

HYPR エンジンにおける CFD の利用 - その 2 (CFD を利用した超音速インテーク設計評価)

丹羽 宏明*1, Jean-Marc Gippet*2, 小見 淳介*3
宇高 康員*4, 村上 哲*5

Utilization of CFD for HYPR Engine - Part 2 (Design Evaluation of a Supersonic Air-Intake by CFD)

by

Hiroaki Niwa*1, Jean-Marc Gippet*2, Junsuke Omi*3
Yasukazu Utaka*4, Akira Murakami*5

ABSTRACT

This study has been conducted as one of the research subjects in the Japanese national program for Super/Hyper-sonic Transport Propulsion System(HYPR). The purpose of the present study is to evaluate the typical utilization of CFD for designing the hypersonic mixed compression air-intake at Mach 5.

1 はじめに

超音速輸送機用推進システムの研究開発(HYPR プロジェクト)で主要構成要素の一つであるコンバインドインテーク(ターボジェット・エンジンとラムジェット・エンジンを統合したコンバインド・サイクル・エンジン用インテーク)は、地上静止からマッハ数 5 までの広い範囲で安定かつ高い総圧回復特性を持ち、エンジンが必要とする空気流量を取り込む必要がある。特に高いマッハ数領域では、インテークがエンジンの圧縮過程の大部分を担い、エンジン性能の重要要素となる。

本研究開発では、このようなコンバインドインテークの設計技術の確立を目標としており、マッハ数 5 クラスのインテークは国内はもとより世界的にも研究段階である^[1]。設計の具体的な目標は、抽気流量を最小限に抑えた条件でインテーク出口総圧回復率をマッハ数 3 で 81%以上、マッハ数 5 で 51%以上と設定し、1989 年度からの 10 年間の研究において目標を達成した^{[2],[3],[4]}(図 1 参照)。

コンバインドインテークの型式は、高マッハ数で高性能な混合圧縮型を基本とし、各マッハ数で流路形状が最適になるようにランプ側を可変とした。また、超音速圧縮部の断面形状は矩形形状で、亜音速圧縮部の形状は矩形形状から滑らかに丸に変化して出口のエンジン面形状と合うようにしている。

本報告では、特にコンバインドインテーク設計において使用した代表的な CFD 解析について報告する。ここで、超音速インテークの設計と解析との一般的な関わりを簡単に述べる。まず巡航状態(マッハ数 5)での超音速圧縮部形状(スロートより上流)を特性曲線法により求め、巡航状態以下のマッハ数に対しては各マッハ数での可変スケジュールを加味して形状を設定し、形状の評価に Euler 解析を使用する機会が多い。その後、亜音速ディフューザの設計を実施し全体の初期形状を決定する。初期形状が決定した後、風洞試験も必須であるが CFD 解析も実施して、超音速インテークの圧力回復率特性、3 次元の内部流の把握、粘性効果や境界層と衝

撃波の干渉による影響等を可能な限り解析し、目標である広いマッハ数範囲での安定かつ高性能なインテークが達成できるまで繰り返す。これらの超音速インテーク設計に関わる数値解析の中で、今回の報告では、粘性を考慮に入れた外部圧縮部流路形状設計への適用、最終インテーク形状における風洞試験結果との性能比較、風洞試験用模型に必要な超音速インテークの始動に関する非定常解析の適用の 3 つの計算例を報告する。

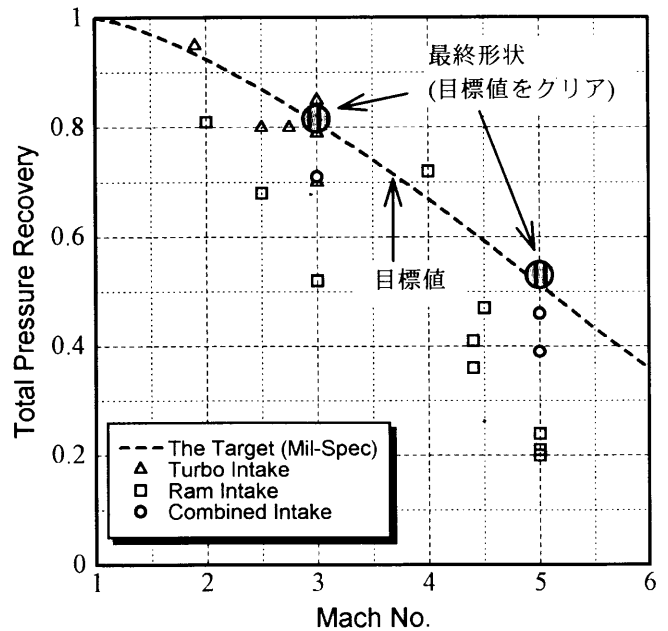


図 1 目標性能と風洞試験結果

2 外部圧縮部の流路形状設計への適用

2.1 流路形状

流路形状はコンバインドインテーク第 2 次空力形状(C2 形状)のマッハ 5 モデルである(図 2 参照)。この空力形状はマッハ数 0~5 までの速度域で運用可能なコンバインドインテークであり、ベース形状(第 1 次空力形状)で課題となった等

*1 川崎重工業(株) *2 SNECMA *3 石川島播磨重工業(株)
*4 三菱重工業(株) *5 航空宇宙技術研究所

エントロピ圧縮部における粘性効果の低減、混合圧縮限界マッハ数の低減を狙った形状である。マッハ数 5 での衝撃波システムは、ランプから 4 本の斜め衝撃波、カウル側から 1 本、終端衝撃波が 1 本で構成される。ランプからの各衝撃波は等強度となるようにランプ転向角を先端から 5 度、5.5 度、6.1 度、6.8 度とした。

ここで、C2 形状は非粘性計算による外部圧縮部設計を実施しており、ランプ衝撃波がすべてカウル先端にフォーカスし、カウル先端からの流量ロスが無く (Shock on lip) していることが次節で述べる最終形状と大きく異なる。スロート前方の超音速ディフューザは矩形断面で、その後の亜音速ディフューザで矩形から丸へ形状が変化する。また、ランプ上、カウル上および側壁に発達する境界層を排除するためにそれぞれの場所で抽気を実施している。

図 3 に風洞設備へ供試体を取り付けた状態の写真を示す。模型のサイズはランプ先端部からカウル先端部までのインテーク入口高さ(Hc)を 100mm、幅を 66.7mm とした。また、風洞設備は航空宇宙技術研究所の極超音速風洞(φ 50cm)を使用した。風洞設備への取り付けはランプ部が上側の配置となっている。

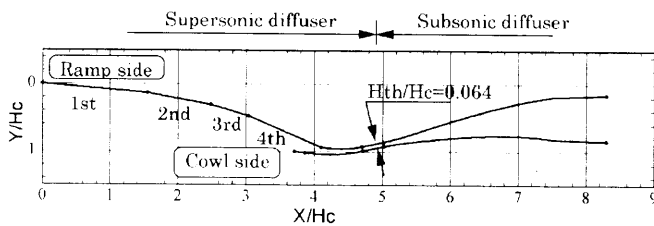


図 2 コンバインドインテーク第 2 次空力形状(C2 形状)

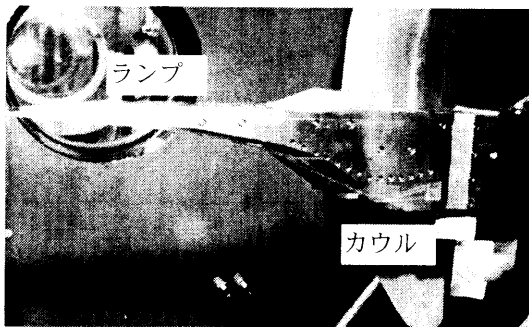


図 3 風洞取付状況(C2 形状、NAL 極超音速風洞 M5)

2.2 数値解析

数値解析はカウル先端までの超音速ディフューザ部において 3 次元の NS 解析を実施した。解析コードは ONERA によって開発された 3 次元 N-S 解析コード CANARI^{5),6)}を使用した。格子点数は 130 万点、構造格子、4steps Runge-Kutta space centered scheme、非粘性領域で空間 2 次、粘性領域で 1 次、乱流モデルは Baldwin-Lomax とした(詳細は参考文献 ③を参照のこと)。気流条件は風洞試験条件と同一の $M = 5$ 、 $Re = 10 \times 10^6 / m$ とした。ランプ上の抽気も境界条件で抽気量を与えることにより模擬した。

2.3 解析結果

図 4 に数値解析結果、図 5 に風洞試験のシュリーレン写真を示す。図 4 は流路中心線上の等マッハ線図であり、カウル先端までの外部圧縮部領域である。NS 解析では、第 1 段

ランプと第 2 段ランプ先端から発生している第 1 段斜め衝撃波と第 2 段斜め衝撃波がカウル先端部にフォーカスしている、非粘性設計に近く境界層厚みがまだ薄く斜め衝撃波に与える影響が少ないと考えられる。残りの第 3 段斜め衝撃波と第 4 段斜め衝撃波は非粘性設計の衝撃波位置とは異なり、NS 解析では流路内部に入射していることが判明した。

また、風洞試験からも流路内部の抽気条件によっては非粘性設計の衝撃波パターンと異なることが明らかとなった。図 5 にシュリーレン写真を示す。第 1 段斜め衝撃波は非粘性設計通りカウル先端付近にフォーカスしているが、カウル先端に弱い離脱衝撃波が発生していることが確認できる。直接第 2 段以降の斜め衝撃波は側壁の存在で確認できないが、インテーク出口総圧回復率の低下を考慮すると衝撃波パターンが非粘性設計と異なっていることが予測できる。また、この弱い離脱衝撃波の発生は、カウル上に発達した境界層に斜め衝撃波が入射しはく離泡を生じさせカウル先端角を増加させたために発生したと類推でき、等エントロピ圧縮を前提とした内部圧縮部に悪影響を及ぼしていると考えられる。

以上の結果より非粘性での外部圧縮部設計は NS 解析および風洞試験結果と異なることが分かり、境界層厚みおよび抽気の効果を含めた設計が必要であることが分かった。C2 形状以降の空力形状ではここで示した NS 解析や、簡易積分法により外部圧縮部の排除厚みを見積もり、衝撃波が流路内部に入射しないように転向角とランプ長さを再設計した。

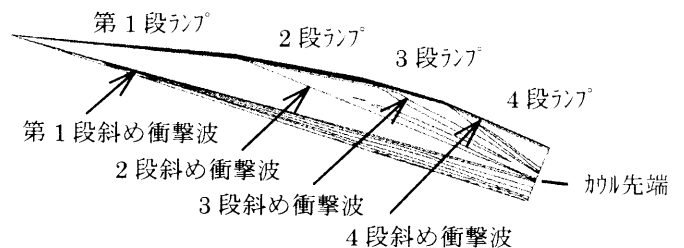


図 4 外部圧縮部の等マッハ線図(C2 形状、M5)

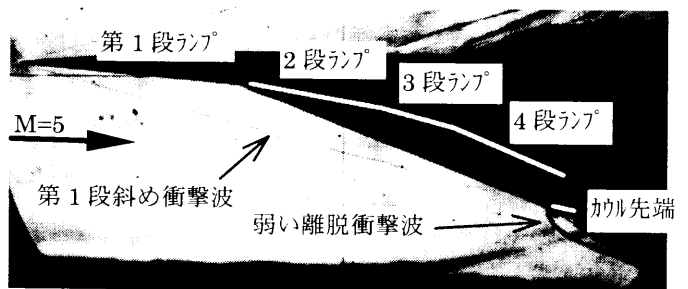


図 5 シュリーレン写真(C2 形状、M5)

3 最終形状における数値解析と風洞試験との性能比較

3.1 流路形状

流路形状は第 3 次空力形状(C3、最終形状)である。前述の C2 形状との違いは、外部圧縮部形状は排除厚みを考慮した形状であること、スロート付近の形状を流路内部の等エントロピ圧縮部を含めた可変スケジュールを考慮して再検討した形状であること、一様流の気流変動に強くするために Shock on lip を止めカウル先端の外部で外部圧縮部の斜め衝撃波をフォーカスするように設計した形状である。

図 6 に風洞設備へ供試体を取り付けた状態の写真を示す。

模型のサイズは風路サイズを考慮してインテーク入口高さ(Hc)150mm、幅は100mmである。このサイズはC2形状の供試体の1.5倍にあたる。スロート高さはマッハ数5の場合で10mmとなる。境界層抽気用にランプ上、カウル上、側壁に抽気孔を持ち、抽気量と抽気パターンも変更できるようになっている。また、終端衝撃波の安定用にスロート部にスロート抽気が可能である。そして、この供試体はマッハ数3の試験も実施可能なように、スロート部付近の流路の一部を交換できるようになっている。

風洞設備は、フランスのONERA S3MA風洞を使用した。風洞設備への取り付けはランプ部が下側で、前述のC2形状の試験時とは異なる。

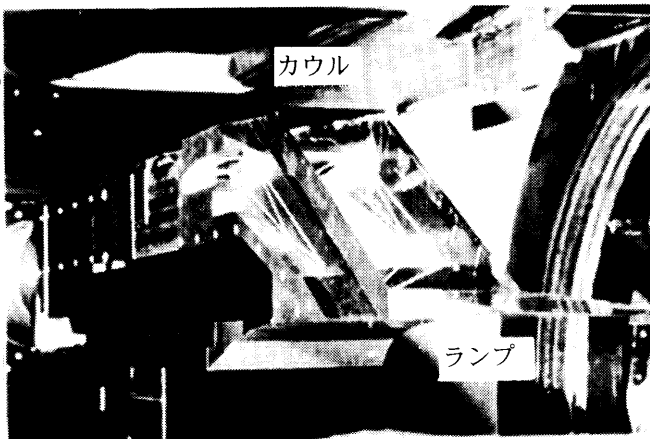


図6 風洞取付状況(C3形状、ONERA S3MA風洞M5)

3.2 数値解析

上述と同じコードを使用して、外部圧縮部からインテーク出口(エンジン入口)までの超音速インテーク全てを3次元NS解析で評価した。格子点数270万点、計算は時間とメモリの節約のために3領域に分割(外部圧縮部領域、内部超音速領域、亜音速領域)、乱流モデルはk-εモデルで実施した。風洞試験模型で実施している境界層の抽気は抽気量の模擬、衝撃波安定用の抽気形状は形状と抽気量の模擬をしている。NS解析で使用した側壁形状は風洞試験で性能が良かった第2段ランプ先端からカウル先端までを結んだ直線から開始する小側壁形状である(図6の写真は側壁にシュリメレン窓が付いた大側壁である)。気流条件は風洞試験条件と同一のM=5、Re=10x10⁶/mとした。

3.3 解析結果

全体の流れ場を図7に示す。(a)が外部圧縮部領域、(b)が内部圧縮部領域のマッハ数分布である。(a)の上側には供試体の流路形状も図示してある。解析結果は3次元の鳥瞰図で示しており、図の奥が流路中心で、手前が側壁側で、側壁を取り外した状態である。ランプ面上の等マッハ数分布は壁面に近い流れ場を示し、主要な位置(キंक位置と各ランプ長さの中央)での流れ方向に直角な断面マッハ数分布を付け加えてある。図示している領域は第1段ランプから発生する斜め衝撃波より少し上流側からである。また、最終断面はカウル先端位置の断面となる。この図より、各キंक位置から発生する斜め衝撃波がカウル先端に向かい発生していること、側壁の境界層と衝撃波の干渉、流路内部の圧縮された流れが側壁エッジより外部に漏れていることが分かる。(b)はカウル

先端から後方の内部圧縮部領域であり、流路の中心断面でのマッハ数分布を示したものである。後方の絞りは流路内部の背圧を調整するためのスロートであり、風洞試験供試体におけるフロープラグを模擬している。スロートから急激な広がり角を持つ亜音速ディフューザにも関わらず大きな離れ領域または偏流は見られずディフューザの設計が良いことを示している。亜音速ディフューザ後方の直管部分(実際には矩形形状から丸への形状変更区間)では偏流が見られるものの十分に速度が遅い領域なので(M=0.1程度)圧力回復率の悪化にはつながっていないと考えられる。

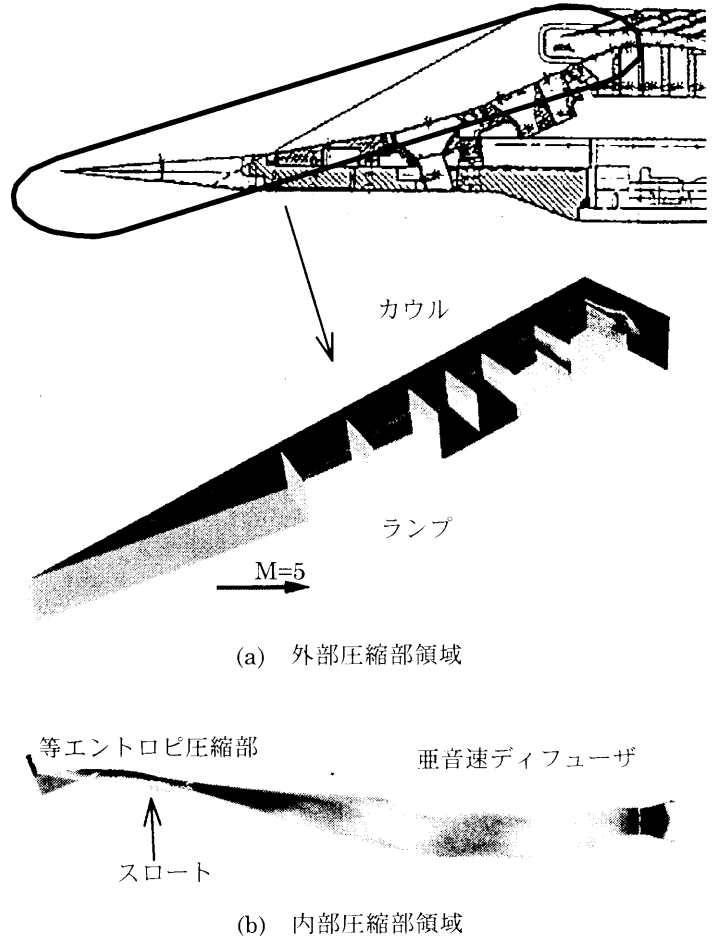
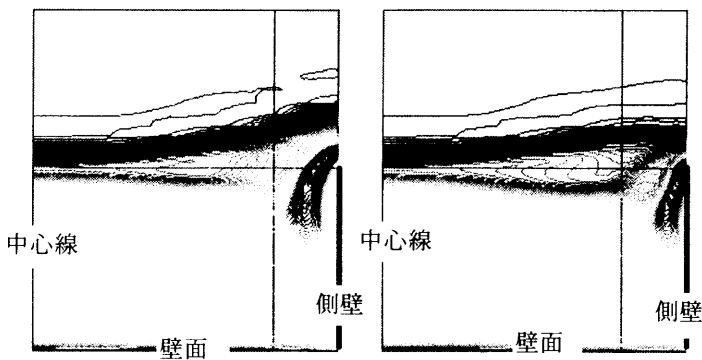


図7 風洞取付状況(C3形状、ONERA S3MA風洞M5)

次に、側壁エッジより外部に漏れている現象に関する詳細を示す。外部圧縮最終断面(カウル先端位置)のマッハ数分布を図8に示す。(a)と(b)は側壁からの抽気量が違うNS解析結果である。それぞれの図は、左側が流路の中心線を示し、下面はランプ、右側が側壁部分を示している。ただし側壁は図中の太線で示している範囲でその上方は一樣流となっている。(a)は側壁からの抽気流量(NS解析では側壁から一樣に抽気)はインテーク入口捕獲流量の0.5%、(b)は2.0%である。図のマッハ数分布より斜め衝撃波で圧縮された領域が図の下半分で存在していることが分かり、その上方では一樣流のマッハ数5の領域であることが分かる。また、側壁抽気流量の違いにより、側壁エッジから外部への漏れる量が異なり、抽気流量が少ない(a)では側壁エッジ付近に大きな渦を発生させ側壁上端から内部の流れを外部へ多量に流出させていることが分かる。流路内部の局所総圧回復率(圧力/総圧)を求めるとそれぞれ0.854と0.872となり、側壁からの抽気流

量が少ない(a)の場合より 2.0%と抽気流量が多い(b)の方がカウル入口断面での圧力回復率が高いことが分かった。その原因としては、側壁に発達した境界層とランプから発生した衝撃波が干渉し渦を発生させ設計通りに圧縮が行われない領域を適切な側壁抽気(この場合 2.0%)でできる限り小さくしているためと考えられる。風洞試験の結果からも、流れ場の詳細な解析は無理であるが、インテーク性能としては数値解析と同様な側壁抽気流量の改善による総圧回復率の向上が確認されている。また、数値解析で分かった流れ場の仕組みをもとに、最小抽気量でできるだけ性能を高める側壁抽気的位置を検討し、ランプ部からの衝撃波が側壁に接する領域および側壁とランプ部のコーナ部に抽気孔を配置することとした。さらに、風洞実験を通じて抽気位置と抽気流量の詳細を検討し、総圧回復率の向上を試みた。



(a) 側壁抽気 0.5% (b) 側壁抽気 2.0%
図 8 カウル先端付近のマッハ数分布、3D N-S 解析
M=5, C3 形状

図 9 に超音速インテークの流れ方向に沿った壁面静圧分布を示す。横軸はランプ先端から流れ方向に沿った距離(インテークキャプチャ高さ $H_c = 150\text{mm}$)、縦軸は一樣流総圧で無次元化した静圧である。また、図中のシンボルは実験値、実線は NS 解析結果である。(a)はランプ先端上流静圧からカウル先端までの外部圧縮部分、(b)はカウル先端部分からインテーク出口までの内部圧縮部分である。(b)でマークが数種類あるのは、風洞試験のインテーク出口背圧と CFD の出口条件が同一近辺の値を示しているためである。その結果外部圧縮部、内部圧縮部ともに数値解析結果と風洞試験結果の壁面静圧分布が良好に一致していることが分かる。

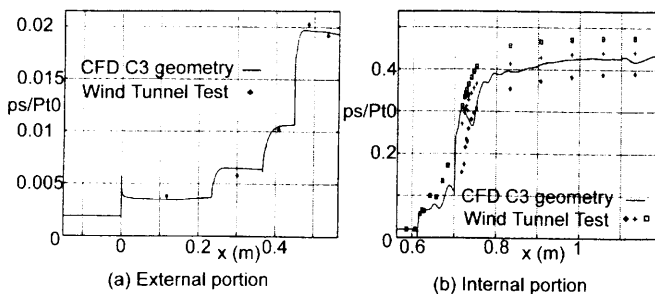


図 9 壁面静圧分布、3D N-S 解析と風洞試験結果との比較
M=5, C3 形状

以上の超音速インテーク最終形状における NS 解析結果より、数値解析が超音速インテーク設計ツールとして十分使

用できる事が確認できた。特に、風洞試験では流れ場の観察が困難な亜音速ディフューザのはく離予測、ランプ上とカウル上の抽気流量とインテーク性能の関係、側壁抽気と側壁上の 3 次元流れの把握等の流れに関して大変有益な情報を得ることができた。また、インテークの総圧回復率に関する程度も予測ができ、風洞試験と合わせて超音速インテーク設計目標値を達成することができた。

4 風洞試験用の模型設計への適用

4.1 目的

混合圧縮型超音速インテークを超音速気流中で使用する場合、供試体流路内部を可変機構を使用して超音速にする(始動させる)必要がある。そこで、風洞試験供試体の始動形態で本当に始動するかどうかを数値解析を使用して検討することを試みた。

まず、実機の場合では通常、地上静止から巡航状態まで広いマッハ数領域でインテークを高性能で作動させるため、それぞれのマッハ数で最適なスロート部面積および外部圧縮部転向角になるように複雑な可変機構を使用した流路形状となり、始動に関しても同じ可変機構を使用して実現させている。一方、風洞試験で一点のマッハ数(例えばマッハ数 5)のみの空力特性を把握することに重点を置いた場合でも可変機構を使用しないと供試体内部に超音速を呑み込まない不始動状態となる。従って、可変機構は必須となるが、限られた風洞測定部の大きさを有効に使用するためには、始動の可変機構をできるだけ簡単な構造かつ機構のボリュームを小さくし、風洞気流への影響を少なくする必要がある。従来の風洞試験模型の始動方法は実機の可変機構と同様なランプ部の上下方向の移動を使用した場合が多いが、今回の供試体はできるだけ可変機構部を小さくしインテーク流路のサイズを大きくするためにカウル部の前後移動による始動方法を採用した。

4.2 模型形状

流路形状はコンバインドインテーク第 2 次空力形状(C2)のマッハ 5 形態である(2. 外部圧縮部の流路形状設計への適用と同一)。供試体は、カウル部が前後に移動できる構造とし、流路の可変機構を風洞設備の模型支持装置と同程度の前方投影面積とし、可変機構による供試体ボリュームの増加を最小限に抑え、インテーク入口面積を大きくした(可変機構によるボリューム増加量 0、風路面積に対する供試体前方投影面積は約 7%)。また、風洞起動時には図 10 に示すようにカウル部を後方に位置させスロート面積とカウル先端からランプ面に垂直に降ろした入口面積の比(A_{th}/A_{in})を拡大させて始動をさせる方法を採用した。

1 次元計算によるインテークが始動する入口面積比(A_{th}/A_{in})を図 11 に示す。実線はカウルの移動量に対する A_{th}/A_{in} の変化を示す。また、図中の自己始動限界(self start limit)のラインは、 A_{th}/A_{in} が自己始動限界の面積比より大きくなれば始動(Start)することを示し(カウル移動量が 25mm より大で始動)、自己始動限界より面積比が下回れば不始動(Unstart)となることを示している。しかし、実際の流路形状は 3 次元複雑形状であり自己始動限界のラインがどの範囲で適用できるか定かではない。

そこで、1 次元計算より確かと思われる 2 次元の非定常計算で供試体始動形態における解析を実施し、供試体が始動す

る傍証の一つとした。実際の風洞実験では数値解析と同様なカウル位置で始動することを確認した。

4.3 数値解析

使用した解析コードは、TVD スキームを使用した構造格子の非定常 Euler 計算である。計算する形状はカウルを設計位置より後方にスライドさせた風洞試験での供試体始動形態である。計算領域は供試体のランプ先端から亜音速ディフューザ後方にある背圧調整用フローラグまでを模擬した。風洞試験では境界層抽気およびスロート抽気を実施しているが計算では考慮しなかった。

非定常解析の使用により、定常解析では実際には不始動の場合でも常に始動する解のみしか得られない流れ場を風洞試験に近い状態で解析した。流れ場の初期条件として、計算時間の短縮を考慮に入れて、マッハ数 1 の定常解析をまず実施し、その後、主流マッハ数を 5 にステップ状に変化させ、非定常解析を実施した。

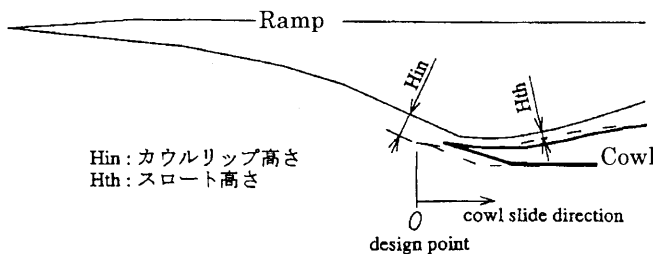


図 10 風洞模型における始動形態(カウルスライド) C2 形状, M=5

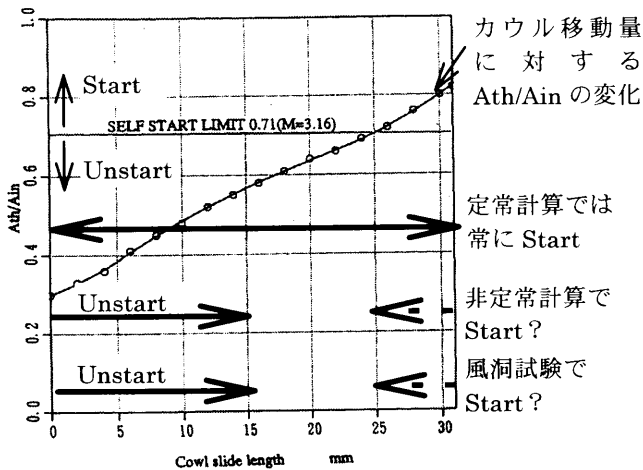


図 11 カウルスライド量と超音速インテーク始動特性 1次元理論, C2 形状, M=5

4.4 解析結果

図 12 に等マッハ線図を示す。マッハ数 1 の初期解にマッハ数 5 の主流をステップ状に与えている。

図(a)は途中計算の結果であり、主流マッハ数が 5 に変化したことにより第 1 段ランプ先端からの斜め衝撃波の発生が途中まで認められる。一方、カウル先端付近では流れ場はまだ上流のマッハ数 5 の流れは到達してなく亜音速流であり、カウル先端からの斜め衝撃波および流路内部の超音速部分は認められない。図(b)は最終結果であり、カウル先端から

の斜め衝撃波が確認でき、カウル後方に超音速部分が出現しインテークが始動しているのが確認できた。また、外部圧縮部のランプからの斜め衝撃波も設計通り発生しているのが確認できた。以上のことより、1次元理論と比較してより現実に近い 2次元非定常解析を用いてインテーク始動方法の妥当性検討を実施し、非定常解析が超音速インテーク始動の検討に利用可能であることが確かめられた。ただし、現実の風洞とは流れの 3次元性、境界層の影響等の面で違いがあるので、解析結果は始動性確認の傍証の一つである。

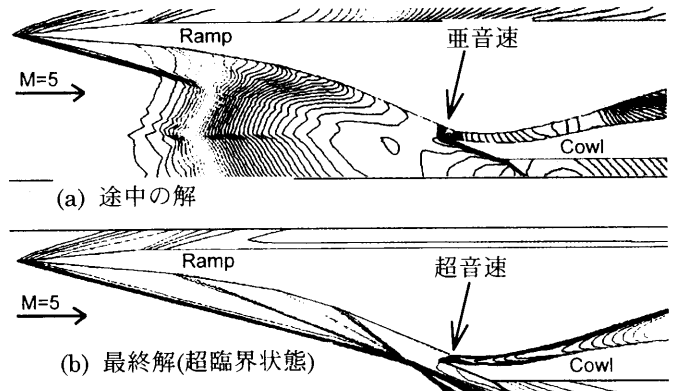


図 12 始動性検討 CFD 解析, 2D 非定常 Euler 解析 C2 形状, M=5

5 まとめ

今回紹介した、マッハ数 5 までの広い範囲で作動する超音速インテーク設計における CFD 利用により下記の知見を得た。

- 外部圧縮部流路形状に関して、境界層抽気を含めたランプ上に発達する境界層厚みの見積もりおよび斜め衝撃波の発生位置の予測には粘性の影響を考慮した NS 解析が有効である。
- 超音速インテークの最終性能評価を風洞試験と抽気効果を含めた 3D NS 解析と比較した結果、風洞試験と良好に一致する結果が得られた。
- また、風洞試験では評価が困難である側壁形状の流れ場を解析し、風洞試験と定性的に合う結果が得られた。

以上のことより、CFD が超音速インテーク設計ツールとして十分活用できることが明らかとなった。

また、風洞試験用供試体設計に関して、以下の知見が得られた。

- インテーク始動方法の妥当性検討に非定常計算が利用可能であることが確かめられた。

最後に現状の CFD 解析は初期形状を検討する際には十分使用が可能であることが確認できたが、最終の形状を見つけるためには風洞試験と同様に数多くのパラメトリックスタディおよび実機形状の適切なモデリングが必要不可欠となり、CFD 解析のみでの流路設計は当然ながらまだ困難と考える。従って、超音速インテークの効率の良い設計を実施するには、目的に合わせて CFD 解析と風洞試験を実施する必要があるし、それぞれの結果を更に比較し検討・検証する必要があると考える。

6 謝辞

本研究は、超音速輸送機用推進システムの研究開発の一環として、新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)から委託を受けて実施したものである。

7 参考文献

[1] Lois J. Weir., D. R. Redy, "A Comparison of CFD Predictions and Experimental Results", Aeropropulsion '91 NASA Conference Publication 10063.

[2] 宇高ら, "Design Evaluation of a Hypersonic air Intake for a SST/HST Combined Cycle Engine", 第3回超音速輸送機用推進システム国際シンポジウム, 1999

[3] J-M Gippet, et al, "Design Evaluation of a Hypersonic Inlet for a SST/HST Engine by CFD and Test, 13th ISABE, 1997

[4] Y. Utaka, et al, "The Aerodynamic Design and Wind Tunnel Tests of a Combined Intake for a Supersonic Transport", 13th ISABE, 1997

[5] Couaillier V., Veysseyre Ph., Vuillot A. M., "3D Navier-Stokes Computations in Transonic Compressor Bladings", 10th ISABE, 1991

[6] Vuillot A. M., Couaillier V., Liamis N., "3D Turbomachinery Euler and Navier-Stokes Calculations with a mutidomain Cell-Centered Approach", AIAA/SAE/ASME/ASEE 29th Joint Propulsion Conference(1993)