

超音速通過流ファンの流れに関する研究

藪田 祥三* 梶 昭次郎**

Study on Flow within Supersonic Through Flow Fan

by

Shozo YABUTA

Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd.

Shojo KAJI

Department of Aeronautics and Astronautics, University of Tokyo

ABSTRACT

The flow of a supersonic through-flow(STF) fan rotor is investigated numerically with respect to the steady flow patterns, and its transition from subsonic to supersonic throughflow within the fan component. A STF fan that can operate with supersonic inlet axial Mach number would reduce the inlet loss incurred in diffusing the flow from supersonic Mach numbers to subsonic at the fan face. The transition to supersonic throughflow within the fan component is made by slightly closing the inlet nozzle at approximately 80% rotating speed while the airplane is on the runway. The numerical simulations are performed by solving Quasi-3D Euler equations using the symmetric explicit TVD scheme in both a steady and a transient way. From the steady calculations, potential of a STF fan is confirmed. From the transient calculations, the following conclusions are obtained; 1) It is possible to start the STF fan by closing the inlet nozzle. 2) An enough total pressure ratio and an enough area of cascade throat are necessary to start the fan. 3) Total time to start the fan depends on the inlet axial Mach number and the area of cascade throat.

1.はじめに

マッハ3以上で超音速巡航する民間航空機の推進システムの構成要素として、超音速通過流ファン(supersonic through flow (STF) fan)が注目されている。STF FAN では流入軸流速度が超音速であるため、超音速飛行時インレットで衝撃波により軸流速度を亜音速に落とす必要がなく全圧損失が低減でき、インレットも短く軽いものですむ。さらに圧力比は単段で約2.5と高く、軸流超音速域で

は広い作動範囲を有す。

図1は設計巡航速度マッハ3のSTF fan エンジンの概念図である。コンセプトでは、可変捕獲面積と可変スロート面積を持つ短い環状インレットがあり、これによって、ファンの軸流速度の超音速への遷移(始動)を容易にし、その後の全飛行過程でファン内の超音速流を保つ。ファンの下流には、バイパスダクト、コアインレットダクトのそれぞれに、環状超音速/亜音速ディフューザーがある。コアインレットにも捕獲面積可変機構があり、流量を制御し、性能を最適化する。コアへの流れは、全飛行過程を通して亜音速に落とされる

* 石川島播磨重工業株式会社

** 東京大学工学部航空宇宙工学科

が、ダクトへの流れは、亜音速飛行時のみ亜音速に落とされ、超音速飛行では超音速に保たれる。

始動法は、離陸前に滑走路で回転数を約80%まで上げ、インレットノズルスロートをわずかに絞る。そうする事により、垂直衝撃波がファン通り越して行くと考えられる。垂直衝撃波がファンを通り越すと、作動点は80%回転数の線に沿った軸流超音速側に跳び移る。インレットを調整し、必要な流入軸流マッハ数を得た後、回転数を上げ離陸形態にする。着陸後には、これと逆の手順が取られ、エンジンは停止する。

STF fan の動翼列の 1)設計点及び設計点外での定常流れ場、2)始動過程における非定常流れ場を数値計算により調べた。

2. 数値計算法

翼型は、NASA が実験に用いた動翼のnear hub section をもとに5次多項式により定めた。コード90.42mm、ソリディティー3.56、最大厚み0.07コード、転向角30度であり、プレコンプレッション翼型となっている。

支配方程式には準3次元Eulerの式を用いた。ここでいう準3次元とは、”2次元の計算格子の各格子点に高さ s を場の変数として与える”ことで、始動過程の非定常計算を行う際のインレットノズルの時間変化は、この高さ s を変化させることで模擬した。定常計算では、すべての格子点の高さを等しく ($s=1$) して2次元計算をおこなった。

計算格子には0型を用いた。0型格子には、流入・流出境界を遠くにとれない欠点があるため、非定常計算ではインレットノズル部に、亜音速流出の定常計算では下流部に、H型格子からなる計算領域を設けた。これらの計算領域と翼列部の結合部では格子線を4本重ねることにより、空間2次精度を保つようにした。（周期境界を除く）

計算コードには、空間2次精度Harten-Yee型Symmetric Explicit TVDを用いた。

流入境界条件としては、亜音速流入の場合、全温、全圧、周方向速度（翼速度）を与え、超音速

流入の場合はさらに軸流速度も与えた。流出境界では、一つ上流の格子点の軸流速度を調べ亜音速であれば流出境界の格子点に静圧を与え、超音速であれば $\rho, \rho u, \rho v, e$ を外挿した。固体壁境界条件にはNormal Momentumの式を用いた。

3. 定常計算結果・考察

(1) 設計点

流入境界条件として、ICAO標準大気(at sea level)、軸流マッハ数2、流入角32度を与えた場合の等マッハ線図、翼面静圧図、流量平均値を図2、3、表1に示す。前縁より生じる斜め衝撃波は隣接する翼面で反射することもなく全圧損失の少ない流れ場となっており、翼面静圧もなだらかに変化している。流量平均値にはSTF fan が增速翼列であり、“静圧、静温、密度を下げながら全圧、全温を上げる”通常の圧縮機とは質的に異なる特徴が現れている。

(2) 軸流超音速域

100%回転数、80%回転数について入射角をパラメータにとり計算をおこなった。100%回転数で入射角を変えた場合の等静圧線図、性能曲線図を図4、5に示す。

入射角を上げていく（軸流マッハ数を下げていく）と前縁からPressure側に生じる斜め衝撃波が強くなり、さらに上げると翼間スロートでチョークし十分な流量が流れえず定常な流れ場が保てなくなる。入射角を下げていくと後縁からSuction側に生じる斜め衝撃波が強くなるとともに流路内にも斜め衝撃波が生じ翼面で反射し下流にまでのびる。

性能曲線図で設計点から離れるにつれ全圧比が下がるのは衝撃波が強くなるためである。軸流マッハ数1付近では翼間スロートのチョークにより定常な流れ場は存在しない。しかし100%回転数において軸流マッハ数1.28の場合の流量は軸流マッハ数2.82の場合の約3.4倍であり流量に対し作動範囲は広い。

(3) 軸流亜音速域

性能曲線図を図6に示す。STF fanも軸流亜音速では通常の圧縮機と質的に異なることはないが、ソリディティーが高くハブ部であることもあり、低回点数からチョークしている。それぞれの回転数で1点はなれている作動点は超音速流出させたものである。

4. 非定常計算結果・考察

STF fanは回転数約80%の状態からインレットスロートを絞ることによって始動させるがその始動過程・条件を調べた。始動は滑走路上で行うので流入境界条件にはICAO標準大気、周方向速度（翼速度）を与えた。インレットノズルは翼の前縁の軸方向1.2コード前ではじまり0.8コード前でスロート0.4コード前で終わるよう正弦関数で形状を定め準3次元高さで模擬した。

(1) ケース1

80%回転数の流入軸流亜音速、流出超音速の状態を初期条件にスロート高さを87.3%まで変化させる非定常計算をおこなった。軸流超音速域ではスロート高さ87.3%は流入軸流マッハ数1.45に対応し定常流れ場が存在する。インレットノズルスロートで垂直衝撃波が生じ翼列に向けて下流に動きだしたが図7の状態で衝撃波は止まり定常流となり始動しなかった。この理由は、インレットノズル部と翼列部の2つの衝撃波により全圧が落ちているため翼間スロートでチョークしているからである。仮にこの状態のもとでインレットノズル内にある衝撃波が下流に移動した場合、この衝撃波はさらに強くなり全圧が落ち翼間スロートで流れる流量が減ることになる。しかしインレットノズルでの流量は変化することはないためこのような状況は成り立たず衝撃波は下流に移動できない。ここで絞り付き超音速風洞の始動条件は、十分な全圧比と第2スロートでチョークしないだけの面積があることの2点であるが、STF fan動翼列でもインレットノズルスロートを第一スロート、翼間スロートを第2スロートと考えるとSTF fanの始動条件も風洞の場合と同様に考えることができる。

(2) ケース2

ケース1の結果を初期条件にスロート高さを72.1%まで2ms ($M=1$ では1コード進むのに0.3msかかる)かけて変化させる非定常計算をおこなった。軸流超音速域ではスロート高さ72.1%は流入軸流マッハ数1.75に対応し定常流れ場が存在する。衝撃波は図8に示すようにファン動翼を通過し12.7msで始動は完了した。この場合ケース1に比べインレットスロートをさらに絞ったことにより、インレットノズル後の衝撃波は強くなり全圧は下がるが、それ以上に流入流量が減り、翼間スロートで十分流れることができるので衝撃波は移動し始動する。翼列部計算領域の流入・流出境界の流量と流出境界の流量平均相対全圧の時間変化図を図9に示す。流量は100%高さのスロートの最大流量で、全圧は大気圧で無次元化した。3msまで流入流量が少ないのでスロート高さの変化による。衝撃波が流入境界を通過する約7msから流入流量より流出流量が多くなるのは、流れ方向に移動している衝撃波の前後では下流の方が流量が多くなるためであり、約11から12msで流出流量が増すのは翼列部が亜音速から超音速になり密度が下がるために多く流れ出ることによる。始動時には流出全圧が一時的に低下することがわかる。計算では流出境界として超音速流出の状態を初期条件としたが、実際には動翼列の下流には静翼列、ディフューザーがあり、始動させるにはある値以上の全圧比が必要である。

(3) ケース3

ケース1の結果を初期条件にスロート高さを69.5%まで2msかけて変化させる非定常計算をおこなった。軸流超音速域ではスロート高さ69.5%は流入軸流マッハ数1.8に対応し定常流れ場が存在する。ケース2と同様な過程で8.8msで始動は完了した。

(4) 始動にかかる時間

ケース2よりもケース3のほうが短時間で始動は完了した。この時間差を衝撃波移動速度に注目し考える。それぞれのケースで衝撃波の位置を時間に対してプロットすると衝撃波速度は時間に対してさほど変化せずほぼ一定で変化の様子は同様な

傾向をしめしている。そこで衝撃波がインレットノズルを通過し終わり翼列部の衝撃波と干渉し始める前の一定流路面積部にある時（インレットノズル部、翼列部の流れ場は定常となっている。）の衝撃波速度を調べると、ケース2、ケース3ではそれぞれ 6.3 m/s 、 9.3 m/s となっている。

一定流路管内で流入マッハ数1.75、衝撃波が流れと同一方向に移動している場合の流入流量、流出流量、全圧比を、衝撃波速度をパラメータにしたもののが図10である。丸印はケース2の計算結果から求めた衝撃波前後の値で線上にのっている。ここで衝撃波速度が増した場合を考えると衝撃波後の流量は増し、全圧は下がることが図から予想される。しかし翼間スロートはすでにチョークしているためこのような状態は許容されず衝撃波速度は上がることはできない。つまり衝撃波速度は翼間スロートで流れ得る流量によって定まる。ケース3でも同じことがいえる。

ケース3では流入マッハ数が上がり、衝撃波速度もあがっているが、流出流量を流出全圧で割った値はケース2と同一である。この値は翼間スロート面積に対応している。また流出流量と流出全圧の移動衝撃波速度をパラメータにした関係は流入マッハ数によって変わる。故に衝撃波速度は翼間スロート面積と流入マッハ数によって定まると考えられる。

5.まとめ

STF FAN動翼は、設計点で全圧損失の少ない流れ場になっており、軸流超音速域では流量に対し作動範囲が広いことが確認できた。

作動点を軸流速亜音速域から超音速域に飛び移らせる始動は、インレットスロートを絞ることにより可能で、その始動条件は十分な全圧比と翼間スロートで十分な流量が流れることである。また始動にかかる時間は、翼間スロート面積と流入軸流マッハ数の影響を受ける。

参考文献

1. Calvin L. Ball AND Royce D. Moore, "Supersonic Throughflow Fans for Highspeed Aircraft," Aeroplopulsion 1987
2. James F. Schmidt, Royce D. Moore, Jerry R. Wood, AND Ronald J. Steinke, "Supersonic Through-Flow Fan Design," AIAA-87-1746
3. "Application of Advanced Computational Codes in the Design of an Experiment for a Supersonic Throughflow Fan Rotor," ASME 87-GT-160
4. Steinke, Ronald J., "Application of a Two-Dimensional Unsteady Viscous Analysis Code to a Supersonic Throughflow Fan Stage," NASA TM-4141
5. H.C. Yee, R.F. Warming AND A. Harten, "Implicit Total Variation Diminishing Schemes for Steady-State Calculation," J. Comput. Phys. 57 (1985)
6. H.C. Yee "Construction of Explicit and Implicit Symmetric TVD Schemes and Their Applications," J. Comput. Phys. 68 (1987)
7. H.C. Yee, G.H. Klopfer AND J.-L. Montagne "High-Resolution Shock-Capturing Schemes for Inviscid and Viscous Hypersonic Flows," J. Comput. Phys. 88 (1990)
8. James E. Crouse AND William T. Gorrell, "Computer Program for Aerodynamic and Blading Design of Multistage Axial-Flow Compressors," NASA TP-1946 AVRADCOM TR 80-C-21

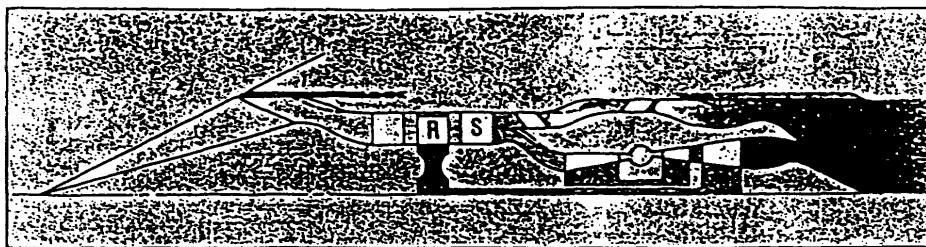


図1 STF ターボファンエンジン概念図 (マッハ3)

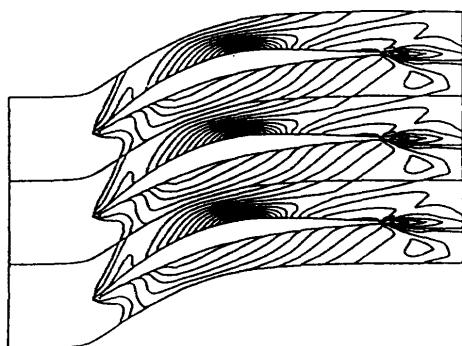


図2 設計点 等マッハ線図 (間隔0.1)

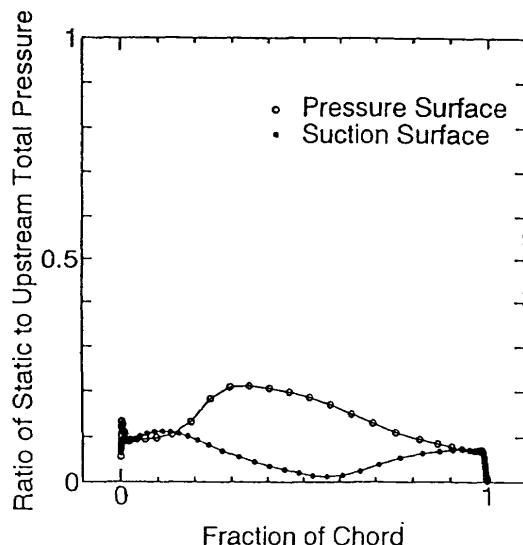


図3 設計点 翼面静圧図

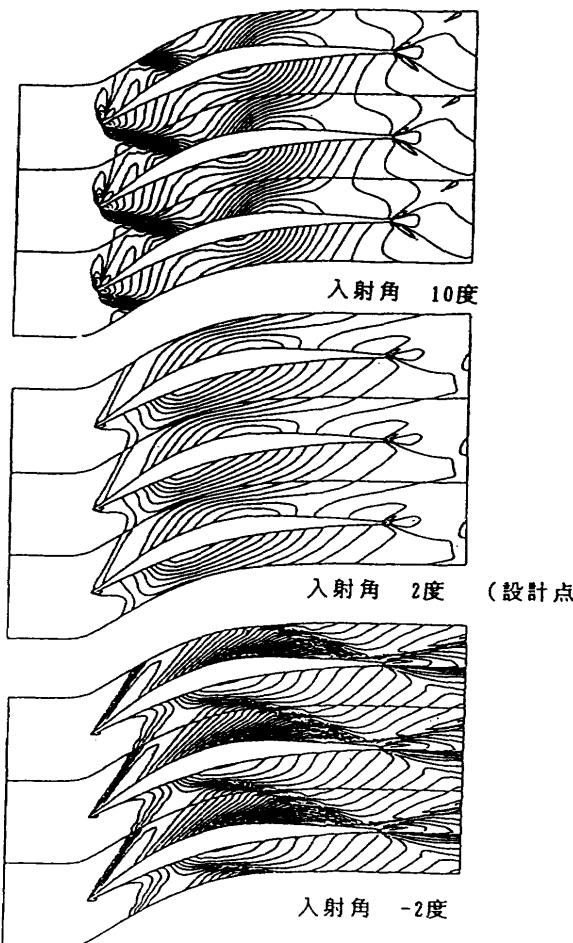


図4 100%回転数 等圧力線図 (間隔2500Pa)

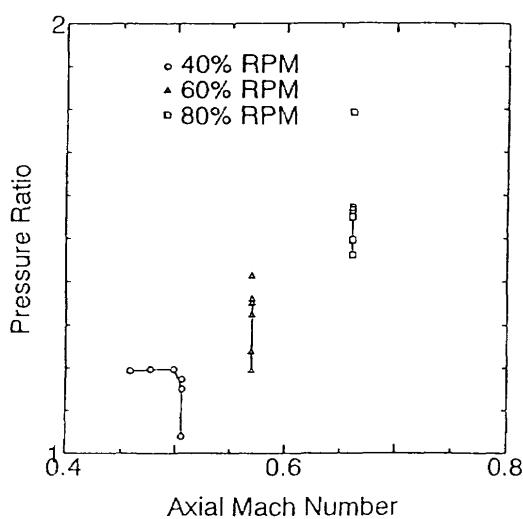


図6 軸流亜音速域性能曲線図

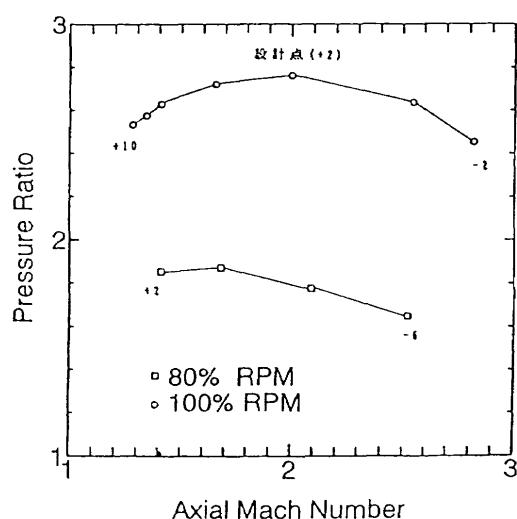


図5 軸流超音速域性能曲線図

	INLET	EXIT	RATIO
DENSITY	.28216E+00	.23474E+00	.83195E+00
STATIC TEMPERATURE	.16000E+03	.15563E+03	.97269E+00
STATIC PRESSURE	.12050E+05	.10470E+05	.80852E+00
WEIGHT FLOW	.69259E+00	.58539E+00	.87775E+00
T.P. LOSS COEFFICIENT	.11330E+00		
RELATIVE COORDINATE SYSTEM			
TOTAL TEMPERATURE	.31798E+03	.31792E+03	.99983E+00
TOTAL PRESSURE	.17740E+06	.15811E+06	.89437E+00
MACH NUMBER	.23530E+01	.24200E+01	.90245E+00
FLOW ANGLE	.32000E+02	.28971E+01	
ABSOLUTE COORDINATE SYSTEM			
TOTAL TEMPERATURE	.24800E+03	.39754E+03	.13804E+01
TOTAL PRESSURE	.10132E+06	.27996E+06	.27630E+01
MACH NUMBER	.20000E+01	.27884E+01	.13942E+01
FLOW ANGLE	.-22603E-04	.-29907E+02	

表1 設計点 流量平均値

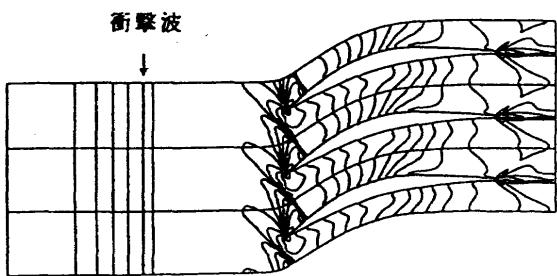


図7 ケース1 等マッハ線図(間隔0.1)

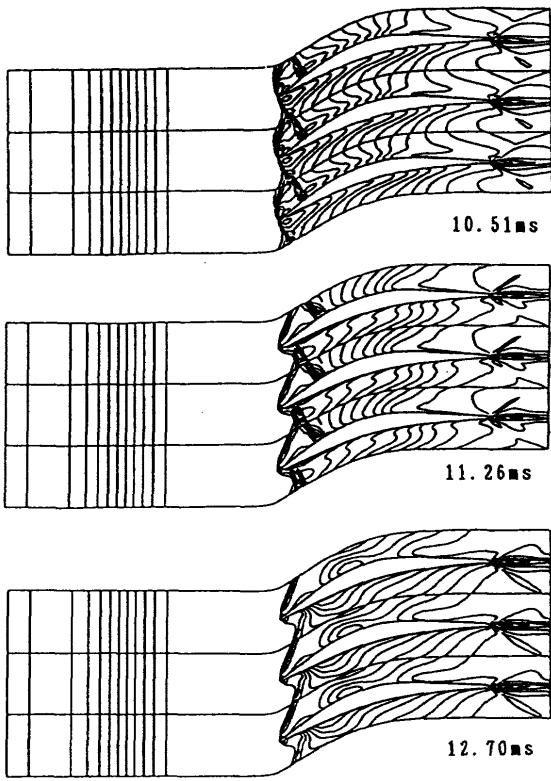
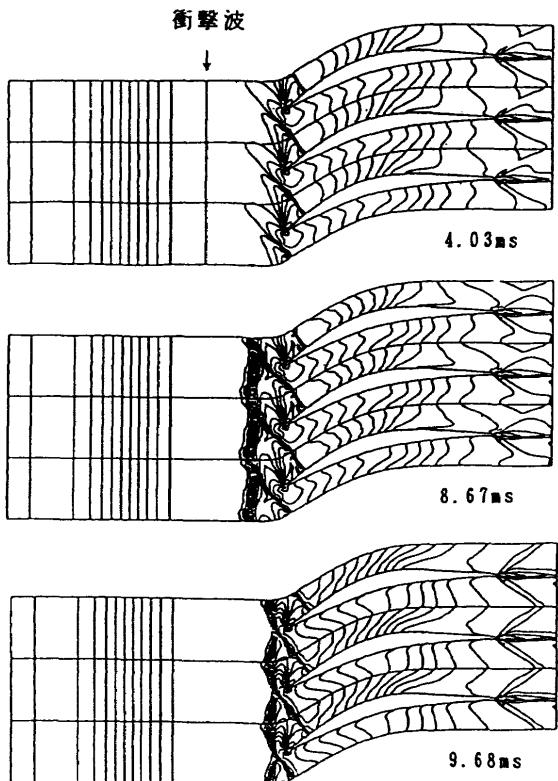


図8 ケース2 等マッハ線図(間隔0.1、時間はケース1からの経過時間)

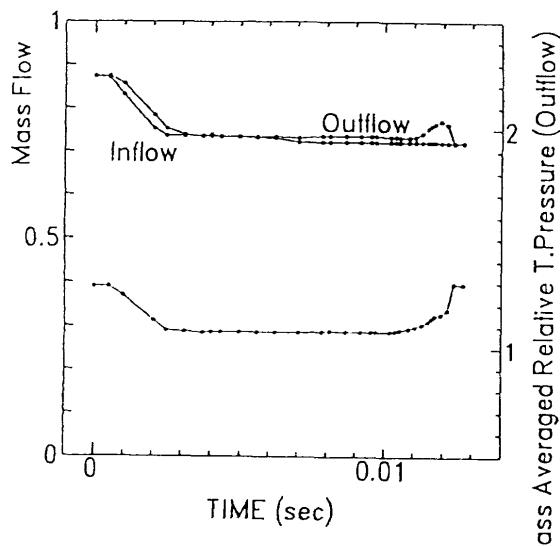


図9 時間変化図

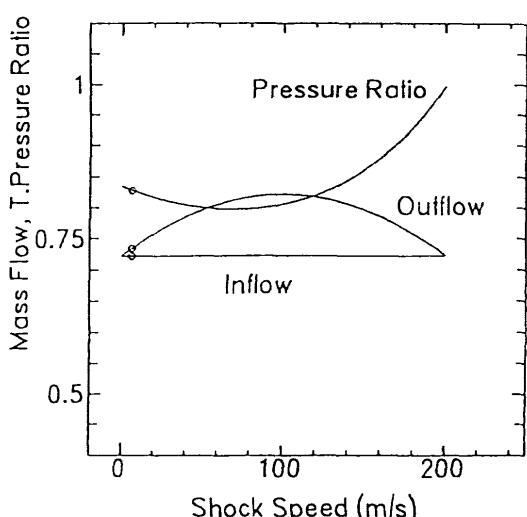


図10 流れとともに移動する衝撃波前後の流量、全圧比(流入マッハ数1.75)