

## 姿勢制御の評価と空力微係数の推算

航空宇宙技術研究所 ○石本真二, 佐々修一

極超音速飛行実験機(HYFLEX)は、ほぼ計画通りに再突入飛行を行ったが、その成功は誘導制御系の働きに負うところが大きい。本論文では、制御則の概要を述べるとともに、実飛行をシミュレーションと比較することにより姿勢制御の評価を行う。飛行データは、制御則が十分な安定性・制御性を与えたことを示している。さらに、制御系設計に用いられた機体モデルの妥当性を評価するために、安定微係数の推定値と予測値を比較する。安定微係数の推定値は最尤法によって得られたものである。その結果、飛行データから推定された微係数は、少数の例外を除いて概ね予測値に一致していることが分かった。

## **Evaluation of Flight Control System and Estimation of Stability and Control Derivatives**

*National Aerospace Laboratory* Shinji Ishimoto, Shuichi Sasa

The HYFLEX (Hypersonic Flight Experiment) vehicle successfully performed a gliding reentry flight. The success of the flight depended entirely on an on-board flight control system, because the experimental aircraft was an unmanned, control configured vehicle. This paper summarizes the control laws and shows the results of the actual flight in comparison with a simulated flight. The flight data show that the control laws provided enough stability and control performance. The stability and control derivative estimates are also presented to assess the validity of the design model. The derivatives were obtained using a maximum likelihood estimation program. The flight results agreed with predictions fairly well except a few derivatives.

記号

姿勢制御則の評価

$a_y$	横加速度
$a_z$	垂直加速度(機体下方を正)
$C_l$	ローリングモーメント係数
$C_m$	ピッチングモーメント係数
$C_n$	ヨーイングモーメント係数
$C_z$	垂直力係数(機体下方を正)
$g$	重力加速度
$L'$	ローリングモーメント
$M$	ピッチングモーメント
$N'$	ヨーイングモーメント
$p$	ローリング角速度
$q$	ピッチング角速度
$r$	ヨーイング角速度
$t$	時間
$u_{yj}$	ヨージェットのアオンオフ(0, ±1)
$V$	機体対地速度
$x_a, z_a$	加速度計位置
$Y$	横力
$Z$	垂直力(機体下方を正)
$\alpha$	迎角
$\beta$	横滑り角
$\delta_a$	エルロン舵角
$\delta_e$	エレベータ舵角
$\theta$	ピッチ角
$\phi$	ロール角
添字	
$m$	観測値
$q, y_j, \alpha, \beta, \delta_a, \delta_e$	各量に関する微係数
0	トリム値あるいはバイアス項

はじめに

極超音速飛行実験機(HYFLEX)は、ほぼ計画通りに再突入飛行を行ったが、HYFLEXは制御系を前提とした機体であり、その成功は誘導制御系の働きに負うところが大きい。本論文では、誘導制御系ソフトウェアのひとつである姿勢制御則の評価を行う。同時に、飛行データから安定微係数を推定し、制御系設計に用いられた空力特性との比較を行う。

制御装置

姿勢制御には、エレボンと呼ばれる一組の空力舵面と3軸周りのモーメントを発生させるRCS(Reaction Control System)が用いられた。図1に機体三面図と制御装置の配置を示す。RCSは6基のガスジェットから成り、それぞれが高圧の窒素ガスの反動によって約40Nの真空中推力を発生させた。また、エレボンは、エレベータとエルロンの両方の機能を持つ。機体側部の安定翼は方向安定増加のために取り付けられたもので、ラダーに相当する舵面は持っていない。マッハ2までの滑空飛行では、基本的にヨーRCS(左右方向のガスジェット)とエレボンが用いられたが、動圧の低い再突入直後のみロールとピッチRCSも併用された。

制御則<sup>1,2,3)</sup>

縦系制御則ブロック図を図2に、横・方向系制御則ブロック図を図3に示す。計算処理周期は25msec(40Hz)である。ただし、姿勢コマンドやスケジュールゲインは1秒毎に更新された。エレボン操舵量とRCSコマンドは、姿勢コマンドに対する偏差の積分動作と状態フィードバックから成る。制御量は対気姿勢(迎角、横滑り角、バンク角)であり、対気姿勢と角速度がフィードバックされた。RCSのアオンオフコマンドを計算するためのロジックは、単純なデッドバンド付リレーである。ブロック図に示されていない制御ゲインは、まず始めに動圧の関数として定められ、対地速度が3700m/sになった時点から対地速度の関数としてスケジュールされた。

RCSコマンドの積分値が舵角コマンドに加えられるのは、RCSによるトリムの負担分をエレボンに追加することにより、窒素ガスの消費量を節約するためである。RCSコマンドに顕著な正負のアンバランスがある場合、RCSによってトリムがとられていることを意味するからである。

迎角などの対気姿勢は、対地速度ベクトルから高度の関数として定められた風速を引いて対気速度ベクトルを求め、それと機体軸との幾何学的な関係から算出された。ただし、横滑り角に関しては、推定精度に対する考慮から、動圧が210kgf/m<sup>2</sup>になった時点で運動方程式に基づく状

態観測器(オブザーバ)を用いる方式に切り換えられた。このオブザーバは、機体に発生する角加速度から横滑りを推定するもので、横・方向のトリムが成立している状態では0の横滑り角が出力される。なお、横加速度フィードバックは、加速度計のノイズ特性や低動圧域での横加速度が小さいなどの理由から採用されなかった。

### 姿勢制御の評価<sup>2,3)</sup>

実飛行とシミュレーションの比較によって、姿勢制御の評価を行うことにする。図4に飛行結果と6自由度シミュレーションの計算結果を示す。迎角などの対気姿勢は、実際の姿勢制御に使われたものではなく、飛行後に再現されたものである。また、シミュレーションはノミナル条件のもとで行われたものである。

全般的に、飛行データに異常な振動などは見られず、安定した飛行を行ったことが分かる。

迎角の応答はほぼ同一であるが、マッハ3におけるステップ的な迎角変更(30度から35度の変更)の部分でわずかに実飛行の方が速い。(この部分を拡大した図が右上に示されている。)マッハ3における応答の違いの原因は、微係数の推算において考察する。バンク角の応答が後半で異なっているのは、飛行中の閉ループ誘導によってコマンドに差が現れたためである。その差を除けば同様な応答を示している。

それ以外にもシミュレーションと間にはいくつかの相違点が見られる。まず、大迎角(49度)の領域において、エレベータのトリム位置がシミュレーションより小さい(=上げ舵側にある)ことが分かる。これは、実飛行では頭下げモーメントが発生していたことを示す。エレベータ位置は、迎角が低下するとともにノミナルトリム位置に接近していく。したがって、大迎角の領域のみで、 $C_m-\alpha$  曲線が予測よりも下にずれていたことになる。

最も顕著な相違点は、横滑り角が0でない値でつり合っていることである。これは異常ではなく、重心のオフセットや非対称空気力がある場合、エルロンと(0でない)横滑りによって横・方向のトリムをとるように制御則が設計されていたからである。左舷ヨージェットが、100から150秒のあたりで多く使用されているのは、過渡的に横のトリムをとるためである。この領域を過ぎると、横・

方向のトリムはエルロンと横滑り角によって与えられ、ガスの使用量は減っている。すでに述べたトリムロジックがうまく働いたことが分かる。なお、図に示されているトータルインパルスは、窒素ガスの使用量と等価なものである。

左舷ヨージェットがトリムのために使用されたにも関わらず、左右のガスの使用量はかなり予測を下回っている。この結果は、ヨージェットが予測値よりも大きなヨーイングモーメントを発生していたことを示唆している。

### 空力微係数の推算

#### パラメータ推定法

空力微係数の推定には、最尤推定(Maximum Likelihood Estimation)法<sup>4)</sup>を用いた。この推定法は機体に加えられた操舵に対し、システムモデル(運動方程式)から計算される応答と、飛行試験から得られる応答を有限時間内で比較し、ある評価関数が最適になるように未知のパラメータ(運動方程式の係数や初期状態量)を決めるものである。最尤推定法の場合には、観測された出力を生ずるような(条件付き)確率が最大化される。評価関数の最適化には、Gauss-Newton法などの逐次計算法が用いられる。なお、状態(プロセス)ノイズが存在する場合、状態量はカルマンフィルタによって推定されることになる。

最尤推定法にはいくつかの定式化があるが、ここではスペースシャトルの微係数推定<sup>5)</sup>にも実績があるMaine-Iliffの方法を用いた。この方法では、運動方程式を線形時不変システムとしてモデル化し、状態量を計算するために定常カルマンフィルタを用いる。この定式化では、運動方程式の係数や初期状態量の他に、状態ノイズの共分散も推定することが可能である。その他に最適化の手法などにも特徴があるが、詳細は参考文献<sup>4)</sup>を参照されたい。パラメータ推定のために作成したプログラムは、基本的にMaine-Iliffの定式化に従っているが、最適化の初期段階において逐次2次計画法(Sequential Quadratic Programming)を用いることにより計算の収束を容易にする工夫を取り入れた。逐次2次計画法は大域的収束性に優れた最新の最適化手法である。

飛行データ

微係数の推定のためにおもに用いた飛行データは、加速度、角速度、舵角、ガスジェットのオンオフ状態である。前の2つのデータは出力、後の2つのデータは制御入力である。これらは40Hzのサンプルレートで計測記録され、テレメータデータとして地上局に送信された。迎角、横滑り角やピッチ角などの姿勢角も、飛行中あるいは飛行後に1秒周期で推定されているが、角速度などのデータと比べてサンプル数が少なすぎるなどから応答を比較するための出力としては用いなかった。ノミナル特性を計算するためのマッハ数や動圧は、再現された飛行経路に沿って飛行後に推定された大気特性に基づくものである。

縦の運動と微係数

ピッチ軸周りの運動は、制御則の働きによりほぼつり合いが保たれていたため、微係数を推算することは困難である(図4を参照)。49度から30度への迎角変更も、つり合いを保ちながら準静的に行われている。どのような推定手法を使う場合でも、空力微係数を推定するためには、トリム位置からの迎角やエレベータ舵角の変動が観測されることが必要である。唯一の例外は、マッハ3における迎角の変更で、かなり大きなピッチ軸周りの運動を伴っている。このような理由から、縦の微係数の推定は、マッハ3(正確にはマッハ2.9)においてのみ行った。

パラメータ推定には、速度およびピッチ角の変化を無視した以下のモデルを用いた。

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_\alpha / V & 1 \\ M_\alpha & M_q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Z_{\delta_e} / V & \dot{\alpha}_0 + (Z_0 + g \cos \theta) / V \\ M_{\delta_e} & M_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} a_{zm} \\ q_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_\alpha - x_a M_\alpha & -x_a M_q \\ 0 & 57.30 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Z_{\delta_e} - x_a M_{\delta_e} & Z_0 - x_a M_0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

状態ノイズ、観測ノイズに関する項は省略されている。実際の計算では、上記の状態方程式は離散系のモデルに変換にされる。ここでの迎角、エレベータ舵角は、ピッチマニューバを行う直前のト

リム値からの変位である。これらのトリム値は以下の通りである。

$$\alpha_0 = 30.18 \text{ deg}$$

$$\delta_{e0} = 4.352 \text{ deg}$$

制御入力ベクトルに含まれる1は、バイアス項を取り扱うためのダミー入力である。また、加速度計の取り付け位置が機体重心に一致していなかったため、加速度出力にはピッチングモーメントによる補正項が含まれている。また、パラメータ  $\dot{\alpha}_0$  は角速度の観測誤差を考慮するために取り入れたものである。

推算を行った未知パラメータは以下の通りである。

$$[Z_\alpha, Z_{\delta_e}, Z_0, M_\alpha, M_q, M_{\delta_e}, M_0, \dot{\alpha}_0, q(0)]$$

迎角の初期値は未知パラメータに含めず0とした。また、状態ノイズの共分散は推算せず、モデル化誤差のみを考慮し微小な値に固定して推定計算を行った。

最尤推定法によって推定された空力微係数を表1に示す。推定結果は無次元微係数に変換されている。この表には、風洞試験結果に基づく予測値(Prediction)、推定値(Estimate)および推定誤差(Uncertainty Level)が示されている。推定誤差は、Cramér-Raoの下界と呼ばれる量を示したもので標準偏差に相当する。

安定微係数  $C_{m\alpha}$  は予測値と符号が異なり、静安定がない(静的に不安定である)ことを示している。また、操舵微係数  $C_{m\delta_e}$  の効きもやや予測値より大きい。マッハ3における実飛行の応答がシミュレーションよりも速かったのは、迎角の変化に対する復元モーメントが小さかったこと、エレベータの効きが大きかったことが原因と考えられる。ただし、いずれの微係数も制御系設計の際に考慮された誤差の範囲内に収まっている。また、ピッチングモーメント減衰を表す微係数  $C_{mq}$  は設計において0と仮定されたが、マッハ3においては必ずしも妥当な仮定とは言えないようである。微係数  $C_{\delta_e}$  に関しては、誤差が大きく推定が難しいことを示している。

図5に制御入力および観測出力の時刻歴を示す。この図に示されている垂直加速度(Normal

Acceleration)は $a_{zm}$ の符号を変えたものである。出力に関しては、飛行結果と計算値の両方が示されているが、非常に良く一致していることが見てとれる。

### 横・方向の運動と微係数

ロールおよびヨー軸周りの運動は、バンクマニューバを行う際に励起されているが、微係数推定の観点からは十分なものではない。したがって、得られた推定結果は確度の高いものとは言えない。また、以下の理由で、推定結果はマッハ7.5から4までの範囲に限られている。マッハ7.5以上の領域では、動圧の時間変化が大きいため、線形時不変モデルを仮定しているこの解析では、収束解を得ることができなかった。今後、非線形モデルによる解析が必要と考えられる。また、マッハ4以下の領域では、最適化計算が発散するケースが多く見られ、収束する場合も物理的に考えられない値が得られた。これは姿勢や舵角の変化が十分に大きくなかったためであると考えられる。

パラメータ推定には、ロール角の変化を無視した以下の線形モデルを用いた。

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_\beta/V & \sin \alpha & -\cos \alpha \\ L_\beta & 0 & 0 \\ N_\beta & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Y_{\delta_a}/V & Y_{y_j}/V & \beta_0 + g \cos \theta \cos \phi / V \\ L_{\delta_a} & L'_{y_j} & L_0 \\ N_{\delta_a} & N'_{y_j} & N_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ u_{y_j} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} a_{y_m} \\ p_m \\ r_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_\beta - z_a L_\beta + x_a N_\beta & 0 & 0 \\ 0 & 57.30 & 0 \\ 0 & 0 & 57.30 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Y_{\delta_a} - z_a L_{\delta_a} + x_a N_{\delta_a} & Y_{y_j} - z_a L'_{y_j} + x_a N'_{y_j} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ u_{y_j} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

角速度に関する微係数は全て0と仮定した。これは、角速度に関する微係数をパラメータに含めて計算を行っても、評価関数に対する感度が小さく、

有意な値が得られなかったからである。また、ピッチとロール角による重力項の変化は小さいものとして、これをバイアス項として扱った。また、システム行列に含まれる速度、迎角、ピッチ角、ロール角には推定を行う区間の平均値を与えた。推定を行ったパラメータは以下の通りである。

$$\left[ Y_\beta, L_\beta, L_{\delta_a}, L'_{y_j}, L_0, N_\beta, N_{\delta_a}, N'_{y_j}, N_0, \beta_0, \beta(0), p(0), r(0) \right]$$

横力に関する操舵微係数 $Y_{\delta_a}$ 、 $Y_{y_j}$ は評価関数に対する感度が小さいため推定は行わず、風洞試験などに基づくノミナル値に固定した。また、縦の場合と同様に、状態ノイズの共分散は微小な値に固定して計算を行った。

横・方向の微係数のおもな推定結果を図6に示す。空力微係数は動圧などで無次元化されている。また、ヨー・ジェットの効果は、有次元微係数で表されている。図に示されている設計用誤差(Design Uncertainty)は、制御系を設計する際に考慮された不確定性である。方向静安定 $C_{n\beta}$ についてはより不安定側の値が得られているが、空力微係数は概して風洞試験による予測値と良く一致していると言える。いずれの推定値も設計用誤差の範囲内に入っており、誤差を含めた空力モデルが妥当であったことを示している。なお、ヨー・イングモーメントに関する微係数の推定誤差(Uncertainty Level)が大きくなっているのは、ヨー軸よりもロール軸周りの運動が卓越していたためであると考えられる。

ガス・ジェットの効きは、真空中推力から予測した値よりもかなり大きな値が得られている。これはガスの消費量が少なかったという事実にも符合する。特に、ローリングモーメントは予測値と符号が逆になっている。これらのモーメントの大きさは、噴射されたガスと安定翼との干渉などでは説明がつかないものである。また、ヨー・イングおよびローリングモーメントのいずれもが、マッハ数の減少とともに小さくなっているが、この傾向は動圧の減少に対応している。以上のような理由から、ガス・ジェットと機体周りの流れの干渉により、予測よりも大きなモーメントが発生したと考えられる。RCSモジュールの位置は、ガス・ジェット干渉を避ける目的で、設計途上において安定翼上から機体後端上に変更されたが、その変更が必

ずしも有効であったとは言えないようである。しかしながら、今後のガスジェット干渉の研究に有用なデータとなると考えられる。

重心の横方向へのずれが存在したことはすでに述べたが、ローリングモーメントのバイアス項  $C_{l_0}$  からオフセット量の推定を試みた。その結果を図7に示す。実飛行形態では、およそ-2から-2.5mm程度のずれがあったことが分かる。ちなみに重心位置要求は±5mm以内、射場における重心位置測定結果は $0.7 \pm 3.8$ mmであった。この解析では、非対称なローリングモーメントはすべて垂直力によって発生するものと仮定した。また、係数  $C_2$  に推定誤差はないものと仮定している。

図8に横・方向の応答の一例を示す。横加速度 (Lateral Acceleration) にはかなり大きなノイズが含まれているが、精度良く状態量の推定が行われていることが分かる。

おわりに

本論文では、HYFLEXの姿勢制御則の評価を行った。シミュレーションとの比較ではいくつかの相違が見られたが、安定性・制御性など設計通りの性能を発揮したと言える。HYFLEXの開発で得られた知識は、今後の往還機の開発に大いに貢献すると考えられる。また、微係数の推算の結果、縦の静安定があると考えられていたマッハ3において静安定が失われていること、ヨージェットが空力干渉により大きなモーメントを発生していたことなどの重要なデータを得ることができた。

参考文献

- 1) 石本真二, 森戸俊樹, 森健, 志村康治: 極超音速飛行実験機(HYFLEX)の姿勢制御則, 第33回飛行機シンポジウム, 平成7年11月, 広島.
- 2) S. Ishimoto, M. Takizawa, H. Suzuki, and T. Morito: Flight Control Design of Hypersonic Flight Experiment (HYFLEX) Vehicle, ISTS 96-f-07, 20th International Symposium on Space Technology and Science, May 1996, Gifu, Japan.
- 3) S. Ishimoto, M. Takizawa, H. Suzuki, and T. Morito: Flight Control System of Hypersonic

Flight Experiment Vehicle, AIAA-96-3403, AIAA Atmospheric Mechanics Conference, July 1996, San Diego.

- 4) R.E. Maine and K.W. Iliff: User's Manual for MMLE3, a General FORTRAN Program for Maximum Likelihood Parameter Estimation, NASA TP-1563, 1980.
- 5) K.W. Iliff, R.E. Maine, and D.R. Cooke: Selected Stability and Control Derivatives from the First Space Shuttle Entry, AIAA-81-2451, AIAA/SETP/SFTE/SAE/ITEA/IEEE 1st Flight Testing Conference, November 1981, Las Vegas.

Table 1 Longitudinal Derivatives at Mach 2.9

Parameter	Prediction	Estimate	Uncertainty Level
$C_{z_\alpha}$	-1.5717	-1.4761	±0.2162
$C_{m_\alpha}$	-0.0137	0.0079	±0.0012
$C_{m_q}$	0.0000	-11.4754	±1.5227
$C_{z_{\delta_e}}$	-0.1152	-0.3018	±0.3927
$C_{m_{\delta_e}}$	-0.0687	-0.0760	±0.0028

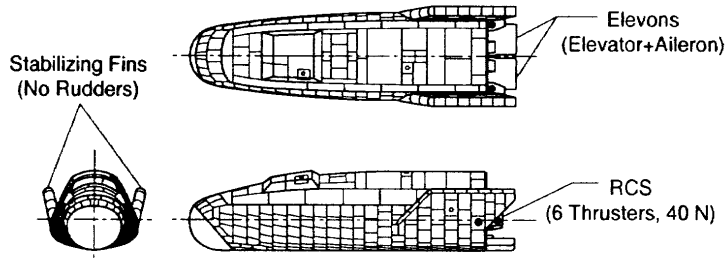


Fig.1 Three-View Drawing and Control Effectors

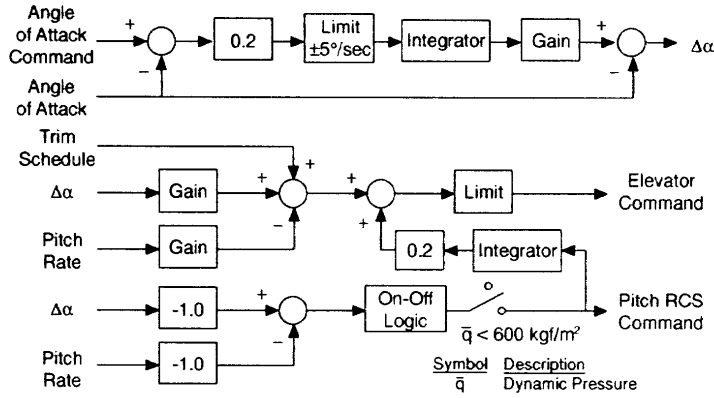


Fig. 2 Longitudinal Control Law

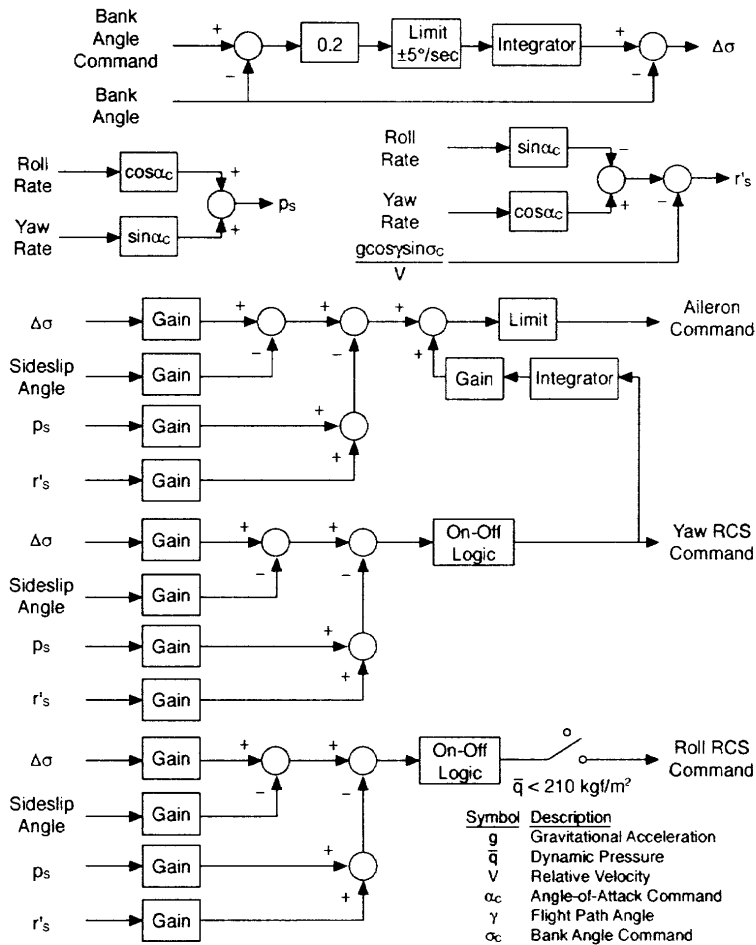


Fig. 3 Lateral-Directional Control Laws

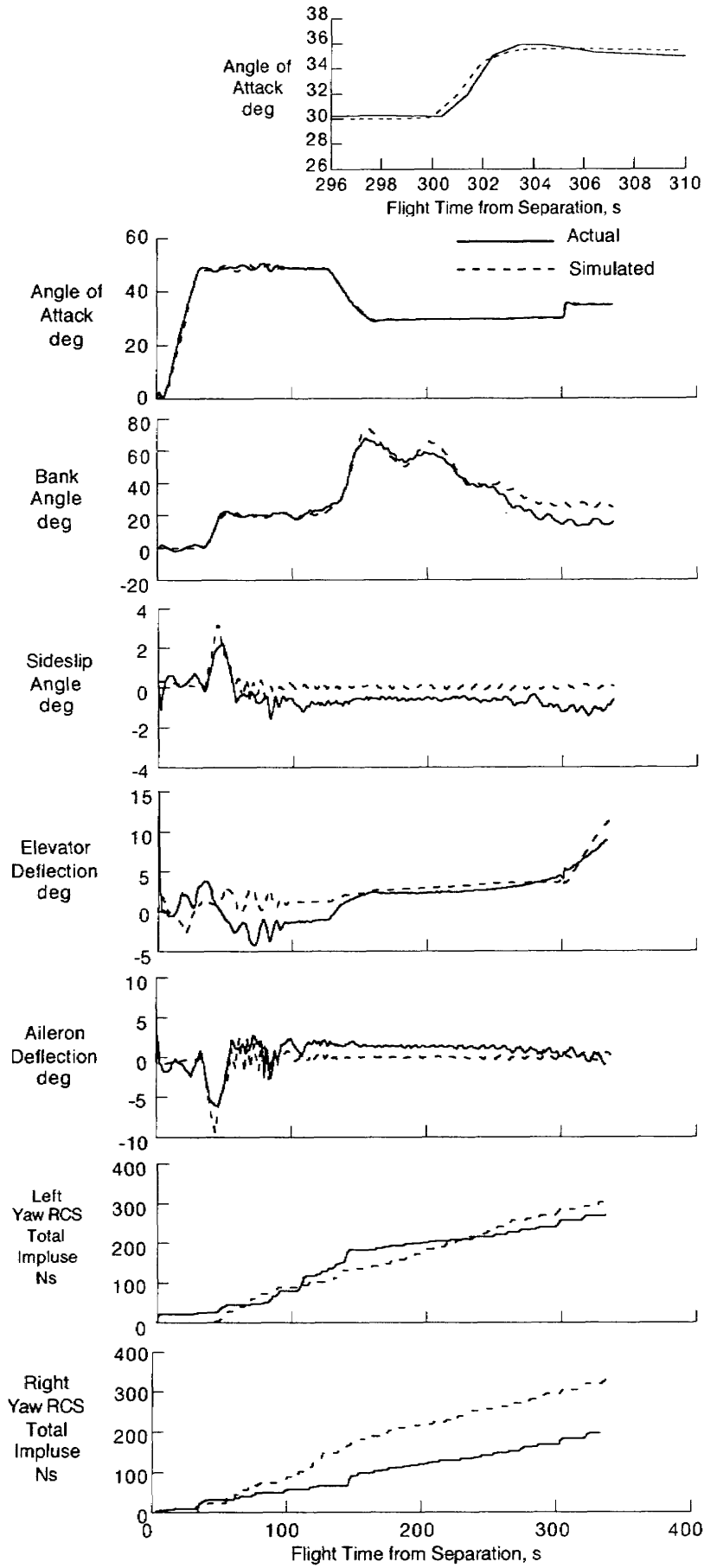


Fig. 4 Comparison of Actual Flight with Simulation



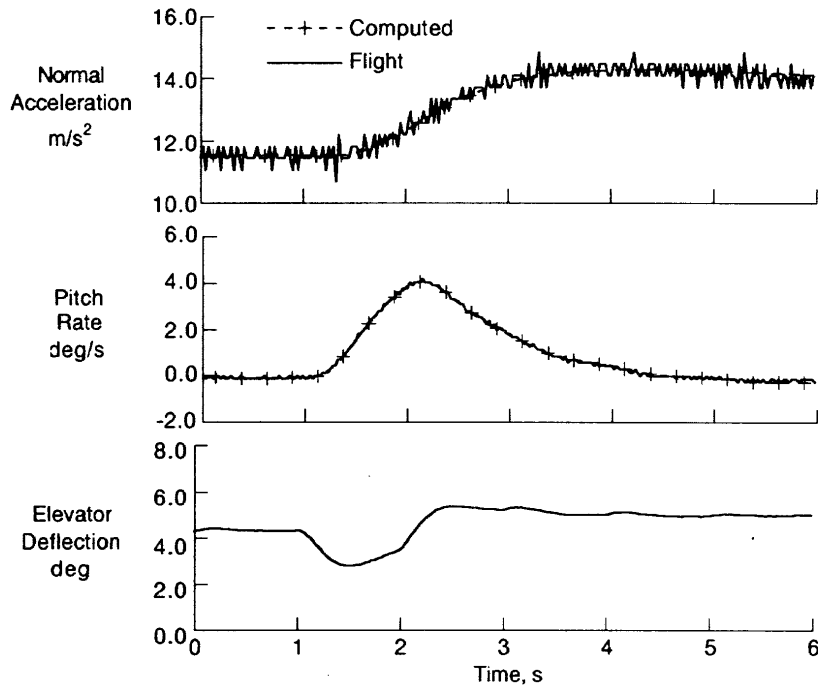


Fig. 5 Longitudinal Time Histories at Mach 2.9  
( $t=0$  at 299.4 second from vehicle separation)

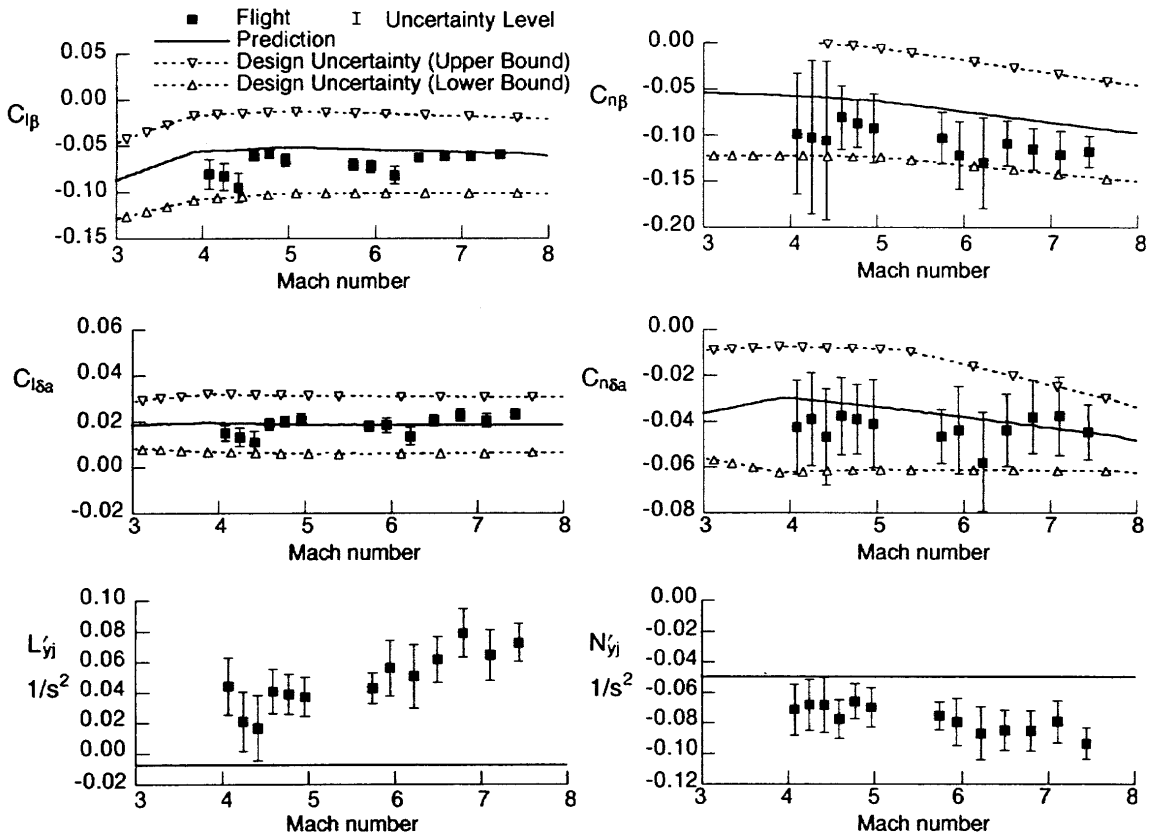


Fig. 6 Lateral-Directional Derivatives

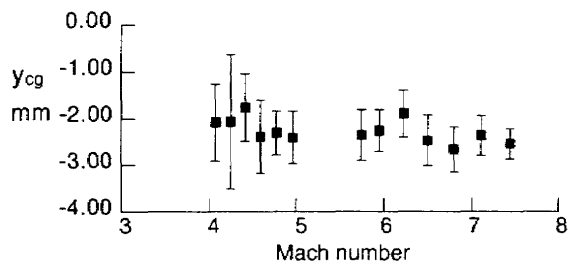


Fig. 7 Lateral Offset of Center of Gravity

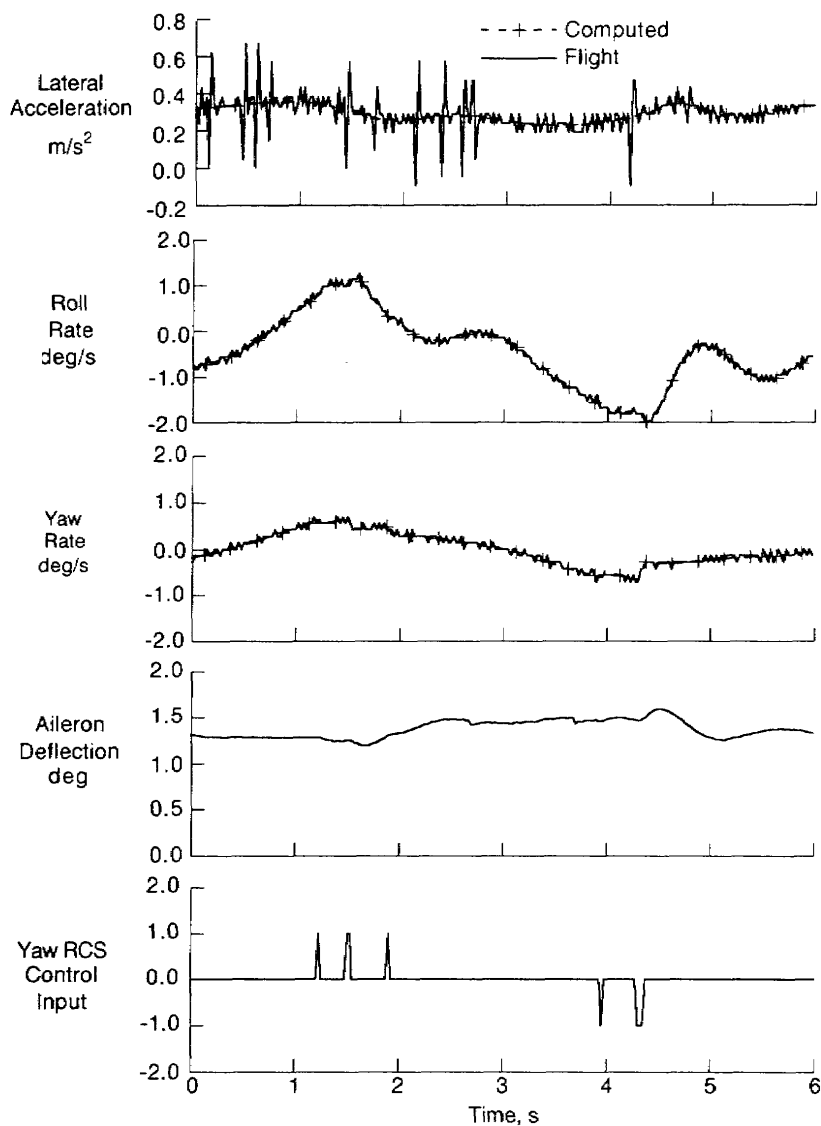


Fig. 8 Lateral-Directional Time Histories at Mach 7.4  
( $t=0$  at 162.4 second from vehicle separation)