

松永 康二\*      竹内 久雄\*      田中 厚成\*  
 山脇るり子\*      浜崎 浩志\*      菊地 一雄\*\*  
                          野崎 理\*\*

Application of Flow Field Simulation  
 to Turbine Vane Design

by

Koji MATSUNAGA, Hisao TAKEUCHI, Atsusige TANAKA  
 Ruriko YAMAWAKI and Hiroshi HAMAZAKI  
 Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd.  
 Kazuo KIKUCHI and Osamu NOZAKI  
 National Aerospace Laboratory

ABSTRACT

This paper presents an application of the 3-D Navier-Stokes computations in designing a turbine vane cascade. The accurate prediction of the cascade flow characteristics such as total pressure loss and outlet flow angle is important for aerodynamic engineers to evaluate the performance of airfoil contour shapes. Here curvilinear leaned and swept stator vanes, adopted to suppress the secondary flow and reduce the losses, are studied in detail. The advanced design based on the 3-D Navier-Stokes computations succeeded to reduce the losses greatly showing the capability of the code as a design tool.

1. はじめに

航空エンジンの推重比の増大，省エネルギー化にともない，タービン入口温度の上昇とエンジン構成要素の軽量化，高効率化が要求されている。その実現のためには，タービン翼列においては圧力損失の少ない低アスペクト比翼の開発が重要となる。このとき，翼列内の流れにおいては二次流れが大きくなりがちとなる。より高性能なタービン翼列を設計するためには，圧力損失に大きな影響を与える二次流れを抑制，制御する技術の開発が不可欠となる。

従来からこの目的のために翼断面積重軸を大きく湾曲させタービン静翼(Bowed-stacking 翼)について，数値シミュレーションおよび実験による検討を行ってきた。Lean角をつけた場合である。さらに今回は，翼断面積重軸を流れ方向に湾曲させた場合，すなわちsweep角の効果について検討をくわえた。また，lean角とsweep角を組み合わせた場合の複合効果についても検討している。

ところで，複雑な形状をもつ三次元設計翼列においては，翼間流れの三次元効果や粘性影響を推定する際に，流れの数値シミュレーションが大きな威力を発揮する。本研究においては，タービン静翼の空力性能特性に及ぼす翼断面積重軸の湾曲の影響，二次流れに対する抑制効果を翼列まわり

\*石川島播磨重工業㈱

\*\*航空宇宙技術研究所

の流れの数値シミュレーションおよび環状翼列試験により検討した結果について報告する。

## 2. 翼列流れの数値シミュレーション

数値計算には薄層近似した三次元圧縮性Navier-Stokes方程式を基礎式とし、差分スキームとしてLU-ADI法<sup>1)</sup>による三次元翼列まわりの流れ解析コードCAS3Dを用いた。コードの詳細および適用例については既に報告されている<sup>2), 3)</sup>。

ところで、航空エンジンを構成する各要素部の翼列設計においては、圧力損失分布や流出角分布などの空力性能を精度よく推定することが重要である。現状では、二次元および三次元Euler解析コードと翼列実験との繰返しにより性能を評価し、最終的な翼形状が決定されている。この過程におけるCAS3Dの有効性は、Bowed-stacking翼設計への応用として報告した<sup>4)</sup>。すなわち、翼形状決定に際してのパラメータ・スタディによる空力性能評価に、三次元N-S解析が大きな威力を発揮することを実証した。

さらに、三次元N-S解析コードを翼列の空力設計ツールとして発展させていくためには、コードの信頼性を数多くの実験結果と比較、検証していくことが重要となる。また、その過程において設計の立場からの利用技術を開発、評価していくことが必要となる。ここでは前報にひきつづいて行ってきた、タービン静翼に関する翼列流れの数値シミュレーションおよび環状翼列試験結果の比較を示す。

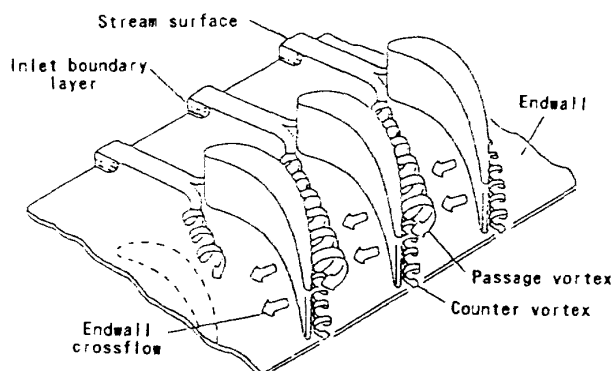


図1 タービン翼間二次流れモデル

検討対象としたのは三次元設計された、入口マッハ数0.32、出口マッハ数0.83のタービン静翼である。ただし、数値計算における入口、出口条件には実験的に計測された分布をもった値を使用した。また、計算に使用した格子点数は翼まわり151点、翼間方向29点、翼高さ方向(半径方向)50点であり、翼面上では層流を仮定している。

## 3. 三次元設計翼列

### 3.1 三次元設計の概念

タービン翼列内では、側壁面上における境界層が翼間圧力勾配のために負圧面側に移動する、いわゆる二次流れが発生する。また、翼前縁で生じた馬蹄形渦は側壁境界層を巻き込んで、負圧面側で縦渦を形成する。これも二次流れに影響を与えると考えられる。図1にタービン翼列内の二次流れのモデルを示す。二次流れや渦は、翼列内において主流方向と垂直な面内における運動成分であり、圧力損失や流出角などの翼列の空力性能に大きな影響をおよぼす。これらの現象は、本質的に流体の粘性および形状の三次元性に起因している。三次元設計翼列においては、形状を三次元的に変化させる。流れの三次元効果を積極的に利用して、翼列の空力性能の向上を意図している。

ところで、翼断面積重軸をエンジン回転中心を通る直線と一致させた直線翼列(Base-line翼)に一定の傾きを与えた場合、側壁付近の空力性能が向上することが知られている。しかし、この場合には反対側の側壁における性能劣化が大きい。そこで、翼断面積重軸を弓形に湾曲させたlean角やsweep角を付加することを考える。図2にlean角およびsweep角の定義を示す。その結果、innerおよびouter両側壁付近における圧力損失の低下を期待している。

### 3.2 Bowed-stacking翼

Bowed-stacking翼では翼断面積重軸にlean角を与える。すなわち、bowed量を適当に選定することにより、翼間流れを制御する。この翼が二次流れの抑制に効果的である理由は次の通りである。

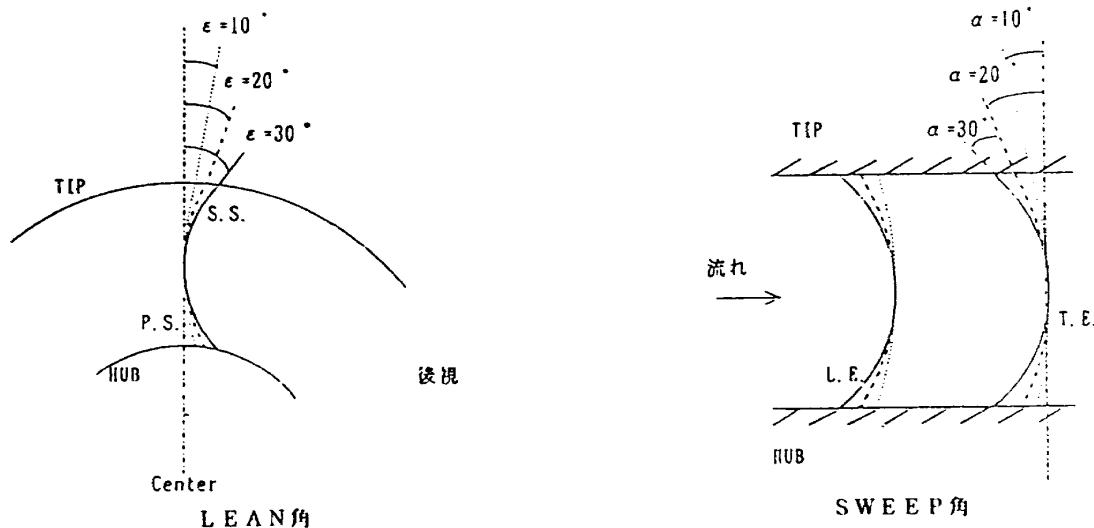


図2 Lean角およびSweep角の定義

- (1)翼負圧面側において、body forceが作用することにより流れは両側の側壁方向に押し付けられる。その結果、翼負圧面に移動した縦渦および側壁の二次流れの半径方向への巻上がりが抑えられる。
- (2)翼面上の半径方向の静圧分布が均一化することにより、圧力勾配に起因した二次流れが減少する。

### 3.3 Sweep-back翼

- Sweep-back翼は側壁側が前方に突き出るような弓なりの形状をしている。この効果を以下に記す。
- (1)負圧面の翼後半部では側壁面近くの流線が側壁側へ向くこと。
- (2)側壁面での負荷分布がrear-loadとなるため、側壁面境界層の正圧面から負圧面への移動量が減少する。その結果、翼負圧面境界層の発達が遅れ、縦渦と翼面境界層の干渉が小さくなる。

### 3.4 Bowed-sweep翼

Bowed-sweep翼はsweep角とlean角の組合せを調整することで、翼負圧面での半径方向の圧力分布を最適となるよう設計されている。すなわち、Bowed-stacking翼とSweep-back翼の両方の利点を生かし、より一層の性能向上をめざした。

## 4. 計算および実験結果

図3から6に各翼列に対する数値計算結果を示す。各図とも、上段が計算格子であり、4方向か

らの表示を比較することにより各翼列の形状的な特徴を理解することができる。また、中段は数値計算を可視化処理したオイルフローパターンである。下段には、翼高さ方向の圧力損失分布および流出角分布を示す。比較のために環状翼列試験結果も同時に示している。翼列の空力性能の数値計算結果は実験結果の定性的な傾向はよく捉えているが、定量的な一致度には不満が残る結果となっている。

計測結果から算定した各三次元設計翼の圧損レベルは、Base-line翼を基準とした場合Bowed-stacking翼で25%、Sweep-back翼10%、Bowed-sweep翼27%の改善となった。数値計算結果も傾向的にはほぼ一致しているが、必ずしも正確にその優劣を判定することは難しい。

ところで、数値計算においては出口静圧を固定する。前述のごとくその値には計測値を使用しているが、計算結果はこの出口静圧値の変化に非常に敏感である。また、圧力損失の計算値はその算定位置により大きく変化する。三次元設計翼列の場合にはradial mixingが大きくなり、全圧を使用して算出する圧力損失はその影響を強く受けていると推察される。空力設計のツールとしての三次元N-S解析コードの推定精度を向上させ、信頼性を高めていくためには、さらに後流および背圧条件の取扱法を検討することが重要と考えられる。

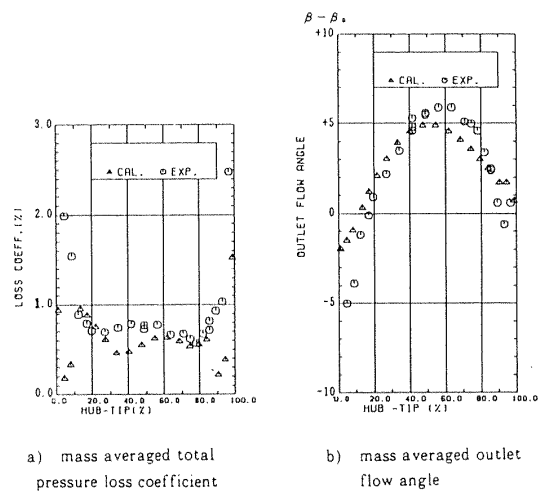
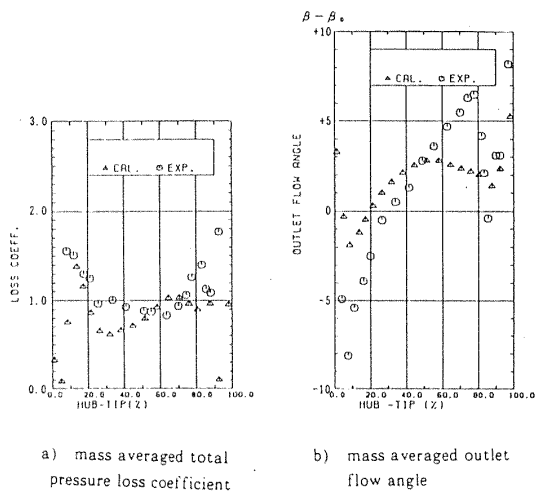
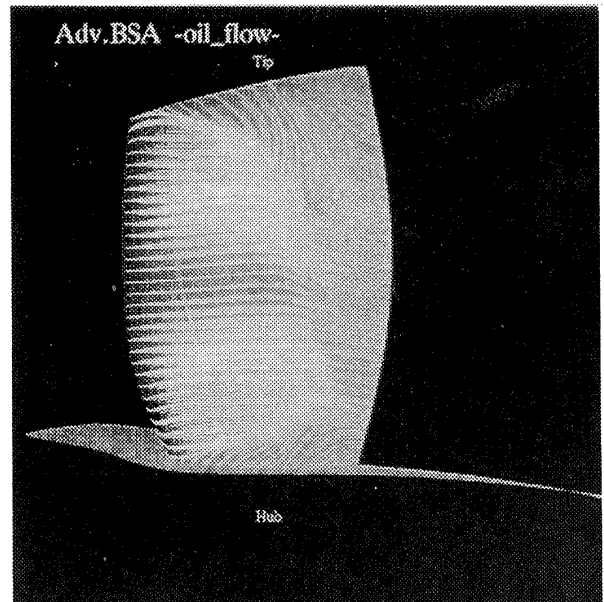
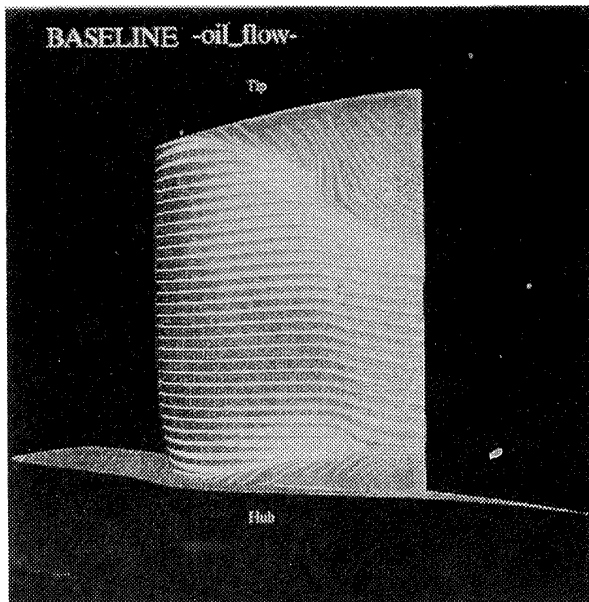
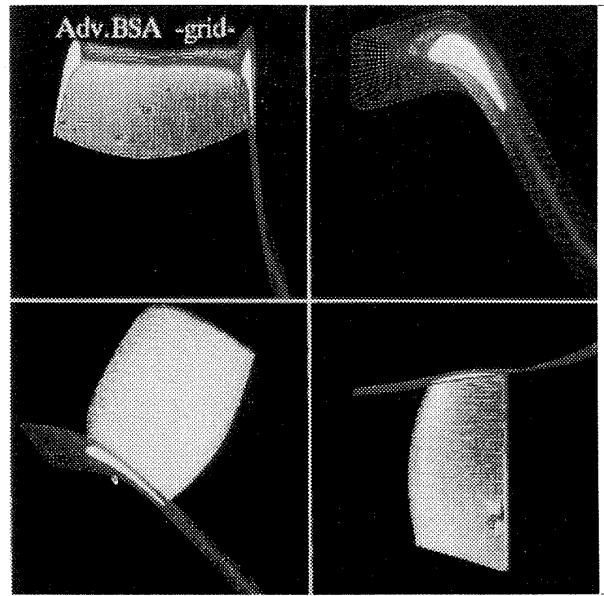
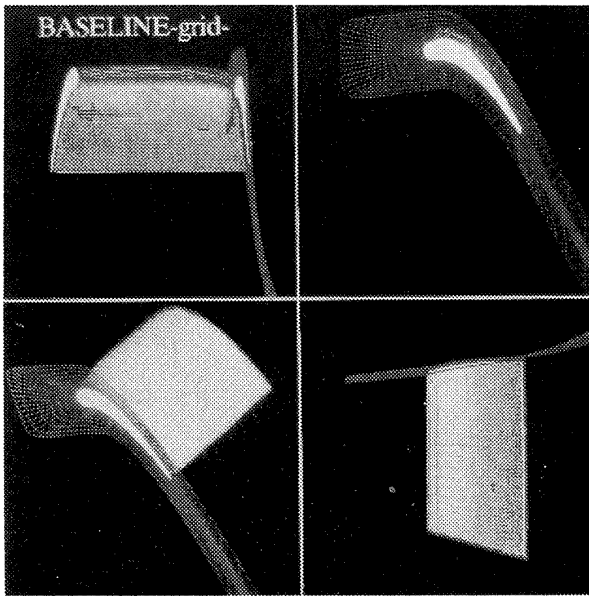
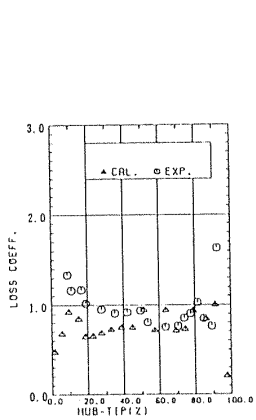
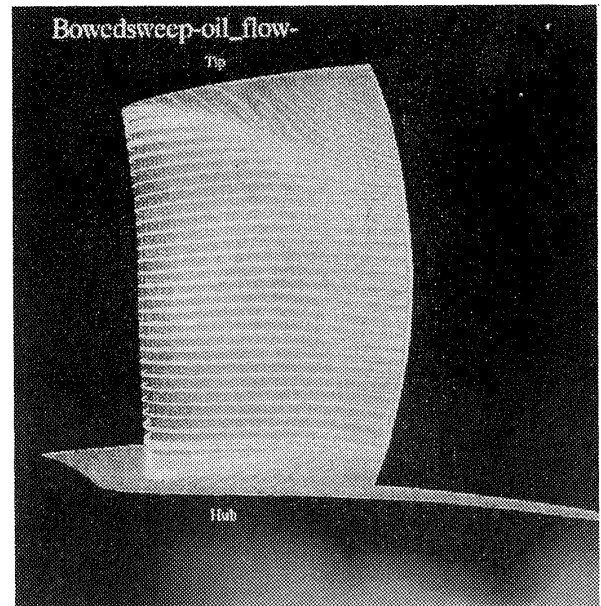
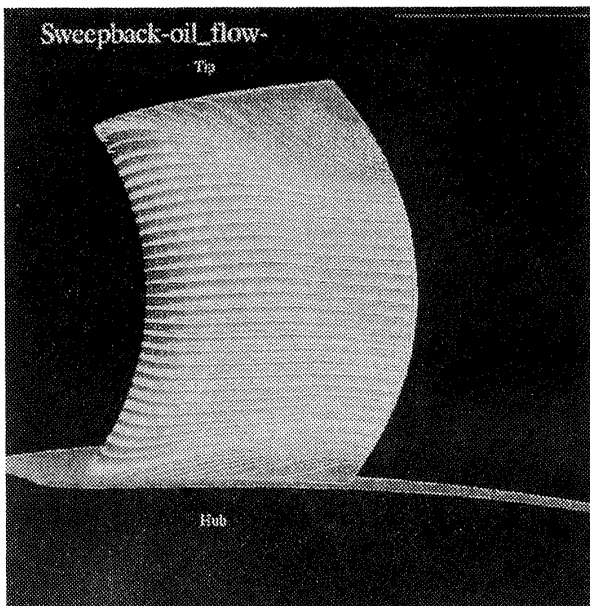
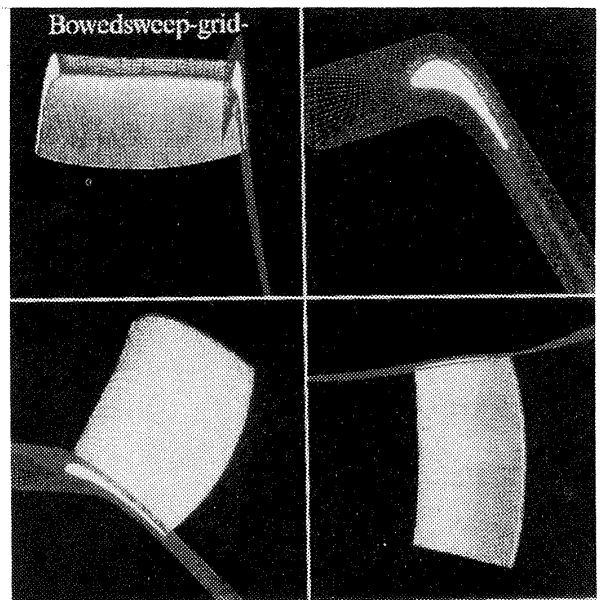
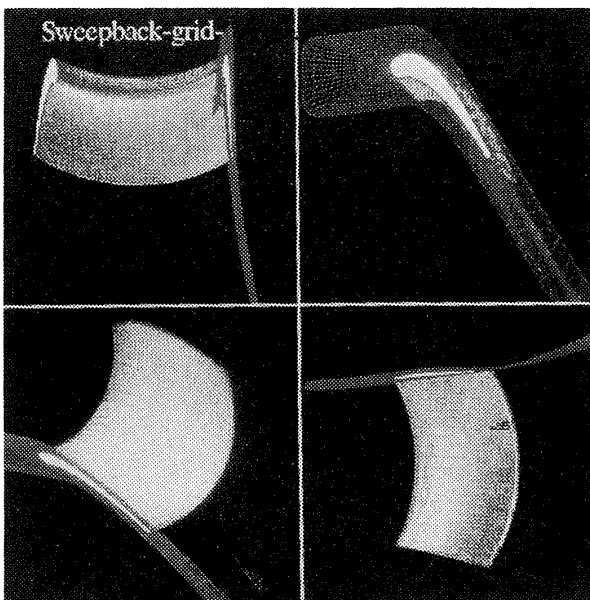
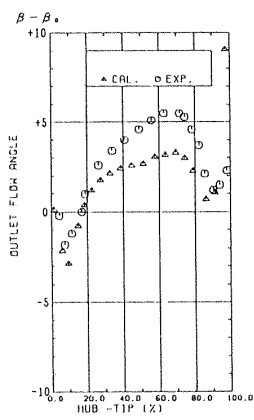


図3 Base-line 翼計算結果

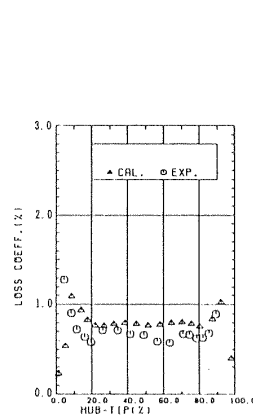
図4 Bowed-stacking翼計算結果



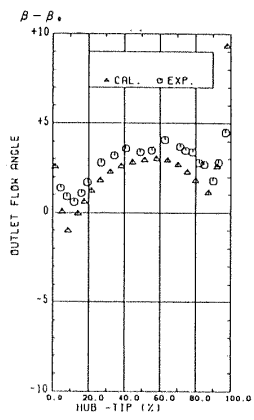
a) mass averaged total pressure loss coefficient



b) mass averaged outlet flow angle



a) mass averaged total pressure loss coefficient



b) mass averaged outlet flow angle

図5 Sweep-back翼計算結果

図6 Bowed-sweep翼計算結果

## 5. まとめ

三次元圧縮性N-S計算により、タービン静翼の空力性能特性を評価することを試みた。使用したのは航空宇宙技術研究所で開発された翼列流れ解析コードCAS3Dである。

N-S解析を翼列設計に適用するためには、コードの信頼性検証、また実用的な立場からの精度評価および利用技術の確立が必要である。ここでは、基準となる直線翼（Base-line翼）、翼断面積重軸を円周方向に湾曲させたBowed-stacking翼、流れ方向に弓形に突き出したSweep-back翼、さらにこれを複合したBowed-sweep翼についての数値計算および環状翼列試験結果との比較を実施した。

その結果、数値計算による空力性能予測が設計で実用的に利用可能であること。また圧力損失の推定精度を向上させるためには、後流および背圧条件に関してさらに検討する必要があることが確認された。

## 参考文献

- 1) Fujii, K. and Obayashi, S., "Navier-Stokes Simulations of Transonic Flows over a Practical Wing Configuration", AIAA J., Vol. 25, No. 3, 1987, pp. 369-370.
- 2) Nozaki, O., Nakahashi, K., and Tamura, A., "Numerical Analysis of Three Dimensional Cascade Flow Solving Navier-Stokes Equations", AIAA paper 87-1315, 1987
- 3) 菊地一雄, 野崎理, 福田正大, 田村敦宏, 養田光弘, 竹内久雄, 松永康二, 田中厚成, 園田豊隆, "Bowed Stacking Turbine Bladeの圧縮性N-S解析", 航空宇宙技術研究所特別資料, SP-10, 1989.11
- 4) 菊地一雄, 野崎理, 田村敦宏, 松永康二, 竹内久雄, 真家孝, 山脇るり子, "3次元N-S解析コードのタービン翼列設計への応用" 航空宇宙技術研究所特別資料, SP-14, 1990.11