

6

翼端間隙を有するタービン翼列流れの検証

清水邦弘* 三宅慶明* 野崎 理** 菊地一雄** 田村敦宏**

Verification of Turbine Cascade Flow with Tip Clearance

by

Kunihiro SHIMIZU, Yoshiaki MIYAKE

Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.

Osamu NOZAKI, Kazuo KIKUCHI, Atsuhiko TAMURA

National Aerospace Laboratory

ABSTRACT

This paper presents verification results of a single stage turbine cascade with tip clearance. The flow through turbine cascades is calculated by using stage analysis code (CAS3DM) based on Chakravarthy-Osher's TVD¹ scheme developed by National Aerospace Laboratory. The results show good agreements with the experimental data on the total pressure loss of the stator and the total pressure and total temperature distributions of the rotor, indicating the effectiveness of the code as a design tool for estimating loss of the cascade.

1. はじめに

数値解析をエンジン要素の設計に適用していくためには、種々の要素に対して解析結果と試験データとの検証を十分に行い、数値解析に用いる解析コードの信頼性を高める必要がある。

ここでは、航空宇宙技術研究所で開発された解析コードCAS3DM²をエンジン要素の空力設計ツールとして実用化するために、単段タービンの試験結果を検証データとして、静翼と動翼の翼間距離の影響及び翼端間隙の無い場合と翼端間隙を有する場合の2ケースについて検証を行い、設計へ適用する場合の問題点について検討を行う。

2. 検証データ

検証データは、三菱重工業(株)で行われたタービン回転試験結果を用いた。

試験では、タービン入口において全圧、全温および境界層厚さを計測し、タービン出口では、後縁より0.5コード下流の位置でトラバース計測を実施し翼

端近傍の全圧および全温を細かく計測し、さらに2コード下流では、固定プローブによる性能計測を行っている。

検証データの試験条件を表1に示す。

表1 試験条件

入口全圧	kg/cm ²	4.048
入口全温	K	435.1
流入角	deg	0
出口静圧 (h7 [*])	kg/cm ²	1.034
回転数	rpm	6677.4

* 三菱重工業(株)

** 航空宇宙技術研究所

3. タービンの翼端間隙付き段解析

解析は、航空宇宙技術研究所で開発されたCAS3DMをベースとし、翼間部と翼端間隙部を単一領域として扱う単一格子版翼端間隙付き段解析コードを用いて行った。

タービンの場合、翼端部の翼が厚いため単一格子を用いると間隙部分の格子のひずみが大きくなり、計算精度を損ねる可能性があるため精度面を考えると翼端間隙部にも格子をはめ込む複合格子を用いるべきである。一方、計算効率の点では単一格子のほうが有利であり、設計ツールとしての活用を考えた場合、計算時間が短いほうが有利である。従って、設計フェーズに応じた解析コードの選択ができるように、単一格子の場合の解析精度を確認しておくことが重要となる。

また、翼端間隙による影響を検討するために翼端間隙の無い場合についても解析を行って比較した。

4. 計算格子及び境界条件

図1に解析に用いた格子を示す。格子点数は、静翼動翼いずれも101（流れ方向）×51（周方向）×51（径方向）である。静翼と動翼の間隔は試験機の2倍とし、ハブでの翼間中心を計算格子接続面とした。また、翼端間隙は試験で計測した値（0.31mm）を用い、この部分に10個の格子を用いた。

境界条件は、表1の試験条件を用いた。入口境界層厚さは、計測結果より5%と見積った。また出口の静圧は、ハブでの静圧を固定して半径方向の分布は半径方向圧力平衡式を用いた。

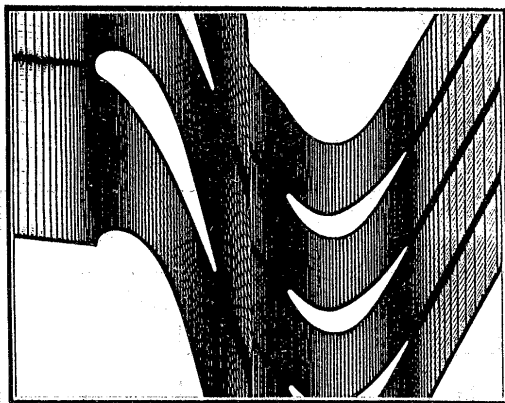


図1 計算格子

5. 解析結果

段解析では、境界条件となる静翼側の出口静圧は、動翼側の入口静圧を平均しピッチ方向に一様に与えられる。したがって、翼の後縁と境界面の距離が短いと、圧力の伝搬をスムーズに行うことができない。この問題は、翼の回転軸方向に対する計算格子の角度が大

きくなると発生し、特に衝撃波が発生する場合には顕著になる。

今回の場合、静翼出口の計算格子の角度が大きく、出口マッハ数が超音速となるため、翼間距離の影響が懸念される。そこで、静翼と動翼の翼間距離の影響を検討するために、翼間距離を実機と同じ場合と実機の2倍にした場合について解析結果を比較した。

図2は、ハブ側断面の等マッハ線図を、図3は、ミーン断面の等マッハ線図を、図4は、チップ側断面の等マッハ線図を示す。

静翼側のスロート以降のマッハ数分布を比較すると静翼と動翼の翼間距離の差による相違が明確に現れており、翼間距離を2倍にした場合ではミーン断面およびチップ側断面のマッハ数分布がスムーズになっている。ハブ側断面でも、かなり改善されているが、試験結果と一致させるには、もう少し翼間を広げた計算格子を用いる必要がある。

今回のケースは静翼と動翼のダクト部分がストレートであるため、翼間距離を実機より広げても解析結果への影響は小さいと考えられるが、静翼と動翼のダクト部分がディフューザになっている場合に翼間距離を広げると、翼間部分の損失が変化するため注意が必要である。

動翼側の等マッハ線図から前縁部分で流入角のずれによる剥離が発生し、チップ側では、翼端渦により翼の背側全域にわたり剥離しており、部分負荷の状態を捕らえていることがわかる。

また、図5に、翼端部分の格子と速度ベクトル図を示す。翼端間隙部分を流れて、背側に吹き出している様子や翼端渦が形成されている。

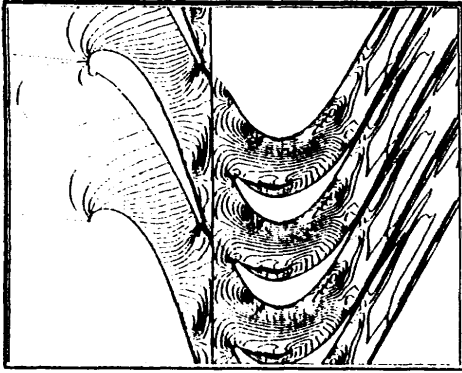
6. 検証結果

以下、試験データを基に解析結果との比較検証を行う。

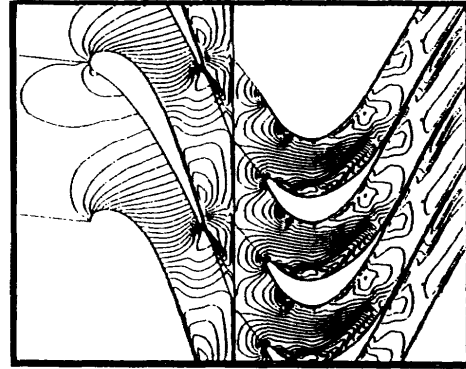
まず、静翼の翼面マッハ数分布を比較したものを図6に示す。翼間距離の影響は、等マッハ線図で指摘したように背側の減速域で顕著に現れており、翼間距離を2倍にしたほうが試験結果とよく一致する。

図7に静翼流出角分布、図8に静翼全圧損失分布を示す。今回用いた試験条件では、静翼の出口マッハ数 (M_{2th}) が、ほぼ1.1であったため、環状翼列試験における $M_{2th} = 1.1$ で計測された結果を用いて検証を行った。

翼間距離が実機と同じ場合では、チップ側の流出角分布が試験結果と一致していなかったが、翼間距離を2倍にした場合チップ側の分布も一致するようになり定性的にも、定量的にも改善された。

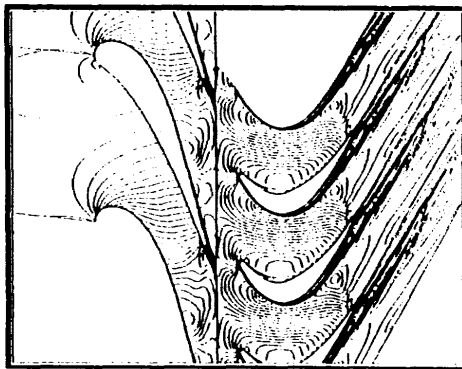


翼間距離実機と同じ



翼間距離実機の2倍

図2 等マッハ線図 (ハブ断面)

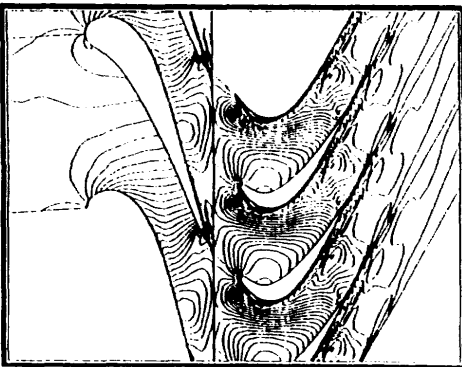


翼間距離実機と同じ



翼間距離実機の2倍

図3 等マッハ線図 (ミーン断面)



翼間距離実機と同じ



翼間距離実機の2倍

図4 等マッハ線図 (チップ断面)

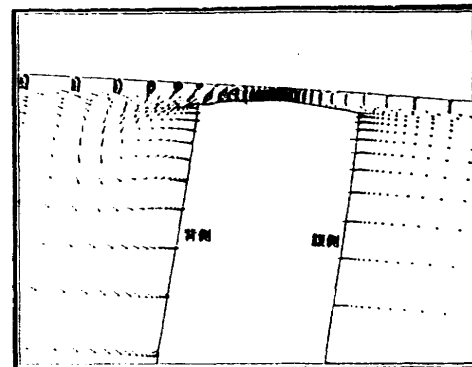
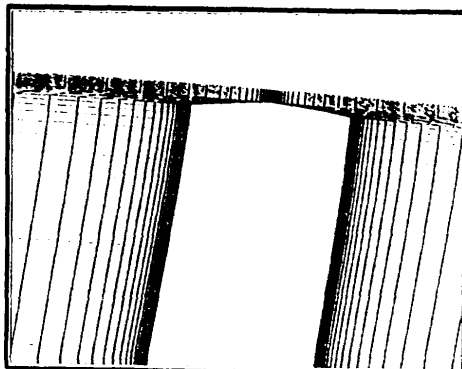


図5 翼端部の計算格子と速度ベクトル図

全圧損失について比較すると、翼間距離を実機と同じにした方が全体的によく一致している。一方、翼間距離を2倍にした場合では、80%高さの損失レベルが異なるが全体の損失レベルは両者とも大差はない。

つぎに、動翼について検証を行う。動翼については、翼端間隙のある場合と翼端間隙のない場合について解析を行い比較した。図9に動翼出口全圧分布、図10に動翼全温分布を示す。

全圧分布は、翼端間隙部の計算を考慮にいたしたことにより、チップ側での分布の傾向が改善されハブ側の分布の傾向も変化し、全体的に試験結果とよく一致するようになった。また、全温分布は、ハブ側の分布が改善され定性的な傾向は大幅に改善されたが、定量的には試験結果より若干低い値となっている。

7. 考察

翼端間隙付きの解析を行うことにより、チップ側の精度が向上することは予想されたが、ハブ側の分布も改善された。この点について、図11の動翼出口の相対全圧分布から考察を行う。

全体の傾向としては、ミーン部に損失の大きな領域があり、下流にいくにしたがって拡散していく様子が見られる。また、翼端間隙を有する場合の解析では、翼端渦によりミーン部に発生した損失領域が下流に行くにしたがってハブ側に押し下げられていく様子が見られており、翼端間隙のない場合と比較するとハブ側の全圧分布が異なっている。

つまり、実際には翼端渦の影響がハブ側まで及んでいるため、翼端間隙をシミュレートした翼端間隙のある場合のほうがより試験結果に近い分布を示したと考えられる。

このように、低アスペクト比の翼では翼端渦の影響が通路全体に大きく影響するため、翼端間隙無しで解析を行う場合、損失分布の変化を考慮に入れて解析結果を評価する必要がある。

8. まとめ

翼端間隙付き段解析コードを用いてタービンの段解析を実施し、試験結果との比較検証を行った。試験結果との検証により定性的、定量的によく一致し、翼端間隙付き段解析コードの有効性が確認できた。また、翼間距離が解析結果に及ぼす影響や翼端渦が全体の流れ場に及ぼす影響についても定性的、定量的に評価でき、設計に適用した場合の課題が明らかになった。

今後、さらに検証を進め、3種類の段解析コード（翼端間隙無し、翼端間隙付き（単一格子版）、翼端間隙付き（複合格子版））の解析精度の比較を行って、

計算時間も考慮しながら、設計フェーズに応じた選択基準を確立する必要がある。

なお、本研究は通商産業省工業技術院の産業科学技術研究開発制度による「超音速輸送機用推進システムの研究開発」の一環として、新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）からの委託を受けて実施したものである。

参考文献

- [1] S. R. Chakravarthy and S. Osher, "A New Class of High Accuracy TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws", AIAA Paper 78-257, 1978
- [2] Y. Matsuo, "Computation of Three-Dimensional Viscous Flows in Turbomachinery Cascades", AIAA Paper 91-2237, 1991

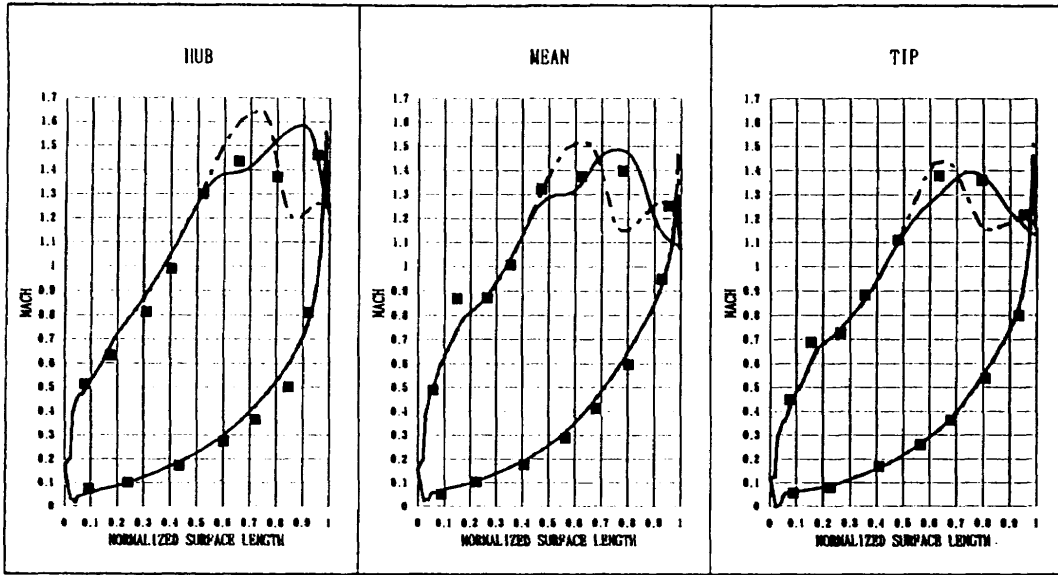


図6 静翼翼面マッハ数分布

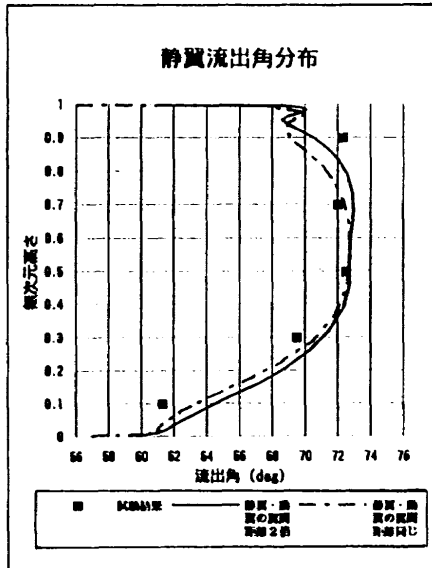


図7 静翼翼流出角分布

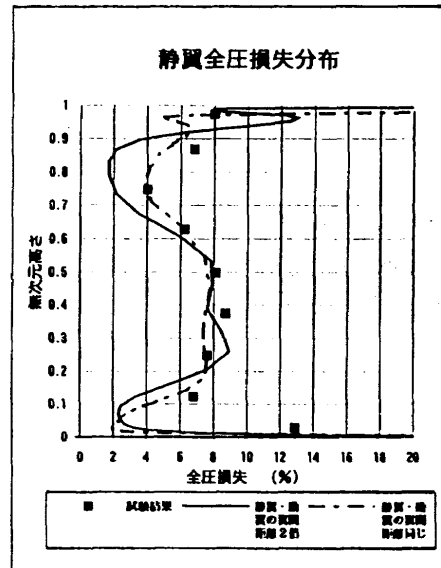


図8 静翼翼全圧損失分布

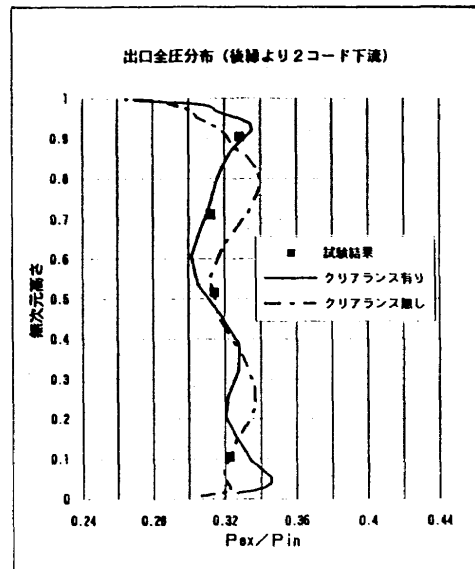
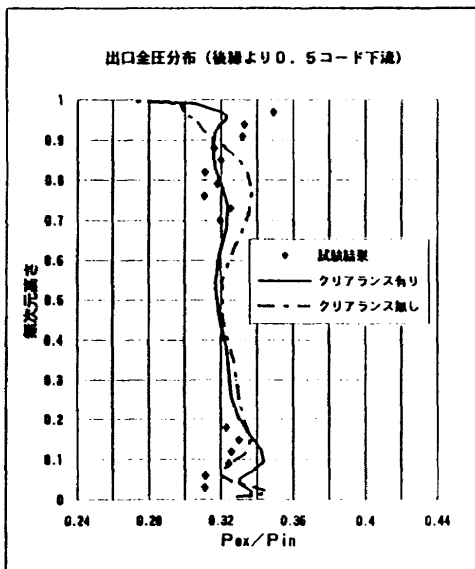


図9 動翼翼出口全圧分布

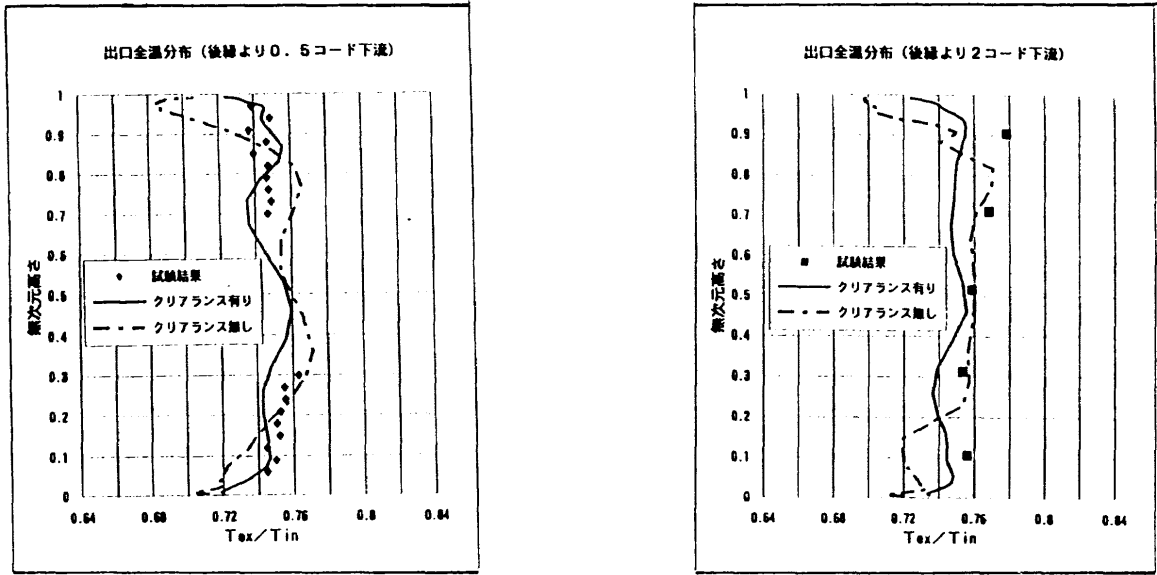


図10 動翼出口全温分布

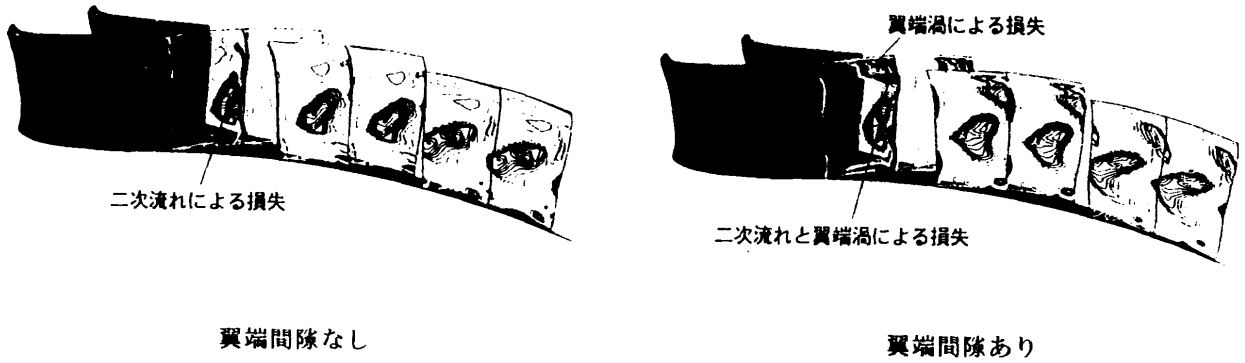


図11 動翼出口相対全圧分布の変化

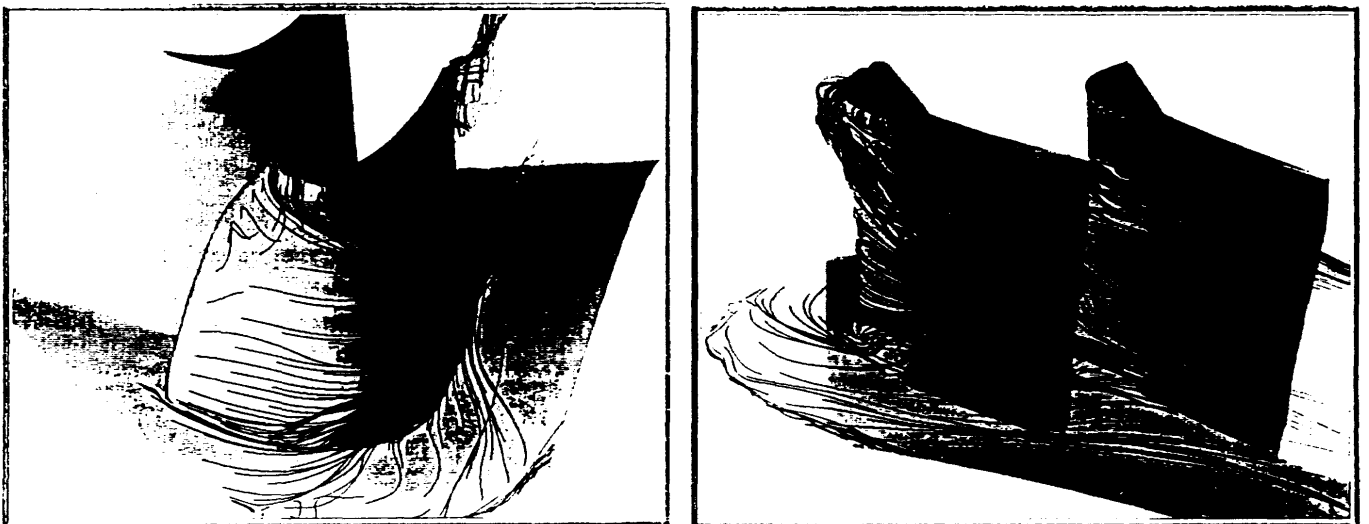


図12 動翼翼面流線