

圧縮機翼列設計における数値解析の応用

玉木貞一* 千葉薫*
清水淳* 小林健児*

Application of Computational Fluid Dynamics to Design of Compressor Cascade

by

Teiichi TAMAKI, Kaoru CHIBA,
Atsushi SHIMIZU, Kenji KOBAYASHI
Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd.

ABSTRACT

One of the most important problems for the gas turbine design engineers is to estimate the compressor and turbine cascade flow conditions. At the present time, an efficient cascade design tool will be obtained with the computational fluid dynamics.

In this paper, the results of numerical simulation were compared with some cascade experiments. A full potential analysis scheme with boundary layer correction was in good agreement with two-dimensional stational and rotational transonic cascade measurements.

A controlled diffusion cascade designed with the new design procedure was tested and shown to have a good performance.

1. まえがき

ガスタービンエンジンの圧縮機の翼列では、流れの複雑さから、従来二重円弧翼形やNACA65シリーズ翼形といったパラメトリックに形状を決め、経験値をもとに設計を行う方法をとっていた。しかし、最近はガスタービンエンジンの軽量化、低燃費化の達成のため、圧縮機の高負荷化、高効率化が要請され、従来の経験の域を越える設計が必要となってきた。その対策として、進歩の著しい流体の数値解析技術を用いて翼列設計を行う方法が試みられるようになり、いわゆるコントロール・ディフ

ュージョン翼形のような新しい翼形が設計されるようになってきた。¹⁾⁻⁵⁾

本論文では圧縮機の設計者の立場で遷音速翼列設計に数値解析手法を応用することを目的として、圧縮機翼列内の流れ解析を行い、実験データと比較検証を行う。次にその結果をもとに、新しい翼列設計の方法を設定し、それを用いて行った翼列設計の一例を示す。現在の圧縮機翼列の設計はまず周方向に展開した二次元面において翼形を決め、それを半径方向に積重ねることで翼を生成する方法をとっており、二次元翼列性能がもとになっている。翼列性能としては要求される流量、圧力比、効率を達成するために必要な設計点性能のほか、入射角がついた時の性能、すなわちオフ・デザイン性能も重要で

* 石川島播磨重工業(株)航空宇宙事業本部

あり、ここではそこに着目している。

本論文は以下に、○使用した数値解析手法の概要、○二次元翼列試験による検証、○回転翼列試験による検証、○新しい翼列設計法と試験の順に述べる。

2. 数値解析法

本論文で取り上げた数値解析法は翼列内流れを完全ポテンシャル流れで求め、翼付近の流れを境界層方程式により求める非粘性+境界層解析である。

完全ポテンシャル方程式による翼間流れ解析法は文部省の民間等との共同研究制度に基づいて京都工芸繊維大学と共同で開発したものであり、演算子近似分割法の一種である AF2 法を用いて解を得る方法をとっている。⁶⁾

臨界音速 a^* 、よどみ点密度 ρ_s 、代表長さ l で無次元化した速度ポテンシャルを ϕ 、密度を ρ 、通路幅を h とすると、直交座標系 (x, y) における準三次元ポテンシャル方程式は保存系で

$$(\rho h \phi_x)_x + (\rho h \phi_y)_y = 0$$

の形で表わされ、また密度は

$$\rho = \left[1 + \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} (\phi_x^2 + \phi_y^2) \right]^{\frac{1}{\kappa-1}}$$

で表わされる。

境界条件の設定を容易にするため、主流方向とそれと直交する方向とからなる計算面座標系に変換するが、その方法は Thompson ら⁷⁾に習い、だ円形偏微分方程式を解く方法を採用する。

二次精度の離散化を行ったのち、超音速領域での解析のため、密度を人工粘性を付加した形に修正する⁸⁾。反復法としては演算子近似分割法の一種である AF2 法を用いる。

境界条件としては以下に示す 4 種類の条件を用いる。

- (1) 流入境界において速度ポテンシャルを初期の値に固定する。
 - (2) 翼面境界では翼面の法線方向速度を 0 とする。
 - (3) 周期境界では流入、流出条件を満足するようにポテンシャルジャンプを持たせる。
 - (4) 流出境界ではマッハ数を初期の値に固定する。
- 翼面上に発達する境界層計算は層流境界層が発達し、遷移して乱流境界層となるそれぞれの段階を以

下に示す方法により求める。

- (1) 層流境界層は Cohen-Reshotko による運動量方程式を用いる⁹⁾。
- (2) 遷移は境界層の不安定点を運動量厚さに基づくレイノルズ数と圧力勾配を表わすパラメータとの関係から求め、実験式により遷移点を推定する、 Shlichting-Ulrich-Granville の方法を用いる¹⁰⁾。
- (3) 乱流境界層は運動量方程式と流れに垂直な方向の距離を乗じた運動量モーメント方程式とを連立させて解く Sasman-Cresci の方法を使用する¹¹⁾。

実験値との比較を行うための翼列損失係数 $\tilde{\omega}$ は次の式によって求める。

$$\tilde{\omega} = 2 \frac{\theta_s + \theta_p}{S \cos \beta_0} \left(\frac{\cos \beta_i}{\cos \beta_0} \right)^2$$

ここで、 β_i は流入角、 β_0 は流出角、 θ_s, θ_p はそれぞれ翼列出口における負圧面、圧力面の運動量厚さであり、 S はソリディティを示す。

次章以降の計算では完全ポテンシャル計算は基本的に軸方向、周方向 40×15 のメッシュをとり、反復回数は 1500 回程度行い、境界層計算との反復は 4 ~ 6 回程度行った。

3. 二次元翼列による検証

圧縮機用遷音速翼列の検討に入る前に亜音速翼列での検討例を示す。実験として航技研で行った二重円弧翼の二次元翼列試験を取り上げ¹²⁾、粘性解析による結果とを比較する。粘性解析法はいわゆる SIMPLE 法とよばれる手法を使い、乱流モデルとして $k-\epsilon$ モデルを用いた。計算式中の各種実験係数は圧縮機翼列流れ解析で良く用いられる値を用いた。¹³⁾ 翼列入射角の変化に対する損失係数、転向角について実験と解析との比較を図 1 に示す。損失係数の絶対値は充分合っているとは言えないが、入射角の増加による損失の増加の状況はかなりシミュレートできている。又転向角が入射角の増加と共に変化する様子がとらえられている。亜音速翼列の場合はこのように SIMPLE 法による解析でかなり実験値と一致した結果が得られるが、翼列内で超音速になり、さらに衝撃波が発生するような遷音速翼列では

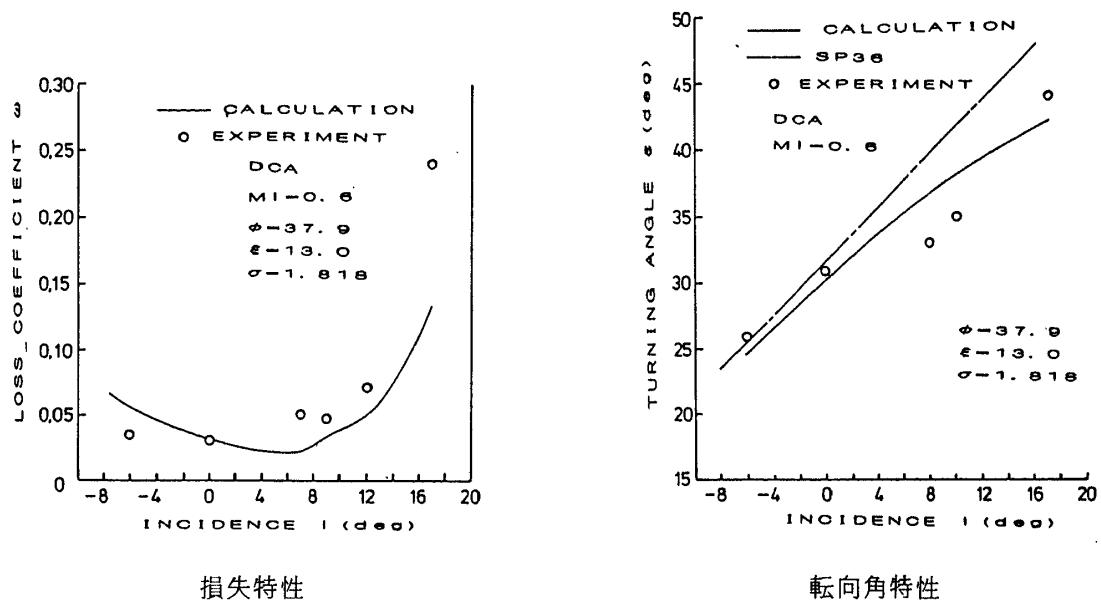


図1 亜音速翼列特性

この解析法は有効ではない。このような流れの解析に適した方法と考えられる完全ポテンシャル流+境界層計算による方法を検討する。

対象とする翼列は DFVLR で行った超臨界翼形 SKG 2.7 の二次元翼列試験である。¹⁴⁾ 図 2 に入口流れ角の変化に対する損失係数の変化を示す。最小損失係数の値、流れ角増加に対する損失の増加の状況共実験値と良い一致を示している。ただ入射角が負の場合の損失増加は表わしきれていない。図 3, 図 4 に流入角がそれぞれ 36° , 41° の場合の翼面上のマッハ数分布と境界層のはく離パラメータ SEP の分布を示す。

$$SEP = -\frac{\theta}{V} \frac{dV}{dx}$$

損失が少ない流入角 36° の場合は翼負圧面のマッハ数が先端部から徐々に増加し、その後減速する超臨界翼列特有の分布をしており、その結果はく離パラメータは翼全長にわたり低い値を示し、損失が少ないと表わしている。一方、流入角が 41° と入射角がかなりついた場合は翼先端部でマッハ数の急増、急減が現われ、その後減少を続けている。その結果、はく離パラメータは翼中央付近で急増している。翼負圧面の境界層の挙動を図 5 に示す。入射角が小さい場合には翼面の中央部付近まで発達した層流境界層が遷移し、乱流境界層となり、翼後端まで

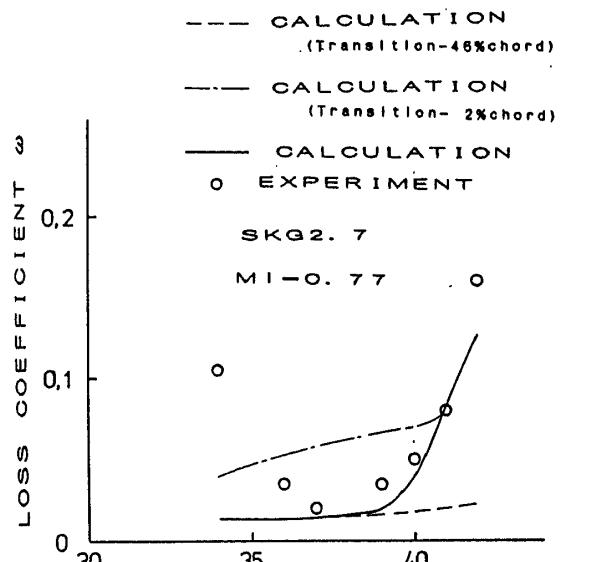


図2 損失係数(遷音速翼列)

はく離せずに流れる。入射角が大きくなると、翼先端でのマッハ数の急増、急減により、層流はく離が起き、それが再付着した後乱流境界層として発達、翼中央部にてはく離を起こす。図 2 中に層流境界層から乱流境界層への遷移位置を入射角の小さい場合の翼先端部 (46 %弦長位置) と入射角の大きい場合の翼先端部 (2 %弦長位置) とに固定して計算した損失の値を示す。それぞれ入射角の大きい場合、小さい場合に実験値と大きくはずれることが認めら

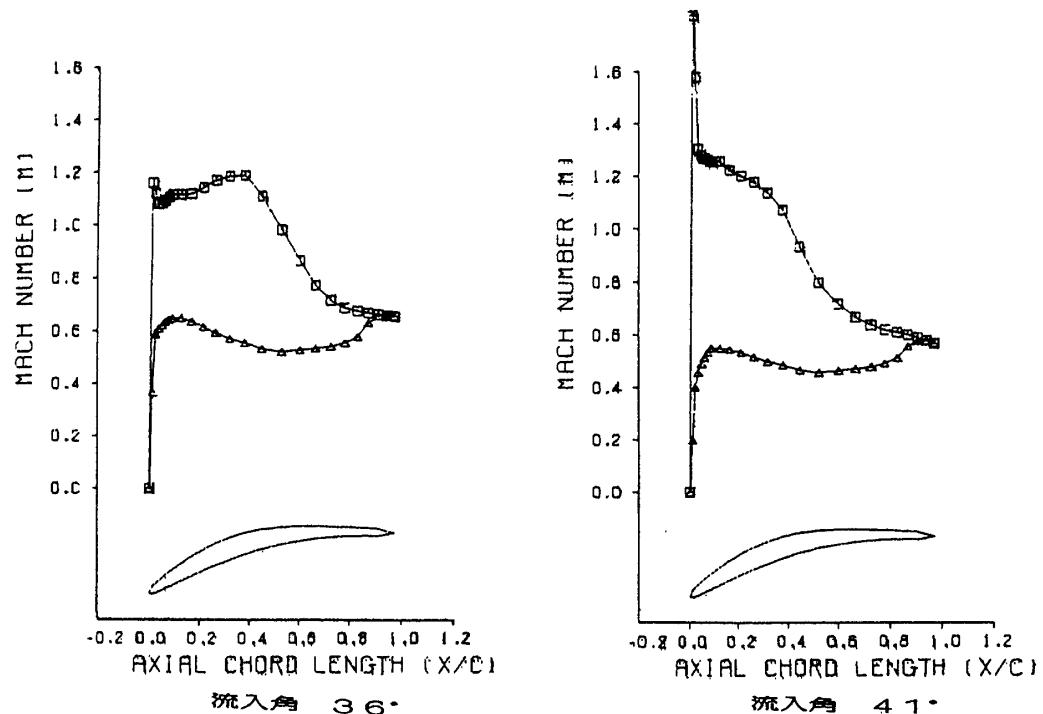


図3 マッハ数分布

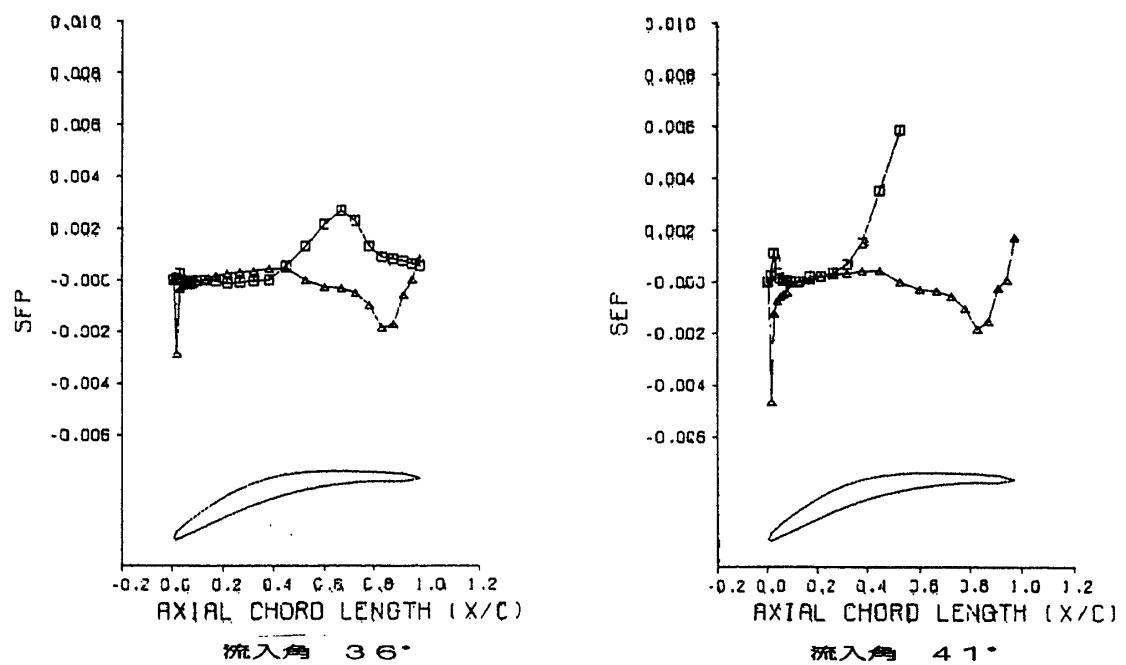


図4 はく離パラメータ

れる。入射角の変化によって遷移位置が大きく変化する現象は文献 15)などによっても確認されているが、翼列損失を広い範囲の入射角に対して求めるためには境界層の挙動、特に遷移位置の推定を正しく行うことが必要である。図 2 中で入射角が負の場合に実験値と合わない原因も同様に翼圧力面での層流

はく離、再付着現象を充分推定できないためであると考えられる。

4. 回転翼列による検証

圧縮機翼列設計に本解法を適用するために、次の段階として回転翼列による検証を行った。対象とし

た翼列は二重円弧翼を使った単段回転翼列であり、壁面の影響の少ない流路中央(50%スパン位置)を採用した。翼列データは次の通りである。

そり角: 20.0°, 取付角: 51.3°

ソリディティ: 1.31, 流入マッハ数: 0.78

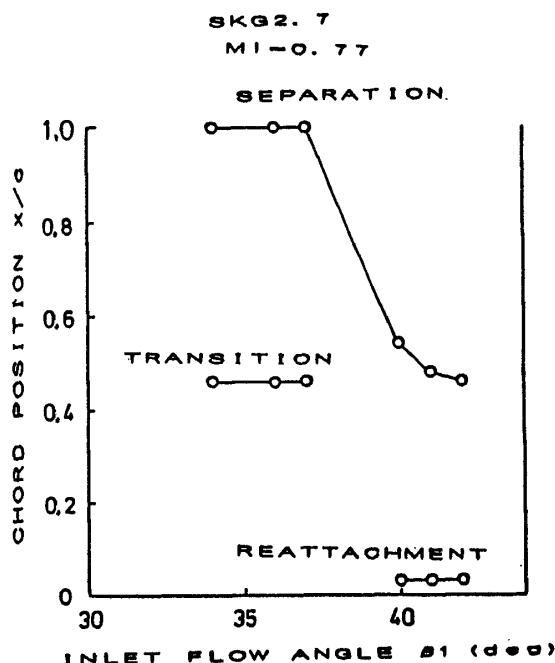


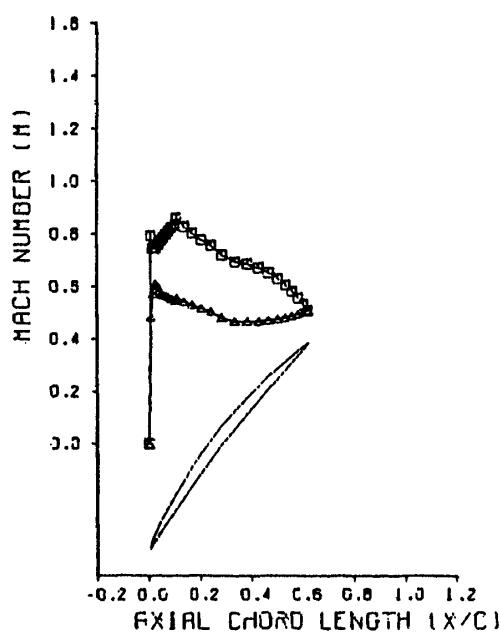
図5 境界層の挙動

図6に設計点における翼面マッハ数とはく離パラメータを示す。翼後端部ではく離パラメータの急増が見られ、限界に近い負荷分布をしている。図7に入射角に対する翼列損失係数の値を示す。入射角が小さい場合には実験値と解析値は非常に良い一致を示している。入射角が大きい場合、負荷が高くなるため損失がかなり大きくなる実験値が得られているが、解析でも同様に損失が増加する結果が得られ、解析方法の妥当性が検証された。

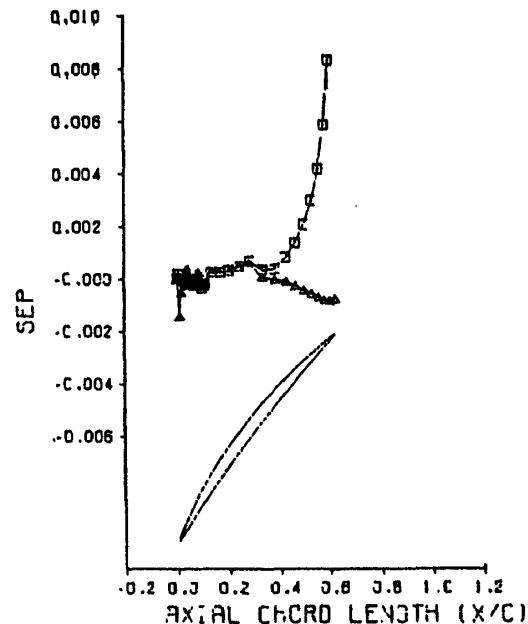
5. 翼列設計法

二次元翼列実験、回転翼列実験との比較、検証の結果、遷音速翼列内流れ推定に完全ボテンシャル解析+境界層計算を行う妥当性が明らかになった。図8にこの解析法を取り込んだ新しい圧縮機翼列設計のフローを示す。翼形状決定までの手順は次の通りである。

フローパターン計算の結果得られた翼前後の空力データより、従来の方法に従って翼形状を仮定する。次に翼列内流れ計算を行い、流れの状況を推定する。得られたマッハ数、はく離パラメータ等を評価基準と比較し、満足が得られるまで翼形状を修正する。なお、流れ計算の段階で境界層の厚みの影響を考慮



翼面上マッハ数分布



境界層セバレーションパラメータ

図6 マッハ数とはく離パラメータ(DCA)

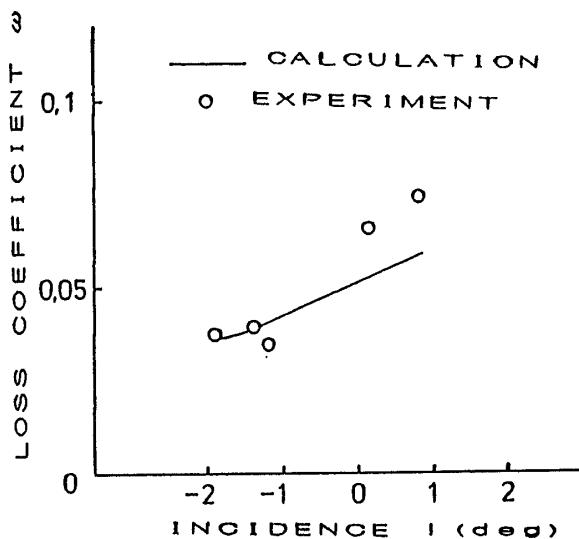


図 7 損失係数 (DCA)

した反復計算を実施する。

以上の方針を適用して決定した翼形状を有する回転翼列実験を実施した。空力データ等は前章の回転翼列実験の場合と同じである。

図 9 に翼列損失係数の実験値と解析値とを示す。二重円弧翼に比較して、入射角が大きい場合でも損失が低い値でとどまっている実験値が得られている。解析値は若干低い値を示しているものの同様の傾向であり、新しい設計方法が妥当であることを示している。

6. まとめ

圧縮機用遷音速翼列を対象として開発した翼列内流れ解析方法を実験データと比較、検討した結果、

- (1) 完全ボテンシャル流れ解析+境界層計算の方法が遷音速翼列内流れの推定に有効である。
- (2) 翼列内流れを定量的に把握するためには翼面付近の流れ(境界層)を的確に表わすモデルが必要である。

などの知見を得ることができた。

また、上記解析法を使った新しい翼列の設計法を示すと共に、その方法が妥当であることを実験との比較により明らかにすることができた。

参考文献

- 1) Sanger, N.L., ASME 82-GT-149.
- 2) Hobbs, D.E., Weingold, H.D., ASME 83-

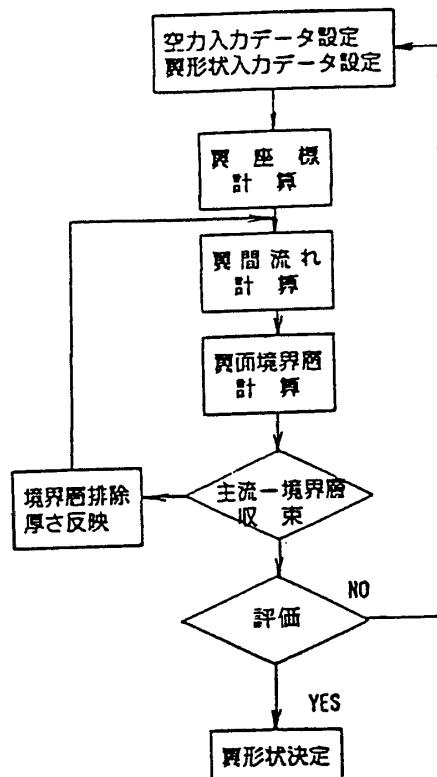


図 8 翼列設計フローチャート

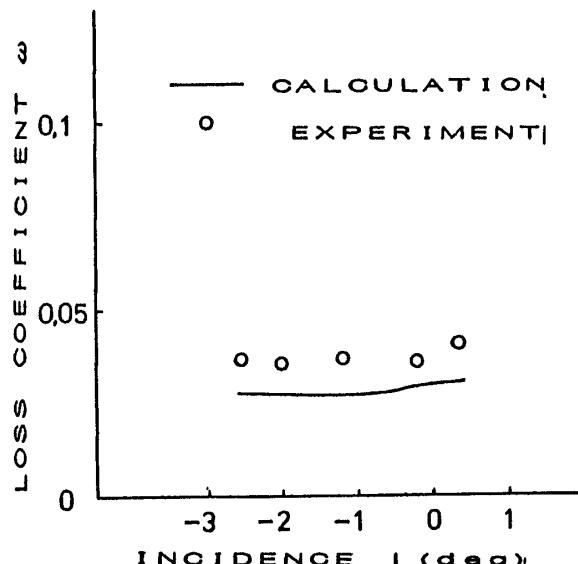


図 9 損失係数 (新翼列)

- GT-211.
- 3) Boldman, D.R., Buggele, A.E., Shaw, L.H., AIAA-83-0003.
 - 4) Schmidt, J.F., Gelder, T.F., Donovan, L.F., AIAA-84-1207.
 - 5) Rechter, H., Steinert, W., Lehmann, K., ASME 84-GT-246.

- 6) 里深, 西田, 玉木, 清水: 日機論 B 52-475, 1985.
- 7) Thompson, J.F., Thames, F.C., Mastin, C.W., J. Comp. Phys., 15, 1974.
- 8) Holst, T.L., NASA TM-78570, 1978.
- 9) Cohen, C.B., Reshotko, E., NACA-TR-1294, 1956.
- 10) Schlichting, H. Boundary Layer Theory, McGraw-Hill, 1968.
- 11) Sasman, P.K., Cresci, R.J., AIAA J., Vol. 4. No. 1, 1966.
- 12) 近藤, 薩田, 山崎, 古川: NAL TR-152, 1968.
- 13) Pouagare, M., Delaney, R.A., ASME 86-GT-84, 1986.
- 14) Rechter, H., Shimming, P., Starken, H., ASME 79-GT-11, 1979.
- 15) Sanger, N.L., Shreeve, R.P., ASME 86-GT-35, 1986.

