

HYPR 90 開発における CFD の適用

児玉 秀和*¹

CFD Contribution to Development of HYPR90

by

Hidekazu Kodama*¹

ABSTRACT

Tests using three prototype sub-scale engines in HYPR project (HTCE, HYPR90-T and HYPR90-C) were conducted to verify the technologies for the propulsion system of a hypersonic transport. Simulations using CFD were introduced to assess the component design to make sure that the intended performance would be achieved in the engine tests, and to support the interpretation of phenomena observed in the tests. In this paper, the following examples of the CFD applications are shown; three-dimensional unsteady flow analyses of a single stage high pressure turbine including hot streaks from combustion cambers, axisymmetric steady flow analyses of disc cavities of a high pressure compressor, three-dimensional flow analyses of a rim rear cavity with exit guide vanes and three-dimensional steady flow analyses of a turbine disc cavity of a high pressure turbine.

1. はじめに

超音速輸送機用推進システムには、超音速飛行時のラム加熱によってシステム全体が高い温度状況下で作動しなければならないことから、亜音速民間機用エンジンにはない耐久性が要求される。この超音速輸送機用システムの開発プロジェクト (HYPR プロジェクト) では、離着陸からマッハ数 5 までの広い作動範囲を可能とするためにコンバインドサイクルエンジンが研究開発の対象となった。このコンバインドサイクルエンジンは離着陸からマッハ数 3 までを作動範囲とするターボジェットエンジンと、マッハ数 2.5 から 5 まで作動するラムジェットエンジンから成る。

HYPR プロジェクトでは、21 世紀のシステムとしてふさわしい経済性や耐環境性を持つことが要求され、さらに厳しい設計仕様が課せられた。このため平成元年から始まった設計開発においては、それまでの亜音速民間機用エンジンでは経験のない挑戦的な技術が採り入れられてきた。これらの技術をシステムとして実証するために、HTCE (超高温コアエンジン)、HYPR 90-T (ターボエンジン) そして HYPR 90-C (コンバインドサイクルエンジン) の 3 つの形態のサブスケール試作エンジンが開発された。

一方で、HYPR プロジェクトの中で行われた流体ソフトウェアの開発等によって、エンジン内部の流れが CFD により詳細にシミュレートできるようになり、経験のない未知の状況も予め把握することが可能になってきた。そこで CFD を用いることによって設計の妥当性を確認し、さらに試作エンジン試験において起きるエンジン内部の事象を CFD によって理解することが行われ、試作エンジン試験によるシステムの技術実証が円滑に行われることを支援してきた。本論文では HYPR プロジェクトで行われた CFD の適用例を示し、CFD が試作エンジンの開発の中で如何に活用されたかを紹介する。

2. HYPR エンジン開発への CFD 適用

高圧タービン非定常段解析

高圧タービンは入口温度 1700℃ という大変高い目標を持

った要素であり、高度な冷却技術が採り入れられている。この入口温度は平均値であって、実際は燃焼器の火炎部下流で高温を保った空間的に非一様な温度分布になっており、1700℃ よりも高い温度分布を有する流体がタービンに流入する (ホットストリーク)。この非一様な温度分布を持った流体が高圧タービンを通過するとき、静翼は周方向の位置によって異なる温度を受ける。温度分布が非一様である流体は静翼を通過しても完全に均一にならず、静翼出口でも温度分布が存在することから、動翼は位置によって異なる温度分布の流体を受け、更に動翼が回転することにより時間的にも動翼が受ける温度分布は変化することになる。開発の当初は一樣な温度分布が流入するとして平均化された温度分布の流れを仮定して設計がなされ、以上に示した非一様性に対しては、温度平均値のレベルを上げることで冷却や強度における健全な設計が可能となるように考慮されていた。

このホットストリークが流入するタービンでは、翼列内部流れ場の温度分布が空間的にも時間的にも変化することから従来の定常解析では現実的な解析が不可能であったが、NWT を利用した並列解析により非定常段解析が可能となり、燃焼器火炎部におけるホットストリークを高圧タービン入口に模擬した静翼、動翼を含む 3 次元非定常段解析を行うことで、ホットストリークによる高圧タービン内の温度分布を詳細に調べることができるようになった。本計算では、対流項に 3 次元風上差分に Chakravarthy-Osher の mimmod 制限関数を用いた TVD スキーム、乱流粘性に Baldwin-Lomax 乱流モデルを用いた [1]。

解析対象には一定のハブ半径とチップ半径を持つ流路内に静翼 28 枚と動翼 57 枚が置かれた単段のタービン翼列を用いた。静翼上流の周方向 16 箇所燃焼器の火炎による高温の領域が存在する。全周の 1/4 の領域に周期境界条件を与えて解析する為に動翼の枚数を 56 枚と仮定して、計算では 4 箇所の静翼上流ホットストリークと、静翼 7 枚、動翼 14 枚を扱った。並列計算では 1 翼間に NWT の 1 計算要素 (PE) を割り当てた。なお、枚数を減少させることによるソリディティの変化は 2% と十分小さいので、流れ場に与える影響は少ないと考えられる。入口境界条件には全温、全圧、流れ角を固定して与えた。図 2(a) に入口境界での全温分布を示す。静翼上流での境界条件に、全温の平均値が 1700℃ より 13% 高いピークを持つ温度分布を 50% スパン位置を中心とした円形で与えて、周方向に等間隔で配置した。図 2(b), (c) に各下流位置での時間平均した全温分布を示す。下流に行くと静翼後縁では、ピークの温度が平均値に対して 7% から 9% と低くなっているが、温度の高い領域が依然存在する

*1 石川島播磨重工業

ことが判る (図 2 (b) 参照)。このことから静翼間ではホットストリークはあまり拡散されずに温度の高い状態で静翼を通過することを意味しており、静翼は周方向位置及びスパン方向位置で局所的ではあるが、常に高温にさらされている箇所が存在することになる。さらに下流の動翼後縁下流位置では、ホットストリークは拡散されて温度の幅が小さくなっており、分布も全体的になだらかになっている (図 2 (c) 参照)。

図 3 に 50% スパン位置での瞬時場の絶対温度分布を示す。ホットストリークが静翼に流入して静翼間で曲げられ、動翼前縁部に当って寸断されていることが示されている。また、動翼は静翼を通過したホットストリークが流入することより、周期的に高い温度にさらされることが判る。この計算によって詳細に求められた動翼翼面上の非定常温度分布を時間平均値と瞬時値で調べた結果、いかなる場所においても冷却設計で想定していた温度の範囲にあることがわかり、設計の妥当性を確認することができた。

高圧圧縮機ディスクまわり流れ解析

高圧圧縮機では流体が圧縮されることによって流体の温度が上昇し、多段の圧縮機の場合、後段においてはかなり高温となる。超音速飛行時にはインテークにおいて急速に亜音速まで減速されるため、エンジン入口で既に高温になっており、高圧圧縮機出口では温度が 600℃ を超えるエンジン作動点も存在する。このため亜音速民間航空機用エンジンとは異なり、高圧圧縮機部材にはタービンで用いられるような耐熱材料が使用されており、またディスクでは二次空気による冷却も行われている。このような高温条件においても要求された寿命を得るには適切な冷却が行う必要がある。このためには二次空気の流れ場を正しく把握する必要があるが、高圧圧縮機ディスクキャビティ内の二次空気流れは複雑な挙動を示すことが知られている。このことから二次空気の流れ場の詳細な分布を $k-\epsilon$ 乱流モデルを導入した定常軸対称伝熱流体解析によって求め、ディスク周りの温度を調べた [2]。

高圧圧縮機ディスクキャビティは 2 段動翼 (2RB) から 6 段動翼 (6RB) までの間で動翼のディスクにより 5 つの空間 (ROOM1 から ROOM5) に分けられている (図 4 参照)。図 5 に計算によって得られたキャビティ内部の速度ベクトル分布を示しており、ディスクポアの領域以外では軸方向と半径方向の速度成分は非常に小さいことが判る。ディスクの温度分布は流れ解析結果から導かれる熱伝達率を与えることによって有限要素法を用いた伝熱解析により求めた (図 6 参照)。図 7 に冷却空気流入孔付近で計測されたディスク壁面温度を用いて無次元化した温度を図 6 中の各位置 (T1 から T7) について示す。解析によって得られた温度を計測された壁面温度と比較すると、両者は良好に一致し、解析が実際の流れを十分に精度良く予測していることが示された。

高圧タービンディスクキャビティ内流れ解析

タービンディスクキャビティ内部は多数のボルトが付いた複雑な形状を有しており、ディスク壁面温度分布、壁面の回転等の影響も受け、キャビティ内部の二次空気の流れ場は非常に複雑になっていると考えられる。タービンディスク壁面と二次空気との間の伝熱量は壁面温度及び壁面付近の二次空気の速度分布や温度分布によって大きく左右されることから、定常 3 次元伝熱流体ソフトウェアを用いてタービンディスクキャビティ内部の流れ場を解析し、キャビティ内部の形状が二次空気の流れ場と伝熱に与える影響を調べた。

HYPRE エンジンコア部の回転するタービンディスクにはボルト 30 本が取り付けられており、このボルトの有無によってキャビティ内部の流れ場が大幅に異なると考えられる。このことから、ボルト形状を模擬した 3 次元格子モデル (以後、ボルト有り) とボルト形状を省略したモデル (以後、ボルト無し) を作成し、それぞれについて伝熱流体解析を行った (図 9 参照)。解析の簡易化の為に解析モデルのボルト形状には体積がほぼ同一である直方体を採用しており、全周の 1/30 の計算領域の中央部にボルトが存在するよう格子モデルを作成した。本解析では全周の 1/30 毎に周期性があると仮定し、周方向境界には周期境界条件を設定した。また、キャビティ左壁面には回転壁面境界条件、右壁面には静止壁面境界条件を与えることで、相対的に回転するタービンディスクを模擬している。

図 10 にボルト無しとボルト有りのタービンディスクキャビティ内部流れ場の軸方向-半径方向速度ベクトルをボルト軸中心位置断面で表わす。この図から、ボルト無しとボルト有りの両方の場合に上部キャビティ中心付近で反時計周りの渦が形成されている事が判る。これはディスクの回転壁面のせん断力により壁面付近の流体に遠心力が加わり、壁面付近の流体が半径方向に移動し、静止壁面で囲まれたキャビティ上部領域に流れ込むことで渦を形成している。ボルト無しの場合には、ディスクキャビティ内部全体に反時計方向回転の大規模な渦が形成されており、キャビティ下部領域にキャビティ上部領域からの流体が流れ込んでいることが判る。一方、ボルト有りの場合は、ボルトによって排除された流体とキャビティ上部領域からの流れによってキャビティ下部領域には時計周りの渦が形成され、キャビティ上部領域に形成される反時計周りの渦と 2 つの渦が形成される事が判る。この流れ場が異なることから、ボルト無しの場合、キャビティ上部領域の比較的低温度の流体がキャビティ下部領域まで輸送されて、図 11 (a) に示す様に計測点 (図 8 参照) 付近の温度が低くなっており、キャビティ下部領域において壁面とキャビティ内部の温度差が大きくなっていることが判る。これに対して、ボルト有り形状の場合、2 つの渦を形成しているために、キャビティ上部の低温度の流体がキャビティ下部領域に流入されずに、キャビティ下部領域で比較的高温度の流体が循環する流れ場になっており、キャビティ下部領域で回転壁面とキャビティ内部の二次空気との温度差が小さくなっている (図 11 (b) 参照)。次に、図 12 にディスクキャビティ内部のボルト軸中心断面位置でのスワール比分布を示す。ここで、流体の周方向速度を同半径位置における回転壁面の周方向速度で割った値をスワール比と定義する。ボルトの回転によってキャビティ下部領域に大きいスワールが存在しており、この領域で回転壁面と流体と間の相対速度が小さくなっていることが判る。

以上の回転壁面とキャビティ内部二次空気との温度差および速度差から伝熱を考えると、ボルト有りの場合、回転壁面との速度差及び温度差が小さい流体がキャビティ下部領域で循環していることから計測点付近での無次元熱伝達率 (Nu 数) が低くなっていると考えられる。一方、ボルト無し形状の場合、逆に回転壁面との間で速度差及び温度差が大きくなっていることから無次元熱伝達率が高くなっていると考えられる。回転壁面について計測点 (図 8 参照) での実測温度から推定された熱伝達率を用いて無次元化を施し、更に周方向平均した解析熱伝達率分布を図 13 に示す。ボルト無しとボルト有りとの間には 1.3 倍程度の無次元熱伝達率の差が存在しており、ボルト形状の有無によって伝熱の大幅な差が存在することが判る。また、ボルト有りの場合は計測データによる無次元熱伝達率とおおよそ一致しており、今回の数値解析がディスクキャビティ内部の流れ場を適確に予測

していることを示している。以上の事から、タービンディスクの伝熱を正確に予測するためには、キャビティ内部の形状を適切に再現してキャビティ内部の流れ場を正確に予測する必要があることが判明した。また、計算で得られたタービンディスクの温度は設計で想定していた範囲内であり、設計の健全性を確認した。

低圧タービンリムキャビティ／主流流れ解析

HYPR90-Tの高空性能試験のM2.5上昇飛行条件において低圧タービンリムキャビティ内の温度が過昇することが起きた(図14参照)。低温の二次空気が送り込まれているリムキャビティ内で温度が過昇したメカニズムは、限られたエンジン計測からは明確には解明されなかった[2]。

リムキャビティ内では主流と二次冷却空気がお互いに強く干渉する流れ場であると考えられるので、低圧タービン主流部とリムキャビティ内を合わせた領域についてk-ε乱流モデルを導入した3次元定常粘性流体解析を用いて流れの詳細な構造が調べられ、温度の過昇の原因を解明することが行われた[2][3]。

キャビティ内への二次空気入口境界条件はラビリンスシール位置で速度成分、温度、乱流エネルギー、散逸率を固定値として与え、このとき質量流量、温度は二次空気システムの1次元解析から得られた値を用いた。周方向及び半径方向の速度成分はゼロと仮定した。一方、主流の入口境界条件は上流の動翼後縁位置で、エンジン計測データから導かれた全圧、全温及び流れ角を与えた。出口境界ではEGVの50%コード下流位置で計測から得られた静圧を与えた。また、EGVが全周で8枚あることから、周期境界条件を用いて全周の1/8の解析を行った。

図15に解析で得られたEGVハブ面での静圧分布を示す。EGVの翼厚と曲げの効果によって生じるポテンシャル圧力分布がキャビティ出口付近に存在し、周方向に非一様な圧力分布になることが判る。また、解析で得られたキャビティ内部の速度ベクトルと温度の分布を図16に示す。EGV負圧面付近ではキャビティ内部から主流方向に流れが流出し、高温の主流がキャビティ内部に入ることなく翼列流路に沿って流れていることが判る(図16(c)参照)。これに対して、EGV前縁付近や正圧面付近ではキャビティ入口で高温の主流が巻き込まれて渦を形成していることが示されている(図16(a),(b))。

このようにキャビティ内で周方向に不均一な流れとなるのはEGVによって周方向に非一様な圧力分布が形成されていることに起因していると考えられ、圧力が高い所から高温の主流がキャビティ内に巻き込まれたと考えられる。高空性能試験後に静翼ディスク表面に局所的変色した箇所が観察されている(図17参照)。一方、計算結果によって得られた静翼ディスク表面の温度分布はEGV前縁位置を中心にキャビティ入口付近で局所的に高くなっていることが判る(図18参照)。この試験結果と計算の温度分布を比較すると、試験で変色した部分と計算結果での高温領域が一致することから、変色は高温の主流巻き込みによって生じたと推測される。

これらから温度過昇は局所的に生じたと考えられ、HYPR90-T試験における耐久性には支障がないと判断することができた。

3. まとめ

CFDの適用を通じてHYPR試作エンジンによるシステムの技術実証が円滑に行われることを支援してきた。ここでは具体

的な例によりその適用方法及びその結果を示している。これらの例はエンジン開発におけるCFDの有効性を示すものであり、今後エンジン開発においてCFDの役割がますます重要になっていくものと期待できる。

参考文献

- [1]Hirai, K., Kodama, H., Nozaki, O., Kikuchi, K., Tamura, A. and Matuo, Y., "Unsteady Three Dimensional Analysis of Inlet Distortion in Turbomachinery", AIAA Paper 97-2735, 1997
- [2]Yamawaki, S. Ohkita, Y., Kodama, H., Yoshida, T., Nozaki, O. and Yamane, T., "CFD Contribution to Develop of HYPT Engine", AIAA Paper 99-0886, 1999
- [3]Ohkita, Y. et al., "Numerical Simulation of Flow and Heat Transfer in 3D Complicated Geometries Using Unstructured Grids", AIAA Paper 97-1948, 1997

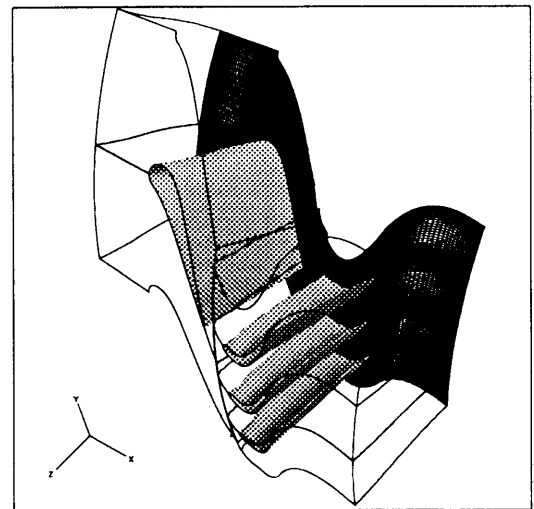


図1 単段HPタービン計算格子

表1 HPタービン設計目標値

パラメータ	設計値
質量流量	kg/s 194.5
入口全圧	kPa 1000.3
入口全温	°C 1700 Level
圧力比	2.7
断熱効率	% 90

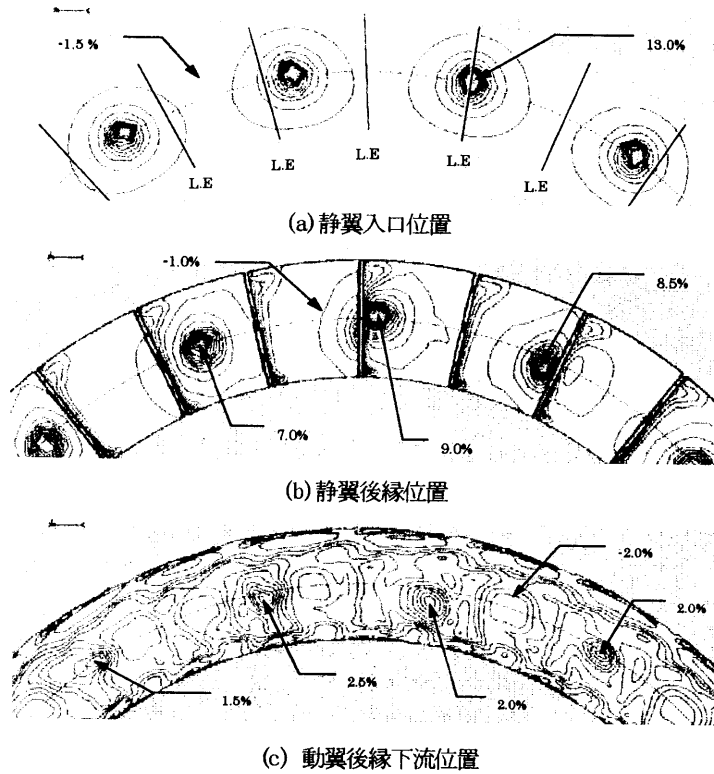


図2 絶対全温分布 (時間平均分布)

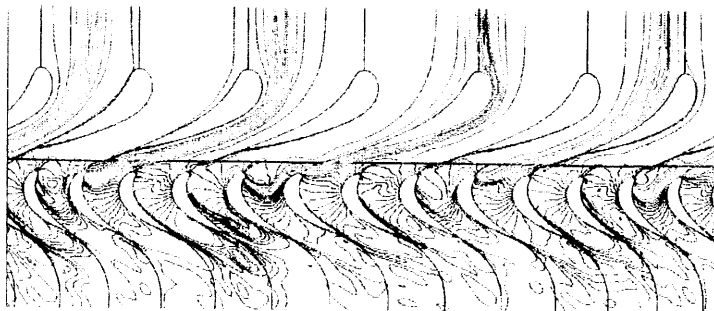


図3 絶対全温分布 (瞬時分布 50%スパン位置)

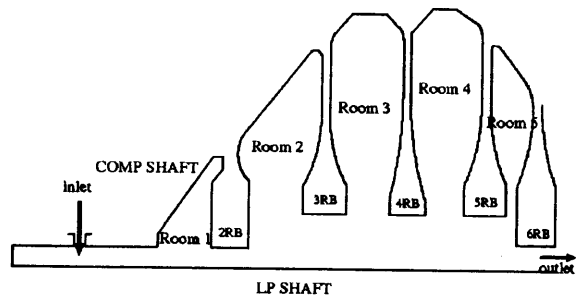


図4 高圧圧縮機ディスクキャビティ概略図

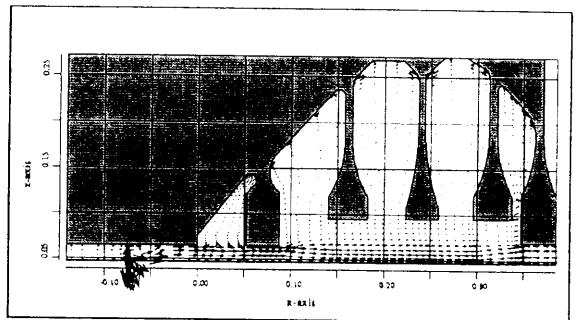


図5 速度ベクトル分布図
(高圧圧縮機ディスクキャビティ内部)

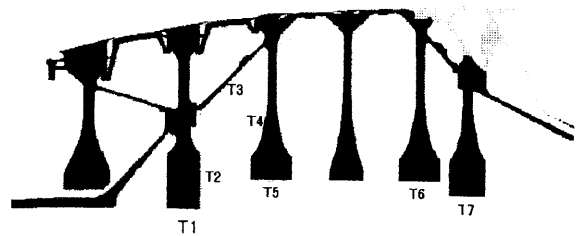


図6 高圧圧縮機ディスク温度分布図

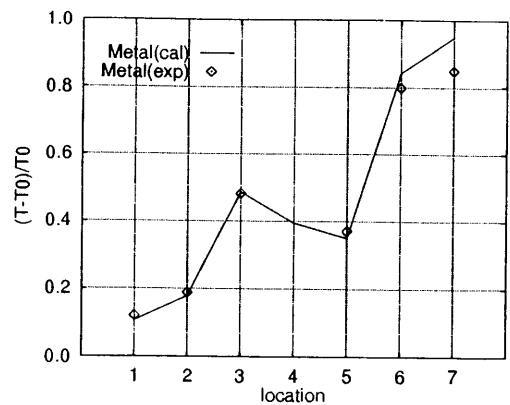


図7 壁面温度分布比較図

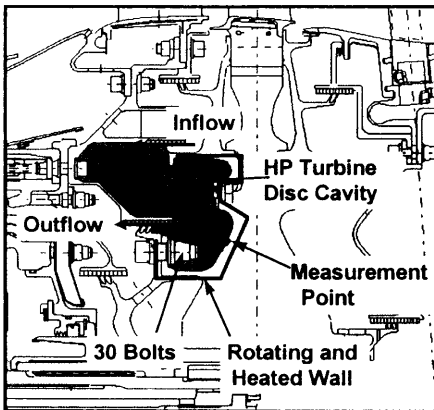
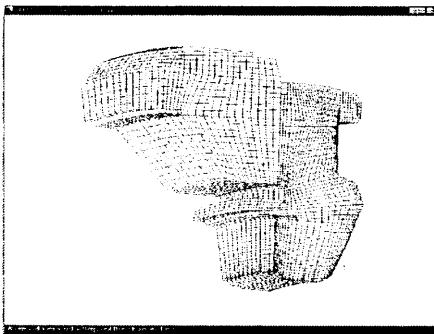
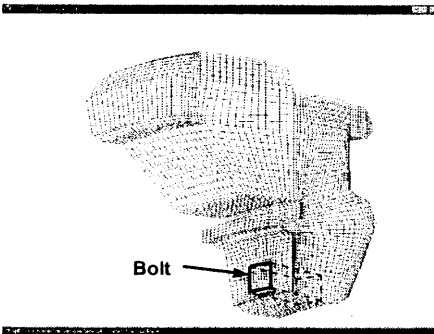


図8 高圧タービンディスクキャビティ概略図

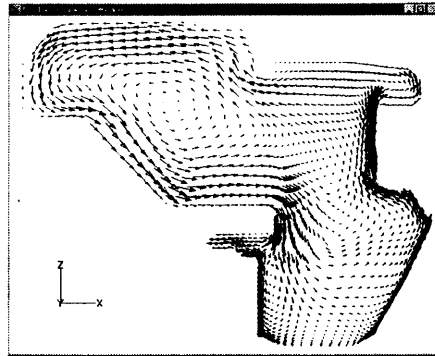


(a) ボルト形状無し

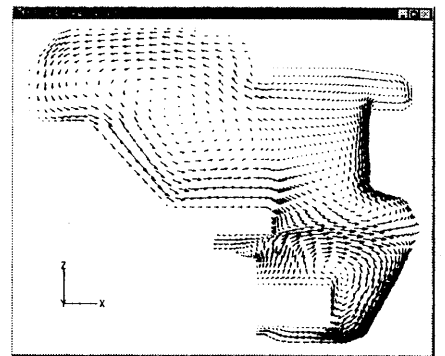


(b) ボルト形状有り

図9 タービンディスクキャビティ計算格子

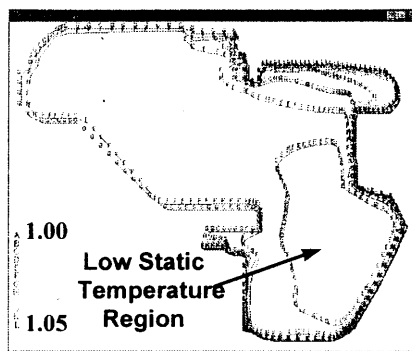


(a) ボルト無し形状

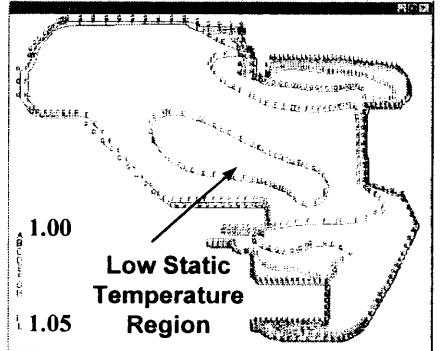


(b) ボルト有り形状

図10 速度ベクトル分布図 (ボルト中央断面位置)

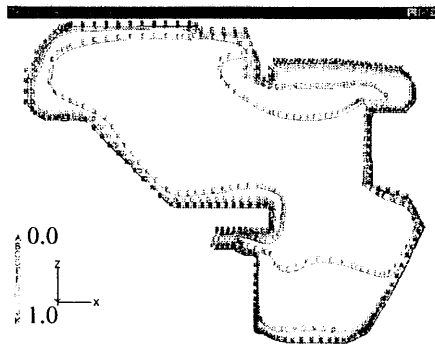


(a) ボルト無し形状

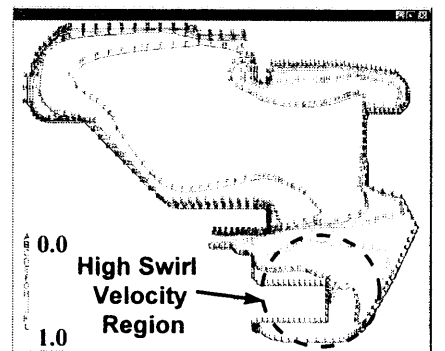


(b) ボルト有り形状

図11 無次元温度分布図 (ボルト中央断面位置)



(a) ボルト無し形状



(b) ボルト有り形状

図12 無次元スワール比分布図 (ボルト中央断面位置)

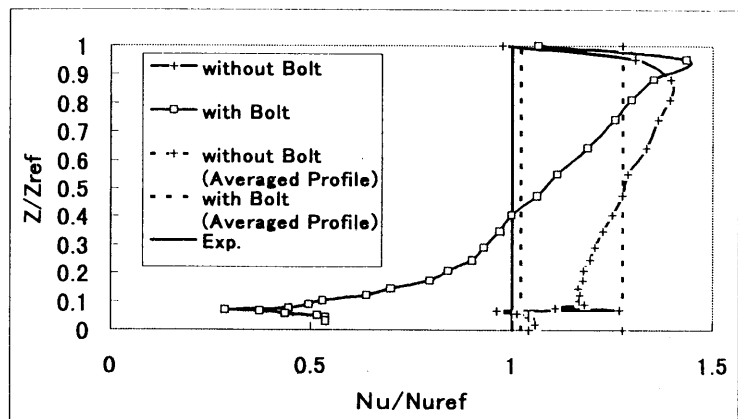


図13 無次元熱伝達率分布図(周方向平均分布)

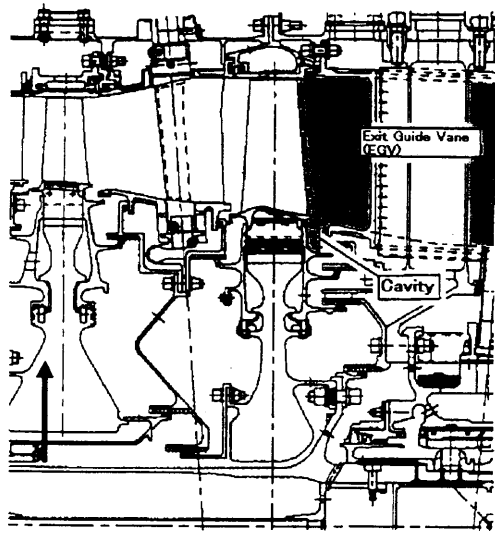


図14 EGV及びリムリアキャビティ概略図

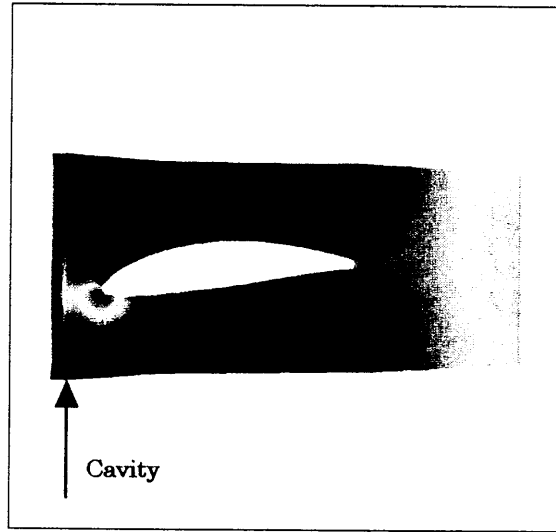
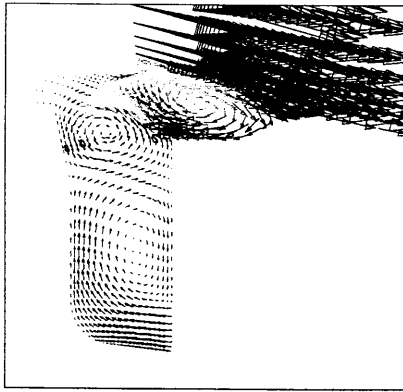
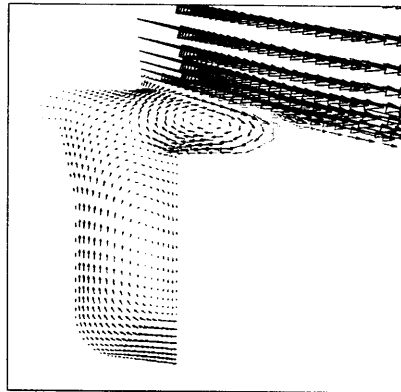


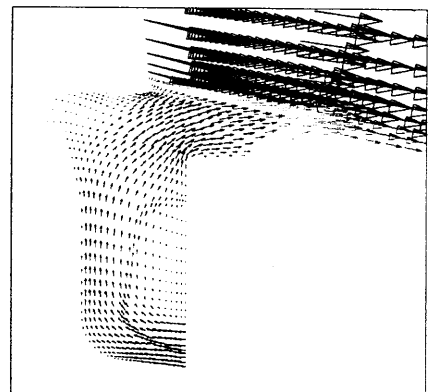
図15 EGVハブ面静圧分布図



(a) EGV前縁位置



(b) EGV正圧面付近位置



(c) 負圧面付近位置

図16 EGV前縁付近及びキャビティ内部速度ベクトル分布図 (温度分布図)

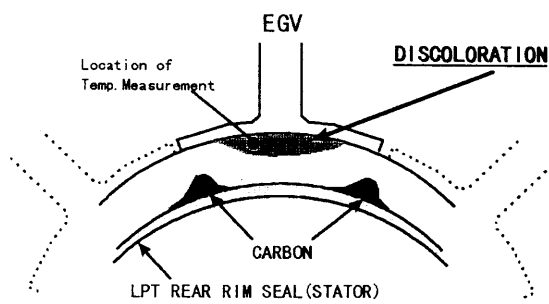


図17 静翼ディスク表面変色部概略図 (リムリアキャビティ)

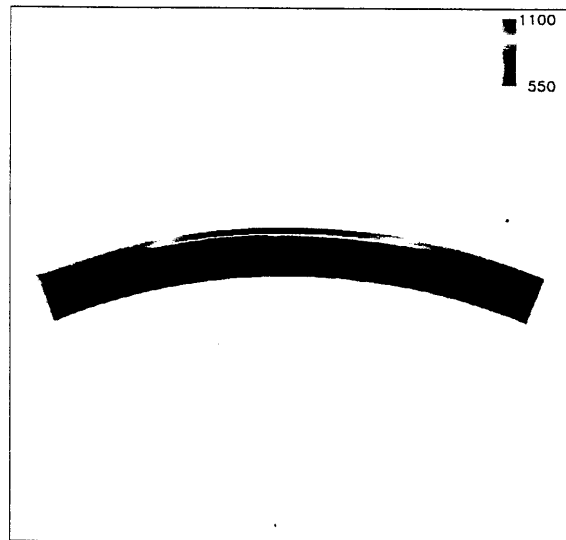


図18 静翼ディスク温度分布 (リムリアキャビティ)