

JAXA における分子イメージング技術の現状と将来への期待

高木 正平

宇宙航空研究開発機構

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構(JAXA)における分子イメージング技術は旧航空宇宙技術研究所が中核となって1999年4月から5ヵ年計画で推進してきた科学振興調整費による「機能性分子による熱流体センシング技術の研究開発(通称名:MOSAIC)」プロジェクトに端を発している。ここでは、熱流体現象の極限計測技術を中心として数多く開発され、実用的技術へと発展している。この技術は、微細孔から離散点で圧力計測していた従来の計測技術を、瞬時に面計測へと誘った画期的なもので、風洞計測技術に新風を巻き起こしている。ここではその代表的な風洞計測の幾つかの技術について紹介する。

また、近年社会的な要請として各種の乗り物の快適性や周辺住民への騒音の低減化が求められている。JAXA の航空プログラムでも航空機の低騒音化は喫緊の重要課題となっている。流体グループにおいても航空プログラムの支援を念頭に、騒音を重点課題として取り組みを行っている。ここでは、流体グループの最新の成果を紹介するとともに、騒音研究で今後必要とされる分子イメージング技術への期待について述べる。

2. JAXA の分子イメージング技術

ヨーロッパ遷音速風洞(ETW)で実証された低温(cryogenic)環境で感温塗料を用いた翼表面境界層の層流から乱流への遷移計測は MOSAIC プロジェクトの大きな成果の一つである¹⁾。レイノルズ数が大きくなると遷移点が上流に移動し、また表面の小さな突起が遷移を促進する様子が見事に捕らえられた。この技術は、現在ドイツの航空宇宙研究所(DLR)に技術移転されて、ETW 等で使用されている。

感温塗料技術は平均的圧力場計測にとどまらず、流体の非定常現象を捕捉するには大変有効である。マッハ数 0.9 の高亜音速流に迎角 20 度で設置され

た三角翼上面の圧力場を 1ms 間隔で計測することに成功した。この翼上面には 100Hz 程度の衝撃波が流れ方向に振動する Buffet 現象を見事に捕らえられ、翼内に組み込んだ非定常圧力センサーと定量的一致も確認された²⁾。この他にも、感温塗料の温度ドリフトを解消する複合塗料技術³⁾、世界最速の応答性を持つ感温塗料を用いて、10 μ s のオーダーで衝撃波を捕らえることに成功している⁴⁾。

3. 流体グループの騒音研究の二、三の課題

航空機の着陸時はエンジンを絞ることから、空港騒音は高揚力装置のスラットやフラップ、さらには脚が主要な音源と言われている。流体グループではここ数年スラット騒音の発生機構解明とその低減化を目指してきた。スラット騒音の周波数は極めて離散的であり、その原因はスラット後縁から放出される交番渦から発せられる空力音とスラットの前縁から発達する境界層とのフィードバックループが形成されることが古くからの説明であり、今日でもこの説は広く受け入れられている。確かに、何らかの方法で交番渦の放出を抑制すると、スラット境界層内には粘性不安定に起因した不安定波(Tollmien-Schlichting 波動)が現れ、その波のスペクトルは広帯域であることが示される⁵⁾。ここで交番渦の放出を再開すると、T-S 波動帯域からある周波数成分が選択され、音響的なフィードバックによって離散的な騒音が形成されるのである。しかし、T-S 波動が成長しない条件でも同種の空力騒音が発生することが報告されており⁶⁻⁸⁾、上記のフィードバック機構による解釈は必ずしも十分とは言い難い。講演ではこの不十分な従来の説を補完する研究成果について紹介する。

4. 分子イメージング技術の将来への期待

流体騒音は、流体運動の結果として流体から放射され、音源を中心として放射状に音速で伝播する。

空気の速度が音速に比べて十分に遅い場合には、変動の波長に大きな違いが見られる。すなわち、流体変動の周波数と騒音の周波数は同じであるから、これらの変動の空間スケールはおおよそ空気の速度と音速の比となる。図 1 は翼のコード長に基づく $Re=7500$ の条件下で NACA 0012 の後縁に形成されるカルマン渦列の放出に伴って放射された Trailing-edge 騒音の瞬間圧力分布を数値解⁹⁾によって求めたものである。翼のスケールに比べて騒音の波長が格段に大きいことが理解される。

近年騒音研究で音源探査技術の有効性が示され、さらに高度化されているが、前述したように騒音変動の波長は流体の渦運動の規模に比べて大きいことから、音源探査の空間分解能には自ずと限界が生じるのである。この点、静圧変動を直接計測する感圧ないしは感温塗料技術は流体の運動に伴う変動を直接計測することから、空間分解能は画像の分解能と見てよい。しかし、塗料の周波数応答性は十分であっても、発光強度やカメラの感度が十分でなく高い周波数の非定常計測は難しいのが現状である。

一方、現在の騒音研究では単調な形状から脚のような複雑な形態の騒音低減が求められている。低減技術の確立には、低侵襲技術を用いた音源探査や PIV 計測と同時に表面の非定常圧力計測が有効であり、このためにはこれ前以上に周波数応答性のよい PSP 計測技術の開発が求められる。このような厳しい要求を満たすためには、従来の計測原理に基づいた手法から脱皮し、全く新しい原理を用いた圧力変動計測が期待されている。

NANO レベル領域の物理・化学研究では、全く新しい物理現象が報告されつつある。特に NANO-Photo では圧力に感度を持つ現象の発見²⁾や新しい信号処理技術も開発¹⁰⁾されており、他分野連携をこれまで以上に期待したい。

引用文献

1) Fey, U., Engler, R.H., Egami, Y., Iijima, Y., Asai, K., Jansen, U., and Quest, J. "Transition Detection by Temperature Sensitive Paint (TSP) in the European Transonic Windtunnel (ETW)", International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation

Facilities, 2003.

- 2) 亀田正治、田部井孝聡、半谷智弘、川上崇穂(農工大)、中北和之、坂上博隆(JAXA)、浅井圭介(東北大):「陽極酸化アルミニウム感圧コーティングによる非定常流中物体表面圧力場の画像計測」、日本機械学会論文集(B編)71巻710号、pp.2486-2493, 2005.
- 3) 久力琢磨、坂上博隆:「温度依存性の解消を目指した高速応答型感圧コーティングの開発」、可視化情報シンポジウム(2008)。
- 4) Asai, K., Nakakita, K., Masaharu Kameda, M., Teduka, k., "Recent Topics in Fast-Responding Pressure-Sensitive Paint Technology at National Aerospace Laboratory", International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities (ICIASF), 2001
- 5) Konishi, Y., Takagi, S., Kohama, Y. and Kato, T., "Experimental investigation of the frequency-selection mechanism of the trailing edge noise of the 2-D airfoil", Proceedings of International Congress of Aeronautical Sciences 2008.
- 6) 高木正平、小西康郁、伊藤信毅: 低レイノルズ数における二次元翼後流の安定性、第 57 回理論応用力学講演会、(2008), 571-2.
- 7) 高木正平、池田友明、伊藤信毅: 低レイノルズ数における対称翼の後流不安定性、日本流体力学会年会 2008 講演論文集。
- 8) 池田友明、高木正平:「低 Re 数の二次元翼から発生する空力音について」、第 43 回「境界層遷移と解明と制御」研究会(2008)。
- 9) 池田友明、高木正平: 低 Re 数における二次元翼の後流不安定とエオルス音発生の数値シミュレーション、日本流体力学会年会 2007 講演論文集。
- 10) 田邊國士(早稲田大学理工)、私信。

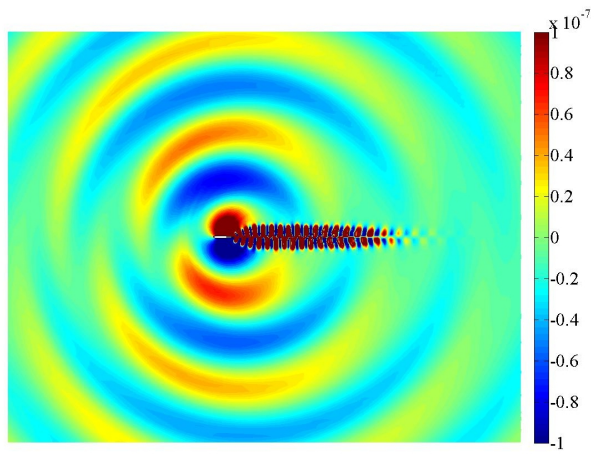


図 1: 翼のコード長に基づく $Re=7500$ 、迎角 0 度の条件下で NACA 0012 の後縁に形成されるカルマン渦列の放出に伴って放射された Trailing-edge 騒音の瞬間圧力分布。中心の白い筋が、翼模型