

平成22年5月10日現在

研究種目：若手研究（B）

研究期間：2008～2009

課題番号：20760136

研究課題名（和文） ハイブリッド風洞による複雑熱流動現象の高速・高精度解析と最適化

研究課題名（英文） Fast and Precise Prediction of Complex Heat and Fluid Flows by Hybrid Wind Tunnels

研究代表者

小田 豊（ODA YUTAKA）

大阪大学・工学研究科・助教

研究者番号：50403150

研究成果の概要（和文）：

本研究では、風洞実験等で得た速度変動等の時系列計測データを熱流動計算に適切に反映させて計算を進めることにより、試験条件に特有な流入速度分布や乱れ性状の影響を加味した熱流動シミュレーションを高速・高精度に行う手法を構築した。本手法は衝撃風洞の超音速ノズルの始動過程における非定常熱伝達の予測や、タービン翼を模擬した対称翼前縁に生じる馬蹄渦の非定常運動による熱伝達の予測に適用され、有効性が示された。

研究成果の概要（英文）：

In this study, fast and precise simulation techniques to simulate complex heat and fluid flows in wind tunnel tests were developed to obtain detailed information from wind tunnel experiments. For example, time-series of inflow velocity fluctuation measured in wind tunnel tests were modeled with random Fourier modes and applied to the simulations to reproduce the realistic turbulent inflow. The effectiveness of the method was confirmed by the comparison between experiments and simulations of the starting process in a shock tunnel and by the prediction of complex flow and heat transfer fields at the leading edge of a symmetric airfoil in a low speed wind tunnel.

交付決定額

（金額単位：円）

	直接経費	間接経費	合計
2008年度	2,000,000	600,000	2,600,000
2009年度	800,000	240,000	1,040,000
年度			
年度			
年度			
総計	2,800,000	840,000	3,640,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：機械工学・熱工学

キーワード：熱流体工学、数値流体力学、強制対流、乱流伝熱

1. 研究開始当初の背景

現在、地球温暖化問題に直面する人類が二酸化炭素の排出抑制を実現する手段として、ガスタービンと蒸気タービンを組み合わせ

たコンバインド発電が注目されている。発電効率の向上にはタービン入口温度の上昇が有効であるが、その実現には1500℃に達する高温ガスからタービン翼を保護する翼冷却

技術の高性能化が不可欠である。タービン翼列間の流れは不規則な乱れを伴う乱流状態にあるため、冷却技術の向上には翼列間に形成される複雑な乱流伝熱場を解明することが肝要となる。ガスタービンに限らず、各種熱交換器の高性能化やロケットノズル壁面の冷却問題など、複雑な乱流伝熱場や高速気流伝熱場の解明は各種熱機器の性能向上に重要であるため、実験と数値計算の両面から多くの研究がなされてきた。

これらの開発では風洞実験が有効な手段となるが、計測可能な物理量や測定点数には制限があり、限られた情報しか得られないことが多い。PIVやLDV、LIFなどの最新のレーザ計測技術を用いても乱流場の3次元時空間構造を捉えることは困難であり、この場合には数値計算の適用が有効な手段となる。現在は、大型計算機の飛躍的な性能向上も相まって、従来は困難であったタービン翼列間の二次流れや翼冷却（フィルム冷却、衝突噴流冷却、ピンフィン冷却）に代表される複雑な乱流伝熱場についても、流れ場を支配する中スケール以上の渦の非定常運動を解析可能なLESが適用され、大規模かつ高精度な解析が行われるようになった。

LESを含め何らかの乱流モデルを用いた数値計算は、実験による精度検証を要するのが現状であるが、風洞や実機の流れは機器特有の乱れ性状（特に試験部への流入部）を有しており、理想的な流入条件や境界条件を用いた数値計算では、正確な熱流動場の予測が一般に困難となる。こうした背景から、実験条件を適切に模擬可能な数値シミュレーション手法の開発が課題となっている。

2. 研究の目的

背景で述べたように、信頼性の高いデータを提供する風洞実験は実機の開発に有効である一方、測定可能な物理量や測定点数には制限があることから、複雑な3次元時空間構造を有する乱流伝熱場における伝熱メカニズムの詳細を把握することは困難であるという問題がある。また、試験模型の製作や実験にかかる金銭的・時間的コストも大きく、この場合には数値シミュレーションの適用が有望となる。数値解析の適用にあたっては、試験風洞における実験条件をできる限り正確に再現する必要があり、そのことは特に試験部への流入部において重要になると考えられる。

そこで本研究では、風洞実験あるいは補助的な数値解析等で得られた速度変動等の時系列データを熱流動計算に適切に反映させて計算を進めることにより、試験条件に特有な流入速度分布や乱れ性状の影響を加味した熱流動シミュレーションを高速・高精度に行う手法を構築し、その有効性を検証するこ

とを目的とする。

3. 研究の方法

本研究では、試験風洞における入口条件を適切に数値解析に反映させた場合の、数値解析の予測精度を検証することが目的であるため、研究対象の風洞として、(1)圧縮性流れとなる衝撃風洞と(2)非圧縮性流れとなる低速風洞の2種類を選んだ。

(1)の衝撃風洞を対象とした研究では、研究室に既設の衝撃波管の管端にロケットノズルを模擬した二次元超音速ノズル（図1の左図：設計マッハ数3.5）を取り付けて衝撃風洞を構築し、衝撃風洞の始動過程におけるノズルスロート部の非定常熱流束の実験計測と数値解析による予測を行った。ノズルスロート部における非定常熱流束の計測には、研究室で開発したマイクロ秒オーダーの応答性を有する高速応答熱流束ゲージ（白金薄膜測温抵抗体）を用いた。

衝撃風洞の始動過程における非定常熱伝達を模擬する数値解析の手法としては、Favre平均に基づく連続の式、圧縮性 Navier-Stokes 方程式、エネルギー式、理想気体の状態方程式を基礎式とする圧縮性流れ解法を用いた。時間項には二次精度後退型3点差分を、対流項には二次精度 MUSCL 内挿で高次精度化した Roe スキームを、粘性項には二次精度中心差分をそれぞれ用いて離散化を行った。乱流モデルには、圧縮性付着境界層流れで定評のある Baldwin-Lomax モデルを用いた。時間進行法については、LU-SGS 陰解法に内部反復過程を組み入れた時間二次精度の手法を用い、時間刻みは $0.1\mu\text{s}$ とした。また、計算領域は衝撃波管の管端部を含む図1の右図に示す領域とした。試験部であるノズルスロート部に流入する気流の温度・圧力の時間変化を模擬するため、予備計算としてオイラー方程式による一次元衝撃波管の解析を行い、計算領域の左端において時々刻々の速度・温度・圧力を与えて解析を行った。

(2)の低速風洞を対象とした研究では、 $300 \times 300 \text{ mm}^2$ の正方断面を有する風洞試験部の底面にタービン翼前縁部を模擬した二次元対称翼を設置し、翼前縁の付け根部に形成される馬蹄渦の複雑な非定常運動による翼端面の乱流熱伝達過程を実験・解析の対象とした。馬蹄渦は風洞底面で発達した乱流境界層が翼前縁手前で剥離することで形成されるため、その非定常挙動には境界層内の乱れや主流部の乱れが影響を与えることが予想される。そこで本研究では、試験部上流に乱流発生格子を設置した場合と設置しない場合について実験を行った。実験に際しては、熱・物質輸送のアナロジーに基づくナフタレン昇華法によって、翼端面の時間平均熱伝達率の分布をレーザ変位計と精密トラバース

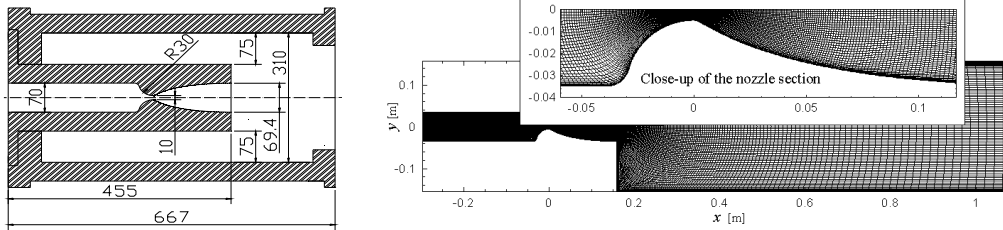


図1 衝撃風洞の超音速ノズル部（左図）と対応する数値解析における計算領域（右図）

装置を用いて高い解像度で測定したほか、翼前縁上流の対称面内においては PIV（粒子画像流速測定法）による瞬時・時間平均流れ場の二次元計測を行った。

上述の風洞試験を模擬する数値解析では、翼前縁の曲率中心から放射状に広がる領域を解析対象とし、フィルター平均された非圧縮性 Navier-Stokes 方程式、エネルギー式、連続式を基礎式とした一般座標系に基づく LES 解析を実施した。SGS 応力モデルには van Driest 型の減衰関数を適用したスマゴリンスキーモデルを用いた。解析手法には FS 法を適用し、時間発展には壁垂直方向の拡散項に CN 法、他の項には二次精度 AB 法を適用した。空間差分については二次精度中心差分の適用を基本とし、対流項には TVD 法を適用した。

本研究で特に重要な風洞実験での乱流境界層および主流乱れの特徴を数値的に模擬するため、前方および側方境界ではランダムフーリエモードを用いた変動速度場の生成手法を用いて、振幅・波数・周期の異なる 200 モードの波の重ね合わせから成る瞬時速度場を時々刻々与えた。この手法の入力値として必要な時間平均速度場、レイノルズ応力、消散率の分布は別途実施した $k-\epsilon$ realizable モデルによる風洞内流れの二次元計算により取得した。なお、主流乱れを与える条件では、等方様な乱れを入口で与えた二次元計算の結果から、熱線で計測した乱れ分布と類似した分布を示す位置の上記諸量を取得して与えている。

4. 研究成果

(1) 衝撃風洞に関する実験と解析

図2は、左端境界において一次元衝撃波管解析で得られた速度・圧力・温度の時系列データを適用した数値解析によって得られた、衝撃風洞の始動過程における超音速ノズル付近の温度場を時系列で示したものである。図より始動衝撃波とそれに続く接触面の伝播が捉えられていることが分かる。始動衝撃波が左端境界に達してから 0.2 ミリ秒後には始動衝撃波がスロート部で反射して高温領域が生じている。0.25 ミリ秒後には始動衝撃波と二次衝撃波がノズル内を伝播すると同

時に、接触面がスロートに到達し、スロート上流での反射衝撃波との干渉が生じている。これ以降、スロート上流部においては反射衝撃波が、接触面や壁面付近で発達した境界層と干渉しながら上流方向に伝播する様子が捉えられている。この際、垂直衝撃波の壁面近傍では強い分枝衝撃波が生じている。

図3はノズルスロート付近の瞬時熱流束の時間変動を示したものである。始動衝撃波の通過に伴い、急激な熱流束の上昇が見られ

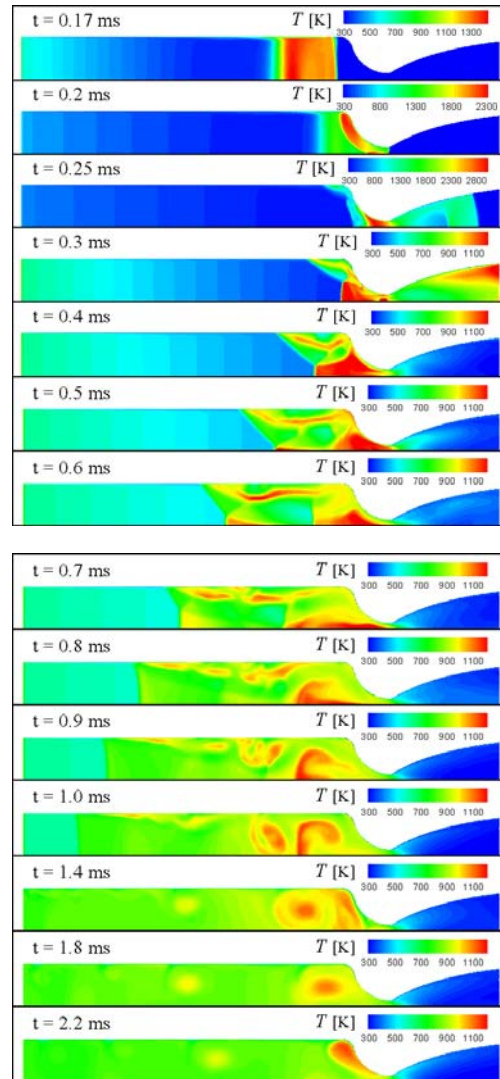


図2 衝撃風洞始動過程の温度場

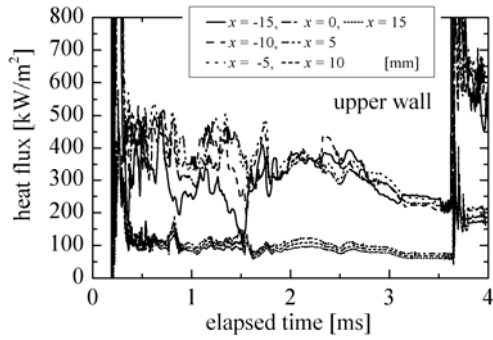


図3 ノズルスロート付近の熱流束

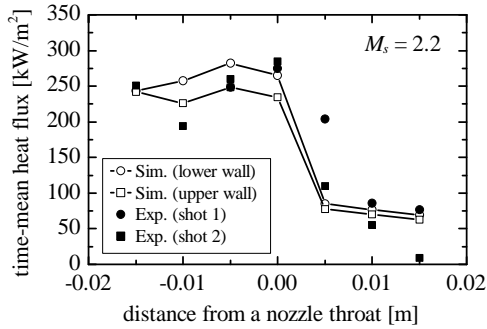


図4 ノズルスロート近傍の時間平均熱流束分布（風洞実験との比較）

た後に、ノズル上流部での反射衝撃波と接触面の干渉の影響を受けた不安定な挙動が数ミリ秒間続いた後、3ミリ秒付近から0.5ミリ秒間にわたって比較的安定した挙動を示すことが分かる。図4は、この安定区間において時間平均した熱流束の分布を、風洞試験で得られた熱流束データから同様にして求めた値と比較した結果であり、数値解析と実験値が比較的良い一致を示していることが分かる。

以上の結果から、一次元衝撃波管の数値解析結果を流入部境界条件として与える本数値解析手法が、衝撃風洞の始動過程におけるノズルスロート部の非定常熱伝達過程を満足できる精度で再現できていることが分かった。これにより、本数値解析手法を用いることにより、試験可能時間が数ミリ秒と短く、各種測定手法の適用が困難な衝撃風洞試験結果からより有用な情報を抽出可能であることが予想され、ロケットノズルの始動過程や超音速飛行体の風洞試験で得られた計測データの解析をサポートすることが可能になると考えられる。

(2) 低速風洞に関する実験と解析

図5は、タービン翼前縁を模擬した二次元対象翼を設置した低速風洞試験部におけるPIVとナフタレン昇華法の計測領域を示したものであり、LES解析も同様の系に対して実

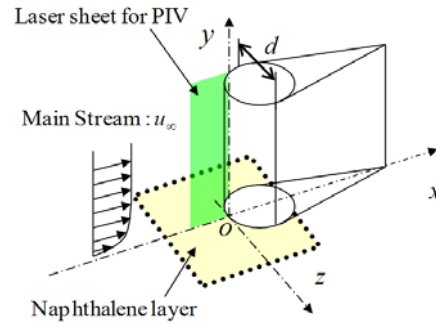


図5 風洞実験におけるPIV計測領域とナフタレン昇華法の計測領域(LES解析も同様の計算領域に対して実施)

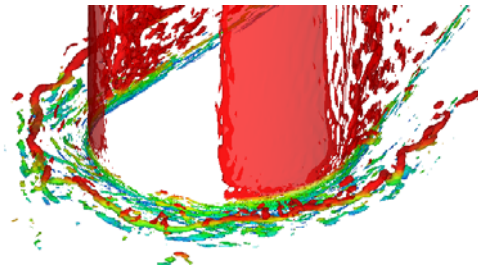


図6 LES解析による馬蹄渦の渦芯領域の可視化結果：速度勾配テンソルの第二不変量（色は翼端面からの距離）

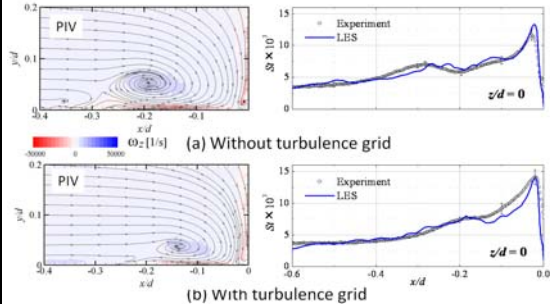


図7 風洞実験(PIV)とLES解析の比較：時間平均の流線と渦度(左図)と翼端面上の平均熱伝達率分布(右図)

施した。図6はLES解析結果に基づいて速度勾配テンソルの第二不変量を用いて馬蹄渦コア領域の可視化を行ったものである。図より翼付け根付近に翼前縁部を囲むように馬蹄渦が存在していることが分かる。また、馬蹄渦は対称面内では前後に準周期的な揺動を繰り返すことから、馬蹄渦コア領域がらせん状に分布することが明らかとなった。これらの特徴は水素気泡法による可視化でも確認されており、風洞試験部の流入部における乱流境界層の乱れ性状を、ランダムフーリエモードを用いて適切に反映させた本LES解析手法が有効であることが確認された。

図7は主流乱れが無い場合(上)とある場合(下)のPIVによる時間平均速度場(左)

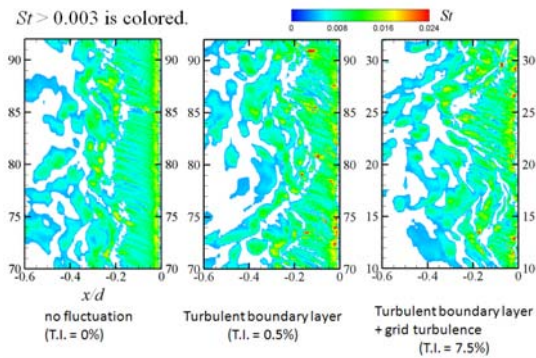


図8 LES解析による翼端面の対称線上の瞬時ヌセルト数分布の時間変化

とナフタレン昇華法と LES による時間平均熱伝達率分布（右）を示している。図より主流乱れにより馬蹄渦の寸法が小さくなり、渦中心が翼前縁と下壁面に近づくほか、渦度も小さくなる事が分かる。また、主流乱れが無い場合には上流側に存在する三次渦も、主流乱れが有る場合には明確に観察されない。同様に、主流乱れ無しでは馬蹄渦と三次渦の間にある二次渦が、主流乱れ有りでは明確には観察されない事が分かる。熱伝達率分布を見ると、主流乱れ有りでは第二極大値が消失し、平坦な分布を示している事が分かる。速度場との比較から、主流乱れ無しの場合に $-0.25 < x/d < -0.2$ 付近で見られる熱伝達率の極小値は馬蹄渦による底部高温流体の巻き上げが原因で生じると思われるが、主流乱れがあると時間平均的にはこれらの渦が存在しないため、熱伝達率分布が平坦な分布を示すようになると考えられる。

主流乱れの有無（＝乱流発生格子の有無）をランダムフーリエモードによる変動速度生成手法により表現した本 LES 解析の結果は、上記に示した主流乱れの速度場・温度場への特徴的な影響をよく再現しており、時間平均速度場（馬蹄渦の大きさ、位置）についても、定量的に良い予測ができる事が確認されている。これは、本手法が風洞試験部上流における流れの乱れ性状を適切に反映できたことを意味しており、本手法の有効性が確認できたと言える。

図8は、対称線上の瞬時熱伝達率の時間変化を示したもので、翼前縁に最も近い白い正弦波状の筋は馬蹄渦による巻き上げに伴う低熱伝達率域の位置を示しており、馬蹄渦の渦芯位置の目安となる。これより、主流乱れの影響で馬蹄渦の渦芯の位置変化の振幅が大きくなる事が分かり、時間平均的な二次渦や三次渦の消失（または第二極大値の消失）の原因になっている事が分かる。

以上の結果から、低速風洞試験部における特徴的な乱れ性状を反映させた熱流動解析

を行うことで、風洞試験結果を良好に再現できることに加え、風洞試験では取得困難な複雑乱流場の3次元時空間構造に関する知見を得ることが可能になることが分かる。よって、本解析手法が複雑乱流伝熱場における伝熱メカニズムの解明と理解のために、今後各種の複雑乱流伝熱場の解析に適用されることが期待される。

5. 主な発表論文等

（研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線）

〔雑誌論文〕（計4件）

(1) Yutaka Oda, Kenichiro Takeishi, Satoshi Hada, Yoshihiro Nuta, Large Eddy Simulations of Endwall Heat Transfer Around Junction of a Symmetric Vane, Proc. of 6th International Symposium on Turbulence, Heat and Mass Transfer, (2009), CD-ROM:YN-059, 査読有.

(2) Masataka Uchibori, Kenichiro Takeishi, Yutaka Oda, Shigenori Mitsui, Yoshihiro Nuta, Study on the Heat Transfer Promoted by Unsteady Motion of Vortices on an Endwall, Proc. of International Symposium on Low Carbon Technology, (2009), CD-ROM:ISLCT-JP/AB14, 査読有.

(3) Yutaka Oda, Tomoya Abe, Kenichiro Takeishi, Yusuke Oda, Numerical Simulation of Transient Flow and Thermal Characteristics of Two-dimensional Supersonic Nozzle in Shock Tunnel, Proc. of 7th JSME-KSME Thermal and Fluids Engineering Conference, (2008), CD-ROM:J211, 査読有.

(4) Yoshihiro Nuta, Kenichiro Takeishi, Yutaka Oda, Satoshi Hada, Seiji Mori, The Effect of Leading Edge Diameter and Mainstream Velocity on The Endwall Heat Transfer, Proc. of 19th International Symposium on Transport Phenomena, (2008), CD-ROM:190, 査読有.

〔学会発表〕（計4件）

(1) 小田豊, 主流乱れが対称翼前縁の馬蹄渦挙動と熱伝達に及ぼす影響, 日本機械学会関西支部第85期定時総会講演会, 2010年3月17日, 兵庫県神戸市

(2) 小田豊, 対称翼前縁付け根部の熱伝達に及ぼす主流乱れの影響について, 日本機械学会熱工学コンファレンス2009, 2009年11月7日, 山口県宇部市

(3) 小田豊, 対称翼前縁の翼端部に生じる馬蹄渦による乱流熱伝達のLES, 第46回日本伝熱シンポジウム, 2009年6月2日, 京都府京都市

(4) 安倍友也, 超音速ノズルのスロート部における伝熱特性に関する研究, 日本機械学会関西支部第83期定時総会講演会, 2008年5月21日, 茨城県つくば市

6. 研究組織

(1) 研究代表者

小田 豊 (ODA YUTAKA)
大阪大学・工学研究科・助教
研究者番号: 50403150

(2) 研究分担者

()

研究者番号:

(3) 連携研究者

()

研究者番号: