

記号	項目	名称	要求される空力要素
①	ファン, LPC		<ul style="list-style-type: none"> ・高性能化 ・高負荷・軽量化 ・広作動領域 (フラッタ) ・低騒音
②	圧縮機		<ul style="list-style-type: none"> ・高性能化 ・高負荷・軽量化 ・広作動領域 (サージ, ストール)
③	燃焼器		<ul style="list-style-type: none"> ・高性能化 ・高負荷・軽量化 ・着火特性の向上 ・冷却構造の改良 ・混合器(保炎器)の最適設計 ・燃料噴射方法の改良
④	タービン		<ul style="list-style-type: none"> ・高性能化 ・高負荷・小形化 ・冷却構造の改良 ・チップクリアランスなどの影響の確認 ・耐熱・軽量材料の選定
⑤	インテーク		<ul style="list-style-type: none"> ・空力特性解析手法の検討 ・機体との統合設計手法の検討
⑥	熱交換器		<ul style="list-style-type: none"> ・全飛行状態における最適設計 ・熱交換性能の向上
⑦	ノズル		<ul style="list-style-type: none"> ・流れの安定性, 機体との干渉 ・推力偏向, 効率の最適化 ・冷却機構, 冷却方法の改良 ・低騒音

第1図 航空エンジンに要求される空力要素の課題
Fig. 1 Research items for aero-engine components

した環状翼列試験および CAS3D の検証計算を実施した。第1表に設計仕様および供試翼列諸元を、第2表に試験条件を示す。計算格子を第2図に示す。使用した計算格子点数は、翼まわり：151点、翼間方向：29点、翼高さ方向：50点である。

空力性能特性および流れの可視化に関する実験結果と計算結果を比較をしたものを第3図および第4図に示す。CAS3Dによる圧力損失分布の計算値は実験値と定性的によく一致している。オイルフローの比較からも、流れの性質をよく捉えていることがわかる。しかしながら、設計意図に反して、圧力損失分布はミッドスパン付近に大きなピークをもつ分布となっている。これは、流れの可視化結果から、サクシオン側のミッドスパン部で生じた強い剥離渦に起因していると考えられる。

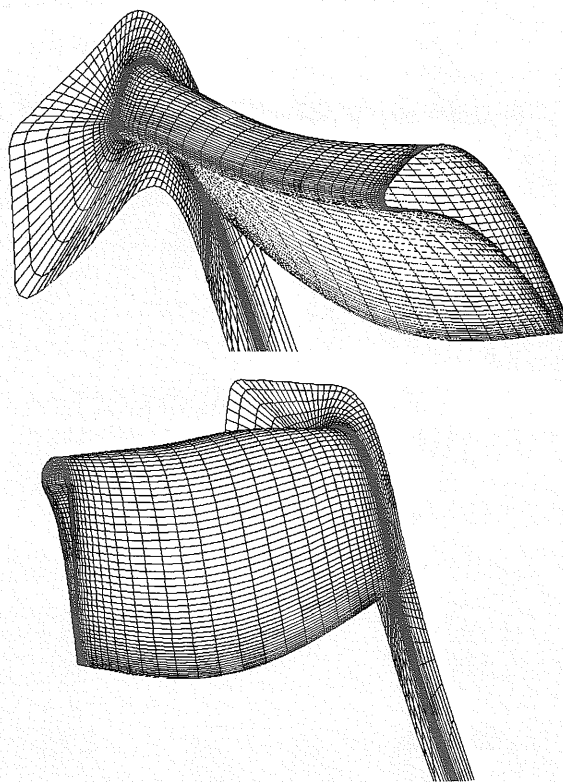
以上により、初期設計形状は断面積重軸のわん曲が過大であったと判断される。そこで、断面積重軸のわん曲量を変化させ、CAS3Dによる数値シミュレーションによりわん曲量が圧力損失分布に与える効果を評価することを試みた。さらに、翼厚の影響についても検討を加えた。その結果、最適な空力性能、すなわち圧力損失および流失角の分布を与えるのは、原型の75%のわん曲量をもつ厚翼であると選定した。この値をもとに、BSAタービン静翼の改良設計を行なった。さらに、CAS3Dの精度検証および改良設計翼の空力

第1表 供試翼列の設計仕様
Table 1 Profile parameters of original BSA

項目	種別	HUB	MEAN	TIP	
		(a) 設計仕様	流入角(度)	-23.9	-19.3
		入口速度(M)	0.30	0.30	0.30
		流出角(度)	64.4	67.6	66.1
		出口速度(M)	0.91	0.87	0.76
(b) 供試翼列諸元		ピッチ長(mm)	18.6	20.8	22.8
		軸コード長(μ)	20.0	25.0	23.7
		スタガー角(度)	41.0	46.0	45.5

第2表 試験条件
Table 2 Experimental conditions for original BSA

半径(mm)	面積比(%)	入口速度 M_1	出口速度 M_2	入口全温 T_1 (K)	入口全圧 P_1 (kPa)
218.7	4.4	0.319	0.905	350.6	156.1
226.7	17.9	〃	0.874	348.0	154.1
230.7	24.8	0.316	0.839	350.0	149.9
238.7	38.9	0.318	0.832	356.7	152.1
242.7	46.2	〃	0.821	357.4	〃
246.7	53.6	0.321	0.825	346.0	155.2
254.7	68.7	0.316	0.764	350.6	147.8
258.7	76.5	0.318	0.788	352.9	152.1
262.7	84.3	〃	0.774	360.6	151.0
268.7	96.3	0.319	0.763	354.4	151.7

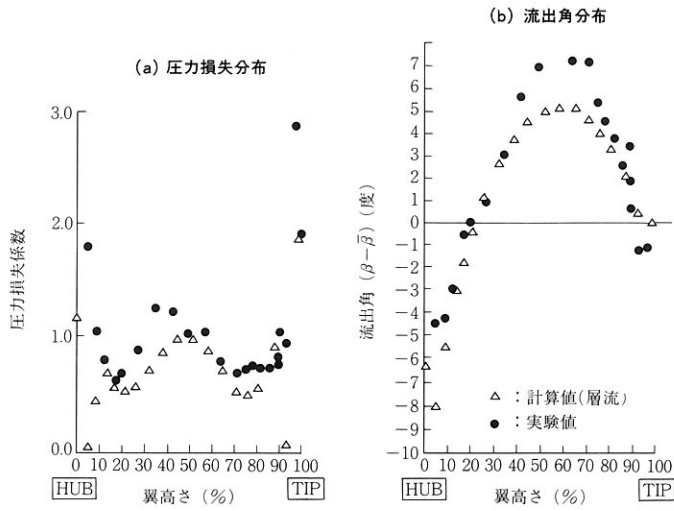


第2図 BSA初期設計翼流れ解析用の計算格子
Fig. 2 Grid for original BSA

性能の検証を目的として、環状翼列試験とその実験条件による数値計算を実施した。計算格子を第5図に示す。また、実験と計算による空力特性の比較を第6図に、オイルフローによる流れの可視化結

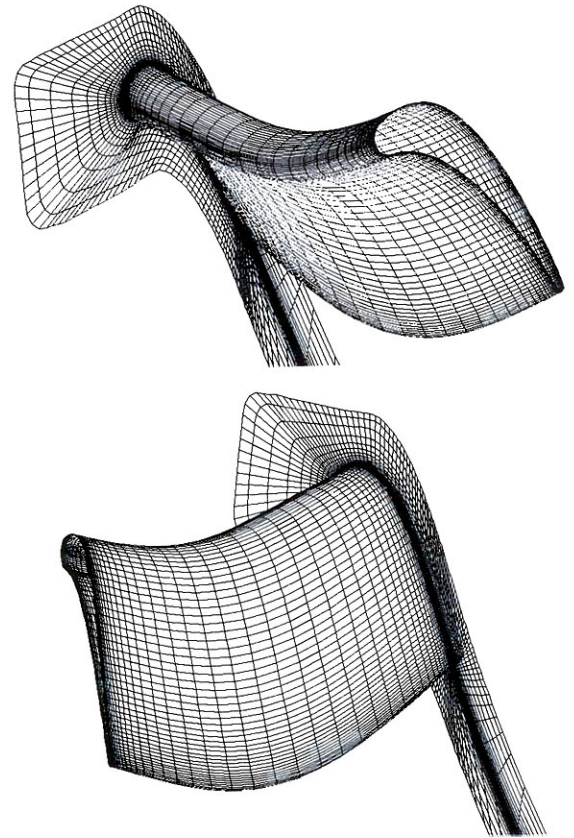
果の比較を第 7 図に示した。両者は非常によく一致している。

3 次元 N-S 計算をもとに改良設計された BSA タービン静翼の空力性能は、直線翼列と比較して断面積重軸をわん曲させることにより大幅に改善される。圧力損失で約 25%、効率で 1.9% の向上を実現した。



第 3 図 BSA 初期設計翼の空力性能特性

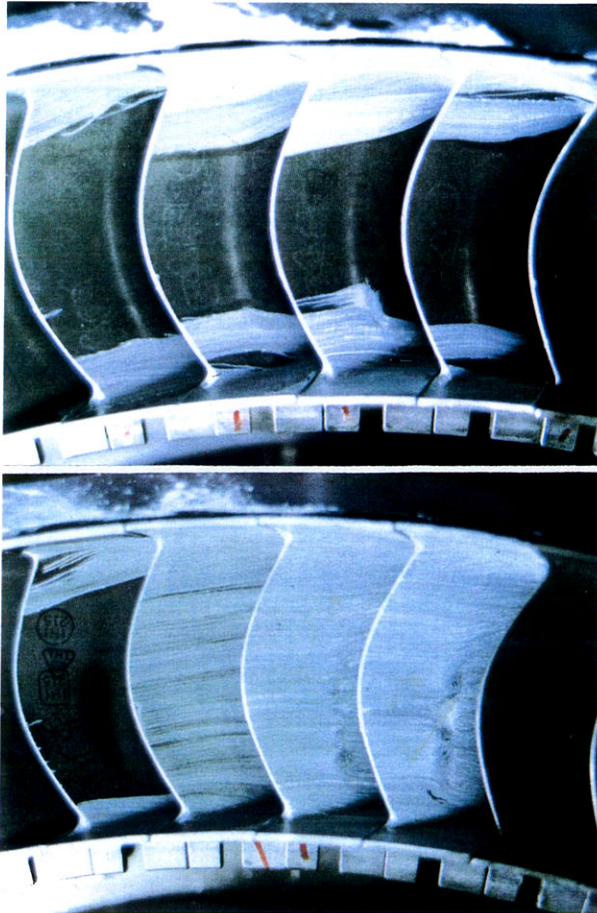
Fig. 3 Flow characteristics of original BSA at 0.76 chord length downstream



第 5 図 BSA 改良設計翼流れ解析用の計算格子

Fig. 5 Grid for advanced BSA

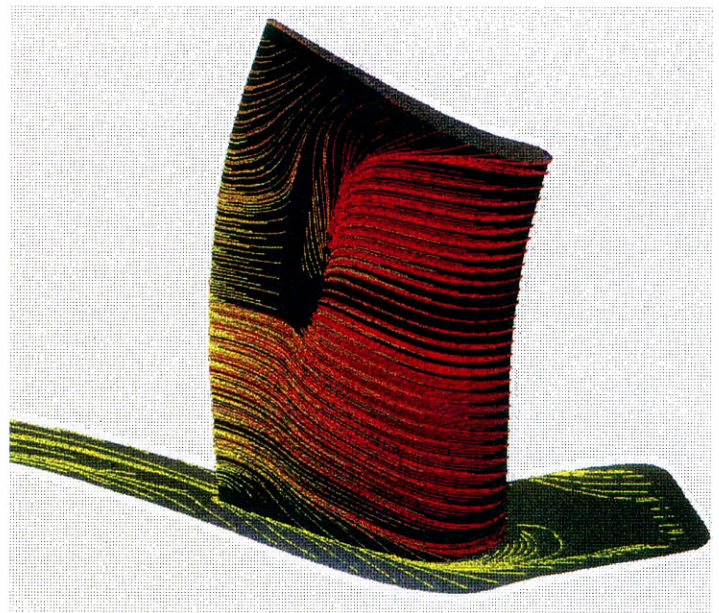
(a) 実験結果



第 4 図 BSA 初期設計翼のオイルフローパターン

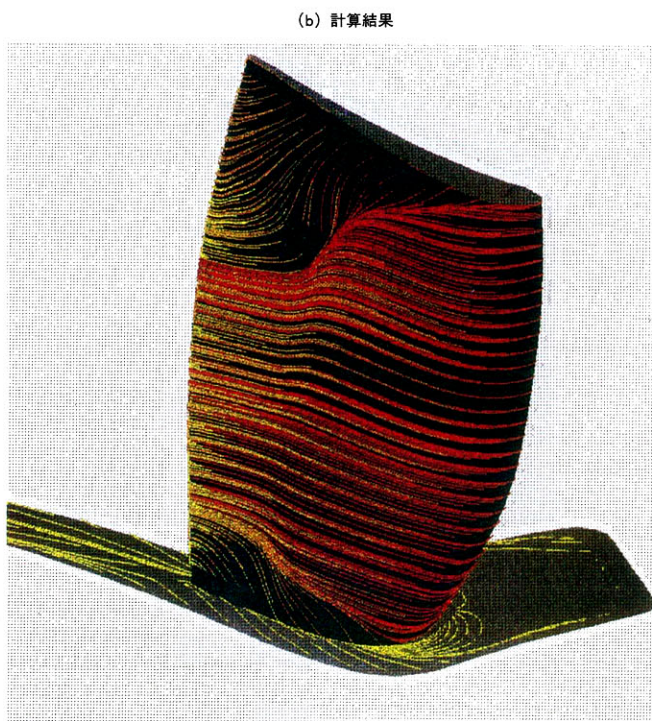
Fig. 4 Oil flow pattern of original BSA

(b) 計算結果





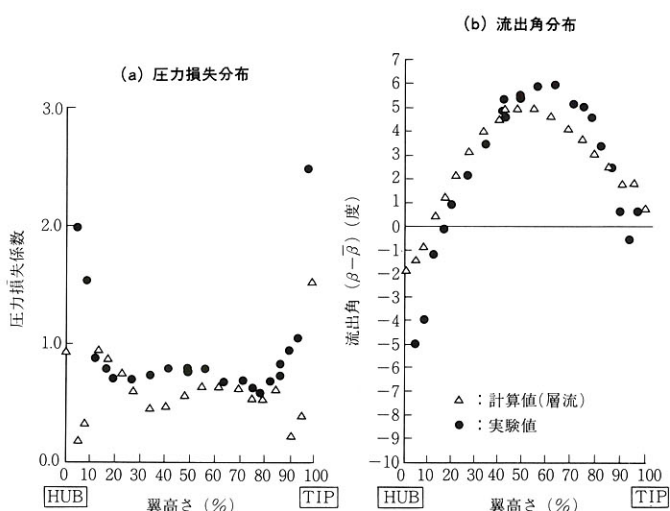
(a) 実験結果



(b) 計算結果

第7図 BSA 改良設計翼のオイルフローパターン

Fig. 7 Oil flow pattern of advanced BSA



第6図 BSA 改良設計翼の空力性能特性

Fig. 6 Flow characteristics of advanced BSA at 0.76 chord length downstream

4. ストラット解析

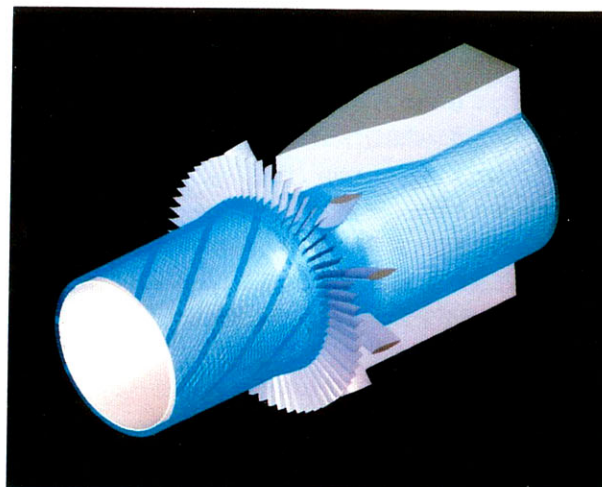
これまで、翼列まわりの流れの数値シミュレーションにおいては、ファン、タービン、コンプレッサなどの周期翼列を対象した解析が実施され、成果をあげてきた。そこではエンジンの周方向に周期性が仮定され、周期境界条件を設定することにより2次元および3次元の1翼まわりの流れの数値シミュレーションが行なわれている。また、静翼と動翼をを組み合わせた段解析も、相互間に形状の周期性を仮定することにより実施されている。

ところで、実機エンジンの翼列ではかならずしも同形状の翼が並んでいるとは限らない。すなわち、周方向の周期性が存在しないものがある。たとえば、ファン後方に設置されるストラットのように、上下にエンジン本体を機体に取り付ける強度部材で配管および配線を内部に通す大形ストラット（パイロン）、左右にファンケーシ

ングを支える小形ストラットが円周上に並んでいるものもある。この場合、周方向断面をとったとき、翼素形状が異なる非周期性の翼列を構成している⁽⁴⁾。これら2種類以上の翼形状が互いに干渉している翼列の解析においては、従来のように周期性を利用して計算機容量を削減することができず、全周を対象とした大規模計算にならざるをえない。

ストラットおよびパイロンまわりの流れは、それら自身に作用する抵抗ばかりではなく、前方に設置されるファン動翼の性能にも大きな影響を与える。ここでは、このような異なる翼形状をもつ翼素で構成され、周方向に周期性が存在しない翼列を多翼素翼列と定義し、全周を3次元 Euler 解析することによりその空力特性、とくに静圧に対する影響を検討することを試みた⁽⁵⁾。

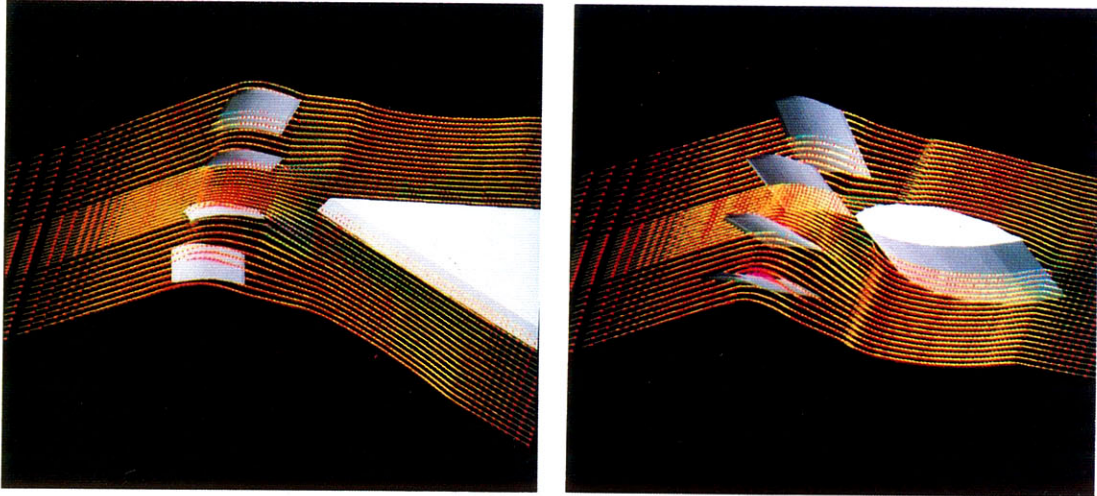
計算格子と解析形状を第8図に示す。格子点数は周方向：560点、軸方向：176点、翼高さ方向：9点である。ストラットおよびパイロン付近の流れを第9図-(a)、(b)に示す。本解析の結果、



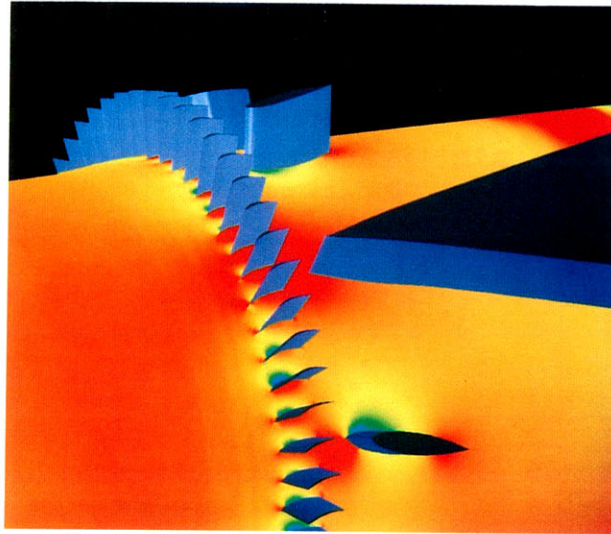
第8図 計算格子と解析形状

Fig. 8 Grid for struts

(a) 速度ベクトル



(b) 静圧分布



第 9 図 ストラット, パイロンまわりの流れ (速度ベクトルと静圧分布)

Fig. 9 Simulated flowfield (flow pattern and static pressure distribution)

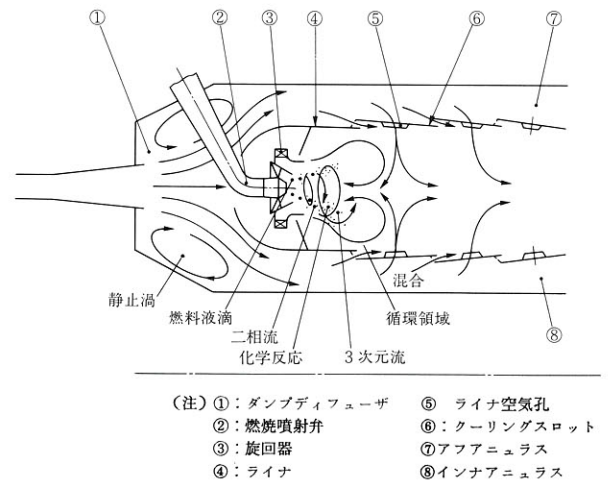
ファン動翼部に対するストラットの影響を, 3次元性を含んで定量的に把握することが可能となった.

5. ガスタービン燃焼器の流れ解析

流体機械の開発コストを削減しその開発期間を短縮できることから, ジェットエンジン燃焼器の基本設計における設計ツールとして数値流体力学 (CFD) の可能性は飛躍的に向上し, 翼列設計をはじめ多くのエンジン要素設計における応用を促進している. CFD は, 燃焼器の Design Productivity (設計開発の効率化) の向上に役立っており, さらに従来の解析的手法では取扱いが困難であったり, 実験による試行錯誤では費用, 期間とも膨大となる複雑な現象に対して, 現象把握の有力な武器となり得ることが注目されている.

5.1 燃焼器ダンプディフューザの流れ解析

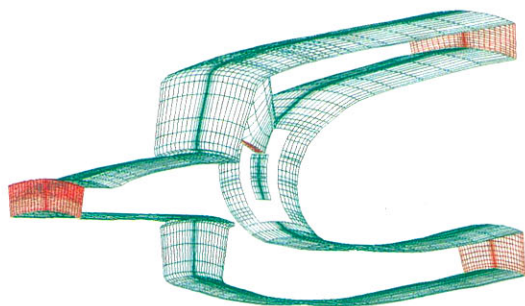
ジェットエンジン燃焼器関連の流れ解析の例として, ガスタービン燃焼器ディフューザ部の流れ解析について述べる. 航空機ガスタービン燃焼器内流れの代表例を第 10 図に示す. 入口ディフューザとして各種のものが提案されているが, 圧縮機側からの不均一な流れに対して安定な流量配分が得られ, かつ燃焼器全体の長さの削減というエンジンの高負荷化に対応できるものとしてダンプディフューザが有望視され, 多くの研究がなされつつある. ダンプディフュー



第 10 図 航空機ガスタービン燃焼器内流れの例

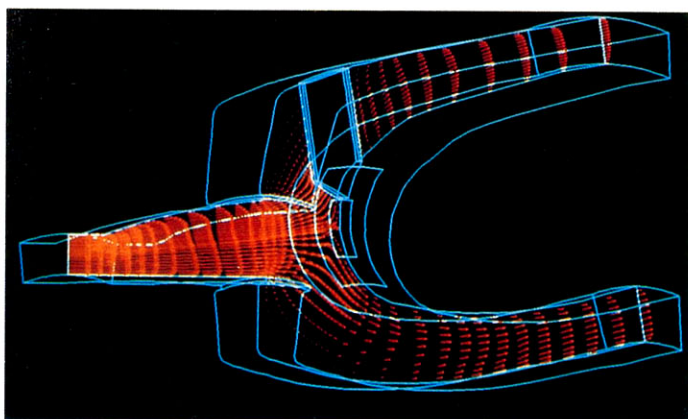
Fig. 10 Example of flowfield in aero-engine combustor

ーザは構造が複雑であるため流力的に調整すべきパラメータが多岐にわたり, 実験的方法のみに頼ると膨大な時間と費用を要する. 著者らは, 実用的な 3次元ダンプディフューザについて 3次元乱流解

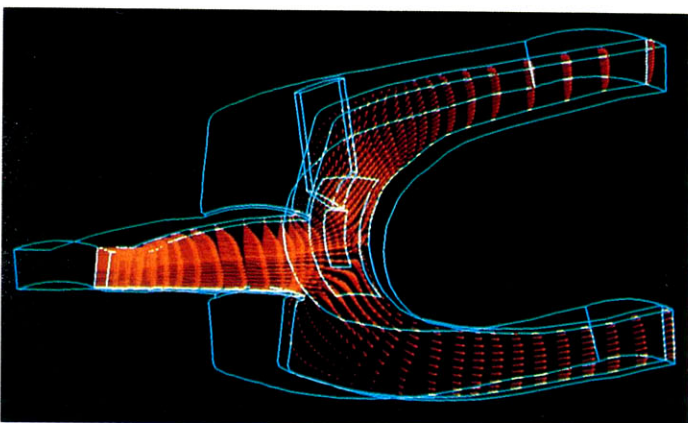


第 11 図 ダンプディフューザ流れ解析用の計算格子
Fig. 11 Calculation grid for dump diffuser

(a) 燃料ノズルを含む面



(b) 燃料ノズルを含まない面



第 12 図 ダンプディフューザ流れの解析結果

Fig. 12 Flow pattern in planes with and without fuel nozzle

析コード：VEGA3⁽⁶⁾を開発し、その流体工学的な特長を把握した。

ガスタービン燃焼器内のダンプディフューザ流れ解析に用いる計算格子には、楕円型微分方程式による数値生成法を用いた。計算格子を第 11 図に示す。流速分布についての計算領域流入面の境界条件は実験結果、すなわちアウト側に偏流している流入流速分布を用いた。流出面における圧力の流れ方向の変化は零とし、流速に関してはアウト側とインナ側の流量比が実験値と同じになるように与えた。

燃料ノズルと燃焼器内筒を含む面の流速ベクトル分布を第 12 図-(a)に示す。燃料ノズルが存在するため、アウト側の定常渦の大きさはインナ側のそれより小さくなっている。

また、燃料ノズルの下流には、局所的な再循環領域が発生している。他方、燃料ノズルを含まない面（同図-(b)）においては、面内の流れに対して燃料ノズルの影響はあまり見られず、強い再循環流れ領域が現われるなど、ほぼ 2 次元流れに類似したものが出現している。これらの結果から、本解析手法はダンプディフューザ内の流れ場の特長を再現しているものと考えられる。

計算領域の流出面における流速分布に関して、計算値と実験値を比較した。定性的、定量的により一致⁽⁶⁾がみられるが、燃料ノズルを含む面内の計算値のほうが実験値より大きくなっている。これらは、複雑な 3 次元の乱流流れ場に対して、等方性の仮定に基づく k-ε 乱流モデル⁽⁷⁾を用いているためと考えられる。

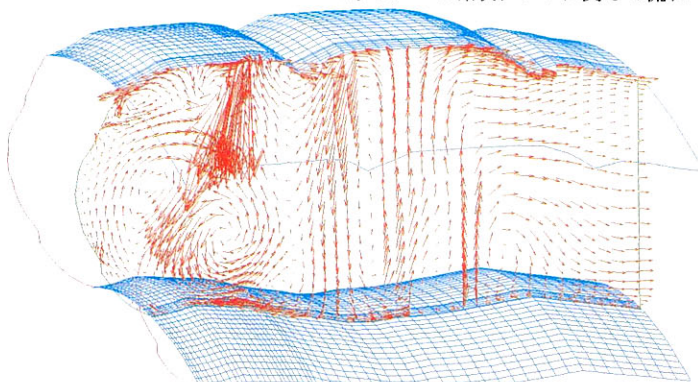
5.2 燃焼器内の燃焼流れ解析

ガスタービン燃焼器の燃焼流動解析結果について以下に述べる。解析コードは上述した VEGA3 であり、乱流モデルには標準の k-ε 乱流モデル、燃焼モデルには Eddy Break Up⁽⁸⁾モデル、ふく射モデルには Six Flux ふく射モデルを用いた。流れ解析コードにおける差分方程式の解法には、スーパーコンピュータ：FACOM VP-Series に適した Checker-Board 法⁽⁹⁾⁻⁽¹¹⁾に基づく反復法を用いている。内部流れで周期境界条件を考慮した場合には、有効な CTDMA (Cyclic Tr-Diagonal Matrix Algorithm) を用いた。計算条件は、アウト側の燃料噴射口から円筒状の燃焼器内に燃料を噴射し、アウト側およびインナ側の希釈口から希釈空気（温度：600K）を供給した場合を対象とした。ただし、解析には円周方向のセクタモデルを用いた。

計算による燃焼器ライナ内の流速ベクトルを第 13 図に示す。希釈空気の影響を受けて偏流しており、循環領域も形成されている。燃焼流れ解析の結果、解析燃料と希釈空気との混合が著しい所の最高温度は約 2 200 K であった。燃焼器出口部では約 1 200 K であり、対応する実験値とほぼ同じ値を示した。このように、本解析手法による結果は、実機のフローパターンや温度分布をほぼ再現するものであった。CFD は燃焼器の各パラメータ（ライナ空気孔、燃料噴射孔、ダンプディフューザの形状など）の影響調査に用いられており、さらに組み込んでいる乱流モデル、燃焼モデル、ふく射モデルの高次化をはかっている。

6. ガスタービン環状ダクト内の流れ解析⁽¹²⁾

航空機ジェットエンジンの流路は、多種多様で複雑な幾何形状を呈している。対象としているジェットエンジンの場合、ファンと高圧圧縮機間に白鳥の首（スワンネックと称する）のような曲率をもった環状ダクトがある。このダクト内の流れの剥離や圧力損失などの予測は、エンジンの空力設計上、重要なキーテクノロジーの一つである。この環状ダクトに関して流れ



第 13 図 燃焼器ライナ内の流速ベクトル

Fig. 13 Flow pattern in combustor

解析を行ない、その結果を空力実験結果および水流実験結果と比較検討した。

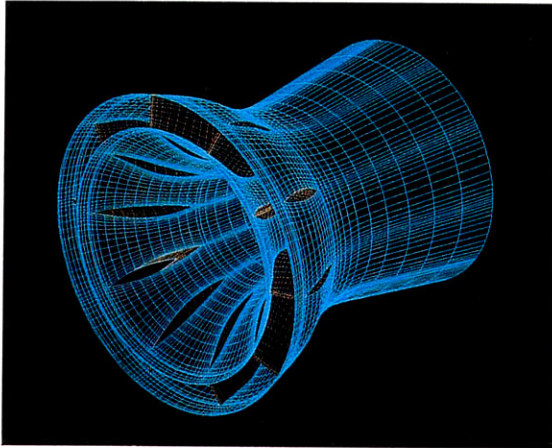
環状ダクトには合計10本のストラットが等間隔にあり、本解析では隣り合う2本のストラット間(36度セクタ)を解析領域とした。計算格子を第14図に示す。使用した計算格子のサイズは、対象とする実験条件に対して $71 \times 31 \times 35$ のものを用いた。流入面では実験条件に対応して軸流成分を与え、乱流運動エネルギーは主流の運動エネルギーの0.1%とした。

解析領域ストラット間の中央断面での解析による流速ベクトルを

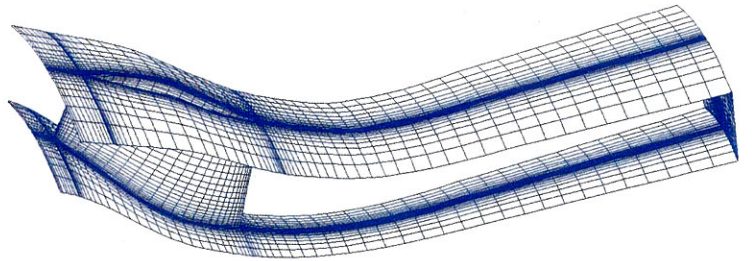
第15図-(a)に示す。ダクト中央部(インナ側)の境界層が厚くなる領域でも、流れの剥離は起らなかった。ストラット近傍における解析による流速ベクトルを同図-(b)に示す。インナ側ストラット後縁付近に、小さな剥離が生じている。

ダクト壁面圧分布に関する実験結果と解析結果を比較したものを第16図に示す。両者はよく一致している。境界層 Shape Factor の解析値は約1.5~1.8で、実験値より10~20%高いことがわかった。この比較検討を通じて、本解析手法がジェットエンジン静止流路系の流れ場の把握に有効であることが示された。

(a) 全周の解析領域

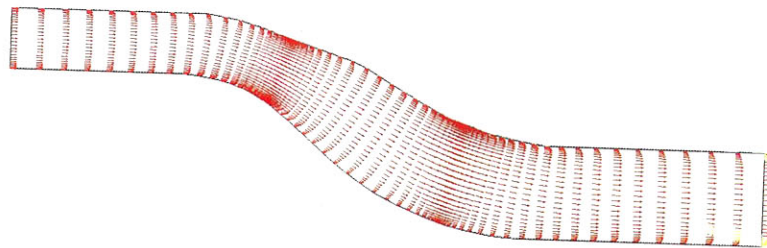


(b) セクタモデル用計算格子

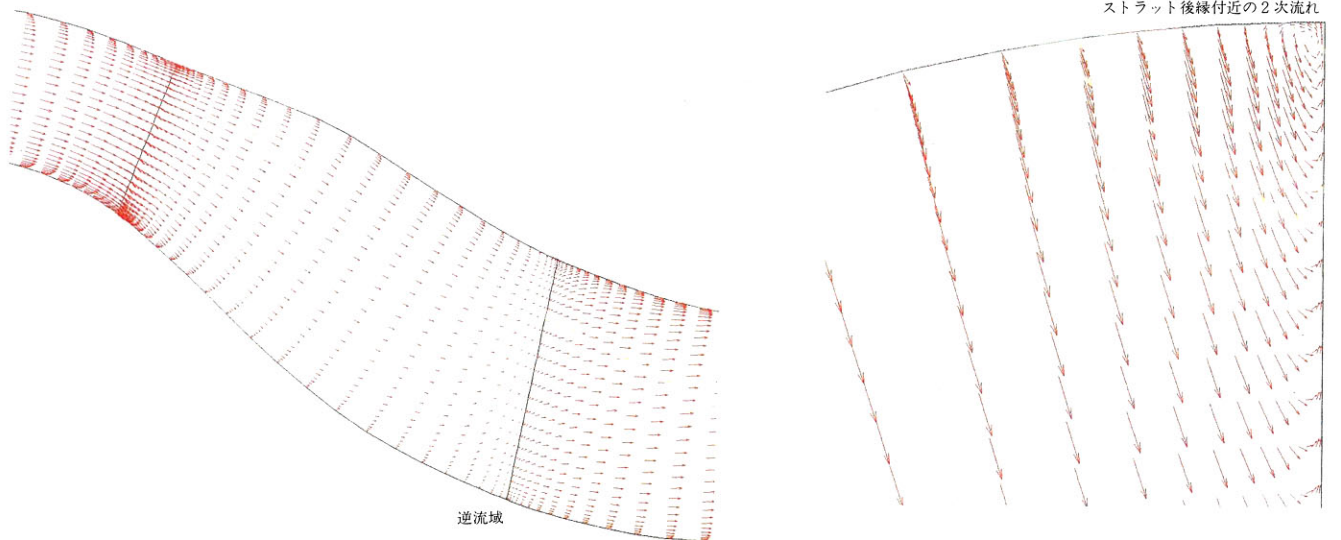


第14図 ガスタービン静止流路系における計算格子
Fig. 14 Calculation grid for gasturbine passage

(a) ダクト中央部

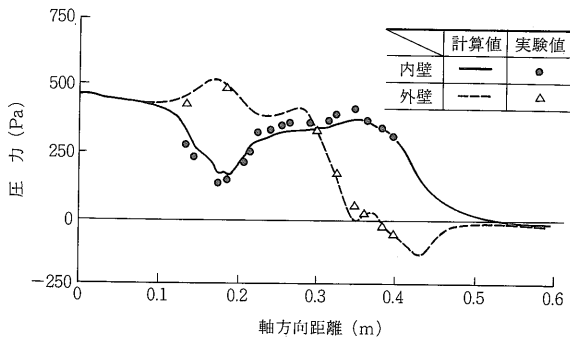


(b) ストラット近傍



第15図 流速ベクトル

Fig. 15 Flow pattern between struts



第16図 中央断面内における壁面圧力分布

Fig. 16 Surface pressure distribution on duct wall

7. 結 言

以上、当社の航空エンジン開発におけるCFDへの取組み、航空エンジン要素内流れの数値シミュレーション結果について報告した。現在、CFDはすでに各要素の形状を決定する空力設計において重要な役割をはたしている。高性能、高負荷化、高温化、軽量化など、ますますきびしい設計仕様が要求される新規航空エンジン開発において、今後、CFD技術は必要かつ不可欠なツールとして発展していくことが期待されている。そのために克服しなければならない課題として

1. 計算結果の精度および信頼性の向上と検証
2. TAT (Turn Around Time) の短縮

があげられる。これらを解決するためには、計算機性能の向上に期待する部分も大きい。精度および信頼性の検証を目的とした多くの計算値と実験値との比較検証を続ける必要がある。

その適用範囲を非定常な流れの解析、各要素の相互干渉の予測などの分野まで拡大し、これまでに蓄積したknow-howをインテグレートして、CFD技術を文字どおり『数値風洞』へ発展させていくことが今後の目標となる。

参 考 文 献

- (1) K. Matsunaga, A. Tanaka, T. Maya, R. Hashino, H. Takeuchi, A. Tamura, K. Kikuchi & O. Nozaki: Application of 3-D Navier-Stokes Computation to Bowed Stacking Turbine Vane Design AIAA 90-2129 (1990)

- (2) K. Fujii & S. Obayashi: Navier-Stokes Simulations of Transonic Flows over a Practical Wing Configuration AIAA Journal Vol. 25 No. 3 (1987. 3) pp. 369-370
- (3) O. Nozaki, K. Nakahashi & A. Tamura: Numerical Analysis of Three Dimensional Cascade Flow Solving Navier-Stokes Equations AIAA 87-1315 (1987)
- (4) H. Kodama & S. Nagano: Potential Pressure Field by Stator/Downstream Strut Interaction 88-GT-54 (1988)
- (5) 穂刈高志, 田中厚成, 松永康二, 竹内久雄, 菊地一雄, 田村敦宏: 多翼素翼列まわりの流れの数値シミュレーション 第9回航空機空力学シンポジウム (1991年6月)
- (6) Y. Ando, M. Kawai, Y. Sato & H. Toh: Prediction of Three Dimensional Turbulent Flows in a Dump Diffuser AIAA 88-0185 (1988)
- (7) B. E. Launder & D. B. Spalding: The Numerical Comutation of Turbulent Flows Computer Methods Applied Mechanics and Engineering Vol. 3 (1974) pp. 269-289
- (8) D. B. Spalding: Mathematical Model of Turbulent Flames Combustion Science Technology Vol. 16 (1976) pp. 3-12
- (9) Y. Ando, M. Kawai, Y. Sato, & H. Toh: Numerical Calculations of Turbulent Flows in a Dump Diffuser AIAA 86-1656 (1986)
- (10) 安藤安則, 河合理文: 三次元物体まわりの乱流拡散の数値解析——第2報 一般曲線座標系に基づく流れ場解析——日本機学会論文集 第53巻第494号 1987年10月 pp. 2951-2956
- (11) 安藤安則, 河合理文, 増子 章, 藤森俊郎, 藤 秀実, 宮前茂広: 3次元熱・流体数値解析コード: VEGA-3の開発, 石川島播磨技報 第29巻第2号 1989年3月 pp. 108-114
- (12) 藤森俊郎, 清水 淳, 河合理文, 安藤安則: ジェットエンジン静止流路系内の3次元粘性流れ解析 ガスタービン学会金沢地区講演会論文集 1989年 pp. 123-129

—謝 辞—

本研究にあたり、科学技術庁航空宇宙技術研究所の関係各位をはじめ多くの方々からご指導、ご協力をいただきました。ここに記し、深く感謝いたします。