

UPACS による圧縮流・熱伝導連成解析の現状

山根 敬

(宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部)

Conjugate Analysis of Flow and Heat Conduction by UPACS

by

Takashi Yamane

Japan Aerospace Exploration Agency

ABSTRACT

A new conjugate 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 conjugate heat transfer has been improved by introducing a heat conduction sub-step method. The developed program has been applied to simulations of new turbine cooling structures which are the integration of impingement and pin cooling device and revealed that the pin configuration changes the cooling efficiency.

1 圧縮流・熱伝導連成解析の現状

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の研究は近年になって急速に増加しており、計算規模もほぼ実用的な問題に適用可能なレベルに到達しつつある。このうちのいくつかを紹介する(図 1)。Aachen University の Prof. Bohn はこの分野の第一人者である。最新の研究では、タービンノズルの三次元形状に対して、前縁付近のフィルム冷却孔とその内側の冷却通路を含んだ解析を行っている [1]。ただし熱伝導解析との連成は前縁付近に限定し、他の翼表面部分は断熱条件を与えている。NASA Glenn Research Center ではタービン流れ解析コードである Glenn HT Code を熱伝導解析にも流用した研究が行われていたが、最新の発表によると熱伝導部分に表面格子しか必要としない境界要素法 (BEM) を用いた研究を行っており、タービン翼をスライスした形状ではあるものの、複数のフィルム冷却孔と内部通路をあわせた完全な三次元連成解析を実現している [2]。

流体・熱伝導連成解析の困難な点は、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、流れ場と温度場の収束速度の違いの問題があるために、連成解析で平衡状態の温度場を求めるには、連成境界の格子密度にも依存するが総じて流体のみの解析と比較して膨大な計算時間が必要となる事である。

現 JAXA でも、航空宇宙技術研究所時代から流体・熱伝導連成解析の研究を進めてきており、CFD 共通基盤コード UPACS [3] の特徴を生かして連成解析を実現させた。その過程で上述の計算速度の問題を改善する手法を開発し、数百万格子点規模の解

析を行うことが可能になった。

本論文は、UPACS による圧縮流と固体熱伝導の連成解析についてのこれまでの成果の概略をまとめて紹介するものであり、詳細は参考文献 [4][5] を参照されたい。

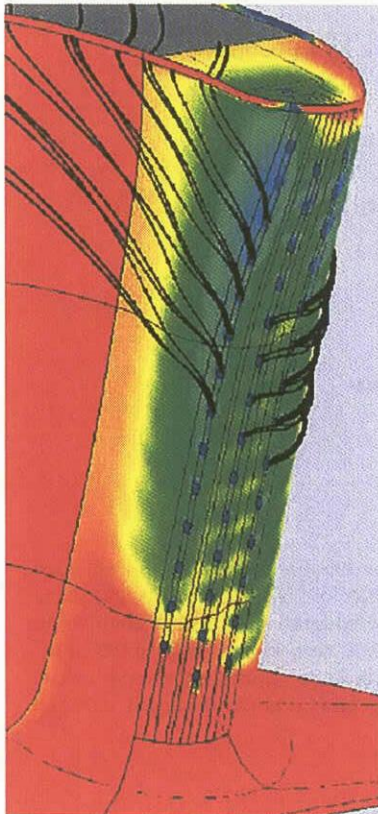
2 流体・熱伝導連成解析手法

初期の流体・熱伝導連成解析では、それぞれの解析は既存のコードを使用し、連成境界の情報をアップデートしてくり返し計算をする疎結合的な方法が主流であった。しかし固体部分の温度値が完全に未知の状態から熱的にバランスが取れた定常解を得るためには、連成境界で頻りに情報交換が必要であるため、「圧縮流・熱伝導連成解析の現状」で紹介した研究例ではいずれも一つのプログラム内で流体解析と熱伝導解析を実行している。本研究でも流体解析コード UPACS をベースに、流体と熱伝導の同時解析を実現させた。

2.1 流体と熱伝導の並列解析

UPACS の特徴の一つは、マルチブロック構造格子法による並列計算の実現である。各ブロック内部を解く解析サブルーチンはメインプログラムから直接呼ばれるのではなく、並列処理を制御するインターフェースサブルーチンを介して実行されている。このインターフェースサブルーチンが、ブロックのプロセッサへの割り当てを制御しており、プログラム上では並列計算を意識しなくてすむような構造となっている。一方、各ブロックから見れば、隣接するブロックとの境界データの交換や、壁面、流入出境界の値を設定したのち、指示されたサブルーチンを他のブロックでの処理とは関係なく独立して実行している。

そこでブロック内解析サブルーチンをブロック毎に切替えるインターフェースサブルーチンを作ることで、流れブロックの流体解析と固体ブロックの熱伝導解析を、UPACS の並列処理



(a) Aachen University の研究



(b) NASA Glenn Research Center の研究

図 1: タービン翼の連成解析の例

機能をそのまま活用して同じプログラム内で実行できるようにした。また、流体解析部分との共通性を確保するために熱伝導ブロックでも流体ブロックと同じ変数を持たせ、密度には一定値として 1.0、速度は 0 として、エネルギー変数の中に温度値が陰に格納するようにした。この方法は計算に必要なメモリが多くなりファイルサイズも増大するが、流体解析用の可視化処理プログラムなどがそのまま流用でき、メリットが大きい。

2.2 流体ブロックと熱伝導ブロックの接続境界

流体解析ブロックと固体熱伝導ブロックが接続する連成境界で満たすべき熱的条件は次の通りである。

1. 温度が連続
2. 流体側と熱伝導側の熱流束が一致

多くの流体・熱伝導解析では、この条件を満たすように表面温度を計算し、それを境界条件として流体解析と熱伝導解析を進める方法を採用している。

しかしながら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。そこで本研究では境界値を用いない接続方法を採用した。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 2 で、流体の壁面境界では仮想セル (Aux. Cells) 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×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

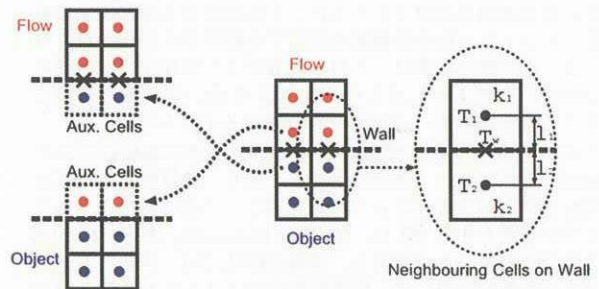


図 2: 流体ブロックと熱伝導ブロックの接続境界

熱伝導解析の結果に基づく値を使用して壁面の熱流束を正しく計算している。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。

前述の流体ブロックと熱伝導ブロックの接続境界で満たすべき熱的条件を図 2 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、

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

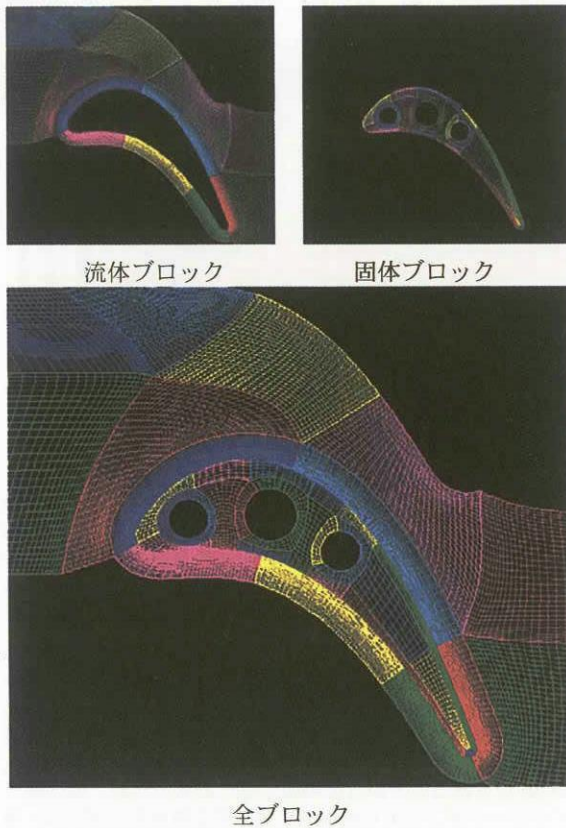


図 3: 連成解析用 2次元タービン格子

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及び適切なデータ設定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流束の合計をセルの熱容量で割ることで熱伝導による各セルでの温度の時間変化量が求められる。

このようにして、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ようになった。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。

2.3 二次元タービンの連成解析

流体・熱伝導接続の動作確認のため、二次元タービンに模擬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3のように翼周りの流れ場に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の大きな特徴であり、流体・熱伝導連成のためのプログラム拡張においても、UPACSオリジナルの接続情報設定機能をそのまま利用できるようにした。

解析結果の一例が図4である。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、内部冷却部分の温度も未知である。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

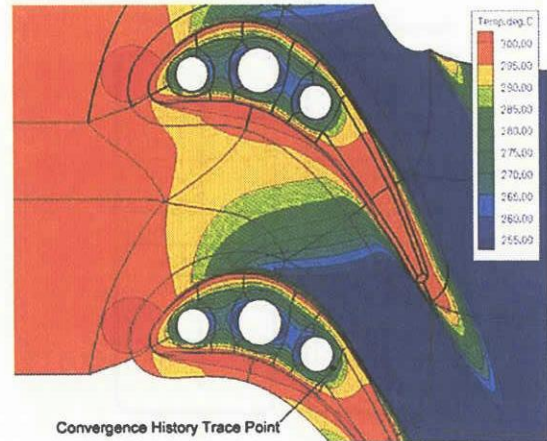


図 4: 2次元タービン連成解析結果 (内部冷却模擬)

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結果、図のように内部冷却面の温度分布も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、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、流体解析単独と比較すると膨大な計算時間が必要となる。

2.4 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。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(図5)。これにより、流体ブロック・熱伝導ブロックとも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、図4に示した位置における温度変化の履歴を、Pentium4 3.06GHz CPUで実際に要した計算時間に対してプロットした。比較は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とサブイタレーションなしの場合とで行った。当然ながら5ステップの熱伝導サブイタレーションを通常のイタレーションに挿入した場合は、通常のイタレーションを含めた1サイクルの計算時間はサブイタレーションなしの場合のほぼ2倍の計算時間が必要となった。

まず比較したのは、計算空間で均一なタイムステップとした場合で、流体解析部分についてはCFL数の最大値が10となるセルでのタイムステップ値を全空間に適用し、固体熱伝導解析には流体解析のタイムステップに計算が発散しない限界値となる一定の倍数をかけた値を用いた。図6のA1がサブイタレーションなし、A2がサブイタレーション5回での収束履歴で、収束までの計算時間はA2の方がA1よりも2.9倍速い結果となった。なお、熱伝導解析には陽解法を用いているが、計算の発散に熱伝導解析の安定性が問題になることはなく、常に

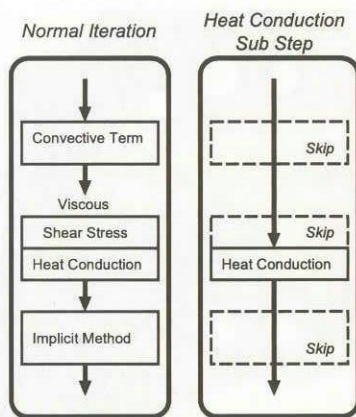


図 5: 熱伝導サブイタレーションの概念

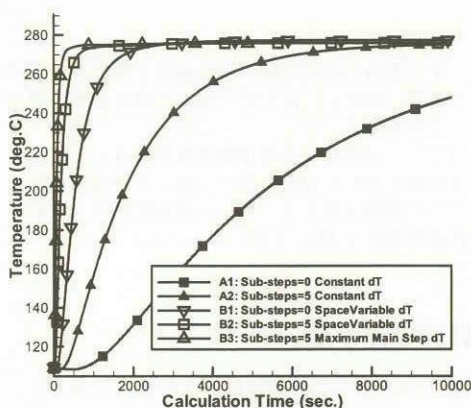


図 6: サブイタレーションの有無による収束履歴の比較

連成境界の流体側から発散が始まった。またサブイタレーションの有無で、熱伝導解析と流体解析のタイムステップの比の最大値に違いはなかった。

次に局所時間刻みを用いた場合を比較した。流体解析部分は全セルで CFL が 10 となるような値を、熱伝導解析部分にはセルの体積でウエイトをかけた値を用い、流体解析と熱伝導解析のタイムステップの比は、同様に一定値とした。この場合も、サブイタレーションなしの B1 よりも 5 回の B2 が 2.3 倍速く収束した。さらに、局所時間刻みを使用し、かつサブイタレーションを導入している場合に限り、通常イタレーションの際の固体熱伝導解析部分の時間刻みをサブイタレーションを使わない場合の 10 倍の値にしても、安定に計算できることが判明した。サブイタレーションの効果により連成境界での安定性が増したものと考えられる。この場合 (B3) の収束速度はサブイタレーションを使わない場合 (B1) と比較すると 5.6 倍となり、流体・熱伝導連成解析の収束の問題を大幅に改善できた。

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、局所時間刻みを使用し、サブイタレーションの有無以外は同じタイムステップの条件で解析した B1 と B2 の温度分布結果の差を示したものである。翼背側の翼間流れが超音速になる付近と、後縁で流れが腹側から背側に回り込む部分に、3℃前後の誤差が生じている。前者は、流れが亜音速から超音速へ変化する部分で境界層との干渉により表面付近の速度分布が複雑になっており、後者では流れの回り込

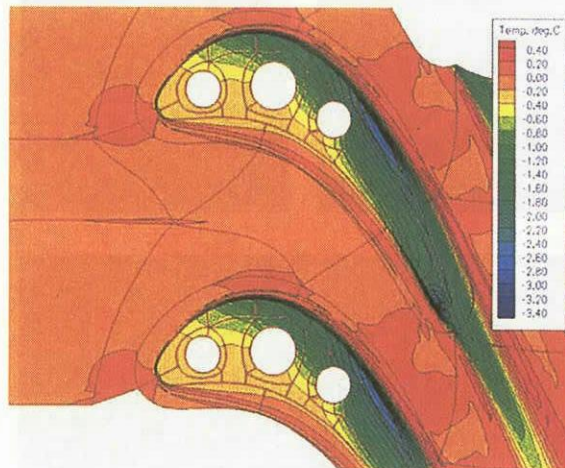


図 7: サブイタレーションの有無による計算結果の違い

みにより格子幅に対して速度変化が大きくなっている箇所であることから、表面付近の速度変化の大きさに対して格子の細かさが十分かどうか、誤差の発生の鍵になっていると考えられる。この誤差が大きいか小さいかは、とらえようとしている現象により異なるが、本ケースでは固体部分全体の温度差の最大値が 60℃であることから比較的小さいと考えられ、熱伝導サブイタレーションにより原理的に発生する誤差の大部分は、通常イタレーションのステップで打ち消されていると思われる。なお、熱伝導解析に 10 倍の大きさの通常イタレーションのタイムステップ値を使用した B3 のケースでは、相対的にサブイタレーションのタイムステップが小さいために、誤差はより小さくなった。

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 層のプレートの間に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 [6]。

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) は平版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。この Basic 試験体では、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、Fine 試験体ではそれぞれ 558 ブロックと 434 ブロックで約 550 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。

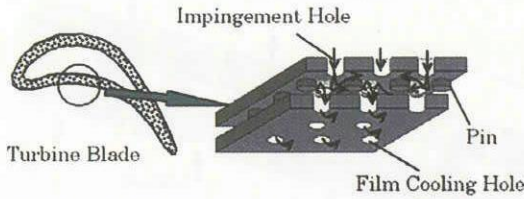


図 8: 複合冷却構造のコンセプト

図 11 が Fine 試験体の連成解析結果の一例で、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、10 倍以上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して噴流)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、紙面の都合により割愛させていただいた。詳しくは参考文献 [5] を参照されたい。

4 結言

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た。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膨大な計算時間が必要となる問題を、熱伝導サブイタレーション手法を考案することで改善するとともに、物理的には正しくない熱伝導サブイタレーションによる計算誤差について検証した。さらに、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。

5 今後の展開

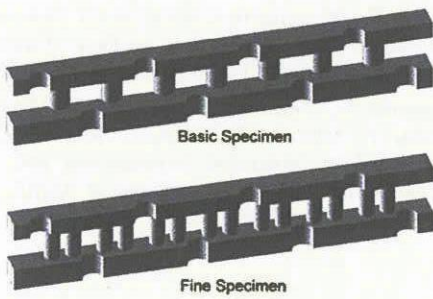
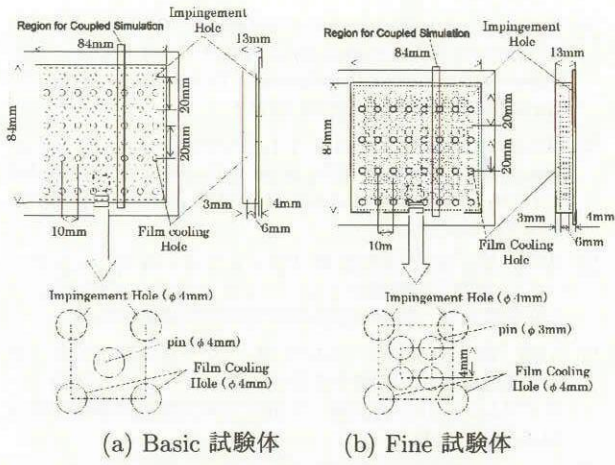
複合冷却構造の解析では、解析対象が実験用の簡単な構造であったので、プレートにあけた丸い孔や丸いピンの組み合わせた形状をマルチブロック構造格子で比較的無理なく表現することができた。しかしながら、現実のタービン翼では、三次元的な局面の翼表面に様々な角度や形でフィルム冷却孔が開けられており、内部冷却構造も、冷却通路や伝熱促進のための突起などが組み合わさっており大変複雑であるために、マルチブロック構造格子で表現するのは困難である。

一方でオリジナルの UPACS は重合格子による解析が可能になっており、精度の面では不利な場合があるものの、マルチブロック構造格子では対応困難な対象に対しても重合格子を併用することで解析が可能になっている。

そこで流体・熱伝導連成解析についても、UPACS の重合格子解析機能を利用して、より簡単にタービン冷却構造の解析に適用できるように検討を進めている。

参考文献

- [1] Kusterer, K., Bohn, D., Sugimoto, T., Tanaka, R., "Conjugate Calculations for a Film-Cooled Blade Under Different Operating Conditions", Proceedings of ASME Turbo Expo 2004, GT2004-53719
- [2] Heidmann, J.D., Kassab, A.J., Steinthorsson, E., "Conjugate Heat Transfer Effects on a Realistic Film-Cooled Turbine Vane", Proceedings of ASME Turbo Expo 2003, GT2003-38553
- [3] 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
- [4] 山根 敬、山本一臣、吉田豊明、「タービン翼の流体・熱伝導連成解析」、航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2003 講演集、宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-03-002
- [5] Yamane, T., Yoshida, T., Enomoto, S., Takaki, R., Yamamoto, K., "Conjugate Calculation of Flow and Heat Conduction with a New Method for Faster Calculation", Proceedings of ASME Turbo Expo 2004, GT2004-53680
- [6] 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



Simulation Models

図 9: 試験体形状と計算領域

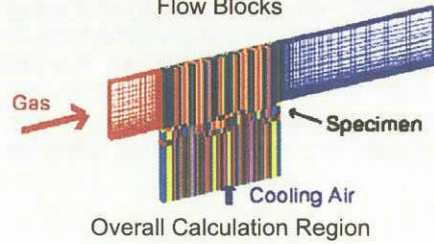
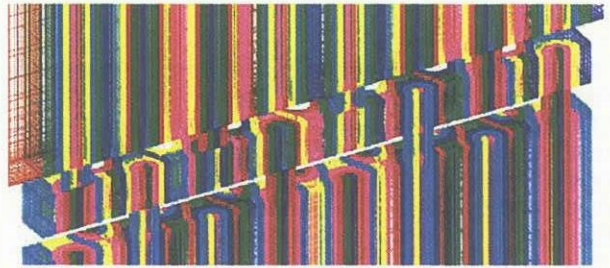
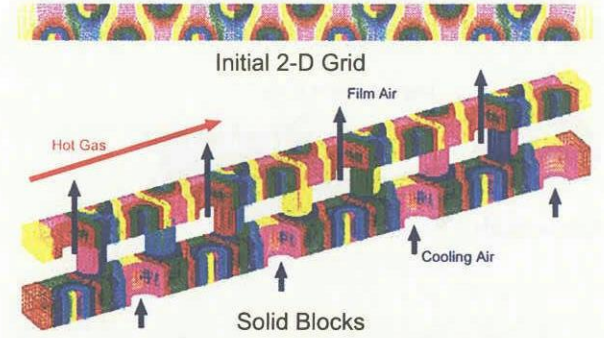


図 10: 計算格子 (Basic 試験体)

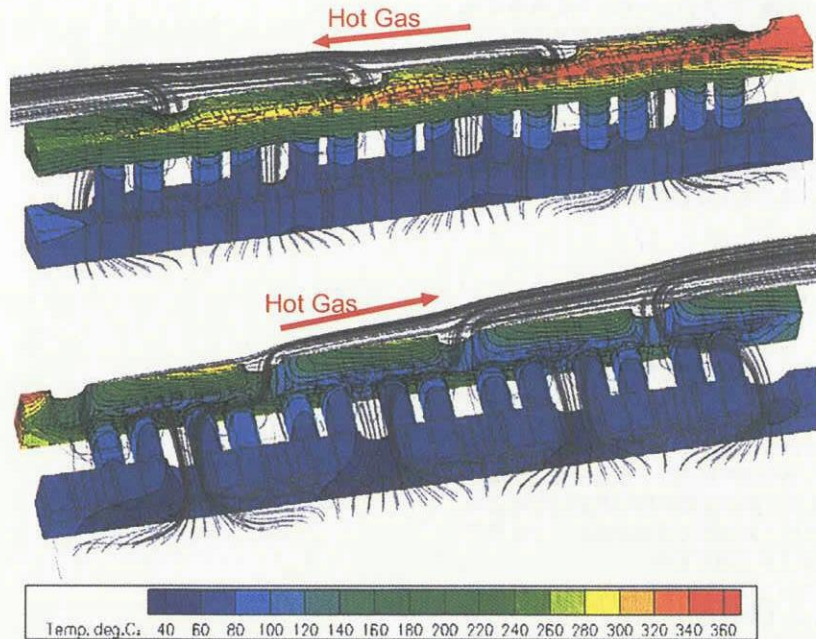


図 11: Fine 試験体の固体部表面温度と冷却空気流線