

ブーゼマンの複葉翼理論を応用した熱交換器フィンの基礎研究

○大和一貴(静岡大学大学院), 吹場活佳(静岡大学), 水田和希(静岡大学),
山口裕介(静岡大学大学院), 丸祐介(JAXA)

Fundamental Research of Fins for Heat Exchanger Employing Busemann's Biplane Theory

Kazuki YAMATO, Katsuyoshi FUKIBA, Kazuki MIZUTA, Yusuke YAMAGUCHI and Yusuke MARU

記号

c	[J/(kg/K)]	比熱
C_D	[-]	抗力係数
M	[-]	主流のマッハ数
P	[Pa]	主流静圧
P_o	[Pa]	主流全圧
q	[W/m ²]	熱流束
S	[m ²]	伝熱面積
t	[s]	経過時間
T	[K]	主流静温
T_w	[K]	フィン壁温
T_o	[K]	主流全温
γ	[-]	空気の比熱比
θ	[°]	フィン先端の半頂角
ρ	[kg/m ³]	主流の密度

に代わり中間冷却器を搭載することを提案する。

図1に中間冷却器を組み込んだブレイトンサイクルの構成図を示す。低圧圧縮機と高圧圧縮機との間に中間冷却器を組み込み、低圧圧縮機通過後の温度上昇したコア流を外気の超音速流で冷却する。冷媒に外気流を用いることで、冷却用燃料の積載が必要なくなり燃料のロスを無くすることが可能である。

図2に中間冷却器の有無によるブレイトンサイクルの違いを示す。図2に示す通り、中間冷却器を組み込むことによりエンジン出力を上昇させることが可能となる。しかし、超音速機にこれを適用した場合、熱交換器フィンに超音速流が当たることで衝撃波が発生し、造波抵抗の上昇に繋がることが考えられる。そこで、本研究では熱交換器フィンにブーゼマンの複葉翼理論を応用し、フィンでの抗力上昇を最小限に抑えることを目指した^[1]。本研究の目標は、ブーゼマンの複葉翼理論を応用することにより、抗力上昇を最小限に抑えた熱交換器フィンの熱交換器性能を実証することである。今回は特に、風洞実験を用いこの熱交換器フィンの超音速流中における伝熱特性を調査した。さらに、数値解析を用いマッハ数およびレイノルズ数を変化させた場合の熱流束の変化と実験値との比較を行った。また、ブーゼマンの複葉翼理論を応用した熱交換器フィンの抗力低減の要因を圧力分布から調査した。

1. 緒言

近年 JAXA を中心に極超音速旅客機用空気吸い込み式エンジンの開発が進められている^[1]。極超音速旅客機のエンジンにはプリクーラ付きターボジェット(PCTJ)が用いられており、圧縮機に流入する空気を燃料である液体水素により冷却する^[2]。よって PCTJ を搭載する航空機では、流入空気冷却用として量論混合比を上回る燃料を積載する必要がある。これまでに唯一実用化された超音速旅客機であるコンコルドにおける運用中止の原因のひとつに低燃費という点が挙げられる。燃費の向上は超音速機の実用化に向けての重要なポイントになる。そこで、本研究ではターボジェットエンジンにプリクーラ

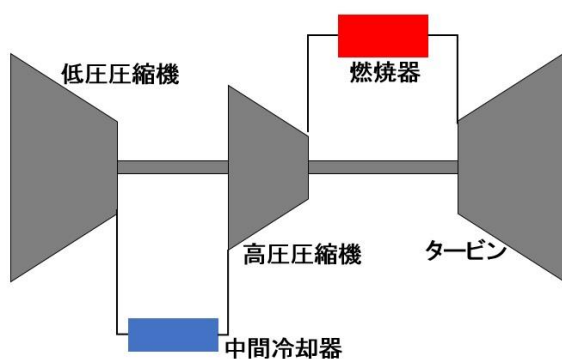


図 1 ブレイトンサイクル構成図

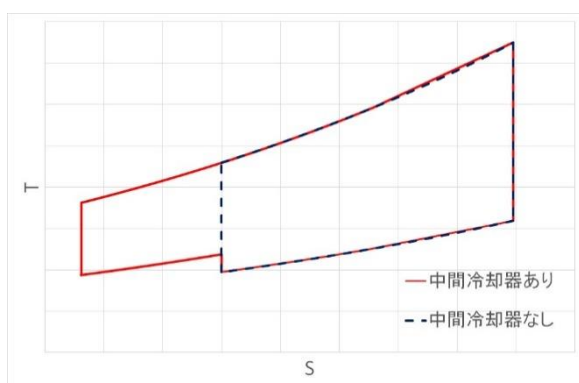


図 2 サイクルの違い

2. フィン形状

本研究で使用した熱交換器フィンは、超音速流中に配置された際に造波抗力の上昇を最小限に抑えることを目標に設計した。本実験で使用したフィン模型を図3に示す。フィンに超音速流が当たると衝撃波が発生し、造波抗力の上昇に繋がる。そこで、熱交換器フィンにブーゼマンの複葉翼理論を適応させた。ブーゼマンの複葉翼理論とは、ダイヤモンド翼をある条件で配置することにより、各フィンで発生する衝撃波

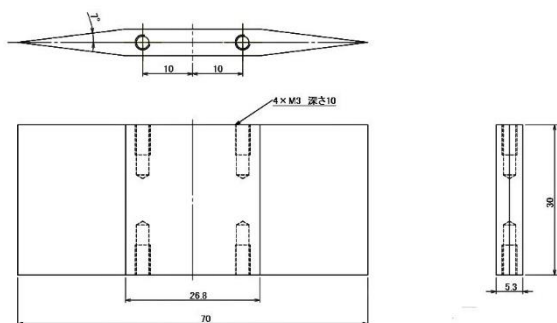


図 3 フィン模型

同士を干渉させ打ち消すものである。この理論を用い、フィンでの抗力上昇を最小限に抑える。また、フィンは内部に低圧圧縮機通過後の温度上昇したコア流を流すことによって、エンジン外部を流れる超音速流と熱交換を行う必要がある。そこで、フィンには内部にコア流を流せるだけの厚さおよびフィン先端の半頂角を設定する必要がある。しかし、フィンの半頂角を大きくとりフィンに厚さを持たせることによって、フィンは不始動となる。図4に、フィンの始動、不始動を決定する Kantrowicz 線と、ダイヤモンド翼を用いた場合に圧力上昇の相殺が可能となる翼間距離を示す。図に示す通り、ダイヤモンド翼を用いた場合にはブーゼマン翼は基本的に不始動となり、抗力低減が困難である。

そこで本研究では、マッハ2で自然始動可能となるようにフィン同士が向かい合う頂点を削り、フィン同士の間隔を確保した。結果として本研究で用いたフィン形状は六角形となる。模型の取り付け上、呼び径 M3 のボルトが入るようにフィン厚さおよび半頂角を設定した結果、フィン寸法は翼弦長 70 mm、フィン厚さ 5.3 mm、半頂角 7° 、高さ 30 mm となった。

3. 数値解析

本章では、ブーゼマンの複葉翼を用いた熱交換器フィンが超音速流中に置かれた際の流れ場を調査するために実施した数値解析について述べる。本解析では、壁面圧力より抗力係数、壁面温度より熱流束を算出し、評価をおこなっ

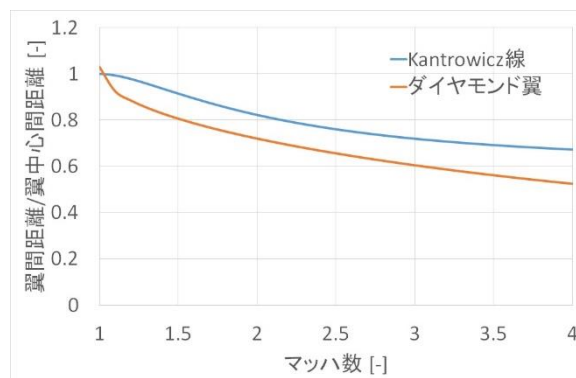


図 4 Kantrowicz 線

た。また、熱交換器フィン周りの流れ場の圧力分布およびフィン壁面での圧力分布より、マッハ数の変化に伴う抗力係数の変化を考察する。

3.1 解析方法

本解析には CFD(Computational Fluid Dynamics) を用いた。CFD 解析における支配方程式は、圧縮性を考慮した 2 次元ナビエ・ストークス方程式である。慣性項の数値流束の計算には AUSM+UP スキーム法を使用する。時間項には LU-SGS 陰解法を適用する。乱流モデルには、Spalart-Allmaras 乱流モデルを使用した。

図 5 に熱交換器フィンのグリッドを示す。グリッドはフィン前後方向に長いので、図 4 ではフィン付近を拡大している。グリッドはフィン上面のみを模しており、フィンが上下方向に連続に並ぶように境界条件を設定し計算を行った。衝撃波が発生するフィン付近のグリッドを細かくしている。また、フィンから遠いグリッドはある程度の粗さを持たせ、計算の効率化を図っている。グリッドは 260×150 で構成されている。

3.2 解析条件

本解析では、レイノルズ数を 1.5×10^6 で固定し、マッハ数を 2.0/2.2/2.5/2.6/2.7/3.0 と変化させた場合の熱流束および抗力係数を計算した。フィン壁温は $T_w=300\text{ K}$ から 400 K までを 25 K 刻みで設定した。気流の全温は 300 K となるように固定し、そこからマッハ数に応じて気流の静温を設定した。

3.3 評価方法

熱流束は、フィン各点においてフィン壁面から 2 番目および 3 番目、4 番目のグリッドでの温度より二次精度差分を用いて熱流束を計算し、それらの重み付き平均によりフィン全体の熱流束とした。抗力係数は、圧力分布を積分することで求めたため、摩擦抗力については考慮

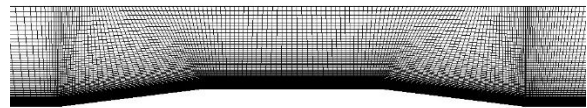


図 5 熱交換器フィングリッド

されていない。

本研究では、熱交換器フィンの性能を示すパラメータとして q/C_D を用いた。これは、上記の熱流束 q を抗力係数 C_D で除した値である。

3.4 解析結果

図 6 にマッハ数変化時の熱流束および抗力係数を示す。この時のフィン壁面温度は $T_w=400\text{ K}$ である。熱流束はマッハ数が上昇するにつれて単調減少していることが確認できる。抗力係数は $M=2.0$ から $M=2.6$ まで単調減少し、 $M=2.6$ において最小値をとり、 $M=2.6$ から $M=3.0$ において単調増加する結果となった。図 7 に同条件におけるマッハ数変化時の q/C_D および抗力係数を

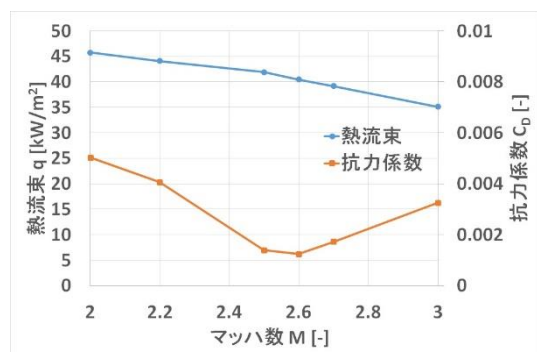


図 6 マッハ数変化時の q および C_D

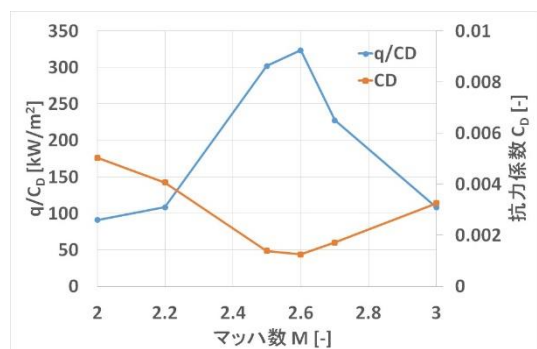
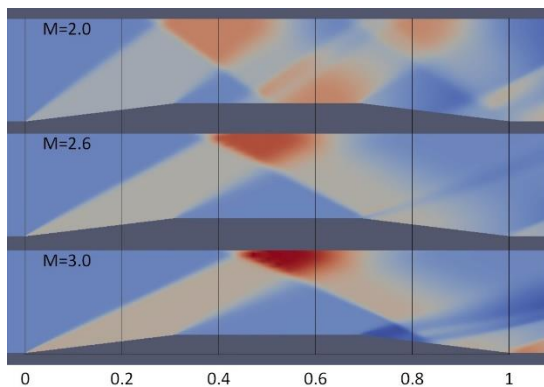


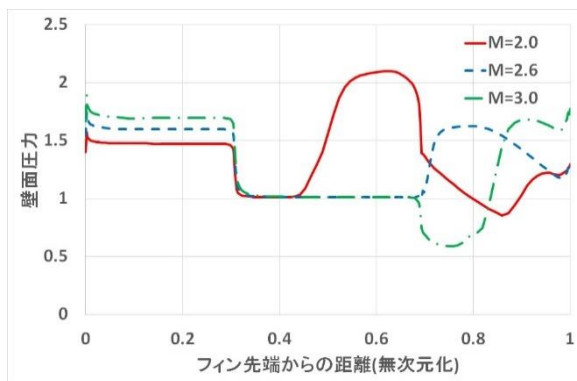
図 7 マッハ数変化時の q/C_D および C_D

示す。 q/C_D は $M=2.6$ において最大値をとることが確認できる。これより、本研究で設計したフィンにおいては $M=2.6$ で性能が最大となり、このマッハ数が本研究で設計したフィンでの最適な設計点であると言える。

マッハ数による抗力係数の変化が現れる原因を気流の圧力分布により考察する。図 8 a) にマッハ数 2.0/2.6/3.0 における流れ場の圧力分布を示す。また、図 8 b) にフィン壁面での圧力分布を示す。フィン先端では超音速流が変向することによる衝撃波の発生、前方および後方の角では膨張波の発生が確認できる。また、隣のフィンで発生した衝撃波がフィン側面で反射することによって圧力上昇が発生していることが確認できる。マッハ数が大きくなるとフィン先端での衝撃波角が鋭角になる。それに伴い、フィン側面での衝撃波の反射位置が後方に移動する。 $M=2.0$ では、フィン側面中央付近に衝撃波の反



a) 流れ場



b) フィン壁面

図 8 圧力分布

射が確認できる。壁面圧力を確認すると、フィン先端で上昇したのち前方の角で下降した圧力が衝撃波の反射によりフィン中央付近で上昇し、後方の角で再度下降するため後方の流れの圧力に乱れが生じる。

一方 $M=2.6$ では、反射した衝撃波がフィン後方の角に入射していることが確認できる。これにより、後方の角での圧力下降が衝撃波の入射による圧力上昇で相殺され、乱れの少ない圧力回復が起こる。 $M=3.0$ では、フィン後方の角以降のテーパ部分で衝撃波の入射が確認できる。後方の角で圧力下降が発生した後に衝撃波の入射による圧力上昇が起こるため、後方の流れの圧力分布に乱れが生じる。結果として、本設計フィンで最も乱れなく圧力回復が起こる $M=2.6$ で抗力が最少となったと考えられる。本研究で用いた六角形フィンにおいては、隣のフィンから発生する衝撃波をフィン後方の角に当てることで抗力上昇を最小限に抑えることができる。これには、フィン後方で発生する膨張波による圧力下降と衝撃波の入射による圧力上昇とを相殺させることが重要となる。

4. 風洞実験

本章では、ブーゼマンの複葉翼を用いた熱交換器フィンが実際に超音速流中に置かれた際の熱交換量を調査するために実施した風洞実験について述べる。本実験では、フィン温度の時間変化より熱流束を算出し、評価をおこなった。

4.1 実験模型

図 9 に実験模型組立図を示す。熱交換器フィンを模した 3 枚のタフピッチ銅製フィンが亚克力板に挟まれており、このフィンを気流方向に平行となるように設置する。中央のフィンに熱電対が 3 本挿入されており、風洞通風時のフィン温度の時間変化を計測する。

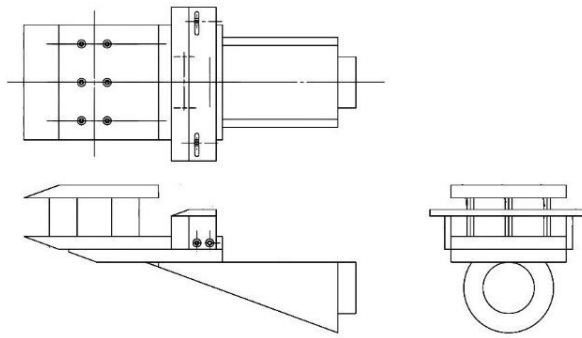


図 9 実験模型

4.2 実験方法

本風洞実験は、JAXA 相模原キャンパスの超音速風洞を利用して実施した。風洞の測定部断面積は 600×600 mm である。超音速風洞では、マッハ数 1.3~4.0 までの気流を作り出すことができる。実験条件を表 1 に示す。表 1 の条件で各条件において 3 回の実験を行った。通風時間は 10 秒である。

4.3 評価方法

本実験で使用したフィンにはタフピッチ銅製であり熱伝導率が高い。また、フィンの前方、中央、後方の 3ヶ所に挿入した熱電対の温度変化に差がなかったことから、フィン全体の温度が均一であると仮定した。そこで、温度の時間変化より式 1 を用いて熱流束を計算した。

$$q = \frac{mc}{S} \frac{dT}{dt} \quad (1)$$

表 1 実験条件

マッハ数	レイノルズ数
1.5	1.5×10^6
	1.3×10^6
	1.5×10^6
2.0	1.8×10^6
	2.05×10^6
	1.5×10^6
2.5	1.5×10^6

4.4 実験結果

図 10 に各マッハ数における通風時の熱流束を示す。レイノルズ数は 1.5×10^6 である。通風開始時には室温であったフィンが通風により冷却され温度が下がり、熱流束が変化する。図 10 より、マッハ数 1.5 と 2.0 とを比較すると、熱流束の傾きおよび大きさに大差がないことが確認できる。また、マッハ数 2.5 と 2.0 を比較すると、マッハ数 2.5 はマッハ数 2.0 より傾きが小さくなることが確認できる。すなわち、通風を続けるとマッハ数が大きいほど低い温度まで冷却が進むということが考えられる。マッハ数 1.5 と 2.0 の比較において傾きに変化が起こらなかった原因としては、本実験で使用したフィンはマッハ数 2.0 以上で始動するように設計されており、マッハ数 1.5 では不始動となり流れ場が複雑になったことが原因であると考えられる。

図 11 に各レイノルズ数における通風時の熱流束を示す。マッハ数は 2.0 である。図 11 より、どのレイノルズ数においても、グラフの傾

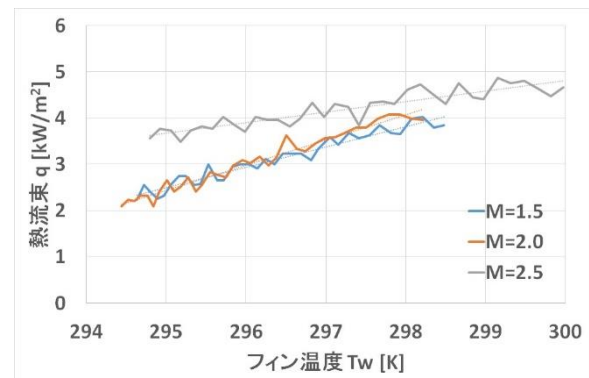


図 10 各マッハ数における通風時の熱流束

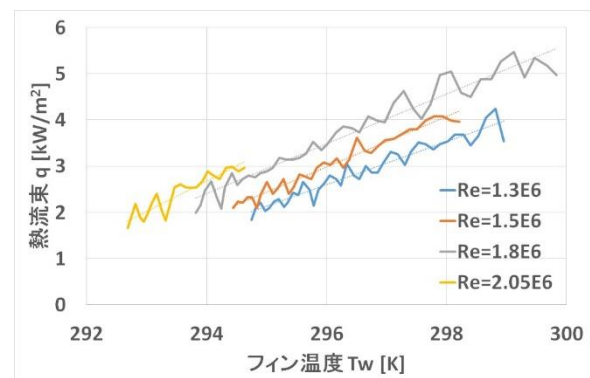


図 11 各 Re における通風時の熱流束

きに大差がないことがわかる。また、同じフィン温度において、レイノルズ数が大きくなると熱流束が大きくなることを確認できる。一般に熱流束はレイノルズ数の関数と表すことができるため、レイノルズ数が大きくなると、熱流束の値も大きくなったと考えられる。

図 12 にフィン温度変化時の熱流束の実験値と CFD の比較を示す。マッハ数は 2 である。図 12 より、実験値と CFD 計算値とで傾きがほぼ等しいことが確認できる。しかし、同じフィン温度における熱流束は実験値が CFD 計算値を上回る結果となった。実験値と計算値との差の原因として、実験時に計測された風洞内全温に誤差が生じていたことが疑われる。

5. 結言

本研究では、超音速流中で作動させる熱交換器フィンを設計し、そのフィンの抗力係数および熱交換特性を調査するために数値解析および風洞実験を実施した。熱交換器フィンはブーゼマンの複葉翼理論を用いた形状を基とし、 $M=2.0$ で始動するようにひし形の角を削った六角形の形状とした。以下の結論を得た。

- (1) 本研究で設計した熱交換器フィンでは $M=2.6$ で抗力が最少となり、同マッハ数で q/C_D が最大となった。よって、本研究で用いたフィンの最適なマッハ数は $M=2.6$ である。
- (2) フィンでの抗力係数を小さくするためには、フィン先端で発生した衝撃波とフィン後方の角で発生する膨張波を干渉させる必

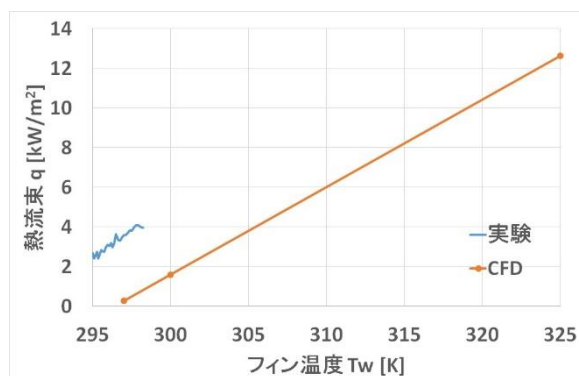


図 12 実験と CFD との比較

要がある。

- (3) 熱流束の値は実験値が CFD 計算結果よりも大きな値をとった。

謝辞

本研究を実施するにあたり、宇宙科学研究所高速気流総合実験設備を使用させていただいた。ここに記して謝意を示す。

参考文献

- [1] H.Taguchi et al : Research on hypersonic aircraft using pre-cooled turbojet engines, Acta Astronautica, 73(2012), pp.164-172
- [2] 小林弘明 他 : 飛行実験用極超音速ターボジェットエンジン制御装置の開発, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, pp.2(2009)
- [3] 楠瀬一 他 : 衝撃波の相殺効果を利用した複葉超音速翼型の研究, 日本航空宇宙学会論文集 Vol.55, No.636, pp.1-7, 2007