

遠心圧縮機の内部流れに関する数値解析

山根 敬* 長島利夫**

Numerical Study on Internal Flows of Centrifugal Compressors

by

Takashi YAMANE
National Aerospace Laboratory
Toshio NAGASHIMA
University of Tokyo

ABSTRACT

Numerical calculations have been performed for the analysis of internal flow structures of centrifugal compressors. Computational results revealed the jet & wake structure at the impeller exit. The effects of the wake against diffuser vanes have also been investigated by an unsteady rotor-stator interaction calculation and a steady stage calculation.

1. 緒 言

遠心圧縮機が軸流圧縮機と大きく異なっているのは、軸方向に流入した流れが、90°転向して半径方向に流出する点である。翼形状も極めて3次元であるために、その流れ場には軸流圧縮機にはない特徴が現れる。その代表的なものの一つに、インペラー（動翼）出口における低速度領域の存在があげられる。この領域を Wake と呼びそれ以外の領域を Jet と称しているが、Wake はインペラー出口断面内で翼の負圧側（背側）のシュラウド寄りに分布している事が知られている（図1）。この Jet & Wake 分布はインペラー下流のディフューザ部で急速に混合・拡散することが知られているが、ベーン（翼付き）ディフューザを用いた場合には翼前縁付近で Jet と Wake により流れが周期的に変動し、インペラー・ディフューザ間の効率を悪化させていると考えられる。また、高圧

縮比を目指した場合この領域の流れは遷音速になり、衝撃波が周期的に動く事になる。このような現象を実験的にとらえる事はインペラーが非常に高回転であるため極めて困難であるが、一方で数値解析による取り組みも遠心圧縮機に関しては軸流圧縮機ほど盛んではない。

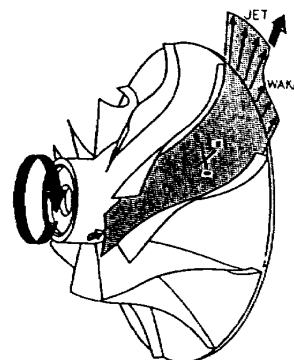
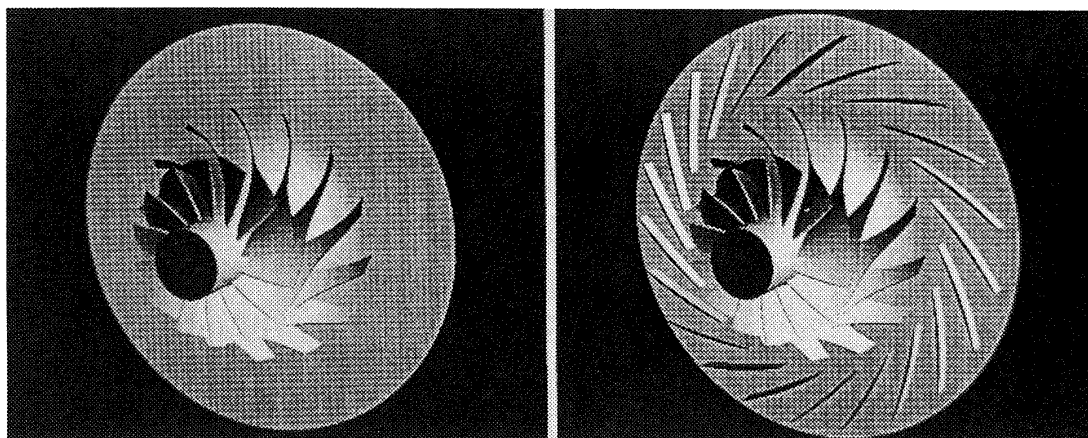


図 1: Jet と Wake の概念図

本報告では、まずベーンレスディフューザの場合（図2(a))を想定したインペラー単独の定常解析により Wake の発生の様子を示す。次にベーンディフューザ（図2(b))のケースについてイン

*航空宇宙技術研究所

**東京大学工学部



(a) ベーンレスディフューザモデル

(b) ベーンディフューザモデル

図 2: 計算モデルインペラーの形状

ペラー（動翼）ーディフューザ（静翼）の非定常解析により、Wake がディフューザ翼に対してどのようにふるまうかを明らかにする。さらに非定常解析と併せて、動静翼接続部で周方向平均する方法による定常解析を行い、非定常解析結果と比較し、動静翼の段解析を定常的に扱う事の問題点に言及する。

2. 数値解析手法と計算モデル

数値解法には、Chakravarthy-Osher¹⁾ の TVD 法を基本に、流束制限関数に Differentiable limiter²⁾ を使用する手法を用いた。また、時間積分には LU-ADI 法を用いた。粘性は層流粘性のみを考慮し乱流モデルは用いていない。

一般に外部流に用いられているプログラムを回転翼列用に移植する場合、変数の定義を変更するとヤコビ行列などに変更点が生じて移植の手間が増えるため、絶対静止座標系を用いている。しかし、回転翼列では翼に固定した相対座標系で考える方が流れを直感的に理解し易いので、本研究では当初から相対座標系での方程式をもとにプログラミングを行った。

遠心圧縮機の計算では、流出境界での逆流の対策が問題となる。インペラー下流のディフューザ部では 2 枚の円盤に挟まれた流路形状であるため、下流にいくほど流路断面面積が増し流れは減速する。しかし流路壁面の境界層内では流れが圧力勾配に逆らえずに逆流する。このため流出境界で逆流域

が生じるが（図 3）、このような境界条件は与えられず、計算が不安定になり収束が極めて困難になる。この対策として、流出境界で半径方向速度成分 $v_r \leq 0$ のとき $v_r = 0$ と置き換えることにした。これにより計算が安定に行われるようになった。また、流出境界で与える静圧以外の値は内点から外挿するが、流路断面面積が変化していることを考慮して、密度を 0 次外挿し、半径方向速度成分、周方向速度成分はそれぞれ運動方程式を簡単にした式、 $rv_r = \text{const.}$ 、 $rv_\theta = \text{const.}$ を満たすように外挿した。なお、流出境界での軸方向速度 v_z は 0 とした。

モデル圧縮機は図 2 に示した通りで、インペラーの直径は 136mm、回転数は 50000rpm の条件で計算を行い、出口境界の静圧値を変える事で流量と圧縮比を変化させた。図 4 にベーンディフューザモデルの計算格子を示す。格子点数はインペラーが $100 \times 41 \times 41$ 、ディフューザが $89 \times 41 \times 41$ である。インペラーとディフューザの接続部では 1 格子分重ね合わせて、1 タイムステップ毎に値をやりとりする。定常解析の場合はピッチ間平均した値を相対系ー絶対系の変換をして相互に渡すため、翼枚数に関わらず計算にはインペラー・ディフューザともに 1 ピッチあれば十分である。非定常計算では、インペラーの回転に伴って周方向の格子点は移動するので最寄りの格子点の値から補間する。本研究ではインペラー翼 14 枚、ディフューザ翼 21 枚を想定したので、実際に必要な計算領域はインペラー 2 ピッチ、ディフューザ 3 ピッチ

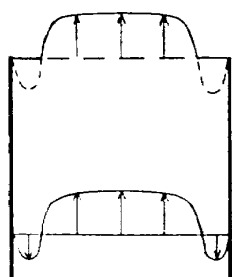


図 3: 流出境界での逆流



図 4: 計算格子

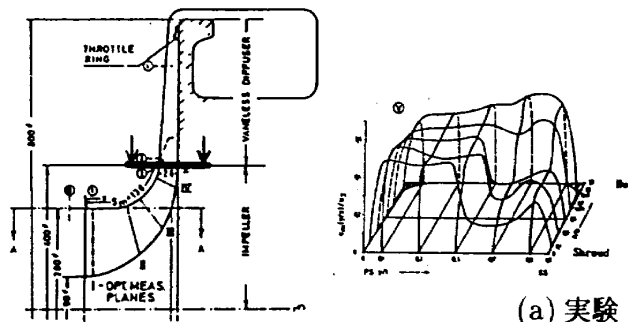
となった。

なおピッチ間平均による定常段解析では、密度、流束（フラックス）、エネルギーを単純に翼ピッチ間で平均し、相対系-絶対系変換を行って、インペラー・ディフューザ間で値を受け渡す方法をとった。

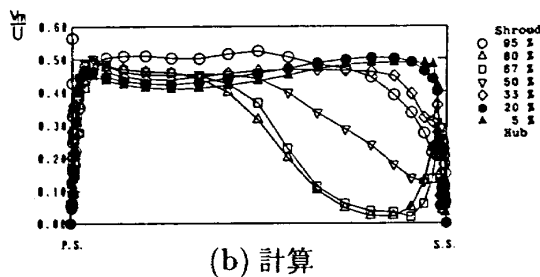
3. 解析結果

3.1 ベーンレスディフューザモデルの定常解析

まず、遠心圧縮機の wake に関する研究で代表的な Eckardt³⁾による L2F を用いた流速測定結果との比較を示す。図 5(a) に示すように、インペラー出口断面において wake 領域が shroud 側の翼負圧面寄りに大きく広がっている様子が測定されているが、本計算結果も同様な領域で wake を捕らえている (b)。数値解析により明らかになった流路断面の 2 次流れの様子を模式的に表したのが図 6 で、翼や流路壁面に沿って境界層の低エネルギー流体や翼端からの流れが翼負圧面と shroud 壁面の角に集まることを示している。この低エネルギー流体の集積が剥離を誘起して wake が生ま



(a) 実験



(b) 計算

図 5: Eckardt による実験との比較

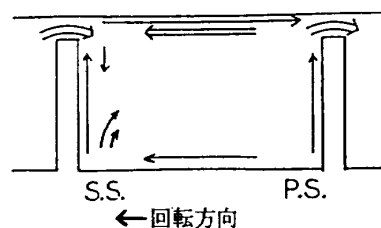


図 6: 2 次流れモデル

れるものと考えられる。このようにして発生した wake は、インペラーから流出した後、ベーンレスディフューザ部で急速に拡散して消えてしまう。

次に作動状態と wake の強さを比べてみる。図 2(a) のモデルについて流量を変化させた場合のインペラー出口断面での速度の大きさを示したのが図 7 である。(c) の場合が最も効率の良い作動状態であるが、この圧縮機モデルでは上述の Eckardt の実験モデルと異なり wake はかなり弱い。しかし流量が多い作動条件（圧縮比は減少）であるほど流速が増すために、wake は強く現れている（図 7(a)(b)）。

3.2 ベーンレスディフューザモデルの非定常段解析

上記の Wake は、ベーンレスディフューザの場合はインペラー下流で急速に拡散し消え去るが、

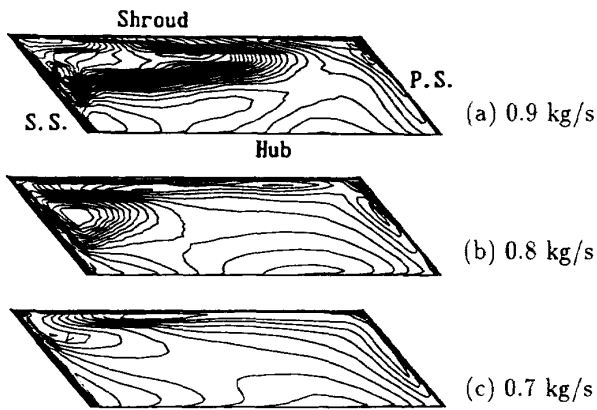


図 7: 流量による Wake の違い

ディフューザが翼付きの場合には Jet と Wake が交互に流入しディフューザ翼の入口の流れが非定常に変動する事になる。そこで、図 2(b) のモデルについて、インペラー（動翼）とディフューザ（静翼）の非定常干渉計算を行った。

図 8は Wake が顕著に現れる 75% スパンでの密度の等高線で、インペラー翼がディフューザ翼の $\frac{1}{4}$ ピッチ分回転する時間毎に示した。点線で囲んだ部分が Wake に相当し、ディフューザ翼に対しては完全に横向きになって波のように流入している様子がわかる。しかし Wake による波はディフューザ翼のスロート部に達するまでにほとんど減衰している。このように Wake の影響は、インペラー後縁からディフューザ翼前縁（この部分をベーンレス部と称する）とそこからディフューザスロート部（セミベーンレス部）までの範囲に限られる事が明らかになった。今回の計算条件ではこの領域での流速は音速に達してはいないが、より高圧縮比を目指した場合遷音速から超音速になりディフューザ翼前縁で衝撃波が発生し、Wake の影響で衝撃波が激しく振動する事が予想される。

次に静圧分布を見てみると、50% スパンでは図 9 のようになり、Wake の存在による等高線の歪みはほとんど見られない。75% スパンでも同様で、Wake の影響はほとんど動圧成分に現れていると言える。

3.3 段解析における定常的扱いと非定常的扱いの比較

動翼と静翼の組み合わせの段解析を行う場合、現象は当然ながら非定常であるが計算コストが膨大になるので、翼ピッチ間のデータを平均して受け渡す事で定常的に扱い、全体性能の評価ができれば経済的である。しかし両者の違いを予め認識しておく必要がある。

そこで本研究では両方の方法による結果を比較してみた。ここで示す非定常計算結果は、インペラー翼がディフューザ翼の 1 ピッチ分の角度だけ回転する時間を 1 周期とし、 $\frac{1}{12}$ 周期毎のデータを平均したものである。

まずインペラー出口断面での速度等高線が図 10 で、定常、非定常とも同様に Wake を捕らえている。ところがベーンレスディフューザの場合と比較すると、同じ流量では Wake は顕著ではない（図 7(c)）。即ちインペラー後方にディフューザ翼が存在する事によって Wake が発生するようになった事を定常、非定常とも示しており、ピッチ平均による定常段解析でも Wake の発生を捕らえるには十分である事を示している。

次にディフューザ部の流れの違いを比較してみる。図 11は翼回りの全圧分布を示しており、等高線が密になっている領域で全圧損失が起きている事を表している。非定常計算では、25% スパン、50% スパンで前縁から剥離が生じて損失が大きくなっている様子が見られるが、75% スパンでは Wake の存在で平均的な流入角が小さくなって前縁剥離は見られない。一方定常計算では、全断面で同じように前縁剥離が起き、しかも剥離域が下流で大きく広がっている。この状態では剥離により有効な流路面積が狭まり、ディフューザとしての役割を果たさない。また、この様子は全断面で共通で、Wake の存在する 75% スパンでもその影響は現れていない。そこでディフューザ計算境域の入口でのピッチ方向の全圧分布を比べてみると（図 12）、定常計算では当然ながらピッチ方向に均一、非定常でも時間平均でほぼ均一であるが、非定常では 75% スパンのみ Wake の存在で絶対周速度成分が大きい為に全圧値が大きくなっているのに対して、

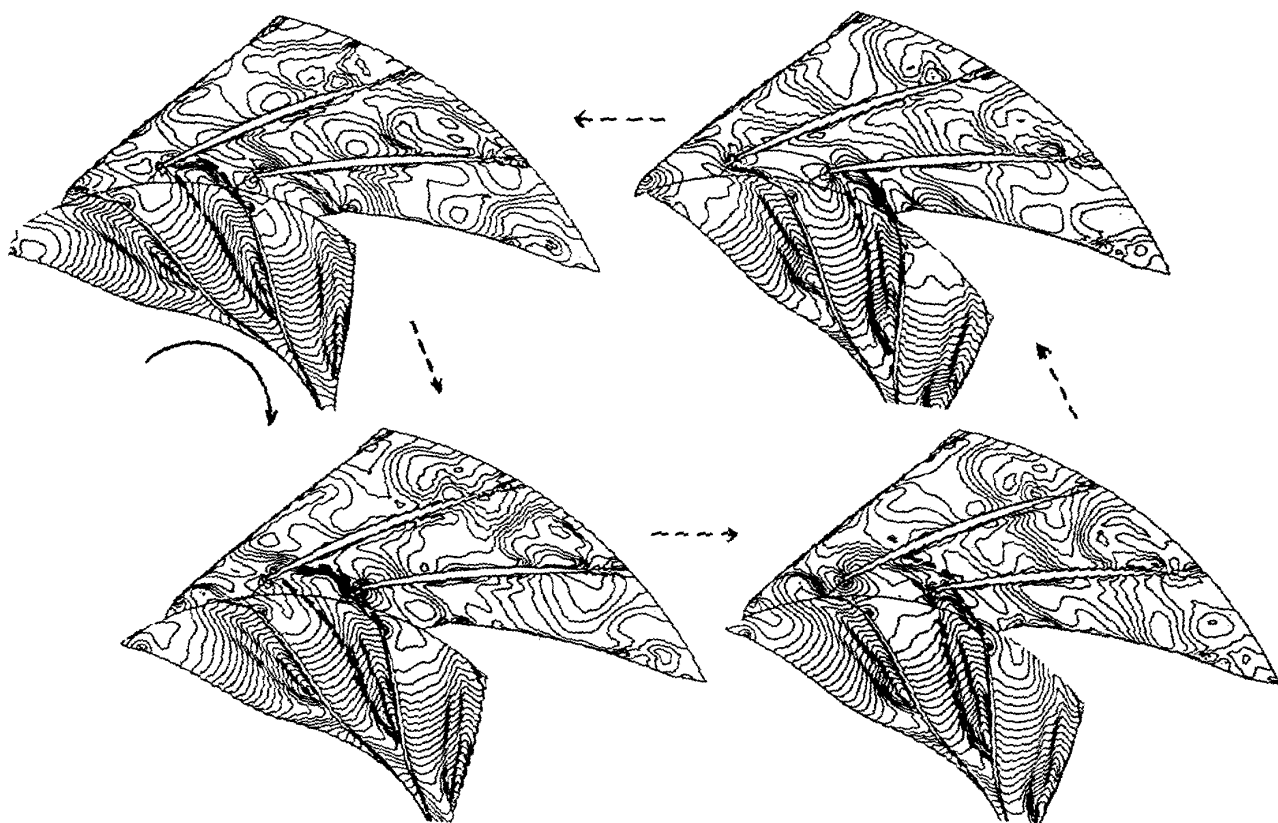


図 8: 75%スパンでの密度等高線

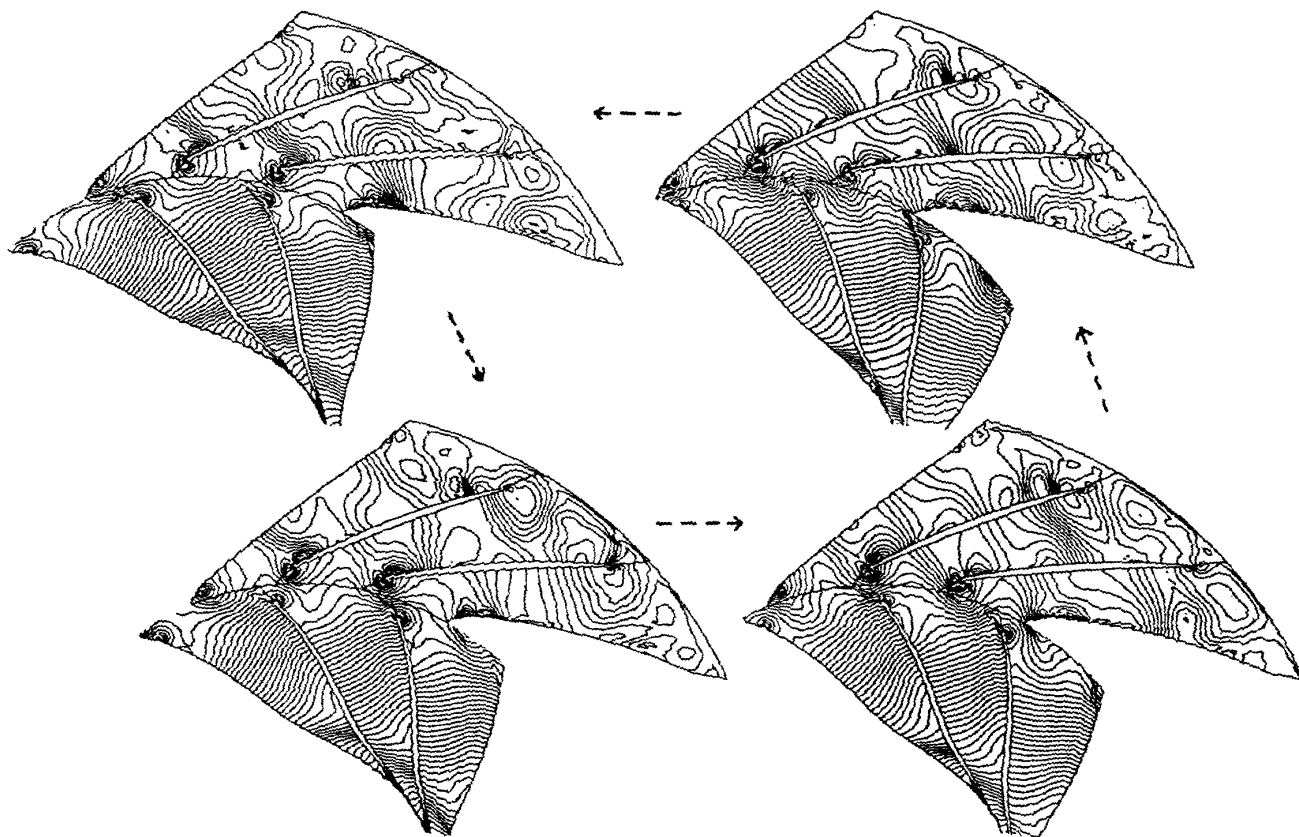


図 9: 50%スパンでの静圧等高線

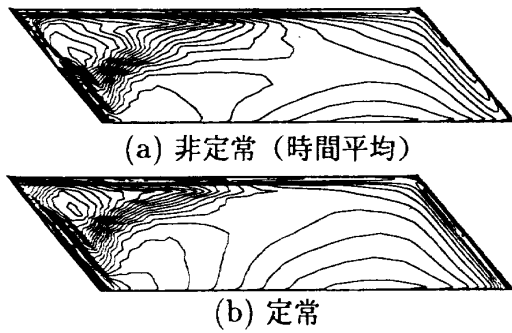


図 10: インペラー出口での速度等高線

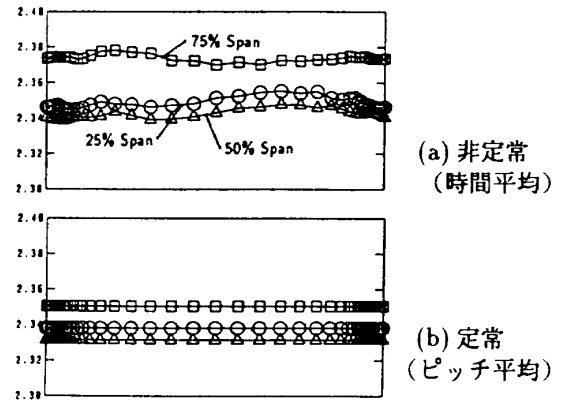


図 12: ディフューザ入口全圧分布

定常計算ではスパン位置での違いは小さく Wake の効果はかなり平均されてしまっている。

非定常計算結果はあくまでも1ピッチ回転時間の平均であるためさらに計算を続けたところ、剥離域は増減する事が明らかになり、平均的には図11の2つの結果の間にあるものと思われる。いずれにしても、今回の定常段解析で用いたピッチ平均のやり方では非定常計算と結果が異なる上に、Wake の効果が消え去ってしまう事が確認された。

4. まとめ

遠心圧縮機のインペラー出口において特徴的な Jet と Wake を数値解析によってとらえ、ディフューザ翼間への流入後の Wake の挙動を明らかにした。またインペラー・ディフューザの段解析について、非定常・定常の2つの方法を比較し、ピッチ平均による定常的扱いの問題点を指摘した。

参考文献

- 1) Chakravarthy,S.R. Osher,S. "A New Class of High Accuracy TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws". AIAA Paper 85-0363, 1985
- 2) Anderson,W.K. Thomas,J.L. Van Leer,B. "A Comparison of Finite Volume Flux Vector Splitting for the Euler Equations", AIAA Paper 85-0122, 1985
- 3) Eckardt,D. "Detailed Flow Investigations Within a High-Speed Centrifugal Compressor Impeller", Trans. ASME J.Fluids Eng. 98, 1976

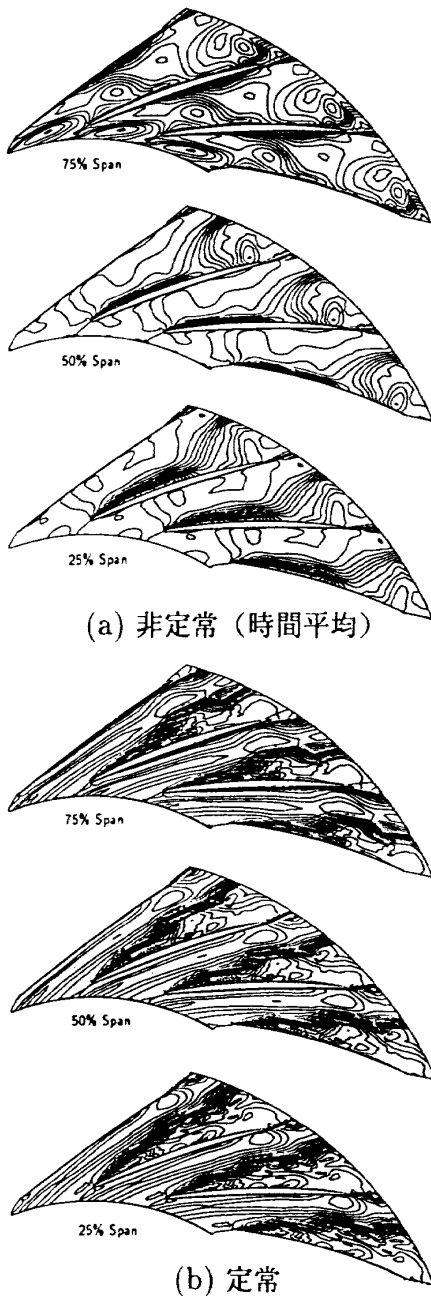


図 11: ディフューザ翼回りの全圧等高線