

インテーク／エンジン制御に関する研究

小島孝之*・澤井秀次郎*・佐藤哲也*

Research on control of intake/engine system

By

Takayuki KOJIMA*, Shujiro SAWAI*, Tetsuya SATO*

Abstract : High acceleration and unstart of the intake are characteristics of the ATREX engine for space plane. Studies about control of intake and supersonic air breathing engine model are conducted experimentally to establish control sequences of the ATREX engine against these phenomena and to extract the characteristics of control of the the ATREX engine.

A control test of an intake is conducted at ONERA S3MA supersonic wind tunnel to accomplish an automatic operation of the intake under the high acceleration condition. The method of the detection of the position of the terminal shock is established. As a result, we succeeded in controlling the intake automatically and about 90% of the maximum total pressure recovery and mass capture ratio are achieved without manual operation. The normal shock position could not be stable, because there was unexpected disturbance caused by bleed holes of the cowl surface. 'Form change operation' that is to start the inlet when the intake compression form changes from all external compression to mixed compression is necessary. Mass capture ratio is used to detect the intake unstart.

In order to study dynamic response of supersonic air breathing engine and establish control logic during intake unstart, restart control tests of a 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 unstarting, restart control sequences are set as follows. First, after a wind tunnel is started, the core engine is ignited. Second, the intake is restarted

*宇宙科学研究所

while a rotational speed and a combustion gas temperature of the core engine are controlled. Third, after the restart of the intake, 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 start up of the engine. Sudden increase of the combustion gas temperature and rotational speed after unstart is shown. This phenomenon is inevitable for supersonic engines that apply turbojet cycle as a core engine. To reduce sudden increase of the gas temperature, new sequence that is to close a fuel control valve after detection of the intake unstart is done, and an increase of the gas temperature is reduced. Necessity of avoidance of the intake buzz is shown experimentally. To avoid the intake buzz, 'buzz margin' control using the bypass door is proposed and succeeded.

記号の説明

A_{by}	: バイパスドア面積
A_{pt}	: 背圧調整用プラグスロット面積
$\alpha_1 (\alpha_2)$: 終端衝撃波位置検出用上流側 (下流側) 圧力勾配
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
X_{sp}	: スパイク位置 (スパイク上流側移動が正)
X_{sh}	: 終端衝撃波位置
X_{th}	: インテークスロットからの軸方向距離
X_c	: カウル先端からの軸方向距離
MCR	: 流量捕獲率
N	: エンジン回転数
$P_1 (P_2)$: 終端衝撃波位置検出用上流側 (下流側) 静圧
P_{t0}	: 主流全圧
P_{s0}	: 主流静圧
P_{rms}	: 圧力振動RMS値
P_{ave}	: 圧力平均値
R	: カウル入口半径 (= 61.5 mm)
X_1, X_2	: 終端衝撃波位置検出用上流側 (下流側) センサー位置
T_c	: 燃焼ガス温度
TPR	: 全圧回復率
Q_{cmd}	: 燃料流量制御指令

1. 極超音速インテークとエンジンシステムの制御

ATREXエンジンは極超音速で作動するエンジンであり、かつ宇宙往還機への利用を想定しているため、制御の観点からも大きな特徴を持つ。ATREXエンジンの制御性を、既に実用化されている航空機用超音速エアブリーディングエンジンと比較したものを表1に示す。比較を行う超音速航空機は、エアブリーディングエンジンを用いて最高

速度を記録しているSR-71とする。

航空機と宇宙往還機に用いられるエンジンの差でもっとも顕著なものが、その飛行速度である。航空機は最高速度がM3程度であるが、ATREXエンジンは、そのほぼ倍であるM6まで作動する。このため、航空機用インテークとATREXエンジン用インテークは流路収縮率が大幅に異なり、このため不始動遷移時における全圧回復率、流量捕獲率の低下が大きく異なる。最高速度におけるインテーク不始動時の流量捕獲率の変化を例にとると、航空機用インテークは不始動により流量捕獲率が80%から40%へと約半分となるのに対し、ATREXエンジン用インテークは不始動により流量捕獲率が75%から10%へと1/7まで低下する。

次に、機体の加速度に着目する。戦闘機などの例外を除き航空機の加速性能は、重要な性能要素であるものの巡航時の性能に準ずるものであるため、比較的遅い加速を行う。毎秒のマッハ数変化率として表現する加速度(dM/dt)は、航空機では最大0.0044である。一方、宇宙往還機は最大推力で作動するために航空機の約3倍である0.014程度の加速を行う。これにより、インテーク上流から流入する流速の変化率が大きくなるが、それに対して不始動回避のための全圧回復率マージンは同じレベルである。航空機ではM3において88%の全圧回復率を達成できるインテークを使用するが、不始動に対するマージンを取るため、制御によって飛行時の全圧回復率は80%程度に抑えている。宇宙往還機用エンジンは、機体加速がミッションの要求であるため、常に最大推力で作動する。このため、ATREXインテークの制御による全圧回復率のマージンは、極力小さく抑える必要があり、航空機と同じレベルである最高性能に対して10%程度としている。

以上より、航空機と宇宙往還機を比較した場合、最大機速が高くなり、不始動によるインテーク全圧回復率、流量捕獲率の低下が膨大になるため、不始動遷移を防ぐために行う始動時の制御が重要になるにもかかわらず、機体の加速度が大きくなるために始動時の制御がより困難になることが、宇宙往還機用極超音速エアブリージングエンジンの特徴といえる。

表1 航空機と宇宙往還機の比較^{[1][2]}

	航空機 SR-71	宇宙機 二段式宇宙往還機
マッハ数	3.2	6
最高速度		
最高速度における 不始動時の全圧回復率の変化	0.88→0.4 (45%)	0.38→0.03 (8%)
最高速度における 不始動時の流量捕獲率の変化	0.8→0.4 (50%)	0.75→0.10 (13%)
加速度		
加速度 (dM/dt)	0.0044 (M1.25→M3.1 for 7min)	0.014 (M0→M6 for 6min)
全圧回復率の 制御マージン	0.88→0.8 (10%のマージン)	0.60→0.54 (10%のマージン)

ATREX用インテークの形状として採用している軸対称混合圧縮型インテークの流れを図1に示す。図中上側が始動時の衝撃波構造であり、下側が不始動時の衝撃波構造である。インテークの流れは、同じ流路形状においても始動(Start)および不始動(Unstart)の二つのモードが存在する。

インテークが始動している場合は、極超音速流はカウル内部に形成される数段の斜め衝撃波によってスロートへ到達する時にはM1.3程度まで圧縮される。さらにスロート直後の拡大流路部には、終端衝撃波(Terminal shock)が存在し、流れが亜音速へ減速される。スロートにおけるマッハ数を極力M1へ近づけ、また終端衝撃波を極力スロートへ近づけ全圧損失を抑えることにより、インテーク全圧回復率が上昇する。

エンジンが有効な推力を発生するためにはインテークの全圧回復率、流量捕獲率を要求性能に対して十分な値を維持する必要がある。このためにはインテークを始動させて、最適な衝撃波パターンに制御しなくてはならない。しかし、制御に失敗するとインテークが不始動に遷移してしまう。制御対象としてインテークの流れを考えた場合

に、不始動へ移行する要因はスロートにおける流れの閉塞と、終端衝撃波の飛び出しの2つあり、それぞれの要因による不始動回避を行うことがインテーク制御の目的の一つである。

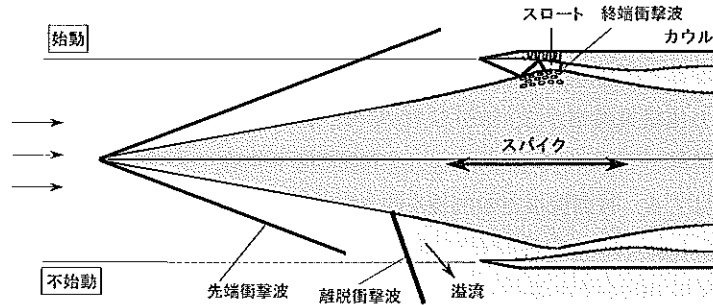


図1 混合圧縮型軸対称インテーク

インテーク不始動時には、カウル前方の離脱衝撃波によって亜音速まで減速されるが、離脱衝撃波による全圧損失はマッハ数が高くなるほど大きくなる。これによって、インテークスロートを通過できる空気流量も低下するために、不始動による流量捕獲率の低下もマッハ数が高くなるほど顕著になる。図2に最高マッハ数5.3で設計されたインテーク (Type-K) の始動・不始動時の性能変化を示す。インテークが不始動に陥った場合、宇宙往還機用エンジンは機体加速がミッション目的であるため、素早く再始動させ、推力を回復しなくてはならない。

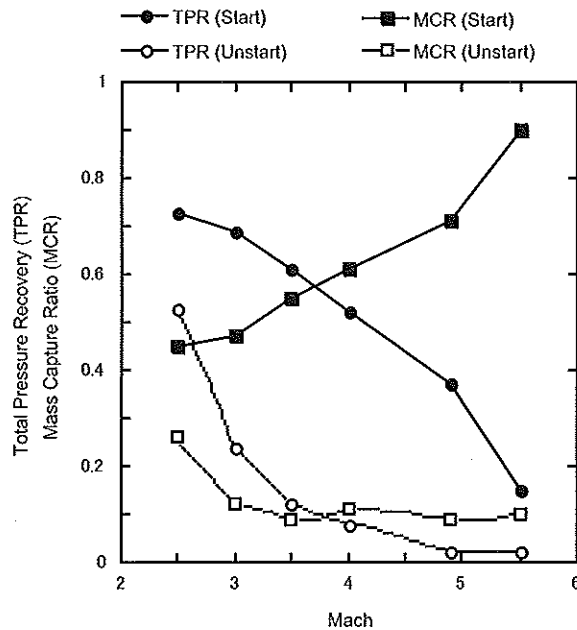


図2 インテーク始動時および不始動時のインテーク性能 (全圧回復率・流量捕獲率)

これらの問題を総括すると、宇宙往還機に用いられる極超音速エアブリージングエンジンは、常に最大推力で作動するため、インテークは不始動に移移する限界に制御され、不始動に陥った場合は迅速に再始動させ、エンジン推力を回復しなくてはならない点が制御に関する特徴といえる。

よって、将来の飛行試験機の制御則を設計する際には、これらの問題を明らかにし対する制御方法を構築しておく必要がある。エンジン制御に関する研究は、これらの特徴 (問題点) に関した研究を行い、各項目に対する制御方法を構築 (提案) することを目的とする。本研究では、エンジン制御に関する研究として以下の3項目の研究を

行った。

第2章では、インテーク始動時における制御に必要な終端衝撃波位置制御に関する研究を行った。静圧分布から終端衝撃波位置を検出する方法について研究を行い、3通りの検出方法の提案を行った。また、終端衝撃波の位置制御を試みた。

第3章では、インテーク始動時における不始動回避の制御に関して研究を行う。宇宙往還機用エンジンは機体の加速によるインテーク流入速度の変化が激しいことが特徴である。よって、超音速風洞において機体の加速を模擬した条件でインテークの制御を試みる。制御実験では、インテーク始動時における制御則を確立し、また最高飛行速度M6を想定した可変軸対称インテークの制御課題を抽出した。

第4章では、インテーク不始動時における再始動制御に関して研究を行った。インテーク不始動時に発生することが予測される燃焼室の温度変化やインテークバズ現象に対して制御を行い、再始動を行うことを目的とした。軸対称インテークと、コアエンジンとしてターボジェットエンジンより構成される極超音速エアブリージングエンジンモデルを製作し、制御実験を行った。実験では、燃焼を保持した状態で再始動を行うとともに、インテーク不始動時の制御に関する課題を抽出し、制御方法を提案した。

2. インテーク終端衝撃波の検出、制御

終端衝撃波位置の検出は、インテーク不始動を回避するために必要不可欠な項目である。本研究では、スロート直後に設けられた3個の静圧センサーより終端衝撃波の位置を検出する方法を提案し、制御を試みた。

2.1. 静圧計測点および検出方法の提案

図3にスパイク (Type-K) のスロート付近に埋め込んだ圧力計の圧力測定点を示す。このインテークはスパイクを前後に動かすことによりスロート面積を変化させるが、スパイクを前後に動かしても、スロートの位置はスパイクから見て常に固定されているので (スパイク先端からの距離で $X_{sp}/R=4.73$)、スパイクの表面に圧力計を埋め込むことにより、常にスロート直後の圧力を早い応答で計れるようになっている。

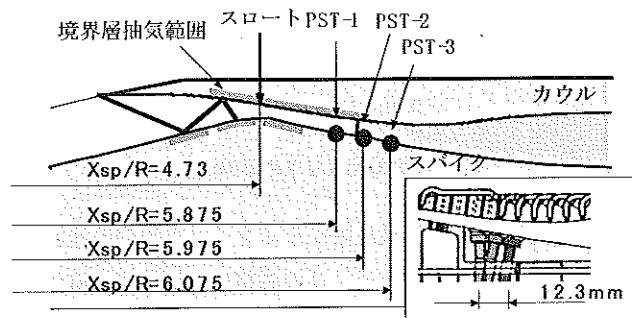


図3 静圧計測点

実験では、スパイク表面に埋め込んだ圧力センサーから衝撃波位置を検出する方法を3通り行った。図4に第1の方法である3個の圧力の大小関係を比較する方法を示す。スロートを過ぎた超音速の流れは流路の拡大とともに静圧は減少するが、垂直衝撃波を過ぎて亜音速に転ずると静圧は増加する。この静圧が減少から増加に転ずる点を衝撃波位置として、圧力の大小関係を比較する。図中aの場合は超音速流の状態なので衝撃波は圧力計よりも下流、bの場合は超音速流が途中から亜音速に転じているので圧力計間に衝撃波がある、cの状態は亜音速流の状態なので衝撃波は圧力計よりも上流、dの場合は理論的にはあり得ない流れの状態、の4通りに場合分けを行う。計測は1kHzでサンプリングし、10点の値を平均する。

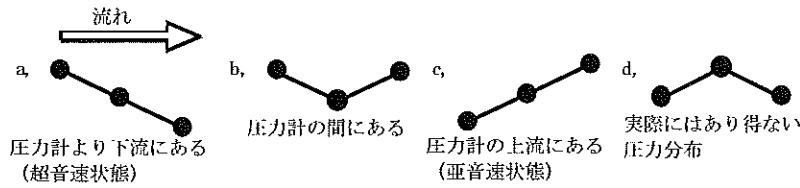


図4 静圧の大小関係の比較

図5に第2の方法である圧力勾配より衝撃波の位置を求める方法を示す。これは超音速流時と亜音速流時のそれぞれの場合に流れ方向の距離に対する圧力勾配をあらかじめ求めておき(図中- α_1 , α_2)、この傾きより衝撃波位置(X_{sh})を求める方法である。センサー位置 X_1 , X_2 での圧力 P_1 , P_2 より求める衝撃波位置 X_{sh} は次式ようになる。

$$X_{sh} = \frac{X_1\alpha_1 + X_2\alpha_2 - (P_2 - P_1)/P_{10}}{\alpha_1 + \alpha_2} \quad (1)$$

計測はPST-1 および3の圧力を1kHzでサンプリングし、各時刻での位置を計算した。

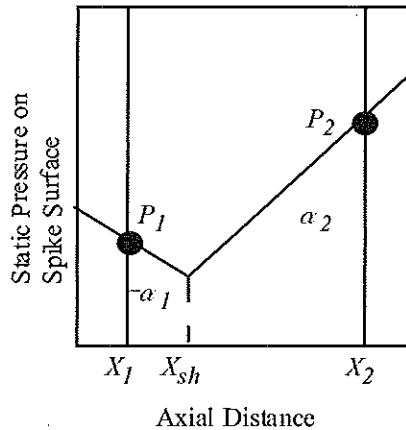


図5 圧力勾配より求める方法

一般的に衝撃波は自励振動し、その周波数は衝撃波位置からインテーク出口の流れが閉塞している箇所までの距離に依存し、本供試体の場合は30~100Hz程度である。この衝撃波の振動は上流へは境界層内を伝わり、下流へは主流を伝わり壁面静圧を振動させる。この圧力振動の大きさは衝撃波に近いほど大きくなるということを利用して、第3の方法である圧力の平均値からのずれの2乗の平方根(RMS値)をとり、各点で比較する。各時点での圧力変動よりRMS値は次式ようになる。

$$\frac{P_{rms}}{P_{ave}} = \sqrt{\frac{\sum (P - P_{ave})^2 / n}{P_{ave}}} \quad (2)$$

計測は1kHzでサンプリングし、100点のRMS値を計算した。

2.2. 衝撃波位置検出結果

図6にM3.5における衝撃波位置の検出結果を示す。試験は、スパイクを固定し、プラグを徐々に閉めることにより、衝撃波を下流(インテーク出口)から上流(スロート)までスイープさせている。

第1の静圧の大小関係を比較する方法では、衝撃波が圧力センサーより下流から中間に移りさらに上流に移動し

ていく様子をはっきりと区別できる。この方法では衝撃波が制御したい位置より大きく離れている時に衝撃波を前方に動かすか後方に動かすかの判断をすることができる。しかし、圧力計の間に衝撃波が位置するとき、さらに細かく制御することができないので、この方法だけでは制御には向いていない。

第2の圧力勾配より求める方法では衝撃波が圧力計の間にある時は細かく圧力計の位置を検出することができた。11.8 sec付近でPST-3 ($X_{sp}/R=5.275$)の位置にあった衝撃波が上流に動き、14.0 sec付近でPST-1 ($X_{sp}/R=5.075$)の位置に来ていることがわかる。衝撃波がPST-2 ($X_{sp}/R=5.175$)を通過するとき一瞬で通過しているのは、PST-2を埋め込む穴に衝撃波が捕らえられているためと思われる。この方法は圧力計出力を平均化する必要もなく、衝撃波が圧力計の間にある場合には、衝撃波の位置を連続的に得ることができる。しかし、衝撃波が圧力計の外にある場合には、誤った位置を示してしまうので、第1の方法などと併用する必要がある。また、衝撃波の位置を計算するときの圧力勾配 α_1 、 α_2 は飛行マッハ数、スパイク位置の関数になり、前もって詳しく調べておかななくてはならない。

第3の圧力振動の分散を計算する方法は、RMS値の最も大きい圧力計の近くに衝撃波があることがわかる。また、第2の方法の結果と比較すると、第2の方法で衝撃波がPST-1、3に位置する時よりも0.5 secほど遅れてそれぞれのRMS値のピークを迎えている。つまり、衝撃波が圧力計よりやや上流にある時にRMS値は最大になる。RMS値を計算する方法では他の2通りの方法と違い、1個の圧力計より計算するので3個並んでいる圧力計でどの圧力計が故障しても対応できるという利点がある。しかし、RMS値を計算するには100点前後の圧力データが必要であり、計算に時間がかかってしまうという欠点がある。また、時間応答の早い圧力変化を計測しなければならず、スパイク表面に圧力計を埋め込む必要性があり、高温の空気流に耐える圧力計の選択も必要になる。

これらの結果より、第2の方法が衝撃波位置検出に有効であると判断し、以降のインテーク制御実験には圧力勾配より衝撃波位置を検出する。

2.3. 衝撃波位置制御結果

衝撃波位置検出が良好に行われることを確認したことを踏まえ、燃焼などを行いより実機に近い状態で衝撃波位置の制御を行うため、ダイレクトコネクト試験による終端衝撃波位置制御実験を行った。試験は能代実験場高温空

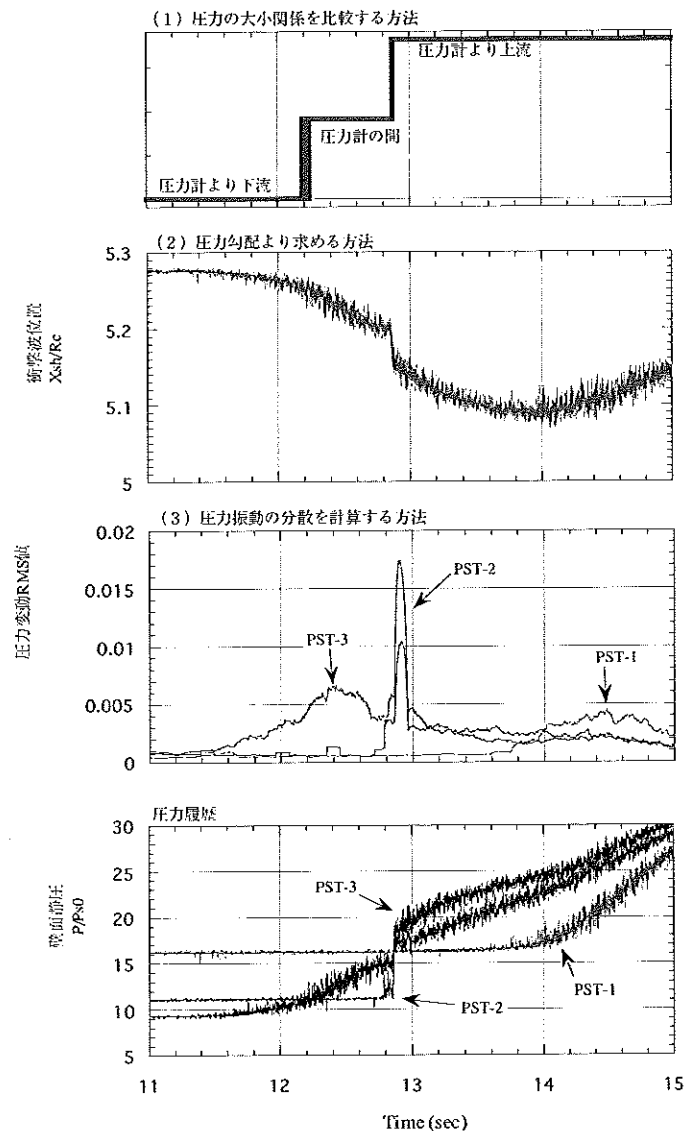


図6 終端衝撃波位置検出結果

気供給装置 (ATRテストスタンド) において行った。試験供試体を図7に示す。整流筒を通過した流れはインテークのスロットで閉塞し超音速となる。インテークスロットを通過した超音速流は、スロット直後に制御される終端衝撃波により再び亜音速へ減速され、燃焼器へ供給される。燃焼器内において、水素ガスと混合・燃焼した流れは可変ノズルにより排気される。終端衝撃波の制御は可変ノズルによってインテーク背圧を制御することにより行われ、試験中に水素ガス流量をステップ状に変化させた時の制御応答を調査する。

試験に先立ち、プラグ位置と衝撃波位置の関係を調査し、大きな時間遅れや非線形性は見受けられないことを確認したため、衝撃波位置の制御則は比例制御のみの単純なロジックとした。水素ガス流量をステップ状に変化させたときの、終端衝撃波位置の制御履歴を図8に示す。試験より、水素ガス流量をステップ状に変化させた後は、瞬間的に衝撃波位置が移動するが、衝撃波位置制御が働き、1.5 sec後には制御目標位置へ収束していることがわかる。また、燃焼を行わない状態でも終端衝撃波位置制御を行い、振動燃焼などの不安定現象を発生させない限り、終端衝撃波の位置制御にはエンジン内の燃焼の有無による制御性の差異は見受けられないことが分かった。

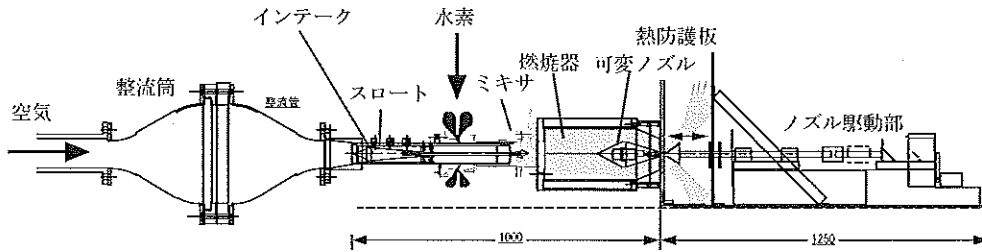


図7 インテークダイレクトコネクテスト供試体

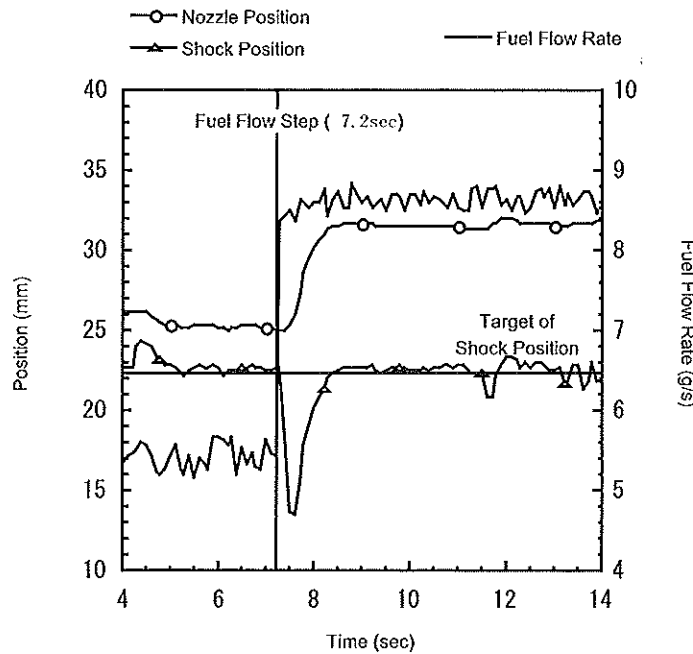


図8 水素ガス流量をステップ状に変化させた時の衝撃波位置制御結果

2.4. インテーク終端衝撃波の検出、制御のまとめ

インテークの制御に必要である、終端衝撃波位置を検出する方法の提案を行い、制御を行うために、風洞実験およびダイレクトコネクテストを行った。終端衝撃波の検出はスロット直後の静圧センサにより行い3通りの検出方法を提案した。いずれの方法も検出は可能であるが、後に行う衝撃波位置制御には圧力勾配を利用する方法が有効

である。さらに、ダイレクトコネクト実験ではラム燃焼を行った状態で衝撃波位置制御を試み、燃焼の有無による衝撃波位置特性は変化せず、燃料のステップ応答に対して衝撃波位置制御が良好に行われることが示された。

3. インテーク始動時における不始動回避制御

本章においては、宇宙往還機に用いられる極超音速エンジンの制御課題の一つである、急加速に対するインテーク制御実験を行う。マッハ数がM2.2からM3.6へ18 sec間にランプ状に変化する超音速風洞において、インテークの制御を実証することによって、宇宙往還機のような、急速な加速状態においてもインテークの制御が有効に行われることを実証することを目的とする。同時に可変軸対称インテーク特有の制御に関する課題を抽出する。

3.1. 試験装置

供試体の全体図を図9に示す。インテークは、軸対称インテークの風洞実験に用いたType-Kインテークを使用する。スパイク、プラグより構成されるインテークにより捕獲された空気は背圧調整用プラグにより供試体外部へと流出する。プラグより流出した空気は風洞設備にある空気流量測定装置において±0.2%の精度で流量を計測される。インテークのスパイク、および背圧調整用プラグはそれぞれACサーボモーターにより駆動され、前後に移動する。背圧調整用プラグは前後移動することにより、スロート面積が変化する。

実験はフランスONERA研究所Modane研究センター内のS3超音速風洞にて行った。本風洞試験装置はノズル形状を急速度に変更することが可能であり、通風中にマッハ数を連続的に変化させることが可能であることが特徴である。表2に風洞設備の概要を、図10に風洞のマッハ数の時間変化を示す。24秒間でマッハ数が1.7から3.0へ変化し、マッハ数の時間変化率は0.054 [1/sec]となる。想定している二段式宇宙往還機のマッハ数の時間変化率は0.014 [1/sec]であり、実機よりも大きな加速状態を風洞においては模擬している[1, 2]。また、マッハ数、風洞全圧共に、特定の周波数領域における大きな振動は見られず、スムーズな加速を模擬できている。

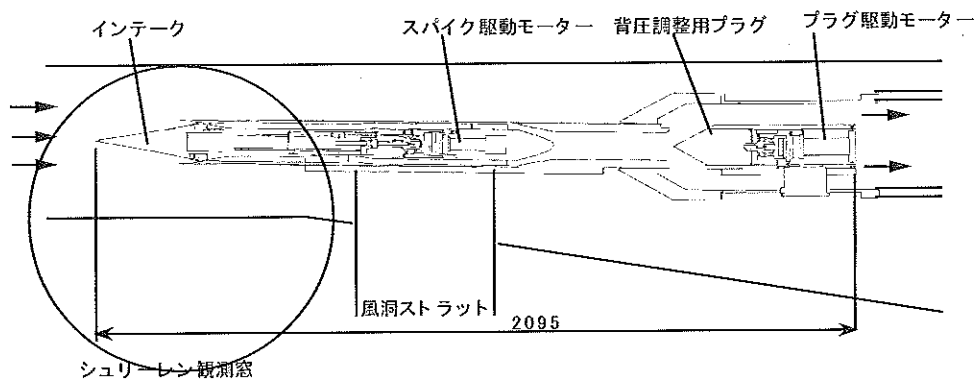


図9 風洞実験供試体

表2 ONERA S3 超音速風洞設備

Test Section	76 [cm] × 40 [cm]
Mach Number	M1.7 - M3.7
Total Pressure	<7.5 [atm]
Duration	<1 [min]

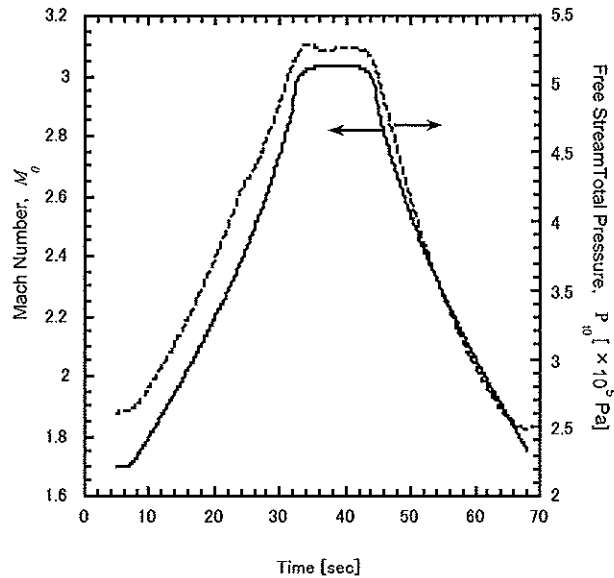


図10 風洞マッハ数履歴

計測点は、供試体の各部の全圧、静圧、ポテンシオメータによるスパイク位置、プラグ位置を測定した。また、主流マッハ数は、風洞設備のノズル形状より与えられる。

制御器はApple社製Power Macintosh G3 (200 Hz) を使用し、データ入出力にはナショナルインスツルメンツ社製汎用データ入出力システムLabviewを用いた。本制御系は、16 chのアナログ入力、2 chのアナログ出力が可能である。

3.2. 制御手法

エンジンが有効な推力を発生するためには、インテークの全圧回復率、流量捕獲率を出来る限り高い状態に維持する必要がある。このためにはインテークの始動状態を保ち、内部に最適な衝撃波パターンを形成するように制御しなくてはならない。始動状態から不始動へ遷移する要因は以下に示すように2つ挙げられ、それぞれの要因による不始動を回避することがインテーク制御の主な目的である。

要因1：インテークのスロートにおける流れの閉塞

インテークの全圧回復率を高くするためには、スロート面積を絞り、スロート下流での終端衝撃波による全圧損失をできる限り小さく抑える必要があるが、スロート面積を小さくしすぎると、スロートで流れが閉塞し不始動となる。従って、スロートで閉塞をおこさないように、スロートマッハ数を1以上で、なおかつ極力1に近づけるように超音速ディフューザ部を制御しなくてはならない。

要因2：終端衝撃波のスロート上流への飛び出し

インテークのスロート下流には、流れを亜音速に減速させるための終端衝撃波が存在する。スロート下流部は末広ノズルとなっているために、終端衝撃波が下流に動くと、衝撃波上流のマッハ数が増加し、終端衝撃波による全圧損失が増大する。従って、終端衝撃波はスロートに近づけるべきである。しかし、衝撃波が一旦スロートを越えて上流に動くと、超音速収縮流路における垂直衝撃波の不安定性のために、数msecの間に終端衝撃波はカウル前方まで移動し、不始動となる。つまり、終端衝撃波の位置はスロート下流部に最適位置が存在し、衝撃波位置を制御する必要がある。

このように、インテーク制御を行う際の状態量(目標値)は、インテークスロートマッハ数と終端衝撃波位置である。本試験における各状態量の制御方法は以下のように定めた。

インテークスロートマッハ数の制御

インテークスロートマッハ数の制御する場合、制御量を直接検出し誤差が少ないという点において、インテーク超音速部の静圧分布を計測する方法が望ましい。この方法は、機体からエアデータを取得する必要がないために、機体とエンジンのインターフェイスが減る利点がある。しかし、本研究では風洞設備において、主流マッハ数を計測しており、風洞試験において実装が容易であるため、風洞設備の主流マッハ数情報よりインテークスロートマッハ数を推定した。このため、制御則はスパイク位置のフィードバック制御を行い、目標スパイク位置が主流マッハ数によって変化する。各主流マッハ数について、インテークのスロートが閉塞することによって不始動に遷移するスパイク位置を図11に示す。マッハ数2.5以下では、外部圧縮が主となるためインテークの始動と不始動の区別が不明瞭となる。このため、マッハ数2.5以下では全圧回復率が最も高くなる時のスパイク位置を制御目標位置とする。風洞を通風していない条件において、図10に示すマッハ数変化の時間履歴を制御器に与え、スパイク位置のフィードバック制御を行ったところ、制御誤差を±0.5 mm以内におさめることが確認できた。ポテンショメータによるスパイク位置の計測は±1 mmの計測精度であったため、制御試験を行う時はインテークが不始動に遷移する位置より2 mm前方へ出した位置を目標とした。

制御則は比例制御とし、0.2秒後に目標位置へ移動する速度指令を出力する。スパイク駆動モーターは速度指令によって駆動されるため、スパイク位置制御としては積分制御となる。

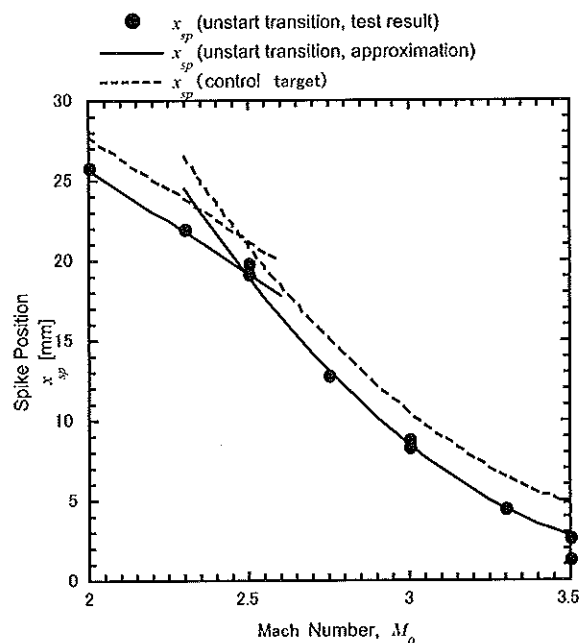


図11 インテークが不始動へ遷移するスパイク位置および制御目標位置

終端衝撃波位置の制御

終端衝撃波位置の検出は、第2章において示した圧力勾配より求める方法を引き続き行う。背圧調整用プラグ移動に対する衝撃波移動のゲインはマッハ数によって異なるために、同定誤差およびスパイク移動による外乱を考慮したロバストな制御則を求める。ロバスト安定な制御器を設計するために、 H_∞ 制御則を使用した。設計方法は、衝撃波位置同定誤差を抑えた相補感度関数を定義した後、制御の追従性を感度関数によって設定する。この時、離散化により対応が不可能である5 Hz以上では安定性を重視し、直流ゲインが0.2秒後に理想的な位置へ動く値になるように感度関数を設定している。プラグ駆動モーターは速度指令によって駆動されるため、終端衝撃波位置制御系は積分要素を含む。コントローラのボード線図を図12に示す。コントローラは0.1 Hzより低速の領域にお

いて制御を重点的に行うものとなっている。

マッハ数2.4以下では、始動と不始動の区別が明確でなく、終端衝撃波の検出が行われなため、全圧回復率が最も高くなるプラグ位置を目標とし、プラグ位置のフィードバック制御を行った。制御則は比例制御であり、0.2秒後に目標位置へ移動する速度指令を出力する。

設計後、0.1秒サンプリングの離散化を行い、制御器に実装した。

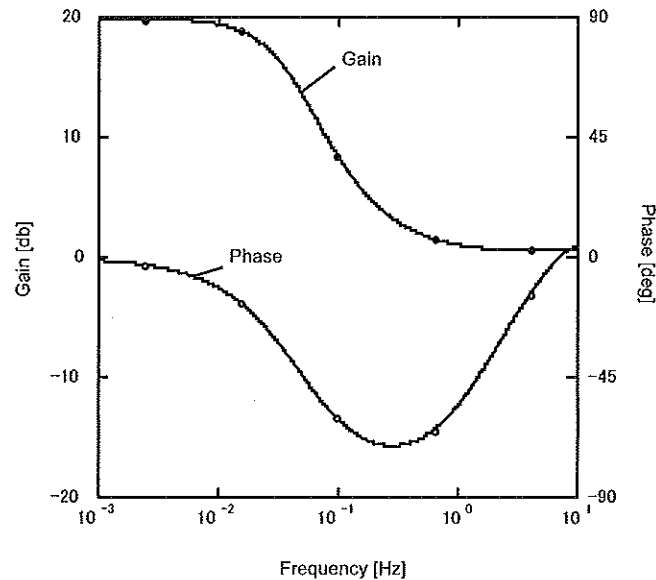


図12 終端衝撃波位置制御コントローラ

3.3. 実験結果

制御試験の結果は、各マッハ数における定常状態時の全圧回復率と流量捕獲率と比較することによって評価した。迎角が無い場合の全圧回復率の制御履歴を図13に、流量捕獲率の制御履歴を図14に示す。

全圧回復率は主流マッハ数が2.5以上において、定常時の全圧回復率の90%以上を達成した。しかしながら、マッハ数3付近においては、後述する終端衝撃波の振動のため、全圧回復率が振動している。また、マッハ数が2.3~2.4の間においては、全圧回復率が大幅に低下している。M2.4を境界として、終端衝撃波の位置制御指令（プラグモーター速度指令）の導出方法プラグ位置自身のフィードバックから終端衝撃波位置のフィードバックへ変化しているためである。特にマッハ数が増加する試験において大きく低下している。

図14に示される流量捕獲率は、全てのマッハ数域において、定常時の最大流量捕獲率の90%以上を満足している。また、減速時においては、流量捕獲率が定常時である100%を上回ることがあった。この理由としては、本論文では終端衝撃波がスロート部にあり、全圧回復率が最も高くなったときの流量捕獲率を100%と定義しているためである。最大全圧回復率を達成する時は、抽気面での静圧が上昇することによって、抽気される流量が増え、結果として流量捕獲率が低下する。終端衝撃波が目標位置より下流にずれると、抽気領域における静圧が低くなるため、抽気流量が減少し、結果として流量捕獲率が增大する。

迎角を4度つけ、マッハ数を上昇させた時の制御試験結果を図15および図16に示す。迎角がある場合には、風下側の終端衝撃波が上流にあり、風下側からインテークが不始動になる[3]。このため、風下側の終端衝撃波位置を制御した。迎角がついた場合においても、全圧回復率、流量捕獲率ともに定常時の最高性能の90%以上を満足した。

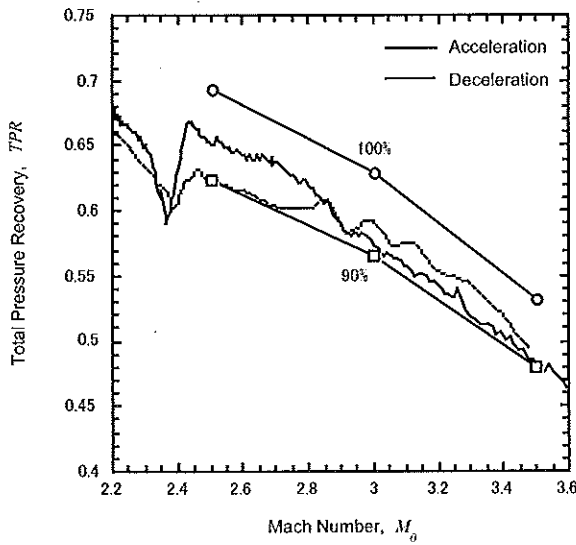


図13 全圧回復率履歴 (迎角0度)

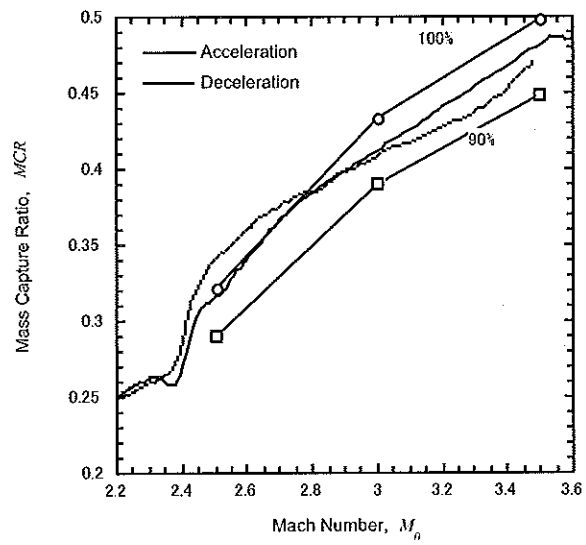


図14 流量捕獲率履歴 (迎角0度)

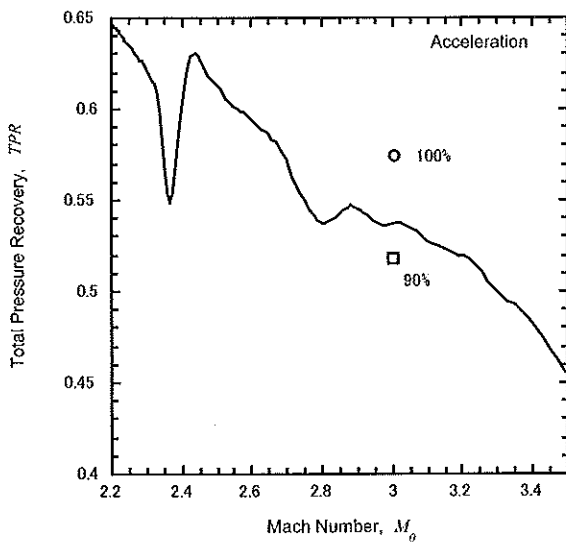


図15 全圧回復率履歴 (迎角4度)

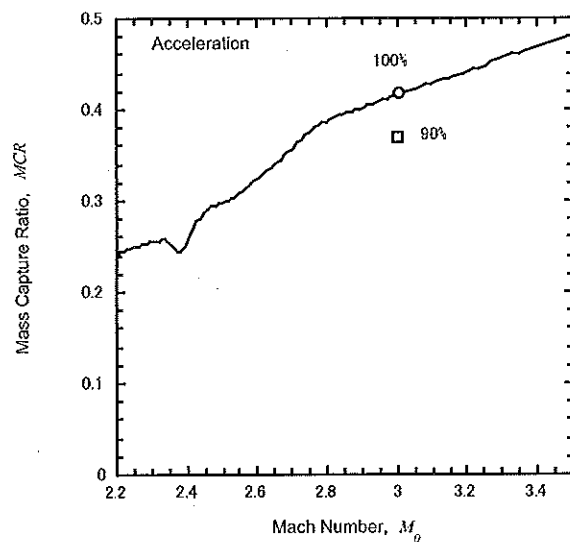


図16 流量捕獲率履歴 (迎角4度)

図13より、主流マッハ数3付近において全圧回復率が振動していることが伺える。図17に、加速時における終端衝撃波の位置履歴を示す。図中、実線はインテークスロート位置から終端衝撃波までの距離 X_{db} を示し、点線はカウルリップから衝撃波までの距離 X_c を示している。この試験では、終端衝撃波をスロート位置から $X_{db}=12.3$ mmの位置へ安定させることを制御目標としているが、振幅が約3 mmの振動が生じていることがわかる。この振動の周波数は約0.7 Hzであった。このような共振周波数をもつ要因は、風洞、供試体、制御装置には存在しない。また、風洞ノズルの可変速度を落とし、マッハ数を上昇させる速度を約半分に落として試験を行ったところ、振動の周波数が約半分に落ちた。

図17に示すように、スロート位置(スパイクの最大径部分)からの終端衝撃波の距離 X_{db} は振動しているが、スパイクはマッハ数変化に応じて移動するため、カウル側から見た終端衝撃波の相対位置 X_c は、破線で示すように階段状に動いている。この階段のステップは約3 mmと等間隔になっており、これはカウル周上に開けられている抽

気孔列の間隔と一致している。図中▲で示す場所は、抽気孔列の場所であり、カウル周上に150個の抽気孔が $\phi 1$ mmで開けられている。以上より、終端衝撃波の位置が振動した原因は、カウル壁面の抽気孔による衝撃波のトラップ（捕獲）であるということがわかる。

衝撃波の振動は、機体加速によるスパイクの移動によって生じるため、飛行経路、加速度等によって振動周期が変化してしまう。このため、制御則の設計による対処は困難であり、インテークのハードウェアによる対処が必要である。

従来のインテークでは、抽気による衝撃波のトラップによって、制御の安定化が行われてきた例もある。例えば、矩形形状を有するインテークでは、マッハ数の変化に伴う超音速ディフューザの形状変化はランプの開閉によって行い、スロート位置は前後に変化しない。このようなインテークは、マッハ数が異なっても終端衝撃波位置を移動させる必要がなく、抽気による衝撃波の安定化は有効に行われる。しかし、本研究に用いた軸対称インテークは、スパイクの移動によりスロート位置が前後に移動する。このようなインテークは、衝撃波位置を固定するべき壁面（本研究に用いたインテークではスパイク側）において衝撃波の安定化を図ることは有効であるが、衝撃波を移動させる壁面（本研究に用いたインテークではカウル側）では、自由に衝撃波が移動できるよう抽気孔を千鳥状に開けるなどの配慮を行う必要がある。

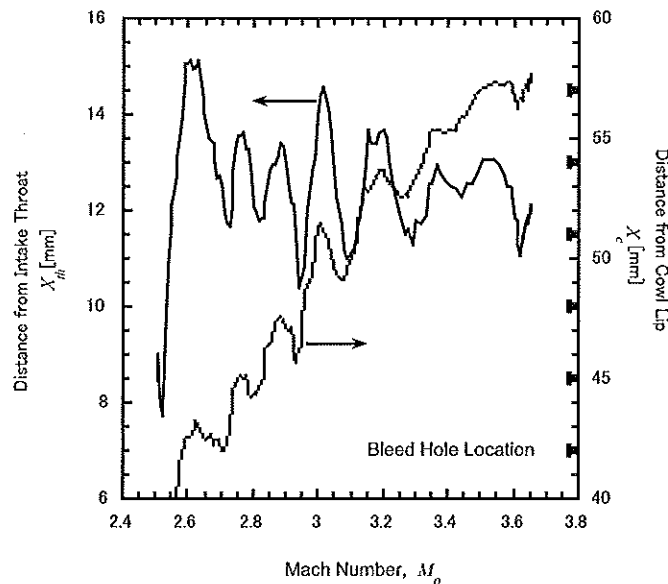


図17 終端衝撃波位置制御履歴

本試験で用いた可変軸対称インテークは、マッハ数が上昇すると、圧縮形態が外部圧縮から混合圧縮へ変化する。図11に、各マッハ数において全圧回復率が最も高くなるスパイク位置を示したが、マッハ数2.5を境界として傾きが変わっていることがわかる。各マッハ数におけるシュリーレン映像や、ヒステリシス（不始動/再始動が発生するスパイク位置のずれ）の有無を調査することにより、マッハ数2.5以下では、カウル入口部に垂直衝撃波が形成され、外部圧縮形態となっていることを確認している。インテークが外部圧縮を行う時の、全圧回復率が最も高くなるスパイク位置は、剥離状況などによって厳密ではないが、スパイクを前方へ大きく出し、カウル入口付近がスロートとなっている時であり、マッハ数によってそれほど変化しない。一方、混合圧縮を行う時は、インテークが不始動へ遷移する境界において全圧回復率が最も高くなるため、最適なスパイク位置はマッハ数によって大きく変化する。このため、圧縮形態が変更されるマッハ数2.5付近において、スパイク移動速度が変化する。

各マッハ数において最も全圧回復率が高くなるスパイク位置を目標としてインテークを制御した場合の試験結果

を図18に示す。主流マッハ数は2.2から2.8まで上昇し、スパイクは各マッハ数において最も全圧回復率が高くなるように徐々に後方へ下がる（スパイク位置 x_{sp} が小さくなる）。この時、主流マッハ数が2.5を越えてインテークが混合圧縮となった時、不始動状態であった。図中100%（▲）プロットは定常状態でインテークが始動している場合の全圧回復率を示すが、マッハ数2.5以上では全圧回復率が定常状態の80%程度しか達成していない。

ここで、圧縮形態が外部圧縮から混合圧縮へと遷移するときの流れ場の様子を調べるために、風洞試験と同じ条件において、CFDによる解析を行った。主流マッハ数が2.3のときのマッハ数分布および試験時のシュリーレン映像を図19に示す。計算結果は、シュリーレン映像より見受けられる離脱衝撃波および剥離の発生位置より、試験時の流れを十分模擬していることがわかる。計算結果より、カウル入口部（内部流路入口部）のスパイク側に剥離泡が存在し、剥離泡によってカウル入口部の流れが部分的に亜音速となっていることがわかる。

本試験においては、剥離泡を除去するために、一度スパイクを前方へ動かす制御方法（Form Change Operation）を考案した。図20にマッハ数上昇時の制御試験において、Form Change Operationを行った例を示す。図18に示した試験と同様に、主流マッハ数は2.2から2.8まで上昇する。スパイクは各マッハ数における最適位置に沿って徐々に後方へ下がるが、マッハ数2.3から2.4の間はForm Change Operationとしてスパイクが大きく前方へ往復している。試験では、剥離泡を除去するために、マッハ数2.3から2.4の間にForm Change Operationを行うことにより、剥離泡を消滅させ、流れを完全に始動させることができた。Form Change Operationを行っている間は、一時的に全圧回復率が低下するが、マッハ数2.5以上で、混合圧縮形態となったときにインテークが始動状態となっている。このため、全体的な全圧回復率の低下は少なく、この方法が有効であることがわかる。図中■印はマッハ数2.5においてインテークが再始動するスパイク位置を表すが、スパイクの往復運動はインテークが再始動する位置まで移動しており、Form Change Operationとは、インテークの圧縮形態が外部圧縮から混合圧縮へ変化するときに、一度再始動させるための作業であるといえる。

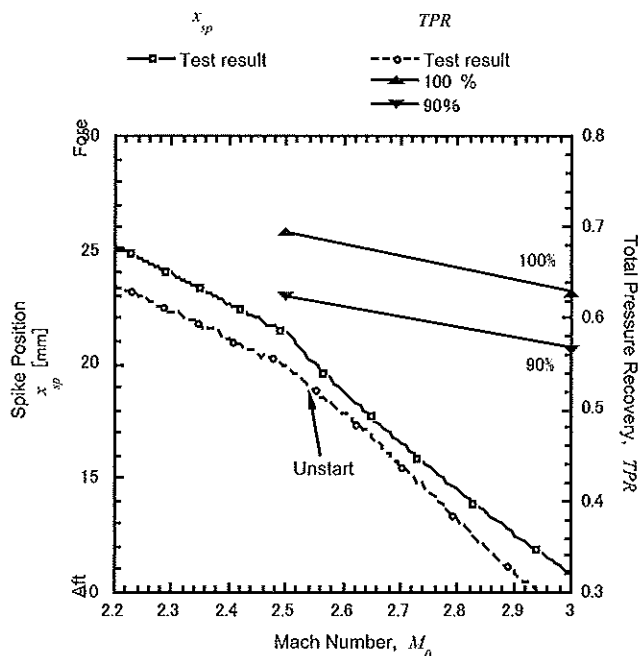


図18 M2.5付近における制御結果（圧縮モード切替制御なし）

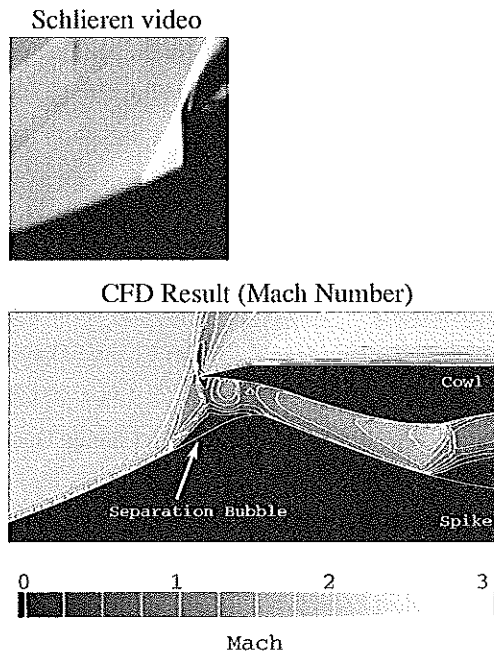


図19 M2.3付近における流れの様子

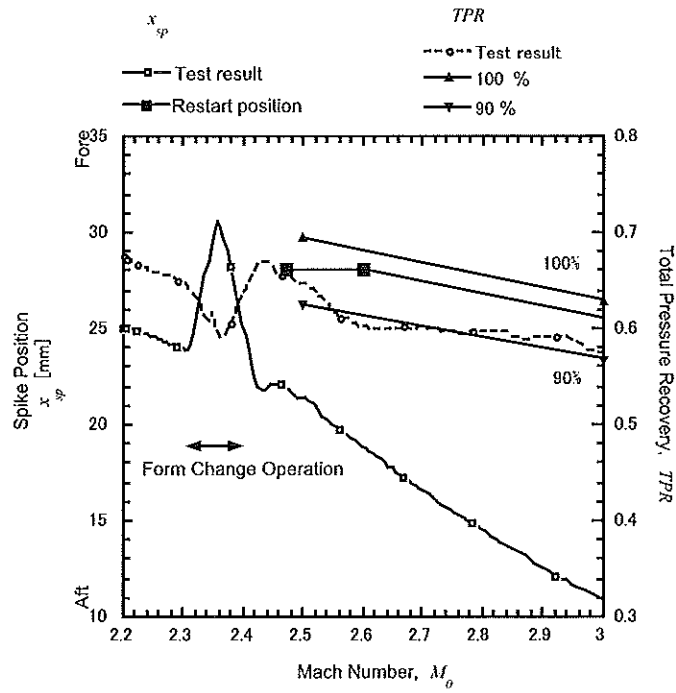


図20 M2.5付近における制御結果 (圧縮モード切替制御なし)

3.4. インテーク始動時における不始動回避制御のまとめ

本研究では、宇宙往還機の急加速に適応した制御を行う際の問題点の提示、制御則の確立を目的として、インテーク始動時における制御試験を行った。

制御試験は、マッハ数が連続的に変化する超音速風洞（マッハ数1.7～3.0を24秒間でスイープ）において、インテークの自動制御を行い、全圧回復率、流量捕獲率を最高到達性能に対して90%以上に制御することに成功し、提案した制御ロジックの妥当性を示した。

風洞試験では以下に示す可変軸対称インテーク特有の制御に関する問題を2点指摘し、解決の方法を考案した。

(1) カウル抽気による終端衝撃波のトラップの除去

終端衝撃波をスパイク上の目標位置に固定するように制御を試みたが、マッハ数変化に追従してスパイクは移動するため、カウル内面においては終端衝撃波が移動する。この時、カウル表面に開けられた抽気孔により衝撃波がトラップされ、スパイク側から見た衝撃波位置に対して外乱となる。これは、制御則を構築する際に、評価が難しい非線形成分として現れる。衝撃波の振動を抑える手段として抽気が有効であることが指摘されているが、軸対称インテークの終端衝撃波位置制御の場合は、抽気による衝撃波トラップが制御に悪影響を与えることを試験により提示した。抽気孔を千鳥状に開けて、段差を小さくすることにより、衝撃波のトラップを防止できると考える。

(2) 圧縮形態が変化するときの内部流路入口部に発生する剥離泡の除去

主流マッハ数が上昇する場合、圧縮形態が外部圧縮から混合圧縮へ変化するが、このときに内部流路の入口部に剥離泡が生じる。この剥離泡を除去しない場合、混合圧縮になるときにインテークが不始動になる。本研究では、剥離泡を除去する方法として、一度スパイクを前方へ出す方法（Form Change Operation）を提案し、風洞試験により検証した。スパイクを一度前方へ出すことにより全圧回復率は一時的に低下するが、マッハ数が上昇した時に始動状態から制御を開始することができる。

4. インテーク不始動時における再始動制御

本章では、インテーク不始動時の迅速な再始動制御に関して研究を行う。インテーク不始動時に発生することが予想される燃焼器の温度変化やインテークバズは、インテークとコアエンジン密接に関連する現象である。このため、第3章において実験を行った超音速可変軸対称インテークに、さらにコアエンジン部の加わった超音速エアブリージングエンジンの制御を試み、再始動実験を行う。研究対象とする主流条件はM2.5以上の不始動が明確に現れる領域とする。

4.1. 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。図21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。

インテーク

インテークは、第3章における制御実験に用いたType-Kインテークを使用する。

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、図22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間に整流ハニカムを設けている。

エンジン [5~9]

エンジン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用いる。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。図23にエンジン全体図および地上設置時の写真を示す。また、表4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。

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。

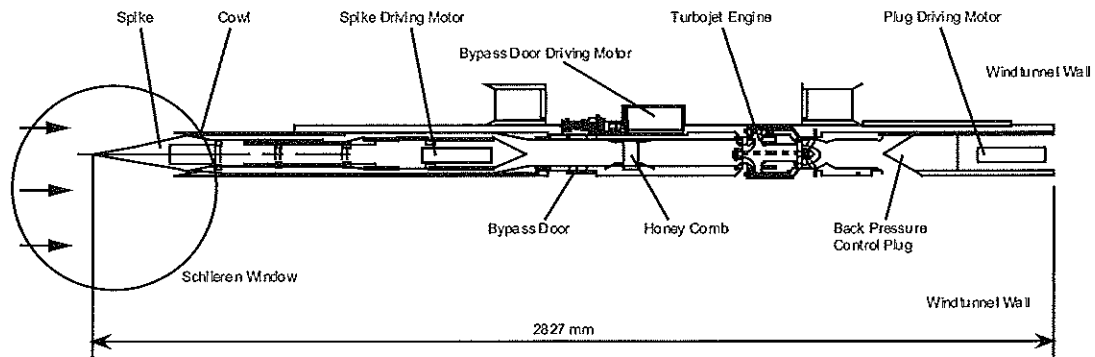


図21 制御実験供試体全体図

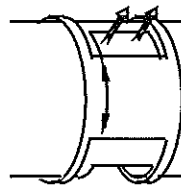


図22 バイパスドア

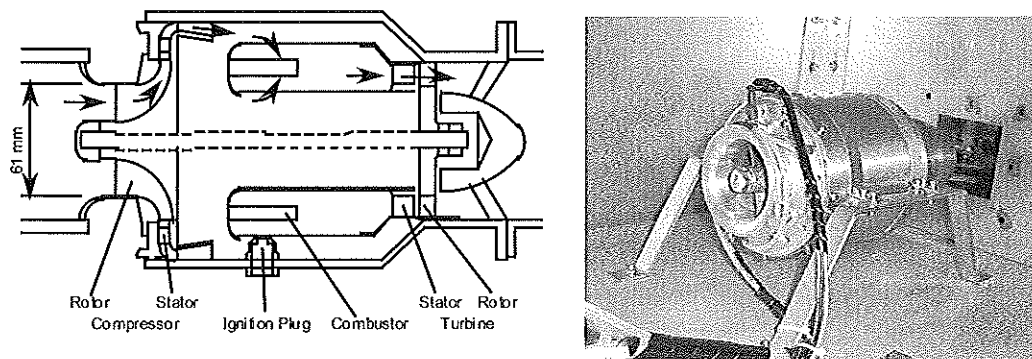


図23 AMTオリンパスエンジン

表4 AMTオリンパスエンジン仕様

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

4.2. 制御手法

本制御実験における制御ロジックを図24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。

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、スロッ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、実験はスロッ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。

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、実験結果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。

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。

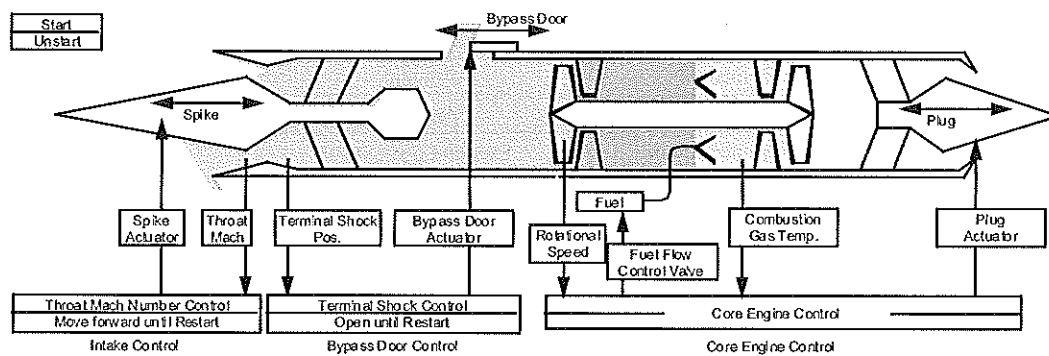


図24 制御方法

4.3. 実験方法

実験は宇宙科学研究所超音速風洞において行い、風洞条件は主流マッハ数3、主流全圧4.5 kg/cm²a、主流全温293 K、通風時間90 secとした。主流マッハ数3では、図2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た（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、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0.02 sec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。

4.4. 実験結果

再始動制御実験

図25～図28に再始動制御実験を行った実験結果を示す。図26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。図28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。また、 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、インテークのスピ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ため、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として求めている。

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（5 sec）、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（21 sec）。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35000 rpm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（42 sec）。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65000 rpm、目標燃焼ガス温度865 K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（60 sec）、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（87 sec）。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（90 sec）。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、数秒以内で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45 sec時に開始し、再始動後75 sec時には十分な正味推力を回復しており、再

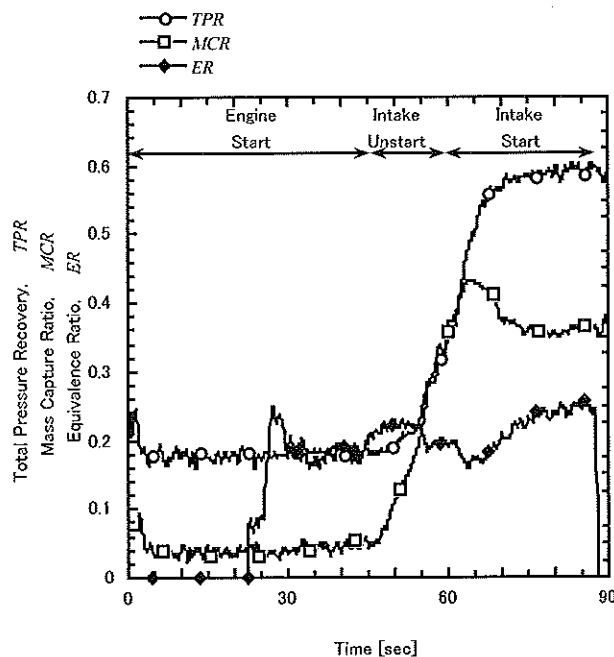


図25 制御実験結果（インテーク・燃料流量）

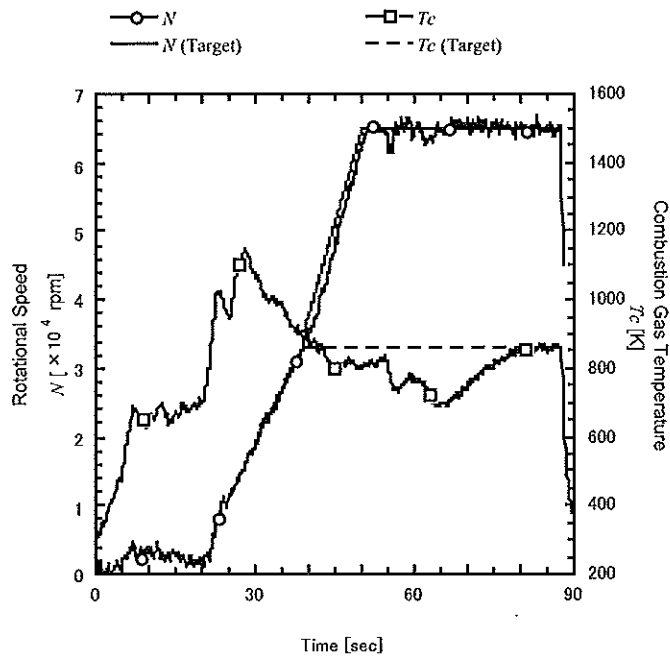


図26 制御実験結果 (コアエンジン)

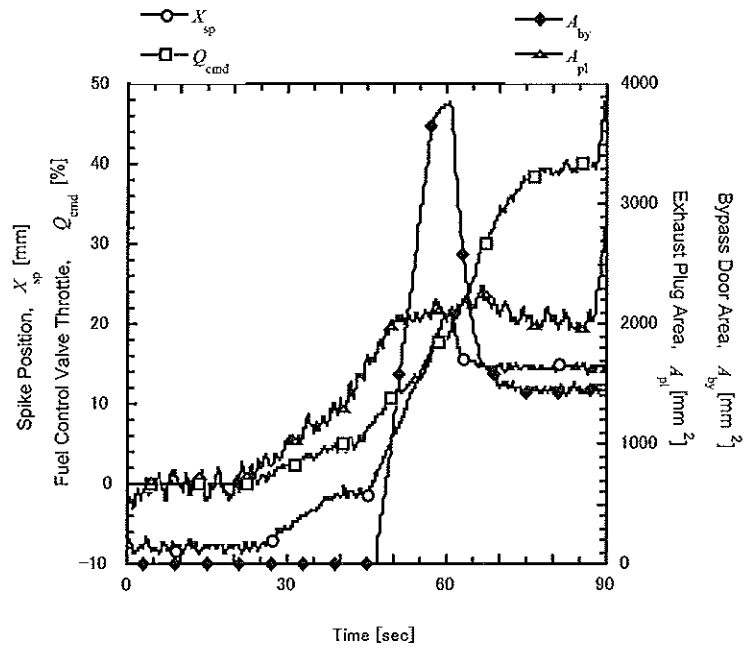


図27 制御実験結果 (位置・面積)

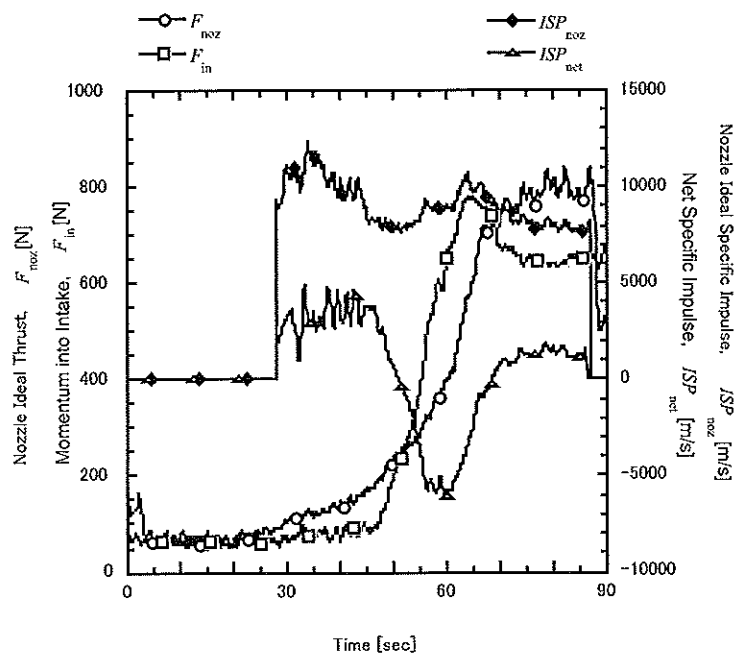


図28 制御実験結果 (推力・比推力)

着火後約 30 sec 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 ~ 40 sec 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う理由は、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。

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して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シミュレーション結果と共に図 29、図 30 に示す。図中 1 sec 時にインテーク不始動が発生している。図 2 に示すように、インテークが不始動になると、流量捕獲率は数分の 1 まで低下する。これにより、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 800 K から 2400 K 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ーの応答遅れにより、不始動後 1 sec 間の上昇は 200 K 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 (2.4 sec 時・1073 K)。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 200 K 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 1 sec 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。

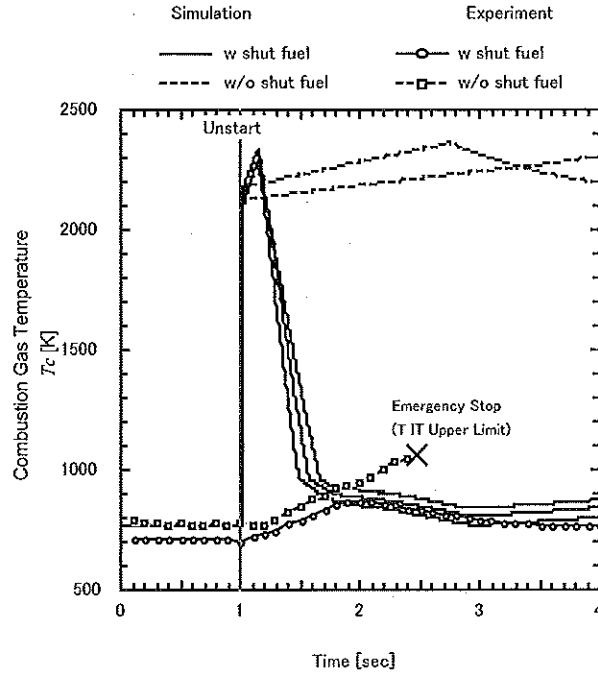


図29 不始動遷移直後の挙動 (燃焼ガス温度)

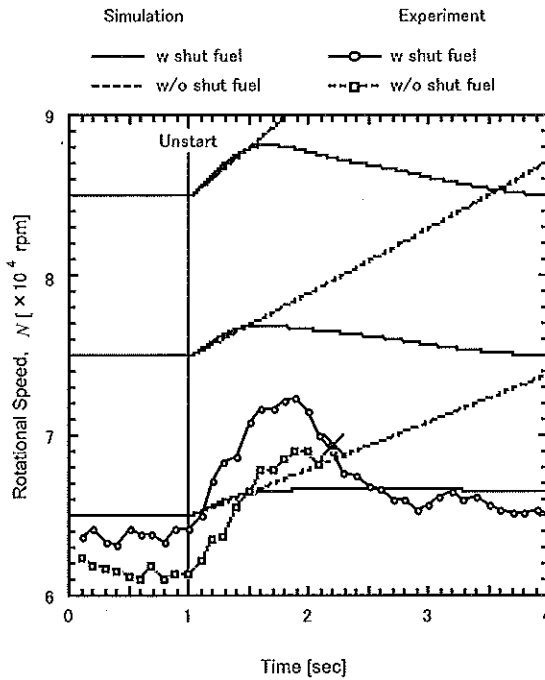


図30 不始動遷移直後の挙動 (回転数)

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）の変化を図31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、バイパスタ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図32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、燃焼火炎が消炎することがあった（図31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[4]。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。

$$A_1 \propto \frac{m_1}{P_1} = \frac{m_0}{P_0} \frac{MCR}{TPR} \tag{3}$$

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タアで制御することを提案した。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。

$$BM \equiv \frac{MCR}{TPR} \frac{TPR_b}{MCR_b} \tag{4}$$

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。

$$TPR_b \equiv TPR_b(X_{sp}) \tag{5}$$

$$MCR_b \equiv MCR_b(X_{sp}) \tag{6}$$

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31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タアによって行い、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の危険性を認知し、バズ回避の積極的な制御が可能である。

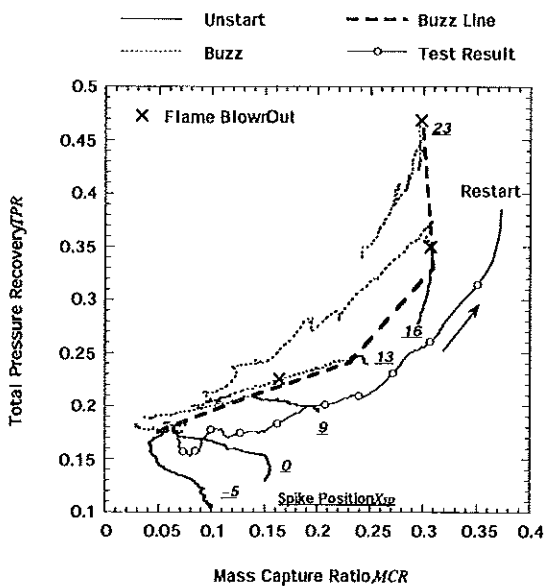


図31 不始動状態から再始動へ移行する過程

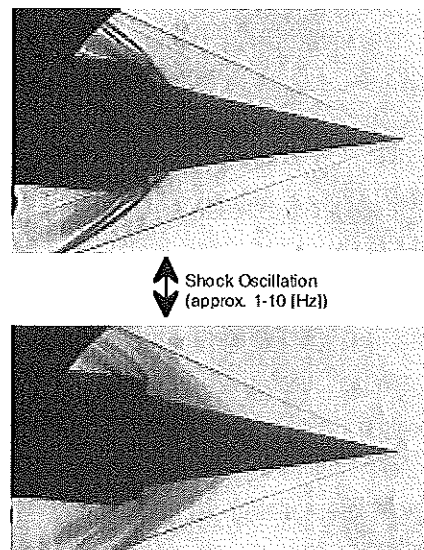


図32 インテークバズのシュリーレン映像

4.5. インテーク不始動時における再始動制御に関するまとめ

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。

5. まとめ

宇宙往還機用推進機関として利用されるATREXエンジンの制御性に関する特徴であり、飛行試験機の制御を行う際に重要な要素となると思われる項目について、実験的に制御を実証し、問題点を抽出することを目的として、サブスケールモデルの制御実験を行った。制御実験は、終端衝撃波の検出方法の検証を行った後に、インテーク始動時における不始動回避制御とインテーク不始動時における再始動制御の2項目を行った。これらの制御実験結果より、将来の飛行試験機に向けた制御則設計に関する知見を得ることが出来た。

しかしながら、この研究によって飛行試験機の制御則設計が可能となったとは言い難く、今後の課題として、飛行機体のピッチ・ロール運動との練成を考慮した制御ロジックの設計が考えられる。宇宙往還機は機体予圧縮効果を積極的に利用しているため、機体迎角変化によりエンジン性能が大きく変化する。このため、機体運動制御とエンジン制御を同時に設計する必要がある。宇宙往還機用エンジンの設計法の確立が待たれる。

謝 辞

インテーク/エンジン制御に関する研究は、風洞実験、ダイレクトコネクト実験、地上燃焼実験等様々な実験を重ねて進めて参りました。岡部選司技官、本郷素行技官、瀬尾基治技官および川崎重工の榎本吉也氏には実験全般にわたり多大なる助勢をいただきました。宇宙研超音速風洞における制御実験では、谷勝達哉技官の助力のもとに進めて参りました。ONERA研究所S3風洞における制御実験では、T.Fargier氏、M.Lyonnet氏らに風洞操作などを行って頂きました。ダイレクトコネクトによるラム燃焼実験およびジェットエンジン燃焼実験は能代ロケット実験場、あきる野施設において行い、徳留真一郎助手、小林清和技官には実験設備の提供、安全性の確認などのご助言を頂きました。また、棚次研究室大学院生の方々には、それぞれの実験において助勢をいただきました。ここに心から感謝の意を表します。

第3章インテーク始動時における不始動回避制御は、科学研究費補助金（基盤研究（B）（2）No10044187）による支援を受けて行われました。

参考文献

- [1] 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：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.
- [2] Donald B. Smeltzer: Wind Tunnel and Flight Performance of the YF-12 Inlet System, Journal of Aircraft, vol. 12 No. 3, 1975.
- [3] Ge-Cheng Zha: Investigations of High-Speed Civil Transport Inlet Unstart at Angle of Attack, Journal of Aircraft, vol. 36, No.6, 1998, pp851-856.
- [4] Seddon, J: Intake Aerodynamics, AIAA Educational Series, Washington, 1989, pp149-168.
- [5] A. H. Lefebvre: ガスタービンの燃焼工学, 日刊工業新聞社, 1994

- [6] 大橋秀雄：流体機械，応用機械工学全書8，森北出版，1993.
- [7] Forman A. Williams：燃焼の理論，日刊工業新聞社，1987.
- [8] 梶昭次郎：ジェットエンジン概論，東京大学出版会，1993.
- [9] 長島利夫：ガスタービンエンジン，朝倉書店，2000.

