

203 超音速インテークの流れ構造に関する研究 (流れ構造に及ぼす境界層抽気の影響)

A Study on Internal Flow Structure in a Supersonic Intake
(Effect of Boundary-Layer Extraction on the Flow Structure)

○学 葛尾 武志 (室蘭工大・院), 正 杉山 弘, 正 溝端 一秀 (室蘭工大)
正 辰己 薫 (三菱電機), 学 丸山 量平 (室蘭工大・院)

Takeshi KUZUO, Hiromu SUGIYAMA, Kazuhide MIZOBATA, Kaoru TATSUMI and Ryohei MARUYAMA
Dept. of Mechanical Systems Eng., Muroran Institute of Technology, 27-1, Mizumoto, Muroran, Hokkaido, 050-8585 JAPAN

In order to clarify characteristics of supersonic intakes for ramjet engines, flow structure around and through a small external-compression rectangular intake model with double ramps designed for Mach number 1.9 was investigated experimentally using a vacuum-type wind tunnel and a set of measurement methods composed of colored schlieren photography, laser doppler velocimetry, and mercury manometry. A critical operation, where shocks induced by ramps attach to the leading edge of the cowl, was attained. A flow plug installed on the downward edge of the intake enables monotonous compression through a shock train caused by shock-boundary layer interaction.

1. はじめに

次世代の完全再使用型宇宙往還機の推進システムとしては、大気中の酸素を酸化剤として利用できる空気吸い込み式(airbreathing)のラムジェットエンジン(ramjet engine)の適用が有望視されている。

超音速インテークは、超音速で流れる空気を内部に取り入れ衝撃波によって亜音速に減速し圧力を上昇させる、という機能を有しており、ラムジェットエンジンの性能はインテークの特性によって大きく支配される。広範囲の飛行条件(マッハ数、迎え角、等)において効率よく衝撃波圧縮を行い常時必要空気量を確保できるようなインテークを設計する必要がある⁽¹⁾。また、インテーク内部の流れはインテーク内部壁面に沿って発達する境界層の影響を大きく受け、内部流れが超音速の場合には境界層と衝撃波が複雑に干渉する。インテークを安定して作動させるためには、境界層を抽気することによって衝撃波との干渉による剥離を抑制する必要がある。

そこで本研究では、代表的な形状の超音速インテークの内部流れ場の構造・特性を捉え、その作動特性を解明するため、抽気機構を持つ二重ランプ外部圧縮方式小型矩形インテークモデルとマッハ数約2の吸込み式超音速風洞を用い、シュリーレン法による可視化、壁面の圧力測定、等を行う。

2. 実験装置と実験方法

2.1 実験装置

Fig. 1に示すように、実験装置は、インテークモデルが取り付けられる超音速風洞、光学系、流速測定系、および静圧測定系から構成される。超音速風洞は、設計マッハ数2.0のラバルノズルを持つ間欠吸込み式である。測定部の詳細形状をFig. 2に示す。以下、座標系としては、インテークランプ先端から5mm上流、10.5mm上方の点を原点とし、主流方向(図中右方向)をX、垂直上向き(図中上方向)をYとする。

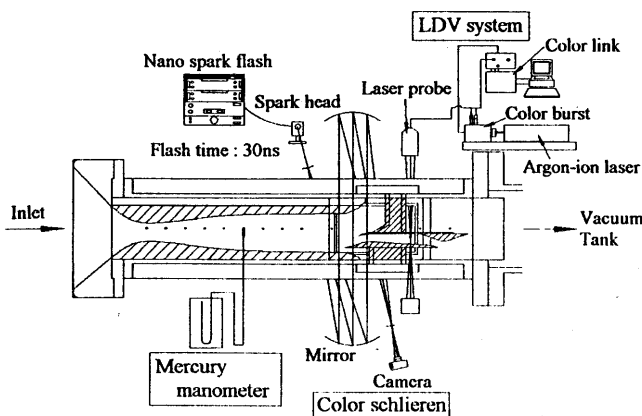


Fig. 1 Outline of the experimental apparatus.

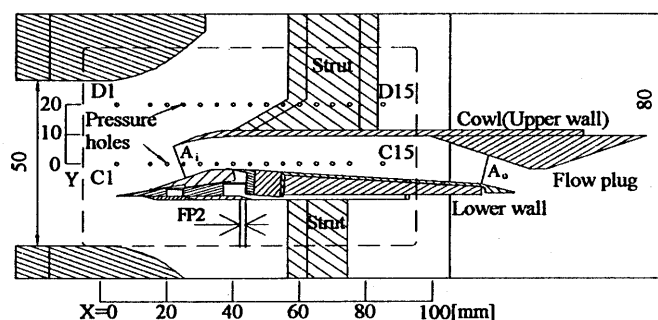


Fig. 2 Schematics of the test section.

測定部の側壁窓として、流れの可視化および流速測定のための縦60mm、横100mmの光学ガラス(図中破線で囲まれた部分)をはめ込んだ窓と、圧力測定用の静圧孔を持つ盲窓の2種類を用意し、取り換えて用いる。

インテークモデルは二重ランプによる外部圧縮方式であり、設計マッハ数1.9において非粘性流れの仮定の下に形状設計されている。スロート入口高さは $A_1=10\text{mm}$ である。スロート部における境界層抽気量は抽気孔の幅FP2によって設定される。 $0 < \text{FP2} < 3.6\text{mm}$ である。インテークモデル後端には、前後に移動でき流量調節可能なFlow Plugが取り付けられており、第二スロート高さ A_0 を任意に変更できる。

流れ場の可視化はカラーシュリーレン法によって行う。光源にナノスパークを、フィルタに赤白青3色のカラーズリットを用いる。静圧測定は、Fig. 2に示すように $Y=0$ と $Y=20\text{mm}$ の線上にそれぞれ15点ずつ側壁静圧孔を設け、水銀マンオメータによって行う。

3. 実験結果および考察

3.1 Flow Plugの存在の効果

Flow Plugを取り付けない場合、ランプから発生した衝撃波がカウルリップに当たる臨界状態は達成されるが、流路後半で流れは超音速膨張し圧力回復が見られなかった。すなわち、超音速流れをせき止めて亜音速まで減速するというラムジェットインテークの働きを模擬できなかった。一方、実際のラムジェットエンジンでは、インテークの後方に燃焼器や膨張ノズルが存在し、それらエンジンシステム全体としてせき止め効果が適切に発揮される。本研究で用いているようなインテークモデル単体において、このような燃焼器等の存在を模擬するには、インテークモデル後端流路を絞って第二スロートを設けることが有効である⁽¹⁾。この目的から、Fig. 2のような形状のFlow Plugを取り付け、これを前後に動かすことによって第二スロート高さ A_0 を調節する。

Flow Plugの位置を、インテーク出口と入口における2つのスロート高さの比で表すこととし、 $A_0/A_1=0.93, 0.96, 0.99, 1.02, 1.05, 1.08, 1.11$ の7通りのFlow Plug位置について実験を行った。

3.2 インテーク内流れの可視化

Flow Plug をスロート高さ比 $A_1/A_2=0.99$ の位置に取り付けた場合のインテーク内部流れのカラーシュリーレン写真を Fig.4 および Fig.5 に示す。Fig.4 は非抽気状態($FP2=0\text{mm}$)、Fig.5 は抽気状態($FP2=3.6\text{mm}$)である。主流の方向は左から右である。カラーフィルタは流れに水平に設置されている。

Fig.5 のシュリーレン写真から推定される流れ場の模式図を Fig.6 に示す。インテーク下壁先端および偏角点より 2 つの斜め衝撃波 $S1, S2$ が発生し、カウル先端に付着している。また $S1, S2$ の後方にカウルリップから下壁に達する斜め衝撃波 $S3$ が確認できる。カウルリップ付近から下壁に達する $S4$ はカウル内壁面に生じた圧縮波が包絡してできたものと考えられる。さらに $X=50\text{mm}$ 付近から衝撃波列 (shock train: 先頭衝撃波 $S5$ 、第二衝撃波 $S6$ 等) が確認できる。

Fig.4 と Fig.5 を比較してみると、非抽気の状態では $X=45\text{mm}$ 付近で発生した垂直衝撃波と境界層が干渉して流れが剥離している様子がはっきり確認できるのに対し、抽気の状態ではそのような境界層の剥離はほとんど見られない。これは抽気モデルのスロート近傍で境界層流れが吸い込まれているためであり、境界層剥離を抑制し衝撃波を安定させるという抽気機構本来の役割を果たしているといえる。

次に Flow Plug をスロート高さ比 $A_1/A_2=0.93$ および 1.08 の位置に取り付け、抽気($FP2=3.6\text{mm}$)したときのカラーシュリーレン写真をそれぞれ Fig.7、Fig.8 に示す。カラーフィルタを流れに垂直に設置している。

$A_1/A_2=0.93$ の場合は抽気室手前 ($X=35\text{mm}$) で斜め衝撃波が確認されるのに対し、 $A_1/A_2=1.08$ の場合は、流路後半 ($X=68\text{mm}$ 以降) で分枝ともなう垂直衝撃波列、すなわち擬似衝撃波が確認される。このように Flow Plug の位置、すなわちスロート高さ比 A_1/A_2 によってインテーク内に生ずる衝撃波の位置が大きく異なってくる。 A_1/A_2 を適切に設定することによって、第 1 スロートにおける単一の垂直衝撃波によって流れが亜音速に減速され、その後流全域が亜音速に保たれる、というインテークの理想的作動が達成されると考えられる。

今後の課題として、第 2 スロートをもっと絞ることができる Flow plug を作製し、上記のような理想的作動状態と高い圧力回復を得ることを目指す。

4. 結言

超音速インテーク流れの特性を解明することを目的として、抽気機構を持つ二重ランプ外部圧縮方式のマッハ 2 小型楔形インテークモデル内部の流れ場の構造を、シュリーレン法、壁面静圧測定、等により調べた。インテーク後端流路を適切に絞ることによって、コアエンジンの存在を模擬しインテークの理想的作動状態を達成できる可能性が示された。

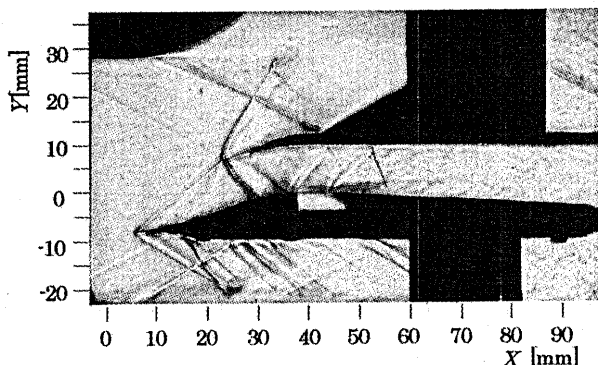


Fig. 4 A schlieren photograph of the flow field around the intake model without boundary-layer extraction. ($A_1/A_2=0.99$, $FP2=0\text{mm}$)

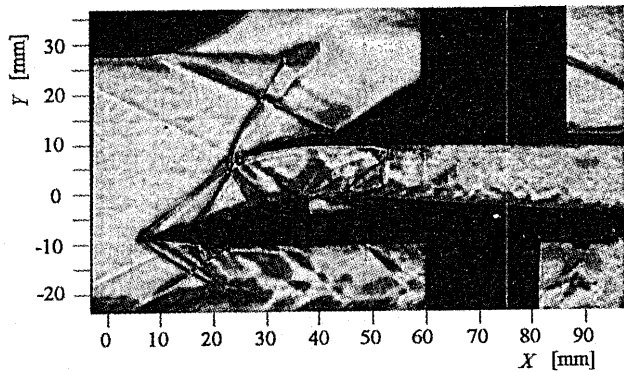


Fig. 5 A schlieren photograph of the flow field around the intake model with boundary-layer extraction. ($A_1/A_2=0.99$, $FP2=3.6\text{mm}$)

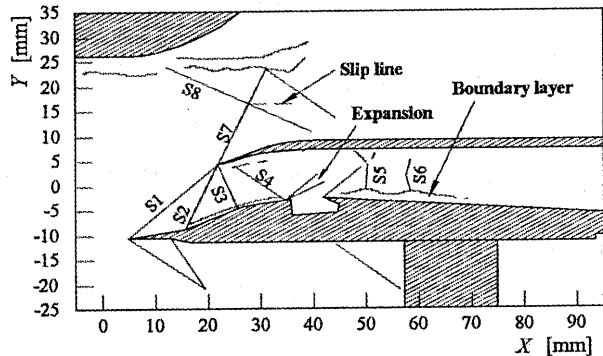


Fig. 6 Schematics of the flow field structure around the intake model with boundary-layer extraction. ($A_1/A_2=0.99$, $FP2=3.6\text{mm}$)

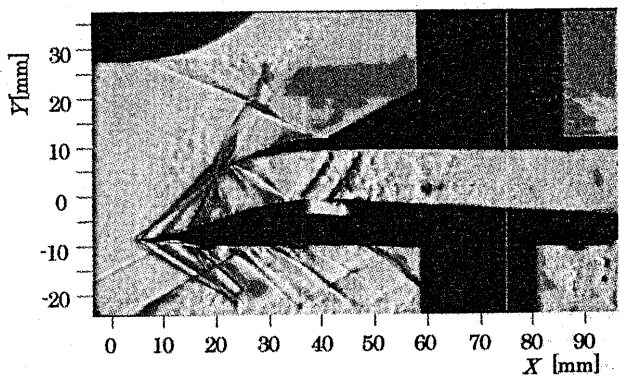


Fig. 7 A schlieren photograph of the flow field around the intake model ($A_1/A_2=0.93$, $FP2=3.6\text{mm}$)

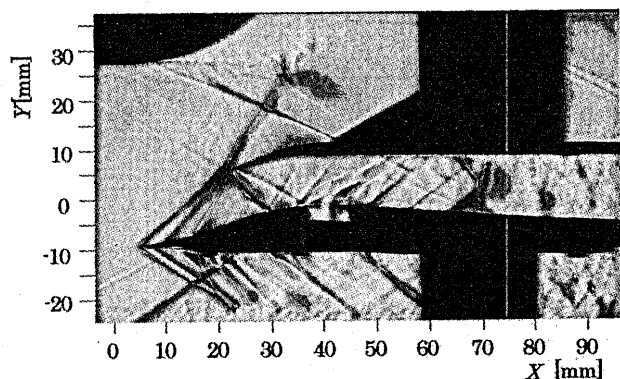


Fig. 8 A schlieren photograph of the flow field around the intake model ($A_1/A_2=1.08$, $FP2=3.6\text{mm}$)

文献

- (1)久保田・桑原, ラムジェット工学, 日刊工業新聞社, (1996.12) p.97 - 121
- (2)丸山・杉山・溝端・辰己・葛尾, 二次元超音速インテーク内部流動に関する実験的研究, 日本流体学会年会 2002 講演会講演論文集 (2002.7), p.114 - 115