

風洞音響箱を用いた高亜音速高温小径ジェットノイズに関する実験

中西佑太 (東大新領域), 青木翔平, 田中信太郎 (東大工学部), 新名哲也 (東大工学系)

岡本光司, 寺本進 (東大工学系), 長島利夫 (東大新領域)

実験期間: 平成20年11月4日から11月14日 及び 平成21年1月19日から30日

航空機騒音に関する国際的な環境基準は, ICAO (国際民間航空機関) 制定の Annex16 Volume1 が用いられており, 2006年発効の Chapter 4 では騒音累積値が前規制に比して 10EPNdB 以上の低減が義務付けられている. これを受け, 最大推力を要する離陸時に支配的な航空エンジンの排気騒音であるジェットノイズの低減に, メーカーを始め, 各研究機関が取り組んでいる. しかし, ジェットノイズは発生メカニズムが複雑な乱流現象に関連しており, 詳細が未解明な現象である. そこで, ジェットノイズ現象の理解のために, 高亜音速高温ジェットノイズを計測した.

本実験では鋼製の筐体内に吸音材を貼付した風洞音響箱 (図1, 図2参照) を用いて実験を実施した. 風洞音響箱は, 実験室に設置できる程度の小型なもので, 寸法は幅 1.2m, 奥行 1.2m, 高さ 1.3m であり, 内部には主として出口径 8mm のノズルを設置した. また実際のエンジンの温度条件を想定して, 周囲流体とジェットの温度比 ($Tr = T_j / T_{amb}$) を変化させた.

図3に示されるように, 温度比の大きなジェットにおいてポテンシャルコアが減少することが確認され, ジェットの流れ場の概要が把握できた. また図4に示されるように, 温度比の大きなジェットほど, 音響スペクトルのピークが減少することが確認され, 他者の研究との定性的整合性を得た.

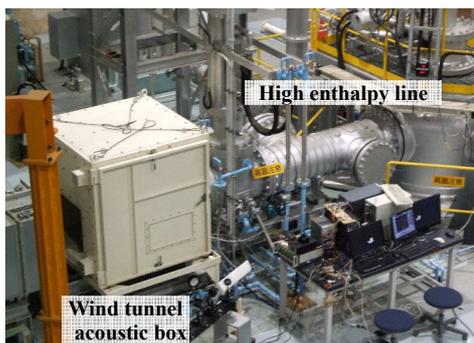


Fig.1 Experimental setup

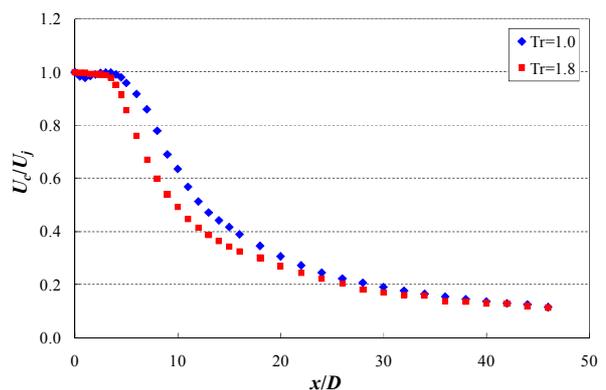


Fig.3 Centerline velocity for $Ma(= U_j / T_{amb}) = 0.9$

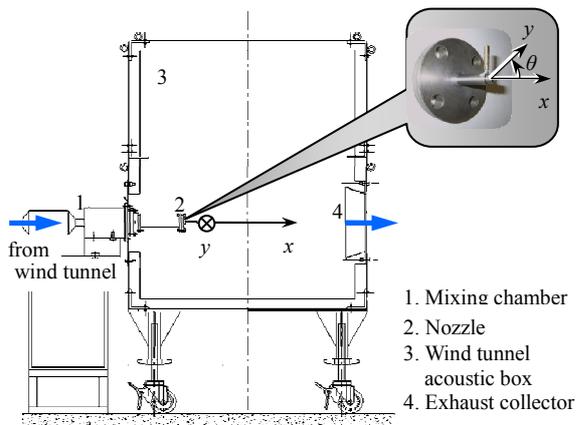


Fig.2 Schematic of experimental setup

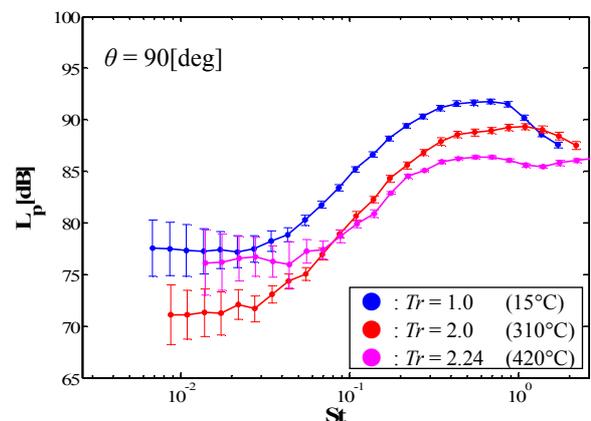


Fig.4 1/3 octave band spectra for $Ma = 0.9$

参考文献

東京大学 長島・寺本研究室 Web ページ

<http://www.thermo.t.u-tokyo.ac.jp/>