

タービン翼の流体・熱伝導連成解析

山根 敬、山本一臣、吉田豊明
(独立行政法人航空宇宙技術研究所)

Coupled Simulation of Flow and Heat Conduction around/inside Turbine Blade

by

Takashi Yamane, Kazuomi Yamamoto, Toyoaki Yoshida
National Aerospace Laboratory of Japan

ABSTRACT

A new coupled simulation program for flow and heat conduction has been developed based upon a common CFD platform UPACS. It connects flow calculation blocks and solid blocks without using surface temperature values explicitly. The time-lag between flow simulation and heat conduction calculation which is a severe problem in coupled simulation has been overcome by incorporating a heat conduction sub-step method. The developed program has been applied to simulations of a turbine cooling structure which are the integration of impingement and pin cooling device.

1 はじめに

航空分野の設計において、流体解析、構造解析、そして熱伝導解析はすでになくはならないツールとなっているが、現在ではそれら性質の異なる数値解析を密に練成させる多分野統合解析によって、より高精度な数値解析を実現させることが期待されている。

特にガスタービンエンジンの高温タービン翼については、翼外部の最大 1500K 程度にも及ぶガス温度から翼材を守るために翼内部に冷却通路を設けるとともに、その冷却空気を翼表面に吹き出してフィルム状の保護膜を形成する耐熱設計が行われている。タービン翼の温度は、これら高温ガスと冷却空気との間の熱のやりとりによって決まり、数十 K の違いが材料の寿命に大きく影響するため、正確な予測が求められている。

このようなタービン関係の流体・熱伝導連成解析についてはすでにいくつかの研究がおこなわれているが [2]、筆者らも UPACS のマルチブロック解析の特徴を生かして、流体解析と熱伝導解析をブロック毎に切替えることで、同時に異なる種類の解析を実行し連成させる手法を開発しタービン翼の流れと熱伝導解析に適用した [3]。

しかしながら、現実のタービン翼の様に、温度分布が流体との連成のみで決まる現象を扱う場合、流れの状態が定まっても熱的平衡状態に至るにはさらに時間を要するという、流体と熱伝導の特性速度の違いの問題があり、連成解析で平衡状態の温度場を求めるには膨大な計算時間が必要となる。これまでの流体・熱伝導連成に関する研究ではこの問題が未解決であり、実用化への大きな障害となっていた。

2 流体・熱伝導連成解析手法

2.1 流体ブロックと熱伝導ブロックの接続境界

UPACS[1] による流体・熱伝導連成解析では、マルチブロック構造格子を流体解析部分と熱伝導解析部分 (固体) 部分それぞれ

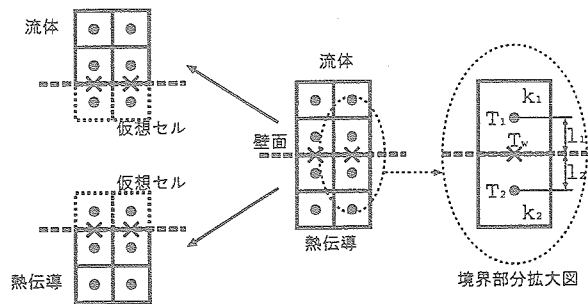


図 1: 流体ブロックと熱伝導ブロックの接続境界

れに作成し、ブロック毎に設定したフラグ値をもとに各ブロックで実行すべき解析サブルーチンが選択される [3]。

流体ブロックと熱伝導ブロックの接続部分を模式的に表したのが図 1 で、有限体積型スキームを採用している UPACS では各計算セルの中心で物理量が定義されており境界値は陽には存在しない。そこで流体の壁面境界では仮想セルを生成しているが、本研究の連成境界ではこの仮想セルとして接続相手である熱伝導ブロックのセル形状を使用する。この仮想セルに、壁面 (図中の x の点) での値が物理的に正しくなるように密度、速度、圧力の値を外挿している。これらの物理量から状態方程式を使って温度値も自動的に決まるが、流体解析に含まれる熱伝導項の計算には、流体解析の壁面境界条件を満たすように仮想セルに設定した値ではなく、熱伝導ブロックの熱伝導解析の結果に基づく値を使わなければ壁面の熱流束が正しく計算できない。一方、熱伝導ブロックの計算に必要な仮想セルには、対応する流体側セルから温度値および粘性係数から計算される熱伝導係数をコピーすればよい。

流体ブロックと熱伝導ブロックの接続境界を満たすべき熱的条件は以下の 2 条件である。

- 1. 温度が連続

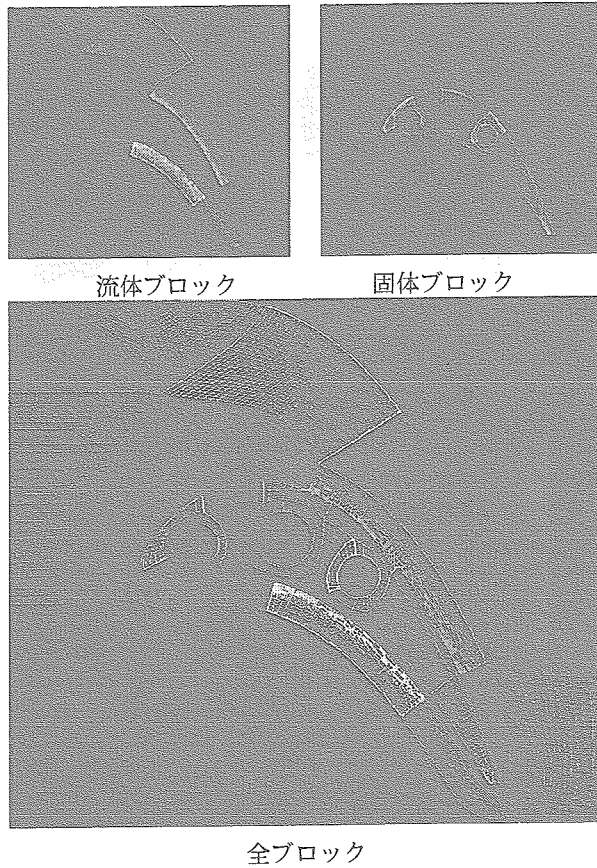


図 2: 連成解析用 2 次元タービン格子

2. 流体側と熱伝導側の熱流束が一致

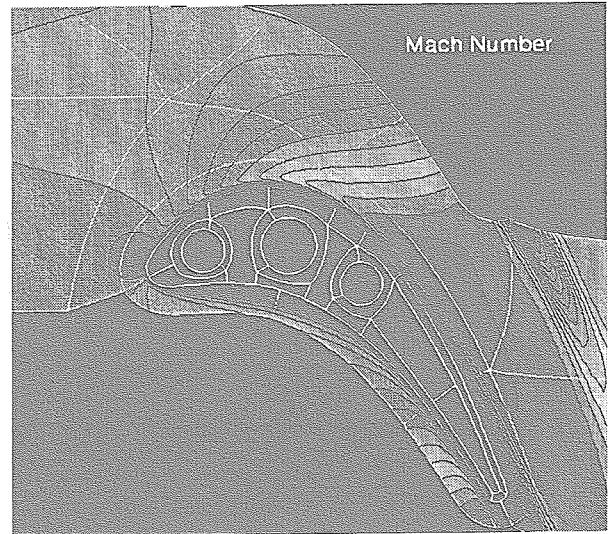
これを図 1 右のようにセルの温度 T_1, T_2 、境界壁面温度 T_w 、セルの熱伝導係数 k_1, k_2 、セル中心から境界壁面までの距離 l_1, l_2 で表すと、

$$\frac{Q}{A} = k_1 \frac{T_1 - T_w}{l_1} = k_2 \frac{T_w - T_2}{l_2}$$

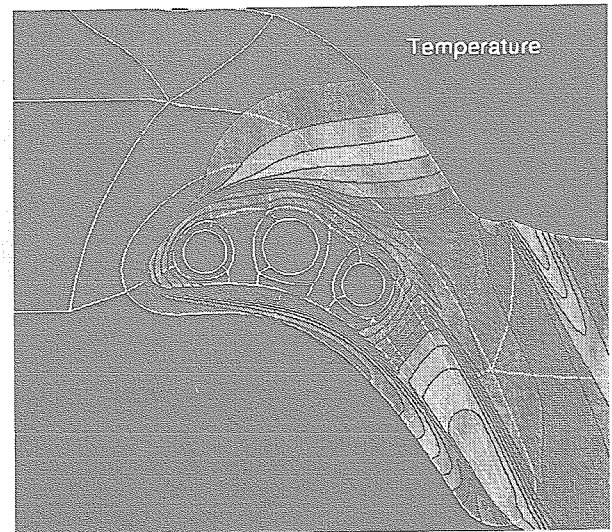
ここに Q は熱流束、 A はセル境界面の面積である。この式から T_w を消去すると、

$$\frac{Q}{A} = \frac{k_1 k_2 (T_1 - T_2)}{k_1 l_2 + k_2 l_1}$$

となる。上記の熱的条件は、実際には流体ブロックと熱伝導ブロックの接続境界だけでなく、流体どうし、熱伝導どうしのすべてのセルの接続面においてもあてはまるため、連成境界においては仮想セルへのデータ転送後の変換のみを行えばよいことになる。こうして求められた計算空間の各セルの全境界面の熱



(a) Mach Number Distributions



(b) Temperature Distributions

図 3: 2 次元タービン連成解析結果 (冷却部温度固定)

流束の合計をセルの熱容量で割ることで温度の時間変化量が求められる。

これまでの流体・熱伝導解析の研究では、壁面温度を境界条件として流体と熱伝導解析を接続していたために、それぞれの解析は独立的に安定して行えるものの若干の温度情報の伝達遅れが生じていた。一方、本手法では前述のように熱伝導解析に関しては壁面温度を使用する必要がなく、シームレスな解析が行える特徴がある。しかしながら、流体ブロックの壁面における速度境界条件や圧力境界条件を満たすように仮想セルの値を計算する過程で壁面温度値を求める必要があり、完全に壁面温度値から開放されているわけではない。

2.2 二次元タービンの連成解析

流体・熱伝導の動作確認のため、二次元タービンに模倣的な内部冷却を付加した形状での連成解析をおこなった。翼内部に 3 つの円形冷却面を持つ形状を表現するために、図 2 のように

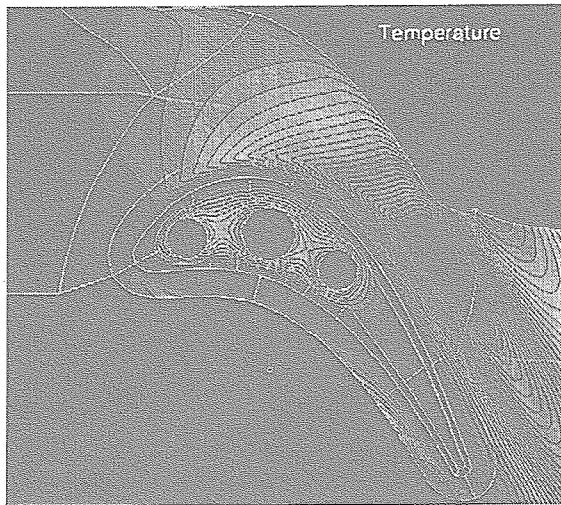


図 4: 2次元タービン連成解析結果 (内部冷却模擬)

翼周りの流れ場に14ブロック、翼内部の熱伝導部分に21ブロックを使用した。これらのブロックどうしの接続情報の設定を自動的に行うことができるのがUPACSの大きな特徴で、この形状の計算固有のプログラムの改造は必要ない。

図3は計算結果の例で、3つの円形冷却部をタービン入口温度の0.6倍の値に設定した。流体の淀み部分の高温と高速部分の低温、そして翼内部で与えた固定温度によって、翼材部の温度分布が決まっている様子がよくわかる。

現実のタービン翼の温度は、外部の高温ガスと内部冷却との熱のバランスによって決まり、上記の解析のように内部冷却部分の温度も本来は未知である。そこで、2次元タービン形状で内部冷却流を模擬するために、冷却通路を冷却水が流れている状態を想定して、水温と内部壁面の熱伝達率を境界条件とする解析を行った。この場合、内部壁面の温度分布は計算した結果として得られる。解析結果が図4で、内部冷却面の温度分布が連成解析の結果として得られた。

しかしながら、固体部分の温度値を境界条件として与えない計算は、「はじめに」で述べたように、流れ場がおおむね落ち着いた後でも熱的平衡状態に至るまでにさらに時間を要するために、膨大な計算時間が必要となる。

2.3 計算加速手法

連成解析での計算時間の問題は、次のように考えれば理解しやすい。ショックチューブ内の流れはミリ秒から100分の1秒単位の時間で流れ場がほぼ決まるが、流れに置かれた物体の温度分布が平衡状態に達するには数秒から数十秒の時間を要する。これを直接的に流体・熱伝導連成解析で扱おうとすると、流れ場がおおむね定まった後も計算負荷の大きい流体解析を熱的平衡状態に至るまで続けなければならない。

そこで熱伝導解析のみを促進するサブイタレーション手法を考案した。図5はその概念を示すプログラムフローである。通常のイタレーションは、流体ブロックでは流体解析を、熱伝導ブロックでは熱伝導解析を行うが、熱伝導サブイタレーションでは流体ブロックにおいても熱伝導項の計算のみを行う。これにより、流体ブロック・熱伝導ブロックともに一体として温度場の変化を促進させる。見方を変えれば、計算負荷がかかる流体の対流項および陰解法部分を間引くとも言える。

熱伝導サブイタレーションの効果を示したのが図6で、通常のイタレーションの間に5ステップの熱伝導サブイタレーションを適用した場合の収束履歴をサブイタレーションなしの場合

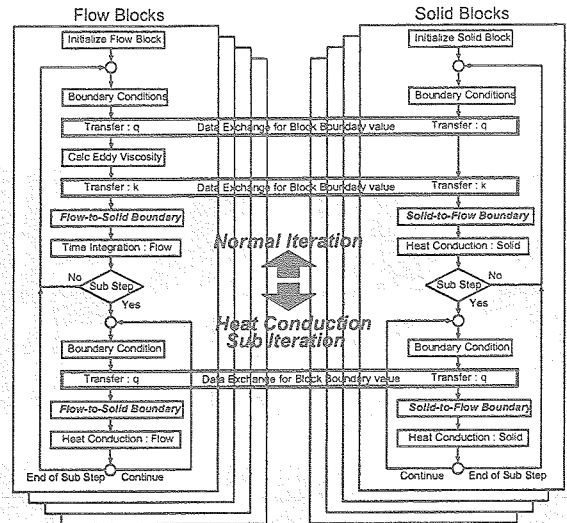


図 5: 熱伝導サブイタレーションの概念

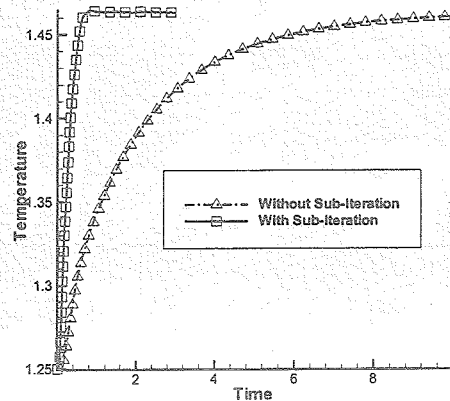


図 6: サブイタレーションの有無による収束履歴の比較

と比較した。横軸は計算の実時間で、5回のサブイタレーションは1回の通常のイタレーションと同程度の計算時間を必要としたが、収束までの時間は約20分の1に減少し劇的な効果が得られた。

しかしながらこの熱伝導サブイタレーションは物理的には正しくないことに注意しなければならない。そこで副作用を確認するために、サブイタレーションの使用の有無による計算結果の違いを調べた。図7は両者の温度分布結果の差分を図示したもので、翼後縁近くでは流れの変動が見られたため2つの解には差が見られるが、これは計算手法による違いではない。一方、流れがほぼ定常的に落ち着いている翼前縁付近での違いはほとんどみられず、熱伝導サブイタレーションの副作用は無視できるレベルであると考えられる。1タイムステップにおける物理量の変化に寄与する熱伝導項の割合が小さいため、サブイタレーションで発生した誤差が通常のイタレーションで拡散・相殺されているものと思われるが、引き続き影響の度合いの調査を実施している。



図 7: サブイタレーションの有無による計算結果の違い

3 大規模解析への適用

本研究で開発した流体・熱伝導連成解析の計算加速法により、大規模な連成解析が実現可能となった。そこでタービン翼の新しい冷却構造の開発を目指して実施している実験的研究の試験体を対象に、流れと温度場の連成解析を行った。

一般にタービン翼表面には、冷却空気によるフィルムを形成するための孔が開けられているが、その内側にはもう一層の孔開きプレートがあり、フィルム孔から吹き出す前にいったん外側のプレートに内側からぶつかって冷却を促進する役割を持たせている(インピンジメント冷却)。この2層のプレートの間ピンを配置する複合冷却構造(図8)によって、さらに熱伝達を促進させ冷却空気の削減をめざす研究が進められている[4]。

図9に解析対象とした複合冷却構造試験体を示す。この試験体を高温風洞の壁面に設置し、冷却空気を吹き出して試験体表面の温度の計測を行っている。実験では正方形の試験体であるが、数値解析では図示した必要最低限の領域を対象とし、左右方向は周期境界条件を与えた。

計算格子(図10)は平板に開けた丸い孔や丸いピン形状を正確に表現するため、2次元面に円形を配置したマルチブロック格子を作成し、高温ガス流部分、上部プレート部分、プレート間、下部プレート部分、冷却空気流入部分の5層にブロック分けしながら2次元格子を高さ方向に積み上げた。したがって、高温ガス部分と冷却空気流入部分には不必要に細かく複雑なブロック形状が見られる。なお、図10(b)では固体ブロックのみを表示しているが、空間に見える領域も流体ブロックで埋めつくされているので、すべてのブロックを表示すれば、積木のように組み合わせたすき間のない直方体の物体になる。この試験体のケースでは、流体解析に310ブロック、固体解析に270ブロックを使用し、合計格子点数は約300万点となった。計算条件としては、高温ガス上流の淀み状態、冷却空気上流の淀み状態、出口の静圧を与え、固体表面には計算領域の端に断熱条件を与えているのみである。

図11が連成解析結果で、計算加速法の効果はあるものの、流体部分のみの解析と比較して、数十倍の計算時間が必要であった。しかしながら、上部プレート内の温度分布やピン部分への熱の伝わり方など、流体・熱伝導連成解析でなくてはとらえられない結果が極めて明解に得られている。特にインピンジメント流(図の下側のプレートの孔を通過する噴流)が上部プレートの裏側にあたっている部分については、もし流体解析だけで断熱壁境界条件の計算を行ったならば低温の冷却空気とは

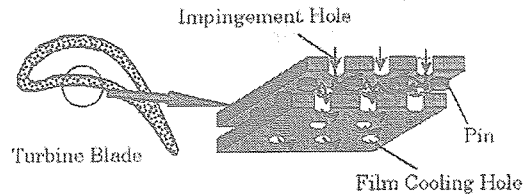


図 8: 複合冷却構造のコンセプト

いえ上部プレートにぶつかる部分では淀みとなるため周囲の温度よりも高くなる結果が得られるはずだが、連成数値解析では非常に良く冷却され、周囲の固体温度よりもかなり低くなっている様子がとらえられている。

なお他の試験体形状の解析や実験との比較については、参考文献[5]を参照されたい。

4 結言

本研究では、UPACSのマルチブロック構造を活用し流体・熱伝導連成解析を実現させるとともに、流体解析と熱伝導解析の収束時間差のために熱的平衡状態に解が収束するまでに必要となる計算時間の問題を、熱伝導サブイタレーション手法を考案することで劇的に改善した。その結果、数百万点規模の格子点の流体・熱伝導連成解析において、固定温度境界条件を与えなくても収束解を得ることに成功した。

補足

本研究の連成解析プログラム開発は、ITBLプロジェクトで実施しているアプリケーション・ソフトウェア開発の一環である。

計算対象としたタービン冷却構造の研究は、経済産業省の新規産業創出型産業科学技術研究開発制度による「環境適合型次世代超音速推進システムの研究開発」の一環である。

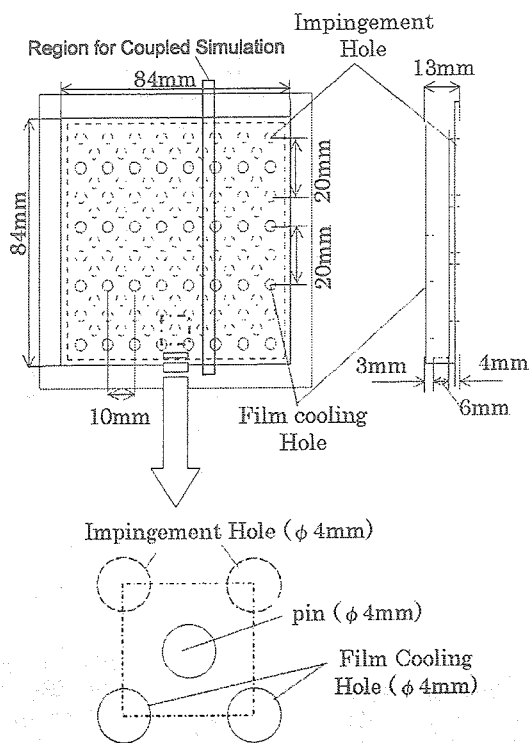


図 9: 試験体形状と計算領域

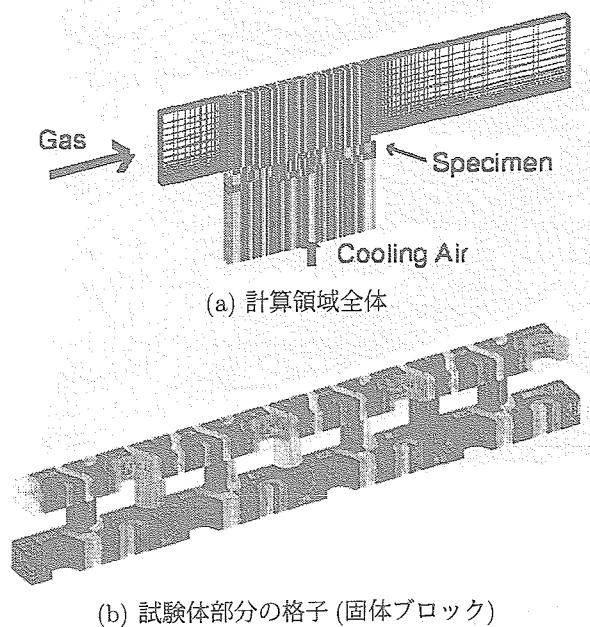


図 10: 計算格子

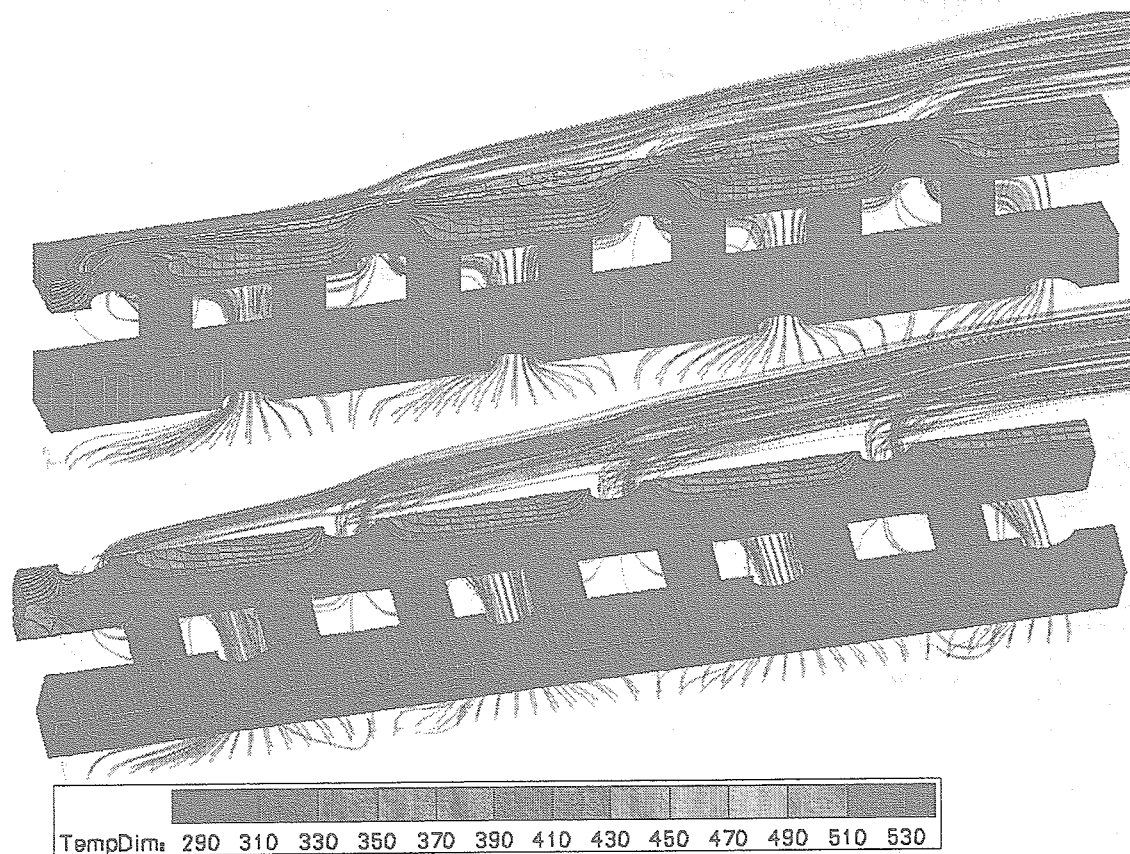


図 11: 固体部表面温度と冷却空気流線

参考文献

- [1] 山本一臣、他、「並列計算プラットフォーム UPACS について」、航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム1999講演集、航空宇宙技術研究所特別資料 SP-44
- [2] Bohn, D., Heuer, T., Kortmann, J., “Numerical Conjugate Flow and Heat Transfer Investigation of a Transonic Convection-Cooled Turbine Guide Vane with Stress-Adapted Thickness of Different Thermal Barrier Coatings”, AIAA 2000-1034
- [3] 山根 敬、他、「UPACS による流体・熱伝導連成解析について」、航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2002講演集、航空宇宙技術研究所特別資料 SP-57
- [4] Yamawaki, S., Nakamata, C., Imai, R., Matsuno, S., Yoshida, T., Mimura, F., Kumada, M., “Cooling Performance of an Integrated Impingement and Pin Fin Cooling Configuration”, Proceedings of ASME TURBO EXPO 2003, GT2003-38215
- [5] Yamane, T., et al, “Conjugate Simulation of Flow and Heat Conduction for Turbine Cooling”, Proceeding of the International Gas Turbine Congress 2003 Tokyo, IGTC2003Tokyo TS-085