二次気流による背圧制御を用いた超音速インテーク/機体統合模型の空気力測定^{*1}

Investigation for Aerodynamics of Supersonic Air-intake/Airframe Integration

Models Using Back Pressure Control by Secondary Air Injection

伊 藤 健^{*2}・進 藤 重 美^{*2}

Takeshi ITO, Shigemi SHINDO,

坂 田 公 夫^{*2}・白 石 和 雄^{*3}

Kimio SAKATA, Kazuo SHIRAISHI

小 見 淳 介^{*3}

and Junsuke OMI

Key Words: Supersonics, Air-intake, Integration, Ramjet**Abstract**

The air-intake/airframe integration is one of the important problems in the supersonic airbreathing engines such as RAMjet and SCRAMjet. Those kinds of air-intake compress incoming air so highly like as conventional compressors that the induced aerodynamic force by the air-intake is relatively large because of large spillage out of the air-intake. To investigate about influences of the air-intake to the airframe experimentally, Mach 2.8 wind tunnel tests of the model for air-intake/airframe integration problem were performed in ISAS's supersonic wind tunnel. In these tests 6-component force and pressures on the model were measured and schlieren method technique was applied for considering the flow structure around the model. In the previous methods, the area of the nozzle was changed in order to simulate the change of back pressure of the air-intake. As a new experimental technique, we used the secondary air injection into the engine duct for the back pressure of the air-intake. In our method, the size of this variable control system of the back pressure is so small that it can be installed in such a small model. Moreover, continuous data can be measured while changing the back pressure. As results, uncontinuous changes were investigated with schlieren photographs as increase of the secondary air. Also, the change was measured quantitatively as 6-component force and pressure on the models according to the changes. Using these results, the influence of the air-intake to the airframe was estimated.

記 号 C_A : 軸力係数 C_N : 垂直力係数 C_m : ピッチングモーメント係数 p_t : ピトー圧 p_w : 壁圧 L : モーメントアーム θ : 模型表面の角度 ΔF : 模型表面に働く力の変化量 ΔA : 軸力の変化量 ΔN : 垂直力の変化量 ΔM : モーメントの変化量

添え字

i: インテーク部

e: ダクト後部

o: エンジン外部下面

w: 翼面

c: カウル

n: ノズル

l: エンジン long

s: エンジン short

1. は じ め に

21世紀に向けての輸送手段として、超・極超音速旅客機やスペースプレーンが注目され、盛んに研究開発が進められている。これらの航空機では、超音速での飛行中に大気中の空気を取り入れながら加速、巡航するためのエアブリーディング・エンジンの開発が重要である^{4,9)}。そのエアブリーディング・エンジンの構成

^{*1} 平成8年7月12日原稿受理^{*2} 航空宇宙技術研究所^{*3} 石川島播磨重工業(株)

要素の一つとして、超音速インテーク（空気取入口）がある^{5,9)}。亜音速領域で使われるコンプレッサは、超音速では効率が低下するため、インテークが流入空気のラム圧を用いて空気を圧縮する。その性能向上は、エンジンシステムの高性能化に直結する重要な項目である。

一方、エンジン単体としての性能追求だけでなく、搭載する機体とのマッチングを考慮することも必要不可欠である。具体的には、機体/エンジンの統合に関わる問題として、機体前部胴体による予圧縮及び発達した境界層のインテークに対する影響や、逆に、インテーク/ナセルによる全機空力特性への影響などの問題がある⁶⁻⁸⁾。ところが、この空力的影響を把握するためのエンジンと機体統合に関する研究は、その形態が複雑になるため、解析的な手法が困難である。また、最近いくつかのCFDによる評価も行われているが、実験データによる検証は不可欠である。

これまで、機体にエンジンを取り付けたことによる空力的影響を把握するため、いくつかの機体、インテーク及びエンジンナセル形状について、六分力測定や模型まわりの圧力測定、及び流れの可視化によるデータ取得を目的として航空宇宙技術研究所の超音速風洞において試験を行ってきた^{2,3)}。これらの試験では、エンジン模型内の流路幅を変えることや、模型迎角の変化によってインテーク流入マッハ数を変えることで、始動や不始動などのインテークの作動状態の違いを生じさせた。しかし、この手法では、機体設計において必要となるインテーク背圧の変化を連続的に模擬することが困難であり、また、流入条件一定の試験結果が得られない。空気力測定結果についても、ノズルから流出する流量が大きく変化してしまうため、インテーク単体の空気力の影響を直接抽出することができない。

今回、これらの問題点を解決するため、超音速風洞試験の通風中に、模擬エンジン内部に二次気流を吹き込む試験を行った¹⁾。本手法により、インテークの始動状況の変化を連続的に調べることができる。また、ノズル出口流路幅を変える手法に比べてノズル推力の変化が小さく、インテーク単体の空気力測定を目的とする本研究には都合が良い。本報告では、この実験手法を用いて、インテークの作動状態の変化に伴う空気力の変化と模型まわりの圧力を連続的に測定し、また、シュリーレン法による可視化によりインテーク部の流れ構造の変化を調べ、これらの関係について解明する。

2. 試験模型及び試験条件

2.1 試験模型 試験した模型の写真を第1図に、三面図を第2図に示す。模型は力試験用に機体内部に六分力天秤を取り付けたものと、圧力試験用に圧力孔及びピトー管を取り付けたものの2種類を用いた。

エンジン模型はインテーク、ディフューザ、ダクト、ノズルから成り、その流路は2次元形状である。インテークと胴体の間には境界層の排除を目的とした3.5 mmの高さのダイバータを設けている。インテークは、ランプで生じる二段の斜め衝撃波と、カウルリップ位置に生じる垂直衝撃波によって流れを圧縮する外部圧縮型で、マッハ数3程度において巡航するために必要な空気流量を確保する。前面面積は18.5 mm×68 mm、取り付け位置は機体の胴体下面である。インテークのスロート後方は、徐々に断面積が増加するディフューザ部となっており、亜音速で流れを減速し圧縮する。ダクト部の長さを変えることによりインテークの入口位置を前後させ、エンジン long とエンジン short の2つの形態について試験を行う。ノズルは機体と一体化された形状であり、胴体尾部下面を用いた片側膨張の外部ノズルとなっている。ノズルは、スロート高さを変化させることにより、流量調節を行うことができる。ノズルスロート高さは、二次気流による連続的な流量調節によって始動からバズへの移行などの不連続な現象が生じる境界付近に調整し

第1図 試験模型

第2図 試験模型三面図

第1表 試験項目

測定項目	六分力空気力測定, 模型表面及びピトー圧力測定
可視化手法	シュリーレン法, 油膜法
マッハ数	2.8
迎角	-2°~6°(二次気流吹き込み時: 5°)
模型形状	エンジンlong, エンジンshort
ノズルスロット高さ	10.5~11.0 mm
二次気流流量	0~0.3 kg/s

た。

模型の圧力測定位置はエンジン部断面図に示された通りである。ピトー圧をインテーク入口部とダクト後部で2点、エンジン内部の壁圧をランプ側で5点、ノズル部の壁圧を2点、エンジン外部の壁圧をエンジン部下面で1点と翼下面で2点の測定を行った。

なお、本風洞試験模型の基本的な空力特性は、 C_{D0} が約0.038、揚力傾斜 CL_α は約0.027 (/deg) 程度であった。揚抗比は迎角約5度で最大となり、その値は約3である。エンジン部の抵抗が加わっているため、揚抗比が一般的な航空機の値に比べて悪い。

2.2 二次気流吹き込み 第2図に示したように、矩形ダクト内に流量調節用の二次気流をエンジン後方から吹き込んだ。二次気流用の高圧空気は、小型コンプレッサーから供給され、流量計を経て風洞内へ導入される。二次気流を吹き込むことのできた流量は、最大で0.3 kg/s程度であった。

吹き込み用のパイプは模型と接触していない。導入される二次気流の圧力により配管には力がかかるが、配管と分離されている模型に対しては力がかからず、力試験における配管干渉はない。さらに、二次気流の吹き出し方向は流れに対して垂直であり、また、左右対称であるので、吹き出した空気による機体の空力特性への直接の影響は少ないと考えられる。マッハ数2.8、迎角5度で、エンジン部の中へ後方から二次気流（流量0.16 kg/s）を吹き込んだ場合に、エンジンダクト内部のオイルフローによる表面流の可視化結果を行ったが、渦等は全く見られず、エンジン内部の壁面にはなめらかな流線が得られていた。この結果から、二次気流の吹き込みによる機体の空力特性に対する影響は小さいと考えられる。

さらに、二次気流のみではインテーク作動状態を大

きく変化させるのには流量が不足したため、前項目で述べたようにノズルの幅を模型の部品交換によって10.5 mm から11.0 mm まで変化させた。これにより、二次気流の流量調節と併せてエンジン背圧の変化を模擬し、始動からバズ、不始動に至るインテークの作動状態をシミュレートすることができた。ノズルスロート高さを変化させた量は、流路面積の約5%に相当する。

2.3 超音速風洞 試験には、宇宙科学研究所の吹き出し吸い込み式超音速風洞を用いた。測定部の断面積は60 cm×60 cm、試験マッハ数は2.8、風洞主流総圧は450 kPa、風洞主流総温は295 K、レイノルズ数は基準長を模型全長として 1.8×10^7 である。通風時間は最大で約50秒であった。

今回用いた模型は、風洞測定部の大きさに対して比較的大きく、風洞起動の成否や側壁と模型の干渉などが懸念された。模型の迎角によっては、前面投影面積が大きくなり、風洞がブレークして気流が維持できなくなる。今回の試験ではこれを避けるため、 ± 6 度の模型迎角の範囲で試験を行った。風洞壁との影響については、機体を上方から見る角度(平面図)でのシュリーレン法による可視化を行った結果、試験マッハ数2.8では衝撃波角が小さく、風洞壁で反射した衝撃波による干渉はないことを確認した。また、風洞壁の境界層も十分薄く、今回の試験を行うにあたって特に影響はない。

3. 試験結果及び考察

3.1 シュリーレン法による機体まわりの流れの可視化 迎角5度において、シュリーレン写真に見られた流れ場は、以下の3通りであった。インテーク先端からの斜め衝撃波がインテーク側壁に沿って生じて始動している状態(第3図(a))、衝撃波が振動現象(バズ)を示す状態(第3図(b))、垂直衝撃波がインテークの前に出てしまい完全な不始動となった状態(第3図(c))である。

第3図(a)は、ノズルスロート高さが11.0 mmで、二次気流流量が比較的少ない場合である。インテークのランプで生じた衝撃波は、側壁に沿って生じ、スロート位置から下方へ延びる斜め衝撃波も安定している。スロート垂直衝撃波も安定し、外部圧縮型インテークとして正常に作動していると考えられる。また、流入する流れについては、機体下面で発達した境界層を、ほぼダイバータで排除しているため、インテークは境界層の影響を受けていない。

一方、第3図(b)は、ノズルスロート高さは変えず(11.0 mm)、二次気流流量が多い場合であり、スロー

(a) 始動 (ノズルスロート高さ 11.0 mm, 二次気流流量 0.05 kg/s)

(b) バズ (ノズルスロート高さ 11.0 mm, 二次気流流量 0.25 kg/s)

(c) 不始動 (ノズルスロート高さ 10.5 mm, 二次気流流量 0.25 kg/s)

第3図 シュリーレン写真による可視化

ト部から下方へ延びる衝撃波が鮮明には写っていない。これは、ノズル部を通過できる流量が制限されたため、流入空気がインテーク部からあふれ出てしまう状態と、流入空気を全て呑み込んだ状態との間での振動が生じ、スロート部の垂直衝撃波とそこから下方へ延びる衝撃波が振動していることを示している。衝撃波の振動は、始動時の衝撃波位置と、ランプ上(以下で述べる不始動時の衝撃波位置)との間で生じている。なお、この状態は、ノズルスロート高さを10.5 mmへ絞った状態で二次気流流量が少ない場合にも得られた。

さらに、第3図(c)は、ノズルスロート高さを

10.5 mm へ絞った状態で二次気流流量の多い場合である。インテークのランプ面上から衝撃波角の大きな衝撃波が生じ、適正なランプ圧縮が行われていない。ランプ上では境界層が剥離していることも考えられ、インテークでの圧縮は非常に効率の悪い状態である。また、インテーク内部の高い圧力の流れが下方へ漏れるため、カウル下面まで垂直衝撃波に覆われている。ノズル流に着目すると、始動状態では弧を描いていたカウル側から下方へ延びる衝撃波が、この不始動状態ではノズル直後で湾曲している。インテークが不始動状態になったために、ノズル側の圧力が低くなり、主流側の衝撃波角度が小さくなったものであり、ノズル部においても始動状態とは異なる流れとなっている。

3.2 二次気流流量の変化に伴う空力特性の変化
迎角5度の状態で、二次気流流量を変化させたことに伴う空力特性の変化を第4図に示す。始動状態からバズへ至ったノズルスロット高さ11.0 mmのケースについてはエンジン long とエンジン short の2種類のケースを、さらにバズから不始動へ至ったノズルスロット高さ10.5 mmのケースを示した。また、インテークに使用する力の方向を理解しやすくするため、 C_A と C_N で表現した。

まず、すべてのケースを通じて、二次気流流量増加に伴い、 C_A 及び C_m が増加している。これは、インテークの抵抗の増大、またはノズル推力が減少する方向である。二次気流の増加によるノズル推力の増加よりも、インテークでの流れ構造の変化による抵抗増大や推力減少の効果の方が大きく、二次気流がインテーク背圧を模擬できている。

次に、インテーク始動からバズへ至ったケース（ノズルスロット高さ11.0 mm）に着目する。二次気流流量を増すに従い、 C_A 、 C_N 、 C_m は増加するが、エンジン long では、流量が0.15 kg/s 付近で、 C_A 、 C_m で不連続な増加が見られる。また、この流量より上では C_N の増加が止まる。具体的には、 C_A では0.053 から0.055 程度まで（約4%）、 C_m では約-0.006 から-0.003 程度まで不連続に増加している。この変化は、流量が小さくインテーク先端からの斜め衝撃波がインテーク側壁に沿って生じている始動状態（シュリーレン写真：第3図(a)) から、振動現象（バズ）を示す状態（第3図(b)) への移行に対応している。一方、エンジン short の場合（ノズルスロット高さ11.0 mm）では、流量0.22 kg/s 付近で C_A が0.052 から0.055 へ増加し、 C_m が-0.016 から-0.013 へ増加し、また、二次気流流量増加に伴う C_N の増加が止まっている。 C_A の増加がエンジン long より大きいのは、ダクト部の長さが短いため、背圧上昇の影響が

ダクト内の境界層などにより緩和されることなくインテークに強く現れることや、バズの振動周期が小さく不始動状態の効果を強く受けてしまうことなどの理由が考えられる。一方、 C_m の変化量はそれほど違いが

第4図 二次空気流量の変化に伴う空力特性の変化
(a) C_A , (b) C_N , (c) C_m

ない。これは、インテーク位置がモーメント中心に近いこと、インテークで受ける頭上げモーメントの増加の効果が小さくなったものといえる。なお、エンジン short で C_m の絶対値が小さいのは、インテーク位置が後ろのため、頭上げモーメントが小さいことによるものである。

エンジンのノズルを絞ると (ノズルスロット高さ 10.5 mm), C_m の絶対値が全体的に大きくなった。二次気流流量が少ない状態では、シュリーレン写真ではバズの状態 (第 3 図 (b)) に対応する。二次気流流量を増して、流量約 0.15 kg/s 以上になると垂直衝撃波がインテークの前に出てしまい、完全な不始動となった (第 3 図 (c))。 C_A , C_m についてもこの流量を境に不連続な増加が生じ、 C_A は約 0.057 から 0.059 程度まで、 C_m は約 -0.002 から 0.001 程度まで増加した。一方、 C_N は、バズの状態では二次気流の流量増加にかかわらず一定であるが、完全な不始動への移行後はやや減少する傾向を示している。

なお、インテークの始動時と、不始動時の中間の状態を調べるために、上述のケースの中間のノズルスロット高さについても試験を行った。可視化結果では、始動からバズへの移行を示し、ノズルスロット高さを 0.1 mm 狭くすると、バズへ移行するために必要な流量は平均して 0.01~0.02 kg/s 程度減少した。ところで、ノズルスロット高さ 0.1 mm, すなわちノズルスロット面積で 6.8 mm² を通過する流量を計算すると、約 0.03・ P kg/s (P はノズルスロット圧力) となるので、ノズルスロット圧力は約 0.3~0.7 (MPa) である必要がある。二次気流圧力は 0.8 (MPa) で供給されているので、あり得ない数値ではないが、風洞一樣流総圧が 0.45 MPa 程度であることから、インテークでの総圧損失により実際にはノズルスロット圧力は 0.2~0.4 (MPa) 程度になっていると思われ、得られる結果は二倍以上の誤差を生じている可能性がある。誤差の要因としては、ノズル高さの設定誤差や、ダクト部の継ぎ目等からの漏れなどが考えられる。

3.3 模型まわりの圧力の変化 二次気流吹き込みに伴う模型まわりの圧力についてエンジン long の場合について述べる。図に示される圧力は、一樣流総圧で無次元化されている。

まず、ランプ部及びディフューザ部での壁圧を第 5 図に示す。正常に作動している始動状態 (二次気流流量の小さい状態) では、測定点をランプ部からディフューザ部へ順に見ていくと、次第に圧力が上昇していき、境界層等の影響で理想的な圧縮に比べると効率が下がっているが、本模型が小さいことや、境界層抽気をしていないことを考慮すれば、妥当

な圧縮が行われている。なお、垂直衝撃波位置付近の圧力である p_{w2} では、二次気流流量の増加に伴って大きく増加しているが、これは、衝撃波が前方へ移動したため、衝撃波前方の圧力レベルから衝撃波後方の圧力レベルへ移行したものである。その後、バズが生じ始める二次気流流量になると、どの点においても不連続な圧力減少が見られる。バズの状態では、ランプ衝撃波角の大きな不始動状態と正常な始動状態の間を振動していると考えられる。このとき、不始動状態ではランプ衝撃波角が大きく、強い衝撃波が生じて圧縮効率が落ちてしまうため、圧力が減少している。また、ランプ上での境界層剥離によって効率が悪化していることも予想される。なお、バズに移行する二次気流流量が力測定とは異なるが、これは、圧力測定用と力測定用に別の模型を用いたため、模型のわずかな誤差などによって生じたものではないかと考えられる。

次に、インテーク部及びダクト後部でのピトー圧を第 6 図に示す。インテーク部のピトー圧 (p_{ti}) は、可視化や力測定で不連続な変化が見られた時点より手前で振動や不連続な圧力降下が生じている。他の点に不連続な変化の見られないこの間は、斜め衝撃波がピトー管位置をまたいで移動したことにより、衝撃波干渉等の影響を受けたのではないかと考えられる。また、バズへの移行に伴い衝撃波の振動により大きく振動している。一方、ダクト後部 (p_{te}) では、流路中の境界層や剥離の影響などを受けるため、インテーク部より圧力が低い。バズに至るまではインテーク部ほど大きな変動がないが、バズに入ると大きく振動する。これらは、エンジン内の壁圧と同様に、強い衝撃波の発生による効率の悪化によるものである。

ノズル部の圧力を第 7 図に示す。ノズル部の壁圧は、始動状態で徐々に減少し、その後バズへ至ると不連続に減少している。その変化量は、 p_{wn1} で約 0.23 から 0.19 へ、 p_{wn2} では 0.03 から 0.027 への減少であった。

エンジン内部以外に着目すると (第 8 図)、エンジン外部下面の壁圧 (p_{wo}) は、流量が増加するにしたがって徐々に圧力が減少し、バズへの移行に伴って不連続に圧力が減少している。このとき、インテークスロット部での高い圧力の流れが漏れるため、シュリーレン写真にも見られたように垂直衝撃波がカウルを覆ってしまう。エンジン外部下面の圧力の減少は、この衝撃波を通過するため、圧力損失が増えて圧力が減少したものである。なお、模型サイズの制約から測定できなかったが、カウル下面については、以下の項で説明するように垂直衝撃波に覆われるため、エンジン外部下面とは逆に圧力が上昇していると予測される。

第5図 エンジン内部壁圧

第6図 エンジン内部ピトー圧

翼下面では、エンジンに近い側 (p_{ww1}) は、ダイバータ出口から発生した渦が通過する点であり、外側より圧力が低くなっている。また、インテーク作動状態の変化に伴う圧力の変動もわずかながら認められる。ただし、この変化は他の測定結果とは逆の方向である。これは、渦とスピルした流れの干渉によって渦の

第7図 ノズル壁圧

第8図 エンジン外部及び翼下面壁圧

位置が移動し、渦の影響による圧力低下が緩和されたのではないかと考えられる。エンジンから遠い側 (p_{ww2}) でもインテークでの流れの変化の影響を受けているが、渦の影響を受けないため、他の測定結果と同様の傾向を示している。なお、模型上面では、二次気流流量の変化に伴う変動はまったく無く、胴体下面側での影響は及んでいない。

3.4 C_A , C_m の不連続な変化についての考察 作動状態の変化に伴って、インテーク部で受ける空気が変化する量を定量的に求めることは、機体の設計データとして有用である。一方、ノズル部で受ける力はエンジンがない本模型では設計データとしては無意味

である。そこで、インテークとノズルが受ける力を推算するため、始動からバズへの移行による空気力の变化へのそれぞれの寄与について考察する。

第2表にまとめたように、空気力測定では始動からバズに移行する時に、エンジン long では、 C_A が 0.002 程度、 C_m が 0.003 程度不連続に増加した。また、エンジン short では、 C_A が 0.003 程度、 C_m が 0.003 程度増加した。一方、 C_N には不連続な変化はない。

さて、垂直力 C_N に不連続な変化がないことから、垂直方向にかかる力の変化は打ち消しあっていることがわかる。また、ノズル壁圧が減少していることからノズル部での垂直力は減少している。よって、インテーク部での垂直力が増大している必要がある。圧力測定結果ではインテーク内部の圧力は減少していたが、この変化に伴う空気力は、カウル側の内壁と打ち消しあう。そこで、インテーク外部に着目すると、可視化結果で見られたように、始動時と不始動時で流れ場が大きく変化する部分はカウル下面であった。この流れ場の変化により、受ける空気力が変化すると考える。なお、バズでは、始動時と不始動時の間を振動するので、流れ構造については不始動時の状態を説明することでバズによる影響を説明できる。

具体的に、どのような圧力がカウル下面に働くかを述べる。インテークが始動している場合には、ランプ上で2本の斜め衝撃波と、スロートでの垂直衝撃波が成立する。このとき、理想的にはインテークへの流れが外へスピルすることなく、したがってカウル下面を覆う衝撃波はカウル下面によって生じる斜め衝撃波である。このとき、カウル下面では斜め衝撃波による圧縮のみを通過した圧力となる。一方、インテークが不始動の場合では、シュリーレン写真にも見られるように、ランプ衝撃波角は大きくなり、インテーク内部の垂直衝撃波がカウル前方まで移動し、カウル下面を覆う離脱衝撃波となる。この場合、カウル下面は垂直衝撃波によって圧縮された高い圧力を受ける。このように、始動から不始動への移行により、カウル下面は大きく圧力が増大し、大きな力の変化を受けるため、インテーク部での空気力の変化の主たる原因と考える。

さて、インテーク部とノズル部に働く力の比を求め、インテークの影響のみを推算することを試みる。まず、垂直力に着目すると、垂直力の変化量は、 $\Delta N = \cos \theta_c \cdot \Delta F_c - \cos \theta_n \cdot \Delta F_n$ と表される。垂直力は始動からバズへの移行で変化していないので、 $\Delta N = 0$ より、 $\Delta F_c / \Delta F_n = 1.15$ が得られる。

次に、軸力とピッチングモーメントに着目する。エ

ンジン long の軸力は、 $\Delta A_t = \sin \theta_c \cdot \Delta F_{ct} - \sin \theta_n \cdot \Delta F_{nt}$ 、モーメントは、 $\Delta M_t = L_{ct} \cdot \Delta F_{ct} - L_n \cdot \Delta F_{nt}$ と表される。また、エンジン short ではそれぞれ $\Delta A_s = \sin \theta_c \cdot \Delta F_{cs} - \sin \theta_n \cdot \Delta F_{ns}$ 、 $\Delta M_s = L_{cs} \cdot \Delta F_{cs} - L_n \cdot \Delta F_{ns}$ と表される。ここで、 $\Delta F_c / \Delta F_n = 1.15$ 、各モーメントアームの値、 $L_{ct} = 31 \text{ mm}$ 、 $L_{cs} = -16 \text{ mm}$ 、 $L_n = -144 \text{ mm}$ を用いると、

$$\Delta A_t = (\sin \theta_c 1.15 - \sin \theta_n) \Delta F_{nt},$$

$$\Delta M_t = 31 \cdot 1.15 \Delta F_{nt} + 144 \Delta F_{nt} = 179.7 \Delta F_{nt}$$

$$\Delta A_s = (\sin \theta_c 1.15 - \sin \theta_n) \Delta F_{ns},$$

$$\Delta M_s = -16 \cdot 1.15 \Delta F_{ns} + 144 \Delta F_{ns} = 125.6 \Delta F_{ns}$$

得られた式で、 $\Delta F_{nt} / \Delta F_{ns} = 1.5$ とおくと、 $\Delta M_t \sim \Delta M_s$ 、 $\Delta A_t : \Delta A_s \sim 2 : 3$ となり、各式が満たされると同時に、第2表に示された空力測定結果ともよく一致する。以上から、始動から不始動へ至る時にカウル部で受ける力の変化量は、ノズル部に比べ、15%程度大きく、また、エンジン short の方がエンジン long よりも 50%程度大きいと考えられる。

さらに、空気力測定結果からだけでなく、圧力測定結果から考察する。カウル下面の圧力は、ランプ上の圧力レベルからスロート部の圧力レベルへ移行したと考える。圧力測定データにおいて、ランプ上 (p_{w1}) の始動時の圧力から衝撃波直後位置 (p_{w2}) のバズの圧力へ移行したと考え、一様流総圧で無次元化した値で約 0.03 程度の圧力上昇が生じると仮定する。一方、ノズルでは、始動からバズへの移行に伴い、 p_{wn1} で約 0.04 程度、 p_{wn2} では 0.003 程度減少している。 p_{wn2} より先では、非常に小さい圧力しか受けないので力の変化が無視できるとして、測定孔の間隔 (10 mm) 程度の面にこれら力の変化が生じたとする。以上から、カウル及びノズルでの空気力の変化をもとめ、第3表にまとめた。これらの合計値は、第2表に示されたエンジン long の空気力測定結果とおおむね一致している。測定結果との誤差は、カウルやノズル以外のインテーク側壁部やエンジン部下面及び翼下面などの影響と考えられる。

得られた結果から、インテーク部で受けた力の変化

第2表 二次気流流量の増加に伴う空力特性の不連続量

	ΔC_A	ΔC_N	ΔC_m
エンジン long	+0.002	0	+0.003
エンジン short	+0.003	0	+0.003

第3表 圧力変化から推算した空力特性の不連続量 (エンジン long)

	ΔC_A	ΔC_N	ΔC_m	面積(mm ²)	θ (deg)
カウル部	+0.0017	+0.0026	+0.0004	68×15.4	33.4
ノズル部	+0.0008	-0.0028	+0.0017	68×10	16.6
計	+0.0025	~0	+0.0021		

は、 $\Delta C_A=0.0017$, $\Delta C_N=0.0026$, $\Delta C_m=0.0004$ 程度であり、機体の受ける空気力のそれぞれ、3.2%、1.4%、8%程度である。この結果は、ノズルとインテークの空気力を分離し、設計データとして意味のないノズル部の空気力が除去されたものである。インテークの作動状態がバズへ移行することによって生じる空力的な影響を定量的に見積もることができた。

4. 結 論

今回の試験では、エンジン模型への二次気流吹き込みにより、インテークの作動状態を連続的に変化させ、これに伴う機体への影響について調べた。その結果、

(1) エンジン部への二次気流吹き込みにより、インテークの作動状態を風洞通風中に変化させる試験を行い、データを取得した。

(2) シュリーレン法による可視化結果から、二次気流流量の増加に伴い、始動からバズ、不始動への移行が確認された。また、このインテーク作動状態の移行による不連続な変化を、空力特性測定及び圧力測定によって定量的に捉えた。

(3) 機体の受ける空気力と模型まわりの圧力の変化との関係について考察し、インテーク部で生じる力の大きさを推算し、始動からバズへの移行に伴ってインテークが機体へ与える影響について定量的に見積もることができた。

二次気流を導入した試験法については、吹き込み流量の影響に比べてノズルスロット高さの調整の効果が非常に大きいなど、その試験の進め方には制約がある。しかし、今回得られたデータは、インテークが機体へ与える影響について定量的に測定したものであり、インテークと機体の統合についての基礎資料として、また、CFDなどの解析との比較データとして役立つと期待される。

本研究を進めるにあたって、宇宙科学研究所の稲谷芳文助教授、本郷素行技官には風洞試験全般にわたり、また、航空宇宙技術研究所の村上哲主任研究官には模型設計等で御助力、御助言を頂きました。東京理科大学の学生のみなさんには試験準備及び実施で、石川島播磨重工業(株)の臼井智之氏にはデータ取得及びデータ解析で、また、石川島防音工業(株)の石川一郎氏には模型の設計製作で多大な御助力を頂きました。この場をお借りしてお礼申し上げます。

参 考 文 献

- 1) 伊藤 健, 進藤重美, 村上 哲, 柳 良二, 本阿彌眞治, 白石和雄: 超音速インテーク/機体統合化に伴う空力的現象に関する研究, 第32回飛行機シンポジウム講演集, 1994, pp. 413-416.
- 2) 伊藤 健, 村上 哲, 進藤重美, 坂田公夫, 野田順一, 白石和雄: 超音速機のエンジン/機体統合化に伴う空力的影響について, 日本航空宇宙学会誌, 44 (1996), pp 599-608.
- 3) Ito, T., Murakami, A., Shindo, S., Sakata, K., Noda, J., Tanaka, A. and Shiraishi, K.: Wind Tunnel Tests of the Model of Intake-Airframe Integration, Papers from the 11th ISABE, 1993, pp. 1033-1041.
- 4) Sakata, K., et al.: Hypersonic Turbomachinery-Based Airbreathing Engines for Earth-to-Orbit Vehicle, J. of Propulsion and Power, 7(1991), pp. 108-114.
- 5) Sakata, K., et al.: Experimental Study of Mixed Compression Airintake for hypersonic Airbreathing Engines, Proc. of the 37th ASME International Gas Turbine Congress at Cologne, July, 1992.
- 6) Pittman, J. L. and Riebe, G. D.: Experimental and Theoretical Aerodynamic Characteristics of Tow Hypersonic Cruise Aircraft Concepts at Mach Numbers of 2.96, 3.96, and 4.63, NASA TP-1767(1980).
- 7) Weidner, J. P., Small, W. J. and Penland, J. A.: Scramjet Integration on Hypersonic Research Airplane Concepts, J. of Aircraft, 14(1977), pp. 460-466.
- 8) Perkins, S. C., Jr. and Dillenius, M. F. E.: Estimation of Additive Forces and Moments for Supersonic Inlets, AIAA 91-0712(1991).
- 9) Seddon, J. and Goldsmith, E. L.: Intake Aerodynamics, AIAA, New York, 1985.