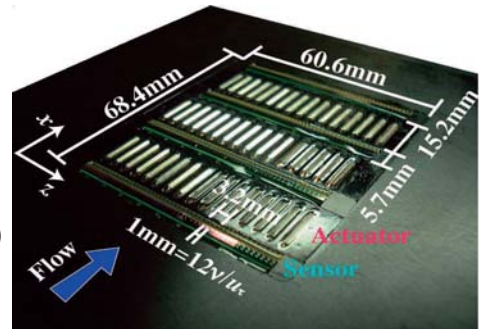
・ 理論／数値シミュレーション

－ 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., 2010)

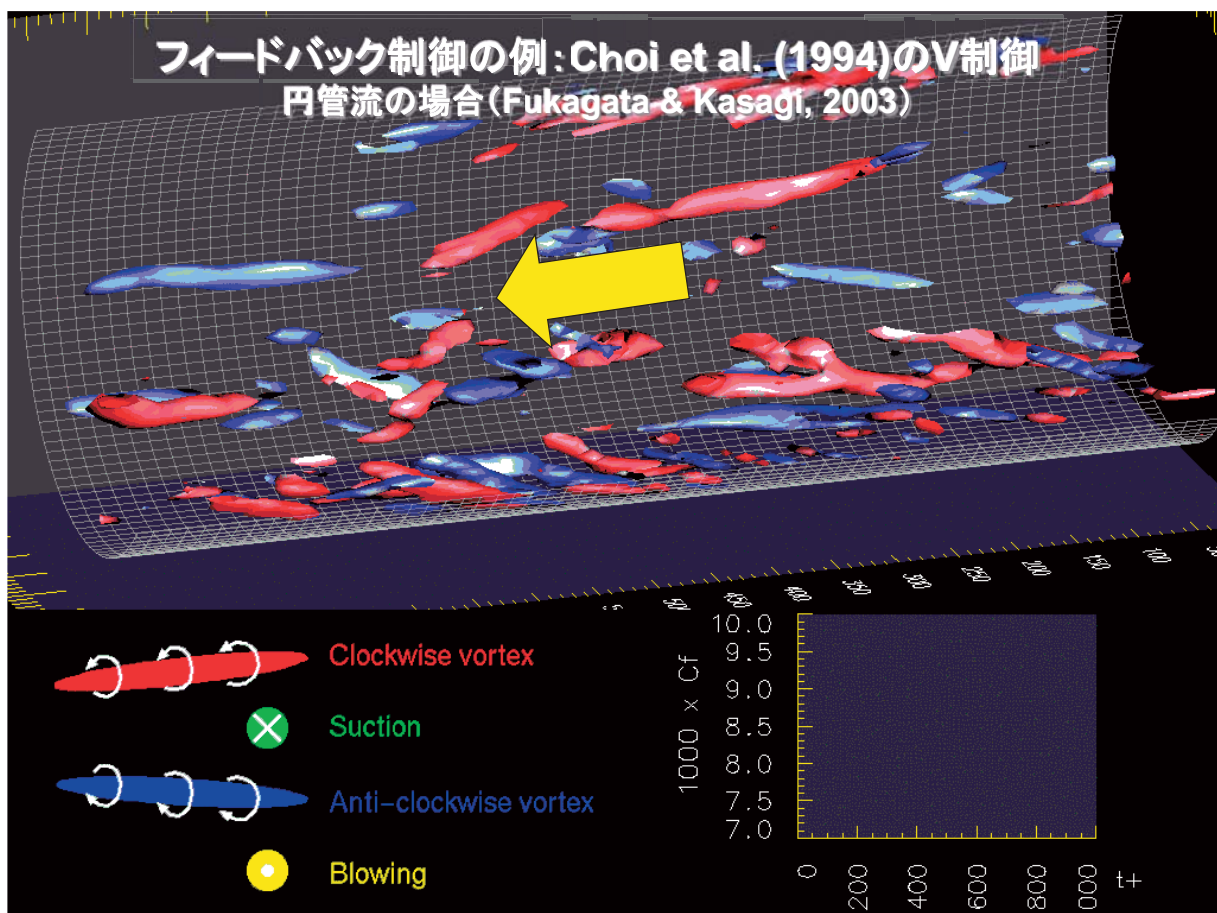


壁乱流のフィードバック制御システム
(吉野ら, 機論, 2006) - 約6%抵抗低減

・ 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

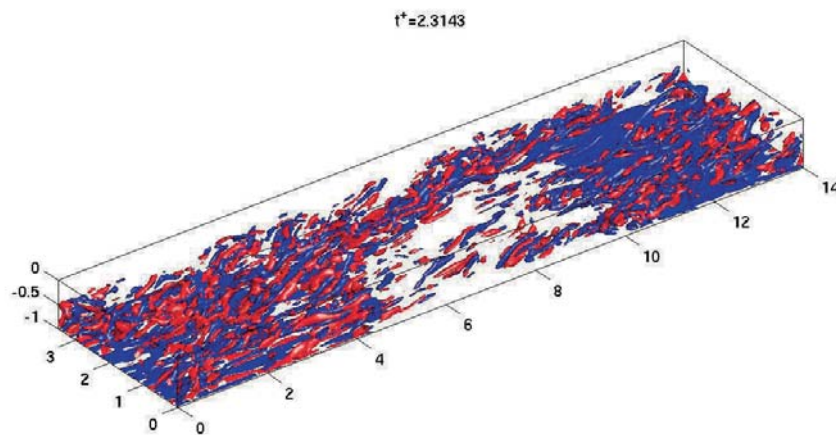




プレデターミンド制御の例: Min et al. (2006)の進行波制御



11/22



(Mamori, 2009)



高マッハ数壁乱流の制御



12/22

- 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 $M = 2$ の壁乱流にも適用できそう...

- 問題点
 - 実際 $M=2$ 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？

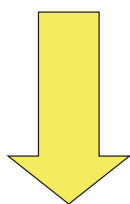


研究目的



13/22

- ・ **高マッハ数 ($M=2$ 程度) 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)



14/22

2010年度

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

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



非圧縮空間発達乱流境界層における一様吹出し ／吸込み制御のDNS

Kametani & Fukagata (EFMC-8, Bad Reichenhall,
Germany, September 2010)より



Physical decomposition of skin friction drag



16/22

□ FIK identity for spatially developing boundary layer.

FIK identity (Fukagata et al., 2002)

$$c_f = \frac{4(1-\delta_d^*)}{Re_\delta} + 2 \int_0^1 2(1-y^*) (-\overline{u^{*'}v^{*'}}) dy^* + 2 \int_0^1 2(1-y^*) (-U^*V^*) dy^* - 2 \int_0^1 (1-y^*)^2 \left(\frac{\partial U^*U^*}{\partial x^*} + \frac{\partial \overline{u^{*'}u^{*'}}}{\partial x^*} - \frac{1}{Re_\delta} \frac{\partial^2 U^*}{\partial x^{*2}} \right) dy^*$$

I. Boundary Layer Thickness, c^δ
 II. Reynolds Shear Stress, c^T
 III. Mean Convection, c^C
 IV. Spatial Development, c^D

f : Spatial average value in z direction

δ_d : Displacement thickness

$*$: Non-dimensionalized by
99% BL thickness δ_0 & Streamwise velocity U_∞



Direct Numerical Simulation



17/22

▶ Governing Equations

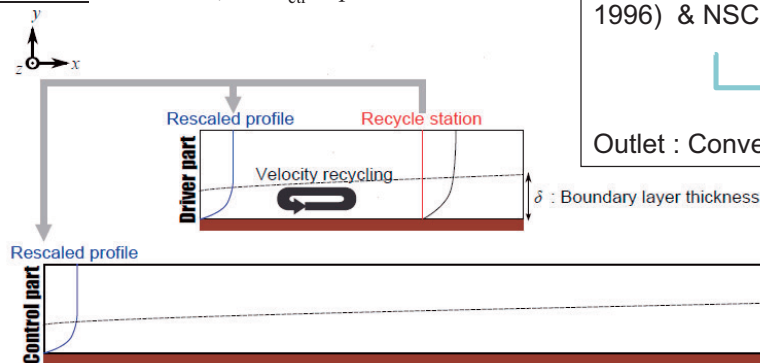
- ▶ Continuity equation & Navier-Stokes equation

▶ DNS Code: Based on Fukagata & Kasagi(JCP, 2002), Fukagata et al. (Phys. Fluids, 2006)

- ▶ Creating boundary layer: Rescaling; using Lagrange interpolation (linear), Lund et al. (1996)

B.C. on roof u, v, p : Neumann & w : Dirichlet ($w = 0$)

B.C. on wall $u = w = 0, v = V_{ctr}$ & p : Neumann



for Both parts...

Inlet : Rescaled velocity (Lund et al. 1996) & NSCBC (Miyachi et al., 1994)

$$\frac{\partial p}{\partial t} + U \frac{\partial p}{\partial x} = \frac{1}{2Re} \omega_z^2$$

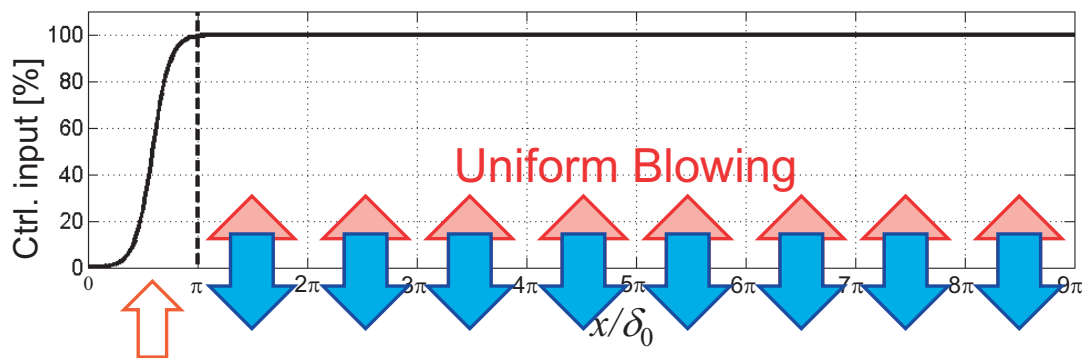
Outlet : Convective outlet & NSCBC



Uniform blowing & Uniform suction



18/22



Standing zone

Uniform Suction Parameters

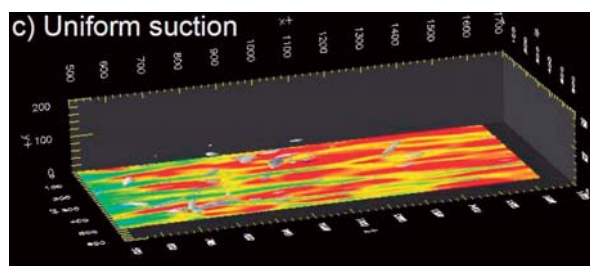
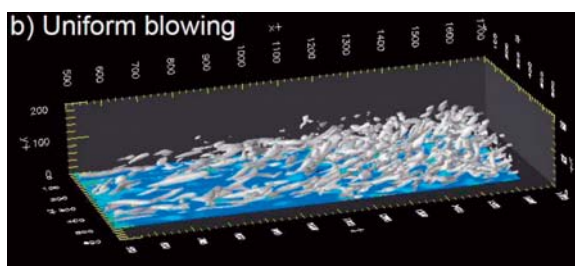
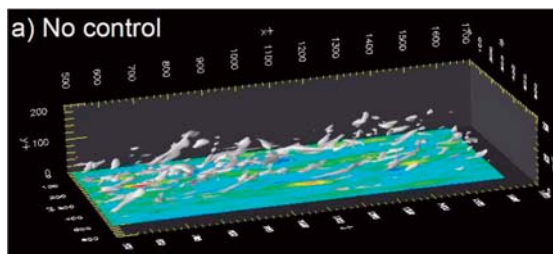
	Uniform blowing	Uniform suction
Amp.	$0.01U_\infty$	$-0.01U_\infty$
	$0.005U_\infty$	$-0.005U_\infty$
	$0.001U_\infty$	$-0.001U_\infty$



Flow visualization



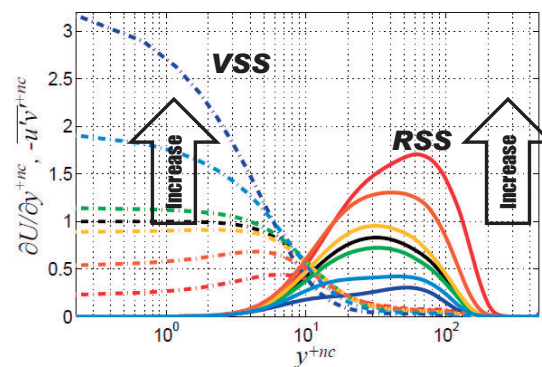
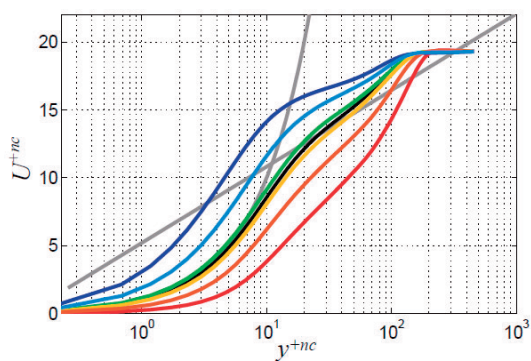
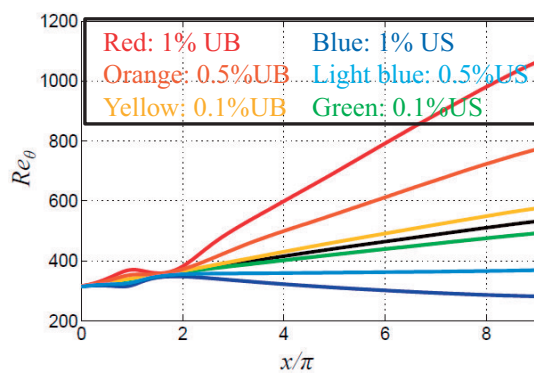
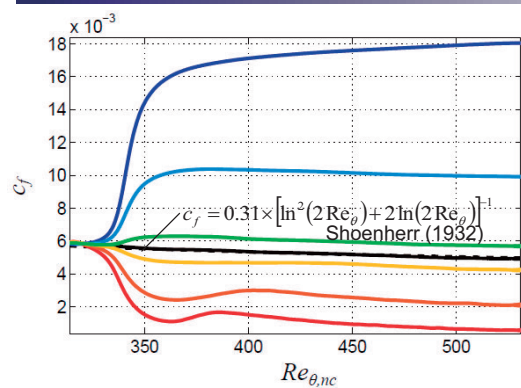
19/22



Statistics at $Re_{\theta,nc}=430$



20/22





Decomposition of C_f



21/22

$$\begin{aligned}
 C_f &= \frac{1}{L_{ctr}} \int_0^{L_{ctr}} c_f dx \\
 &= \frac{1}{L_{ctr}} \int_0^{L_{ctr}} c^\delta dx + \frac{1}{L_{ctr}} \int_0^{L_{ctr}} c^T dx + \frac{1}{L_{ctr}} \int_0^{L_{ctr}} c^C dx + \frac{1}{L_{ctr}} \int_0^{L_{ctr}} c^D dx \\
 &= C^\delta + C^T + \underbrace{C^C}_{\text{Mean convection}} + C^D.
 \end{aligned}$$

Uniform blowing

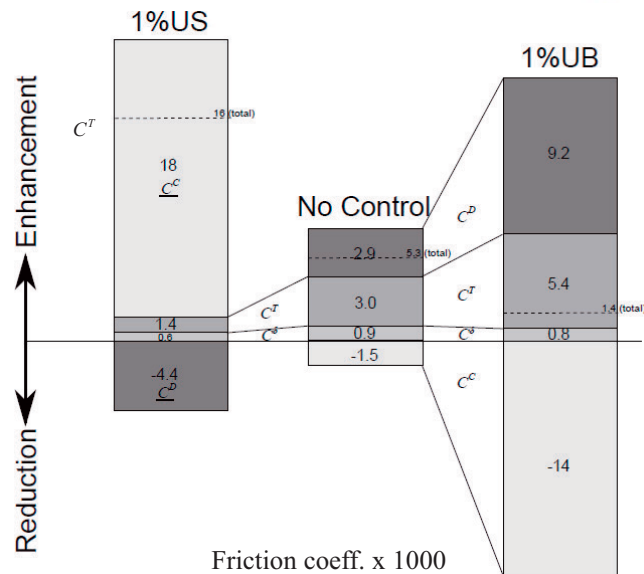
$$C^C < 0$$

Reduction factor

Uniform suction

$$C^C > 0$$

Enhancement factor



Summary



22/22

- DNS with uniform blowing (UB) or suction (US) was performed aiming at skin-friction drag reduction.

□ Effect of UB & US on skin friction drag

Control Type	Skin friction drag	Viscous shear stress	Reynolds Shear Stress
Uniform Blowing			
Uniform Suction			

□ Mechanism of drag reduction or enhancement by using FIK identity.

- Spatial development term, c^D , and Reynolds shear stress term, c^T are dominant for skin friction drag. Mean convection term, c^C , reduces skin friction drag.

- UB: Mean convection term works as larger drag reduction factor.
- US: Mean convection term changes into drag enhancement factor.

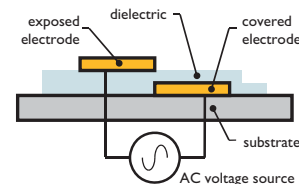
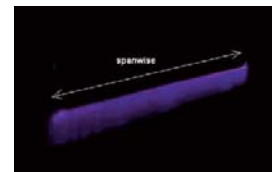
プラズマ流体アクチュエータによる 超音速航空機の離着陸時空力性能改善

▶ 研究代表者：松野 隆（鳥取大学大学院 工学研究科）

▶ プラズマアクチュエータにより
超音速機の離着陸時空力性能を向上させる

▶ プラズマアクチュエータの持つ特徴

- ▶ 完全に電氣的に駆動
 - 可動部分を持たない
- ▶ 非常に軽量
- ▶ 利用電力が低い
- ▶ 非常に薄いため、空力的な影響が小さい
 - 完全に埋め込むことも可能
 - 空力ペナルティはゼロ
- ▶ 駆動が非常に高速
 - 入力に対する追従性が優れている
- ▶ モデル化しやすい
 - 制御システム全体が設計しやすい



平成22年度 航空プログラムグループ公募型研究報告会

発表内容

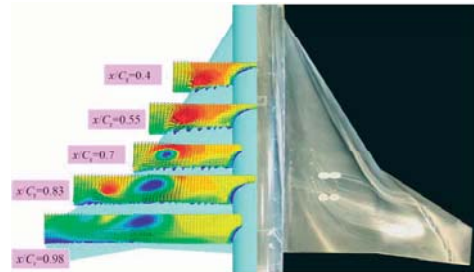
- ▶ 研究背景と技術的課題
- ▶ 研究目的
- ▶ プラズマアクチュエータについて
 - ▶ 概要
 - ▶ 剥離流制御への応用
- ▶ 超音速機離着陸性能改善への応用
 - ▶ 研究課題・計画
 - ▶ 現在の進捗状況



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

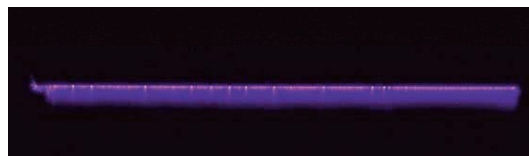
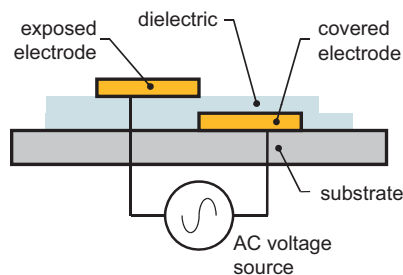
- ▶ 揚力傾斜が小さい
- ▶ 非線形な空力特性 (ex. 非線形ピッチアップ)
- ▶ 流体場が複雑
 - ▶ 渦・剥離流の干渉→機体形状・姿勢に大きく依存
- ▶ フラップ等の高揚力装置の効果は限定的、デメリットが多い
 - ▶ 大迎角飛行：渦・剥離流に支配
 - ▶ 機体形状の制限：超音速巡航時に翼形状へ影響するデバイスは使用困難
- ▶ 技術的課題
 1. 三次元・非定常流れ場構造の解析
 2. 複雑な流れ場の干渉・制御
 3. 流れの制御による空力特性の向上



Kwak et al., ICAS 2004-387

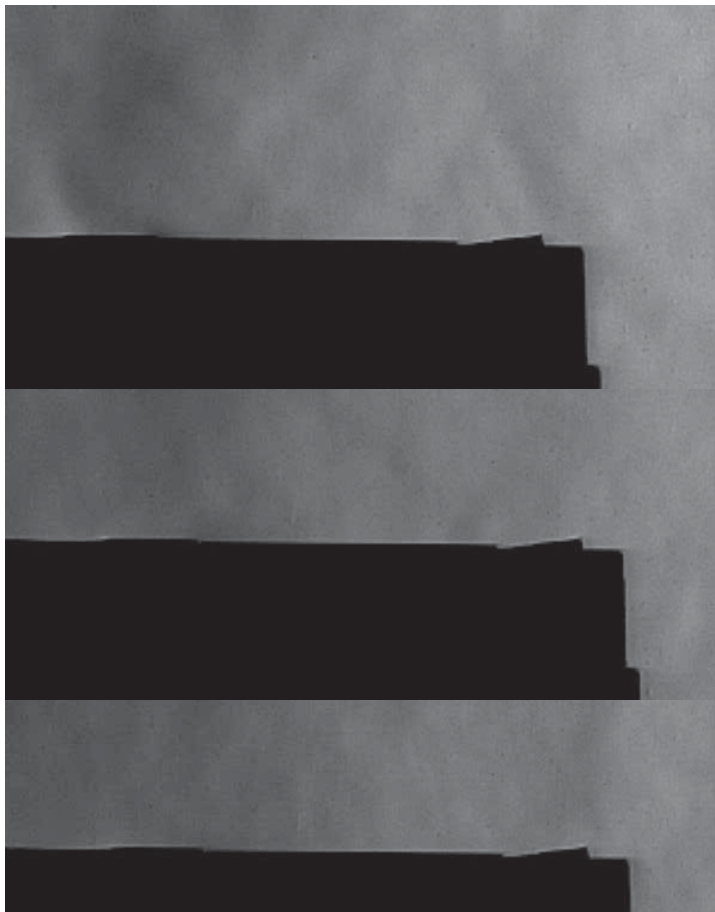


プラズマアクチュエータ



- ▶ 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





PWM (burst) drive

PTFE $t=1.0\text{mm}$
 $f_p = 23\text{kHz}$
 $V_{pp} \sim 16\text{kV}$
 $D = 50\%$

Steady

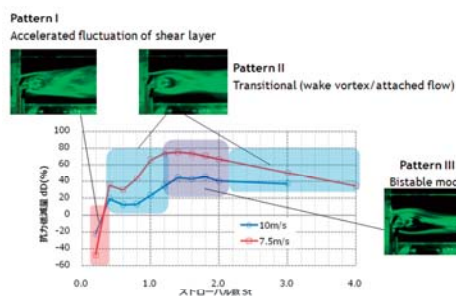
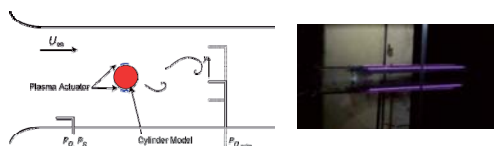
$f_m = 10\text{ Hz}$

$f_m = 100\text{ Hz}$

鳥取大学における 低速空力に関するプラズマアクチュエータ研究の一例

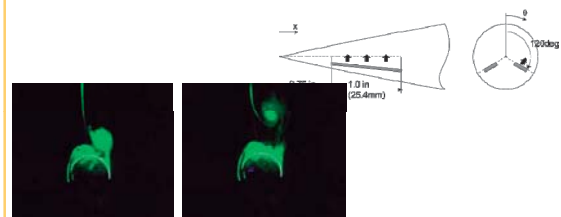
▶ 円柱周り流れの制御と抗力低減

- ▶ パルス(PWM)駆動：渦と同期
- ▶ 剥離抑制・抗力低減に成功(～80%)



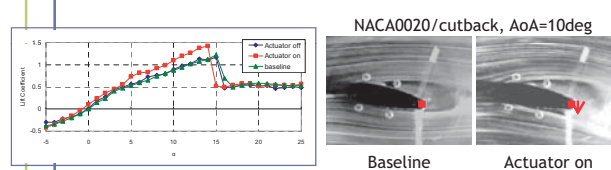
▶ 前胴渦の位置制御による航空機のヨー制御

- ▶ 渦位置の非対称配置・移動遅れを利用



▶ 2Dフラップ代替デバイスの開発

- ▶ 全迎角域での揚力向上
- ▶ 剥離抑制は前縁スラットと類似

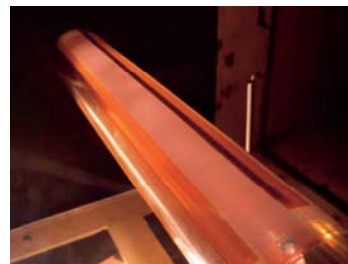


研究目的と期待される成果

▶ 研究目的

▶ プラズマアクチュエータにより超音速機の離着陸時空力性能を向上させる

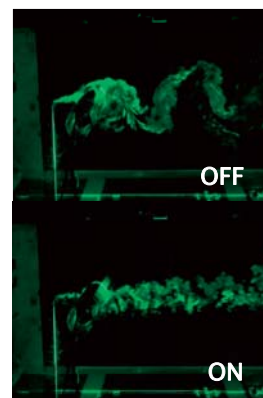
- ▶ スマートな流体制御手法の提案
- ▶ 実機形状模型への適用
 - ▶ プラズマアクチュエータの潜在性能を生かす



▶ 期待される最終成果

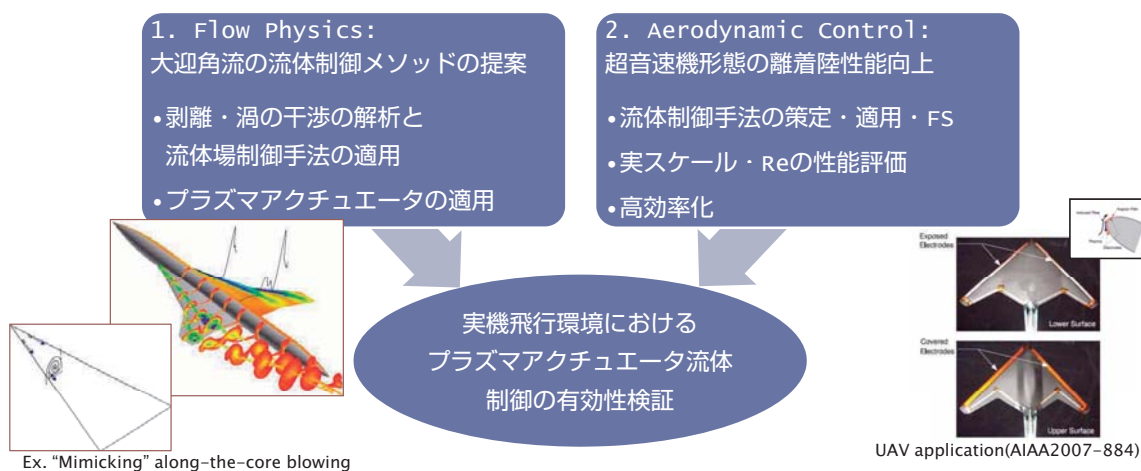
▶ 超音速機実用化において大きな問題となる、低い離着陸性能により生じる課題の解決

- ▶ 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）



平成22年度 航空プログラムグループ公募型研究報告会

研究のアプローチと計画



研究計画



平成22年度 航空プログラムグループ公募型研究報告会

研究課題（今年度テーマ）

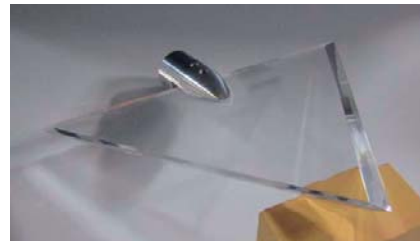
- ▶ SST空力特性の改善
 - ▶ 離着陸時の揚力傾斜、揚抗比の改善
 - ▶ ピッチアップなどの非線形空力特性の改善
 - ▶ 小型風洞による流体制御手法の調査
 - ▶ 2x2m風洞におけるプラズマアクチュエータ適用試験
 - 実験手法の確立
 - 基礎的な流体制御法の検討
- ▶ プラズマアクチュエータによる流体制御法の研究
 - ▶ 効率的な制御手法の開発
 - ▶ パルス駆動の効果検討（既存データより）
 - ▶ 高レイノルズ数適用性の検討
 - ▶ 既存アクチュエータ性能のレイノルズ数依存性調査



SST空力特性の改善

Status: 鳥取大学における風洞試験

- ▶ デルタ翼およびSST主翼模型へのP/A適用
 - ▶ 空気力測定＋流れの可視化試験により，提案している流体場・空力変化を生じうるか可能性調査
 - ▶ アクチュエータ位置・構成について，数多くのトライ&エラーでいくつかの有力候補を抽出する
- ▶ 進捗状況
 - ▶ 模型製作中（デルタ翼：完成，SST：12月上旬）
 - ▶ P/A素子・駆動系は準備完了
 - ▶ 風洞試験準備中（12月中旬～予定）



平成22年度 航空プログラムグループ公募型研究報告会

Status: JAXA低速風洞試験

- ▶ 既存SST模型（改修）に対するプラズマアクチュエータの適用試験
 - ▶ 風洞におけるP/A駆動系の構築
 - ▶ 提案している流体場・空力変化を生じうるか可能性調査
 - ▶ レイノルズ数効果の予備検討
- ▶ 進捗状況
 - ▶ 来週より（11/30～）風洞試験予定
 - ▶ 鳥取大学において，P/A駆動系準備完了

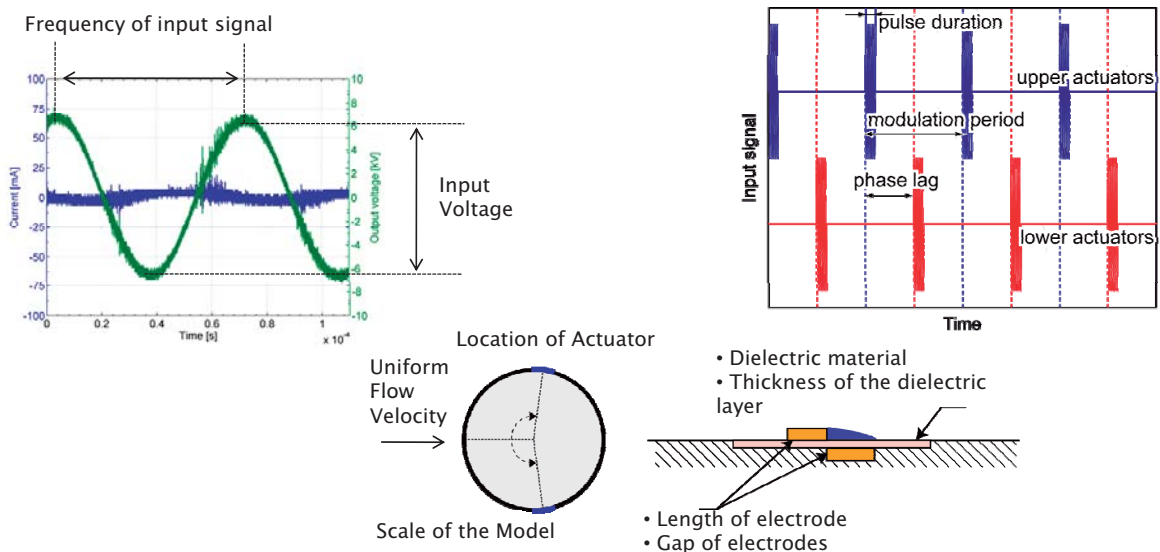


平成22年度 航空プログラムグループ公募型研究報告会

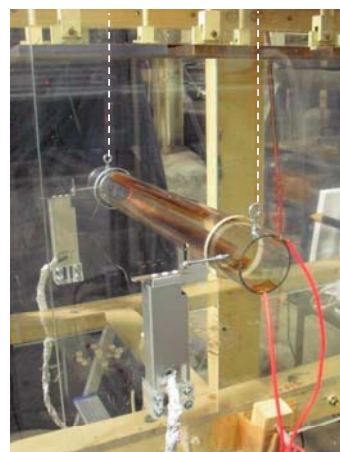
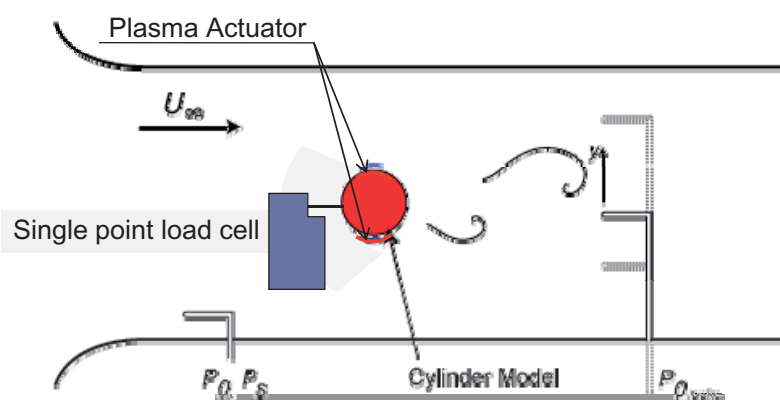
プラズマアクチュエータの 効率的な制御手法の開発

バースト駆動による流体制御性能の向上 (円柱剥離流制御)

- ▶ 多変数が影響：最適条件を得ることが困難
 - ▶ パラメータ設計による重要変数抽出：モジュレーション周波数



実験装置概要

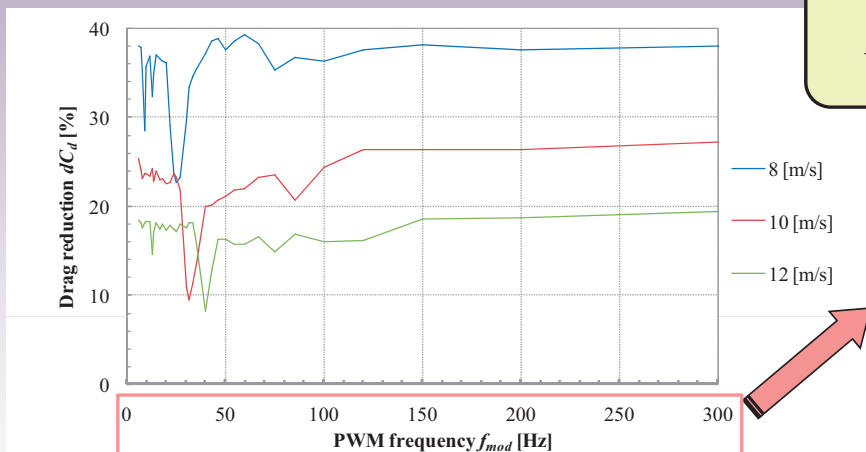


実験条件

	Drag Measurement
PWM modulation freq. [Hz]	6 ~ 600
Strouhal number	0.03 ~ 4.5
Location of secondary actuator [deg]	115
Duty cycle [%]	0 ~ 45
Phase lag [deg]	0, 180
Freestream velocity [m/s]	8.0, 10, 12
Reynolds number	3.2, 4.0, 4.8 x10 ⁴
Input voltage [kV]	8.4 ~10.5
Frequency for AC input [kHz]	12.0
Thickness of the PTFE layer [mm]	0.9
Width of buried electrode [mm]	30



Impact of PWM modulation frequency



Drag Reduction

$$\frac{(C_d)_{base} - (C_d)_{PWM}}{(C_d)_{base}} \times 100 [\%]$$

Strouhal No.

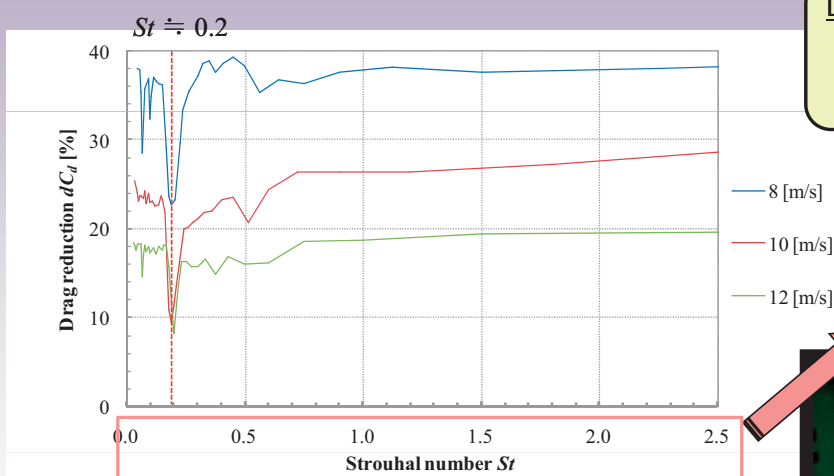
$$St = \frac{f_{mod} \times d}{U_{\infty}}$$

- Performance is not a function of PWM frequency
- Strouhal Number of PWM frequency is better



- Drag reduced significantly at higher PWM frequency

Impact of PWM modulation frequency



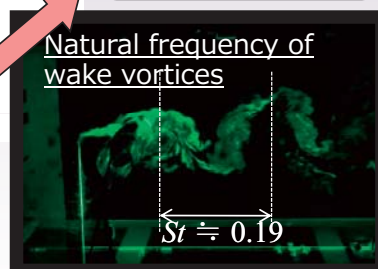
Drag Reduction

$$\frac{(C_d)_{base} - (C_d)_{PWM}}{(C_d)_{base}} \times 100 [\%]$$

Strouhal No.

$$St = \frac{f_{mod} \times d}{U_{\infty}}$$

Natural frequency of wake vortices

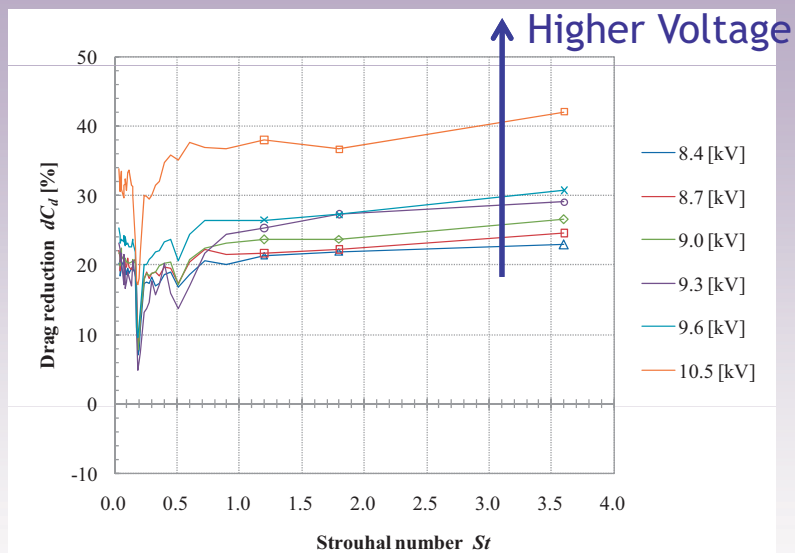


- Performance is not a function of PWM frequency
- Strouhal Number of PWM frequency is better



- Drag reduced significantly at higher PWM frequency

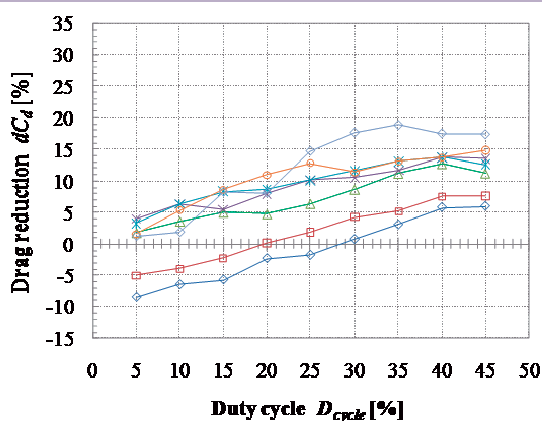
Effect of Applied Voltage



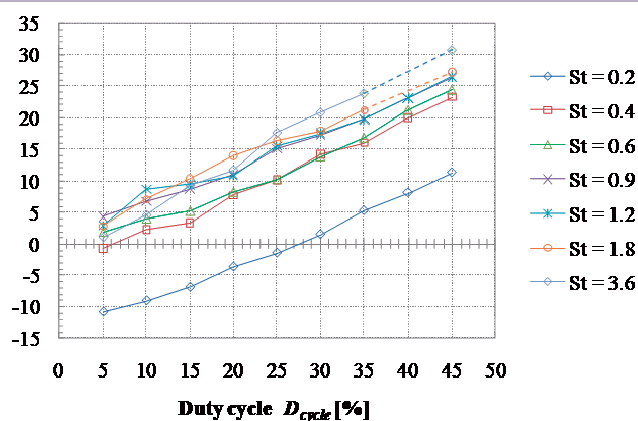
$\phi = 180$ deg
(alternate actuation)



Effect of Duty Cycle ($V_{pp}=9.6$ kV)



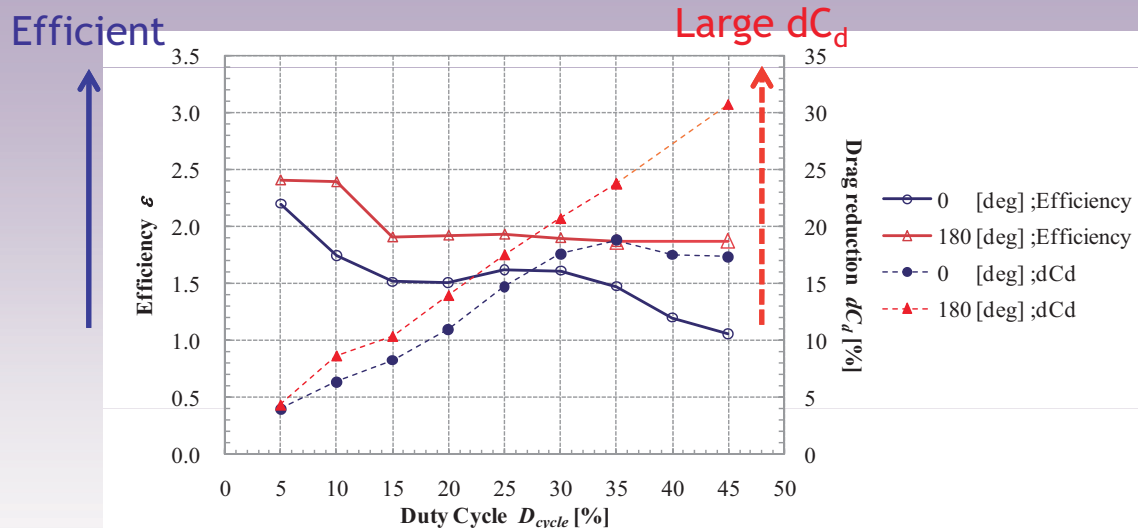
$\phi = 0$ deg
(parallel actuation)



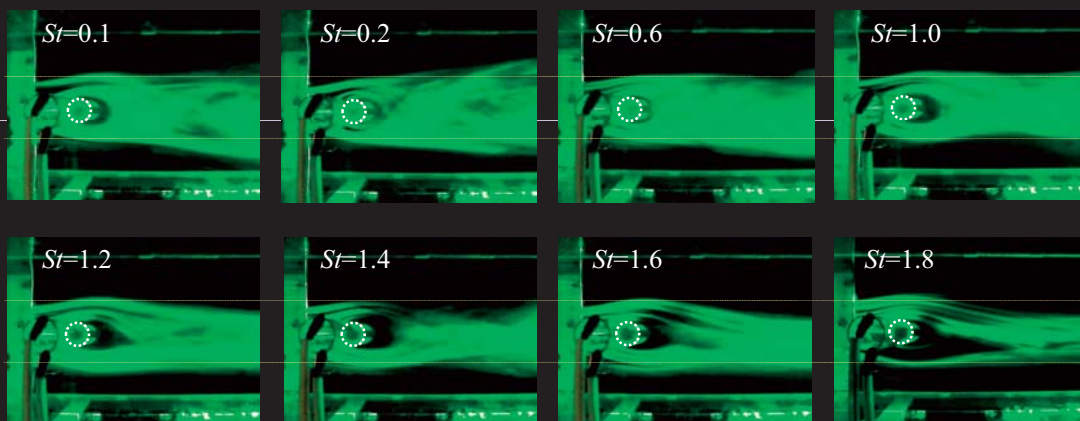
$\phi = 180$ deg
(alternate actuation)



Efficiency and absolute performance



Variation of the flow pattern with PWM modulation at $U=10\text{m/s}$

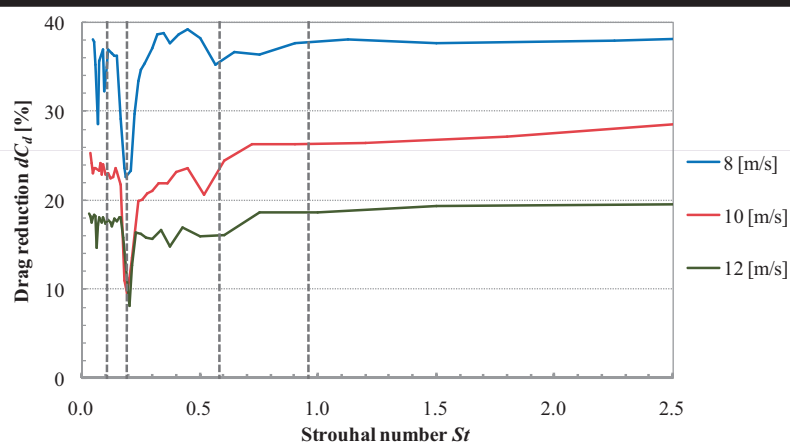


Higher Strouhal number

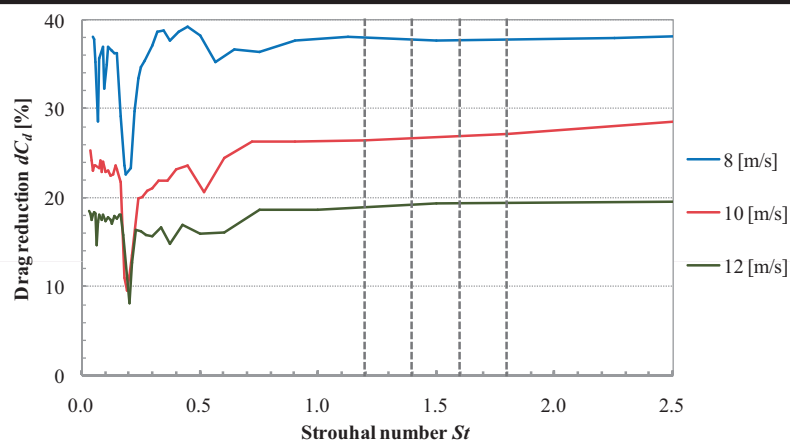
- > Reduction of separated area
- > Reduction of aerodynamic drag



Variation of the flow pattern with PWM modulation at $U=10\text{m/s}$



Variation of the flow pattern with PWM modulation at $U=10\text{m/s}$



高レイノルズ数適用性の検討

スケール効果解析予備試験

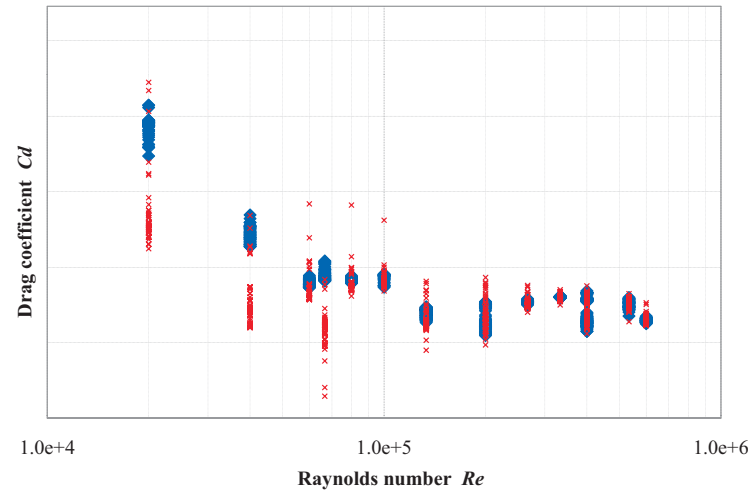
実験概要

- ▶ 種々の模型スケール・一様流速度・レイノルズ数におけるプラズマアクチュエータの流体制御性能(抵抗低減性能)を評価
- ▶ 二次元半円柱を対象
 - ▶ $d = 60, 200, 400, 600\text{mm}$
 - ▶ $U = 5.0 \sim 25\text{m/s}$

$U \setminus d$	60 mm	200 mm	400 mm	600 mm
5 m/s	20	67	133	200
10 m/s	40	133	267	400
15 m/s	60	200	400	600
20 m/s	80	267	533	$\times 10^3$
25 m/s	100	333		



レイノルズ数効果（※未最適化）



- ▶ $Re \sim 2 \times 10^5$ 以上で抗力低減効果が減少
 - エネルギー入力流速・直径に対し相対的に小さくなるため
 - 境界層遷移によりアクチュエータの最適位置が変わるため



平成22年度 航空プログラムグループ公募型研究報告会

駆動方法検討に関するまとめ

- ▶ PWM（バースト）駆動のモジュレーション周波数に対し、流体制御性能は強い依存性を持つ
 - ▶ $St=0.2$: 後流渦とのロックイン→空力抵抗増加
 - ▶ $St=1.8$: 剥離域の顕著な縮小→大きな抵抗低減効果
 - パルス状駆動により流れの非定常性を緩和
- ▶ ブルートフォース的制御には性能/効率に限界がある
 - ▶ エネルギー効率が高まらない：レバレッジなし
 - ▶ アクティブ流体制御の適用
 - ▶ 既存sDBDプラズマアクチュエータを用いる場合、高動圧/高 Re 環境での性能に問題あり
 - ▶ 駆動変数の条件に応じた最適化
 - ▶ アクチュエータ構成自体の改良・変更



平成22年度 航空プログラムグループ公募型研究報告会

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

・ 研究内容

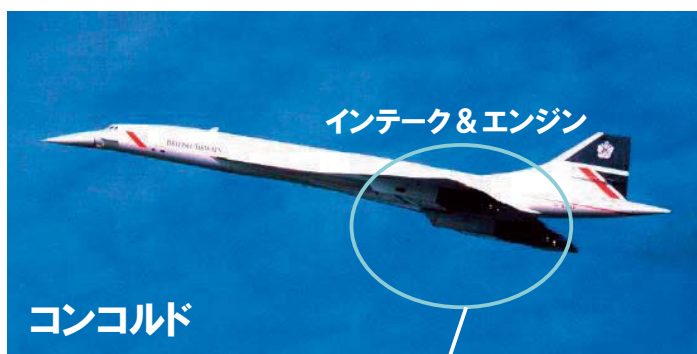
- バズ発生の2つの型: Ferri型, Dailey型
- いずれも「**ディフューザ**」での**流れのはく離**が原因
- UPACSベースの三次元インテークバズ解析
- JAXA, 農工大風洞実験による検証
- ディフューザはく離とバズの関係を明確にし,
効果的なバズ抑制法を提案



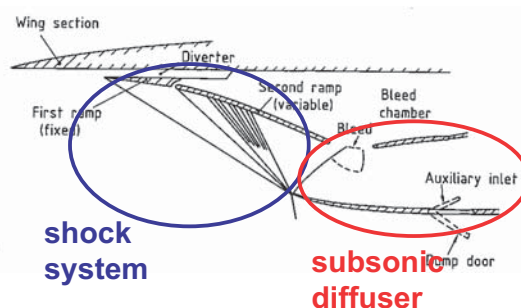
1

2

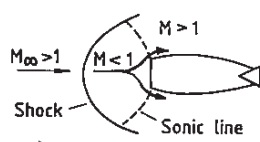
超音速エンジンインテーク



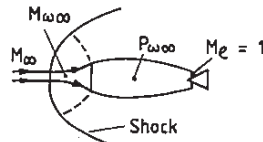
エンジンに適合する流れを得るためのデバイス
超音速圧縮部(衝撃波システム)
亜音速圧縮部(**ディフューザ**)
から構成される



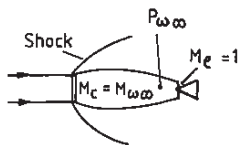
超音速インテークの作動状態 (1)



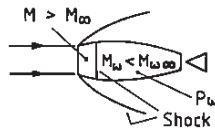
(a) Stage 1



(b) Stage 2



(c) Stage 3

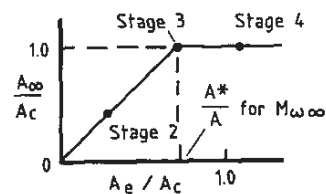


(d) Stage 4

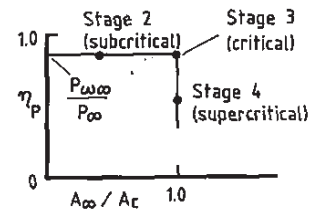
出口開度の違いによる

左: 流れ場(衝撃波位置)

下: (a)流量比, (b)総圧回復率
の変化



(a) Flow

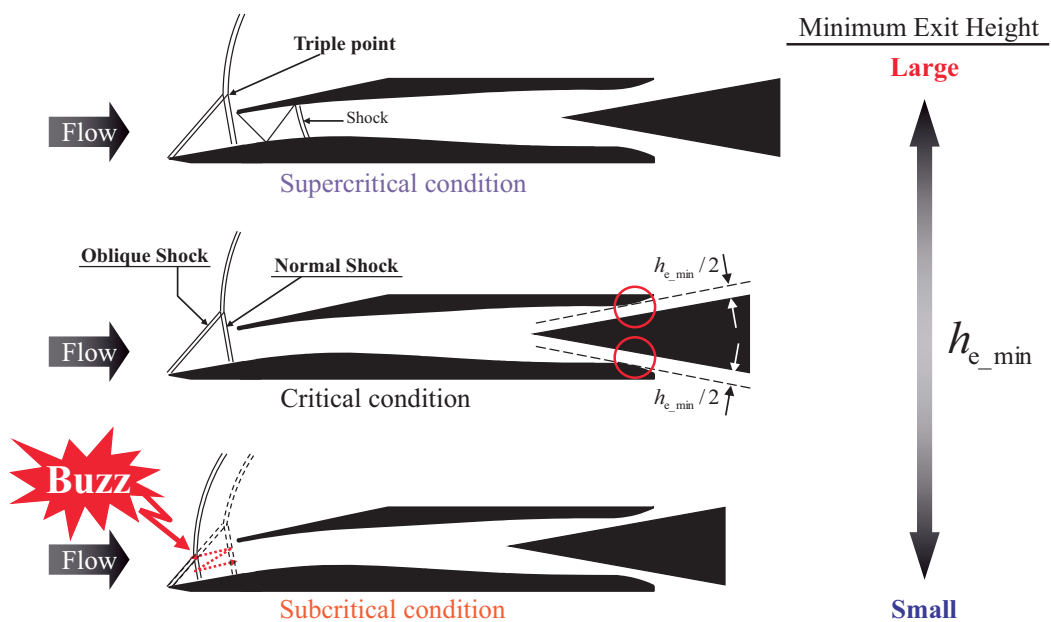


(b) Pressure recovery



出典: Seddon & Goldsmith, Intake Aerodynamics (2nd ed) (1999), AIAA

超音速インテークの作動状態 (2)



5

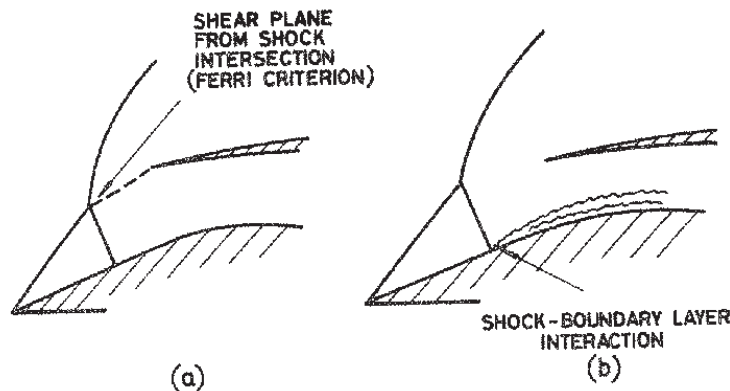
衝撃波システム振動現象(buzz) 2つの型

(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)



バズ発生の予測を正確に行うためのCFD技法の確立
および、その現代的な検証実験が必要

6

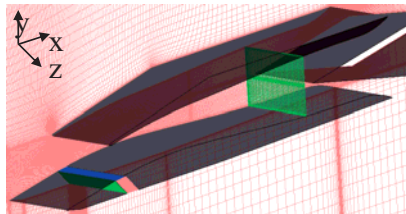
先行CFD研究

- Lu, P-J. and Jain L-T., *J. Propulsion and Power* 14 (1998), 90-100
 - 台湾の研究グループ
 - Dailey (1955) のコーン型ノーズつきインテークバズ実験との比較
 - RANS方程式 (Baldwin-Lomaxモデル)
 - 支配周波数は実験と良く一致
 - Trapier, S., Deck, S. and Deveau, P., *AIAA J.* 46 (2008), 118-131
 - ONERAの研究グループ
 - 同著者 (Trapier, Deveau and Deck *AIAA J.* 44 (2006), 2354) によるウェッジつき角型断面インテークバズ実験との比較
 - RANS/LESハイブリッド (Delayed DES), URANS
- Dailey型バズの圧力変動周波数特性はDDESによりよくとらえられる

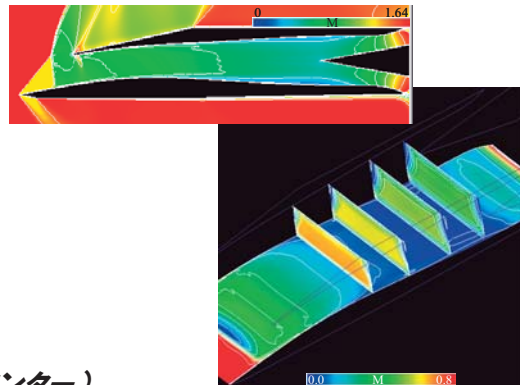


研究計画

① 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



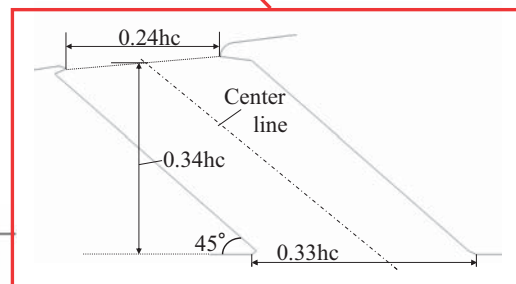
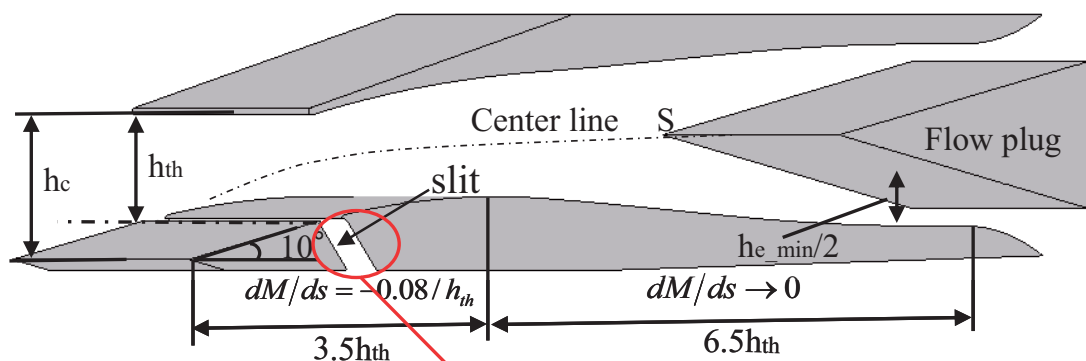
農工大インテーク模型周り
三次元流れ解析用メッシュと
解析結果例
(亜臨界作動時のマッハ数コンター)



これまでの実績を拡張し, JAXA SWT1-05-09

風洞実験模型周り流れの解析を実施

これまでの研究成果 農工大インテーク模型のシミュレーション

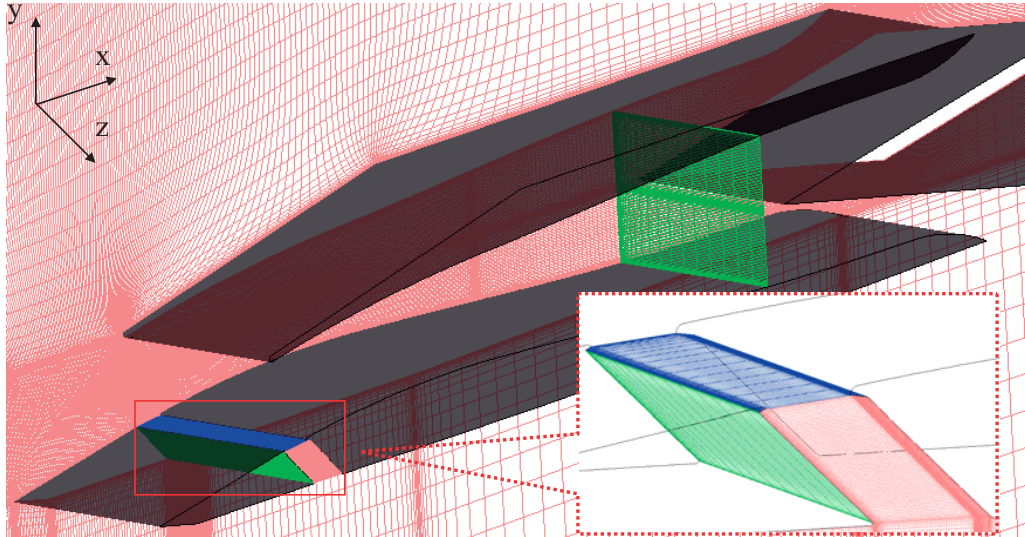


ランプ面側の
スリット抽気の影響
に着目



9

農工大インテーク模型のシミュレーション 計算格子



- ・格子点総数・・・220万点
- ・側壁から中心軸までの領域のみを計算対象
- ・スリット部には18万点の格子を配置

10

農工大インテーク模型のシミュレーション 計算方法, 条件

計算ソルバー	UPACS (Unified Platform for Aerospace Computational Simulation)	
支配方程式	RANS方程式 (Reynolds Averaged Navier-Stokes equation)	
乱流モデル	SAモデル (Spalart-Allmaras model)	
計算条件	一様流マッハ数 M	1.64
	よどみ点圧力 P_0	300[kPa]
	よどみ点温度 T_0	約400[K]
	レイノルズ数 Re	約 2.9×10^5



インテーク内の流れの様子(slitなし)

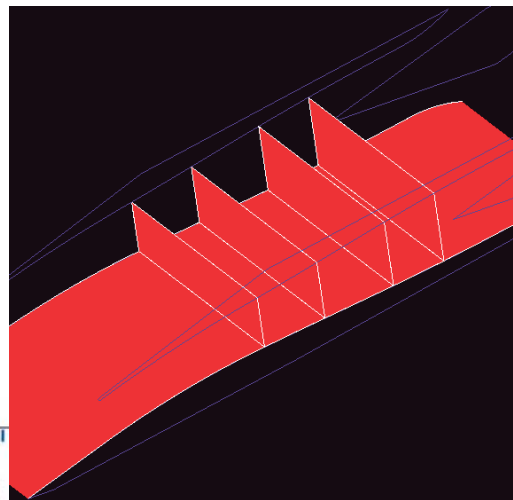
11

x-y断面

without
slit

0 1.64 M

y-z断面

前方のショックシステムが
非定常に振動ランプ及びカウル面で同程度
の流れの剥離側壁付近の流れの剥離の
規模は超臨界状態に
比べて小さい

0.0 0.8 M



インテーク内の流れの様子(slitあり)

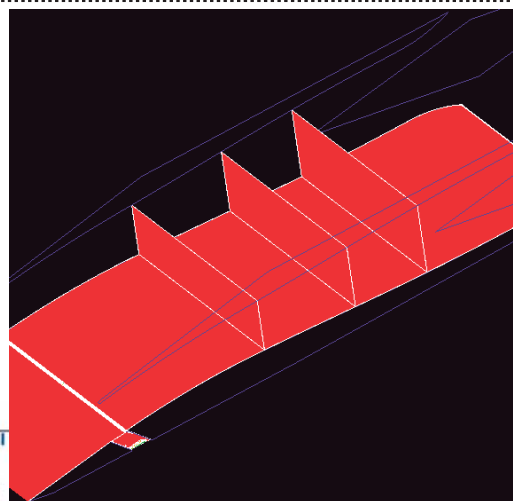
12

x-y断面

with
slit

0 1.64 M

y-z断面

前方のショックシステム
は安定するためインテーク
内の流れ場も定常的な流れ抽気によりランプ面の流れの
剥離が抑制される。カウル面上の剥離域が
スリットがないときに比べて
大きい

0.0 0.8 M

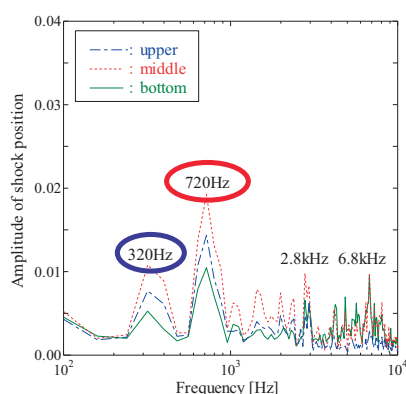


13

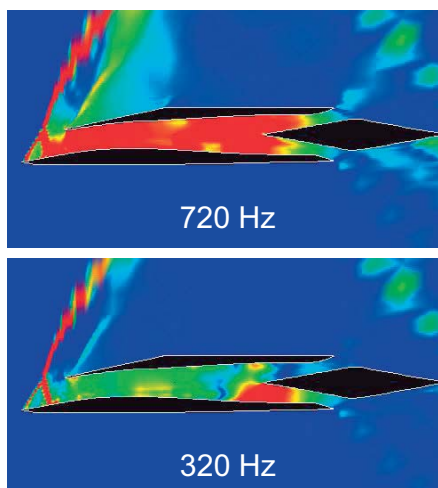
これまでの研究成果

支配周波数と振幅コンター

(Nishizawa et al. 2006)



スリット無しインテークの
衝撃波位置変動周波数解析結果



気柱共鳴による
ダクト全体の
圧力変動

はく離域がダクト出口
を通る際に生じる
圧力変動

静圧変動振幅コンター



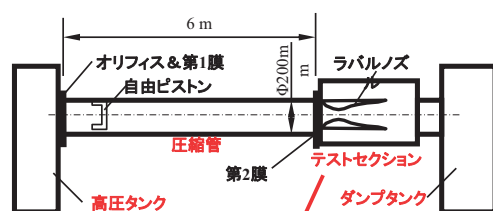
バズの支配周波数と現象との相関が明らかに。
スリット抽気によって、これらのモードの振幅は抑制。

14

研究計画

② JAXAおよび本学風洞実験データによる検証

農工大小型超音速風洞による実験

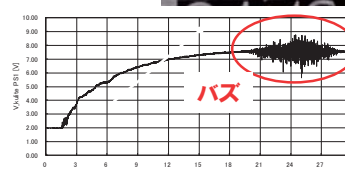
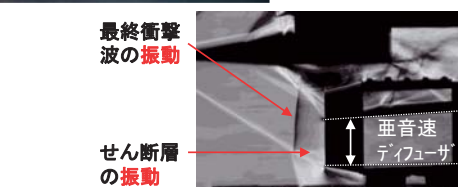


二次元インテーク模型周り流れの
シュリーレン可視化



JAXA SWT1-05-09

1m×1m超音速風洞試験

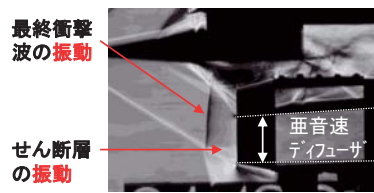
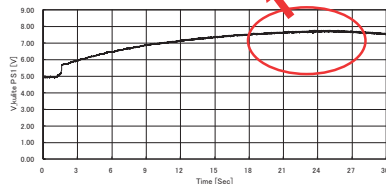
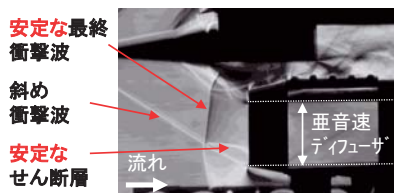


静圧時間履歴

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

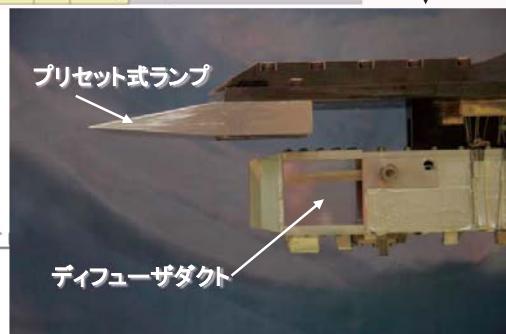
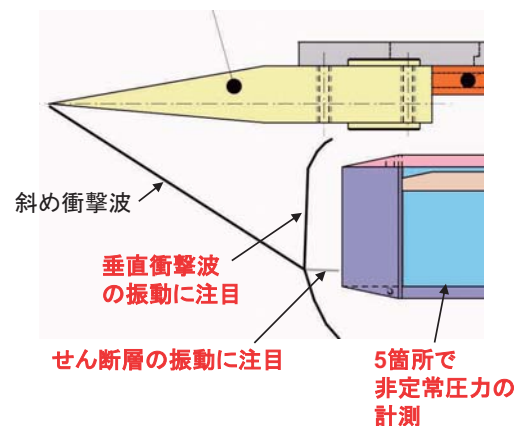
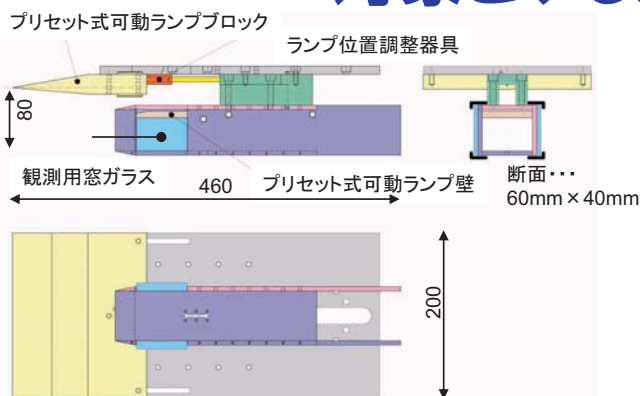
→ 衝撃波の振動を抑制する新たな亜音速ディフューザ設計法の開発に向けた重要な指針となる

I U

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

engineering

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



衝撃波の振動現象に関して

- ・せん断層強さの影響
- ・亜音速ディフューザ形状の影響

衝撃波の振動特性を取得するために

- ・高速度ビデオによる流れ場の観察
- ・パルス光源による瞬間的な流れ場の観察
- ・非定常圧力変動計測による解析

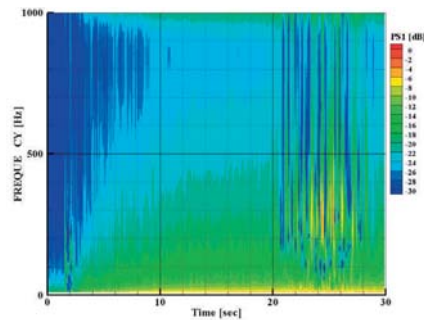
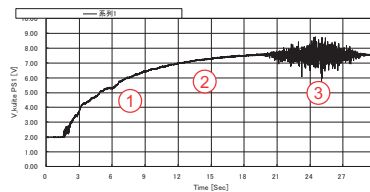
試験結果概要 ～バズが発生する場合～

17

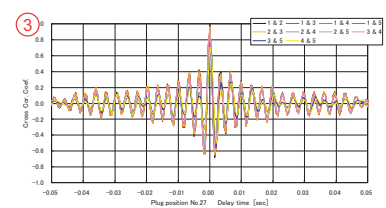
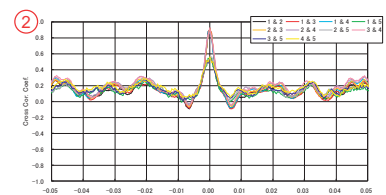
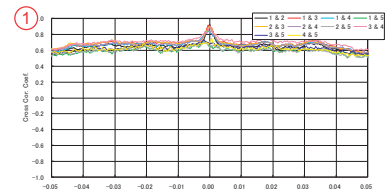


I
engineering

M = 2.0
 $\delta = 5.0$ 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

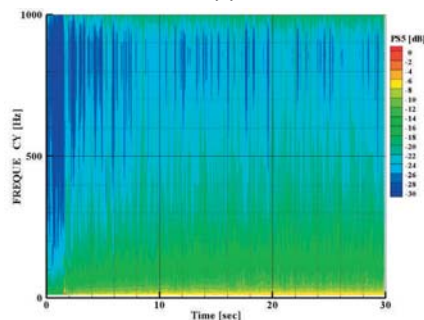
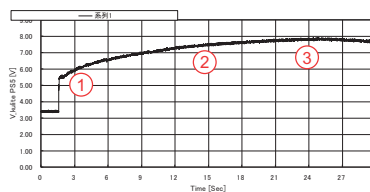
試験結果概要 ～バズが発生しない場合～

18

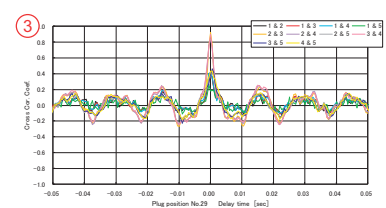
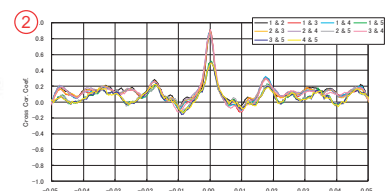
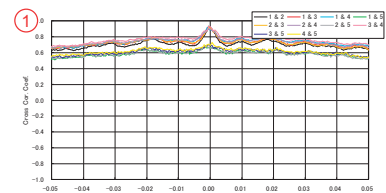


I
engineering

M = 2.0
 $\delta = 5.0$ deg
直管



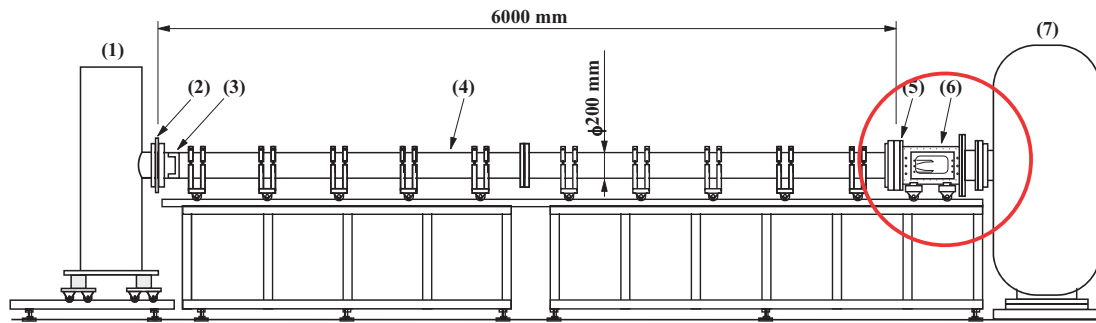
圧力波形(上)と
時間周波数解析結果(下)



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

これまでの研究成果 農工大小型超音速風洞

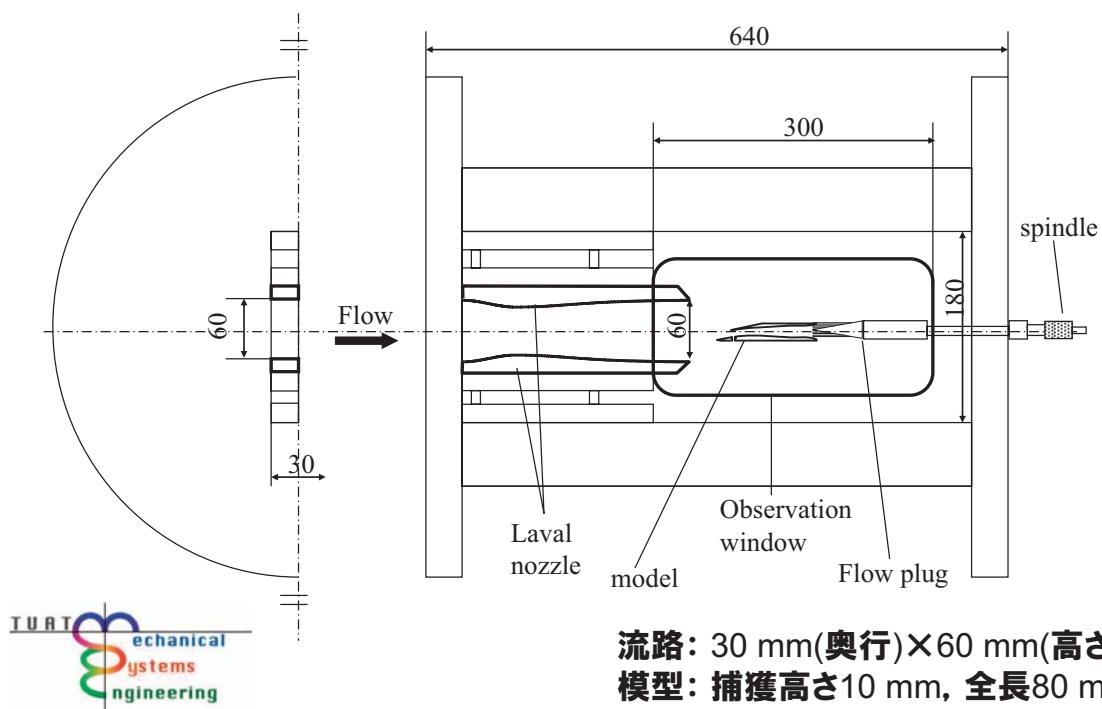


- (1): ピストン駆動用高圧空気タンク
(容積 0.36 m³)
- (2): オリフィス & 隔膜1
- (3): 自由ピストン
- (4): 試験気体圧縮管
(内径200 mm, 全長6000 mm, 容積 0.19 m³)

- (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 m³)

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

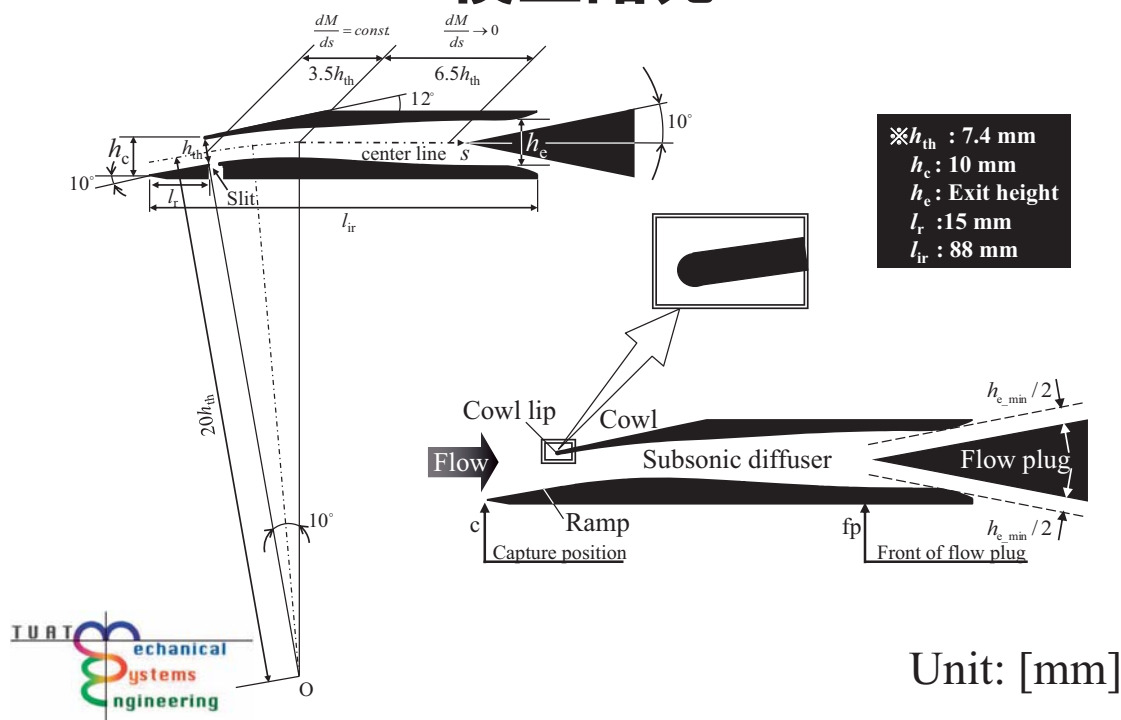
農工大小型超音速風洞実験 テストセクション



流路: 30 mm(奥行)×60 mm(高さ)
模型: 捕獲高さ10 mm, 全長80 mm

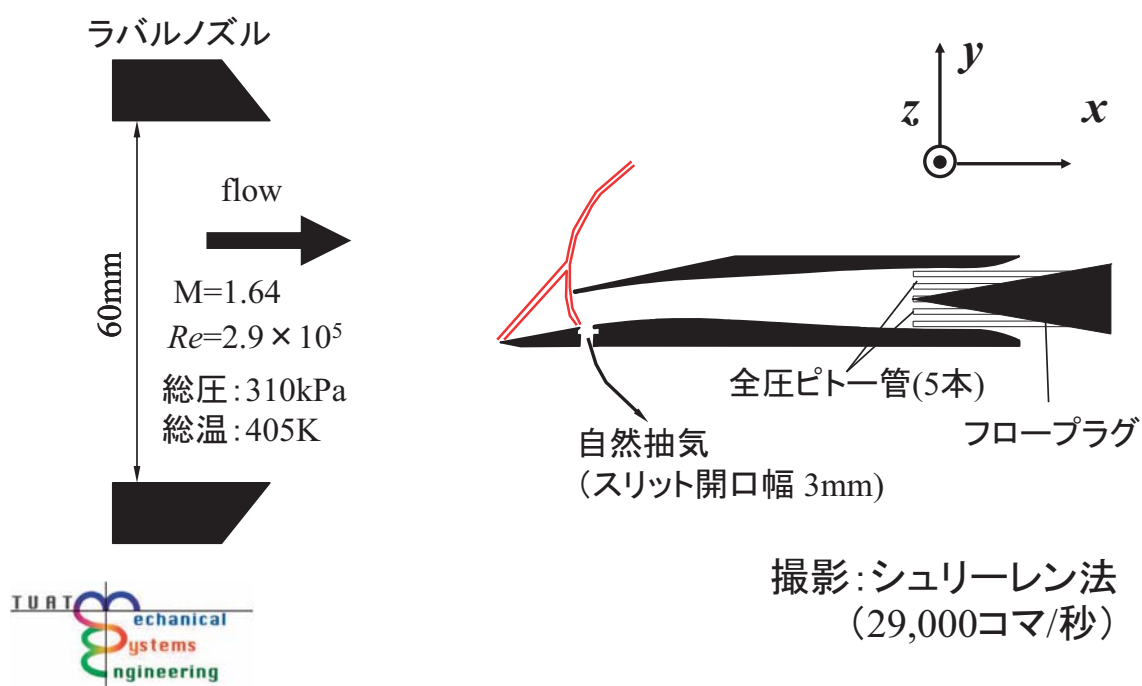
21

農工大小型超音速風洞実験 模型諸元



22

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 実験結果（可視化結果）

スリットなし



スリットあり



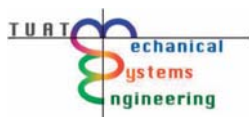
いずれのケースでもバズが発生

… 風洞側壁が主流に与える影響が原因か？



研究計画

③ ①, ②をベースとしたバズ抑制手法の概念検討, 検証実験



10KT005510

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)

2010年11月26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



KHI Proprietary

目 次

- ・ 研究目的
- ・ クラスタ型インテークの調査結果
- ・ 研究計画
- ・ CFD解析モデル
- ・ 解析データの評価
- ・ 解析結果(経過報告)
- ・ 成果
- ・ 参考資料



KHI Proprietary

1

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

クラスタ型インテーク調査結果

クラスタ型インテークを採用している、コンコルドの調査を行った。その結果を下記に示す。

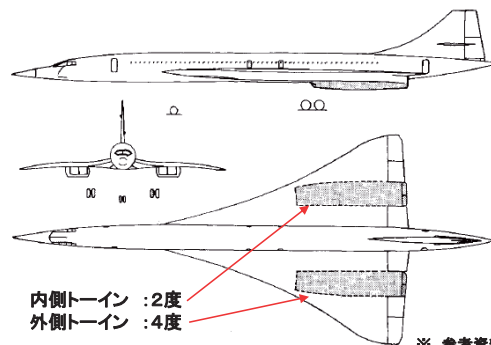


コンコルド クラスタ型インテーク

【参考】

設計M数 : 2	全長 : 62m
航続距離 : 3,550nm(6,600km)	全幅 : 26m
座席数 : 128(1class)	高さ : 12m
最大離陸重量 : 185ton	主翼面積 : 360m ²

- ①スパン位置は、主脚及び脚扉とエレポンの間に配置。
- ②前後位置は、翼前縁からの渦を吸込まないように翼前縁から離す。
- ③ダイバータにより、主翼下面の境界層を排除。
- ④インテークにトーインをつけて、主翼下面の流れに正対させる。
- ⑤片舷2個のインテークの中央にスプリッター・プレートを装備して、クラスタ型インテークを可能にしている。



※ 参考資料(6)より



KHI Proprietary

3

クラスタ型インテーク調査結果

コンコルドのインテークは、脚扉とエレポンに間に隙間なく配置されている(下写真参照)。



コンコルド クラスタ型インテーク

【参考】

エレポン: エロン、エレベータの機能とコンコルドは離着陸時にフラップとしての機能をもつ

主翼下面において、内側の主脚と脚扉との配置、及び外側のエレポンとの配置を考慮し、全機アレレンジ的にクラスタ型を採用し機体を成立させたと推察できる。

その一方で、片方のインテークがバズ又はアン・スタット状態となり流れが乱れたときに、その乱れがもう片方へインテーク、エンジンへ干渉するという課題がある。

⇒ この課題に対して、下記の方策が採用されている。

- ・ スプリッター・プレート
- ・ ダンプ・ドア
- ・ オート・ラダー

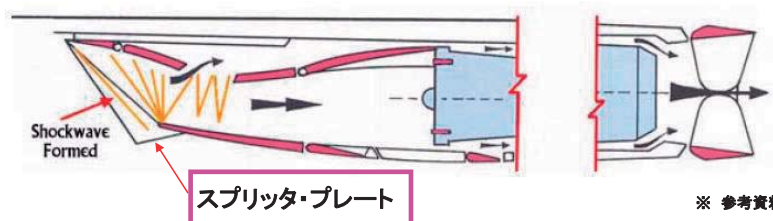
クラスタ型インテーク調査結果

コンコルドのクラスタ型インテークで採用された方策を示す。

①スプリッター・プレート

ひとつ又は他方のインテークが不作動(サブ・クリティカル条件)時に、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している。

- ⇒ コンコルド開発時に全機風試でその効果を確認。
- ⇒ スプリッター・プレートは、ひとつのインテークが完全にバズ状態になると、他方を30%の振動レベルまで抑制。



※ 参考資料(7)より

コンコルド インテーク断面概要図(巡航状態)

クラスト型インテーク調査結果

②ダンプ・ドアの効果

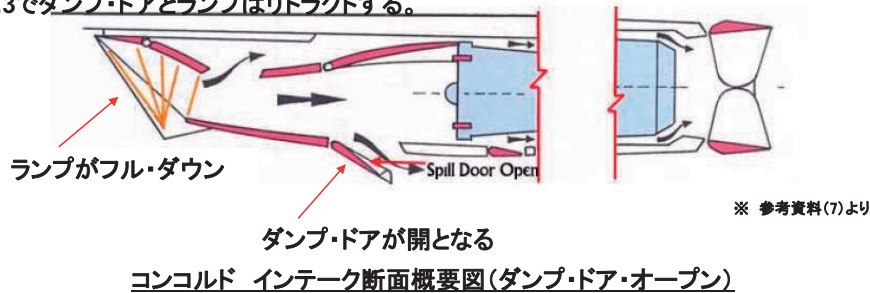
巡航状態でエンジン・シャットダウン時、又は不意にバース状態となったときに、余分な空気を逃がすためダンプ・ドアが外側に開くシステムとしている。

(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)

(補足)

・その際、ランプもフル・ダウンし、衝撃波を前方に移動させスピレージを大きくして余分な空気を逃がす。

・M1.3でダンプ・ドアとランプはリトラクトする。



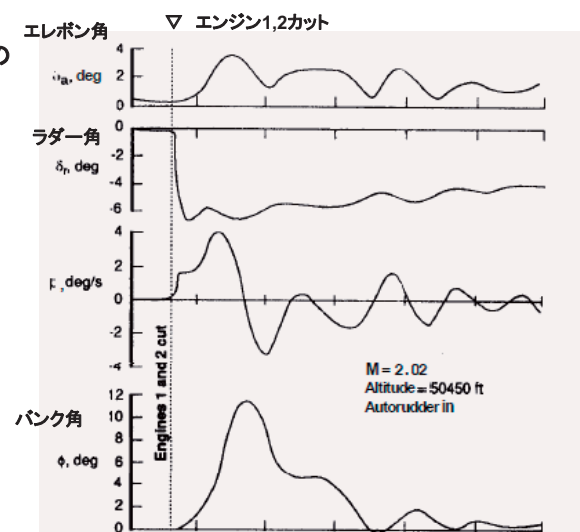
クラスト型インテーク調査結果

③オート・ラダーの効果

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。

(右図は、ダブル・エンジン・カットの例)

文献によると、発生する最大バンクや横滑り角は比較的小さく、対抗操舵でトリム可能との記述がある。



クラスタ型インテーク調査結果

コンコルドにおける、クラスタ型インテークの技術課題を下記に示す。

技術課題		コンコルドの方策	機体規模影響等	備考
バス 又は 不始 動発 生	スプリッター・プレート	ひとつのインテークがサブ・クリティカル時に、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されている	・スプリッター・プレート面積を最小とし、推力ロス、構造重量増加を最小化する必要あり	不始動や、バス発生時の衝撃波の位置、流れ場等を予測して形状設定する必要あり
	ダンプ・ドア	エンジン流量とのマッチングのため、余剰空気流量を逃がす	・ドア開閉機構が重量増加要因となるので単純な機構が必要 ・逃がした余剰空気は、抵抗増加となる	
	オート・ラダー	非対称推力時のヨーの発生を防止	・機体姿勢変化を小さくする ・乗り心地改善	



KHI Proprietary

8

研究計画

クラスタ型インテークの今後、3年間の研究計画を下記に示す。

2010年度	2011年度	2012年度	備考
1年目 → 報告▽	2年目 → 報告▽	3年目 → 報告▽	

①1年目

- ・機体ークラスタ型インテーク形態で、亜臨界から臨界条件を定常CFD解析
- ・クラスタ型インテークの外舷側を超臨界条件、内舷側臨界条件での定常CFD解析
※スプリッター・プレート形状はノミナル1種、スプリッター・プレートなしも実施予定。

②2年目、3年目

- ・スプリッター・プレート形状(約3種程度)のパラスタを定常CFD解析
- ・機体姿勢(α 、 β)の影響をスプリッター・プレート形状をパラメータにして定常CFD解析

【補足】

- ・各年度成果でJAXA殿と調整して研究内容を見直す。
- ・風洞試験での確認も別途、ご提案させて頂きたい。



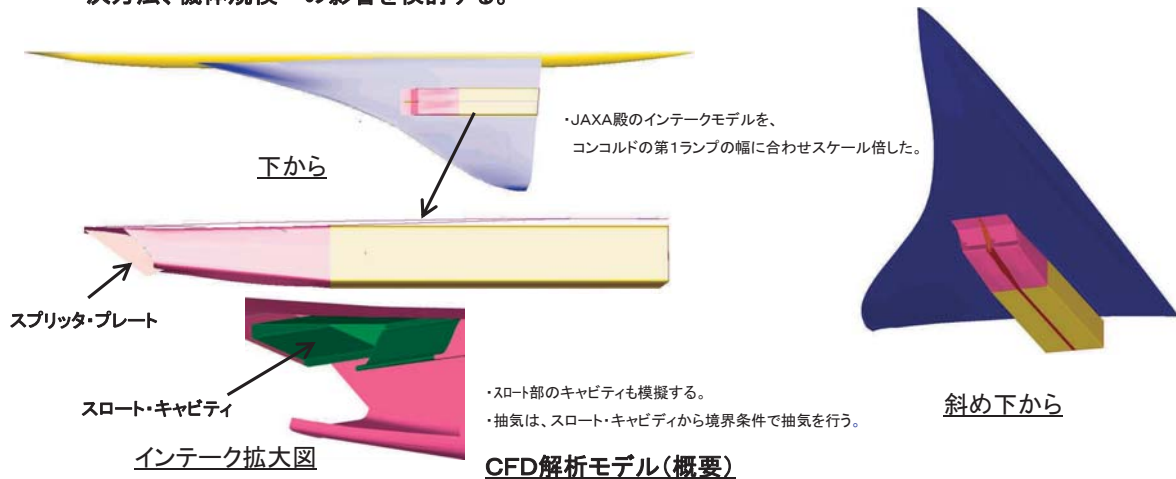
KHI Proprietary

9

研究計画(2010年度)

JAXA殿と調整し、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解析を実施する(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。

⇒ CFD解析結果より得られたインテーク、及び全機周りの空力干渉等の空力現象の課題について、その解決方法、機体規模への影響を検討する。

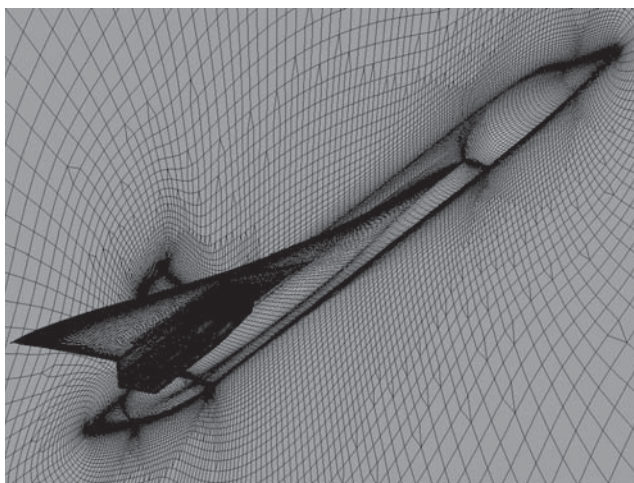


KHI Proprietary

10

CFD解析モデル

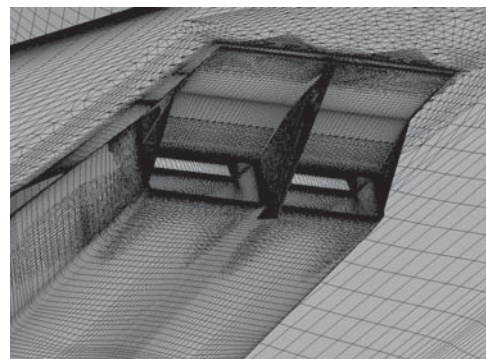
CFD解析モデルを下記に示す。



表面および空間対称面上の計算格子

計算格子セル数

表面格子	23万セル
空間格子	1140万セル



クラスター・インテーク周りの表面格子

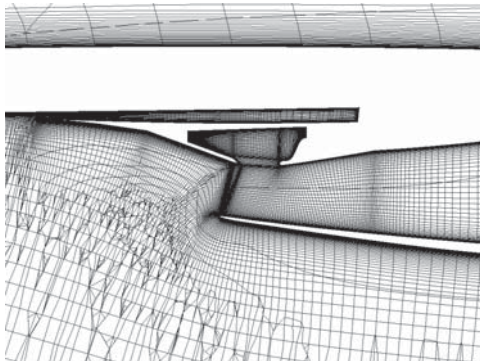


KHI Proprietary

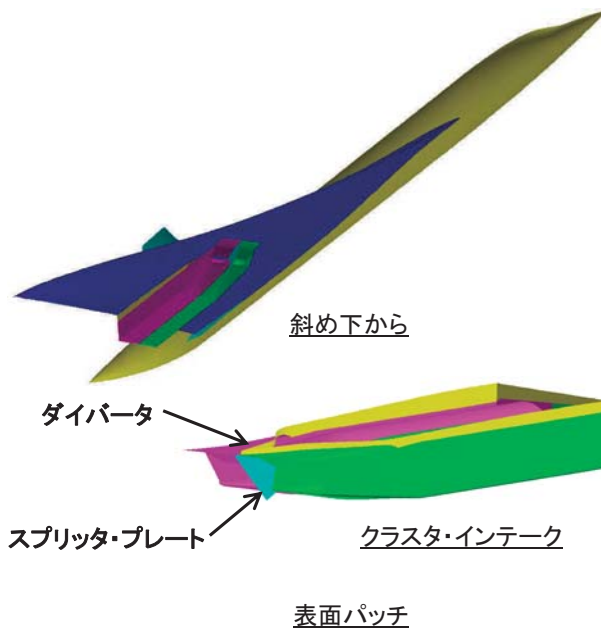
11

CFD解析モデル

支配方程式 : 3次元レイノルズ平均ナビエーストークス方程式
 空間の離散化: 2次精度風上法
 時間の離散化: 陰解法 (MFGS)
 乱流モデル : Baldwin-Barth (BB)
 計算格子: ハイブリッド非構造格子



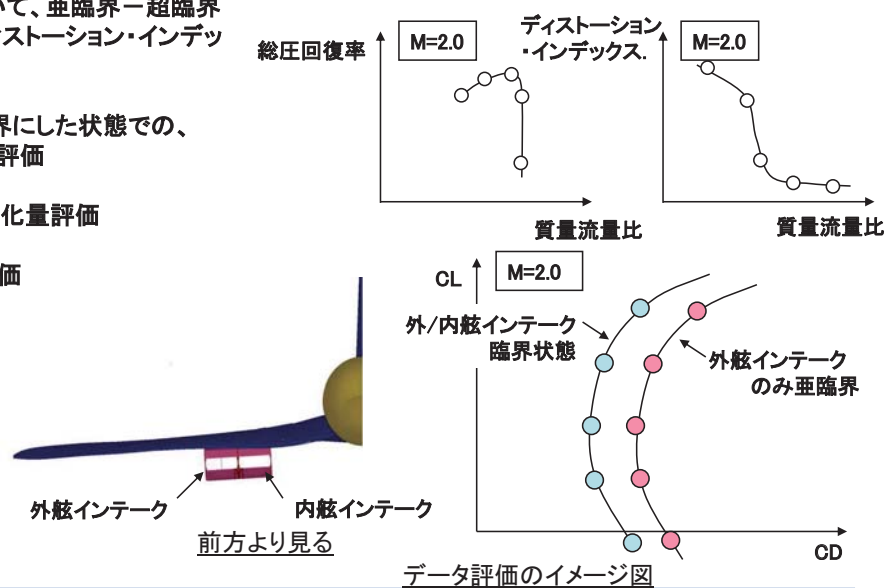
インテーク内部の空間格子



データ評価

CFD解析結果の基本的な評価項目を示す。

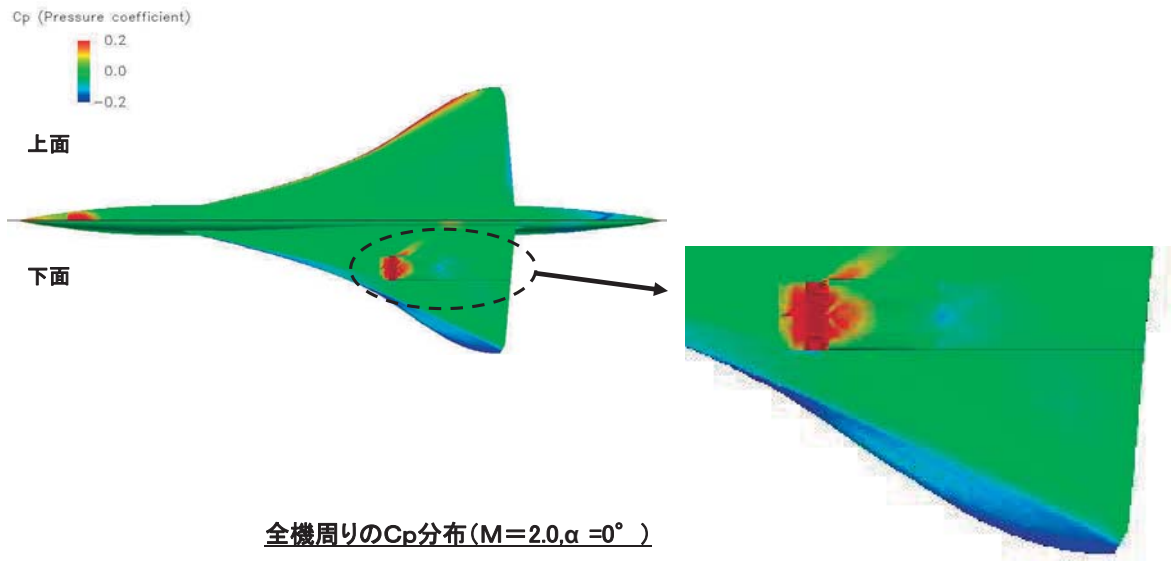
- ・ 各々のインテークについて、亜臨界～超臨界までの総圧回復率、ディストーション・インデックス評価
- ・ 外舷インテークを亜臨界にした状態での、各々のインテーク性能評価
- ・ 全機レベルの揚抗比の変化量評価
- ・ 流れ場の可視化及び評価



データ評価のイメージ図

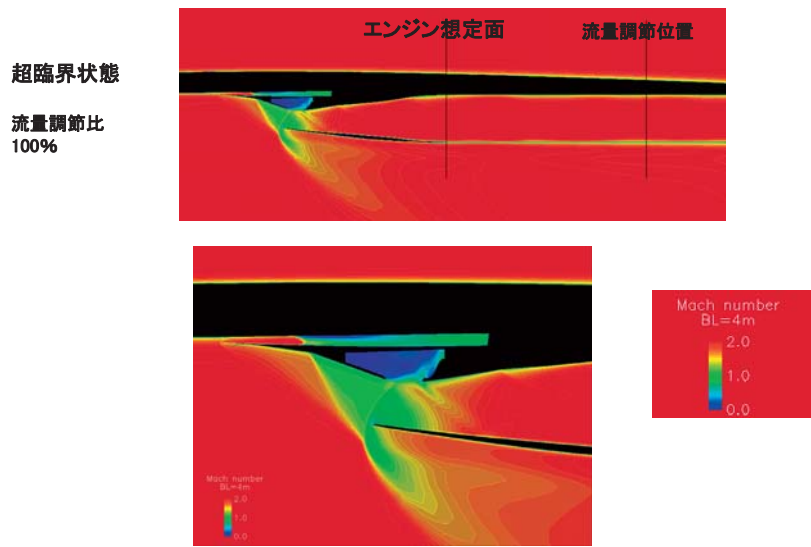
解析結果(経過報告)

全機周りのCp分布を下图に示す。



解析結果(経過報告)

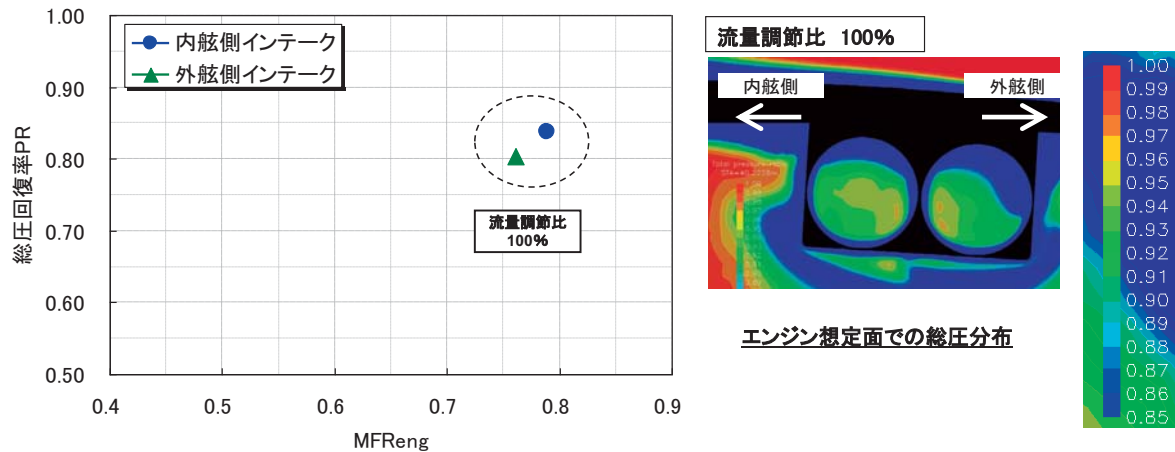
インテーク中心断面でのマッハ数分布を下图に示す。



インテーク内マッハ数分布(M=2.0,α=0°)

解析結果(経過報告)

総圧回復率とMFRの関係、及びエンジン想定面での総圧分布を下图に示す。
今後、技術課題等の評価が可能なCFD解析ができる見通しを得た。



総圧回復率とMFRの関係 ($M=2.0, \alpha=0^\circ$)

成 果

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ことである。

3年計画の1年目として下記の研究を実施中である。

- ・ 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を行った。
 - ⇒ クラスタ型インテークは、他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、スプリッター・プレート等の方策を採用している。
- ・ 研究計画を立案/調整し、機体+クラスタ型インテーク形態のCFD解析モデルを作成。
 - ⇒ 現在、CFD解析を実施中。今後、技術課題等の評価が可能な見通しを得た。
 - ⇒ 今後、解析を進め技術課題等を明確にする。

参考資料

- (1) TM-774 小型超音速機(ジェット実験機) 第2次インテークの空力設計と単体空力特性取得風洞試験
- (2) JAXA-RM-08-019 静粛超音速機(SSTD)第3.5次形状 インテークの空力設計
- (3) JAXA-RM-10-001 静粛超音速機(SSTD)第3.5次形状 インテークの空力性能取得低速風洞試験
- (4) JAXA-RM-10-008 静粛超音速機(SSTD)第3.5次形状 インテークの空力性能取得超音速風洞試験
- (5) AIAA 91-3327 A Preliminary Investigation of Inlet Unstart Effects on a High-speed Civil Transport Concept
- (6) J/A Nov-Dec 1968 Number6 Design and Development of an Air Intake for a Supersonic Transport Aircraft
- (7) <http://www.concordesst.com/powerplant.html> Concorde Technical Specs



KHI Proprietary

18

【補足資料】 超音速機 他機例の紹介

ロッキード A-12	ノースアメリカンXB-70	ロッキード SR-71	BAC TSR-2	ツポレフ Tu-144
				
初飛行: 1962年 最大M数: 2.35	初飛行: 1964年 最大M数: 3.1	初飛行: 1964年 巡航M数: M3.2+	初飛行: 1964年 最高M数: M2以上	初飛行: 1968年 最高速度: M2.35
軸対象インテーク	2次元インテーク クラスタ型(胴下配置)	軸対象インテーク	軸対象インテーク 胴脇配置	2次元インテーク クラスタ型(胴脇配置)
コンコルド	ロックウェル B-1(A型)	ツポレフ Tu-160		
				
初飛行: 1969年 巡航M数: M2.04	初飛行: 1974年 最高速度: M2.0	初飛行: 1981年 最高速度: 2,000km/h (高高度)		
2次元インテーク クラスタ型(翼下配置)	2次元インテーク クラスタ型(胴脇配置)	2次元インテーク クラスタ型(胴脇配置)		



KHI Proprietary

写真、初飛行年数、飛行速度: Wikipediayより 19

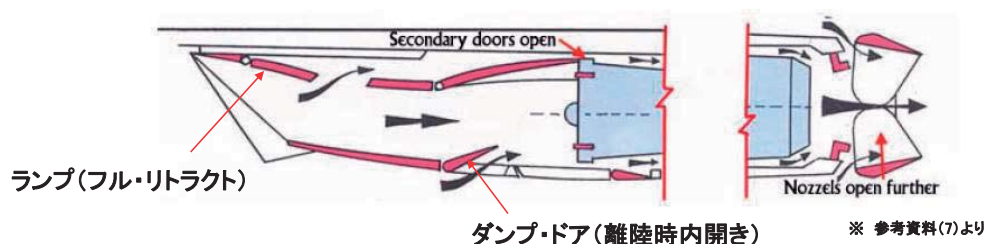
【補足資料】コンコルド インテーク

・ダンプ・ドアは、離陸時の補助空気取入口としても使用されるシステムとなっている。

離陸時は、最大流量が必要なのでランプはフル・リトラクトし、補助空気取入口としてダンプ・ドアが内側に開く。ダンプ・ドアは空力的に開状態が保持される。

(補足)

・機速がM0.93に達するとダンプ・ドアは完全に閉じる。



コンコルド インテーク断面概要図(ダンプ・ドア・オープン)



KHI Proprietary

20

【補足資料】コンコルド インテーク

・サイド・ウォール形状

エンジン故障時に機体がヨーを発生したときに、インテークに対して横流れが発生し、エンジン面での圧力分布が悪化する。

サイド・ウォールの形状を修正して、横流れ発生時のエンジン面での圧力分布を改善している。

サイド・ウォール
(カット・バック形状)



コンコルド インテーク

写真: Wikipediayより



KHI Proprietary

21

【補足資料】コンコルド インテーク

・ダイバータ形状

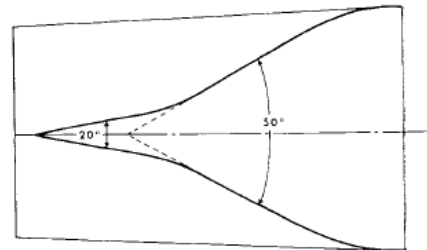
ダイバータの高さは、抵抗低減のため境界層厚みの30%高さとしている。そのため、ランプ・ブリード量を少し増加させてインテーク性能改善させている。

ダイバータ平面形は、初期形状から先端角度を20度に修正し、ダイバータ先端から離脱した流れのインテークの衝撃波パターンや、インテーク効率の大きなロスを改善した。



写真:Wikipediayより

ダイバータ



※ 参考資料(6)より

コンコルド ダイバータ形状(上から見る)

【補足資料】解析結果及びデータ処理式

内舷側インテーク

ノズル面積比	インテーク出口面				流量調整位置			抽気面から2cm前方		
	$A_{eng}[m^2]$	Q_{eng}	MFR_{eng}	Pt_{eng}	$A_{out}[m^2]$	Q_{out}	MFR_{out}	$A_{bleed}[m^2]$	Q_{bleed}	MFR_{bleed}
ストレート	1.090	1.526	0.789	0.838	1.090	1.526	0.789	0.107	0.079	0.041

外舷側インテーク

ノズル面積比	インテーク出口面				流量調整位置			抽気面から2cm前方		
	$A_{eng}[m^2]$	Q_{eng}	MFR_{eng}	Pt_{eng}	$A_{out}[m^2]$	Q_{out}	MFR_{out}	$A_{bleed}[m^2]$	Q_{bleed}	MFR_{bleed}
ストレート	1.090	1.472	0.761	0.804	1.090	1.472	0.761	0.107	0.081	0.042

$$MFR = \frac{\rho U A}{\rho_{\infty} U_{\infty} A_c}$$

$$PR = \frac{Pt_{eng}}{Pt_{\infty}}$$

APG公募型研究報告会

構造技術の研究／複合材構造技術の研究

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

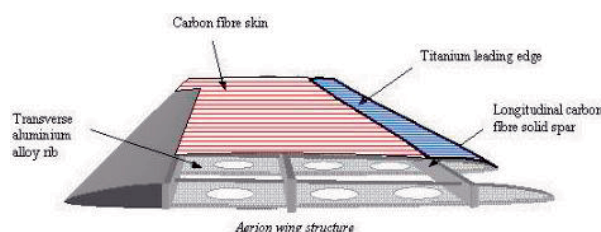
東京工業大学 大学院 理工学研究科
機械物理工学専攻 教授 轟 章



TOKYO INSTITUTE OF TECHNOLOGY

超音速機における翼結合金具構造の問題

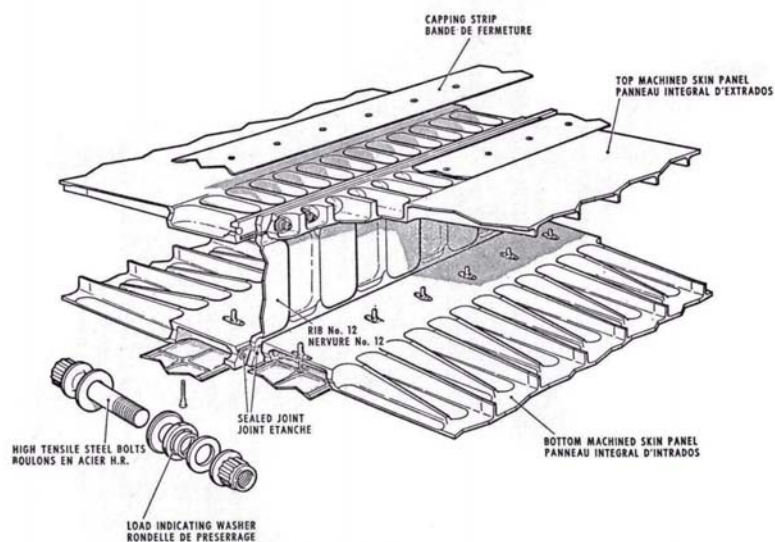
- ・ 薄翼構造（翼内スペースが小さい）
- ・ 超音速巡航時の高温による物性値変化と熱膨張
- ・ 遷音速時のフラッタ防止の高剛性
- ・ 胴体部での利用スペースの有効利用



SBJの例



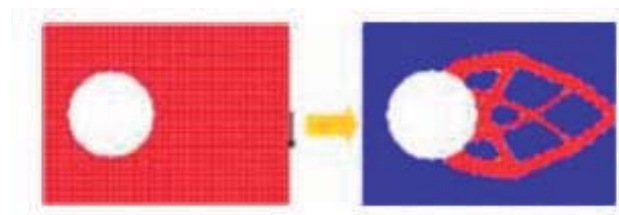
TOKYO INSTITUTE OF TECHNOLOGY



TOKYO INSTITUTE OF TECHNOLOGY

目的関数，拘束条件の差異によるトポロジー最適化の困難

密度法によるトポロジー最適化ツールの問題

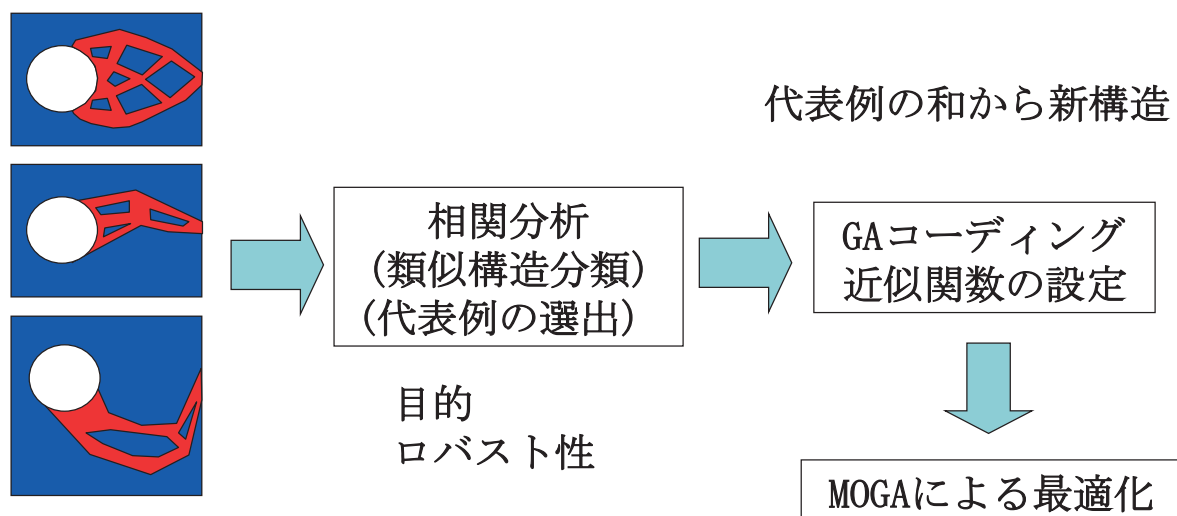


設定範囲，メッシュ分割，．．最適解が異なる
 目的関数の線形結合のやり方で最適解が異なる
 拘束条件の満足が困難



TOKYO INSTITUTE OF TECHNOLOGY

最終的な最適化システム



複数の条件でのトポロジー最適解
(負荷条件, 目的関数, 領域)



TOKYO INSTITUTE OF TECHNOLOGY

研究計画

2010年 最適化ツールによる多条件でのトポロジー最適化
SOMによる分類

2011年 特徴の抽出と近似関数の作成

2012年 MOGAによる最適化

平成22年度はさまざまな条件でのトポロジー最適化を行い、
その最適解に対して他の挙動を解析して近似曲面作成のため
のデータを蓄積する。SOMを用いてこれらを分類する。



TOKYO INSTITUTE OF TECHNOLOGY

現状報告（2010年11月）

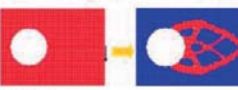
- ・ 契約締結2010年10月1日
- ・ 最適化ソフトウェアの購入前検証

構造最適化ソフトウェア GENESIS

設計最適化機能の詳細

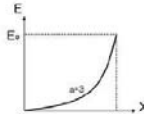
トポロジ最適化

条件に応じて、必要となる材料配置を求めます。製作工程上の拘束を付加することによって、向き方向などを考慮することが可能です。



GENESISのトポロジ最適化は、密度法を使用しています。
設計変数となるトポロジ密度は、0.0～1.0の値をとり、材料の縦弾性係数(Young's Modulus)と、質量密度(Density)それぞれの関数が定義されています。1.00のとき、縦弾性係数と密度は既定の材料物性値と同様になり、剛性・質量はそのまま保たれます。0.00のときは逆に、剛性・質量ともにほぼ無い状態となり、解析計算において変数が存在しないのと同意義に扱われます。

下面が上記の関数を簡略化したイメージです。
製作拘束を用いないトポロジ最適化では、トポロジ密度は重要ごとに与えられるため、トポロジ最適化問題の関数は、トポロジ最適化を行う領域のモデルの機能に比例して大きくなります。



$$E(X) = E_0 * X^a$$

$$\rho(X) = \rho_0 * X$$

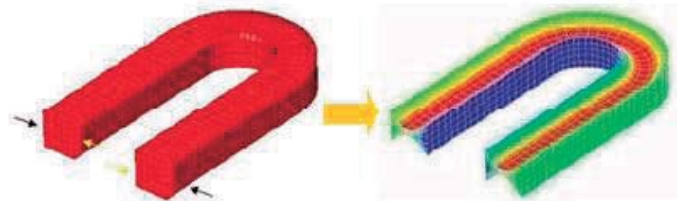
TOKYO TECH
Pursuing Excellence

TOKYO INSTITUTE OF TECHNOLOGY

GENESIS

形状最適化

要素の節点位置を移動させることによって形状を最適化します。形状変更の要件はモデルの任意の部分に定義することができます。GENESISはCAD形状を扱わないため、形状最適化は要素の節点位置を移動させることで実現します。形状変更の指定方法は2種類です。「基本ベクトル」を利用する方法では、形状変更候補の節点を指定して最適化を行いません。「形状変更ベクトル」を利用する方法では、もとの形状の節点に対してベクトル(方向と大きさ)を定義して、最適化を行いません。



TOKYO TECH
Pursuing Excellence

TOKYO INSTITUTE OF TECHNOLOGY

Continuum Topology Optimization

■ ヤング率を以下のように定義し、任意のトポロジーを持つ構造を表現する。

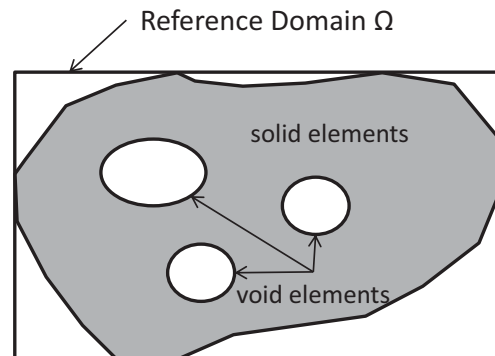
$$E_{ijkl} = 1_{\Omega^{mat}} E_{ijkl}^0,$$

$$1_{\Omega^{mat}} = \begin{cases} 1 & \text{if } x \in \text{solid element} \\ 0 & \text{if } x \in \text{void element} \end{cases}$$

■ 0-1の不連続問題を連続問題に置き換える方法として密度法を利用。

$$E_{ijkl}(x) = \rho(x)^p E_{ijkl}^0, \quad p > 1$$

$$\int_{\Omega} \rho(x) d\Omega \leq V; \quad 0 \leq \rho(x) \leq 1, x \in \Omega$$

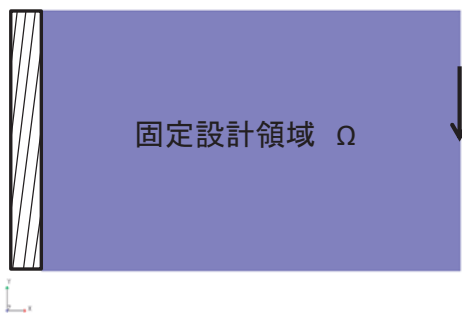


※ $\rho(x)$: 密度関数
 E_{ijkl}^0 : 等方性材料の物性値

TOKYO TECH
Pursuing Excellence

TOKYO INSTITUTE OF TECHNOLOGY

Topology Optimization Example



minimize the strain energy

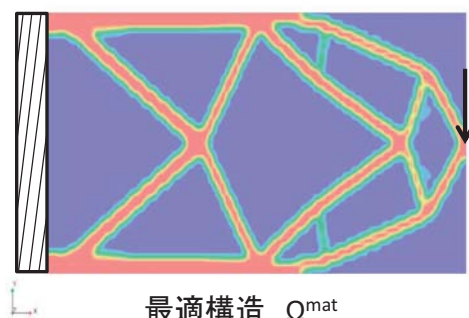
single load applied along the free edge

other edge of the plate fixed

mass fraction ≤ 0.25

TOKYO TECH
Pursuing Excellence

TOKYO INSTITUTE OF TECHNOLOGY

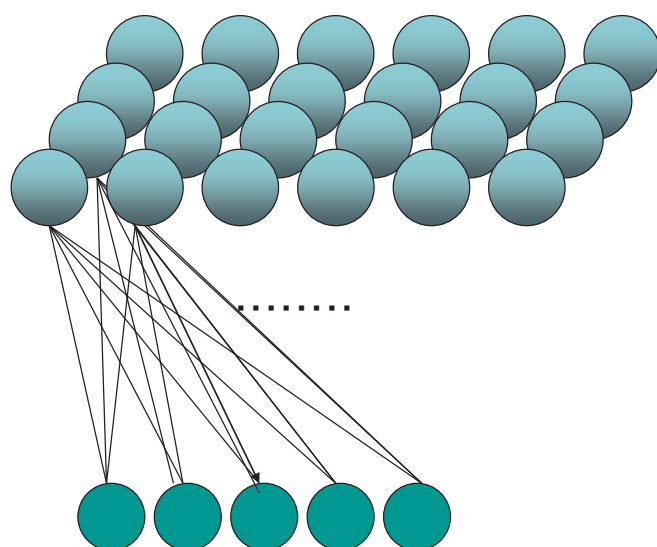


Single Load : 50N
Young's Modulus : 207Gpa
Poisson's ratio : 0.3
Density : 7800kg/m³



TOKYO INSTITUTE OF TECHNOLOGY

自己組織化マッピング (SOM)



出力層
(通常2次元に配列される)

結合
出力層と入力層の間

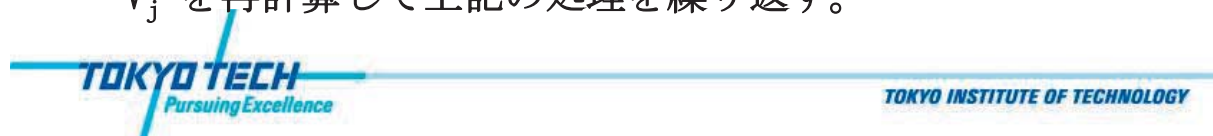
入力層
(m次元ベクトル表現)



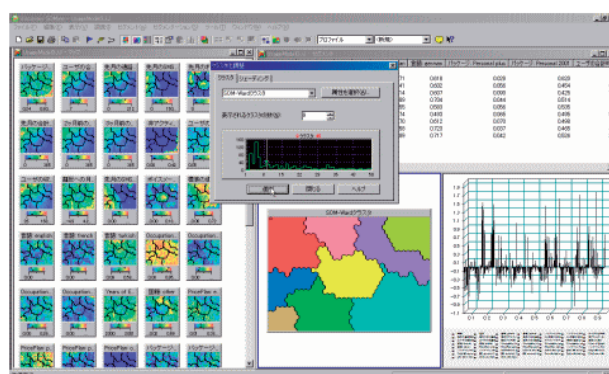
TOKYO INSTITUTE OF TECHNOLOGY

K-means法によるクラスタリングの可視化

1. 各データ x_i ($i=1\cdots n$) に対してランダムにクラスタを割りあてる
2. 割りあてたデータをもとに各クラスタの中心 V_j ($j=1\cdots K$) を計算.
3. 各 x_i と各 V_j との距離を求め、 x_i を最も近い中心のクラスタに割りあて直す
4. 上記の処理で全ての x_i のクラスタの割りあてが変化しなかった場合は処理を終了。
変化した場合は新しく割りあてたクラスタから V_j を再計算して上記の処理を繰り返す。



Viscovery® SOMine



Expert :

100変数×10万レコード
対話型統計解析とデータレコード抽出
の機能つきのお薦めバージョン。



今後の課題

- ・ 取り付け金具解析条件の詳細設定
- ・ GENESISによるトポロジー最適化の実行
(初期条件を変更, 目的関数を変更)
- ・ SOMソフトによる最適解の分類



TOKYO INSTITUTE OF TECHNOLOGY

APG 公募型研究報告会資料集

あとがき

JAXA 航空プログラムグループ (APG) では、次世代超音速旅客機 (SST) の開発を目指した技術研究を 1997 年より継続的に進めており、現在はソニックブーム及び離着陸騒音低減、並びに軽量化、低抵抗化に重点化した「静粛超音速機技術の研究開発」計画を推進している。本計画では技術課題に対して数値目標を設定し、その達成のために多角的に幾つかの研究テーマに細分化し、効率的に研究を進めているが、JAXA 内の人的リソース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の観点から、これまでは共同研究や委託研究を個別的に進めてきた。しかし、更なる研究連携の拡大が望まれていることから、今回新たに APG で公募型研究制度が導入された機会を利用し、本計画の研究課題（研究テーマ）を提案することとした。

提案した研究課題は 14 件で、それらは「静粛超音速機技術の研究開発」計画の研究シナリオに従って選定した。最終的な応募総数は 17 件であり、それらの研究内容、必要資金、等の計画性について、当チームの人的リソース及び資金状況を考慮して、外部有識者による公募型研究分科会において最終的に 10 件が採択された。

今回の報告会では、各研究担当者から研究計画と今年度作業の進捗（の一部）をご紹介頂き、順調な推移が確認されると同時に、「静粛超音速機技術の研究開発」計画の目標達成への見通しが得られたことは大変有意義であったものとする。今後の研究の進展を大いに期待したい。

最後に、今回の報告会では昨年度より既に実施している委託研究の成果についてもご報告頂いた。本来、公募型研究制度とは別の委託研究に関しては、報告の義務は無いにも関わらず、今回の機会を有効活用するために当チームが企画した意図を十分ご理解下さり快くご承諾くださった各研究担当の皆様方には、超音速機チームを代表して心より厚く御礼申し上げたいと思います。

超音速機チーム長 吉田憲司

宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-11-004

発 行 平成 23 年 8 月 31 日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL : <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 エイディエス有限会社

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

TEL:050-3362-6224 FAX:029-868-2956

©2011 宇宙航空研究開発機構

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等加工することを禁じます。

