

HIMICOノーズ模型を用いたFADS機能確認試験
 高橋英美, 廣谷智成, 大木純一, 田口秀之 (JAXA)
 実験期間: 2021年8月23日から8月27日

極超音速統合制御実験(HIMICO)は極超音速エンジンの設計・開発を鑑み、マッハ5の設計マッハ数にて飛行実証によりエンジン及び飛行データを取得することを目的としたプロジェクトである。同機体では、エンジン制御用に、飛行時の大気速度及び大気姿勢角を総称したエアデータの取得を試みる。エアデータは、通常の航空機では機体先端付近に取り付けられたプローブにより計測される。しかし、極超音速環境下では極限的な熱負荷により物理的なプローブはダメージを受けるため、正確なエアデータの計測や予測ができない。そこで、機体表面の計測圧力とエアデータを関連付けることにより、エアデータを推定する方式、Flush Air-Data Sensing (FADS)システムの方式を採用する。

事前にCFDにより飛行条件を想定したマッハ数(M3-M7), 迎角(0~30°), 横滑り角(0°, ±5°)をパラメータとして、機体ノーズ部(図1)の表面圧力分布を計算した。表面圧力分布としては、同図に示す5点を対象とした。ここで得られた表面圧力の計算結果と入力となるエアデータを算術的に関係付けることにより、表面圧力からエアデータを推定する式(FADSシステム)を導いた [1]。

設計したFADSシステムの妥当性を検証するために、極超音速風洞試験を行った。主流マッハ数は7.0で固定し、一回の通風中に迎角を変化させることで複数条件のデータを取得した。迎角範囲及び横滑り角付与の条件を作り出すために、供試体にアダプタ部を設けた。模型取り付け状況を図2に示す。図3には試験時のシュリーレン写真を示し、図4には試験結果とFADSによる迎角推定の比較を示す。先述の通り、マッハ数は7.0で固定し、迎角及び横滑り角をパラメータとしたデータを基にしている。横軸はデータ取得番号で縦軸が対応する迎角である。実験結果(True(Exp))に対し、設計したFADS(FADS-Estimated)は概ね良く迎角を推定している。一部、迎角範囲が大きい条件(例えば-10°)等で逸脱している様子が見られる。この原因として、FADS設計式の精度や、実験のキャリブレーションカーブの精度などが考えられる。

極超音速風洞試験により、設計したFADSシステムの推定能力が概ね妥当であることを実証できた。また、更なる推定精度向上に向けての課題も抽出することができた。

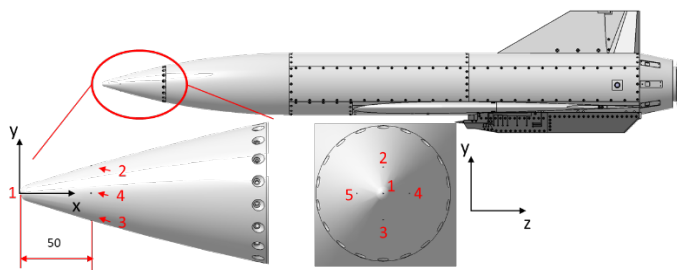


図1 HIMICO機体形状とFADS用先端圧力計測位置



図2 模型取り付け状況

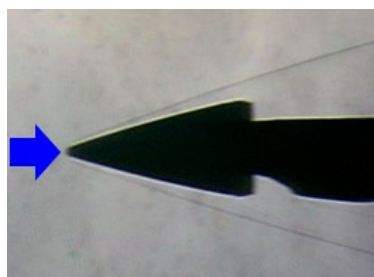


図3 試験時のシュリーレン写真

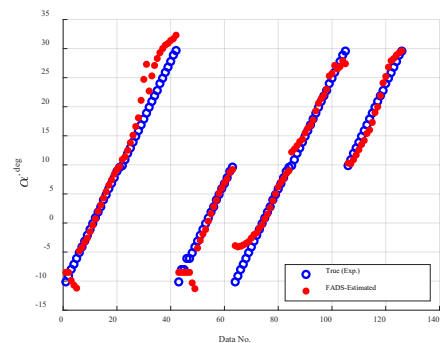


図4 試験結果とFADS推定結果の比較(迎角)

参考文献

[1] 高橋英美, 田口秀之, 廣谷智成, 大木純一, 佐藤哲也, “極超音速飛行実験機用エアデータ計測システムの設計,” 第53回流体力学講演会及び第39回数値シミュレーションシンポジウム 2021 (オンライン).