

小型超音速飛行実験機の六自由度飛行シミュレーション環境の整備

著者	小林 悠二, 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	2018
ページ	53-55
発行年	2019-09
URL	http://hdl.handle.net/10258/00010140

小型超音速飛行実験機の六自由度飛行シミュレーション環境の整備

○小林 悠二 (航空宇宙総合工学コース 博士前期1年)

溝端 一秀 (航空宇宙システム工学ユニット 准教授)

1. はじめに

第二世代小型超音速飛行実験機(第二世代オオワシ)のM2011空力形状について、風試によって得られた静的空力係数、および理論解析より予測された動的空力微係数に基づいて三自由度および六自由度の飛行解析が行われ、遷音速突破の可能性、離陸点までの帰還飛行の可能性、離陸滑走距離、等の飛行特性が予備的に予測された[1]。また、高迎角条件においてエルロンの効きが損なわれる「ロールリバーサル(Roll reversal)」の発生可能性が、風試による静的空力係数を用いて予測されてきた[2]。

ロールリバーサルの発生メカニズムの中核は横すべりによる上反角効果であり、その応答が遅いことから、適切な操舵によってロールリバーサルを抑えることが可能と推察される。また、ロールリバーサルの評価指標であるAADP(aileron alone departure parameter)およびLCDP(lateral control departure parameter)は静的空力微係数のみから構成されるが、姿勢変化角速度に依存する空力特性すなわち動的空力特性がロールリバーサルのメカニズムに寄与する可能性もある。動的空力特性に掛かる微係数は、姿勢変化角速度を伴う動的風試[3]および動的CFD解析[4]によって近年定量的に評価されている。そこで本研究では、上記二項目の可能性を明らかにするために、静的風試による静的空力微係数と動的風試による動的空力微係数を利用して、姿勢変化を含む六自由度の飛行解析を定量的に実施できるよう、シミュレーション環境を整備している。

2. ロールリバーサル

有翼飛行体の各舵面は、それぞれが司る方向以外にも副次的にモーメントを発生させる[5, 6]。例えば、エルロンやエレボンはローリングだけでなくヨーイングモーメント、ラダーはヨーイングだけでなくローリングモーメントを発生させる。これらが複合的に作用する結果として、大迎角でロール制御を行う場合に機体全体としてロール応答が反転する現象が起こり得る。この現象はロールリバーサル(roll reversal)あるいは横制御発散(Lateral control departure)と呼ばれ、その発生可能性はAADP(Aileron alone departure parameter)ないしはLCDP(Lateral control departure parameter)によって評価される。これらの定義は以下の通りである：

$$\text{AADP} = C_{n\beta} - C_{l\beta} \left(\frac{C_{n\delta a}}{C_{l\delta a}} \right) \quad (1) \quad \text{LCDP} = C_{n\beta} - C_{l\beta} \left(\frac{C_{n\delta a} + k_e C_{n\delta elevation} + k C_{n\delta r}}{C_{l\delta a} + k_e C_{l\delta elevation} + k C_{l\delta r}} \right) \quad (2)$$

AADPはエルロン操舵のみによってロール制御する場合の指標であり、LCDPはエルロン、エレボン、ラダー等の舵面の複合操舵によってロール制御する場合の指標である。ロールリバーサルの発生プロセスは以下の通りである。例えば、エルロンで右ロールした時、機体は右横滑りを起こし、上反角効果($C_{l\beta} < 0$)によって左ローリングモーメントが生じる。このとき、風見安定性が正($C_{n\beta} > 0$)であれば右横滑りによって右ヨーイングモーメントが発生し機首が右を向いて横滑り角が減るので、上反角効果による左ローリングモーメントは減じてロール反転は起こりに

くい。しかし、風見安定性が負 ($C_{n\beta} < 0$) であれば横滑り角が増えるので上反角効果による左ローリングモーメントが増大する。エルロン右操舵によって左ヨーイングモーメントが生ずるアドバースヨー ($C_{n\delta a} < 0$) の場合は、さらに横滑り角が増えるので、上反角効果による左ローリングモーメントがさらに増大する。このように風見不安定、アドバースヨー、および上反角効果が絡み合ってロール反転が発生する。エルロン操舵に同期させてラダーやエレボンを操舵する場合は、式(2)の通り、それらに起因するヨーイングモーメントおよびローリングモーメントも寄与する。

ここで、式(1)、(2)には横滑り角 β および舵角 δ による静的空力微係数のみが使われていることに注意すべきであり、実際の飛行における姿勢変化角速度による動的空力の効果を評価するには六自由度飛行解析が必須である。

3. 飛行解析の手法

3-1. 運動方程式

地球中心を原点とする三次元慣性極座標系における機体重心の三自由度並進運動、機体固定座標系における重心周りの三自由度の姿勢回転運動、および燃料消費による機体質量の変化を微分方程式で記述する。これらの微分方程式を、飛行状態に応じて空気力、推力、および重力を推算しながら数値的に時間積分する。

3-2. プログラム言語

プログラム言語として MATLAB/Simulink を使用する。また、フリーソフト Flightgear の外界表示機能を用いて、解析結果としての機体の位置および姿勢を外界シーナリーの中に機影として表示する。

3-3. 解析の手順

- 1) 入力シーケンス： 操縦桿、ラダーペダル、およびスロットルレバーをリアルタイムで人力操作しつつ飛行解析プログラムを実行する。このマンマシンインターフェースの概観を図1に示す。
- 2) 出力データ： 外界シーナリー中に機影が目視できるとともに、重心位置・速度・加速度、重心周りの姿勢角、角速度・角加速度、等が数値データとして記録される。また、Google map の地形データに飛行経路を表示する。定常水平飛行の解を表示した例を図2に示す。



図1 マンマシンインターフェースの概観

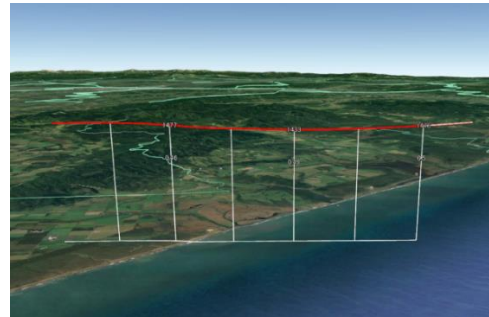


図2 定常水平飛行の記録

4. 試計算の結果

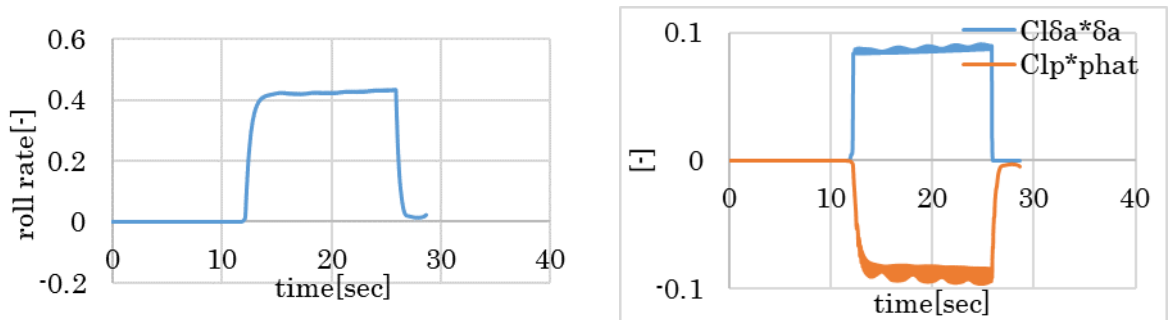
静的・動的風洞試験で実測された静的・動的空力特性データを六自由度飛行解析プログラムに実装した。試計算として、定常水平飛行中のエルロン操舵によるロール運動の過渡応答を解いた。その解の一例を図3に示す。時刻 12 sec においてエルロン舵角を 0 度から概ねステップ状に約 15 度に変化させたところ、ロール角速度が増し、短時間の後に一定の終端値に落ち着いている。こ

の終端値は、エルロン操舵によるローリングモーメントとロールダンピング効果による逆方向のローリングモーメントが釣り合う事によって発生する。このとき主翼端が描く螺旋角 $pb/2V$ は飛行機のロール性能の指標として知られており[6]、これは無次元ロール角速度と同一である。これらは以下の式 (3) (4) で記述される。

$$\text{主翼端が描く螺旋角 (無次元ロール角速度)} \quad \hat{p} = \frac{pb}{2V} \quad (3)$$

$$\text{ロール運動の終端状態 (ローリングモーメントの釣り合い)} \quad C_{l_{\delta a}} \cdot \delta a \cong C_{l_p} \cdot \hat{p} \quad (4)$$

ここで、 p はロール角速度[rad/s]、 b は翼幅[m]、 V は対気速度[m/s]である。 $C_{l_{\delta a}}$ はエルロン舵角 δa によるローリングモーメント係数の変化を表す微係数であり、 C_{l_p} はロール角速度によるローリングモーメントの変化を表す微係数である。



(a) ロールレートの経時履歴

(b) エルロンによるローリングモーメントとロールダンピングモーメントの経時履歴

図3 エルロン操舵によるロール応答の例

5. まとめ

小型超音速飛行実験機の高迎角時のロールリバーサルの発生可能性および制御可能性を定量的に検証することを目標として、六自由度飛行シミュレーション環境を整備している。風洞試験による静的・動的空力特性データの実測値を実装し、定常水平飛行中のロール運動について試解析を実施したところ、概ね良好な結果を得た。今後、高迎角条件で各種操舵によるロール運動の過渡応答を詳細に調べ、ロールリバーサルの発生可能性および制御可能性を定量的に評価する。

6. 参考文献

- [1] 近藤賢, 溝端一秀, 「小型超音速飛行実験機の飛行性能予測」, 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 2014.
- [2] 鈴木祥弘, 「室工大小型超音速飛行実験機 (オオワシ) の空力特性の解明」, 室蘭工業大学修士学位論文, 2015 年 1 月.
- [3] 溝端一秀, 白方洗次, 本田敦也, 「小型超音速飛行実験機の姿勢変化レートによる動的空力特性の風洞試験」, 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 2018.
- [4] 西田明寛, 溝端一秀, 「小型超音速飛行実験機の姿勢変化レートによる動的空力特性の CFD 解析」, 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 2018.
- [5] 加藤寛一郎, 大屋昭男, 柄沢研治, 航空機力学入門, 東京大学出版会, 2009.
- [6] Courtland D. Perkins and Robert E. Hage, Airplane Performance, Stability and Control, John Wiley & Sons, 1949.