

4. エンジン空力要素（インテーク、ノズル） の研究

軸対称エアインテークの風洞試験による性能評価

小島孝之*・小林弘明*・佐藤哲也*

Wind Tunnel Tests of the Axisymmetric Air Intake

By

Takayuki KOJIMA*, Hiroaki KOBAYASHI*, Tetsuya SATO*

Abstract : Experimental Study of a variable geometry axisymmetric air intake (inlet) for ATREX engine has been done at ISAS supersonic wind tunnel and NASA GRC 1-by 1-foot supersonic wind tunnel since 1993. More than 13 kinds of subscale intake models whose cowl inlet diameter is 123 mm are tested and intake aerodynamic performances such as total pressure recovery and mass capture ratio are obtained. Each intake has the peculiar characteristics such as high mass capture type, high total pressure type. Some of these intakes attained the target of the development study from the viewpoint of intake aerodynamic performances at the limited Mach number range.

The configuration of the supersonic diffuser passage is designed using the computer program that employs the method of characteristics and the configuration of the subsonic diffuser passage is designed using the axisymmetric CFD. The performances under off-design condition are also investigated by the CFD in parallel with the wind tunnel tests. By several trials of design and tests, intake design method was established.

Furthermore off-design performances such as the bleed pattern of the spike and the cowl, the shape of the spike and the cowl tip, spike boundary layer transition point, and the angle of attack are investigated. And several proposals to improve the aerodynamic performances are done. Because the boundary layer on the spike is thicker than the cowl, bleed from the spike is more important to improve the total pressure recovery. A boundary layer transition system at the tip of the spike is necessary for the flyable intake model.

1. ATREXエンジン用可変軸対称エアインテーク

ATREXエンジンは離陸した後に、最高飛行Mach数6まで加速する間は、常に最高出力で作動する。エアインテークの性能（全圧回復率・流量捕獲率）はエンジン全体の推力、比推力に多大な影響を及ぼすため、これらの性能向上、および安定した作動はエンジン開発の重要な課題である。エアインテークの研究は1993年より始められ、(1) 空力性能向上を目的とした、風洞実験および数値解析 (2) インテークおよびエンジンシステムの安定な作動を目的とした制御に関する研究、(3) 飛行試験を想定したインテーク軽量設計に関する研究を行っている。本論文では、(1) インテーク空力性能向上に関する研究について報告する。

軸対称インテークの空力性能向上を目的とした研究は1993年より開始され、宇宙研超音速風洞およびNASAグレン研究所1×1フィート超音速風洞において性能取得を行い、性能の向上を図ってきた。また、軸対称CFDコードによる流れの調査を並行して行い、インテーク流路形状の設計および流れ場の解明を行ってきた。

超音速インテークは、本研究で採用している軸対称形状の他に、矩形形状を有したインテークが存在するが、ATREXエンジンに用いられるインテークは以下の理由により、軸対称形状を採用している。(1) 飛行Mach数6程度の高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Mach数2～3程度のインテークより直径・長さが大きくなる。この結果、エンジン全体重量に対するインテークの重量の割合が大きくなる。さらに、従来の飛行機（巡航機）と異なり、ATREXエンジンは地上静止状態からMach数6までの加速機関であるため、エンジン重量削減はシステム成立の重要な要因となる。重量削減という点において、軸対称インテークは主に平板構造にて構成される矩形形状より軽量化が行いやすい。また、過去に行われている研究の傾向からみても、高Mach数になるほど、軸対称形状を採用する傾向にある[1]～[22]。(2) 矩形形状インテークは機体の一部をインテーク圧縮面として利用するため、インテークの性能は機体形状および機体周りの流れと密接に関わりあう。ATREXエンジンの研究には飛行実証試験が必要不可欠であるが、矩形形状インテークでは、飛行試験の際にインテークの開発は飛行機体の開発と並行して行わなくてはならない。一方、軸対称形状の場合、インテークは機体から離れた位置へ取り付け、機体周りの流れの影響を可能な限り排除するように配置するため、ATREXエンジンの開発を機体開発と独立して行うことが可能となる。

図1に本研究対象である混合圧縮型可変軸対称インテークの概念図を示す。軸対称インテークはスパイク（セクターボディ）とカウルより構成され、スパイクが前後移動することにより流路形状を変え、流路収縮率を変化させるための可変機構を備える。超音速流の減速/圧縮は、スパイク先端から生じる斜め衝撃波、スパイク表面の転向による等エントロピー圧縮、カウル内部の斜め衝撃波3段、スロート直後の終端衝撃波によって行われ、外部1段＋内部4段の混合圧縮形態である（主流Mach数3.5の場合）。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規定される。

$$\text{全圧回復率 (TPR)} \equiv \frac{\text{インテーク内部全圧}}{\text{主流全圧}} \quad (1)$$

$$\text{流量捕獲率 (MCR)} \equiv \frac{\text{インテーク捕獲流量}}{\text{インテーク前面投影面積を通過する主流流量}} \quad (2)$$

超音速飛行時にインテークが始動している場合は、常に最大の全圧回復率を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、できるだけ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。全ての飛行速度において、インテークに吸い込まれる流量が、エンジンに要求される流量と等しくなるようなインテーク形状を選定することは軸対称形状の場合困難である。従って、インテークでは、エンジンに要求される流量よりも少し多めに空気を取り込み、余剰流はバイパスタ（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、バイパスタに

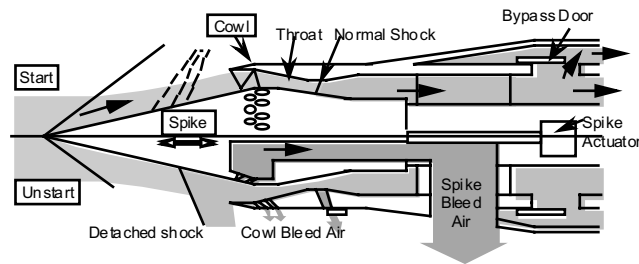


図1 超音速可変軸対称インテーク

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。

本論文では、現在までに行ってきた軸対称インテークの実験研究の成果についてまとめる。第2章においては、風洞実験に用いたインテークの流路形状設計方法について記述し、第3章において風洞実験で得られた成果をまとめる。

2. 軸対称インテークの設計

風洞実験に用いる軸対称インテークの試験はこれまで13種類のインテーク形状について行なっている。これらのインテーク流路形状の設計は、以下の方法で行っている。

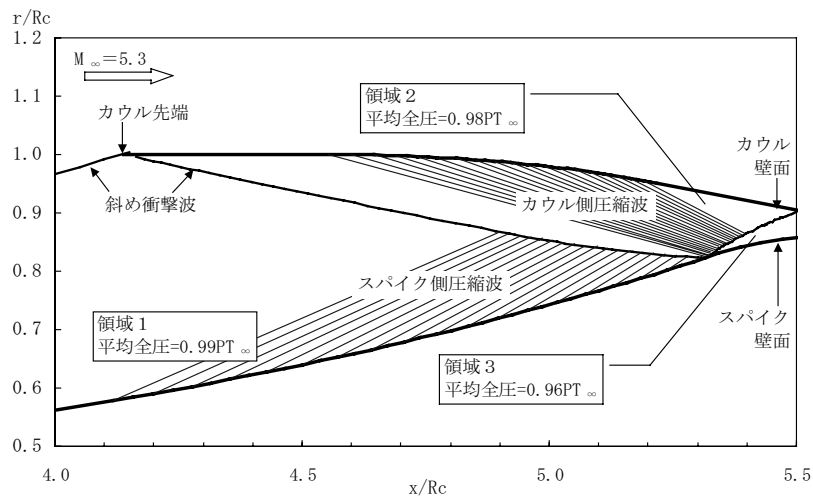


図2 超音速ディフューザ設計例 (Type-M, Mach 5.3)

(1) 特性曲線法による超音速ディフューザの設計

スパイク先端から、スロートまでの超音速ディフューザ部設計は、特性曲線法を支配方程式とした設計プログラムを使用して行っている [23]。図2に設計例を示す。この際、衝撃波パターン、設計Mach数、最大有効稼働Mach数、スパイク先端角、スパイク最大径をパラメータとしている。ここで、最大有効稼働Mach数とはインテークに流入する気流の最大Mach数を表し、Mach数6で飛行する場合、機体先端より発生する斜め衝撃波によって

Mach数 5.3まで減速される。スロートにおけるMach数は1.4程度となるようにしている。

(2) 亜音速ディフューザの設計

亜音速ディフューザの設計は、スロート直後に終端衝撃波が存在すると仮定し、終端衝撃波通過後のMach数勾配を一定とし、面積変化率もしくはMach数変化率を求めた後、以下の制約を満足するように流路形状を定めている。(1) インテーク出口部のスパイク内部にはスパイク駆動用モータを内蔵しているため、内径を0.65D (Dはカウル入口部の直径123mm)とする。(2) 設計Mach数以外の主流速度では、最適なスパイク位置が異なるが、終端衝撃波位置の制御を容易にするため、インテークの幾何的なスロート位置を常にスパイクの固定点(スパイク径が最大となる位置)とする。

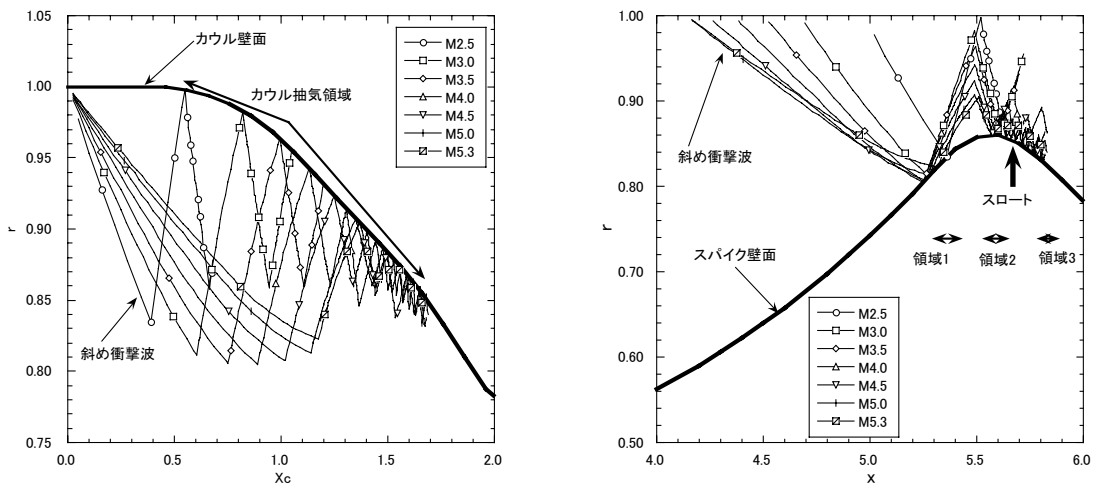


図3 抽気領域の設計例 (Type-M)

(3) 抽気領域の設定

流路の設計が行われた後、抽気領域を設定する。図3に抽気領域の設計例を示す。抽気領域は、各Mach数における衝撃波パターンを求め、衝撃波の壁面入射点全域をおさえるように決定している。スパイク側の抽気は領域を3つに分割し、領域1および2を超音速ディフューザ部に、領域3を亜音速ディフューザ部に設けている (Type-KおよびMの場合)。

これまでに設計、試験を行った13種類のインテークのうち、代表的なインテークの設計仕様、形状を表1、図4に示す。また、スパイクを前後移動したときの内部流路面積の変化を図5に示す。スロート最大面積は、スパイクを前方へ動かしてスパイク最大径位置がカウル入口部にある時におけるスロート面積であり、離陸時にインテークが吸い込める流量を規定するものと思われる。

表1 代表的なインテークの設計仕様

モデル	Type-M	Type-K	Type-F	Type-C
設計年度	2000	1996	1994	1993
設計マッハ数	M5.3	M3.5	M4.5	M3.5
Shock on Cowl Lip マッハ数	M5.3	M5.3	M4.5	M3.5
スパイク先端半頂角	8deg	10deg	8deg	10deg
スパイク最大径	0.860Rc	0.885Rc	0.828Rc	0.815Rc
スロート最大面積	0.26Ac	0.22Ac	0.31Ac	0.34Ac

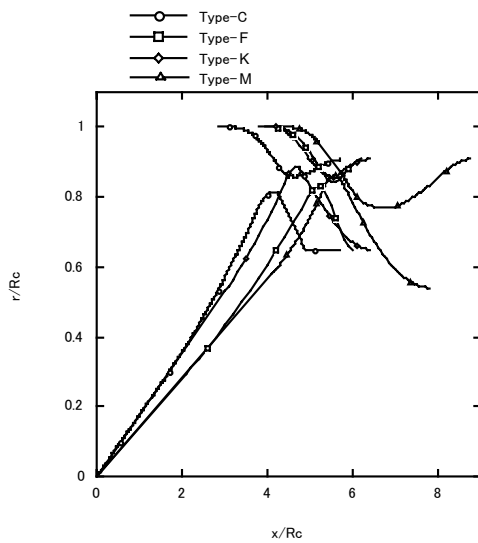


図4 代表的なインテークの形状

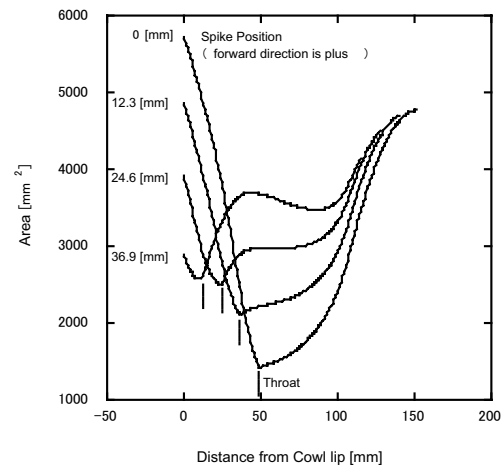


図5 スパイク移動時の流路面積変化 (Type-K)

3. 風洞実験装置

風洞実験は、これまで宇宙研超音速・遷音速風洞によって主に行っており、NASAグレン研究所1×1フィート超音速風洞においても実験を行っている。図6に宇宙研超音速風洞において実験を行った供試体を示す。模型はカウル入口直径123 mm、全長約1700 mmであり、スパイク、カウルの他に後部ダクト、排気プラグから構成される。カウル入口からインテーク内に取り込まれた空気はダクトを通過して後方の排気部から外部に排出される。この模型はDCモータでスパイク、排気プラグを独立に動かすことができ、インテークのスロート面積および排気部の面積を変化させることができる。排気部の面積を変化させることでインテークの背圧を調整する。また境界層抽気のため、スパイク側では抽気範囲を三つの領域に分け、それぞれ直径1 mmの穴が千鳥状に周方向120個×6列＝720個開けられている (Type-Mの場合)。スパイク壁面の境界層はこの抽気孔から吸い込まれ、プレナム室を通過して抽気ダクトに流れ、スパイクを支持しているストラットの内部を通過して外部に排出される。抽気流量はプレナム室出口の面積を変化させることによって行う。また、カウル側には同じく直径1 mmの穴を周上150個×26列＝3900個開けられており、境界層はこの抽気孔から直接外部へ排出される (Type-Mの場合)。抽気量の調節はアルミテープで抽気孔を塞ぐことにより行う。計測は、模型内部での静圧、全圧の計測、およびポテンショメータによるスパイク、排気プラグの位置計測を行った。これらの計測から全圧回復率、流量捕獲率、スパイク側抽気流量および流路内での静圧、全圧分布を求めた。併せてカラーシュリーレンによりスパイク先端からカウル入り口付近の可視化を行った。

各試験とも次に示す2回の通風を1セットとして性能値を取得する。

(1) スパイク移動によってスロートが閉塞する不始動位置の取得 (図7)

インテークの最高到達全圧回復率を取得するためには、まずスロートMach数が1.0を僅かに上回り、インテークが不始動となる直前のスパイク位置を知る必要がある。そこで、背圧調整プラグを開きインテーク背圧が低い条件においてスパイクをスイープさせることにより、インテークが不始動となるスパイク位置を調査する。

(2) スロートMach数が最適である状態において終端衝撃波をスイープさせる (図8)

インテークが始動している状態において、インテークスロートのMach数が1.0を僅かに上回っている状態、すなわち(1)の実験によってインテークが不始動になったスパイク位置より僅かに前方にあり、不始動に遷移する収縮比に対して僅かにスロートが開いた状態において、インテーク背圧を上昇させ、終端衝撃波をスロート部へスイープさせる。全圧回復率は、終端衝撃波がスロートより前へ移動し、インテークが不始動に遷移する直前に最も高

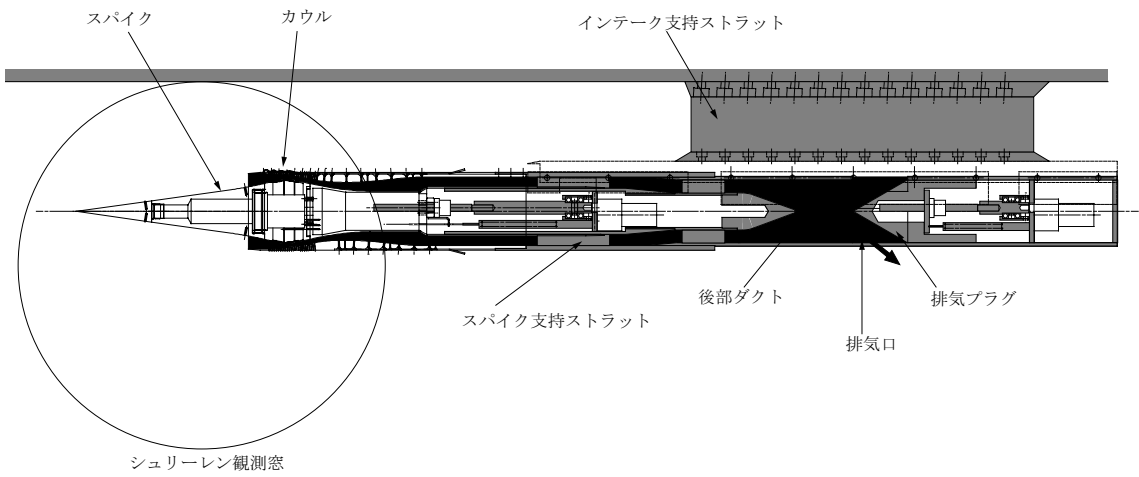
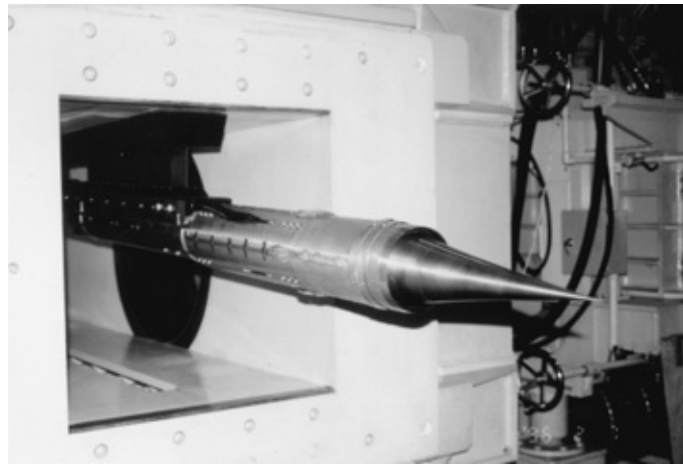


図6 風洞実験模型

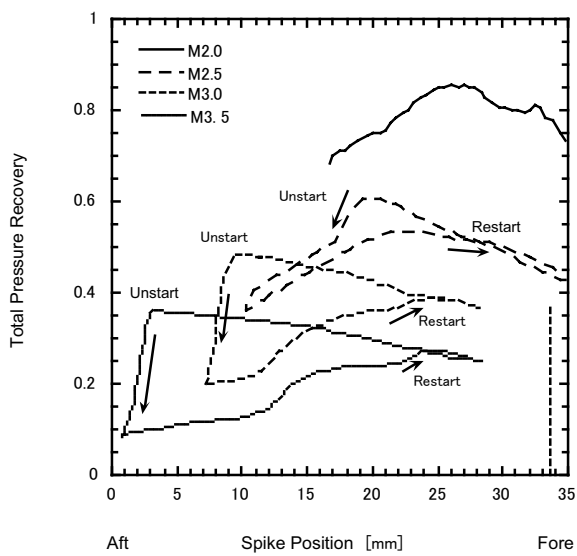


図7 試験方法 (1) スパイクを動かす試験 (Type-K)

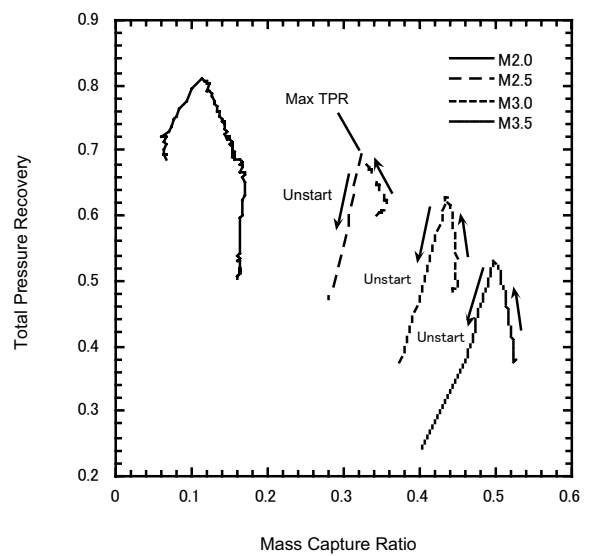


図8 試験方法 (2) プラグを動かす試験 (Type-K)

くなる。スロート付近では、スパイクおよびカウルから境界層抽気を行っているが、終端衝撃波がスロートに近くと抽気部の静圧が高くなることにより抽気流量が増加する。これにより、最高全圧回復率を達成するときは、流量捕獲率がやや低下する。

4. エアインテークの性能（風洞実験により得られた成果）

図9および図10に全圧回復率および流量捕獲率を示す。Type-Cは設計Mach数3.5においてスパイク先端から発生する衝撃波がカウルリップに入射する。これにより、流量捕獲率が高く、Mach数3.5以下では全圧回復率も最も高い。しかし、Mach数3.5以上ではスパイク先端衝撃波がカウル内部に入射するため、全圧回復率が急激に低下しており、Mach数6までの使用には向かないと思われる。これより、ショックオンリップMach数を使用最大Mach数である6程度にするべきであることがわかり、Type-F,K,Mの設計に反映させている。全圧回復率の傾向を見ると、Type-Kが比較的高いものの、Type-Kはスパイクの最大直径が0.885 Rcと大きいため、遷音速通過時に捕獲流量不足に陥り、遷音速通過が困難となる。これらの結果を踏まえるとType-Fまたは、Type-Mが有望であるが、今後のシステム解析により飛行試験にむけたインテークの選定が必要である。

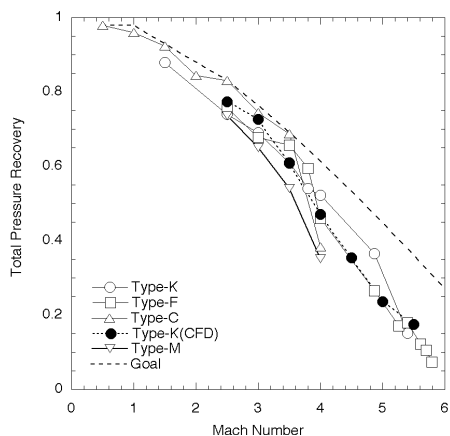


図9 全圧回復率

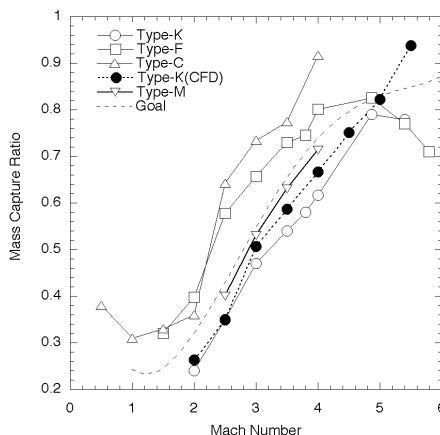


図10 流量捕獲率

図11にカウル内部の静圧分布を示す。(○)内はそれぞれの全圧回復率および流量捕獲率を示す。インテークが始動し、排気プラグが全開の時は(図中●印)垂直音速ディフューザ部を超音速で通過する。このときはインテークは始動しているため、流量捕獲率が高いが全圧回復率は小さい。この後、排気プラグを閉めることにより、インテーク背圧が上昇し、終端衝撃波がスロート直後に移動する(図中○印)。この時に終端衝撃波が最も弱い状態で垂直音速に減速出来るため、全圧回復率が最大となる。図中 $X_c/R_c = 0.77$ の位置にスロートがあり、 $X_c/R_c = 0.8 - 0.9$ の位置に終端衝撃波があることがわかる。さらに排気プラグを閉めると終端衝撃波がスロート前方に飛び出し(図中×印)、インテークは不始動状態に移る。不始動状態となると全圧回復率、流量捕獲率が大幅に低下するため、空気吸い込み式エンジンには致命的な影響を与える。インテークを不始動から再始動させるためには排気プラグを開け、インテーク背圧を下げてからスパイクを前に出さなければならない。

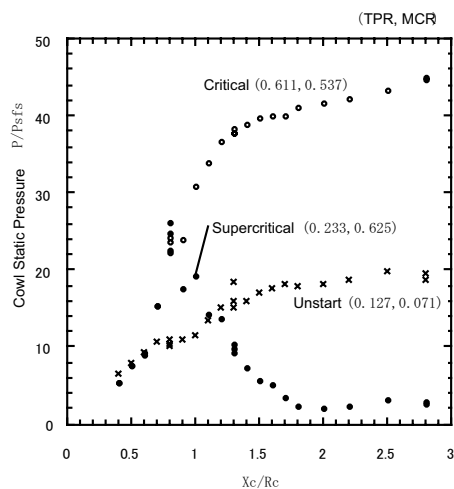


図11 静圧分布 (Type-K, Mach 3.5)

図12に主流Mach数3.5で抽気のパターンを変化させた時の最大全圧回復率と最大全圧回復率時の流量捕獲率の関係を示す。図中 () 内に付記している数は前から3つがスパイクの抽気領域1~3における抽気流量を無次元化したもので、(抽気流量) / (カウル入口部前面投影面積を通過する主流流量) × 100で表示している(ただし*印は抽気孔を閉じた場合を示す)。また、カウル側の抽気流量は計測を行っていないため、最後の値はカウル抽気の開いている孔の列を表す。例えばOPENが20列全てから抽気を行った場合、F10は前10列のみ開いている状態である。図中●印を中心とし、Group A (○印) はカウルからの抽気を全開に固定し、スパイクの抽気の効果を示し、Group B (▲印) はスパイク抽気を領域2のみに固定したときのカウルの抽気の効果について表している。

Group A (スパイク抽気を変化)の結果からスパイクの抽気は主に全圧回復率に影響し、スパイクの抽気を変化させることにより約15パーセント向上することがわかる。抽気パターンは領域2においてはなるべく多くの抽気を行い、領域1と領域3からは抽気を行わないパターンが最も全圧回復率が良くなった。上流の領域1から抽気を行った場合はそこでの壁面静圧が他と比べ低いため、十分に吸い込むことができない上、本モデルではスパイク中心部で領域1~3までが繋がっているため領域3から領域1へ逆流してしまう。

Group B (カウル抽気を変化)の結果からカウルの抽気は流量捕獲率に大きく影響し、全開と全閉では10%以上の差があることがわかる。スロートの位置はスパイクの位置によって多少前後するため、抽気孔の8~10列目ぐらいに位置する。これよりスロート部までカウルの抽気を行うと全圧回復率が向上することがわかった。これは、スパイクの抽気の効果と同じく、スロートよりも下流で抽気を行うと垂直衝撃波がそこでトラップされるためと思われる。カウル抽気により流量捕獲率が変化する分は、すなわちカウル抽気により取り除かれた量であり、本実験モデルではカウル抽気を過大に行っていることがわかる。境界層はスパイク側が厚くなるため、カウル抽気は多くてもスパイク側の抽気流量以下に抑えるべきである。

図13に各Mach数における性能取得時のスロート面積(カウル入口面積で無次元化)と全圧回復率の関係を示す。これより、全圧回復率はスロート面積が小さいほど高くなることがわかり、全圧回復率向上の鍵は図7に示したスパイク移動によってスロートが閉塞する不始動位置の取得試験においてインテークを後方に下げられるかにあるということがわかる。

図14に主流Mach数3.5において臨界スロート面積(カウル入口面積で無次元化)とスロートより上流側のスパイク全抽気量の関係を示す。これより、スロート前のスパイク抽気量を増やすほど臨界スロート面積を狭くできることがわかる。これは、カウルに比べ、スパイクが長いためにスパイクの境界層が厚く、スパイクの境界層の為に有効スロート面積が減少していることを示す。つまり、スパイクの境界層はカウルの境界層より厚いため有効スロート面積への影響が大きく、スパイクの抽気を増やすことによって、スロートでの境界層を大幅に低減できて

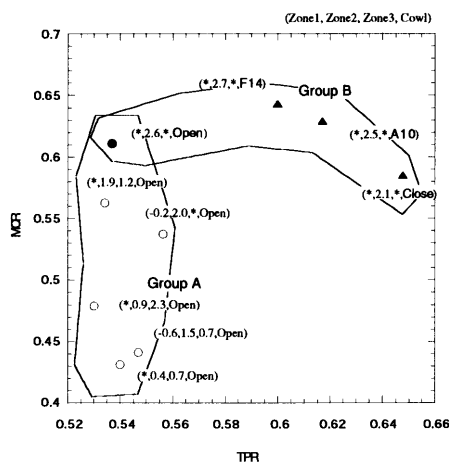


図12 抽気の影響 (Type-K, Mach 3.5)

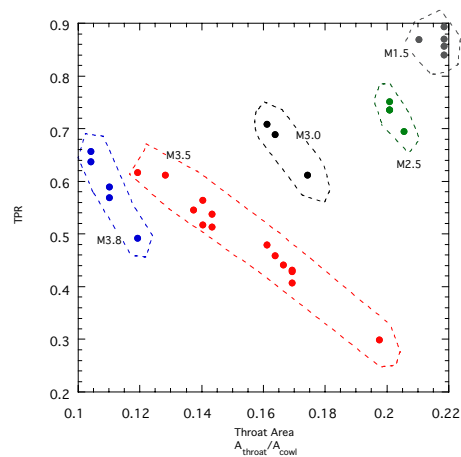


図13 スロート面積と全圧回復率 (Type-K)

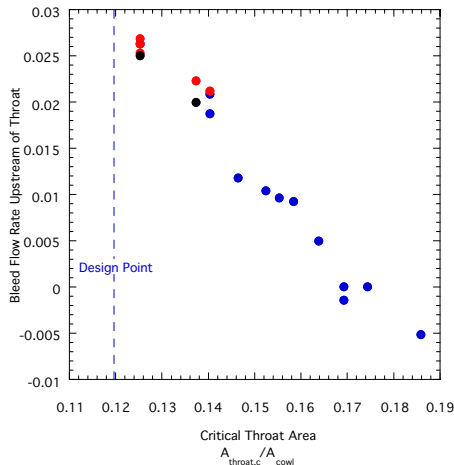


図14 抽気流量とスロート面積 (Type-K, Mach 3.5)

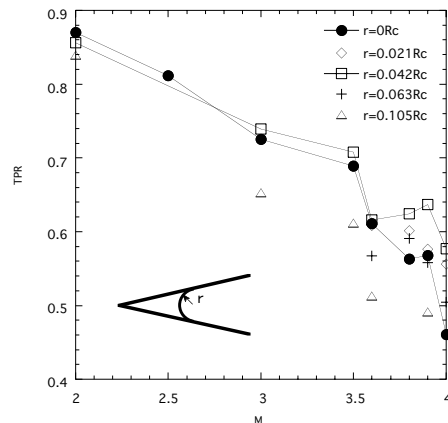


図15 スパイク先端形状の全圧回復率に対する影響 (Type-K, Mach 3.5)

いるということを示す。しかし、試験ではスパイク抽気孔を密に配置しており、抽気量を可能な限り多くしている。抽気量を増やすためには抽気孔の大きさ、形状などの改善が必要である。また、抽気量の向上にはスパイク内部に設けられた抽気流の流路圧損を抑えることが必要不可欠であり、抽気流路の設計法の確立が必要である。

図15 スパイク先端形状の影響にスパイク先端を丸めたときの全圧回復率を示す。先端の丸み半径を $r=0.105 R_c$ と大きく丸めたものは全てのMach数において全圧回復率が大幅に減少した。これは、丸みが大きいたまはシュリーレン映像より先端衝撃波が離脱していることを確認しており、バウショック形成による損失が大きくなってしまったためであると思われる。しかし、先端を $r=0.042 R_c$ と適度に丸めたタイプのインテークでは鋭利な先端を持つインテークとくらべ、性能の低下は見られなかった。さらに主流Mach数3.0以上においては全圧回復率が大きくなった。

図16に風洞の全温・全圧を変化させることによって主流レイノルズ数(代表長さはカウル入口直径123 mm)を変化させたときの最大全圧回復率を示す。図中■印は乱流遷移機構を設けない形状である。この形状では、 Re 数が 2.4×10^6 以上においてスパイク境界層の乱流遷移がシュリーレン映像より目視で確認され、飛躍的な全圧回復率の向上が見られた。スパイクのような円錐表面での乱流遷移 Re 数は風洞条件によって異なるが、 $Re=1.5 \sim 3.0 \times 10^6$ において発生することが知られている [24]。○印はスパイク先端部に#36サイズ(直径約0.5 mm)のgrit(砂粒)を付着することにより強制的に乱流遷移させた試験結果である。乱流遷移させることにより、層流境界層の時より性能向上が確認された。エンジン飛行時における Re 数は 2.4×10^6 と予想されており、実際のエンジンにはスパイク先端に境界層遷移のための機構が必要になるとと思われる。

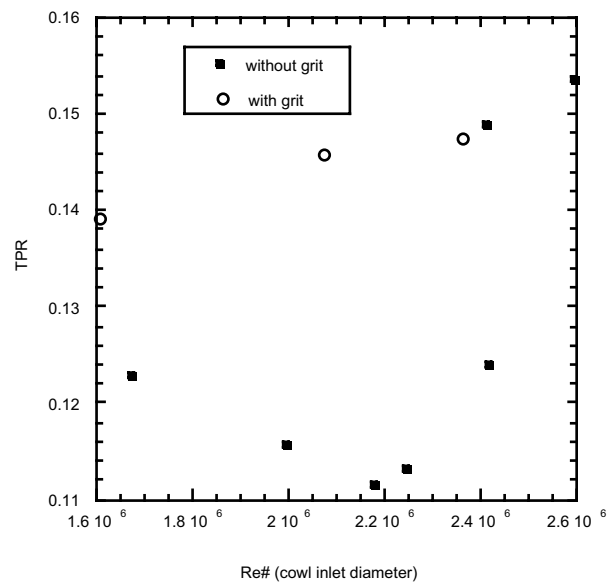
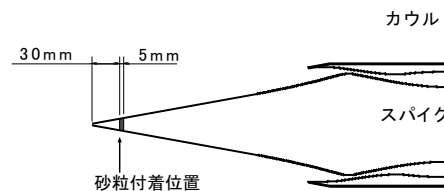


図16 スパイク表面境界層の影響 (Type-K, Mach 5.0)

図17にスパイク位置に対する全圧回復率の分布を示す。それぞれの線はスパイク位置を固定し（Mach数3.5の設計位置に対するスパイク位置 X_{sp} をカウル半径 R_c で無次元化している。スパイク位置は正がスパイクを前へ出す方向）インテーク背圧が低い状態（SuperCritical）から徐々に上昇させ、全圧回復率が上昇し（Critical）、最終的に不始動になるまでの変化（SubCritical）を表している。全圧回復率が最も高くなるスパイク位置はインテークが不始動となるスパイク位置よりやや前方へ出した場所となる。スパイクを最後方へ下げた時には超音速流の圧縮が最も良好に行われ、スロートにおけるMach数は流れが閉塞する1.0よりやや高い値になっていると思われる。しかし、背圧を上昇させて衝撃波をスロート付近に移動した時にはスロート上流における逆圧力勾配が大きいため、境界層剥離が起こりやすくなる。よって、衝撃波をスロート直後に移動したことによる逆圧力勾配の上昇によって、境界層剥離が発生しないスパイク位置で、全圧回復率が最も高くなる。この傾向はMach数が高いほど顕著に現れたため、Mach数4以上でインテークを作動させる時には、スロート付近での衝撃波不安定性を解消するための、衝撃波安定化機構が必要となる。

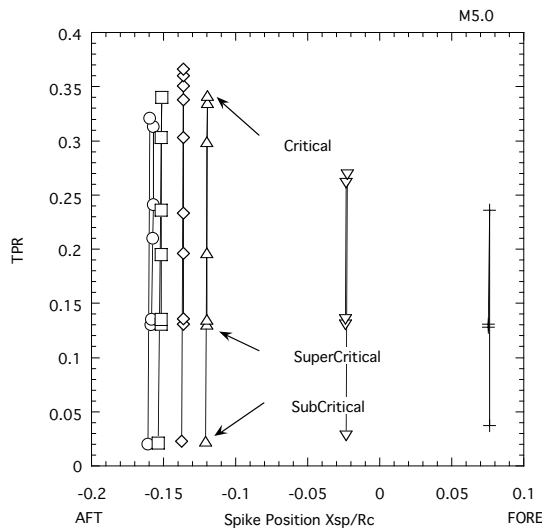


図17 スパイク位置と全圧回復率 (Type-K, Mach 5.0)

図18にインテークに迎角を与えたときの全圧回復率を示す。インテークに迎角を与えると、流れが非一様となるため、全圧回復率が低下する。Mach数が高くスロート面積が狭くなるほど、迎角に対する性能低下は顕著になる。

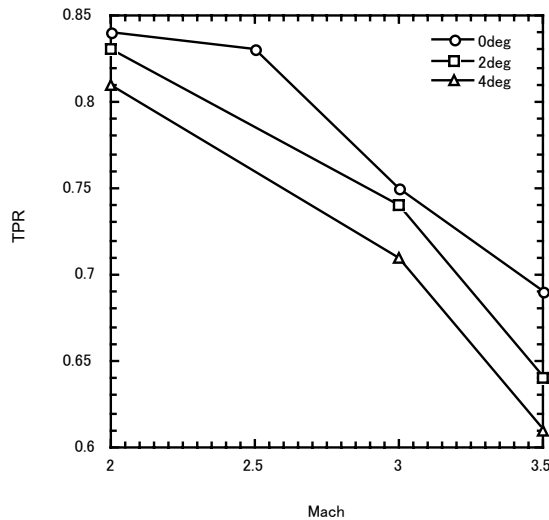


図18 迎角の影響 (Type-C, Mach 3.5)

5. まとめ

ATREXエンジンに用いられる軸対称インテークの開発研究の一環として、1993年より宇宙研超音速風洞、遷音速風洞、およびNASAグレン研究所1×1フィート風洞においてサブスケールモデル（カウル入口直径123mm）の風洞実験を行ってきた。13種類におよぶインテーク設計および風洞実験を行うことにより、インテークの設計手法を確立すると共に、ATREXエンジン性能予測を行う際に必要なインテークの空力性能（全圧回復率・流量捕獲率）の取得を行ってきた。さらに、空力性能向上に関する知見を得るため、抽気パターン、スパイク先端形状、スパイク表面境界層遷移点、インテーク迎角の影響を調査した。

今後は、インテークの構造解析を実施し、重量やスパイクのたわみ量などを評価するとともに、矩形インテークシステムとの比較検討を実施する予定である。

謝 辞

軸対称インテークの風洞実験は、川崎重工業との共同研究として行ってきました。設計・実験を共同で行い、富家純一郎氏、高木郁男氏、榎本吉也氏の多大なる助力のもとに実験を遂行してまいりました。宇宙研における風洞実験の遂行には、岡部選司技官、本郷素行技官、谷勝達哉技官、佐藤清技官、入門朋子技官のご協力のもとに実験を行いました。また、棚次研究室大学院生の方々には風洞実験の助勢を行っていただいたのみならず、特に飛田晃宏氏、勘田将生氏、大久保隆氏、丸祐介氏は、修士課程の研究としてインテーク風洞実験を行われ、インテークの研究に多大なる貢献をされました。NASA 1×1フィート超音速風洞における風洞実験では、John M. Abbott氏に多大なる助力を頂きました。ここに心から感謝の意を表します。

参考文献

- [1] Yasukazu Utaka : Research Status of Combined Intake in HYPR Program : 第2回超音速機輸送機用推進システム国際シンポジウム, 1995
- [2] M. Vaolrani : Optimal Shape Design of Air Intakes for Air Collection Engines (ACE), IAF-97-S.5.03. 1997
- [3] I. Auneau : Design and Optimization Methods for Scramjet Inlets, AIAA 95-6017, 1995
- [4] Joongkee Chung : Numerical Simulation of a Mixed-Compression Supersonic Inlet Flow, AIAA94-0853, 1994
- [5] Sorensen, N. E. : Variable Geometry for Supersonic Mixed-Compression Inlets, Journal of Aircraft, vol. 13 pp309-312, 1976
- [6] Paul H. Kutschenreuter Jr. : Hypersonic Inlet Performance from Direct Force Measurements, Journal of Spacecraft, vol. 2 No. 2, 1965
- [7] Yeu-Chuan Hsia : Full Navier-Stokes Analysis of an Axisymmetric Scramjet Inlet, Journal of Propulsion and Power, vol. 1 No. 6, 1993
- [8] Norman E. Sorensen : Study of a Family of Supersonic Inlet Systems, Journal of Aircraft, vol. 6 No. 3, 1969
- [9] Norman E. Sorensen : Performance Estimates for a Supersonic Axisymmetric Inlet System, Journal of Aircraft, vol. 9 No. 110, 1972
- [10] T. Kawamura : Numerical Simulation of Three-Dimensional Supersonic Inlet Flow Fields, AIAA 87-0160, 1987
- [11] R. Parkinson : The Status of Aerospaceplane Research in the UK , AIAA-92-5004, 1992
- [12] 勘田将生 : 軸対称型エアインテークの設計に関する研究, 第40回航空原動機・宇宙推進講演会, 講演集, 2000
- [13] 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
- [14] Robert J. Baumbick : Terminal Shock and Restart Control of a Mach 2.5, Axisymmetric Mixed-Compression Inlet with 40-Percent Internal Contraction, NASA-TM-X-2992, 1974
- [15] 小島孝之 : 軸対称型エアインテークの超音速風洞実験, 平成8年度宇宙輸送シンポジウム, 1993

- [16] 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，平成9年度宇宙輸送シンポジウム，1994
- [17] Ikuo Takagi : Development Study on Air Intake for ATREX Engine, International Symposium on Air Breathing Engines, 1997
- [18] Joseph F. Wasserbauer : Inlet-Engine matching for SCAR Including Application of a Bicone Variable Geometry Inlet, NASA TM-78995, 1978
- [19] J. D. Saunders : Status of the Variable Diameter Centerbody Inlet Program, First Annual High Speed Research Workshop, pp1483-1505, 1991
- [20] Norman E. Sorensen : Advanced Supersonic Inlet Technology, Journal of Aircraft, vol. 10, No. 5, 1973
- [21] Norman E. Sorensen : Variable Geometry for Supersonic Mixed-Compression Inlets, AIAA 74-1172, 1974
- [22] McLean F. E. : Future Directions of Supersonic Cruise Research, NASA SP-472, 1985
- [23] Verginia L. Sorensen : Computer Program for Calculating Flow Fields in Supersonic Inlets, NASA TN D-2897, July 1985
- [24] Alan Pope et al : High-Speed Wind Tunnel Testing, Robert E Krieger publishing company, 1978