

タービン単段流れの数値シミュレーション

松永康二*1, 竹内久雄*1, 平井健二*1
松尾裕一*2, 菊地一雄*2, 野崎 理*2

Unsteady Single Stage Analysis for a High Pressure Turbine

by

K. Matsunaga, H. Takeuchi, K. Hirai
Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd.
Y. Matsuo, K. Kikuchi, O. Nozaki
National Aerospace Laboratory

ABSTRACT

The flows through a single stage high pressure turbine cascade configuration, consisting of a stator vane cascade and a rotor blade cascade, were numerically simulated. An 3-D Navier-Stokes code, using unsteady algorithm, block structure grid system and sliding grid technique, was developed and verified here to estimate the unsteady aerodynamic characteristics of the single stage cascade configuration. The simplified flowfield through one stator vane passage and moving two rotor blade passages were calculated simultaneously here to evaluate the aerodynamic performances of the stage. The numerical results showed a fairly good agreement with experimental data, such as pressure loss coefficients and stage total efficiencies, demonstrating the effectiveness of the numerical code as an aerodynamic design tool.

1. はじめに

航空エンジンを構成する各翼列要素内の流れを数値シミュレーションし、翼列の空力性能評価技術を確立することはより高性能な航空エンジン開発のための不可欠な技術として位置付けられている。従来からの数値シミュレーションによる翼列の3次元流れ解析は、1翼間を対象として定常流れ解析により翼列の定常な空力性能を評価し、翼列設計に反映させることを目的としてきた。これは静翼、動翼ともに同様であり、現在では定量的にも設計翼列の性能を評価可能なレベルにまで到達し、設計実務にも利用されている¹⁾²⁾。

ところで、航空エンジンを構成する各翼列内の流れは動静翼干渉、インレットディストーションなど本質的に非定常な現象を含んでいる。近年の流れの数値シ

ミュレーション技術およびコンピュータハード性能の急速な向上は、従来から研究を主な目的として実施されてきた複数翼の非定常流れ解析を設計における実用技術としての利用を可能としつつある。翼列の段性能、非定常な空力性能を評価し翼列設計へフィードバックすることは、今後より高度な翼列設計を実現するための重要なツールとなると期待される。

航空エンジンを構成する要素としてのタービンやコンプレッサー翼列は、静翼と動翼の組合せを1単位とする単段翼列を複数段並べることにより成り立っている。すなわち、静翼は前段の動翼による非定常な流入流れを常に受ける。また、動翼はそれ自身が回転することにより静翼と時刻毎に異なる相対位置に移動し、常に異なる流れを受けることになる。当然その影響は同一段を構成する静翼の trailing edge 近傍の流れにもフィードバックされ、静翼まわりの流れ場をも周期的に変動させることになる。

*1 石川島播磨重工業株式会社

*2 航空宇宙技術研究所

現実の航空エンジンの各翼列に作用している流れは、理想的な一様な平行流ではなく、時間的に変動する非定常な流れとなっている。その結果として、各翼列には非定常な外力が作用し、翼振動の原因となる。また、翼列の空力性能も非定常な変動を受けていると予想される。各段における非定常性がさらに後方に位置する翼列に蓄積されて影響する場合、そこにおける流れ場は空力設計において想定した流れとは大きく異なっている恐れがある。

本研究においては、翼列内非定常流れ解析コードの実用化を大きな目標としている。その第一段階として、単段翼列流れの数値シミュレーション技術の開発を実施してきた。ここでは、単段翼列における非定常な翼荷重および非定常空力性能の推定を目的としてまず実施した、高圧タービン単段流れ解析結果について報告する。

2. 数値計算

2.1 数値計算法

数値計算には翼列内非定常流れ解析コード^{3),4)}を利用した。その特徴は次の通り。

- ・ ADI 法
- ・ TVD 法 (Chakravarthy and Osher)⁵⁾
- ・ Baldwin-Lomax 乱流モデル⁶⁾
- ・ Newton Iteration
- ・ Sliding Zonal Grid System

時間方向には Newton 法による繰り返し計算を実施している。この時の計算格子の移動による変化は、境界における 1 mesh を相互に重複させ、線形補間により各計算格子間で情報の伝達を行っている。

2.2 計算対象と計算格子

計算の対象とした高圧タービン単段翼列の主要諸元を表1に示す。入口側は静翼で翼枚数28、出口側は動翼で翼枚数57で構成される。ここでは簡単のため翼枚数比を1:2に単純化し、静翼1翼と動翼2翼間でモデル化している。計算格子は静翼119×101×21、動翼119×51×21のH型格子を使用した。計算格子の概観を図1に、流路方向の格子断面を図2に示す。

また、動翼翼端間隙 (tip clearance) を無視した場合と、これを考慮してここにスパン方向4格子を配した2ケースについて計算を実施した。ただし、簡単のため tip clearance 内の流れは解かず平均化処理とした。

2.3 計算条件

数値計算においては、静翼入口のマッハ数、流入角、全圧、全温および動翼出口における静圧を規定し、動静翼間は計算ステップ毎にデータを伝達してい

る。入口、出口流れ条件を表2に示す。本計算においては単段翼列における非定常流れの解析を主目的とすることから、casing については slip 壁とし、翼表面のみ non-slip 条件とした。

計算時間刻みとしては1周期300ステップ、すなわち動翼が回転して静翼翼間を移動し、次の静翼と相対的に同位置にくるまでを300分割して計算を実施した。また、各時間ステップにおいては4回の繰り返し計算を実施している。

以下、tip clearance を考慮したケースを中心に数値計算結果を示すとともに、結果について若干の考察を加える。

3. 計算結果および考察

3.1 単段翼列内の非定常流れ

計算結果の例として、ミッドスパンにおけるマッハ数分布を図3に示す。tip clearance 有りの場合である。静翼の後流と動翼が干渉する様子がシミュレートされている。

図4にこの時の動翼 leading edge における静圧の時間変動を示す。動翼1と動翼2では、全く同一波形が位相遅れをもって繰り返されていること、絶対値として約3%の変動振幅をもつことが観察される。このことは、数値計算が静翼翼間で周期的かつ安定な非定常流れ場を捕らえていることを示している。

図5には静翼負圧面上の70%コード位置における静圧の時間変動を、また図6には静翼 Cp 分布の時間変動 (各4step 毎) および1周期間の平均値を示す。これらの図より、動翼の回転により静翼まわりの流れ場もまた影響を受けていることがわかる。

図3を詳細にみると、静翼と動翼の相対位置が変化することにより、静翼後流の方向が微妙に変化していること。また、静翼の流出境界を構成する動翼 leading edge 付近の速度場も時間的に変動していることがわかる。その結果として、静翼まわりの流れ場も変動していると推察される。図6からその変動は負圧面上で大きく、0.4コード長より下流側の翼まわり流れに影響を及ぼしていると判断される。静翼および動翼面上における荷重の時間変動は、各翼列に対する翼起振力として作用することになる。

3.2 単段翼列の空力性能

翼列内非定常流れ解析コードの検証および単段翼列流れの数値シミュレーション結果の評価を目的として、高圧タービン単段空力回転試験における動翼出口トラバース試験の解析結果と数値計算結果を比較検討した。

図7に動翼段における圧力損失の翼高さ方向分布の

実験値と数値計算結果の比較を示す。tip clearance 有りの場合の時間変動および平均値の比較である。数値計算結果は各時刻により大きく変動する。しかし、1周期間を平均するとほぼ実験値と設計値の中間的な値をとる。

図8には計算モデルの相違による圧力損失推定値の変化を示す。すなわち、動翼単翼、tip clearance 有り、無しによる変化である。各計算値にそれ程大きな変化は見られないが、inner casing 側で動翼単独と単段解析結果との差および実験値との差が顕著である。これは casing および静翼ルート部における粘性影響と推察される。翼端部の tip clearance 影響領域の広がりには狭い部分に限られている。これは圧力損失の評価点が動翼 trailing edge 部であることが原因していると考えられる。また、tip clearance 計算に使用した格子は翼端部で密になっており、翼高さ方向に均等分布させた tip clearance 無しの計算格子とは分解能が異なることも影響していると考えられる。

図9にステージ効率の翼高さ方向分布の実験値と計算値の比較を示す。ステージ効率は inner および outer casing 付近で差が見られるものの、実験値を非常によく推定している。本研究で実施した高圧タービンの単段解析の場合、実用的なレベルで単段空力性能の推定に使用可能と評価できる。

4. まとめ

翼列内非定常流れ解析コードの実用化のため、高圧タービン単段翼列流れの数値シミュレーション技術を開発し、単段翼列における非定常な翼荷重および非定常空力性能の解析を実施した。数値計算結果は非定常な動静翼干渉をシミュレートし、動翼および静翼に作用する非定常な圧力は安定かつ周期に変動する。静翼における圧力変動は0.4コード長より下流側の負圧面で顕著である。また、空力回転試験結果との比較により、高圧タービン単段における動翼段の圧力損失、さ

らにステージ効率などの空力性能を実用的に推定可能であることが示された。

今後の課題としては、まず casing 壁面境界層および tip clearance 影響をより詳細に検討、評価する必要がある。その結果、単段解析としての精度および完成度を高め、翼起振力や非定常な翼列空力性能推定の信頼性を向上させる。次にこれを発展させて、より実機に近い多段解析の実用化をめざす。

なお、本研究は航空宇宙技術研究所と石川島播磨重工業株式会社の一般共同研究の一環として実施したことを付記する。

参考文献

- 1) 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
- 2) 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, “数値シミュレーションとタービン翼列設計”, 航空宇宙技術研究所特別資料, SP-19, 1992.12
- 3) Matsuo, Y., “An Efficient Numerical Method for Simulating Unsteady Viscous Flows Through Counter Rotating Propeller”, Proc. of the 5th Int. Symp. on Computational Fluid Dynamics-Sendai, Vol. II, 1993
- 4) 菊地一雄, 野崎理, 松尾裕一, 児玉秀和, 松永康二, 竹内久雄, “インレットディストーションのあるファン翼列の非定常流れ解析”, 航空宇宙技術研究所特別資料, SP-30, 1996.1
- 5) Chakravarthy, S. R., Osher, S., “A New Class of High Accuracy TVD for Hyperbolic Conservation Laws”, AIAA-85-0363, 1985
- 6) Baldwin, B., Lomax, H., “Thin-Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows”, AIAA-78-0257, 1978

表1 高圧タービン単段翼列主要諸元

	翼枚数 (枚)	翼高さ (mm)	コト長 (mm)	T.C. (mm)	回転数 (rpm)	axial gap
入口静翼	28	66.9	65.5	0.2	7140	8.96 (mm)
出口動翼	57	66.9	35.2			

表2 入口, 出口条件

入口マッハ数	0.155
流入角	0 °
入口全圧	21200 kg/m ²
入口全温	385 K
出口静圧	10200 kg/m ²

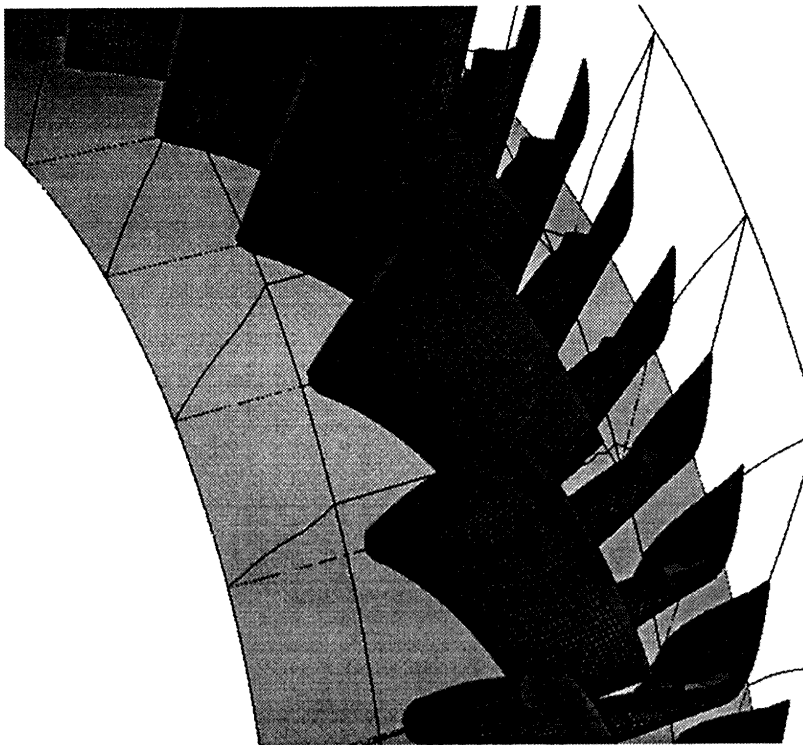


図1 計算格子

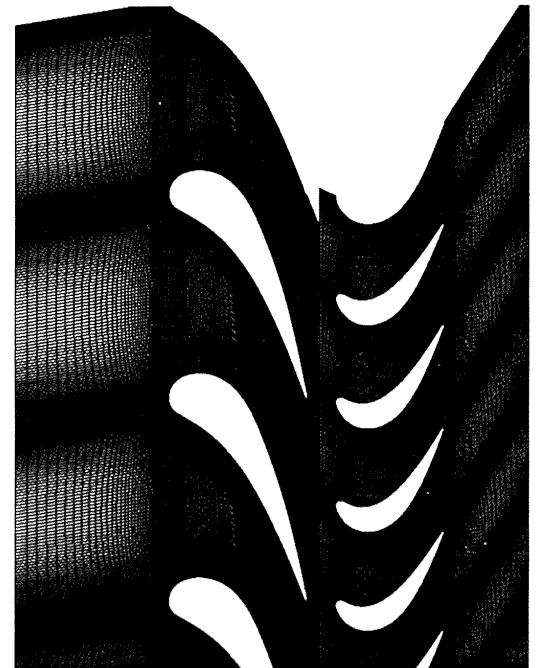


図2 流路方向の格子断面

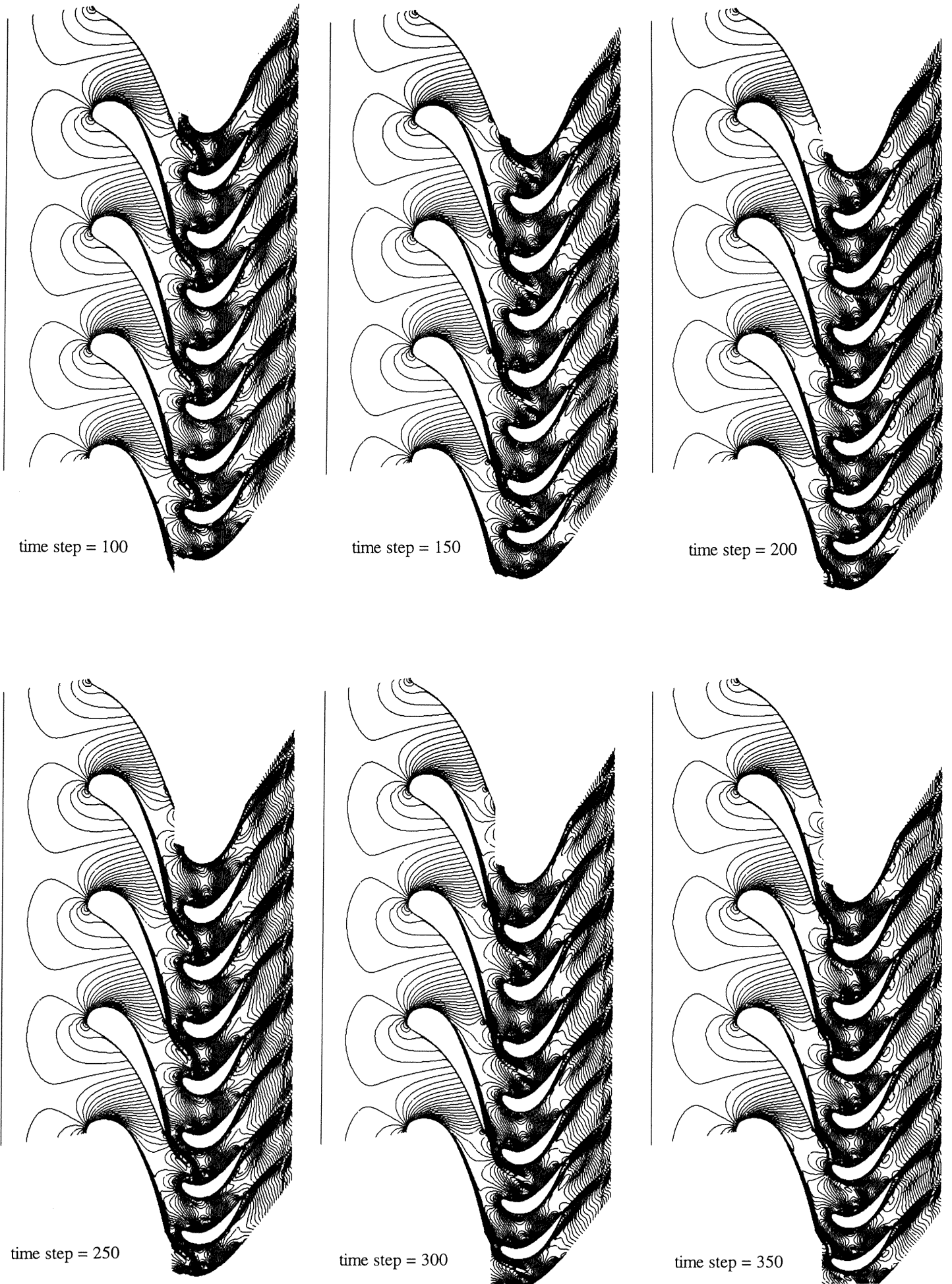


図3 マッハ数分布 (Mid-span, tip clearance 有)

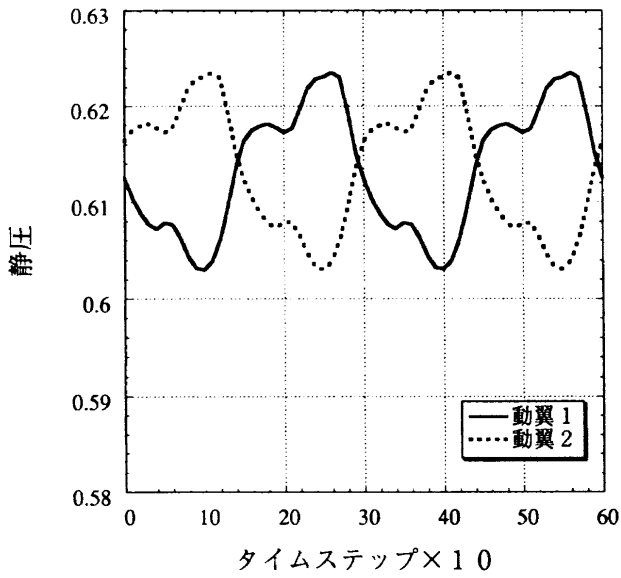


図4 動翼面上 (L.E.) の静圧変動

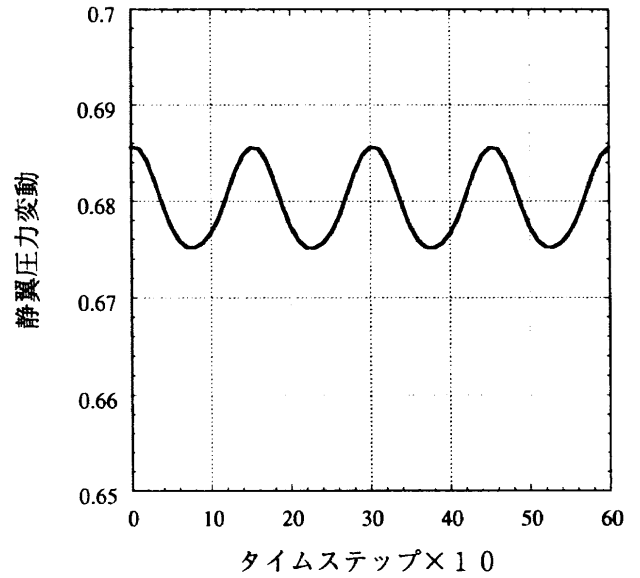


図5 静翼面上 (負圧面70%コード) の静圧変動

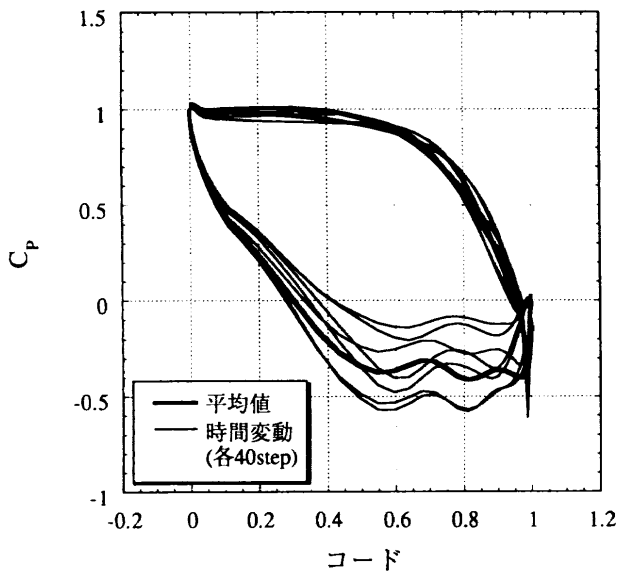


図6 静翼 Cp 変動

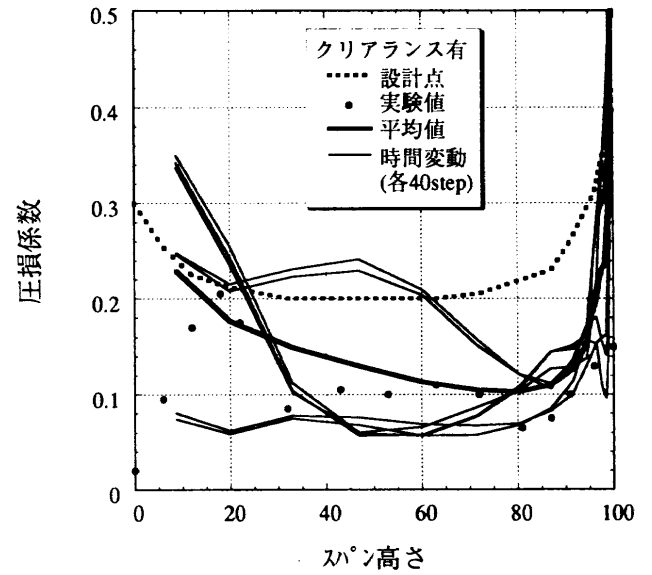


図7 動翼圧力損失の変動

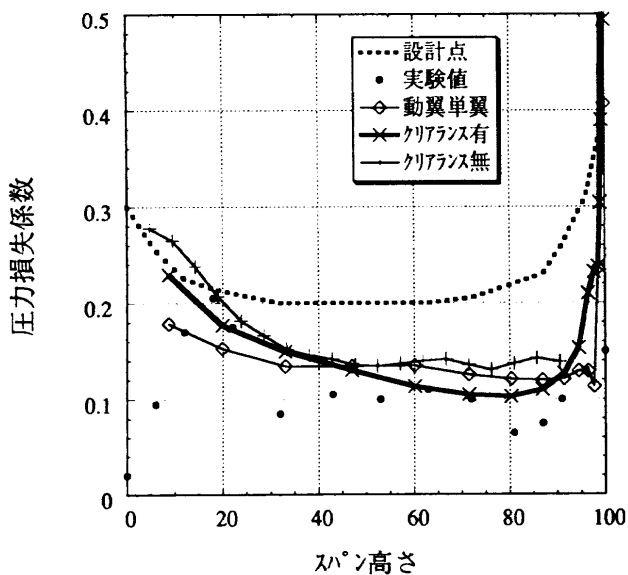


図8 動翼圧力損失係数の比較

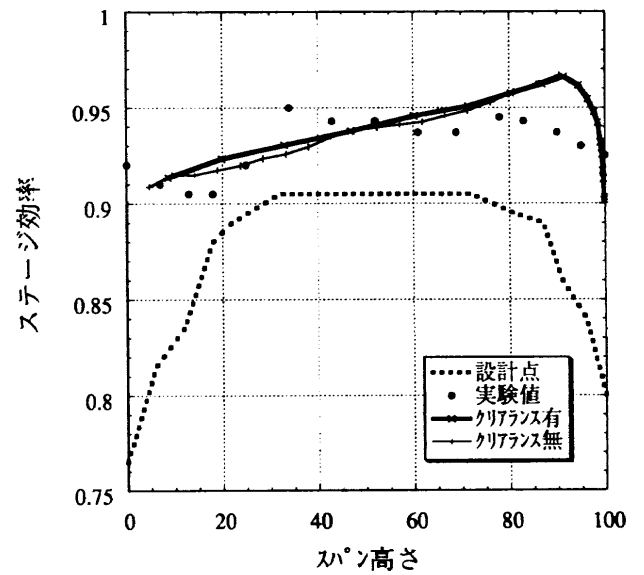


図9 ステージ効率分布