

設計における数値解析の活用について(その8) —超音速機用混合圧縮インテーク—

藤本 朗* 丹羽 伸夫** 沢田 恵介***

The Role of Computational Fluid Dynamics in Aeronautical Engineering (8) — A Mixed Compression Inlet for a Supersonic Airplane —

by

Akira FUJIMOTO
*Gifu Technical Institute
Kawasaki Heavy Industries, Ltd.*
Nobuo NIWA
*Jet Engine Division
Kawasaki Heavy Industries, Ltd.*
Keisuke SAWADA
*Institute of Fluid Science
Tohoku University*

ABSTRACT

A numerical investigation on a supersonic mixed-compression inlet is carried out. The inlet is designed for Mach 2.5 by applying the Method of Characteristics. Realistic ramp bleed and throat bypass systems are simulated by a two-dimensional, finite volume, multi-block TVD Navier-Stokes code.

From the calculations, the role of ramp bleed and throat bypass systems are revealed. And the mechanism of improving the pressure recovery ahead of an inlet "unstart" is found for the first time in detail. The results also show that the throat gap, or slot, constructs an optimum equivalent wall configuration automatically by the flow conditions around the systems. This noteworthy result can be obtained because of the great advantage of the CFD approach.

1. はじめに

近年、次世代超音速旅客機(SST)の開発気運が世界的に高まりつつある。次世代SSTでは多くの厳しい要求条件を満足する必要がある、特に、高性能な推進系の開発はその経済的成否の大きな鍵を握る。そして、推進系全体の効率向上のために

は、高性能な超音速空気取入口が必要不可欠となる。

当社では、昭和63年度より高性能超音速空気取入口の研究に着手し、初年度は数値解析によって簡素な形状の混合圧縮型空気取入口の検討を行った^{1,2)}。本研究では初年度の結果を踏まえ、総圧損失の少ない流路形状を設計し、さらに現実的な抽気機構を模擬した数値シミュレーションを行い、スロート抽気及びギャップの役割を明らかにした(詳細は文献3)参照)。

* 川崎重工(株)・岐阜技術研究所

** 川崎重工(株)・ジェットエンジン事業部

*** 東北大学・流体科学研究所

2. 記号

x : 主流方向距離

p : 静圧

Pt : 総圧

ṁ : 質量流量

添字

e : 主流

b : 流境界設定部

fan : エンジン・ファン想定位置

3. 予備的検討および流路設計

昭和63年度は、直線単段ランプ形式の混合圧縮型空気取入口を $M=2.5$ で設計し、2次元ナビエ・ストークス方程式による数値解析を実施した^{1,2)}。主な結果を以下にまとめる。

- (1) 高い総圧回復を狙った空気取入口では、衝撃波/境界層干渉抑制のための抽気が必要不可欠で、これなしでは設計形状での始動状態が達成出来ない。
- (2) 5箇所の抽気孔を必要とした。
- (3) エンジン・ファン想定位置での総圧回復率は最高で約87%であった(臨界作動状態)。
- (4) 解析では壁面での圧力比を境界条件に指定して抽気をシミュレートしたが、この方法ではスロート抽気の本質的役割を見出すことが出来なかった。

以上を踏まえ本研究では先ず、流路形状の再設計を行った。超音速ディフューザ部は特性曲線法

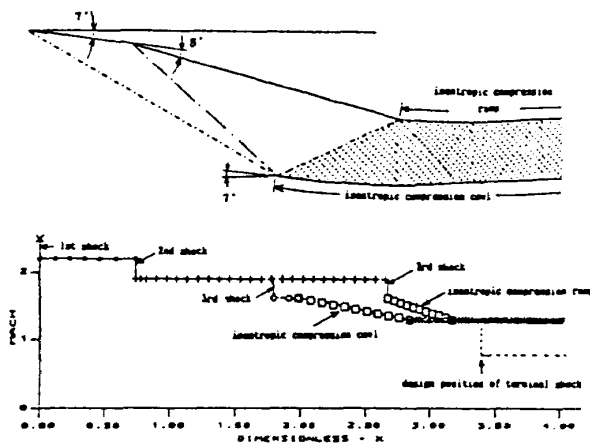


図1 特性曲線法による超音速ディフューザの設計

(MOC)による設計を試み、カウル衝撃波とスロート間に等エントロピ圧縮部を設けて全体の総圧損失を最小に抑える工夫をした(図1)。さらに、亜音速ディフューザは剥離が発生しないよう慎重な設計を行い、これによりここでの抽気を省略することが可能となった。また数値解析においては、ランプ抽気孔内とスロート・プレナム室内にも格子を切り、主流との差圧を利用した自然抽気をシミュレートすることを試みた(図2)。

4. 数値解析手法

解析には当社のENMA-2Dコードを用いた^{4,5)}。このコードの主な特徴を以下に示す。

基礎式: 2次元ナビエ・ストークス方程式

格子系: マルチ・ブロック法

ソルバ: 有限体積, 前処理型TVD法

乱流モデル: Coaklyの $q-\omega$ モデル

抽気は図2に示される自然抽気(特に境界条件の指定はない)を用い、インテーク流出部はエンジン・ファン想定位置直後に設け、ここで一様な静圧を指定した。解析はすべてインパルス・スタートとし、初期の始動状態を達成している¹⁾。また、すべてのケースで、 $M=2.5$, $Re=10^6$ (代表長さ: 取入口高さ)とした。

5. 解析結果

図3は、スロート抽気なしで超臨界作動(終端衝撃波はスロートの後方)させた場合の超音速ディフューザ部の等マッハ線図(a)と壁面静圧分布(b)を示す。また、(b)には特性曲線法(MOC)による設計静圧も示す。同図は、ランプ抽気がカウル衝撃波と境界層の干渉を抑え、それに続く等エントロピ圧縮をほぼ設計どおりに実現している

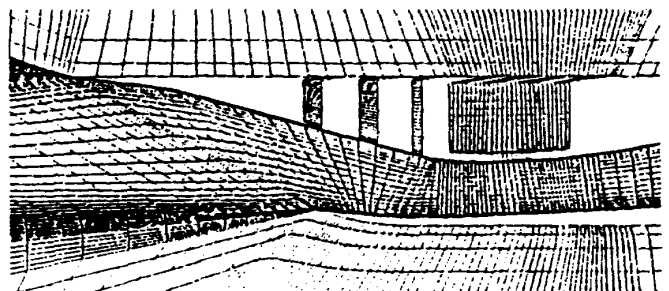
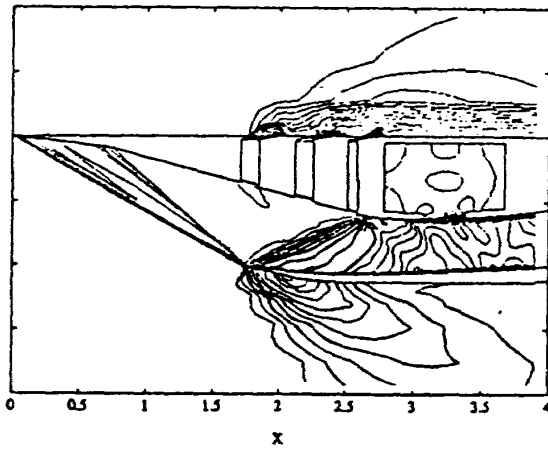


図2 計算格子

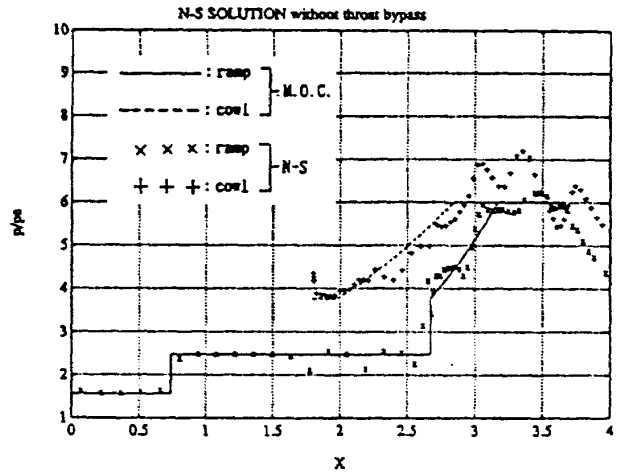
ことを示す。また、このランプ抽気により、流出口静圧（背圧）が十分低ければ、安定な始動状態が維持出来ることも明らかとなった（ランプ抽気孔を塞ぐと始動状態の解は得られない）。

図4はスロート抽気あり/なしにおいて、流出境界静圧比 (p_b/p_e : 背圧比) をパラメータとした場合の流れの様子（等マッハ線図）を示す。背

圧比13.0では、スロート抽気のあり/なしに関わらず終端衝撃波はスロート後方に位置し、超臨界作動となる。背圧比13.2ではともにスロートに終端衝撃波が位置し、臨界作動となる。スロート抽気なしでは、これよりわずかに背圧を上げただけで直ちに不始動状態へ移行するのに対し、スロート抽気ありでは背圧比14.4まで始動状態を保つことが出



(a) 等マッハ線図



(b) 壁面静圧分布

図3 超音速ディフューザ部の流れ
(超臨界作動, スロート抽気なし)

p_b/p_e	No Bypass	Bypass
13.0		
13.2		
14.3	u n s t a r t	

図4 背圧比 (p_b/p_e) をパラメータとした場合の等マッハ線図
(スロート抽気なし/あり)

来, 同図には背圧比14.3の結果を示す。なお, スロート抽気ありの場合の開口率は, プレナム室上面面積の56%である。

以上より, ランプ抽気の役割は境界層制御機能であり, スロート抽気の主たる役割は終端衝撃波保持機能であると考えられる。

6. スロート付近の流れ場詳細

図5は, 空気取入口の基本特性であるファン想定位置における流量/総圧線図を示す。横軸は捕獲質量流量に対するファン位置での流量比($\dot{m}_{fan}/\dot{m}_{total}$), 縦軸は質量流量平均総圧回復率($P_{t,fan}/P_{t,e}$)である。スロート抽気なし(▲)では, 流量変化に対するマージンは全くないが, スロート抽気あり(●)では約3%のマージンがある(前述の衝撃波保持機能と本質的に同じ)。ここで注目すべきことは, 抽気ありで臨界作動達成($P_{t,fan}/P_{t,e}=88\%$; $p_b/p_e=13.2$ に対応)後も, 不始動直前まで流量低下(背圧上昇)に伴い総圧回復率がさらに上昇することである。この原因を探るため, スロート付近の流れ場を詳細に検討する。

図6はスロート付近の流れ場の拡大図である。左側が等マッハ線図, 右側が速度ベクトル図を示す。超臨界状態でスロート抽気孔を塞いだ場合(a), スロート部に大きなギャップが開いているにもかかわらず流路内の流れはあまり乱されることなく, ギャップ界面は等価的に最適な流路形状を形成する。背圧比13.2で抽気を行うと(b), ギャップ界面の前半部分はランプ後端にヒンジを持つ等価的な“扉”をわずかにプレナム室側に開いたような流路形状を形成し, ギャップ後端部分のみが抽気に寄与する。また, 終端衝撃波は明確な1本の垂直衝撃波となってギャップ後端部に保持され, 直前のマッハ数は約1.4となる(この時の総圧回復率は約88%)。背圧比を14.3(不始動直前)にすると(c), 終端衝撃波は1本の明確な垂直衝撃波とはならず, 抽気のないカウル側では高い背圧に抗しきれずに前方へ移動する。同時に, 抽気孔の排出能力の限界が近付くためプレナム室内の圧力が高まり, スロート・ギャップが形成する界面が流路側に膨らむ。結果として, 等価流路形状はス

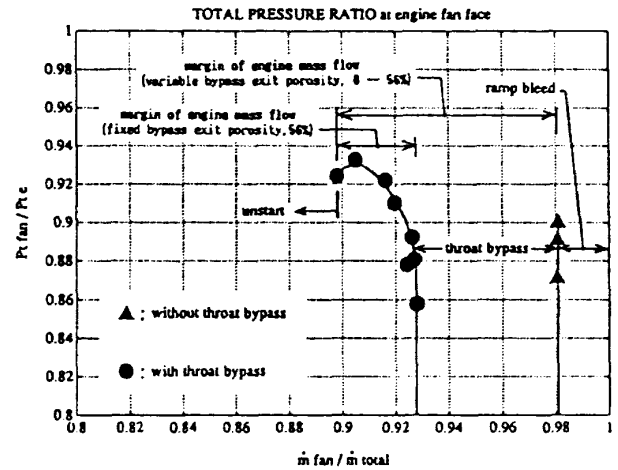


図5 エンジン・ファン想定位置における流量-総圧線図

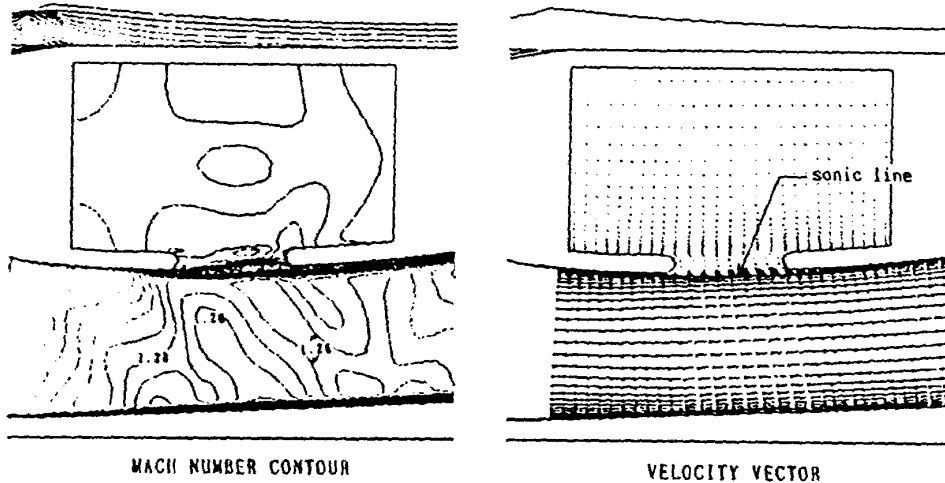
ロート付近でさらに絞った形となり, 衝撃波直前のマッハ数を下げ, これを弱める。この例では, 衝撃波直前のマッハ数が約1.16となり, ファン想定位置での総圧回復率は約93%となった。これが臨界状態での総圧回復率のさらなる向上のメカニズムと考えられる。

以上, スロート・ギャップに形成される自由界面はそれぞれの圧力状態に最適な等価流路形状を自動的に形成する働きがある。なお, このスロート・ギャップの働きはコンコルド開発時に行った研究でも報告されている⁶⁾。しかし, この報告では可視化風試によるスケッチ(図7)を示すに留まり, それを補強する定量的データは示されていない。今回, CFDの適用により初めてこれを定量的, かつ, より詳細に捕らえることに成功した。これは本研究の大きな成果である。

6. まとめ

以上, 本研究の主な成果をまとめる。

- (1) 数値解析に支援された設計法の活用により, 高い総圧回復率を持つ空気取入口が設計可能となった。
- (2) ランプ抽気の役割は境界層制御機能であり, スロート抽気は主として終端衝撃波保持機能であることを明らかにした。
- (3) 従来, 明確に理解されていなかったスロート・ギャップの役割(自由界面による最適流路形状の自動形成), 及び, 臨界状態での総

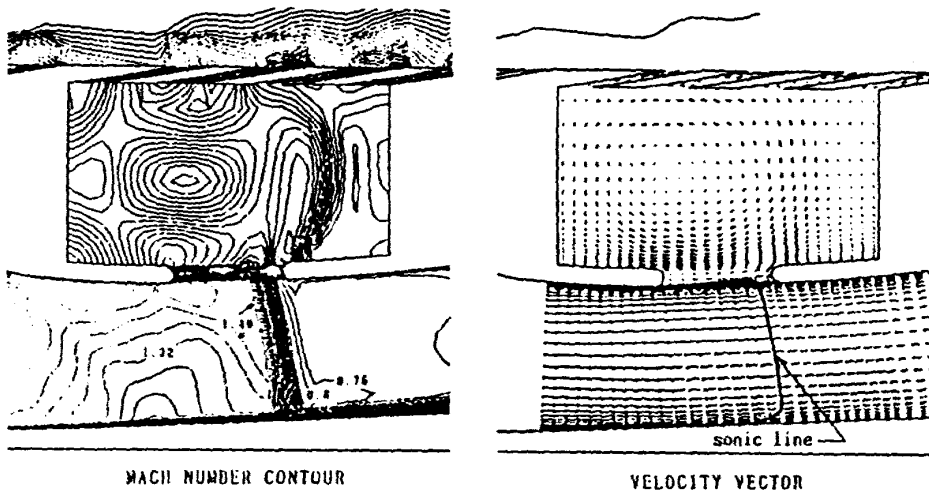


MACH NUMBER CONTOUR

VELOCITY VECTOR

NAVIER STOKES SOLUTION NO BYPASS ($P_b/P_e=1.0$)

(a) 超臨界作動 (スロート抽気なし)

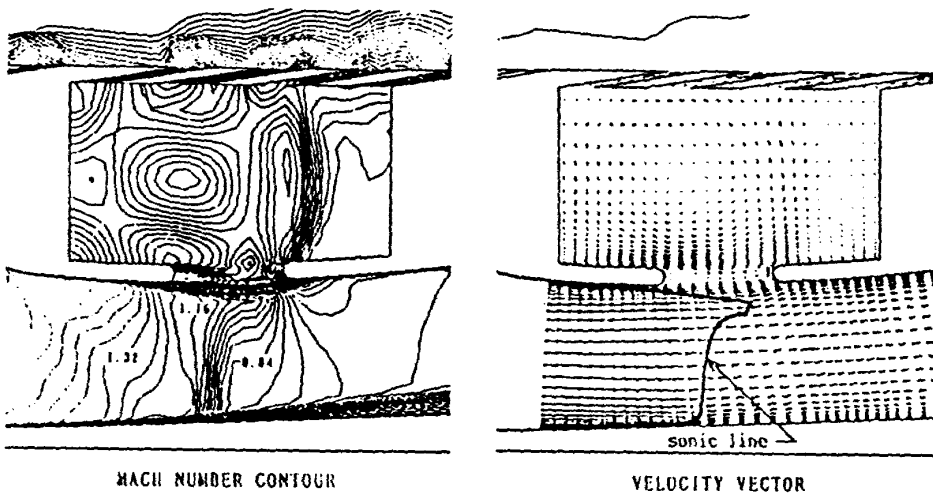


MACH NUMBER CONTOUR

VELOCITY VECTOR

NAVIER STOKES SOLUTION WITH BYPASS ($P_b/P_e=13.2$)

(b) 臨界作動 (スロート抽気あり, $P_b/P_e=13.2$)



MACH NUMBER CONTOUR

VELOCITY VECTOR

NAVIER STOKES SOLUTION WITH BYPASS ($P_b/P_e=14.3$)

(c) 臨界作動 (スロート抽気あり, $P_b/P_e=14.3$)

図6 スロート付近の流れ場

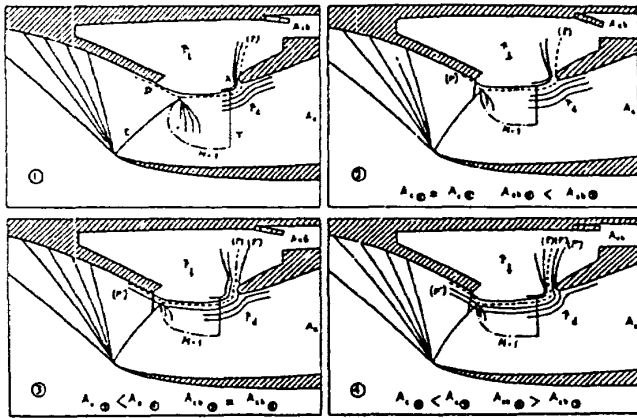


Fig. 1 ①-④ Structure de la section critique de choc ①-④ Effet de l'onde soustraite ①-④ Effet de l'onde soustraite

図7 風試観察結果(文献[6])

圧回復率のさらなる向上のメカニズムを初めて定量的に明確に示した。

(4) 問題点の抽出, 設計及び現象把握に数値解析は有力なツールになりうることを示した。

本研究の一部は, 日本航空宇宙工業会・革新航空機技術開発センタの委託によるものであり, ここに記して謝意を表す。

参考文献

- 1) 藤本, 丹羽, 嶋 : 第27回飛行機シンポジウム講演集, p.612, 1989.
- 2) 革新航空機技術開発に関する研究調査, 成果報告書, No.6307, 日本航空宇宙工業会, 革新技術開発センタ, 1989 (川崎重工担当分: 抽気特性)
- 3) 同上, No.0107, 1990 (川崎重工担当分: 抽気機構の研究)
- 4) Sawada, K and Takanashi, S. : AIAA-Paper 87-0455, 1987.
- 5) Sawada, K. : Proc. for the Workshop on Computational/Experimental Hypersonic Flows, Aerospace Symposium Nagoya, Feb. 1989.
- 6) Leynaert, J. : AGARDograph-103, p.325, 1965.