



GG-ATRエンジン用エアインテークの風洞試験について

| | |
|-------|--|
| メタデータ | 言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 公開日: 2016-12-28 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 湊, 亮二郎, 東野, 和幸, 八島, 優太, 関根, 勇紀 メールアドレス: 所属: |
| URL | http://hdl.handle.net/10258/00009158 |

GG-ATR エンジン用エアインテークの風洞試験について

○湊 亮二郎（もの創造系領域 航空宇宙システム工学ユニット助教）

東野 和幸（航空宇宙機システム研究センター 教授）

八島 優太（生産システム工学専攻航空宇宙総合工学コース博士前期1年）

関根 勇紀（機械航空創造系学科航空宇宙システム工学コース4年）

1. はじめに

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターで開発が進められている小型無人超音速機オオワシII号機には、ガスジェネレータサイクル・エアターボラムジェット（Gas Generator Cycle Air Turbo Ramjet, GG-ATR）エンジンを搭載することが考えられている。このエンジンには超音速エアインテークが取り付けられるが、その空力性能は超音速飛行の成功の可否を握る。特に斜め流路部の流路角は、空力性能と機体構造設計の両方に大きな影響があり、その影響を風洞試験で検証する必要がある。[1] 本報告では、2015年度に行った風洞試験の概要・試験結果について報告する。

2. 風洞供試体モデル

2-1. 超音速インテークダクトモデル

エアインテークダクトの風洞試験研究は2014年度に初めて実施した。2014年度はインテークの斜め流路部の流路角の角度を、 30° （機体搭載用 Flight モデル）、 45° 、 60° 及び 90° とした4つのモデルについて風洞試験を行った。2015年度はその試験研究結果を元に、斜め流路部流路角が 45° と 60° のモデルについて、流路形状を修正して風洞試験を行った。図1に風洞試験に供した超音速インテークモデルを示す。インテークダクトの流路形状は一般にインテーク入口直後にスロートがあり、その下流は流路を拡大させて気流を減速させる。



図1 インテーク風洞試験供試体モデル 左： 60° 改良モデル 右： 45° 改良モデル

2-2. 風洞試験設備

風洞試験は、平成27年8月3日から7日にかけて、JAXA 宇宙科学研究本部の高速気流総合試験設備で実施した。気流マッハ数条件は、固定マッハ数試験では1.3、マッハスイープ試験では、マッハ0.7から1.3まで連続的に変化させた。図2はJAXA/ISASにおける風洞試験の準備作業とデータ収録作業の様子を示している。風洞試験は5日間で35回実施した。



図2 JAXA/ISAS における風洞試験の様子

3. 風洞試験結果

図3に今回使用した超音速インテークの空力性能を示す。横軸は流量捕獲率で、縦軸は圧力回復率を示す。今回使用したインテークダクトモデルは、昨年度実施したモデルと比較して、 45° モデル、 60° モデルの両者とも圧力回復率が向上した。

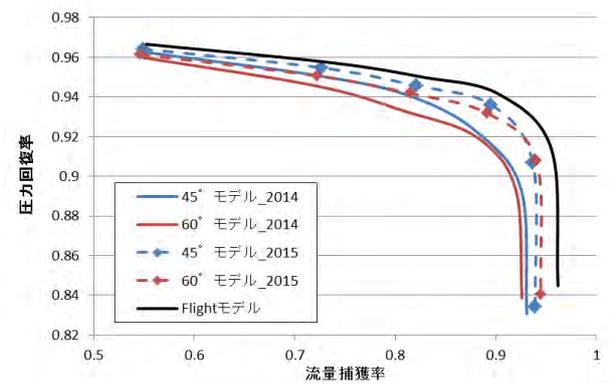


図3 超音速インテークダクトの空力性能

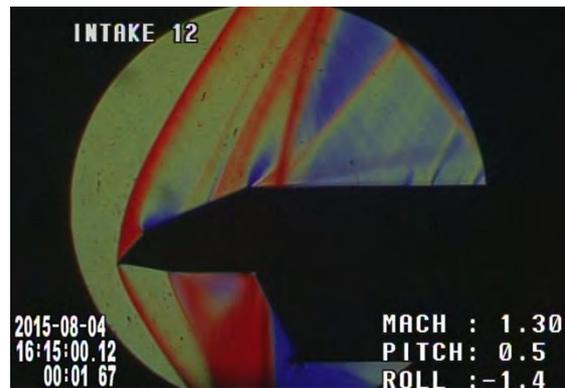


図4 風洞試験のシュリーレン画像

図4には今回の風洞試験のシュリーレン映像を示した。インテークのランプから衝撃波が発生していることが分かる。図5に今回の風洞試験で用いたインテークダクトモデルの試験結果とCFD解析の比較を示す。

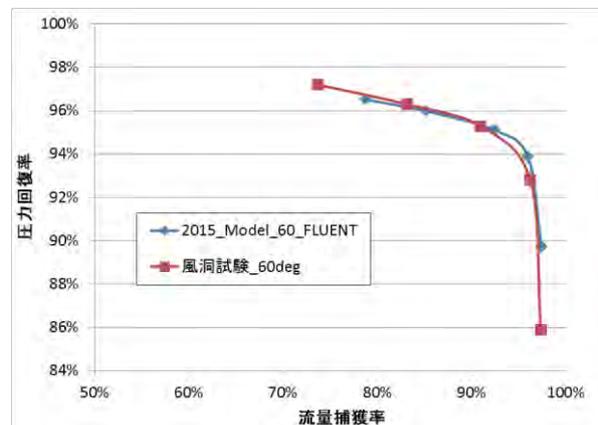
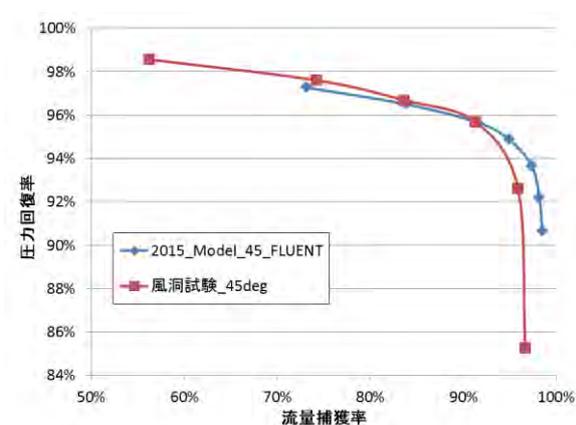


図5 風洞試験結果とCFD解析の比較 左： 45° モデル 右： 60° モデル

CFD 解析には、ANSYS Fluent を用い、乱流モデルには Spalart Allmaras モデルを適用した。図 5 の比較から風洞試験結果と CFD 解析結果は良く一致していることが分かる。

4. まとめ

小型無人超音速機オオワシ用の超音速インテークダクトの開発のため、その風洞試験を JAXA/ISAS で行った。2015 年度に行ったインテークダクトモデルは、2014 年度に行った風洞試験のモデルより、圧力回復率が向上した。インテークダクトの流路角は 45° の時と 60° の時では、空力性能に大きな違いはないことも確認された。

参考文献

[1] Mahoney, J. J. “Inlets for Supersonic Missiles”, AIAA Educational Series. 1990