超音速エアブリージングエンジンの再始動制御に関する実験研究^{*1} Experimental Study on Restart Control of Supersonic Air Breathing Engine

小 島 孝 之^{*2}・佐 藤 哲 也^{*3}・澤 井 秀 次 郎^{*4}・棚 次 亘 弘^{*5}
Takayuki KOJIMA, Tetsuya SATO, Shujiro SAWAI and Nobuhiro TANATSUGU

Key Words: Compressible Flows, Control, Inlet, Intake, Unstart, Supersonic Wind Tunnel

Abstract: In order to study dynamic response and establish control logic of supersonic air breathing engine, restart control tests of subscale engine model, that consists of axisymmetric intake and turbojet engine are done at ISAS supersonic wind tunnel (Mach 3). Assuming the condition that the combustion flame is blown out by the unstart, restart control sequences are set as follows. First, after a wind tunnel is started, the core engine is ignited. Second, the intake is restarted while the core engine is controlled. Third, the intake spike position and the terminal shock position are controlled and intake total pressure recovery becomes the designed value (60%). Tests are successful and the engine thrust is recovered for approximately 30-40 seconds after the intake unstart. Sudden increase of combustor flame temperature and rotational speed after the intake unstart is shown experimentally. This phenomenon is inevitable for supersonic engines that apply turbojet cycle as a core engine. To reduce sudden increase of the flame temperature, new sequence to close a fuel control valve after detection of the intake unstart is done and an increase of the flame temperature is reduced. Furthermore, necessity of avoidance of the intake buzz is shown experimentally. To avoid the intake buzz, 'buzz margin' control by the bypass door is proposed and succeeded.

記 号 の 説 明

m_0	: カウル前方投影面積分を通過する主流空気流量
m_1	: インテーク捕獲空気流量
A_1	: インテーク出口状態における仮想閉塞面積
A_{by}	: バイパスドア流路面積
A_{pl}	: 背圧調整用プラグ流路面積
BM	: バズマージン
ER	: 当量比
F_{noz}	: ノズル理想推力
F_{in}	: インテークに流入する空気流の運動量
ISP_{noz}	: ノズル理想推力より求めた比推力
ISP_{net}	: 正味推力より求めた比推力
N	: エンジン回転数
M_0	: 主流マッハ数
MCR	: インテーク流量捕獲率
MCR_B	: バズが発生する時のインテーク流量捕獲率
P_{t0}	: 主流全圧
P_{t1}	: インテーク出口全圧
T_c	: 燃焼ガス温度
Q_{cmd}	: 燃料流量調節弁開度指令
TPR	: インテーク全圧回復率
TPR_B	: バズが発生する時のインテーク全圧回復率
X_{sp}	: スパイク位置

1. は じ め に

将来の極超音速航空機用および宇宙往還機（スペースプレーン）用の推進システムとして、地上からマッハ数6程度まで作動する空気吸い込み式エンジンの実現が期待されている¹⁻³⁾。宇宙往還機に利用されるエンジンは、航空機と比較した場合、その使用目的より設計および運用に関する仕様が異なる。すなわち、宇宙往還機は、航空機のように移動（巡航）することではなく、加速することが目的である。従って、(1)航続率のような距離に関する性能よりも、比推力や推重比のような重量に関する性能が重要視され、(2)常に最大推力で作動し、(3)加速飛行を主とするため、明確な設計点（定常飛行状態）が存在しないといった特徴がある。

さらに、極超音速エアブリージングエンジンに用いられるインテークを従来の超音速インテークと比較した場合、最も明確な差は飛行領域の拡大である。飛行速度の増大に伴い、インテークの超音速流路収縮率（内部圧縮流路入口面積/スロート面積）が大きくなるため、不始動による全圧回復率、流量捕獲率の低下が大きくなり、推進機関として推力、比推力の低下が顕著になる。極超音速エアブリージングエンジンにとって、インテーク不始動は致命的なダメージを与える。

エンジン制御の観点からは、機体の加速度が大きく主流流速の変化率が大きい中で、常に最大推力での作動が要求されるため、制御に対する要求が厳しくなる。エアブリージングエンジンはインテークの全圧回復率が高いほど大きな推力が得られるが、全圧回復率はインテークが始動から不始動へ遷移する限界において最も高くなる。このため、不始動に陥る可能性が高い。さらに、もしインテークが不

^{*1}©2002 日本航空宇宙学会
平成14年7月23日原稿受理

^{*2}宇宙科学研究所COE研究員（宇宙推進研究系）

^{*3}宇宙科学研究所助教授（宇宙推進研究系）

^{*4}宇宙科学研究所助手（システム研究系）

^{*5}宇宙科学研究所教授（宇宙推進研究系）

第1図 軸対称インテーク

始動に陥った場合、素早く再始動させ、推力を回復させなければミッションの失敗に繋がる³⁻⁵⁾。

宇宙科学研究所では、飛行マッハ数6において分離する二段式宇宙往還機の初段推進系として、エア・ターボ・ラムジェットエンジン（ATREXエンジン）の開発研究を行っている。このエンジンは、コアエンジン前方に設けられた空気予冷却器と燃焼室内に配置された熱交換器によって液体水素燃料を再生加熱し、そのエネルギーでタービンを駆動するエキスパンダサイクルを構成した空気吸い込み式エンジンである。ATREXエンジン用インテークの研究は、1993年より行われ、エンジン制御に関する研究は1998年より行われている⁶⁻⁸⁾。

これらの背景を踏まえ、本論文ではATREXエンジンのように最大飛行マッハ数6まで作動する極超音速エアブリーディングエンジンの制御、特に効果的な再始動方法を構築することを目的として研究を行った結果について述べる。インテークの再始動ロジックを構築するためには、まず第一に不始動に陥った時の挙動を調査する必要があるが、インテーク不始動に伴う現象は非定常性が強く、解析的な予測は難しいと思われる。そこで、本研究は不始動によるエンジン挙動を調査する第一段階として、超音速インテークと小型ターボジェットエンジンを用いたサブスケールの超音速エアブリーディングエンジンモデルを構築し、超音速風洞において制御実験を行った。

2. 軸対称インテーク

飛行マッハ数6程度の極超音速飛行に用いられるインテークは、機速の上昇に伴い衝撃波角が小さくなるため、既に実用化されている飛行マッハ数2程度のインテークと比較し

て直径・長さが大きくなり、この結果エンジン全体重量に対するインテーク重量の割合が大きくなる。このため宇宙往還機のような加速機においては、インテークの空力的な性能向上と同様に重量を軽減することが重要である。そこで、矩形形状に比べて重量軽減が行いやすい混合圧縮型軸対称形状をATREXエンジン用インテークとして採用している^{9,10)}。第1図に本研究で対象とした可変軸対称インテークの概念図を示す。図中の衝撃波構造は、上側がインテーク始動時を表し、下側が不始動時を表す。軸対称インテークはスパイク（センターボディ）とカウルより構成され、スパイクが前後移動する可変機構を備え、流路形状、流路収縮率を変化させる。

インテークの性能は、以下に定義される全圧回復率および流量捕獲率によって定義される。

$$TPR \equiv \frac{P_{t1}}{P_{t0}} \quad (1)$$

$$MCR \equiv \frac{m_1}{m_0} \quad (2)$$

超音速飛行時にインテークが始動している場合は、全圧回復率を高く保つようにスパイクの位置を調節するため、カウル内部に取り込まれる空気流量は一義的に決まる。一方、亜音速および遷音速飛行時は、可能な限りインテークのスロートを大きく開き、最大空気流量を取り込むように制御される。このため、全ての飛行マッハ数において、インテークに吸い込まれる流量が、コアエンジンに要求される流量と常に等しくなるようなインテーク形状を設計することは困難であり、このためインテーク始動時は、コアエンジンに要求される流量よりもやや多めに空気を取り込み、余剰流はバイパスドア（または抽気機構）により調節する。このため、インテーク始動時に、バイパスドアによる余剰流の制御に失敗すると、インテークが不始動へ陥る。インテークが不始動に陥ると、スパイク先端衝撃波とカウル前方へ飛び出した離脱衝撃波によって流れが亜音速へ減速されるために、大きな全圧損失が発生し、このためスロートを通過できる空気流量が制限されることにより捕獲空気流量が減少する。不始動になると、エンジンが推進

第2図 供試体全体図

第3図 供試インテーク形状 ($X_{sp}=0$)

第4図 インテーク性能

第1表 供試インテーク諸元

Intake type	Variable geometry, Axisymmetric
Design Mach number	M3.5
Shock on cowl lip Mach number	M5.3
Cowl inlet radius	61.5 [mm]
Spike tip - cowl inlet distance	241.7 [mm] (at Design Mach number M3.5)
Cowl inlet - throat distance	49.2 [mm] (at Design Mach number M3.5)

機関として有効な推力を発生しなくなるため、インテーク不始動回避のための制御および不始動時には迅速な再始動制御が必要である。インテークを再始動させるためには、スパイクを大きく前方へ動かし、収縮率を低下させる必要がある。インテークが始動から不始動へ遷移する収縮率と、不始動から再始動する収縮率には数倍の差があり、始動/不始動現象はヒステリシスを伴う現象である。

3. 実験装置

制御実験には、軸対称インテーク、バイパスドア、ターボジェットエンジン、背圧調整用プラグより構成される、超音速エアブリージングエンジンモデルを用いる。第2図に実験供試体の全体図を示す。以下に、各コンポーネントに

ついて記述する。

3.1 インテーク⁸⁻¹⁰⁾ 実験には第3図に示すような軸対称インテークを用いる。図中上側が設計時の衝撃波構造（始動）を示し、下側が不始動時の衝撃波構造を示す。インテークの主要諸元を第1表に示す。インテークの大きさは、カウル入口半径=61.5mmであり、スパイク先端からインテーク出口（拡大流路最後端）までの距離はスパイク前後移動によって変化し、393～430mmである。本文中では、スパイク位置 X_{sp} （カウルとスパイクの相対位置関係）を以下のように定義する。インテークの設計点であるマッハ数3.5において、最適なスパイクとカウルの相対位置をスパイク位置原点（ $X_{sp}=0$ ）とし、そこからスパイクを前方（上流側）へ動かす向きを正とする。超音速ディフューザ流路形状の設計方法は、まず最大マッハ数5.3（shock on cowl lip マッハ数）のときに、スパイク先端から発生する斜め衝撃波がカウル先端部に入射するように、スパイク先端部からカウル入口部までの距離を定めた後、マッハ数3.5を設計マッハ数として、特性曲線法により設計した。本インテークは、地上静止状態からマッハ数6までの範囲で作動することを想定しているが、機体予圧縮効果を考慮して、インテーク上流における最大マッハ数を5.3としている。スロート周辺のスパイク、カウルの壁面には、直径1mmの抽気孔が計5280点開けられており、これらの穴より境界層内の気流を抽気し、剥離を防ぐ。インテーク始動時に、スパイク先端～スロート部において行われる超音速圧縮のディフューザ形状は、主流マッハ数に応じてスパイクを前後させることにより最適な形状へと制御される。これによって、スロートにおけるマッハ数が常にM1.3程度に保たれる。流れを亜音速へ減速する終端衝撃波は、インテーク出口流路を調節し全圧回復率を変化させることにより前後へ移動するが、終端衝撃波がスロート部に存在する時に全圧回復率が最大となる。終端衝撃波がスロートより上流へ移動するとインテークが不始動になる。インテーク不始動を防ぐため終端衝撃波は常にスロート直後に制御される。

収縮率が上昇し（スロートが狭くなり）、スロート上流側におけるマッハ数がM1を下回るか、または終端衝撃波がスロート前方へ飛び出すと、数ミリ秒の間に作動状態が不始動に遷移する。インテーク始動時および不始動時の全圧回復率、流量捕獲率を第4図に示す。高マッハ数において、不始動による性能低下が顕著になる。

3.2 バイパスドア 始動時にカウル内部に取り込まれる空気流量は、主流状態とスパイク位置によって決定されるが、飛行状態によって、圧縮機が処理できない過大な流量となることがある。インテークと圧縮機の流量マッチングはそのほとんどが設計段階で行われるが、飛行中にも少量の余剰空気を外へ逃がす機構が必要である。これは、インテーク始動時には不始動を防ぐための終端衝撃波位置制御機構として働き、インテークが不始動の場合は、再始動させるためにインテーク出口圧を下げる機構として働く。本研究では、この機構をバイパスドアと呼ぶこととする。本実験供試体では、バイパスした気流は風洞主流に放出す

るため、バイパスドア出口には超音速の風洞主流が流れており、流量係数が低くなることが予想された。このため、バイパスドアの面積を大きめにとれるように、第5図に示すような半円形状のものとした。また、バイパスドアによって生じた圧縮機入口部の非一様流れを緩和するために、バイパスドアとコアエンジンの間に整流ハニカムを設けている。

3.3 エンジン^{11~13)} エンジンとは小型ターボジェットエンジンである、AMT社（オランダ）製オリンパスエンジンを採用する。本エンジンはラジコン飛行機用に開発されているものである。第6図にエンジン全体図および地上設置時の写真を示す。また、第2表に示すように蒸発管方式の燃焼器となっているために、燃料の着火性に乏しい。このため、着火時にプロパンガスを用いることにより、確実な燃料着火を行っている。

3.4 背圧調整用プラグ エンジンの出口圧力を調節するために、背圧調整用フロープラグを設けている。プラグスロットにおいて、常に流れが閉塞しているために、収縮拡大ノズルをつけた場合とエンジン内部の流れは同様になる。

第5図 バイパスドア

第6図 AMTオリンパスエンジン

4. 制御ロジック

本制御実験における制御ロジックを第7図に示す。インテーク始動時は、4入力（インテークスロットマッハ数・終端衝撃波位置・回転数・燃焼ガス温度）4出力（スパイク移動指令・バイパスドア移動指令・燃料流量調節弁開度指令・背圧調整用プラグ移動指令）のフィードバック制御を構成するが、以下の理由によりフィードバックループを3つに分割する。(1)インテーク終端衝撃波より上流側は超音速流であるため、下流側の情報が伝達されず、インテークスロットマッハ数は主流流速、迎角、スパイク位置のみにより決定される。よって、スパイク移動以外の制御指令でスロットマッハ数は制御できない。(2)バイパスドアを開くとコアエンジンに供給される流量が低下し、エンジン推力が低下する。このため、バイパスドアは極力開くべきではなく、不始動回避のみの目的で行うべきである。インテーク始動時におけるバイパスドアの役割は、終端衝撃波がスロットより前方へ移動することによる不始動遷移の防止であるため、バイパスドアの制御対象は終端衝撃波のみとするべきである。(3)始動、不始動の制御が切り替わるときの衝撃を緩和するために、コアエンジン部の制御はインテークスロットマッハ数制御、終端衝撃波位置制御とは分離し、始動、不始動時共通な制御を行うべきである。

以下にインテーク始動時/不始動時におけるそれぞれのフィードバック制御について記述する。

4.1 インテーク制御 インテークが始動している時は、スパイク前後移動により、スロットマッハ数を制御する。本供試体は、インテークのスロット（幅）高さが小さいために、インテークスロットにピトー管を設けてマッハ

第2表 オリンパスエンジン諸元

Outer diameter	130 [mm]
Total length	270 [mm]
Thrust	170 [N] (Max.) 7 [N] (Idle)
Compressor	Centrifugal, One stage
Turbine	Axial, One stage, Reaction
Pressure ratio	4
Air flow rate	0.36 [kg/s] (Max.) 0.08 [kg/s] (Idle)
Rotational speed	105000 [rpm] (Max.) 26000 [rpm] (Idle)
Exhaust gas temperature	950 [K]
Fuel	Jet A-1 (Specific gravity = 0.81)
Fuel flow rate	6.1 [g/s] (Max.) 2.1 [g/s] (Idle)
Theoretical fuel/air ratio	0.07
Ignition plug	Glow plug
Combustor	Annular
Fuel injection	Vaporizer
Start up method	Propane gas ignition

第7図 供試体制御ロジック

数を計測すると、ピトー管によって生じるバウショックによりインテークの全圧回復率が大幅に減少する。また、本制御実験では、主流マッハ数が固定されているために、スロートマッハ数が最適となるスパイク位置は一定である。よって、実験はスロートマッハ数の代わりにスパイク位置を検出し、あらかじめ求められた目標位置へスパイクを移動する。不始動時は、スパイクは再始動位置まで前方（上流側）へ一定速度で移動する。

4.2 バイパスドア制御 インテークが始動している時は、バイパスドアは終端衝撃波位置を制御する。本制御実験では、終端衝撃波位置と全圧回復率の関係をあらかじめ求めておき、全圧回復率を制御目標値にする。インテーク不始動時には、あらかじめ求められた再始動開度まで一定速度で開く。また、6.4節において記述するバズマージン制御を実験中に取り入れた。

4.3 コアエンジン制御 コアエンジンの制御は燃料流量、プラグスロート面積を制御量として、エンジン回転数、燃焼ガス温度（タービン入口温度）を制御する2入力2出力フィードバック制御を行う。

それぞれの制御則は、PI制御を行い、制御ゲインはエンジンダイナミックシミュレーションにより求めた線形化モデルを使用して安定性、追従性を確認している。シミュレーションは、予備実験によって取得した各コンポーネント（インテーク・バイパスドア・圧縮機・燃焼室・タービン・背圧調整用プラグ）の静特性および動特性より、常に気体力学的状態変化、燃焼反応には遅れは発生せず、エンジン回転数が圧縮機とタービンの仕事差によって時間変化する計算を行っている。燃焼ガス温度は燃料流量指令に対する感度が大きい、燃料供給方式に蒸発管を使用しているため火炎温度が安定せず、燃料流量制御のゲインが低くなっている。

5. 試験方法

実験は宇宙科学研究超音速風洞において行った。風洞条件の制約により、主流マッハ数3、主流全圧4.5kg/cm²a、主流全温293K、通風時間90secの条件で行った。主流マッハ数3では、第4図に示したようにインテーク不始動による性能低下が顕著に現れるため、インテーク不始動時のエンジンの挙動や、効果的な再始動方法について研究を行うために

十分高速な領域である。制御実験は、飛行中にインテークが不始動となり、火炎が吹き消えた状態を想定して行う。よって、インテークが不始動になるようスパイクを後方へ下げ（スパイク位置 X_{sp} を小さくし）た状態で風洞通風を開始する。通風後エンジンを着火し、燃焼中にインテークを再始動させ、インテーク全圧回復率を最大とするまでの自動制御を行う（再始動制御実験）。

本エンジンは、蒸発管方式の燃焼室のため、燃料着火性能に乏しい。このため、エンジンをスタートさせるためにはまずプロパンガスに着火させ、蒸発管を加熱した後に燃料の供給を開始する。プロパンガスへ着火させるためには、地上静止状態におけるエンジン起動を模擬させる必要があり、エンジン内に微量の空気が供給され、圧力をほぼ大気圧（もしくは大気圧以上）とする必要がある。このため、背圧調整用プラグを微開状態とし、コアエンジンへの空気の供給がほとんど行われない状態において、プロパンガスに着火させる。

計測は各部全圧・静圧の圧力計測、Type-K熱電対による温度計測、ポテンショメータによる位置計測、体積流量計による燃料流量計測を行っている。計測値は0.02secサンプリングの制御器に入力され、制御指令が求められる。

6. 実験結果

6.1 再始動制御実験 第8図～第11図に再始動制御実験を行った実験結果を示す。第8図中当量比 ER は燃料と空気の質量流量比率を理論反応比率で割った値であり、燃料と空気が過不足無く燃焼する流量比率が当量比1である。第11図中ノズル理想推力 F_{noz} 、比推力 ISP_{noz} は背圧調整プラグ部に、適正膨張でありノズル効率100%である理想ノズルを装着したと仮定した場合の推力を表す。さらに、インテーク流入運動量 F_{in} は、インテーク上流から流入する空気流の運動量である。インテークが始動している時は、インテークのスプレージ抵抗は微小であり、 $(F_{noz} - F_{in})$ がエンジンに働く正味推力にほぼ等しい。さらに、正味比推力 ISP_{net} は正味推力 $(F_{noz} - F_{in})$ を燃料流量で割った値である。

再始動制御実験は、まず風洞通風開始直後プロパンガスに着火させ(5sec)、燃焼室温度を上昇させる。燃焼室温度が安定し、蒸発管が十分加熱されたことを確認した後、燃料を供給し回転数を上昇させる(21sec)。この間、スパイク、

バイパスドアは固定し、プラグを少しずつ開くことによりエンジンに供給される空気流量を増やしていく。回転数が35000rpmを達成した時に、エンジン着火シーケンスを終了し、インテーク再始動に向けた制御を開始する(42sec)。再始動へは、スパイクを前へ（スパイク位置 X_{sp} を正の方向へ）動かし、同時にバイパスドアを開く。この間、コアエンジンのフィードバック制御が行われ、目標回転数65000rpm、目標燃焼ガス温度865Kへ制御される。スパイク、バイパスドアが所定の位置への移動を完了すると、インテークが始動したと判断し(60sec)、スパイク位置、バイパスドア開度は始動モードの制御となる。インテークが始動すると、スパイク位置のフィードバック制御が始まり、徐々に後ろ（スパイク位置 X_{sp} を負の方向へ）へ移動する。またバイパスドアは終端衝撃波がスロート部に移動するよ

うに徐々に閉じる。これにより、全圧回復率が目標値(60%)となり、理想推力 F_{noz} が最大となる(87sec)。この時、理想推力 F_{noz} が流入運動量 F_{in} を上回り、エンジンが正味推力を発生していることがわかる。制御安定後、エンジンを停止し、風洞通風を終了する(90sec)。これにより、インテーク不始動後の再着火、再始動が可能であることが示された。飛行中にインテークが不始動へ遷移し、不始動の衝撃により燃焼室の火炎が消えてしまった場合は、数秒以内に再着火を行い再始動に向けた制御を開始する必要がある。本制御実験では再始動を行う制御は45sec時に開始し、再始動後75sec時には十分な正味推力を回復しており、再着火後約30secで推力回復が行われている。よって、実機の再着火に要する時間を考慮すると、不始動後少なくとも30～40secで推力回復が可能であることが示された。これは、二段式宇

第8図 再始動制御実験結果（インテーク・燃焼器）

第10図 再始動制御実験結果（燃料流量・面積）

第9図 再始動制御実験結果（回転数・燃焼ガス温度）

第11図 再始動制御実験結果（理想推力・比推力）

宙往還機のように数分で離陸からM6程度まで加速する機体にとって迅速な再始動制御とは言い難い。しかし、本制御実験において低速な制御となってしまった理由は、燃焼室の燃料気化機構に蒸発管を用いているため、燃焼ガス温度制御の応答性が悪いためである。このため、燃料供給方式やアクチュエータ等ハードウェアの改善により、より高速な再始動制御が可能であると思われる。

6.2 不始動直後のエンジン挙動 再始動制御実験において、インテークが始動し制御が安定した後、スパイクを故意に後ろへ動かシインテークを不始動へ遷移させた時のエンジンの挙動を調べた。インテークが不始動へ遷移した直後における燃焼ガス温度および回転数の挙動をダイナミックシミュレーション結果と共に第12図、第13図に示す。図中1sec時にインテーク不始動が発生している。第4図に示すように、インテークが不始動になると、全圧回復率、流量捕獲率共に数分の1まで低下するが、流量捕獲率が低下することにより、燃焼室における当量比が急激に増大する。コアエンジンにターボジェットエンジンを採用している極超音速エンジンの場合、タービン入口温度の制約により、燃焼室の当量比は0.2～0.3程度で運転される。このため、インテーク不始動による当量比増加は燃焼ガス温度の増加をもたらす。図中実線はシミュレーション結果を表し、シミュレーションでは燃焼効率を100%としたため、燃焼ガス温度が800Kから2400K程度まで跳ね上がっている。一方、印は実験結果を表し、燃焼効率の影響や温度センサの応答遅れにより、不始動後1sec間の上昇は200K程度となっている。実験では燃焼ガス温度制御のゲインが低いため、不始動直後の温度上昇を制御することができず、タービン入口温度上限を上回り非常停止を行っている（2.4sec時・1073K）。そこで、流量捕獲率の急激な低下によって不始動を検出し、不始動検出後は、燃焼ガス温度のフィードバック制御を中断し、強制的に燃料調節弁を遮断する制御を行った（印）。これにより、燃焼ガス温度は不始動後200K程度上昇しているが、タービン入口温度上限に触れることなく、不始動後1sec時には減少に転じている。

燃焼ガス温度が増加すると、タービン仕事の増大により回転数が上昇する。これにより、圧縮機のサージ発生の可能性が高まる。不始動直後に燃焼ガス温度が上昇しタービン損傷を招き、さらに圧縮機サージが発生するという特性は、コアエンジンにターボジェットを用いる極超音速エアブリージングエンジンの特性であるといえる。

6.3 不始動時におけるバズ回避 インテークが不始動から再始動へ移行する時における、インテーク性能マップ（流量捕獲率・全圧回復率関係図）の変化を第14図に示す。それぞれのスパイク位置（図中下線をつけた数字がスパイク位置 X_{sp} を表す）において、プラグを固定、バイパスドアを全開から徐々に閉じるとインテーク出口修正流量が減少し、インテーク不始動状態（実線）からバズ状態（破線）へ移行する。バズ発生時のシュリーレン映像を第15図に示す。バズが発生すると、カウル前方に生じる離脱衝撃波が大きく振動し、燃焼火炎が消滅することがあった（第14図中×印）。このため、バズの回避はインテーク不始動

中の重要課題であり、常にバズライン（太い破線）より右下の領域で作動させなくてはならない。

インテークバズはカウル入口部で発生する振動現象であるが、バズ発生の条件はインテーク出口条件において流れが閉塞する仮想的なスロート面積、つまり修正流量に依存する⁵⁾。よって、修正流量と比例する（流量捕獲率/全圧回復率）の値を表すことにより、バズ発生の危険性を表すことが可能である。

$$A_1 \propto \frac{m_1}{P_{t1}} = \frac{m_0}{P_{t0}} \frac{MCR}{TPR} \quad (3)$$

バズを回避するための積極的な制御として、バズマージンという制御目標をバイパスドアで制御することを提案し

第12図 燃焼ガス温度履歴

第13図 回転数履歴

た．バズマージン(BM)の定義を以下に示す．バズマージンが1を下回るとバズが発生する．

$$BM \equiv \frac{MCR}{TPR} \frac{TPR_B}{MCR_B} \quad (4)$$

TPR_B , MCR_B はバズが発生する全圧回復率，流量捕獲率を表し，スパイク位置によって変化する．

$$TPR_B \equiv TPR(X_{sp}) \quad (5)$$

$$MCR_B \equiv MCR(X_{sp}) \quad (6)$$

つまり， TPR_B , MCR_B はそれぞれのスパイク位置においてバズが発生する境界（第14図中バズライン）を表す．本制御実験では，バズマージンの制御をバイパスドアによって行い，バズを回避した再始動に成功している（印）．バズマージンをモニターすることにより，インテーク不始動時のバズ発生危険性を認知し，バズ回避の積極的な制御が可能である．

7. 結 論

極超音速エアブリージングエンジンの始動/不始動時における挙動を調べ，制御方法を確立するために，軸対称インテークとターボジェットエンジンより構成される超音速エアブリージングエンジンの再始動制御実験を行った．再始動制御実験は，飛行中にインテークが不始動となり，さらに燃焼火炎が消失してしまった場合を想定し，風洞通風開始後にエンジンを着火し，再始動後，全圧回復率，回転数，燃焼ガス温度を最大まで制御するシーケンスを行った．制御実験は成功し，不始動後30～40secで再始動/推力回復が可能であることを示した．さらに，インテーク不始動直後に燃焼ガス温度，回転数が上昇するターボジェットエンジンの特性を示し，不始動検出後は，燃料供給を強制的に遮断する制御ロジックを提案した．また，不始動中にインテークバズが発生し，燃焼火炎が消失する現象を示し，バズ回避のために新たにバズマージンを制御量とする制御方法を提案した．

参 考 文 献

- 1) Taguchi, H : A Study on Pre-Cooled Turbojet - Scramjet - Rocket Combined Engines, AIAA Paper 98-3777, 1998.
- 2) 野村茂昭：将来型宇宙輸送システムの研究開発の方向性，第44回宇宙科学技術連合講演会，2000.
- 3) 宇宙科学研究所将来型宇宙輸送システムサブワーキンググループ編：ATREXエンジンを用いた2段式スペースプレーンの実証計画，1998.
- 4) Campbell, D : F-12 Series Aircraft Propulsion System Performance and Development, *J. Aircraft*, 11(1974), pp670-676
- 5) Seddon, J : Intake Aerodynamics, AIAA Educational Series, Washington, 1989, pp149-168.
- 6) Sato, T : Development Study on the ATREX Engine, IAF-00-

第14図 インテーク性能履歴（不始動）

第15図 インテークバズのシュリーレン映像

S.5.02

,Rio de Janeiro, 2000.

- 7) Kojima, T : Experimental Study on Inlet Control System for Hypersonic Flight, ISTS 2000-a-08, Morioka, 2000.
- 8) Takagi, I : Development Study on Air Intake for ATREX Engine, International Symposium on Air Breathing Engines, 1997.
- 9) 小島孝之：超音速可変軸対称エアインテークに関する研究，第38回航空原動機・宇宙推進講演会講演集，1998, pp.115-120.
- 10) 小島孝之：ATREXエアインテークの研究開発，第40回航空原動機・宇宙推進講演会講演集，2000, pp.263-268.
- 11) Lefebvre, A. H. : ガスタービン燃焼工学，日刊工業新聞社，東京，1994, pp.1-91.
- 12) 長島利夫：ガスタービンエンジン，朝倉書店，東京，2000, pp.78-113.
- 13) Jack D. Mattingly : Aircraft Engine Design, AIAA Educational Series, Washington, 1988, pp.219-432.