

# エアブリージング飛しょう体用超音速インテークの研究

徳永英紀, 高橋龍雄, 櫻井弘文 (川崎重工業株式会社)

## Study of Supersonic Intake for Air-Breathing Vehicle

Hidenori Tokunaga, Tatsuo Takahashi and Hirofumi Sakurai (Kawasaki Heavy Industries,LTD)

### Abstract

We have designed a rectangular external supersonic compression fixed intake for use with supersonic vehicle and conducted wind tunnel tests and CFD(Computational Fluid Dynamics) analysis. In the wind tunnel tests, we simulated engine pressures at the intake exits using flow plugs. Then we measured total pressure and static pressure along the cross section of the intake exit and acquired the data on the intake performance, i.e., Pr(Pressure recovery), MFR(Mass Flow Ratio), and ID(Distortion Index). In addition, we acquired the characteristics of the off-design conditions at incidence.

### 1. はじめに

近年、飛しょう体の長射程化や高運動性に伴い、エアブリージングエンジンを搭載した飛しょう体が注目されており、諸外国においてもいくつか出現している。その飛しょう体の技術要素である超音速インテークについては、航空機の分野では約30年前からコンコルドや戦闘機において実用化が行われている<sup>1)</sup>。しかし飛しょう体用インテーク<sup>2)</sup>については、実例が少なく飛しょう体特有の飛しょう特性（飛しょう速度、高度等）、機体へのインテグレーション及び運用方法（再使用しない、空中発射等）の違いにより航空機用インテークとは異なった設計思想が必要である。飛しょう体用インテークを研究するに当たっては、航空機用インテークで積み上げられた技術を基に、軽量化や形状の簡素化等の取捨選択を行い、積極的に新規技術の適用を図っていくべきである。更に初期の航空機用インテーク設計時に比べて、設計技術及び風洞試験技術は格段に進歩しており、それらの発達した手法、例えばCFD (Computational Fluid Dynamics : 計算流体力学) 等を活用して超音速インテーク設計を進めていくべきである。

本研究では飛しょう体用超音速インテークとして2次元外部圧縮型固定インテークを設計し、風洞試験及びCFD解析を実施し、超音速インテーク開発のための技術資料を得ることを目的とした。

### 2. 超音速インテーク

超音速インテークの機能はエンジンに必要な空気を大気中から取り込み、その際に超音速の流れを亜音速にまで減速し、ラム圧縮により圧力を上昇させることである。この超音速の流れを亜音速の流れに減速する過程では、衝撃波が発生し圧力損失が生じるが、この圧力損失を複数の斜め衝撃波と垂直衝撃波を組み合わせることにより最少に抑えることが重要である。この圧力損失では、入口総圧に対する出口総圧の比をとっ

た総圧回復率Pr(Pressure recovery)を指標としている。

上記に加えて超音速インテークはエンジンの必要空気流量を確保することが重要であり、またエンジン要求以上の空気を捕獲しインテーク出口でバイパス抽気を行わない場合は、インテーク入口から溢れ（スピレージ）を起こし外部抵抗の増加等の悪影響を与える。この流量確保では、入口流量に対する出口流量の比をとった流量比MFR (Mass Flow Ratio)を指標としている。

更にインテークで捕獲・昇圧した空気は出口で圧縮機又は直接燃焼器に供給する時点で、空間的乱れが小さい必要がある。出口空気の空間的乱れでは、一般的に総圧の空間平均値に対する最大値と最小値の差の比をとったディストーションインデックスID(Distortion Index)を指標としている。

上記の各指標は以下の式により定義される。

総圧回復率Pr

$$Pr = P_{texit} / P_{tin}$$

流量比MFR

$$MFR = M_{exit} / M_{in}$$

ディストーションインデックスID

$$ID = (P_{tmax} - P_{tmin}) / P_{tave}$$

但し  $P_{tin}, P_{texit}$  : インテーク入口総圧、出口総圧

$M_{in}, M_{exit}$  : インテーク入口流量、出口流量

$P_{tmax}, P_{tmin}$  : インテーク出口総圧の最大値、

最小値

$P_{tave}$  : インテーク出口総圧の平均値

以上より超音速インテークの評価においては下記の項目が重要となる。

- ① 総圧回復率が高いこと
- ② エンジン要求流量が確保できること
- ③ ディストーションが小さいこと

したがって、全飛しょう範囲において飛しょう速度、機体姿勢及びエンジン燃焼状況の変化等に対して上記の3項目を安定して達成する必要がある。

総圧回復率を高い値に保つためには、衝撃波パター

ンの安定が必要である。最終の垂直衝撃波をインテーク内部のどの位置に発生させるかによって外部圧縮、内部圧縮及びその中間の混合圧縮と形態が分かれる。混合圧縮及び内部圧縮は気流を取り込む際に一旦スロート部を開いて垂直衝撃波を呑み込む必要がある。そのため内部形状を変更できる可変機構の装着が必要になり、インテーク全体の構造の複雑化及び重量増大につながる。

飛しょう速度の変化に対しては、各マッハ数で適正な衝撃波パターンがあり、そのパターンを形成するには、インテークの超音速部にある数段の平面（ランプ部）の角度を変更する必要がある。このためランプ角度を変更できる可変機構の装着が必要となる。しかしながら簡素な構造を重視した飛しょう体用インテークとしては固定形状が望ましく、この時インテーク形状に対して適正な衝撃波パターンとなる設計マッハ数が1つ設定される。

インテークの超音速ランプ部及びスロート部は乱流境界層と衝撃波が干渉する流れ場であり、上記の衝撃波パターンの安定のためには、境界層を抽氣して干渉を低減する必要がある。一般にはランプ部において多孔壁を設けて抽気を行っている例が多い。更に垂直衝撃波のインテーク出口圧に対する変動に対して、スロート部にスロット（細長い溝）を設け、キャビティ機構を利用した安定化を図っている例もある<sup>3)</sup>。

ランプの段数は圧力損失の大きい垂直衝撃波前のマッハ数をどの程度にするかにより決められ、発生させたい斜め衝撃波の個数による。飛しょうマッハ数M 2～M 3では構造の簡素化との兼ね合いから2～3段が一般的である。

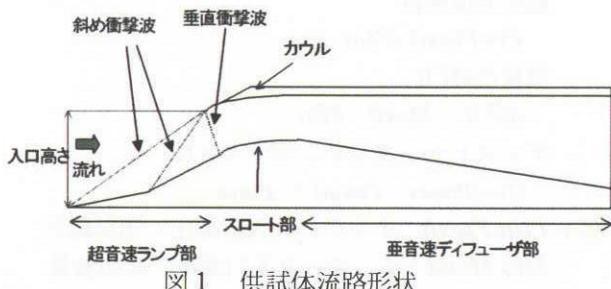


図1 供試体流路形状

入口形状については、古くは円形形状の中央部にマッハコーンと呼ばれる円錐部を配置していたが、設計の容易性、迎角特性の向上及び機体とのインテグレーション等を考慮して2次元形状が主流となってきている。

本研究では上記を基に、ランプ及びスロート抽気を有する2次元外部圧縮型の固定インテークを設計した。図1に供試体の流路形状を示す。スロート部以降は適正な拡大角をもつ亜音速ディフューザを設計した。

### 3 風洞試験

図2に風洞試験の装置概要を示す。試験はKHI遷音速風洞を用いて実施した。インテーク模型上流に加速平板を設置し、主流をM2.0まで加速してインテークへと流入させる。図3に加速平板の取付図及び計測結果を示す。加速平板中央の80mm四方において約M2.0の流れを得た。図4に風洞模型の概要を示す。風洞模型は縮尺約70%であり、第2ランプには多孔壁による抽気部、スロート部にはスロットによる抽気部を有している。抽気流量はインテーク外側にある排気プレートの排気孔形状を変更することで実施した。また、亜音速ディフューザ後方の流路断面には3本のピトーレーク（総圧管7本）を立て合計27点の空間総圧を計測した。ランプ部、カウル部及び亜音速ディフューザ部における流路中央静圧と抽気プレナム室の総圧、静圧を含め総計約60点の圧力計測を実施した。計測センサはZOC(32ch)を3台使用し、風洞スティングポッド内に取り付けた。ピトーレークの後方のインテーク出口にはエンジン背圧の変動を模擬するフロープラグを設けた。

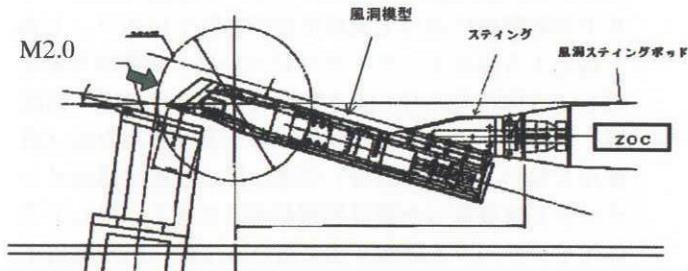


図2 風洞試験の概要

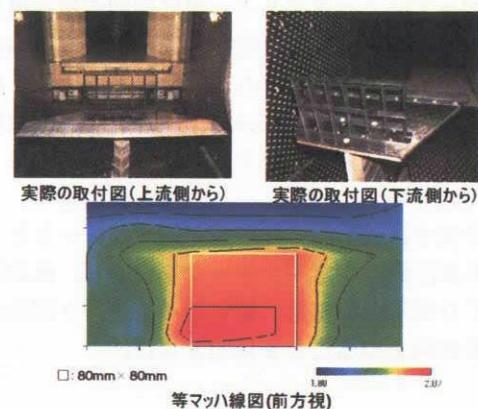


図3 加速平板の取付図及び計測結果

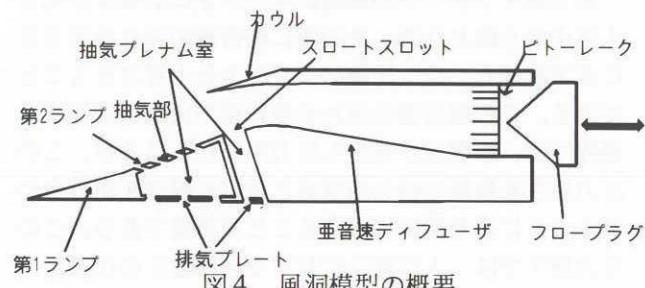


図4 風洞模型の概要



図5 風洞模型の設置状況

試験では通風時間内に模型後方にあるフロープラグを駆動してインテーク出口背圧を変動させ、インテーク内部の圧力を計測する。フロープラグの駆動パターン及びタイミングは事前に入力しておき、通風時はパターンに従ったフロープラグ制御と圧力計測をリアルタイムで実施する。サンプリング周期はインテークの挙動を詳細に評価するため10msで実施した。図5に風洞模型の設置状況を示す。

試験内容は、衝撃波焦点位置の変更、ランプ及びスロート抽気の変更による適正抽気配分の検討、スロートマッハ数の変更、スロート部・亜音速ディフューザ部・側壁等の形状変更、主流迎角及び横滑り角の変更、オフデザインマッハ数での検討等を実施したが、そのいくつかを以下に報告する。

#### 4. 試験結果及び解析結果

図6に風洞試験結果（シュリーレン写真）を示す。主流は加速平板に沿って左上方から右下方へ流れている。インテークのランプ部から斜め衝撃波が発生し、カウルリップに向かっていることがわかる。図7にオイルフロー写真を示す。衝撃波パターンはインテーク背圧の上昇に伴い、垂直衝撃波がスロート内部にある超臨界状態からカウルリップ上にある臨界状態、更に前方へと進み垂直衝撃波がインテーク前方へ吐き出されボウショックとなる亜臨界状態がある。図7はカウルリップ上にある臨界状態での様子を示す。

次に図8に側壁形状を変更したときのインテーク性能曲線及び側壁形状を示す。縦軸は総圧回復率、横軸は流量比である。インテーク背圧を上昇させると共にグラフ右下から左上へインテーク性能は変化する。A側壁（側壁が第1ランプ先端から開始）ではランプで形成される斜め衝撃波と側壁境界層とが干渉して大きな総圧損失が見られる。

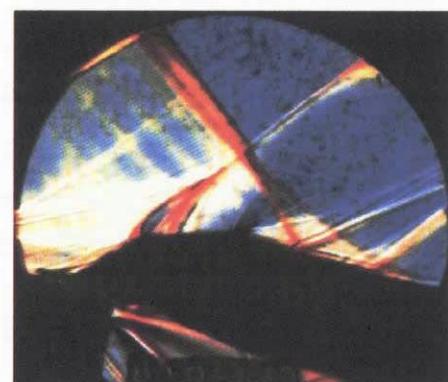


図6 風洞試験結果(シュリーレン写真)

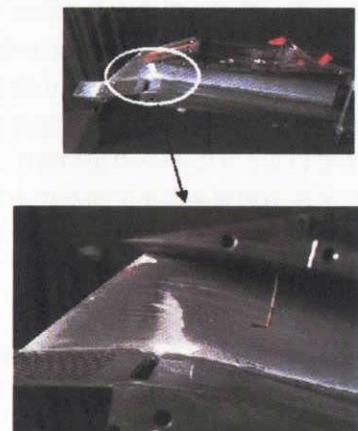


図7 風洞試験結果(オイルフロー写真)

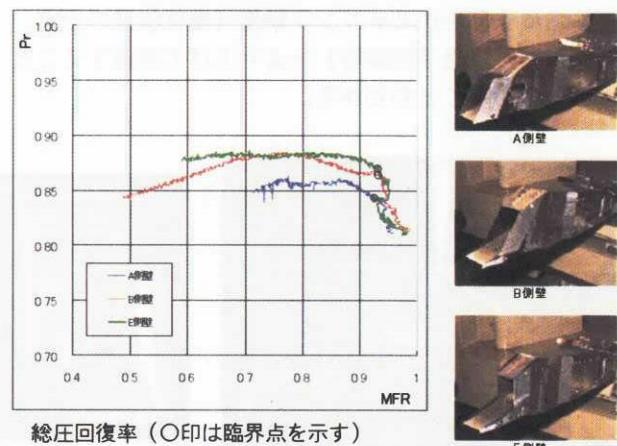


図8 インテーク性能曲線（側壁形状変更）

図9に主流迎角によるインテーク性能曲線を示す。図9の定義においては、正の迎角では主流に対するインテーク正面面積が増えるためスピレージはあるもののインテーク出口流量は増加する。またスロートマッハ数が小さくなるため総圧回復率は高くなる。なお、流量比は全て迎角0での入口流量を使用している。

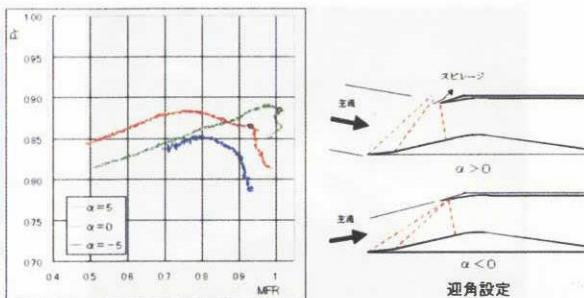


図9 インテーク性能曲線（主流迎角変更）

以下に風試模型形状にて実施した3次元ナビエ・ストークスのCFD解析結果について説明する。図10に計算格子を示す。格子点数は約80万点であり、Re数は $1.6 \times 10^6$ 、乱流モデルにはBaldwin-Barthモデルを使用している。ランプ及びスロートの抽気設定には風試での適正抽気結果を用いて流量指定の吸い込み境界条件を与えており、インテーク出口背圧は出口面より十分後方にて圧力境界を与えて徐々に上昇させた。計算には当社で開発したCFD解析ソフトUG3を利用した。図11にCFD解析結果を示す。スロート抽気により、安定した垂直衝撃波がカウルリップ上にある臨界状態が実現できている。

図12に風試結果とCFD解析結果の比較を示す。風試結果とCFD解析結果とで臨界点の背圧が若干異なる結果となった。CFD解析における臨界状態（背圧をこれ以上上昇させると垂直衝撃波がカウル前方へ吐き出される状態）を評価するには解析のモデリング精度（抽気流量の設定、細部形状及び格子間隔等）をより上げて実施することが必要であることがわかる。

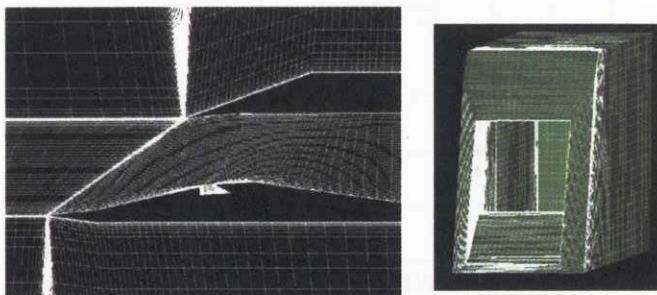


図10 計算格子

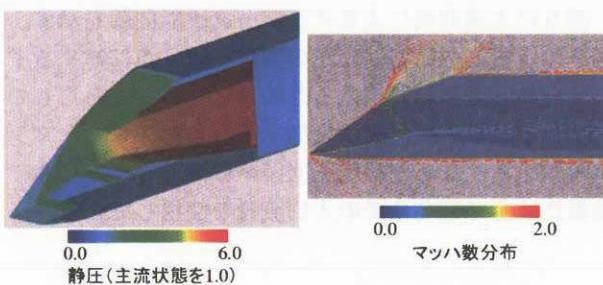


図11 CFD解析結果

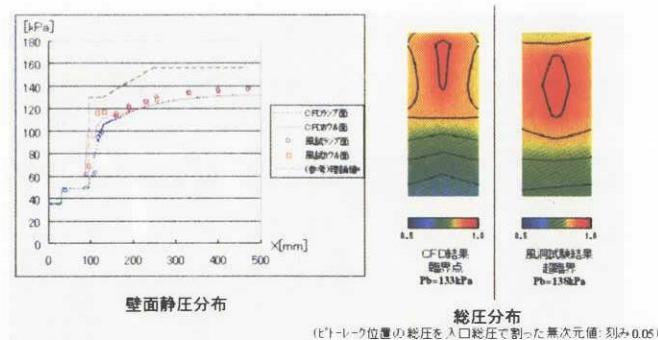


図12 風試結果とCFD解析結果の比較

## 5. あとがき

飛しょう体用超音速インテークとして2次元外部圧縮型固定インテークを設計し、風洞試験及びCFD解析を実施し、超音速インテーク開発の技術資料を得た。成果を以下に示す。

### ①超音速インテークの性能評価

超音速インテークの性能評価を行うための、迎角/横滑り角特性、側壁形状による特性等のデータを取得した。

### ②風洞試験技術の向上

模型設計、試験実施及びデータ解析を通して超音速インテーク風試に関わる計測、データ処理システム及びデータ解析技術を向上した。

### ③性能解析手法の確立

CFD解析において、抽気の設定手法及び背圧調整方法を確立し、インテークの3次元CFD(NS)解析手法を取得した。

今後のインテークの研究においては、風洞試験による実証を主軸にCFD解析により多角的な考察を加えて実施していく所存である。

最後に、本研究の実施にあたり、ご教示、ご支援頂いた空力関係者各位に深く感謝の意を表します。

## 参考文献

- 1) Goldsmith E.L and Seddon J. Editors "Practical Intake Aerodynamic Design," AIAA Educational Series
- 2) Mahoney J. John "Inlets for Supersonic Missiles" AIAA Educational Series
- 3) Jan Syberg and Joseph L. Koncsek "Bleed system Design Technology for Supersonic Inlets" J.of Aircraft, Vol.10, No.7 (July '73)