

全温・全圧・ノズルスケールが超音速ジェット騒音に及ぼす影響の調査

荒木幹也 (群馬大学工学部), 今村幸 (東大新領域), 津江光洋 (東大工学系)

小島孝之 (JAXA), 田口秀之 (JAXA)

実験期間: 平成22年7月26日から8月20日, 平成23年3月7日から3月11日

現在 JAXA では, 極超音速ジェットエンジン (図 1) の開発が進められている. 従来の空港インフラ利用を念頭に, 滑走路から水平離陸する機体案が提案されている. 一方で, エンジン排気速度が極めて大きいため, 空港近隣における甚大なジェット騒音被害が懸念されている. 現在, 開発は小型実証エンジンのフェーズにある. 実際のフルスケールエンジンから放出される騒音特性を事前に検証することは, エンジン開発において極めて重要である.

燃焼風洞に設置した矩形プラグノズル模型 (図 2) から, 全圧 0.3 MPa(a), 全温 300 K ~ 2000 K の高温空気・燃焼ガスを噴出し, その際に放出されるジェット騒音を高周波マイクロフォンで取得した. 2 種類のスケールのノズル模型を用い, 全温・全圧を様々に変化させながら音響試験を実施した. 取得された音響データから, 排気速度 340 m/s, 測定距離 20 m, ノズル面積 1 m² となるように換算した無次元スペクトル (図 3) を構築し, ジェット騒音の予測を試みた. 従来, ジェット騒音の音の強さは排気速度の 8 乗に比例することが広く知られてきたが, 過濃条件でアフターバーナ (AB) を作動した場合, その速度指数は 4 乗程度の小さな値となる可能性が示された. 過濃条件では, ノズルから噴出後も作動気体の燃焼が継続する. このため, ジェット騒音源となる「四極子」と呼ばれる音源よりも, 燃焼騒音で顕著な「単極子」と呼ばれる音源が卓越する可能性があると考えている.

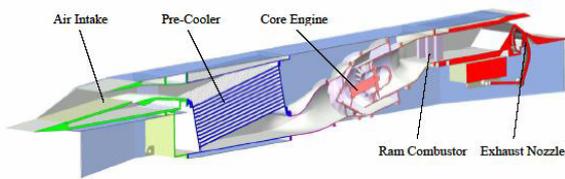
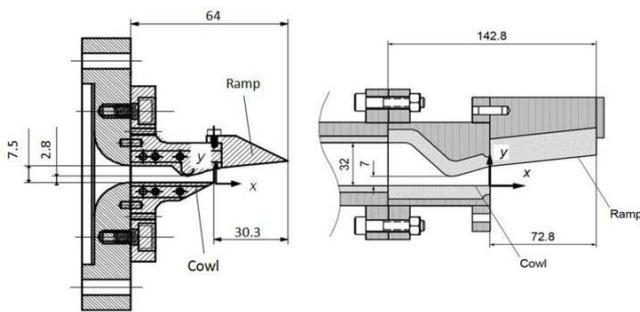


Fig. 1 Schematic of Pre-Cooled Turbojet Engine.



(a) 1.0 %-scale model (b) 2.4 %-scale model

Fig. 2 Schematic of Test Nozzles.

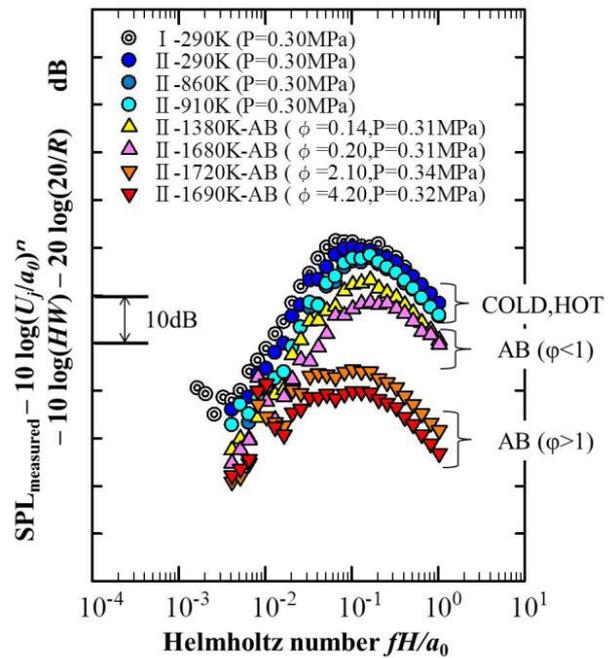


Fig. 3 Normalized jet noise spectra.

参考文献

1. 荒木幹也, 佐野貴透, 福田将之, 小島孝之, 田口秀之, 西田俊介, 今村幸, 志賀聖一, 津江光洋, 予冷ターボジェットエンジンからのジェット騒音に及ぼすノズルスケール, 全温およびアフターバーナの影響, 日本航空宇宙学会論文集, 57(663), 148-154, 2009.
2. 伊集院恭弘, 塚本真広, 森田康平, 荒木幹也, 小島孝之, 田口秀之, 西田俊介, 今村幸, 志賀聖一, 津江光洋, アフターバーナ当量比および断面温度分布が矩形プラグノズルからのジェット騒音に及ぼす影響, 平成22年度宇宙輸送シンポジウム (CD-Rom).