

高速飛行の壁について考える

— 誰もが宇宙に行ける世界を目指して —

東京理科大学 創域理工学部 機械航空宇宙工学科 教授 おがさわら こう 小笠原 宏

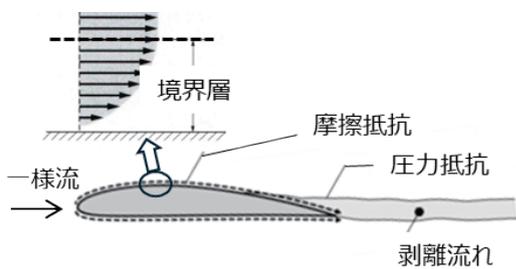
はじめに

1903年に行われたライト兄弟による人類初の動力飛行を皮切りに20世紀は飛行の時代として幕をあけました。飛行技術の進歩はめざましく、1919年にはロンドン・パリ間で旅客飛行が始まり、1939年には世界初のジェット機が飛び始め、飛行速度と運航距離が拡大していきました。1947年にロケットエンジンを積んだベル X-1 実験機が初めて音速を突破し超音速飛行時代が到来しました【図1】。

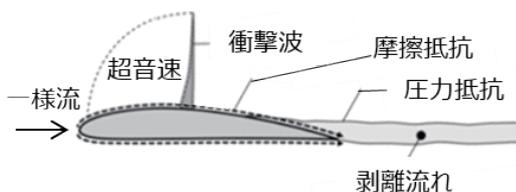
さらに、1961年にはガガーリンが人類初の宇宙飛行を行い宇宙時代も始まりました。この間、人類の飛



【図1】 世界で初めて音の壁を超えたベル X-1 (Knapp, et al. 1956)¹⁾
主翼前縁に後退角のない亜音速機の平面形を採用している。超音速飛行時の造波抵抗低減を意図していなかったことがわかる。



【図2a】 亜音速気流中の翼断面



【図2b】 超音速気流中の翼断面
超音速では衝撃波を形成する造波抵抗が付加される。

行速度はライト兄弟の時速 16 km からガガーリンの時速 28800 km と劇的に増加しました。

2010年頃からは世界各地で民間宇宙開発が活発化しはじめ、宇宙旅行も現実化しつつあり、現代の若者の多くは宇宙往還に伴う高速飛行を体験することになるものと考えられます。

本稿では高速飛行に伴い生じる音の壁、熱の壁について紹介し、それを乗り越えるための工夫や研究状況について概説します。

音の壁

飛行中の航空機は機体周囲の大気から空気力を受けています。空気力は通常、重力とは逆方向に働く揚力と、進行方向と逆方向に働く抵抗の2方向に分けて分析されます。こうすると航空機は揚力によって大気中を浮揚しつつ、抵抗を上回る推進力により進行方向に進んでいることが理解できます。エンジンは必要となる推進力を生み出すために搭載されます。

飛行機の主翼断面を例に抵抗について考えます。【図2a】のように翼に流入する一樣流は翼前縁で翼上・下面に分かれたのち、翼面に沿って流れ下り後方で翼面から剥がれて流れ去ります。空気には粘性があるため翼表面に近づくにつれ流速が下がり翼面上ではゼロになります。つまり翼面から空間方向に速度勾配が生じています。これが機体表面に摩擦抵抗が生じる原因です。流れは翼面から流れ去る際、翼後端付近で剥離します。剥離域では一樣流と逆向きの流れが発生するなどして圧力低下が生じ、結果として翼を流れ方向に引っ張る圧力抵抗を引き起こします。低速で飛行する航空機にはこの摩擦抵抗と圧力抵抗に打ち勝ち飛行する推進力が求められます。

飛行速度があがり音速に近づくと【図2b】に見られるように翼上面前方で部分的に音速を超える超音速領域が生じます。加速した流れは翼後方に流れ下るにつれ減速し一樣流の速度に復帰します。このため翼上面後方では音速以下の亜音速状態になります。空気中の圧力変化は周囲へ音速で伝わるため翼上面後方の亜音速域で生じる圧力変化は上流の超音速域内へは到達

できず、結果として超音速領域との界面に圧力変化の集積領域 (= 衝撃波) が生じます。衝撃波の前後では圧力や密度、温度が階段状に変化し、その変化量はマッハ数 (流速と音速の比) の 2 乗の関数になることが知られています。

超音速領域を伴う高速飛行では摩擦抵抗, 圧力抵抗に加えて, 衝撃波を形成することに伴う造波抵抗が付加されます。【図 3】に示したマッハ数変化に伴う抵抗変化に見られる通り, 音速 (マッハ 1) に至る少し手前から抵抗は増加し始め, マッハ 1 で極大化し, さらに高速になるにつれ漸減していきます。マッハ 1 にむけ抵抗が極大化していく現象は Drag Divergence と呼ばれ造波抵抗に起因しており, 極大値は亜音速での抵抗に比べて 10 倍近くまで上昇する例もあります。この抵抗激増が“音の壁”です。前述のベル X-1 はロケットエンジンを用いて抵抗激増に打ち勝ち超音速飛行を達成しました。

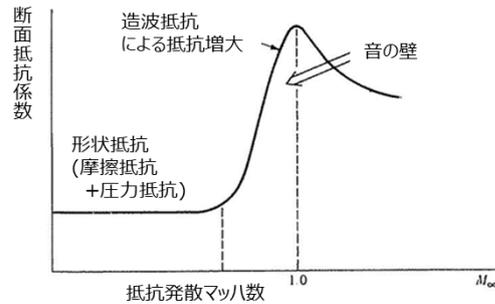
音の壁が地表に届くと…

高速飛行する航空機で生じた衝撃波は大気中を円錐状に広がり地表にも到達します。【図 4】の黄色の放物線は上空を高速飛行する航空機が発生させた衝撃波と地表の交線で, この交線上では衝撃波により生じる階段状の圧力変化が観測されます。これはソニックブームと呼ばれる現象で, 人間の耳には大音響の爆音として聞こえます。

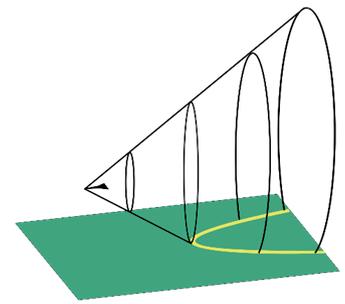
ソニックブームは強い圧力波ですので, 時には民家の窓や屋根を破損させることもあります。1976 年に就航し 2003 年まで運航された超音速旅客機コンコルドはマッハ 2 で巡航可能でしたが, ソニックブームのために超音速飛行は陸地上空では許可されず海上飛行中のみに限定されてしまいました。これがコンコルドの経済的失敗の一因になったとも指摘されています。

コンコルド退役後も, ソニックブーム低減を狙った研究は各国で続けられています。超音速飛行中の航空機の先端から後端で発生した圧力波は大気中を伝搬していきます。この際, 圧力波の先端と後端は N 型に急峻化する結果, 地上の人には圧力立上がりとして観測されます。

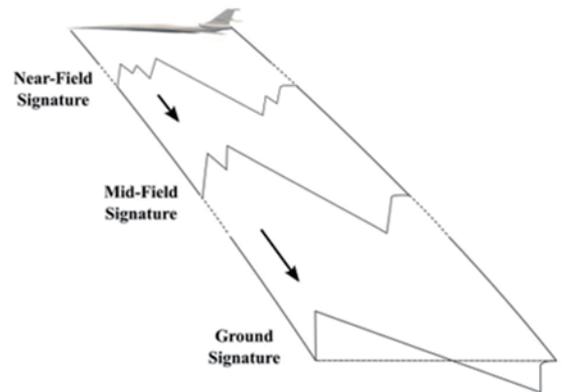
ソニックブームを定量評価するためには航空機近傍場で衝撃波により生成される圧力波形を適切に推定すること, 大気中の伝搬過程で圧力上昇に要する時間を考慮した衝撃波面厚さの増大や衝撃波同士の干渉・合



【図 3】 マッハ数の変化に伴う翼断面抵抗係数変化



【図 4】 超音速機が生成する衝撃波
衝撃波は超音速機後方の大気中を円錐状に広がり地表へ到達しソニックブームを形成する。



【図 5】 大気中を伝搬する衝撃波の形状変化 (Bonavolontà, et al. 2023)²⁾
衝撃波は大気中伝搬の過程で波形の前端, 後端に向かって圧力変化が急峻化し地表到達時には N 型の圧力波となる。



【図 6】 小型超音速旅客機イメージ図 © JAXA
低ソニックブーム設計を適用した小型静粛超音速旅客機の想像図

体等を適切に考慮し地表到達時の圧力波形を推定することが必要です。数値流体力学の進歩により, 従来は軸対称細長物体近似を用いて推定していた近傍圧力場を航空機の 3 次元形状を反映して推定できるようになり, 大気中の伝搬過程では空気中の窒素, 酸素分子の振動による圧力緩和効果の取り込みなどメカニズムの詳細化がはかられ, 結果としてブームの推定精度向上につながっています【図 5】。

低ブーム化研究は日米欧各国で展開されており, 日本では宇宙航空研究開発機構 (JAXA) を中心として研究開発が進められています【図 6】。

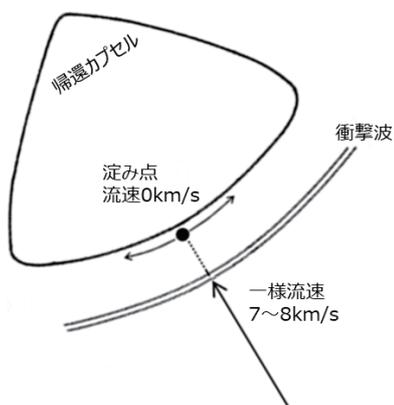
熱の壁

宇宙でのミッションを完了した宇宙機は地表への帰還に向け、エンジン逆噴射などにより減速を行い帰還経路に入ります。この時点では軌道周回速度から僅かに減速したのみで打上時に獲得した莫大な運動エネルギーのほとんどを保持しています。地表への帰還にはこの巨大な運動エネルギーを適切に散逸させて減速する必要があります。帰還飛行中の再突入カプセルから見ると、相対速度 7~8 km/s の超高速で流入した大気はカプセル底面で相対的に静止し、淀み点を形成します。底面前方には強烈な衝撃波が形成されるとともに、高速空気が持っていた速度エネルギーは減速に伴って熱に変換され淀み点で最大になります【図 7】。

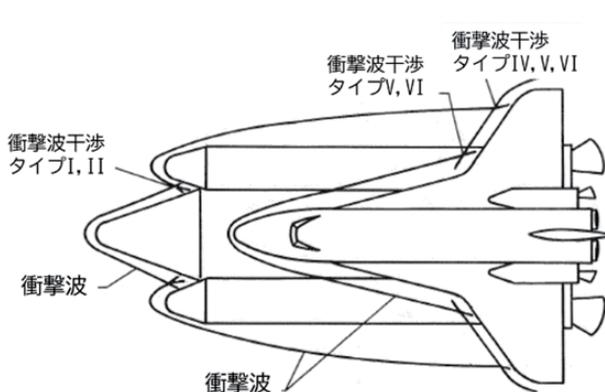
この時、淀み点近傍の空気温度は摂氏約 1 万度の高温になります。航空機や宇宙機の主構造に使用されるアルミニウムの融点は摂氏 500 度程度であり、超高温の空気に対しては無力であることが理解できます。これが“熱の壁”です。実際の帰還カプセルではアルミニウムなどの軽量素材で主構造を作っておき、機体表面にアブレータなどの熱防護材を付加して主構造材料の昇温を抑えることで強度低下を防ぎ熱の壁を通り抜けて地表へ帰還しています。

スペースシャトルの熱問題

1981 年に初飛行したスペースシャトルはロケットのように垂直に打ち上がり、航空機のように飛行場へ帰還・着陸する宇宙往還システムで、国際宇宙ステーション建設や軌道上活動など多くの宇宙活動の基盤として活躍し 2011 年に退役しました。乗員が搭乗するオービタは帰還初期の 7.9 km/s (マッハ 26) から着陸



【図 7】再突入カプセル前方の衝撃波
カプセル前面に強い衝撃波が形成される。流れ込む高速流は衝撃波を通過し高温高圧となり淀み点で速度を失い最高温度に至る。



【図 8】スペースシャトル各部で形成される衝撃波と干渉 (Keyes, et al. 1973)³⁾
スペースシャトルは複雑な 3 次元形状をもち高速飛行時は機体各部から衝撃波が発生する。衝撃波は相互干渉し合い局部加熱の上昇や圧力ピークを形成する。

時の 0.1 km/s (マッハ 0.3) まで無推力で滑空飛行するグライダーで、幅広い飛行速度での安定滑空を実現するため翼胴からなる 3 次元形状をもつ機体でした。カプセルのような単純形状から 3 次元形状へ複雑化したことで帰還に伴う熱の壁に新しい問題が追加されました。胴体先頭部から発生するバウ衝撃波と主翼前縁衝撃波の干渉に伴う局所的な空力加熱上昇、主翼根から発生した渦が胴体側面を加熱する渦干渉加熱、空力舵面操舵に伴う局所加熱や乱流遷移促進など多くの問題が研究され、実機的设计へ生かされました【図 8】。

民間宇宙開発の高まりにつれて

2010 年頃からは世界中で民間による宇宙開発の動きが顕著になってきました。宇宙輸送分野では使い捨てロケットを再使用化する動きや、大気飛行中に空気吸い込み式エンジンを用いて効率的な加速を図る推進方式などが研究されています。【図 9】は NASA で飛行実証された X-43 実験機の外形形状で、水素を燃料とする空気吸込式エンジンを搭載しマッハ 10 での極超音速動力飛行に成功しました。

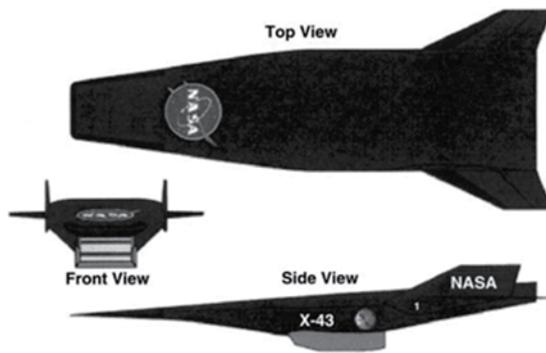
極超音速航空機は宇宙輸送コスト低減を狙う完全再使用型宇宙輸送機の 1 段に活用されるほか、大陸 2 地点間を超高速で移動する Point to Point (P2P) 輸送にも展開が期待されています。P2P の将来市場は Deloitte⁵⁾ による推定によれば巡航速度マッハ 4~6、20 名程度の乗客、9000~10000 km 程度を運ぶケースが最大規模となることが報告されており、このことから極超音速飛行の必要性が理解されます。

極超音速航空機は数時間に渡る巡航中に機体周囲の高温空気から空力加熱を受け続けます。これは宇宙から

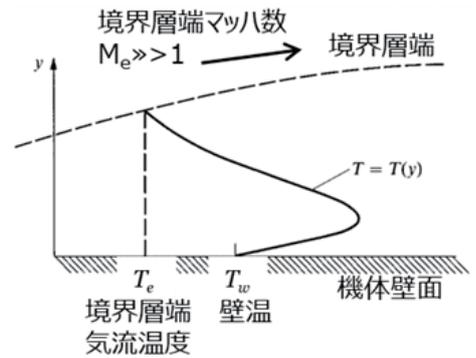
帰還する再突入飛行の加熱時間が数十分程度であるのに比べ桁違いに長時間で、空力加熱の時間積分である総入熱量が過大になります。

胴体側面や主翼上下面といった機体表面では空気の粘性により境界層が形成されるため、境界層外縁ではほぼ一様流に近い高速空気が流れる一方で、機体表

面では運動エネルギーがゼロとなります。運動エネルギーは空気の粘性による粘性散逸で境界層内で熱に変換され、結果として【図10】のような温度境界層が形成されます。高温空気から機体壁面への入熱は単位面積当たり単位時間に流れ込む熱エネルギーで表現され、その大きさは壁面近傍の温度勾配に比例します。



【図9】 X-43 スクラムエンジン実験機 (Anderson, 2006)⁴⁾ 2004年に約マッハ10の空気吸込エンジン(スクラムエンジン)による動力飛行を行った。



【図10】 機体表面に形成される温度境界層 境界層端での高速流れは機体壁面では速度を失う。運動エネルギーは熱に変わり温度境界層を形成する。

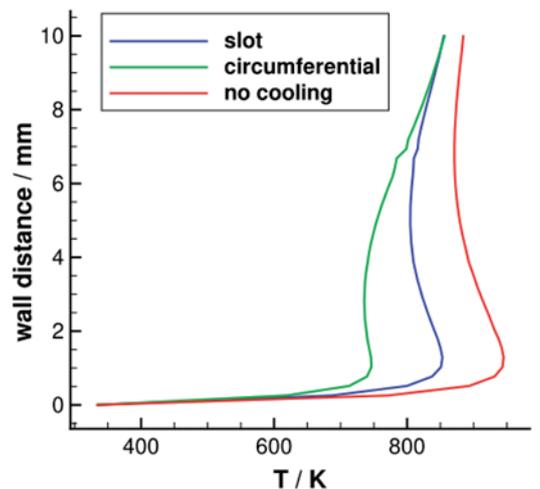
温度勾配を制御する：空力加熱の低減手法

高温空気から壁面への入熱を支配するパラメタが壁面近傍の温度勾配であることから、入熱を低減する手法として温度境界層の勾配を緩やかにするアプローチが考えられます。実際、このアプローチは壁面の微細な穴から冷却ガスを滲みださせる発汗冷却や、壁面に沿って冷却ガスを流すフィルム冷却として活用されています。【図11】に高温空気を用いた衝撃波管でのノズル壁面にできる温度境界層の例を示します。冷却ガスを流さない場合に見られた壁面近傍の急峻な温度勾配が冷却ガス効果により緩やかになっていることが分かります。この結果として壁面への入熱低減が実現されます。

空力加熱低減に冷却ガスを用いる方法はガス搭載による質量負担が生じる一方で、明確な加熱低減効果が期待できるため、将来の極超音速航空機や宇宙往還機ではシステム全体でのトレードオフを踏まえて適用が検討されていくでしょう。

おわりに

コロナ禍を通じ人類は厳しい移動の制限を受けるとともに、リモートアクセスという代替手段を学んできました。翻ってリモートアクセスは実際に移動すること、リアルに体感することの重要性を、我々により強く意識させるきっかけになりました。民間宇宙開発の進展に伴う宇宙旅行が現実味を増している昨今、高速飛行をより身近にする研究開発は重要性を高めていくでしょう。引き続き“誰もが宇宙に行ける世界を目指して”高速飛行の課題に取り組んでいきたいと考えます。



【図11】 フィルム冷却による温度境界層変化の例 (König, et al. 2021)⁶⁾ 高温衝撃波管のノズル壁面上温度境界層。ノズル面に沿った周方向(Circumferential)冷却ガスのケース(緑)の温度勾配が冷却なし(赤)に比べ緩やかになっていることがわかる。

【参考文献】

- 1) Flight measurements of pressures on base and rear part of fuselage of the Bell X-1 research airplane at transonic speeds, including power effects, R. J. Knapp. et al. NACA RM L52L01, Nov 1956.
- 2) Review of Sonic Boom Prediction and Reduction Methods for Next Generation of Supersonic Aircraft, G. Bonavolontà. et al. Aerospace 2023, 10, 917.
- 3) Analytical and experimental studies of shock interference heating in hypersonic flows, J. W. Keyes. et al. NASA TN D-7139, May 1973.
- 4) Hypersonic High Temperature Gas Dynamics, 2nd edition, J. D. Anderson, AIAA Educations Series, 2006.
- 5) Commercial Hypersonic Transportation Market Study, NASA Research Mission Directorate, April 2021, Deloitte. <https://ntrs.nasa.gov/citations/20210014711>
- 6) N. A. Adams et al. (eds.), Future Space-Transport-System Components under High Thermal and Mechanical Loads, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design 146, 2021.