

高速飛行実証

High Speed Flight Demonstration

将来宇宙輸送系研究センター 高速飛行実証チーム

High Speed Flight Demonstration Team, Future Space Transportation Research Center

Abstract

The High-Speed Flight Demonstration (HSFD) project is the latest in a series of flight experiments in a research program into reusable space transportation systems being conducted by Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA). The project consists of two phases which use sub-scale demonstrators based on the HOPE-X (H-II Orbiting Plane, Experimental) winged re-entry vehicle configuration. Phase II was a drop test from a stratospheric balloon to clarify the transonic aerodynamic characteristics of the HOPE-X configuration and to obtain data to validate wind tunnel tests and computational fluid dynamics (CFD) predictions. The first Phase II flight was conducted in July 2003 in collaboration with Centre National d'Etudes Spatiales of France (CNES), which developed and operated the balloon system. Although the experiment had to be discontinued after an anomaly of the recovery system resulted in damage to the vehicle, flight test data were obtained at Mach 0.8, and fully autonomous flight control technologies for the transonic speed region were demonstrated. The data obtained from the HSFD project are expected to provide essential information for development of future reusable space transportation systems.

1. はじめに

当機構では再使用型宇宙輸送系開発に必要な技術蓄積を図るための研究を行っており、現在までに軌道再突入実験(OREX)¹⁾、極超音速飛行実験(HYFLEX)²⁾、自動着陸飛行実験(ALFLEX)³⁾の3飛行実験を実施し、これらに続くものとして、高速飛行実証(HSFD : High Speed Flight Demonstration)を行った。高速飛行実証は、亜音速領域の飛行実験であるフェーズIと、遷音速領域の飛行実験であるフェーズIIから構成される。プロジェクトは平成11年度から開始され、フェーズI飛行実証は、平成14年10月から11月にかけて、フェーズII飛行実証は、平成15年7月にそれぞれ実施された^{①)}。これを受けて、平成16年度作業として、フェーズII飛行実験データの詳細解析を行うとともに、空力及び誘導制御分野でのCNES(フランス国立宇宙研究センター)との共同研究を実施した。本稿では、高速飛行実証フェーズIIの概要及び関連する平成16年度作業について述べる。

2. 高速飛行実証フェーズIIの概要

高速飛行実証フェーズIIの目的は、飛行実証により有翼型再使用宇宙輸送系に特有な形態機の空力特性を高精度で推定し、それを参照データとすることにより、出力結果に不確定性の大きい遷音速領域での風洞試験およびCFD(Computational Fluid Dynamics、計算流体力学)技術の向上を図るものである。また、そのような不確定性の大きい遷音速領域における誘導制御系設計技術の蓄積も目的の一つである。

Fig.1はフェーズIIのミッションプロファイルである。実証機は高層気球により高度20~30kmまで上昇し、分離、自由落下により遷音速領域まで加速する。目標マッハ数(M0.8, 1.05, もしくは1.2)まで加速した時点で±M0.03の誤差範囲で一定マッハ数を保持しつつ迎角を準静的に変化させ、その間、全機空力係数、機体表面圧力分布、舵面ヒンジモーメント等の空力特性データを取得する。一定マッハ数飛行が完了すると、実証機は最大荷重倍数下で減速し、続く帰投フェーズでは回収区域

へ向かって飛行し、回収区域上空に到達した時点で回収系パラシュートを作動させ、機体下面にエアバッグを展張して着地する。気球からの分離点の不確定性を考慮し、実験エリアには複数の回収区域が設定されており、実証機は帰投フェーズに入った時点で、自らの到達可能範囲内で最良の回収区域を1点選定し、その中心に到達できるようHAC(Heading Alignment Cylinder)位置を含む基準軌道を設定し、基準軌道に沿って飛行を行う。分離から接地まで、搭載コンピュータによる完全自律飛行であり、緊急時の回収コマンド(パラシュート作動)もしくは非常措置コマンド(飛行中断、機体破棄)以外は地上からのコマンドは発信しない。フェーズⅡはCNESとの共同実施であり、CNESは気球系の開発、運用と、実証機接地後のヘリコプターによる回収作業を担当する。実験場は、気球の放球設備及び広大な無人の飛行実験エリアを有するスウェーデンのエスレンジ実験場である。

なお、CNESとは実験の共同実施のみでなく、空力及び誘導制御の分野において、関連する共同研究を実施している。空力分野では、JAXA/CNES双方で同一の風洞模型を用いた風洞試験及びCFD解析を実施し、飛行実験により推定された空力特性を参照値として比較評価することにより、風洞試験技術及びCFD解析技術の向上を図る。誘導制御分野では、JAXAからCNESに

誘導制御系設計に必要な数学モデル及び設計要求条件を提示し、それに従いCNESは誘導制御系を試設計とともにシミュレーション評価を行う。その結果は、JAXA設計による搭載誘導制御系との比較検討を行い、両者の特性を評価することを通して、遷音速誘導制御系設計技術の向上を図る。Fig.2に、JAXA/CNES-HSFDII共同研究のイメージを示す。

高速飛行実証フェーズⅡの第1回飛行実験は、目標マッハ数を0.8と設定して平成15年7月1日に実施された。実証機は、離陸後約1時間10分でマッハ0.8まで加速するのに必要な分離高度である約21kmに到達し、気球から分離された。分離後29秒から40秒間に亘ってマッハ数は 0.8 ± 0.03 の範囲で保持され、迎角約14°から2°の間のデータが取得された。その後、減速フェーズを経て帰投フェーズにおいてHAC位置と基準軌道を設定し、HAC仮想円筒の表面に沿って旋回しつつ、回収点に向かって飛行した。ここまで飛行はほぼ順調であり、良好な飛行データが取得された。回収区域上空に達した時点で、搭載コンピュータは予定通り回収系作動コマンドを発信したが、回収系パラシュートに作動不良が発生したため実証機は飛行を続け、接地時に破損した。この結果、フェーズⅡの飛行実証は1回の飛行実験で中断されることとなった⁴⁾。

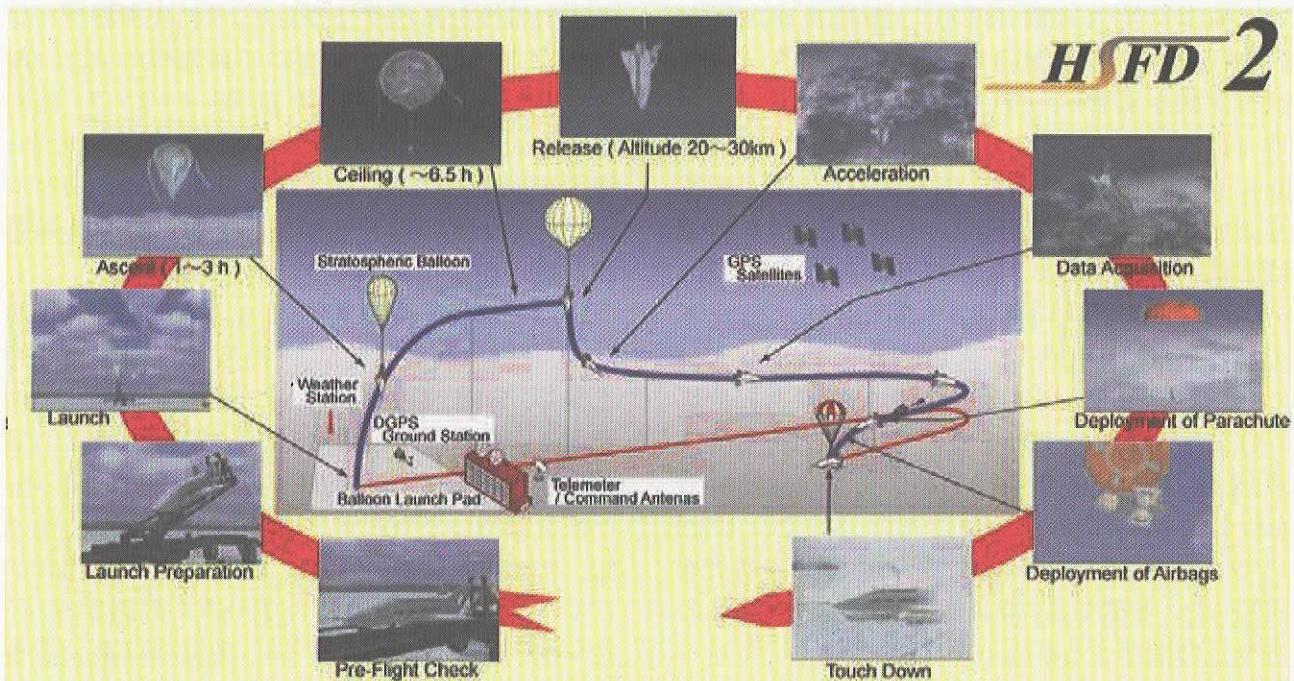
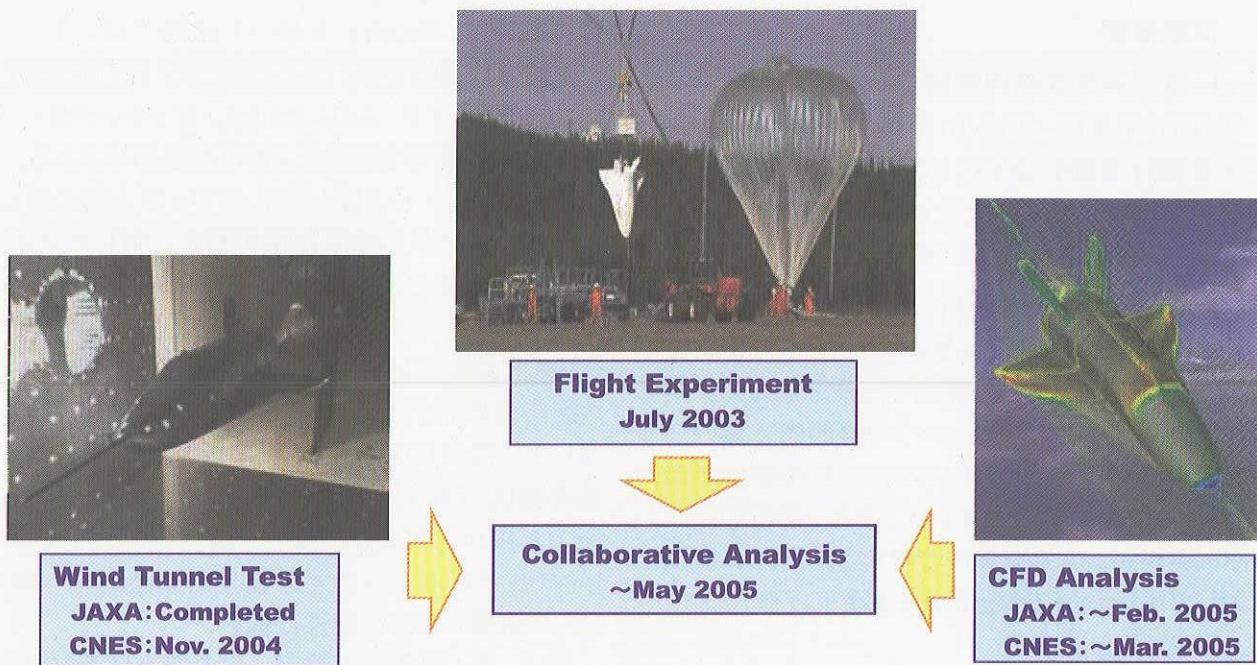
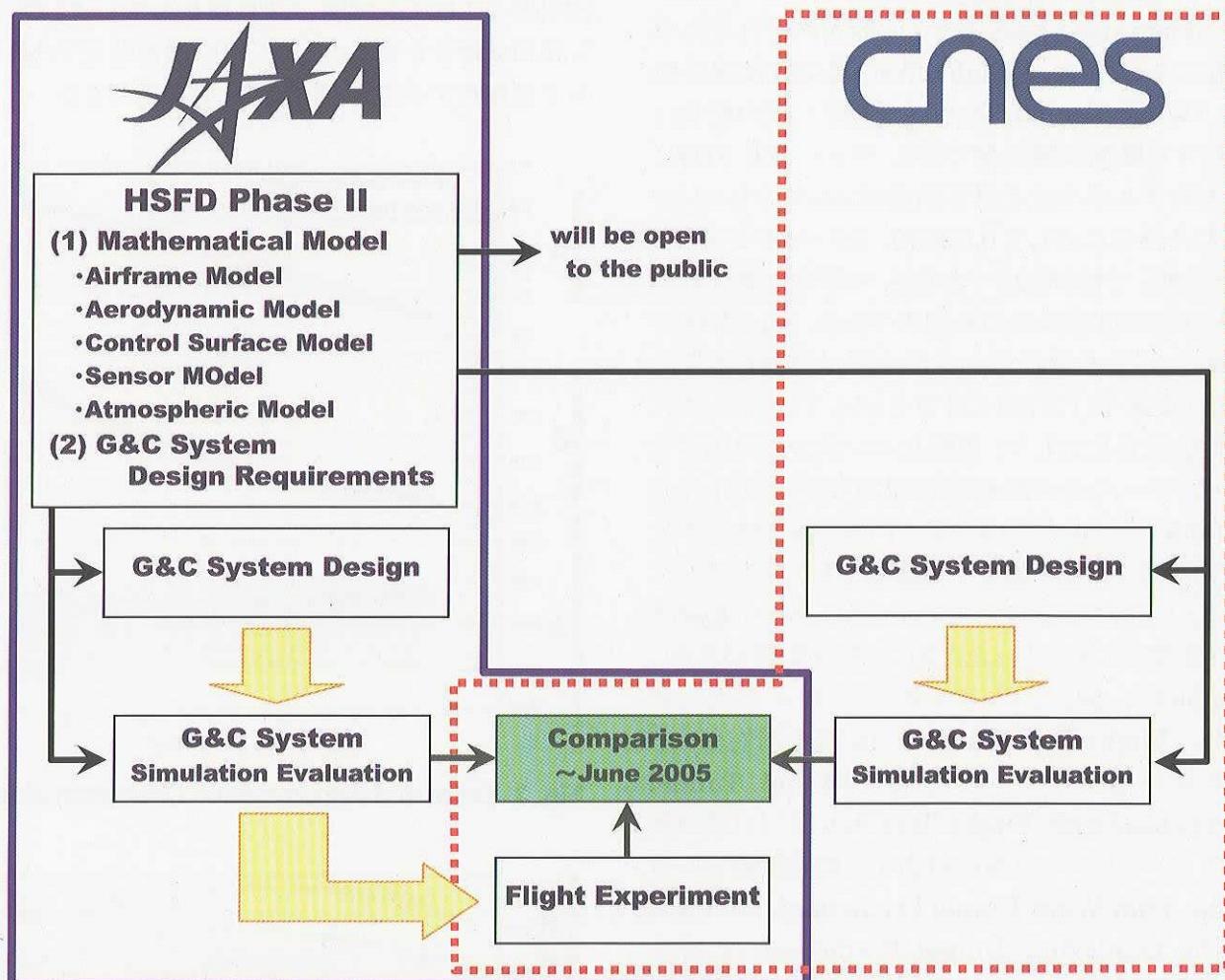


Fig. 1. Phase II Mission Profile



(a) Aerodynamics



(b) Guidance and Control

Fig. 2. JAXA-CNES Collaborative Research

3. 成果概要

3.1 フェーズII飛行実験データ解析

平成16年度は、平成15年度に実施されたフェーズII飛行実験において取得されたデータの詳細解析を行い、結果を報告書にまとめた^{5,6)}。ここでは、その解析結果の代表例を示す。

3.1.1 空力データ解析

Fig.3に、第1回飛行実験により推定された実証機縦三分力特性を示す。飛行データと空力モデルはモデル誤差(バリエーション)の範囲内で良い一致を見せているが、ピッチングモーメント特性が頭上げ方向にオフセットしている。また、飛行中のエレベータ角が、空力モデルで想定されたトリム舵角に対して1deg～1.5deg正側(後縁下げ側)にシフトしている(Fig.4)⁴⁾。

Fig.5(a)及び(b)にはヒンジモーメントの出力を示す。「Elevator Angle」は左右エレボン舵角、「Rudder Angle」は左右ラダー舵角のそれぞれ平均値である。また、「Flight Test」は飛行試験計測値、「Wind Tunnel Test」は飛行データの舵角に対応する風洞試験結果である。マッハ0.8の時に空力モデルが与える想定誤差はエレボンヒンジモーメント係数に対して0.05000、ラダーヒンジモーメントに対して0.06223であるが、モデルと飛行データとの差は想定誤差の範囲内である。エレボンヒンジモーメントの飛行データがモデルに対して正の方向(後縁下げ方向)にオフセットしているが、これは同じ舵角に対して、実際にエレボンに作用するヒンジモーメントの絶対値が空力モデルよりも小さい(効きが小さい)ことを示している。これはピッチングモーメントの差と整合する結果であり、ピッチングモーメントの差は、空力モデルのエレベータ舵効きが、実際より大きかったことによる可能性がある。Fig.5(c)は、同じくエレボンのヒンジモーメントであるが、「Flight Test Data」は、(a)図の左右エレボンヒンジモーメントの平均、「Wind Tunnel Prediction(with Flight Test δe)」は、(a)図の飛行データエレベータ角に対応する風洞試験データ、「Che_trim(Wind Tunnel Prediction)」は、Fig.4の「 $\delta e_{trim}(Wind Tunnel Prediction)$ 」に対応する風洞試験データ、すなわち風洞中における釣り合い状態でのヒンジモーメントである。これは飛行データに近い値を示しており、風洞と実際の飛

行において、釣り合いを保った状態では、エレベータ舵角は異なるが、ヒンジモーメントはほぼ等しいことを意味する。このことからも、ピッキングモーメントの差が、舵効きの差による可能性が示される。

Fig.6は、ベース面とボディフラップ上面の数点で計測された圧力の平均値を迎角に対してプロットしたものである。実線が飛行データ、棒グラフがエレボン舵角9°の風洞試験結果である。ボディフラップ上面圧力は良い一致を見せているが、ベース面圧力は飛行試験データが風洞試験データに対して一様に0.03～0.04程度負圧が大きい。この差の原因は検討中であるが、ボディフラップ上面圧力が風洞試験のデータと一致していることから、ピッキングモーメントのオフセットの原因がベースフローの影響である可能性は低い。

以上、第1回飛行実験データの空力解析結果を示した。今後、CFDとの比較を行うとともに、CNESによる風洞試験、CFD解析のデータも加えて詳細な解析を進めることにより、遷音速空力特性の予測精度の向上に資することが期待できる。

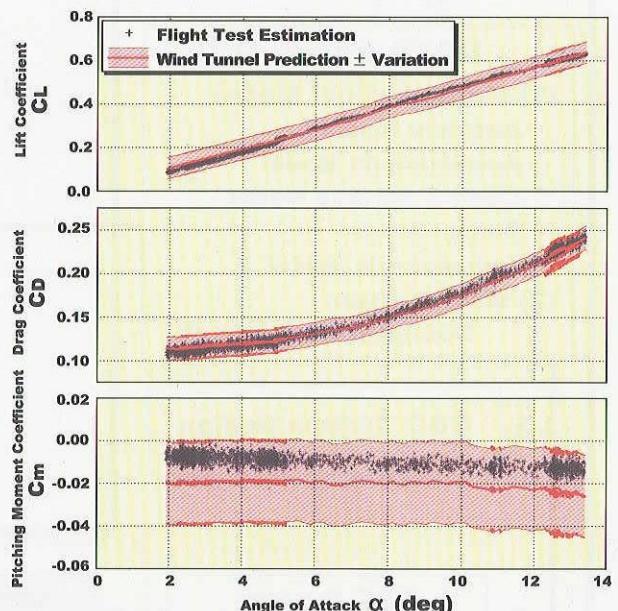


Fig. 3. Estimated Aerodynamic Characteristics

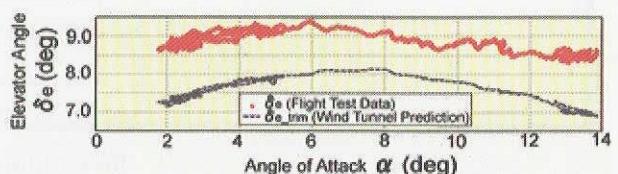


Fig. 4. Elevator Angle of Flight #1

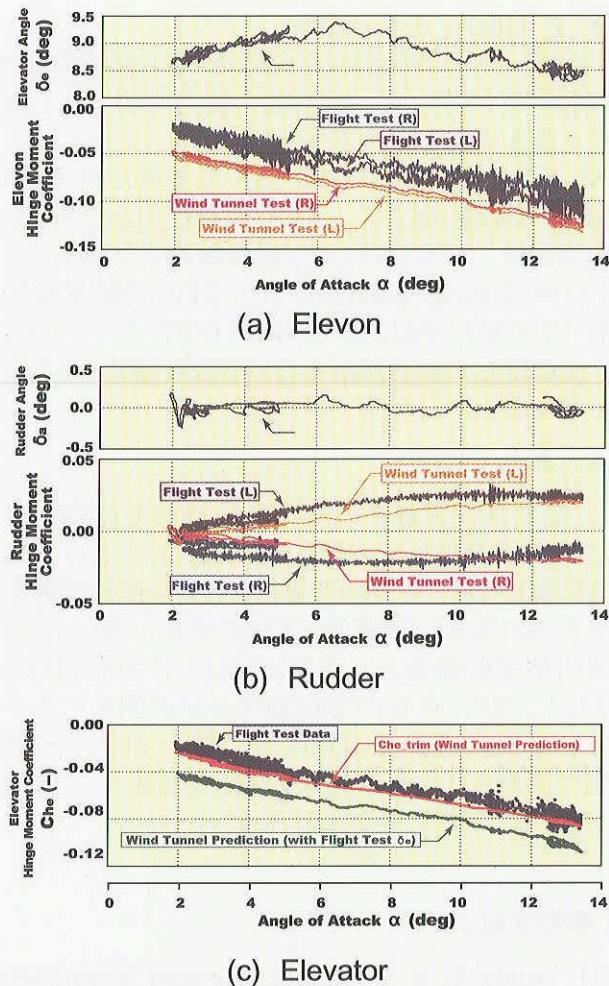


Fig. 5. Hinge Moment of Flight #1

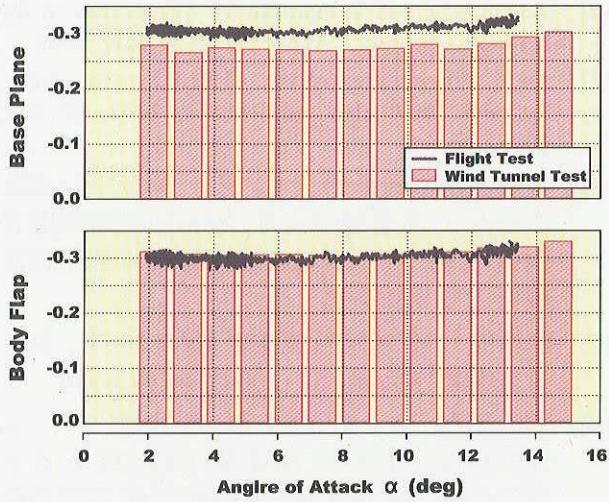


Fig. 6. Pressure Distribution of Flight #1

3. 1. 2 誘導制御データ解析

設計モデルの検証のため、実飛行に条件を合わせた飛行シミュレーションを行い、実飛行データ

との比較を行った。Fig. 7 に結果を示す。シミュレーションの機体慣性条件及び分離条件は実飛行時のものであり、大気モデルと定常風モデルは、打ち上げ直前に観測ゾンデにより観測された気象データを使用した。実飛行と飛行シミュレーションの間に認められる機体運動の大きな違いは、全飛行中、エレベータ舵角に 1deg 程度のバイアスが見られることと、HAC 旋回タイミングの違い(分離後 130 秒と 110 秒)である。エレベータ舵角のバイアスは、前項に示すピッチングモーメント特性の差に起因するものである。この結果、エレベータが上げ舵側にシフトしているシミュレーションの方が揚力が小さく、ノミナル軌道を設定していない分離～減速フェーズの間で飛行データより低高度の飛行となった(Fig. 7(c)左図参照)。これに伴い、続く帰投フェーズに入った時点ではシミュレーションの方がダウンレンジ能力が少なく、同じ目標点に到達するために飛行データより近道をとる必要が生じた。これが HAC 旋回タイミングのずれの原因である。このように、ピッチングモーメントモデルの差異を除いて、誘導制御系設計に用いた数学モデルの妥当性が確認された。

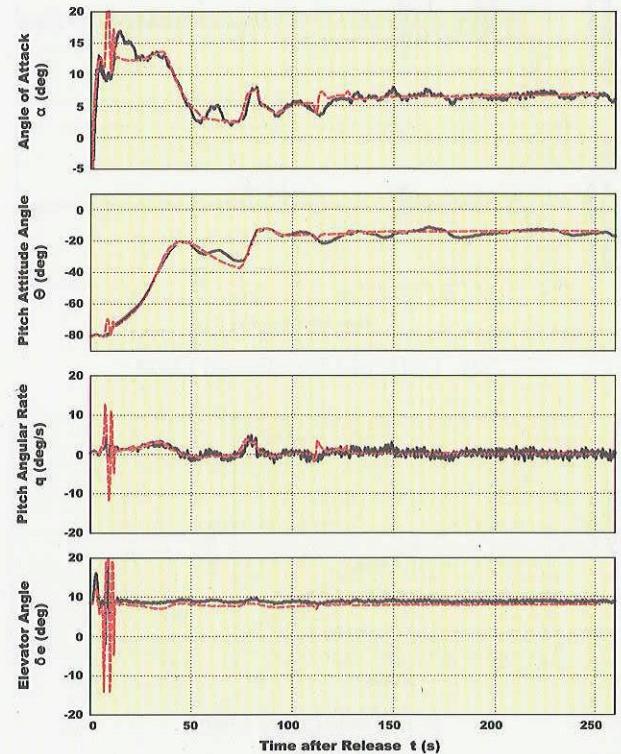
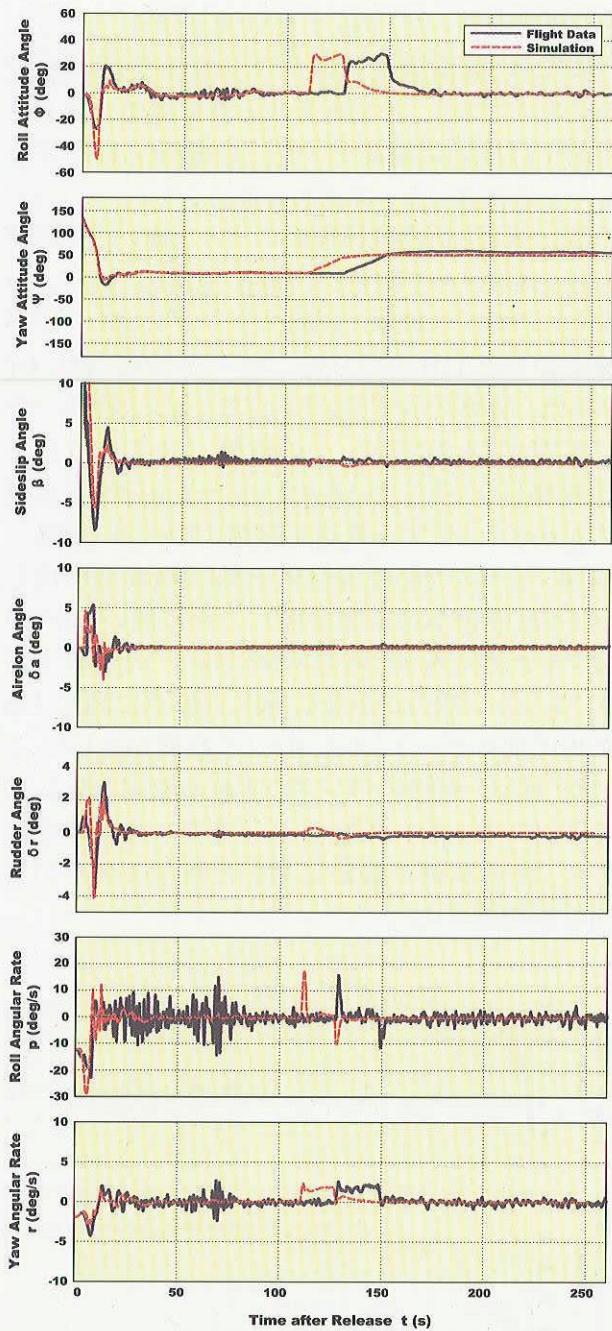
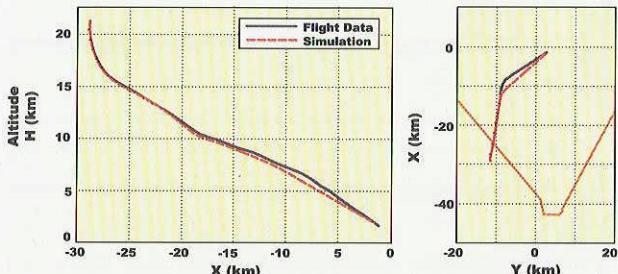


Fig. 7. Comparison of Simulation and Flight #1



(b) Lateral-Directional Data



(c) Trajectory Data

Fig. 7. Comparison of Simulation and Flight #1

3.2 CNESとの共同研究

CNESとの共同研究は、2001年に締結された「高速飛行実証(その2)計画の協力に関する了解覚え書き(MOU)」に基づき実施されているものであり、平成16年度にはJAXA側で飛行後CFD解析、CNES側ではJAXA風洞模型を使用した風洞試験、CFD解析及び誘導制御系試設計とシミュレーション評価が行われた。これらの結果は平成17年度にJAXA/CNES-HSFDワークショップを開催して共同解析を行い、報告書にまとめる予定である。

4. おわりに

高速飛行実証フェーズIIは、回収系作動不良により1回の飛行で中断しているものの、第1回飛行に関しては、空力特性データ推定と自律誘導制御系設計技術の確認等、所期の成果が得られ、再使用型宇宙輸送系の開発に向けた技術蓄積がなされた。また、今後の宇宙輸送系研究開発において必須と考えられる国際協力に関し、日仏共同体で実施された本計画は、貴重な経験となるであろう。

[参考文献]

- [1] Bando T, et al. "Orbital Re-entry Experiment (OREX) - first step of space return flight demonstrations in Japan," Space Technology, Vol. 15 Elsevier, 1995.
- [2] Shirouzu M and Yamamoto M. "Overview of the HYFLEX project," AIAA 96-4524, Nov. 1996.
- [3] Anon. Proceedings of the ALFLEX symposium. Sydney, 1997, also published as NAL SP-39T, 1998.
- [4] 将来宇宙輸送系研究センター 高速飛行実証チーム：高速飛行実証、宇宙航空研究開発機構 平成15年度総合技術研究本部宇宙領域研究成果報告書
- [5] 柳原他：高速飛行実証計画について、日本航空宇宙学会誌, 52 (2004), pp.313-319.
- [6] NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム HOPE-Xグループ 高速飛行実証班：高速飛行実証フェーズII, 宇宙航空研究開発機構 研究開発報告 JAXA-RR-04-026, 2005年3月