

## 多翼素翼列まわりの流れの数値シミュレーション

穂刈 高志\*      斎藤 茂\*      田中 厚成\*  
 竹内 久雄\*      松永康二\*      菊地 一雄\*\*  
 田村 敦宏\*\*

### Numerical Simulation of the Flow Through Non-Uniform Airfoil Cascade

by

Takashi HOKARI, Shigeru SAITO, Atsushige TANAKA  
 Hisao TAKEUCHI and Koji MATSUNAGA  
*Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd.*  
 Kazuo KIKUCHI and Atsuhiko TAMURA  
*National Aerospace Laboratory*

#### ABSTRACT

Numerical simulation for the cascade of aeroengine is usually done about circumferential same airfoils and is one-pitch calculation. but in the real engine there are little changed airfoil or structures between cascade.

So, we extended one-pitch calculation code to multiple-pitch and named it analysis of non-uniform airfoil cascade.

In this paper we use this code to bypass duct of a commercial jet engine and get good agreement between analysis and experiment.

#### 1. はじめに

航空エンジン各要素の翼列解析においては、周方向に同じ翼が並んでいるとして、1ピッチ分の解析を行ってきた。一方、実機エンジンでは、形状も大きさも異なる翼や構造物が混在する部分もある。本研究では、このような部分についての解析を行うことを目的としている。

ここでは、解析対象として民間機用エンジンのバイパス通路にあるパイロン・ストラット・ファン出口静翼（以下OGVと呼ぶ）を取り上げ、3次元オイラーコードによる解析を行い、リグ試験との比較を行った結果について報告する。

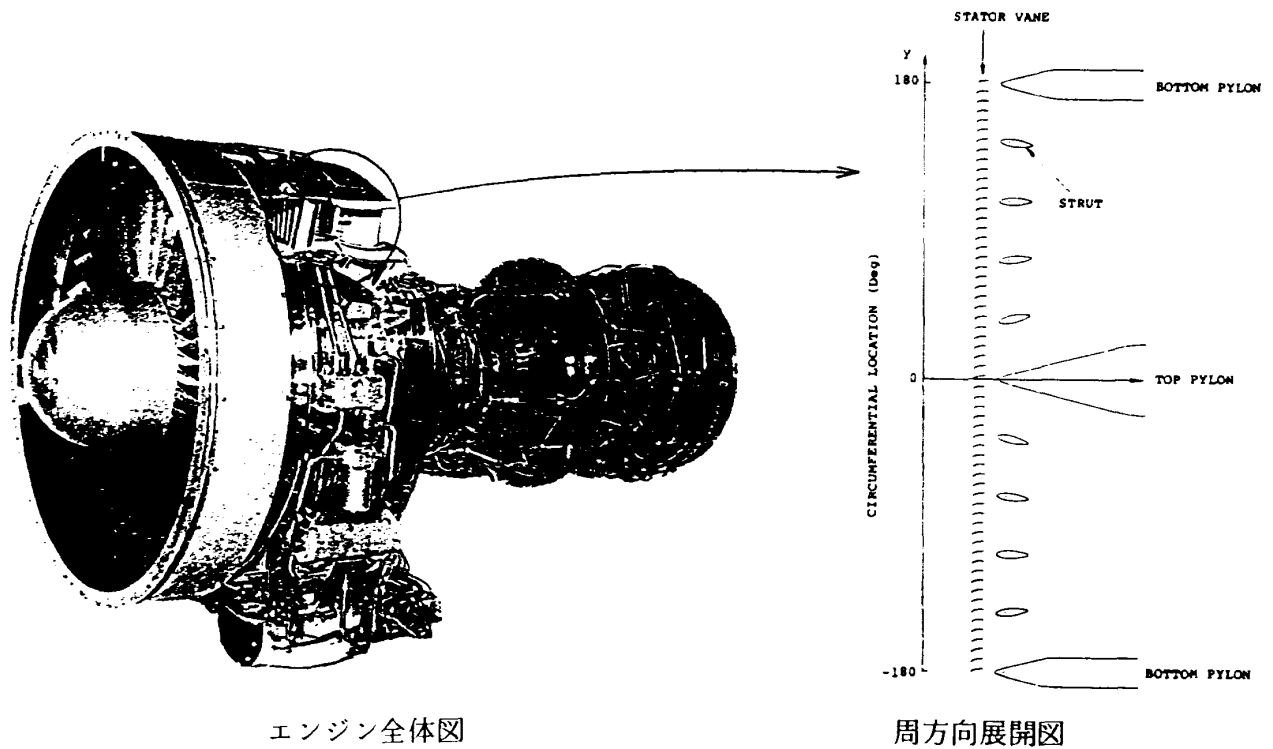
#### 2. 解析対象

図1にパイロン・ストラット・OGVのエンジン全体における位置と周方向展開図を示す。これらは、ファンの下流に位置するバイパス・ダクト部分にある、エンジンの構造物であるパイロン・ストラットが比較的大きいために、OGVの前方の静圧分布に影響を与え、ファン動翼の性能低下を招く。

この影響を低減するため、ストラット取付角・OGVの形状を調整して、OGV前方での静圧の周方向分布の均一化をはかる。ここでは、OGVは翼形状・取付角ともすべて同じで、ストラットは同じ翼型を用いて取付角を0~13°の間で調整してある。この調整は、図2に示すモデル・リグを製作し、試験によって行っている。

\* 石川島播磨重工㈱

\*\* 航空宇宙技術研究所



エンジン全体図

周方向展開図

図1 パイロン・ストラット・OGV

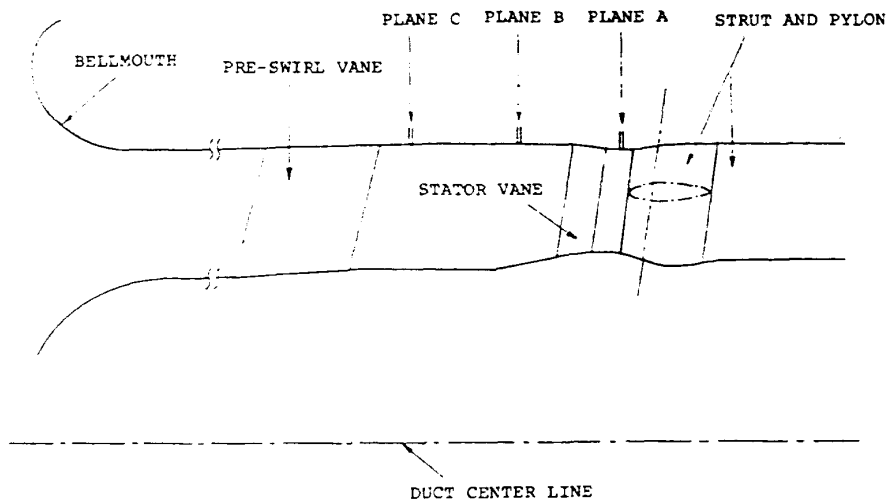


図2 モデル・リグ

一方、解析としては Acuator Disk Model による 2次元の解析が行われ<sup>1)</sup>、試験結果と比較的よい一致が得られているが、3次元的な影響を考慮できない。そこで、この解析を3次元で行い、よりよい設計を行う新たな手段を開発する。

### 3. 解析方法

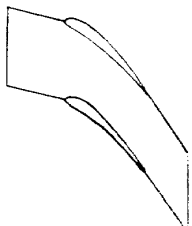
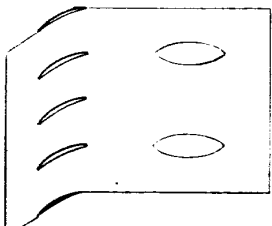
ここでは、形状や大きさの異なる翼が並ぶ翼列の解析を多翼素翼列の解析（多翼素解析と略す）と名付けた。多翼素解析と従来の1ピッチ分の翼

列解析との比較を表1に示す。

翼列解析用オイラー・コードとしては 3D-Dentonコード<sup>2)</sup>を用いた。これを多翼素解析に適用する方法として、格子による領域分割法を使用した。まず、図3に示すとうり解析領域を従来の翼列1ピッチ分にあたる小領域に分割する。分割後の小領域に対してオリジナル・コードの繰り返し計算1回分の処理を行い、共通の境界上の物理量を同じとして領域全体で繰り返し計算を行う。

この領域分割法では、用いるオリジナル・コー

表1 解析方法の比較

項目	今までの解析	多翼素解析
解析領域	翼列1ピッチ分	2ピッチ～全周
翼形状	すべて同じ	異なってもよい
翼の軸方向位置	すべて同じ	異なってもよい
概念図		

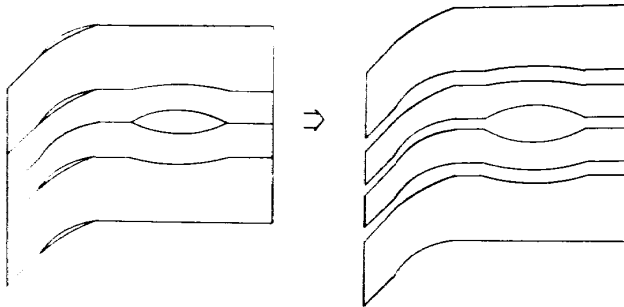


図3 解析領域の分割

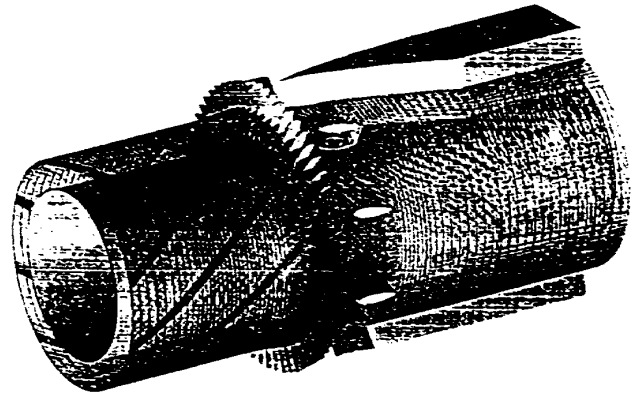


図4 計算格子

ドに特に制限はない。しかし、この解析例に含まれる翼および構造物は、OGV60枚、ストラット8枚、パイロン2枚の合計70枚である。これだけの枚数になると、3次元のNS解析は記憶容量・CPU時間の点で現状では不可能といえる。

そこで、現状で限界と考えられるオイラー・コードを使用することとし、従来から翼列設計で用いられ充分検証されている3D-Dentonコードを採用した。従って、翼面境界層の影響は取り込めないが、ファン動翼性能の低下を招く静圧分布については充分計算できる。

#### 4. 結果

解析の流入・流出条件は、OGVの流入角が35～36°、OGV出口(図2のPLANE A)のマッハ数が0.39となるようにした。

図4に計算格子を示す。格子点数は、周方向

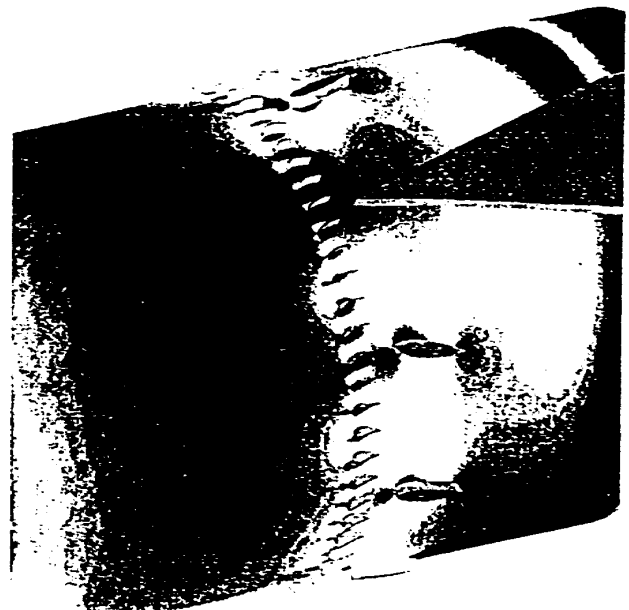


図5 静圧分布(全体1)

560点, 軸方向176点, 半径方向9点の合計約89万点をとった。記憶領域は174Mbで, CPU時間は1ケースNALのVP2600で約9時間かかった。

図5~図9に結果を示す。図5, 図6はチップ付近の格子面での静圧分布を示したもので, 下流にあるパイロン・ストラットがOGVの前方に影響を及ぼしていることがわかる。図7, 図8は, パイロン・ストラットの近傍を拡大したものである。

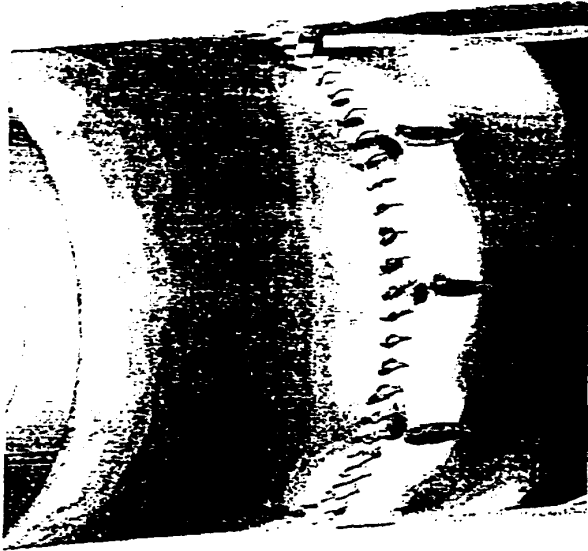


図6 静圧分布(全体2)

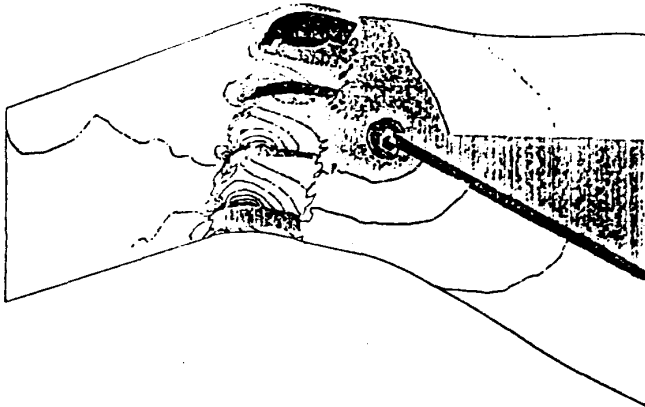


図7 静圧分布(パイロン先端部)

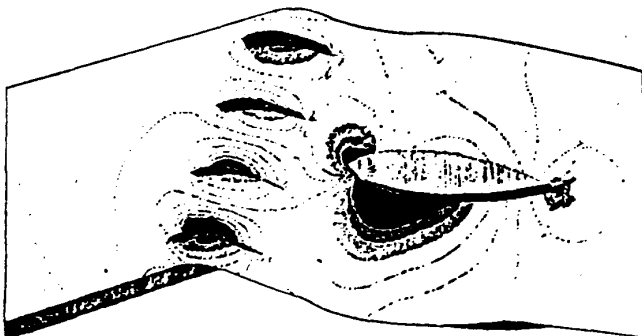


図8 静圧分布(ストラット付近)

図9にOGV前方(図2 PLANE B・C)でのチップ面壁圧について, 計算値と実験値の比較を示した。分布形状及び平均レベルがあり, 比較的良好一致している。

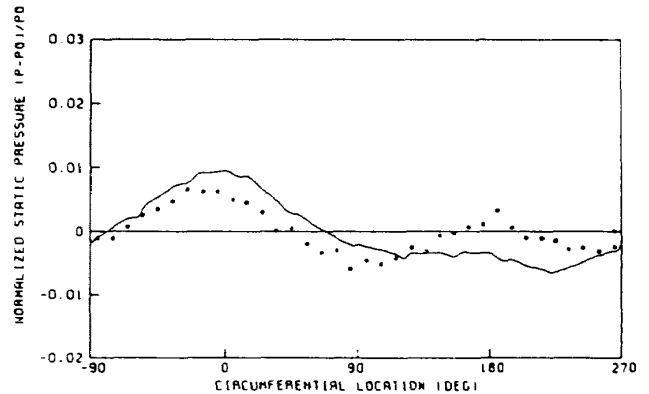
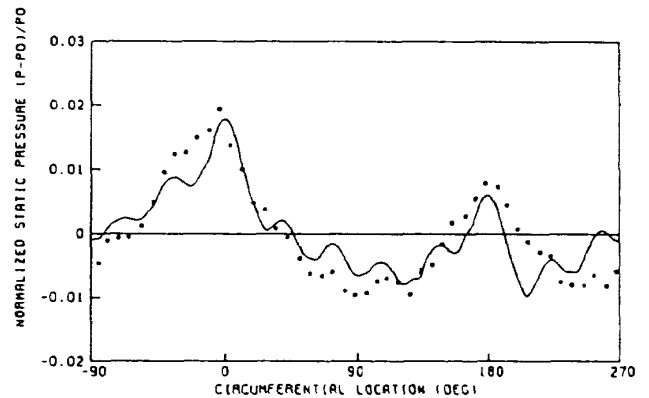
### 5. まとめ

3次元オイラー・コードと格子による領域分割法によりジェットエンジンの翼列の全周解析を行った。

得られた解は, 実験値と定性的によい一致が見られた。これによって, 多翼素翼列の解析の有効性が確かめられた。

今後, ストラット取付角・OGV形状も変えた計算を行い, さらに検証を重ね実用に耐えるものとした。

また, NS翼列解析コードを導入し, 境界層の影響も考慮した解析を行うため, ストラット・パイロンのみについて2次元でトライ(図10)を行っている。



— CALCULATION  
● MEASUREMENT

図9 チップ面壁圧

## 参 考 文 献

- 1) Kodama, H. and Nagano, S. "Potential Pressure Field by Stator/Downstream Strut Interaction", Journal of Turbomachinery Vol. 111, pp. 197-203, April 1989.
- 2) Denton, J.D., "An Improved Time Marching Method for Turbomachinery Flows", ASME paper 82-GT-239, 1982.

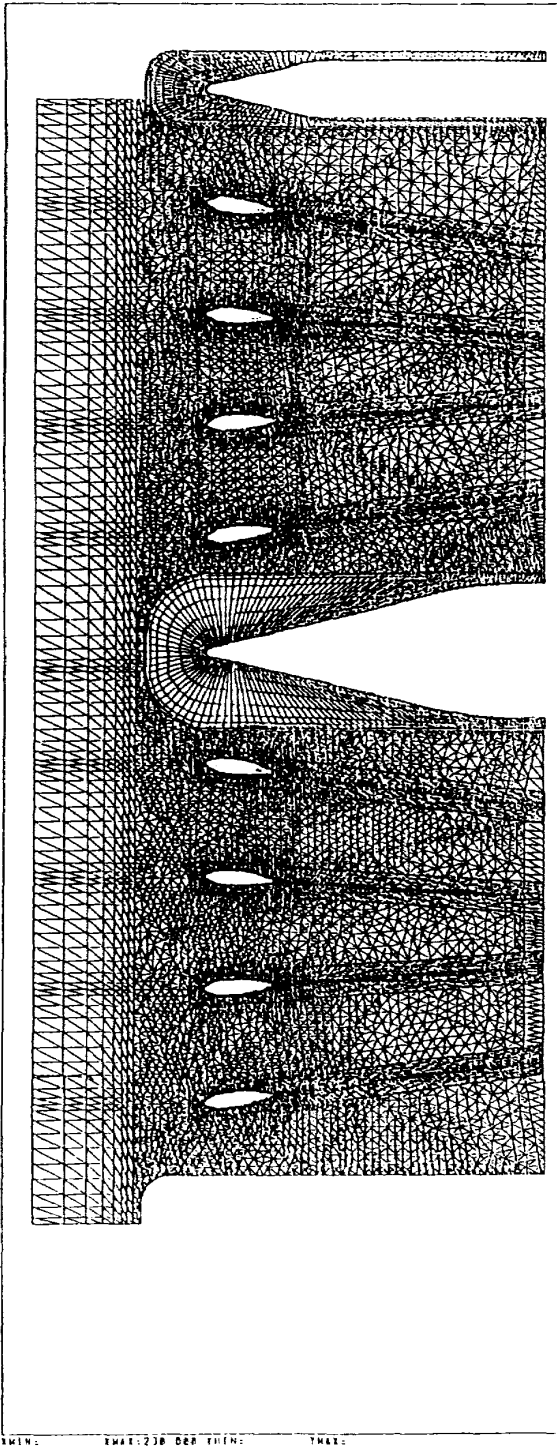


図10 2D NS解析用グリッド

