

Preliminary Throughflow Analysis of a Lift Fan in a Core Separated Turbofan Engine System

Toshimasa SHIRATORI*, Masahiro NAKAJIMA*, Yoshio SAITO**
*Tokyo Metropolitan Institute of Technology, **JAXA
*6-6 Asahigaoka, Hino, Tokyo, JAPAN
tshirat@cc.tmit.ac.jp

Keywords: VTOL, Lift fan, Throughflow, Analysis

Abstract

Lift Fan Engines of JAXA's conceptual Jet VTOL aircraft have a very small bellmouse shape air intake, which make some differences in aerodynamic design of the blades. To obtain a better rotor or stator blade design, this paper performs a numerical analysis of the throughflow on a lift fan as a two-dimensional axisymmetrical flow. Based on the last report focusing on the air intake's influence on the throughflow, a more realistic bellmouse air intake case is treated to reconsider the influence on the throughflow by the small bellmouse air intake. Three work input patterns are tested to reduce some problematic influences on the throughflow or blade designs. The obtained result shows one of acceptable blade designs for the lift fan engine.

1. はじめに

近い将来の地域分散型社会を想定した国内航空交通システムの新しい形として航空宇宙技術研究所（現在宇宙航空研究開発機構、JAXA）においてジェット VTOL 輸送機構想⁽¹⁾が提案された (Fig.1)。この機はコア分離型ターボファンエンジンシステムとして、離着陸時や低速飛行時に主翼付根内に埋め込まれたリフトファンにより垂直推力を産み出し、これを揚力として利用するものである。

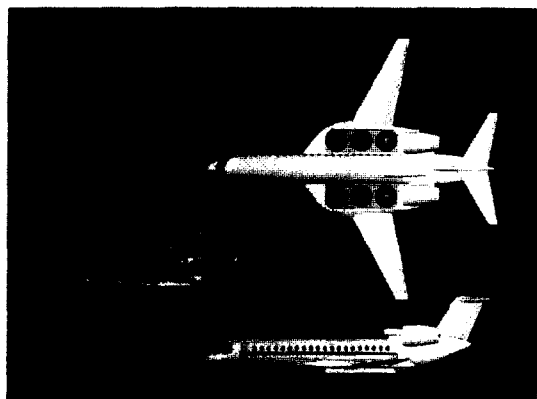


Fig.1 Conceptual Jet VTOL Aircraft

リフトファンの軽量化、低騒音化を目指して、動翼 Hub 側 100 枚、Casing 側 200 枚の Narrow Chord 多翼構成、中間シュラウド付きのファン (Fig.2)が想定されている。既にリフトファンエンジンの製作可能性に関する検討が行われた。その結果、必要推力 10ton はファン空気流量 740kg/s、圧力比 1.12 により達成できる事、ファンに関しては圧力比 1.12、動翼先端周速 250m/s とともに空力的に、高効率が期待できる範囲にあるとの結論が得られている⁽²⁾。

この検討においては、通常のターボファンエンジン等と同様の空力予備設計が行われたが、通常のターボファンと異なり、リフトファンは主翼付根に組み込まれ、十分な大きさの空気取り入れ口を配置できない。これにより、ファン流入空気速度がファンにとって理想的な状態とならないことが予想されている。

既に、リフトファンの特徴的な空気取り入れ口による流れ場への影響は予備検討が行われており、取り入れ口による流線や圧力、流入空気速度への影響が確認されている⁽³⁾。しかし、この時の空気取り入れ口の形状は、当初の構想案よりも翼付根の形状が単純化されたものであった。

以上の点から、前回の数値解析手法を用いて、今回は空気取り入れ口等を当初の構想案の流路形状に近づけ再計算を行う。3種類の動翼負荷分布からリフトファン通過流れを求め、これらより、動翼や静翼の空力設計の検討を行う。

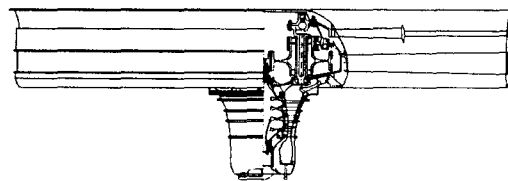


Fig.2 Lift Fan Engine

Table.1 Lift Fan Specifications

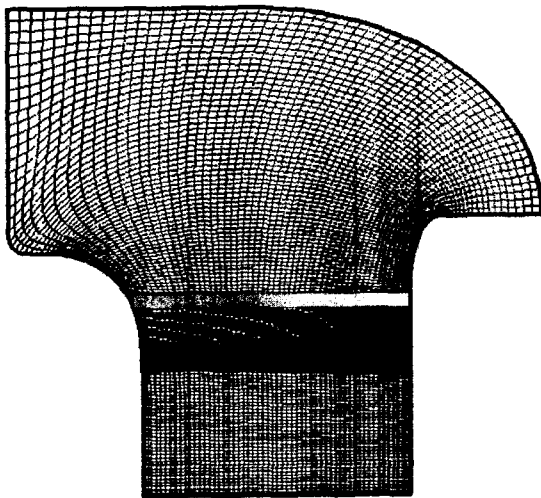
Condition	Sea Level Static
Inflow Air Volume	740 kg/s
Pressure Ratio	1.12
Fan Thrust	9864 kgf (96.7kN)
Outflow Velocity	130 m/s
Revolution	2000 rpm
Blade Diameter	2.4 m
Stage	single

Table.2 Numerical Analysis

Fan Thrust	96.7 kN
Stagnation Point	101.3 kPa, 288.2 K
Casing Radius	1.2 m
Hub Radius	0.4 m
Inlet Circular Velocity	0 m/s
Outlet Circular Velocity	0 m/s
Inlet Static Pressure	1.0atm

2. 計算

通常、ファン・圧縮機基本空力設計においては流入状態を設計条件として与えて、子午面流れ解析に対しては例えば流線曲率法を、翼列流れに対してNASA SP-36 翼列設計法などを組み合わせて行われる。前回検討時⁽³⁾と同様に、ここではリフトファン出口静圧を大気圧（地上静止）として与え、空気取り入れ口流入状態を求めることの出来る方法を用いる。すなわち、子午面流れ解析に



Hub Casing
Fig.3 Small Bellmouth Computational Grid

において、軸対象流れの仮定の下に、空気取り入れ口、動翼、静翼、そして短い出口ダクトを含む環状流路内流れを流体数値解析により求める。

計算には一般座標系表示の軸対称二次元保存型オイラー方程式を用いる。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial \xi} + \frac{\partial F}{\partial \eta} + H = F_h \quad (1)$$

$$Q = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u_x \\ \rho u_r \\ e \end{bmatrix}, E = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u_x U + \xi_x p \\ \rho u_r U + \xi_r p \\ (e+p)U \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$F = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u_x V + \eta_x p \\ \rho u_r V + \eta_r p \\ (e+p)V \end{bmatrix}, E = \begin{bmatrix} \rho u_r \\ \rho u_x u_r \\ \rho u_r^2 \\ (e+p)u_r \end{bmatrix}, F_h = \begin{bmatrix} 0 \\ F_{hx} \\ F_{hr} \\ W \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$U = \xi_x u_x + \xi_r u_r, V = \eta_x u_x + \eta_r u_r$$

動翼、静翼領域には、式の右辺に翼力 F_h を導入している。また計算では、流れは非粘性とし、翼列翼損失、環状流路壁損失とも0としている。想定されているリフトファンの設計諸元をTable.1に示す。数値計算もこれに準拠したものになる(Table.2)。

計算格子は、前回同様に翼の一部で構成される短くかつ小さい空気取入れ口（以下、小ベルマウスと呼ぶ）が動翼前方に設けられている場合について行う。格子数は141x61である。なお、空気取り入れ口が翼付根に組み込まれることを考慮すると、リフトファンのノーズカウルはCasing側の入口部より後退した位置となる。これをFig.3に示す。

段負荷（段全温上昇量）分布については、製作可能性検討時に用いられたのと同様に、主に半径方向一様の場合（以下、Type Aと呼ぶ）と動翼先端に向けて増加させていく場合（以下、Type Bと呼ぶ）、さらに、動静翼空力設計を考慮し、Mid Spanにて最大値となるような段負荷分布（以下、Type Cと呼ぶ）の場合について検討した。Type A、Type Bは、設計渦形式としては、自由渦形式と半強制渦形式にあたる。

前回検討時と同様に、計算では流入速度は既知の値ではなく計算結果として得られる値であるため、事前に与えることは出来ない。その代わりに計算条件となる動翼負荷としての全温上昇量について、あらかじめ決めた分布形に基づき、始めに適切な近似値を与え、2、3の予備計算を通して所定の推力が得られる値として決定した。

最終的な全温上昇量はType A（半径方向一様）の場合を式(4)、Type B（動翼先端方向増

加) の場合を式(5)、Type C (Mid Span で最大値) では式(5)のように設定した。以下に示す。

$$\Delta T_{os} = 9.76K \quad (4)$$

$$\Delta T_{os} = 2.02 + 14.78x^2 \quad (5)$$

$$\Delta T_{os} = \begin{cases} 91(x^4 - 2x^3 + x^2) + 5.0 & (0 \leq x \leq 0.5) \\ 27((x^4 - 2x^3 + x^2) + 9.0) & (0.5 < x \leq 1) \end{cases} \quad (6)$$

但し $x = r/r_{casing}$

Fig.4 にそのようにして決めた段全温上昇量分布を示す。

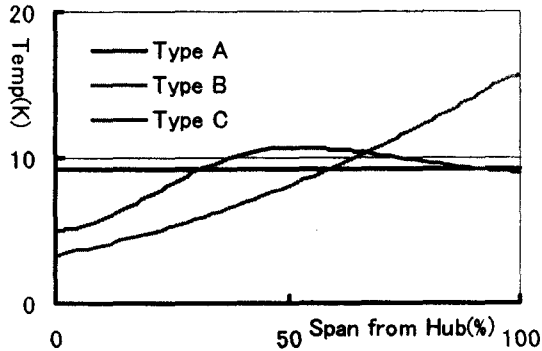


Fig.4 Stage Total Temperature Rise

3. 計算結果と考察

前回の計算により自由渦形式 (Type A)、強制渦形式 (Type B) による検討は既に行われているが、流路形状が若干変更されているので、新たな Type C とともに評価、比較を行う。

子午面流れとマッハ数

Type A、Type B の場合 Type A、Type B による結果を Fig.5~Fig.6 に示す。なお、空気取り入れ口の変更による前回の計算結果との大きな差異は見られなかった。

静圧分布と流線(Fig.5)を見ると、Type A (半径方向一様) の場合、流線は Hub 側へと若干シフトしている。一方、Type B (動翼先端方向増加) の場合では、流線が空気取り入れ口以降で特に Casing 側へシフトしている。静圧分布を見ると小ペルマウス入口湾曲部で低圧部分が生じていることがわかる。特に Type B では、Casing 側に集中して発生している。低圧部分の発生により流れの加減速が大きくなり、環状流路壁の損失等の面から注意する必要があることがわかる。

Fig.6 に動翼絶対および相対流入マッハ数、ファンダクト出口絶対流出マッハ数の半径方向分布を示す。流入・流出マッハ数分布も同様に、両サイドへの偏りが見られる。動翼絶対流入マッハ数を見ると、Mid Span よりやや Hub 付近で

最小となり、両端で大きくなるような分布となることがわかる。特に Type B では、Casing 側の段全温度上昇が高まることから Casing 側への偏りがさらに顕著になっている。

Type C の場合 これら二種類の負荷分布、Type A (半径方向負荷一様・自由渦型) や Type B (翼先端方向負荷増加・強制渦型) は、リフトファン内部流に互いに相反する形で影響を及ぼすことがわかる。Type A は Casing 側の相対流入マッハ数を抑え、Type B は逆に Hub 側の転向角・拡散係数を低減している。一方で、Mid Span 付近においては、Type A、B による差異はあるが空力的に問題となるほどではない。つまり、全温度上昇量は Casing 側においては Type A 程度に保つことが望ましく、Hub 側においては Type B のように低く抑えることが好ましい。

従って、動翼の空力設計検討には、両端の全温上昇量を抑え Mid Span において上昇量が最大となるような Type C (Fig.4) について考察を行う必要がありであろう。結果を Fig.7~Fig.8 に示す。

静圧分布と流線(Fig.7)を見ると、Type A と Type B の中間のような傾向を示している。流線は全体的にやや半径方向成分が発生しているが、この傾向は Type B ほどは強くない。また、入口湾曲部における低圧部分の発生にも、Type B に見られたような Casing への極端な偏りの解消が見られる。

絶対流入・流出マッハ数の分布(Fig.8)は全体的にほぼ一様な Type A の傾向に近い。但し、Type C の Mid Span を最大とする分布により、流出マッハ数は中間部近傍において最大となるような分布をとる。Casing 側動翼流入相対マッハ数は、0.93 に留まり、Type A とほぼ同程度である。

転向角と拡散係数

Type A、Type B の場合 転向角・拡散係数の分布を Fig.9~Fig.10 に示す。Type A では、Hub 側において動翼転向角 $\Delta \beta$ が 40 度、拡散係数 Df が 0.5 を超えており低 Hub/Casing 比のファンでは適さないことが確認できる。一方、Type B では両者において、値はほぼ一様となって空力的には問題とはならないだろう。

Type C の場合 Fig.11 の転向角・拡散係数は、ほぼ一様な分布を示した Type B (半径方向増加) に比べ、Hub 側において多少高くなっている。しかし、全体的な数値は 30 度以下 (転向角)、0.5 以下 (拡散係数) に留まっており、空力的には妥当な値と言えよう。

動翼相対流入マッハ数

動翼周速度を考慮した動翼相対流入マッハ数は Casing 側の値が非常に大きくなる。Fig.12 にノーズカウルからの位置、 x に対する、Casing 壁

面上の動翼に対する相対流入マッハ数の変化を示す。

Type A の場合では、相対流入マッハ数は動翼流入部において 0.93 に留まるが、Type B では、0.96 とかなり高くなる。

この結果、Casing 近傍の動翼翼面上において、マッハ数が 1 を越え衝撃波を生じている可能性がある。一般にターボファン動翼先端相対マッハ数が 1 をある程度超えても適切に設計すれば問題となることはないと考えてよいが、構想ジェット VTOL 機では、空力的に十分有効な寸法形状の空気取入口を設置することが出来ないため、損失の見積もり、騒音の評価等に際しては注意が必要であると推察される。一方で、Casing 側全温度上昇量の低い、Type A および Type C においては、相対流入マッハ数も低く留まり、翼面上衝撃波による影響が比較的少ないと予想される。

翼列形状と翼列流れの一例

前節の結果に基づき、動静翼の翼列形状配置の翼列周りの流れをポテンシャル流れ計算により計算とした。翼型は NACA65 系統、入射角については無衝突条件による計算式、偏差角については Carter の式を用いて決定した。その一例として、Casing 近傍における動翼、静翼まわりの流れを Fig.13 に示す。

全温度上昇量の高い Type B では、動翼翼面上に広範囲にわたり速度の高い領域が発生しており、翼背面上にかなり強い衝撃波が発生していることがわかる。

一方、Casing 近傍の全温度上昇量を低く抑えた Type C においては、動翼翼面上の速度の高い領域はかなり緩和されていることがわかる。従って、Type B において生じた強い衝撃波は、Casing 側の翼負荷を抑えた Type C により軽減され、空力設計において問題が小さくなることを示唆している。

最後に、計算で得られたファン全体の諸量を Table.3 にまとめて示す。ファン空気流量は 660

~690 kg/s となっており、当初の値 740 kg/s より小さいものとなっている。

Table.3 Overall Values

	Type A	Type B	Type C
Thrust(kN)	96.6	96.6	96.76
Ave. Temp. Rise(K)	9.8	11.34	8.77
Flow Vol. (kg/s)	689.5	661.3	688.3
Pressure Ratio	1.123	1.145	1.124
Outflow(m/s)	140	120.9	133.1

4. 結論と今後の展開

構想ジェット VTOL 輸送機用リフトファンについて軸対称流れの仮定の下に、子午面流れ解析の確認を行った。流路形状を若干変更し、前回計算時とほぼ同様に小ベルマウス状の空気取り入れ口の影響を確認することができた。自由渦型 (Type A) では Hub 側の転向角・拡散係数が高くなる事、また、強制渦型 (Type B) では Casing 側の動翼相対流入速度が高く、強い衝撃波の発生など、空力的な問題点が生じている。しかし、これらは Type C の Mid Span で最大となるような段全温度上昇量分布形により、適切な値に抑えることが出来た。今後、さらに流路ダクト形状の検討、翼列流れ解析を進める予定である。

参考文献

- 1) 齋藤 他：航空宇宙技術研究所報、TR-1289(1996), TR-1290(1996), TR-1292(1996).
- 2) NAL, IHI：リフトファンエンジンの製作可能性等検討報告書 (未公開資料)、平成 2 年
- 3) 白鳥 他：2CI 第 41 回飛行機シンポジウム、2003 年

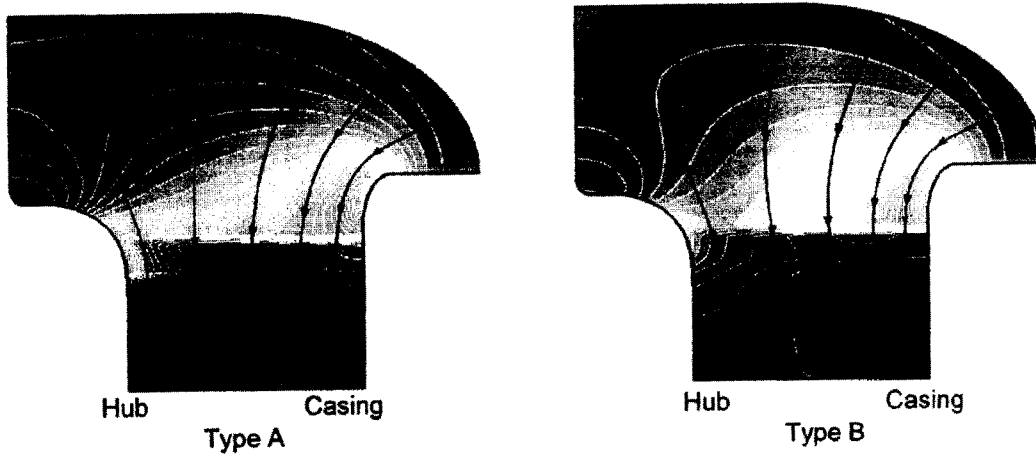


Fig.5 Static Pressure Distribution and Streamlines

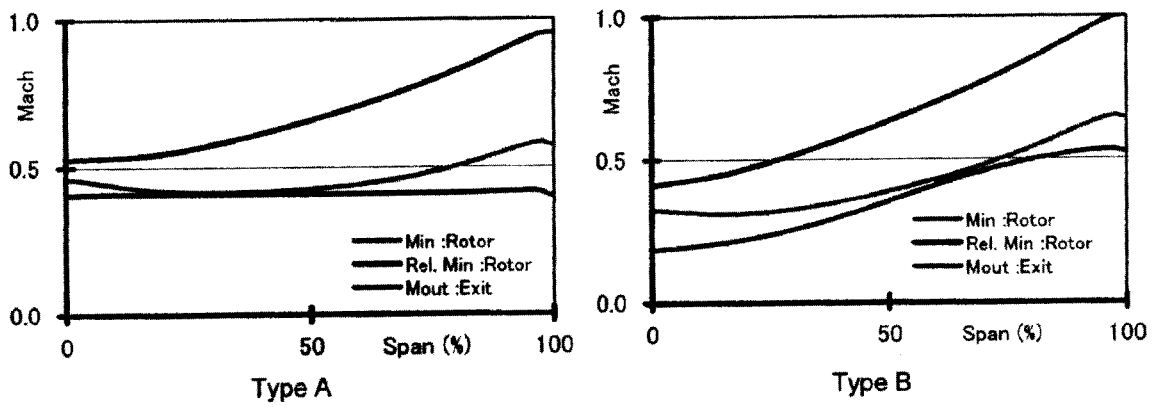


Fig.6 Spanwise Inlet and Exit Flow Mach Number Distribution

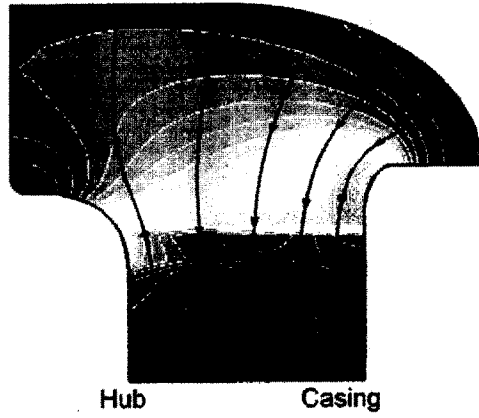


Fig.7 Static Pressure Distribution and Streamlines (Type C)

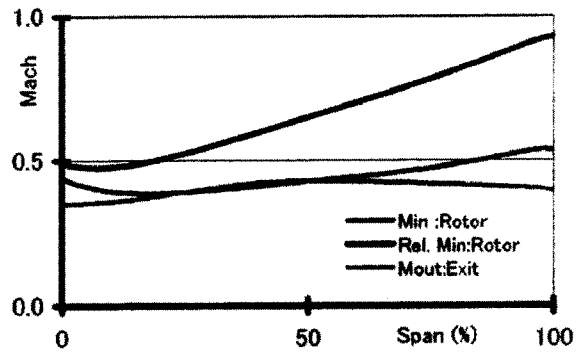


Fig.8 Spanwise Inlet and Exit Flow Mach Number Distribution (TypeC)

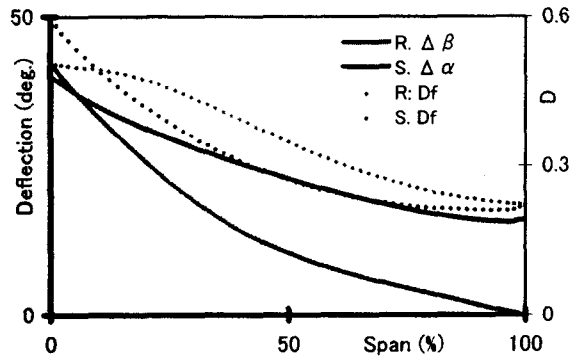


Fig.9 Turning Angles and Diffusion Factors (Type A)

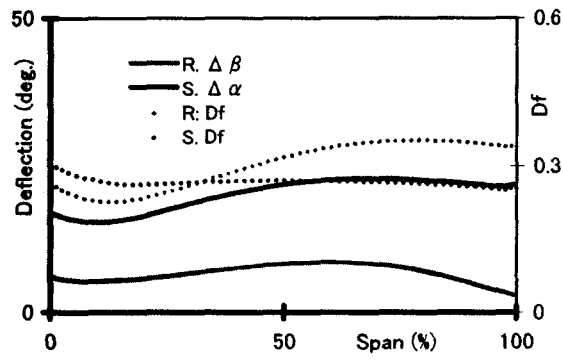


Fig.10 Turning Angles and Diffusion Factors (Type B)

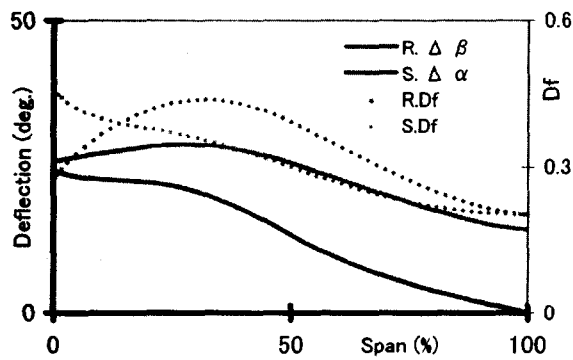


Fig.11 Turning Angles and Diffusion Factors (Type C)

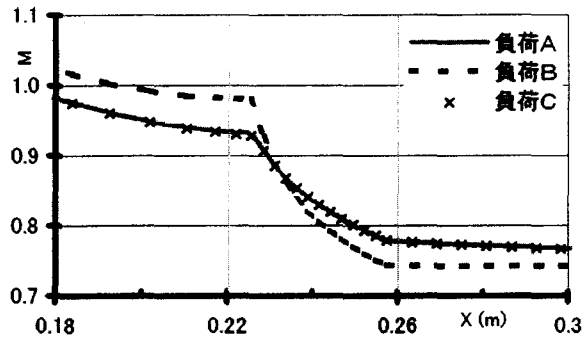
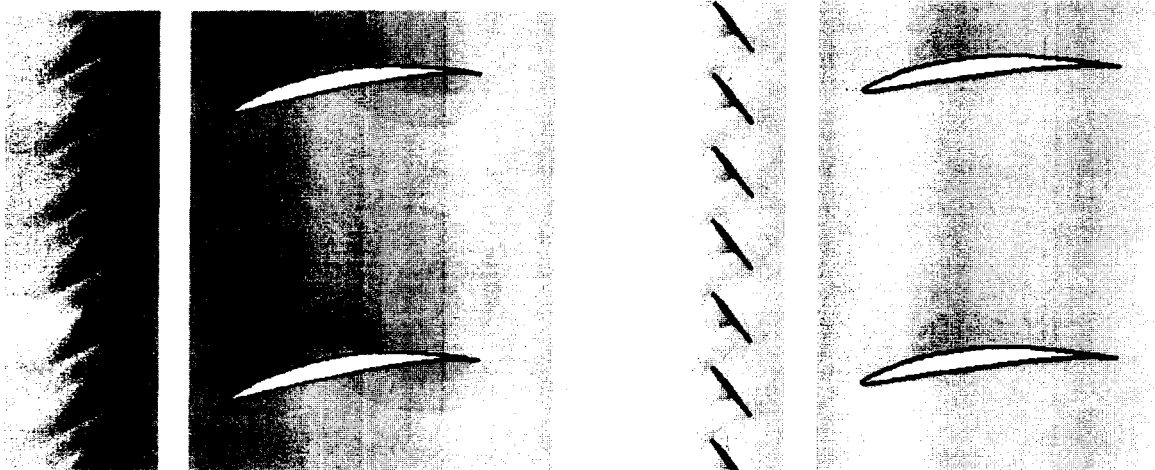


Fig.12 Relative Machnumber over Casing Surface



Type B
 Type C
 Fig.13 Flow through Rotor and Stator Blades nearby the Casing
 (Rotor: Relative Mach Number, Stator: Absolute Mach Number)