

小型超音速飛行実験機の飛行性能の予測

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: 2016-04-26
	キーワード (Ja):
	キーワード (En):
	作成者: 近藤, 賢, 溝端, 一秀
	メールアドレス:
	所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008846



小型超音速飛行実験機の飛行性能の予測

著者	近藤 賢,溝端 一秀
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次
	報告書
巻	2013
ページ	14-18
発行年	2014-08
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008846

小型超音速飛行実験機の飛行性能の予測

○ 近藤 賢(航空宇宙システム工学専攻 博士前期1年) 満端 一秀(もの創造系領域 准教授)

1. はじめに

エアターボラムジェット・ガスジェネレータサイクル(ATR-GG)エンジンを1基搭載し マッハ2程度の超音速までの一連の飛行が可能な第二世代超音速飛行実験機(第二世代オ オワシ)の設計が進められており、その空力形状 M2011 が提案されている[1]. ミッション による推進剤搭載量の違いに対応させて、図1のように胴体長の異なる3形状が提案され ており、最も小規模なM2011 Nose-A形状の機体システム構築が当面の目標とされている.

昨年, M2011 Nose-C 形状機体の直線飛行について3自由度飛行解析が実施され[2], マ ッハ 2.0 に到達するためにはエンジン回転数の 5%程度の増強または機体抗力の 8%程度の 低減が必要であることが示された.本研究では,一層実際的な飛行解析ツールとして6自 由度飛行解析システムを構築する.そして,当面のシステム構築目標である M2011 Nose-A 形状機体の周回・帰還飛行性能を3自由度および6自由度で解析する.



	M2011形状
翼幅[mm]	2413.5
翼面積[mm ²]	2148427.8
胴体直径[mm]	300
	Nose-A: 5800 (推進剤70kg)
機体全長[mm]	Nose-B: 6800 (推進剤105kg)
	Nose-C: 7800 (推進剤130kg)

図1. 第二世代小型超音速飛行実験機の空力形状

2. 空力特性

M2011 形状の総合的な空力特性を評価するために JAXA/ISAS 遷音速風洞および大阪府 立大・回流式低速風洞を用いて風洞試験が実施されている[1,3]. その結果,マッハ数 0.3 ~2.0 の全域において揚力は迎角に対して十分線形であり,遷音速域の抗力ピーク(いわゆ る音速の壁)は十分小さいこと,良好な空力静安定を持つこと,エルロン・エレベータ・ ラダーの操舵空力が良好であることが確認されている.これら風試データから空力係数の 近似多項式を求めて飛行経路解析に用いる.また,6自由度飛行経路解析に必要なロール ダンピング係数等の空力微係数は,翼型の空力特性を翼幅方向に積算する手法の理論解析 [4]によって推算する.これによって得られた空力微係数を表1に示す.

Coefficient	Value
C_{Yr}	0.6062114
C_{lp}	-0.2187821
C_{lr}	0.0819851
C_{mq}	-5.0347575
C_{nr}	-0.48056994
C_{np}	0.0116804

表1. 理論解析で得られた空力微係数

3.6自由度飛行経路解析システムの構築

地球の中心を原点とする三次元極座標系において,解析対象の機体を剛体として扱い, 重心の並進運動(3自由度)と重心周りの回転運動(3自由度)の計6自由度の運動方程 式を解く.重心周りの回転運動の方程式は,機体固定座標系において以下の通り記述され る[5]:

$$\vec{M}_{b} = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \vec{L} \vec{\Omega}_{b} + \vec{\Omega}_{b} \times (\vec{I} \vec{\Omega}_{b})$$

ここで、 $\vec{M}_{b} = [L, M, N]^{r}$ は外力モーメントベクトル、I は慣性モーメント行列、 $\vec{\Omega}_{a}$ は角速度 ベクトルである。外力モーメントを推算しつつ、この回転運動方程式を時間積分して角速 度 $\vec{\Omega}_{a}$ を求め、さらに時間積分して姿勢角(オイラー角)を求める.この手順を MATLAB/SIMULINK でプログラムする[6].

風洞試験および理論解析で得られた各種空力係数,構造設計によって推算された機体重 量,重心,および慣性モーメント行列,および熱サイクル解析によって推算された ATR-GG エンジンの推力・比推力データを用い,図2のマンマシン・インターフェースによってス ロットルおよび舵角をリアルタイムで調整しながら,上述のプログラムを実行することに よって,飛行経路の解が得られる.



図2.6自由度飛行解析のマンマシン・インターフェイス

4. M2011 Nose-A 形状機体の周回・帰還飛行の解析

M2011 Nose-A 形状の機体(推進剤搭載量 70kg)について、大樹町滑走路から離陸して 加速上昇し周回したのち帰還する飛行経路を、3自由度と6自由度で解析した.その結果 を図3に示す.エンジンシステムのスロットリングは、推進剤燃え尽き前は100%、燃え尽 き後は0%としている.

3自由度解析に比べて6自由度解析の結果は,飛行距離および飛行時間が短く,到達マ ッハ数も若干低い.これは,6自由度解析ではピッチトリム・ピッチ制御のためのエレベ ータ操舵による揚力低減やフラッペロン操舵による抗力増加を勘定に入れており,3自由 度解析に比べて全体的に全機揚力が低下し全機抗力が増加しているためと考えられる.こ れらのことから,6自由度解析に比べて3自由度解析は楽観側の解を与えることがわかる.

6自由度解によれば,M2011 Nose-A 形状の機体は,大樹町の滑走路を東北東 80°方向 へ離陸した後,時刻 147 秒に高度 11km において推進剤燃え尽きの瞬間に最大マッハ数 1.2 弱に到達する.その後,時刻 150~400 秒にかけて右旋回・左旋回を経て帰還経路に入り, 滑走路近傍の-100°方向に帰還する.ダウンレンジ 50km 程度,ロール角 50 度程度,旋回 半径 5km 程度である.延べ飛行時間は 550 秒程度,軸加速度(*ax*:機首方向)は離陸滑走 時に最大 1G 程度,横加速度(*ay*:右翼方向)は旋回時に最大 1G 弱,垂直加速度(*az*:腹 方向)は±2G 弱である.最大迎角は離陸引き起こしの際に 8 度程度である.総合して,概 ね良好かつ実現可能な飛行経路である.



800

600

(e) 6 自由度解析による迎角と姿勢角の履歴

5. まとめ

第二世代小型超音速飛行実験機について、風洞試験および理論解析に基づく空力特性デ ータ、ATR-GG エンジン性能解析データ、および構造設計に基づく重量・重心・慣性モー メント推算データを用いて3自由度および6自由度飛行経路解析を行い, M2011 Nose-A形 状の機体の周回・帰還飛行性能を予測した. 6自由度解析によれば, 大樹町の滑走路を東 北東方向へ離陸した後,時刻 147 秒に高度 11km において最大マッハ数 1.2 弱に到達し, 旋回ののち、滑走路近傍まで帰還できることが予測された。ダウンレンジは 50km 程度、 延べ飛行時間は550秒程度である.

今後は、タッチダウン時の対地速度を低減できる着陸接近飛行の方法を、3自由度およ び6自由度飛行解析によって予測する計画である.

³自由度および6自由度解析による周回・帰還飛行解析結果 図2

参考文献

[1] 溝端,上村,大石,「第二世代小型超音速飛行実験機の空力設計と空力評価」,国立大学 法人室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター 年次報告書 2011, pp.17-20, 2012 年 7月.

[2] 近藤, 溝端, 「第二世代小型超音速飛行実験機の飛行性能予測」, 国立大学法人室蘭工業 大学 航空宇宙機システム研究センター 年次報告書 2012, pp.19-22, 2013 年 7 月.

[3] 鈴木,近藤,大石,溝端,「第一世代および第二世代小型超音速飛行実験機の操舵空力の評価」,国立大学法人室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター 年次報告書 2012, pp.11-14, 2013 年 7 月.

[4] 加藤寬一郎, 大屋昭男, 柄沢研治, 「航空機力学入門」, 東大出版会, pp.51-110, 1982.

[5] McFarland, Richard E., "A Standard Kinematic Model for Flight Simulation at NASA-Ames," NASA CR-2497, 1975.

[6] Jackson, E. B., and Cruz, C. L., "Preliminary Subsonic Aerodynamic Model for Simulation Studies of the HL-20 Lifting Body," NASA TM4302, 1992.