

## Bowed Stacking Turbine Bladeの圧縮性N-S解析

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\*\*

Analysis of the Bowed Stacking Turbine Blades by Solving  
 Compressible Navier-Stokes Equations

by

Kazuo KIKUCHI, Osamu NOZAKI, Masahiro FUKUDA  
 Atsuhiko TAMURA, Mitsuhiro MINODA  
*National Aerospace Laboratory*  
 Hisao TAKEUCHI, Kouji MATSUNAGA  
 Atsunari TANAKA, Toyotaka SONODA  
*Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd.*

### 1. ま え が き

現在翼列の空力設計ではますます数値解析の比重が高くなり、主に二・三次元非粘性解析コードが用いられ実験と共に設計の両論となっている。しかし翼形状が複雑になり粘性の影響が無視できない場合も増え、設計段階から三次元粘性流れ解析により流れを把握する必要性が増してきている。

粘性を含む数値解析が盛んに行われているが、コードの信頼性を高める実験との検証が不足している。しかし三次元翼列の実験は計測の難しさ、経費が大きいことから入手できる検証データは二次元実験に比べて極端に少ない。

本研究では数値解析コードの空力設計ツール化のステップとして、航技研で開発された三次元圧縮性ナビエ・ストークス翼列流れ解析コード(CAS3D)の検証を行った。使用した翼列はBowed Stacking Aerofoil(三次元設計翼)のタービン静翼である。

### 2. 検 証 翼 列

三次元設計翼は損失を制御するのに有効であると考えられ、通常のタービン翼に比べて翼断面の積重軸が大きく湾曲していることが特徴であるが、数値解析コードの検証を容易にするため、過大に反りを持たせてある(図1)。翼枚数は74枚で(図2)、前縁での内径が446mm、外径526mm、翼高40mmである。表1にその設計仕様と諸元を示した。

実験でのマッハ数等を表2にまとめた。計測は翼面静圧分布、5孔ピトー管による後流トラバースと油膜法による流れの可視化を行った。

### 3 数 値 解 析

使用した解析コードは非直交曲線座標系において薄層近似を施した三次元ナビエ・ストークス方程式をLU-ADI法により解くものである。このコードは以前よりファン、タービン、コンプレッサなどの動静翼について、更にそれらのチップクリアランスのある場合についても検証が進められており、そのいくつかについてはすでに報告されて

\* 航空宇宙技術研究所

\*\* 石川島播磨重工業株式会社



図1 供試翼列

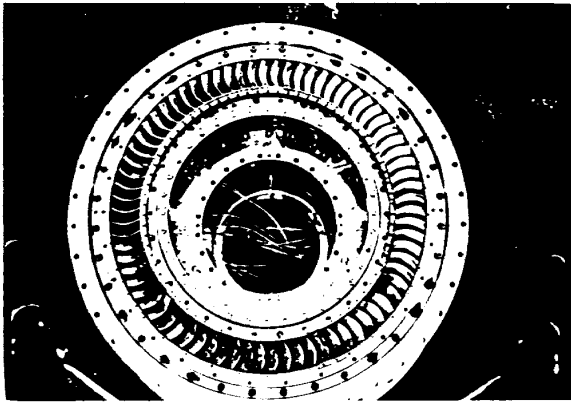


図2 試験機装着時の供試翼列

表1 設計仕様及び供試翼列諸元

	設計仕様		
	HUB	MEAN	TIP
流入角(°)	-23.9	-19.3	-16.4
入口マッハ数	0.30	0.30	0.30
流出角(°)	64.4	67.6	66.1
出口マッハ数	0.91	0.87	0.76
	供試翼列諸元		
	HUB	MEAN	TIP
ピッチ長(mm)	18.6	20.8	22.8
軸コード長(mm)	20.0	25.0	23.7
スタガー角(°)	41.0	46.0	45.5

表2 試験条件

半径(mm)	Arqa比(%)	M1	M2	T1(K)	P1(kg/m <sup>3</sup> )
218.7	4.4	0.319	0.905	350.6	15916
226.7	17.9	0.319	0.874	346.0	15709
230.7	24.8	0.316	0.839	350.0	15289
238.7	36.9	0.318	0.832	356.7	15513
242.7	46.2	0.318	0.821	357.4	15512
246.7	53.6	0.321	0.825	346.0	15829
254.7	68.7	0.316	0.764	350.6	15074
258.7	76.5	0.318	0.788	352.9	15506
262.7	84.3	0.318	0.774	360.6	15398
268.7	96.3	0.319	0.763	354.4	15474

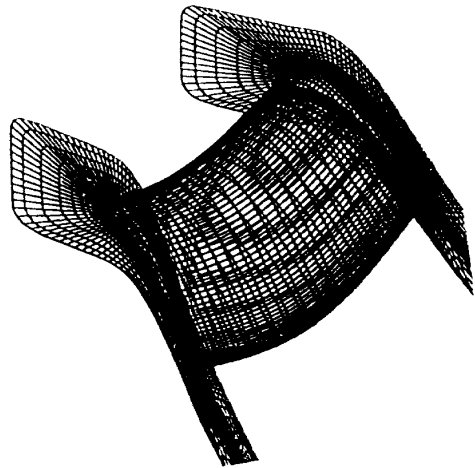


図3 計算格子例

いる<sup>1,2)</sup>。

この検証では乱流モデルを使用せずに層流とし、計算条件は実験値から求めた。解析に使用した格子の点数は翼間方向29点、翼周り方向151点、翼高さ方向50点である(図3)。数値解法は文献1, 2に詳細に述べてあるのでここでは触れない。

#### 4. 数値解析と試験結果の比較

まず翼列性能を端的に表わす圧力損失について比較する。図4は翼列下流から見た損失係数の分布図で、図の下側がハブ、上側が翼端である。ミッドスパン付近で解析、実験ともに圧損の大きい領域が見られる。これを定量的に比較したのが図5で、縦軸は周方向に流量平均した圧力損失係数を示し、横軸は翼高さ方向の位置で左がハブ、右が翼端である。解析値、実験値は定性的には一致しているが、中央でのピークの位置が異なり、値

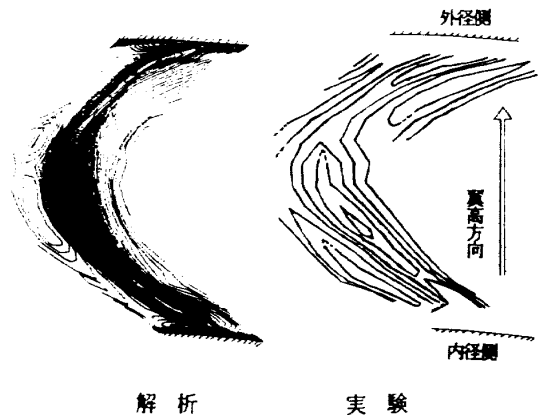


図4 圧力損失の分布図

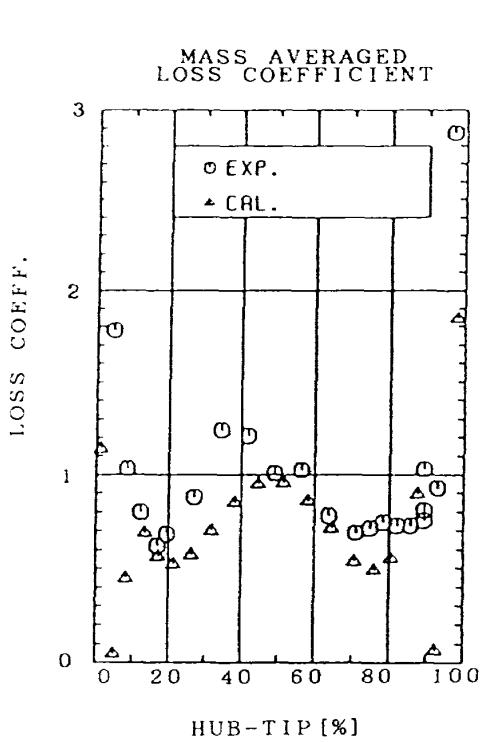


図5 翼高方向の圧力損失係数

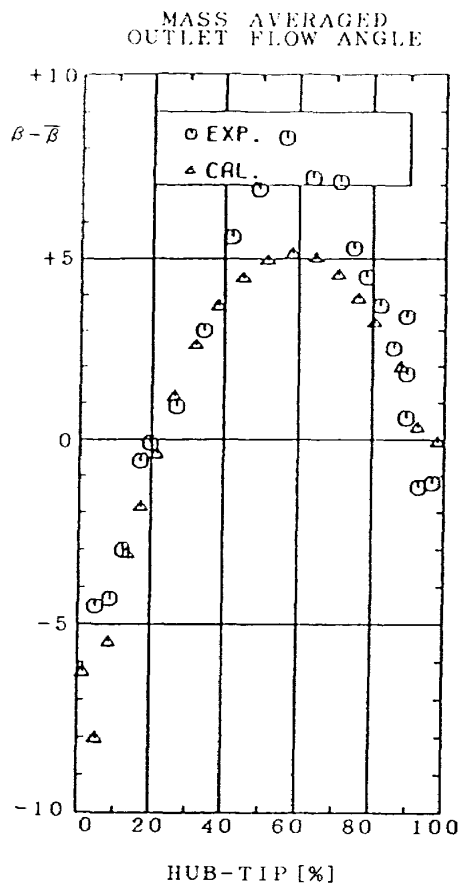


図6 翼高方向の流出角分布

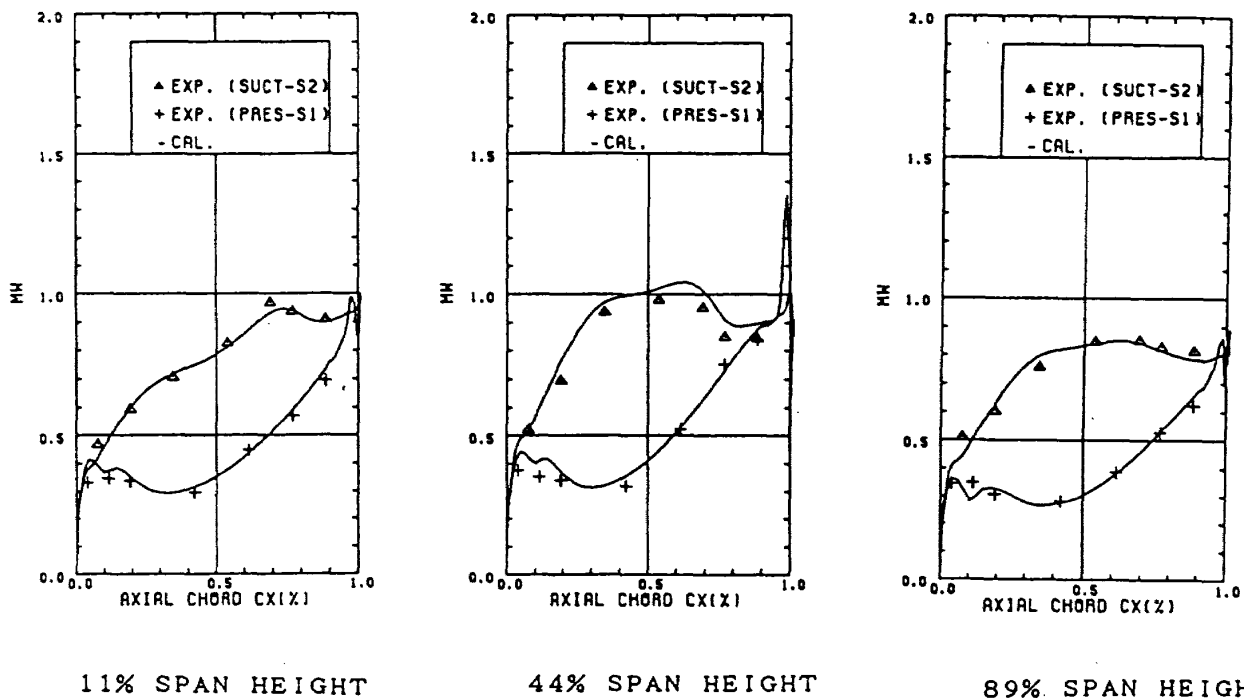


図7 翼面マッハ数分布

も20%差がある。次に図6の流出角を見るとやはりミッドスパンで実験値と3度ずれがあるが、良い一致を示している。図7の翼面マッハ数分布では実験と解析値は良く一致している。

図8に解析結果のオイルフローパターンを示す。図は翼の背面側を表わし、コーナボルトテックスにより流れが翼面上に這い上がる様子が良くわかる。以上を総括してみると全般的にこのコードが翼

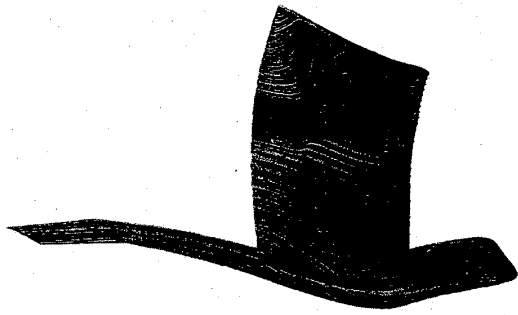


図8 オイルフローパターン

列流れを良くシミュレートしていると言える。実験値とのずれについては層流計算のため剥離が大きい、あるいは渦が強めにシミュレートされていると考えられる。

## 5. ま と め

今回の検証により三次元圧縮性ナビエ・ストークス翼列流れ解析コード (CAS3D) の信頼性、堅牢性について以下のような知見を得、その限界についても確認することができた。すなわち定性的には流れの性質を良く捉えているが、定量的には圧力損失、流出角に実験とのずれがある。これらの改善方法としては保存則を満たす数値解法にす

ること、翼列に適した乱流モデルを取り入れることなどが考えられるが、すでにより厳密な保存則を満たす解法によるコードは開発中で早期に限コードを置き換えることを計画している。しかしいまだ翼列に適した乱流モデルが無く、この分野の研究の進展が待たれる。

更に今回の結果を踏まえ、新たな三次元タービン翼列の設計、試験も行われ実験値と良く一致した結果が得られている。

なお本研究は航空宇宙技術研究所と石川島播磨重工業との共同研究の一環として行われた。検証に用いられた実験結果は官民特定共同研究「高速ターボプロップ要素技術の研究」の中で行われたものである。

## 参 考 文 献

- 1) 野崎 理, 中橋和博, 田村敦宏: 「ナビエ・ストークス方程式による三次元翼列流れ解析」, 機論 (B編), 55巻520号, 1989-12.
- 2) 野崎 理, 中橋和博, 田村敦宏: 「ナビエ・ストークス方程式による3次元翼列解析」, 航空宇宙技術研究所 SP-8, 1987-11.