

12KT008588

APG公募型研究報告会 資料

クスタ型超音速インテーク に関する研究(委託)

2012年12月7日

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

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



KHI Proprietary

目次

- ・ 研究目的
- ・ 研究計画
- ・ 解析モデル
- ・ これまでの研究成果
- ・ 境界層剥離の原因検討
- ・ スピレージが機体へ及ぼす影響
- ・ 今後の予定



KHI Proprietary

研究目的

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

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

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

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

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



コンコルド クラスタ型インテーク

研究計画

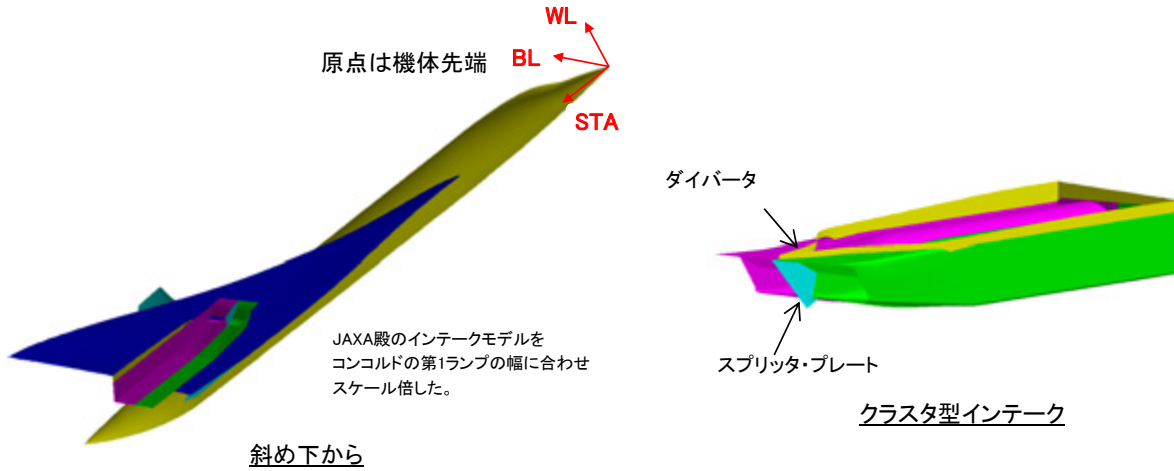
本研究の3年間の研究計画を下記に示す。

2010年度	2011年度	2012年度	備考
▽報告書 クラスタ型インテーク調査 → クラスタ型インテークCFD解析	▽報告書 単体インテークCFD解析 → 境界層剥離の原因検討	▽報告書 インテーク高効率化の検討 → ・内外舷で異なる作動状態でのCFD解析 ・スプリッター・プレートのパラスタ ・機体姿勢の影響把握	

解析モデル

機体+クラスタ型インテーク形態でのCFD解析

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

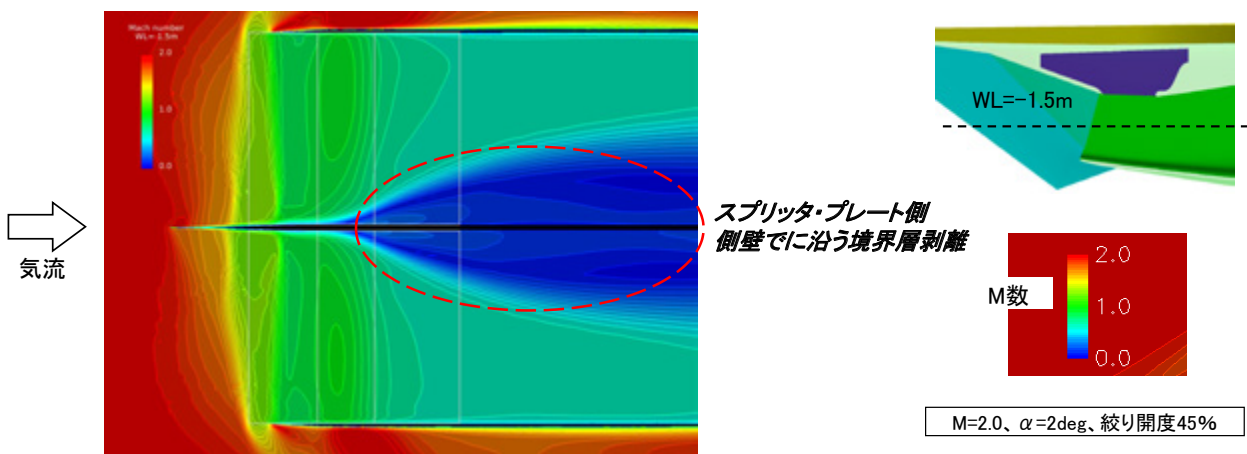


クラスタ型インテーク解析モデル

これまでの研究成果

これまでの研究成果の1つであるクラスタ型インテークの課題は、亜音速デフューザ入口付近でスプリッタ・プレート側側壁に沿う境界層剥離の発生である。

なお、単体インテーク解析を実施し、その解析結果はJAXA殿の風洞試験結果やCFD解析結果と同等な結果となった。これより、本研究の解析手法自体は妥当であることを確認した。



空間マッハ数分布(クラスタ型インテーク)

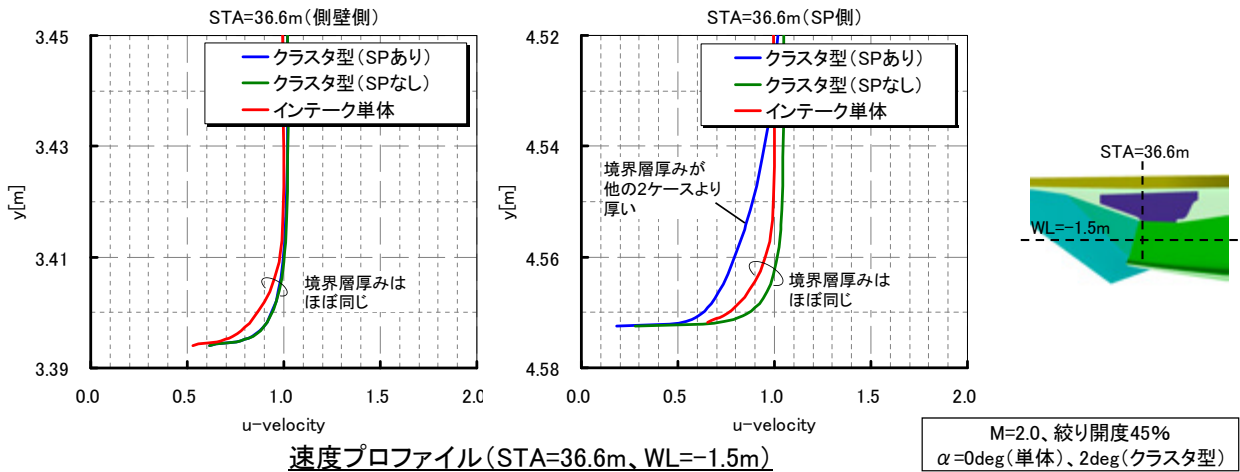
境界層剥離の原因検討①

(1) スプリッタ・プレートによる境界層

抽気スリット付近の境界層厚さを比較

スプリッタ・プレート有／スプリッタ・プレート無／インテーク単体

- ⇒ スプリッタ・プレート有無でスプリッタ・プレート側の境界層厚さに差がある。
- ⇒ 境界層剥離はインテーク単体を除き、スプリッタ・プレート有無に関係なく生じる。
- ⇒ **スプリッタ・プレートによる境界層厚み増加が原因ではないことを確認**



境界層剥離の原因検討②

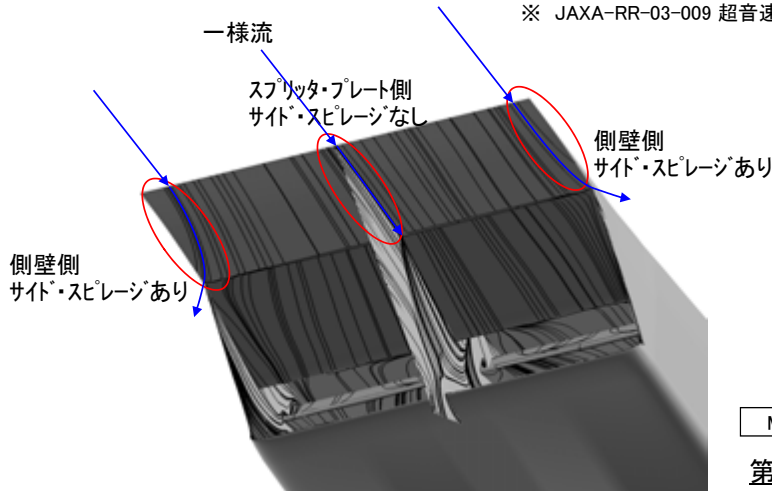
(2) 亜音速ディフューザ

クラスタ型インテークではスプリッタ・プレート側ではサイド・スピレージがなく、反対の側壁側ではサイド・スピレージが生じる(下図)。

文献※では、本研究で使用しているインテークが大きな側壁の場合(サイド・スピレージがない)、亜音速ディフューザの両サイドで大きな総圧損失領域が生じることが示されている。

- ⇒ このインテークはサイド・スピレージがない場合に**亜音速ディフューザで剥離しやすい可能性がある**。

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

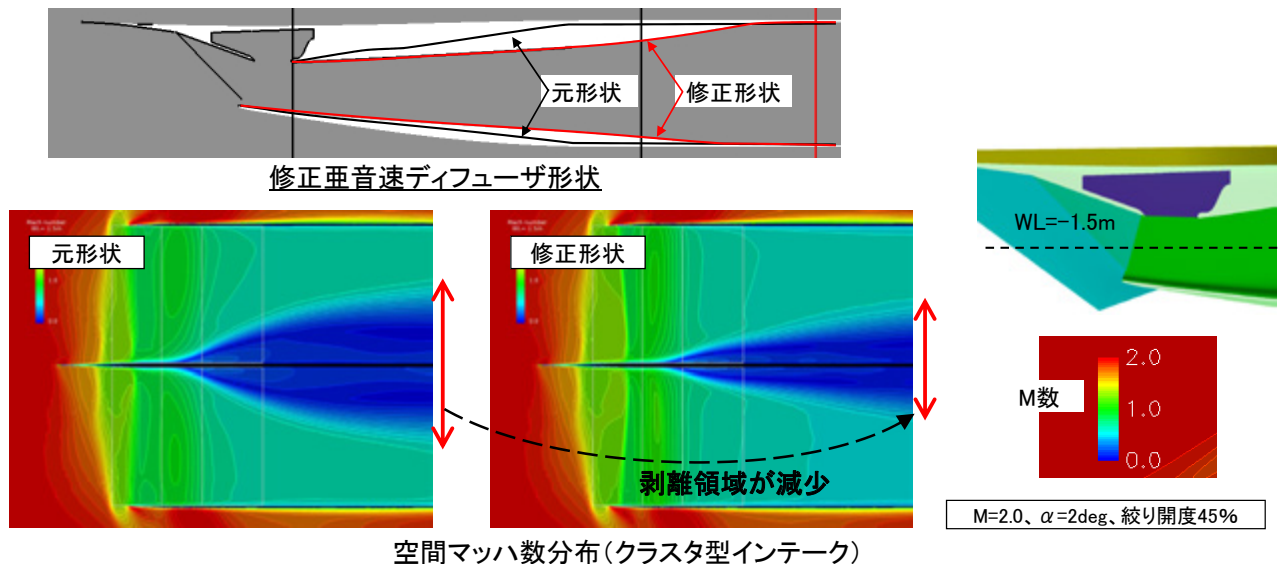


境界層剥離の原因検討②

(2) 亜音速ディフューザ

そこで、この剥離低減を目的として、亜音速ディフューザを延長した形状で解析を実施した。

⇒ 境界層剥離が生じているものの、**剥離領域が減少**した(下図)。また、総圧回復率、およびディストーション・インデックスの改善効果が認められた。



空間マッハ数分布(クラスタ型インテーク)

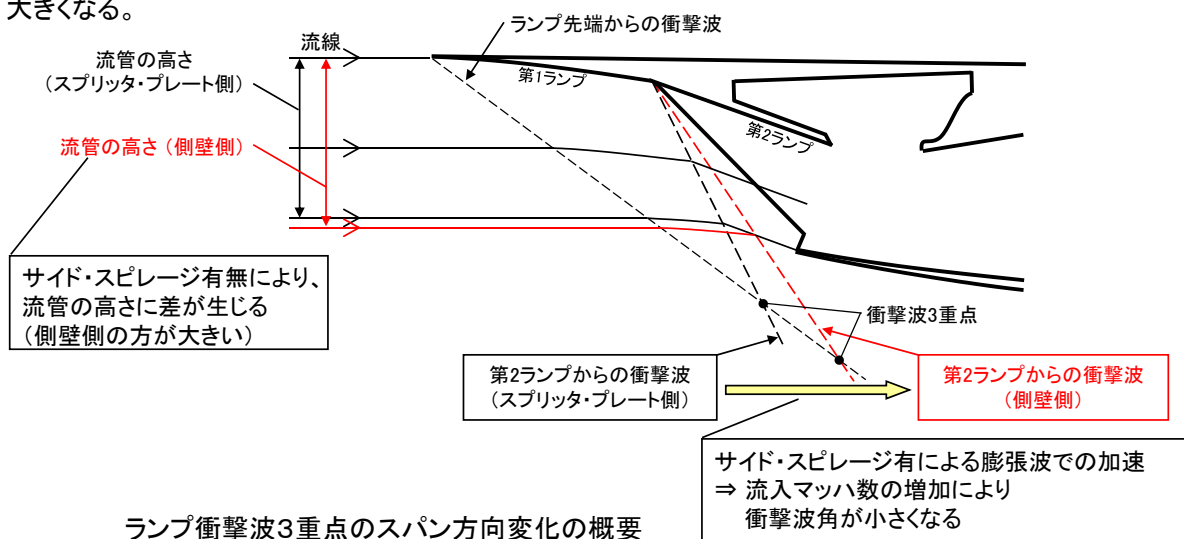
境界層剥離の原因検討③

(3) ランプ衝撃波3重点のスパン方向の位置変化

スプリッター・プレート側ではサイド・スピレージがなく、反対の側壁側ではサイド・スピレージが生じる。

⇒ サイド・スピレージが生じる側壁側では膨張波が発生し、気流が加速される。

⇒ 第2ランプで生じる斜め衝撃波の流入速度は側壁側の方が大きく、衝撃波を通過する際の総圧損失も大きくなる。



ランプ衝撃波3重点のスパン方向変化の概要

境界層剥離の原因検討③

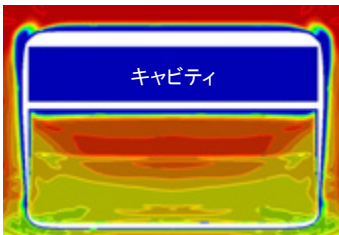
(3) ランプ衝撃波3重点のスパン方向の位置変化

抽気スリット位置での総圧分布

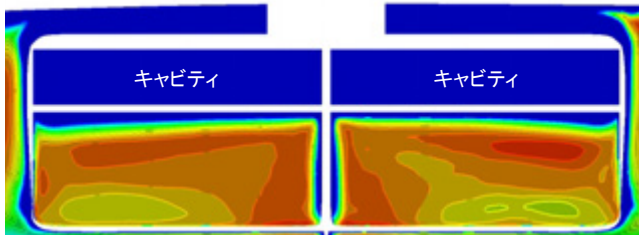
- ・単体インテーク : 左右対称
- ・クラスタ型インテーク : 左右対称ではなく、スプリッタ・プレート側の総圧が高くなるような分布

⇒ スパン方向に流入空気のディストーション(総圧分布など)が生じて、スプリッタ・プレート側で境界層剥離を生じている可能性がある。

単体インテーク

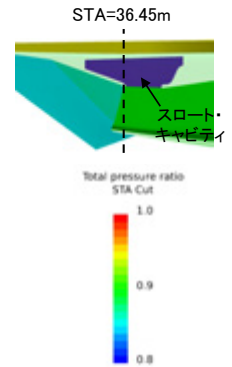


クラスタ型インテーク



内舷

外舷



抽気スリットでの総圧分布(第2ランプ後端位置)

M=2.0、絞り開度45%
α=0deg(単体)、2deg(クラスタ型)

境界層剥離の原因検討③

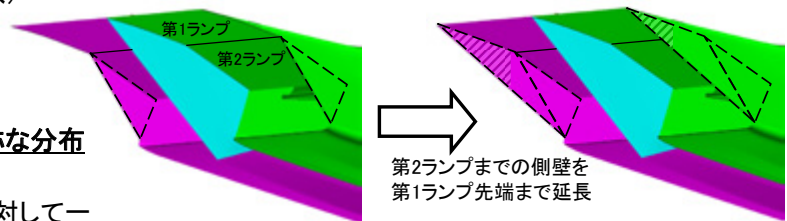
(3) ランプ衝撃波3重点のスパン方向の位置変化

そこで、スパン方向の分布を減らすために、側壁側もサイド・スプレージがないような形状を検討した。

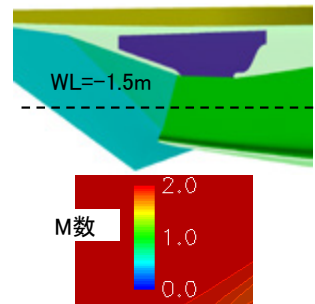
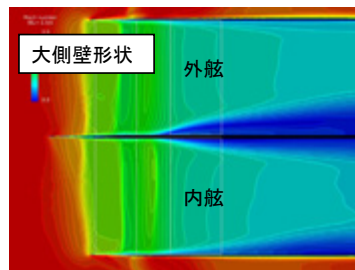
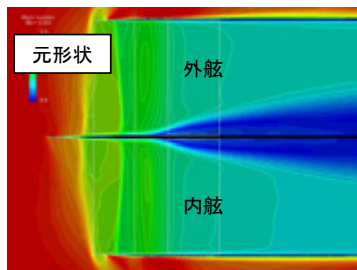
⇒ 側壁が大きい形状を設定(大側壁形状)

⇒ 内舷インテークにおいて**ほぼ左右対称な分布**になっている。

⇒ 側壁を大きくすることは境界層剥離に対して一定の効果が認められた。



空間マッハ数分布(クラスタ型インテーク)



空間マッハ数分布(クラスタ型インテーク)

M=2.0、α=2deg、絞り開度45%

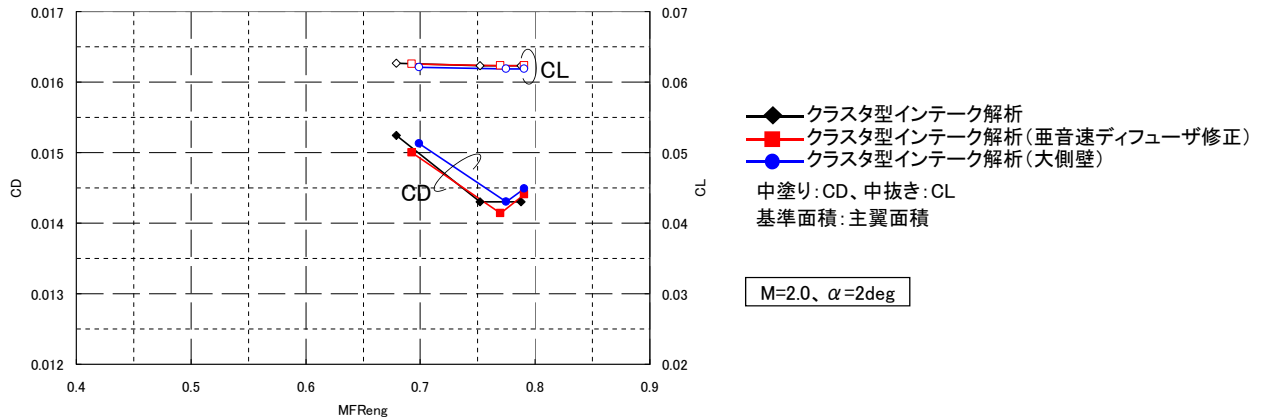
スピレージが機体へ及ぼす影響

インテーク外部抵抗※を考慮した全機CL、CD

- ・ CDはMFRに対して大きく変化
- ・ 大側壁形状では他よりもCD大

(サイド・スピレージがないために、第2ランプからの衝撃波より後流の亜音速領域が増加し、捕獲流管上の圧力が大きくなり、漏れ抵抗係数が大きくなるため)

※ JAXA-RR-03-009を参考に、インテーク付加抵抗、スピレージ抵抗、抽気抵抗を考慮したもの



インテーク外部抵抗を含めた全機CL、CD

今後の予定

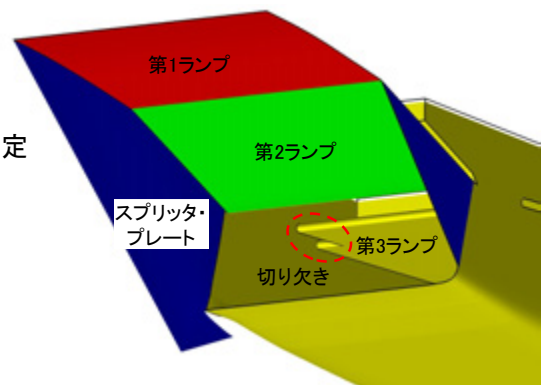
①インテーク高効率化の検討

【大側壁形状】では境界層剥離に対して一定の効果がある。

⇒ しかし、総圧回復率の最大値が小さくなることが考えられる。

⇒ 文献※を参考に、**抽気スリットに切り欠きを追加した形状**を設定 (現在解析中)

※ 第39回飛行機シンポジウム
超音速インテークの空力特性に与える側壁形状と抽気形状の影響



抽気スリットの切り欠き

②スプリッタプレートの設計指針に関する知見の獲得

内外舷での異なる作動状態における、スプリッタ・プレート形状(約3種程度)による影響を確認 (実運用を想定)

③機体姿勢による影響に関する知見の獲得

実運用を想定した条件も含め、機体姿勢(α, β)による影響を確認