

柔構造エアロシェルカプセルにおけるADSシステム設計 及びADSに基づく姿勢推定

○渡邊保真, 中本浩樹, 本間直彦 (東大院), 山田和彦 (ISAS/JAXA), 鈴木宏二郎 (東大新領域)

Attitude Estimation of Atmospheric-entry Capsule with Membrane Aeroshell based on ADS Pressure Data during Supersonic Flight

Yasumasa WATANABE, Hiroki NAKAMOTO, Naohiko HONMA (University of Tokyo),
Kazuhiko YAMADA (ISAS/JAXA), Kojiro SUZUKI (The University of Tokyo)

ABSTRACT

Attitude estimation is one of the key techniques in the flight operation of atmospheric entry capsules. A flight test of Membrane Aeroshell Atmospheric-entry Capsule (MAAC) was conducted using a sounding rocket, S310-41, at the Uchinoura Space Center on 7th August 2012. For the purpose of identifying Mach numbers, angles of attack (AoA) and angles of sideslip (AoS) relative to the external flow in its supersonic flight phase, air data sensors (ADSs) were equipped with the hemispheric nose of the capsule. The ADS system is composed of an absolute pressure sensor at the stagnation point, 4 differential pressure sensors at 45-degree position on the nose and one differential pressure sensor for the backpressure measurement. Mach numbers was estimated based on semi-empirical relations. AoA and AoS were evaluated with the use of a wind tunnel experimental database of the relations among Mach number, differential pressure ratio and attitude angles. The Mach number variation estimated from the flight data showed a good agreement with the one evaluated using Radar tracking data when the Mach number is lower than 0.4. AoA and AoS were estimated at Mach numbers ranging from 1.7 to 3.5 based on nondimensional differential pressure ratio. The frequency of the angular motions is approximately 2 Hz and is equal to the Euler angle frequency measured with a 3-D motion sensor. The amplitude of attitude angles varied from 15 to 5 degrees as the vehicle descends.

1. 研究背景及び目的

国際宇宙ステーション (ISS) の利用機会が増えるにつれ、次世代型宇宙輸送技術が注目されている。ISSへの物資輸送手段として国内ではHTVによる運用が軌道に乗り始めている一方で、ISSからの物資の回収手段となる国産の輸送機は未だ実用化されて居らず今後の開発が望まれる。

新型の大气再突入機として柔軟構造を用いた展開型カプセルが世界的に注目されているが、ここでは柔構造大气突入システム (MAAC) [1]に焦点を当てる。この再突入システムは展開型の膜面を利用して従来型の再突入カプセルに比べ低重量かつ低弾道係数であるため、大气密度の低い高々度において減速し、最大加熱率を低減できる点が最大の利点である。膜面展開により終端速度を数m/s程度まで大幅に低下させ、着陸時のパラシュートや逆噴射用ジェットが不要となる事で総重量を低減することも利点の一つである。これにより、ISSからの物資回収手段の確立、及び大气突入システムの安全性向上と低価格化を同時に実現可能であり、将来は火星など大气を有する惑星への探査カプセルの減速装置として応用することも想定されている。柔軟構造大气突入システムとして種々の形式の考案されている[2]が、本研究では、図1に示す薄膜により構成された展開型柔軟エアロシェルを有するカプセル型飛翔体を想定する。

本プロジェクトでは、「柔軟構造エアロシェルを有する大气突入機の飛行性能実証」プロジェクトの一環として、平成24年8月7日に内之浦宇宙センターにおいて観測ロケットS310-41号機を用いた大气突入実証試験[3]を行った。飛行中の対気姿勢を観測するためには3次元モーショセンサのみでは不十分であり、カプセル表面圧力計測に基づく飛行マッハ数及び姿勢角推定が必要となる。そこで本研究ではエアロシェルカプセルにおけるエアデータセンサー

(ADS) を利用した姿勢推定システムの設計、及び実際のフライトデータからMach数・姿勢推定を行う事を目的とする。

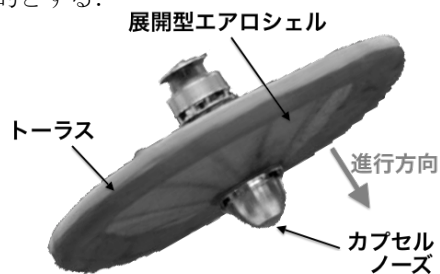


図1：展開型柔軟大气突入カプセル

2. ADSシステム概要

2.1 ADSシステム構成

エアロシェルカプセルで用いたADSシステムは6個の圧力センサから構成されている。エアロシェル前面での圧力分布を計測するために、カプセル澱み点に1個、カプセル対称軸から45度離れた半球上四方に各1個ずつ計4個、エアロシェル背後の圧力計測のため1個のセンサが配置されている。配置箇所の概要を図2に示す。

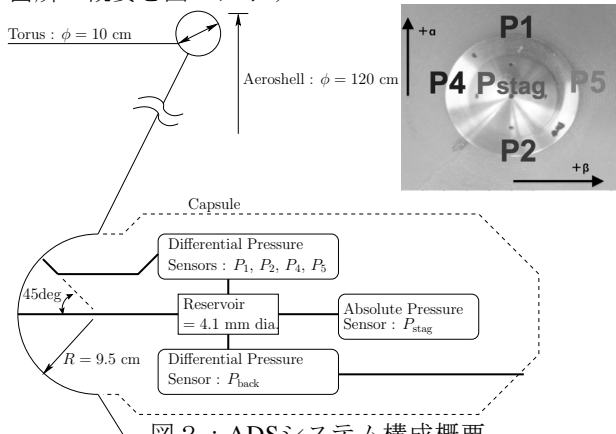


図2：ADSシステム構成概要

澱み点位置での圧力は迎角が±15度程度の変動であれば10%程度の変動で済む事が風洞実験結果から判明している[4]。一般に近接したADS間での差圧は小さいので、測定精度の向上を図るため姿勢角変化に対して比較的圧力変動の小さい澱み点位置での圧力を絶対圧計（Kulite製ETL-76M190-15A）で行い、その他の点の圧力は澱み点での圧力を基準として差圧計（Honeywell製HSC-D-RR-N-001PD-A-A-5）により圧力を計測した。各測定点とセンサ、そして基準となる澱み点圧用のリザーバはそれぞれ内径1mmの配管で接続されている。センサは十分に較正を行った上で用いたが、公称計測誤差は絶対圧センサで総合精度から約253Pa、差圧センサで最良適合直線（BFSL）精度から約68.9Paである。

図3は対気突入軌道上で加熱率と動圧がそれぞれ最大となる気流条件において半球部周りの流れ場解析により得られた半球上圧力分布であり、横軸は中心軸からの距離、縦軸は表面圧力である。図3より対称軸から見て44~53度方向が最も澱み点との差圧が大きく高精度での計測が可能となるため。これより角度が小さいと計測差圧も小さく測定精度が低下し、逆に大きいとエアロシェル接続点における流れの剥離循環領域の影響で圧力が上昇し、迎角が変化した際の姿勢角-差圧関係の一意性を保証できない。故に図2においてエアロシェル半球上に配置された計測点P₁、P₂、P₄、P₅は、計測精度が高く且つ姿勢角変化と差圧が一意に対応する様にカプセル対称軸から見て45度方向に配置されている。

なお、迎角αと横滑り角βの正方向は、図2のようにP₁~P₅を配置したとき航空機と同様に、頭上げ（図の正面から見てP₁が陰になる方向）を+α方向とし、P₄が陰になる方向が+β方向とする。

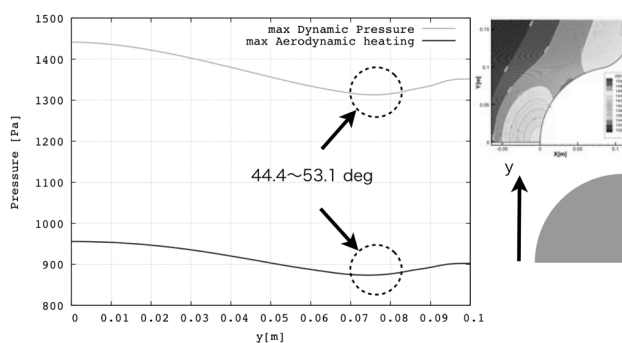


図3：軸対称NS解析に基づく半球表面圧力予測

2.2 マッハ数推算方式

本カプセルにおいて飛行マッハ数の推算は澱み点圧及び背圧を用いて行う。マッハ数と澱み点圧・背圧の関係について理論式を導くため、背圧が一樣流静圧と等しいと仮定する。このとき亜音速飛行時は等エントロピー圧縮の関係式を、超音速飛行時はこれに加えて垂直衝撃波の関係式を用いると飛行マッハ数 M と澱み点圧 P_{stag} 、背圧 P_{back} の関係は次式の通り表される。

マッハ数 $M < 1$ のとき：

$$\frac{P_{stag}}{P_{back}} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (1)$$

マッハ数 $M > 1$ のとき：

$$\frac{P_{stag}}{P_{back}} = \left\{1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1} (M^2 - 1)\right\}^{-\frac{1}{\gamma - 1}} \left(\frac{\gamma + 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2)$$

マッハ数推算理論式(1)、(2)と風洞実験結果との比較を図4に示す。

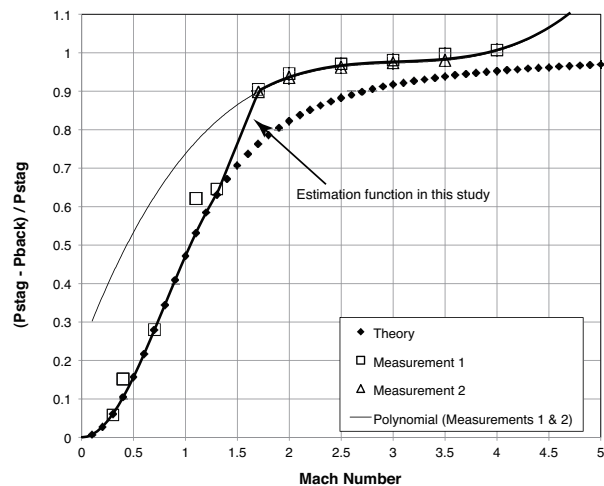


図4：マッハ数-背圧パラメータ関係

図4において横軸はマッハ数、縦軸は背圧と澱み点圧の差圧を澱み点圧で無次元化した背圧パラメータである。理論式(1)、(2)は $M < 1.3$ において実験値と良い一致を示す。しかし、超音速飛行時には後流での背圧が一般的に一樣流静圧より、背圧パラメータも理論値より大きくなる。そこで、実際のマッハ数予測には $M > 1.7$ では実験データの3次多項式での近似式

$$\frac{P_{stag} - P_{back}}{P_{stag}} = C_0 + C_1 M + C_2 M^2 + C_3 M^3$$

$$C_0 = 0.2342, C_1 = 0.7071, C_2 = -0.2286, C_3 = 0.02499 \quad (3)$$

を用い、 $1.3 < M < 1.7$ では(2)、(3)間の線形補間を、 $1.0 < M < 1.3$ では(2)式を、 $M < 1.0$ では(1)式によりマッハ数を推算する。なお、図4の背圧パラメータはマッハ数が大きくなると1.0に漸近するため高マッハ数時に圧力への感度が低下する。そのため実際の推算ではマッハ数が大きい場合にも圧力への感度を保てる様に P_{stag}/P_{back} の表式に変形して解いた。

2.3 姿勢角推算方式

姿勢角、即ち迎角α及び横滑り角βの推算はカプセル半球部での澱み点圧及び四方に配置された圧力孔での差圧、そして飛行マッハ数を用いる。各飛行マッハ数における姿勢角とADS測定圧の関係を導くため、風洞実験によりデータを取得した。本研究では特に超音速飛行中の姿勢角推定を目的としているので、JAXA/ISASの超音速風洞においてマッハ数1.7、2.0、2.5、3.0、3.5の気流を用いて実験を行った[4]。一例として、マッハ数2の風洞実験において横滑り角βを0度で一定とし迎角αを変化させた際の各圧力センサでの圧力係数変化を図5に示す。横軸は迎角αである。縦軸は澱み点位置で

の計測圧 P_{stag} との差圧 $P_{stag} - P_i (i=1,2,4,5)$ を P_{stag} で割った無次元圧力差である。特筆すべきは、迎角変化に対してその面内にある P_1, P_2 での無次元圧力差は迎角変化に対して単調に変化するが、偏角方向とは垂直方向に位置する P_4, P_5 では迎角変化によらずほぼ一定値をとる事である。これにより、迎角及び横滑り角が0度±15度程度の小さな変化では、迎角の推算に P_1, P_2 での無次元圧力差を、横滑り角の推算に P_4, P_5 での無次元圧力差を独立して用いることが可能であると保証される。このとき、迎角 α が負の領域では測定点 P_1 での迎角感度が高く、逆に迎角 α が正の領域では測定点 P_2 の迎角感度が高いことが分かる。

例として横滑り角も変化させた場合の P_2 における無次元圧力差変動は、図6に示すとおりほぼ迎角のみに依存する。マッハ数1.7において P_1 における無次元圧力差の迎角 α ・横滑り角 β に対する変化を図6に示す。従って、迎角の推算には P_1, P_2 の内無次元圧力差が小さい方の値を用いる事で、高精度の推算を行う。同様に、横滑り角 β に対しては P_4, P_5 の内無次元圧力差が小さい方を用いて推算を行う。

図7に激み点周りの4点のADS計測点での無次元圧力差応答のフィッティング曲面の一例を示す。本研究では姿勢角推算に図7と同等の応答曲面を、実験でデータの得られているマッハ数1.7, 2.0, 2.5, 3.0, 3.5において求め、これらに該当しないマッハ数においては線形補間をして姿勢角を求める。

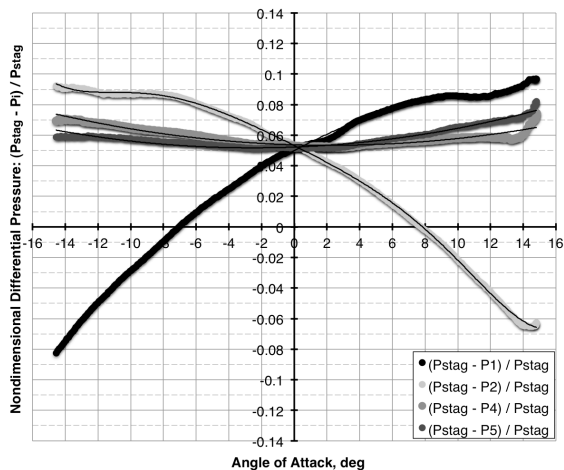


図5：迎角変化に対する無次元圧力差変化

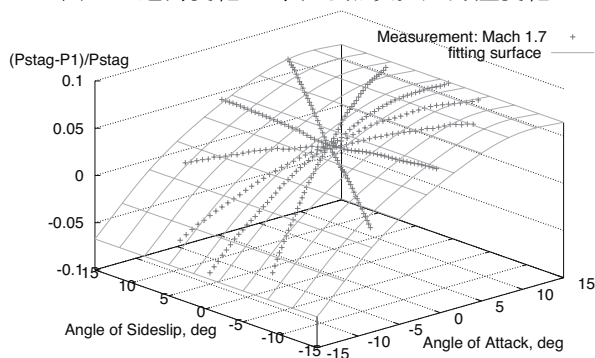


図6：迎角・横滑り角変化に対する測定点 P_1 での

無次元圧力差変化 (M=1.7)

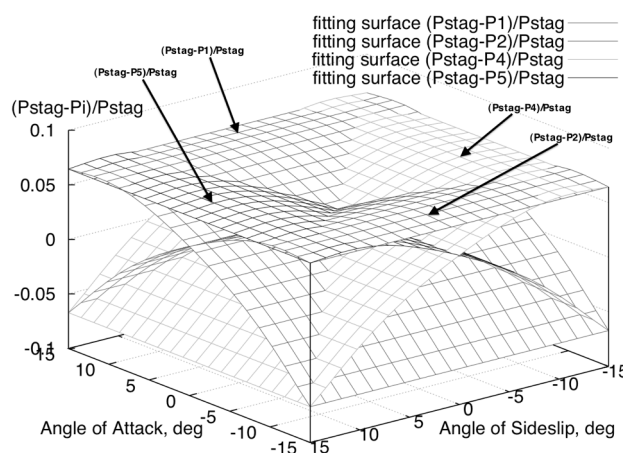


図7：無次元圧力差応答曲面

3 推算結果

ADSシステムの圧力データはサンプリングレートが200Hzである。データに存在するノイズを除去するために、20点を用いた単純移動平均をとり解析を行った。従って、本解析において圧力変動により検出可能な最大振動周波数は10Hzである。

マッハ数の推算結果を図8に示す。図8ではフライト時に計測されたレーダーによる位置データから算出したマッハ数も比較の為に示す。横軸はロケット打ち上げ時を0とする時刻で、縦軸はマッハ数である。

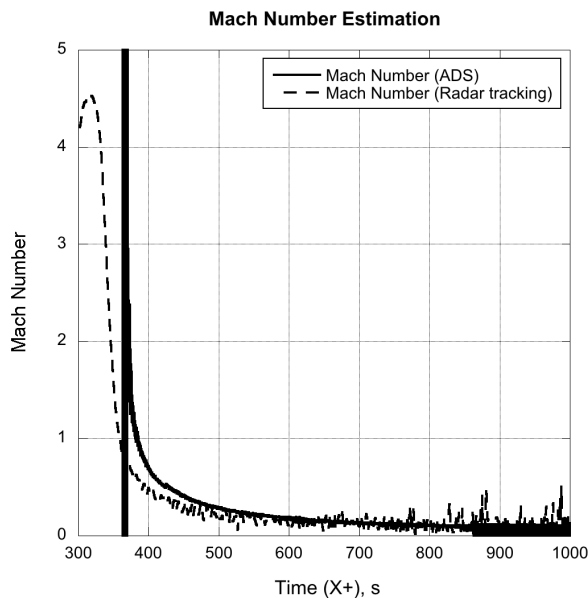


図8：マッハ数推算結果

図8の実線はADSデータから推算されたマッハ数、破線がレーダートラッキングの位置データと気象データから算出したマッハ数である。飛行マッハ数0.4以下では推算値とレーダー計測値が10%以内の誤差で良い一致を示した。しかし、マッハ数が大きくなるに従い推算値がレーダー計測値を上回る様になる。これは、実際のフライトでは流れの急膨張による背圧が風洞実験で想定

された値より小さく、背圧パラメータが大きく推算されることが一つの原因であると考えられる。特に、 $M>3$ の超音速飛行時は高高度の飛行であるため雰囲気気圧も500Pa以下と小さく、澱み点圧センサ感度の限界以下であるためマッハ数を推算できていない。従って、マッハ数を正確に推算するためには、高高度飛行時向けに別途低圧下で精度の良い絶対圧センサを搭載することが有効であると考えられる。

マッハ数推算は特に高高度で精度が出ないことから、姿勢推算にはレーダー計測値を用いる。本研究で姿勢推算対象とした $1.7<M<3.5$ における迎角 α 及び横滑り角 β の推算結果を図9に示す。また、姿勢角推算結果との比較対象としてカプセルに搭載されていた3次元モーショセンサで計測されたカプセル軌道方向から見たオイラー角変化を図10に示す。

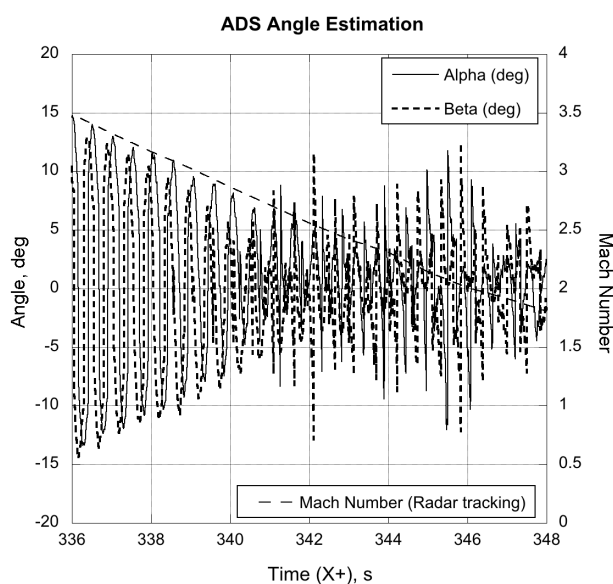


図9：姿勢角推算結果

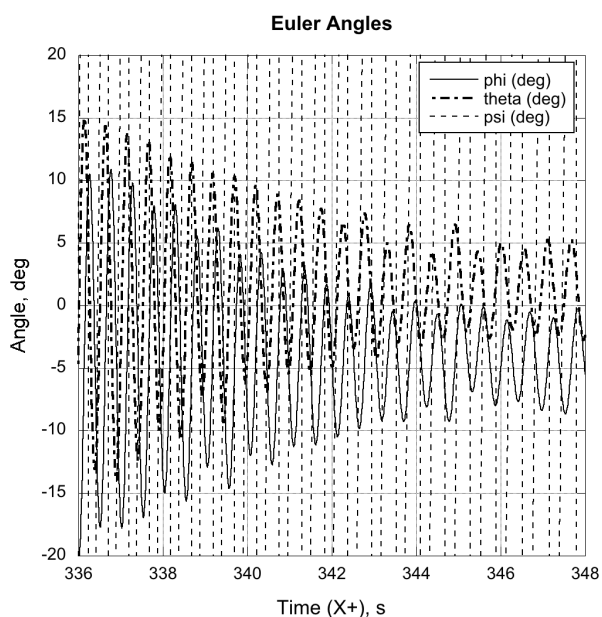


図10：オイラー角変化

オイラー角変化から予測されるカプセルの姿勢角変化の周期は約2 Hzである。その周期はマッハ数が3.5である $t=336$ 秒から、マッハ数が1.7となる $t=348$ 秒までほぼ一定である。一方、図9のADSに基づく姿勢角推算では、オイラー角計測と同様に振動周期は約2Hzである。 $t=336$ 秒において振幅は迎角・横滑り角共に約15度、マッハ数が約2.5となる $t=342$ 秒までに約5度まで減衰し、その後ノイズが乗っちはいるものの振幅は約10度のままマッハ数が1.7となる $t=348$ 秒まで推移する事が明らかとなった。故に、ADSに基づく姿勢角推算結果と3次元モーショセンサ計測に基づくオイラー角の変動傾向は、振動周期の点で良く一致すると結論される。

4. 結論

本研究では、展開型柔構造大気突入カプセルでの超音速飛行時の姿勢推定を行うため、ADSシステム構成及び姿勢推算手法を提案し、観測ロケットS310-41号機を用いた実証試験の計測データに適用し実際に推算を行った。カプセル澱み点圧及び背圧との差圧を利用した半実験式によるマッハ数推算結果はマッハ数0.4以下の低マッハ数でレーダー計測結果と良い一致を示した。高マッハ数領域では、雰囲気気圧が1kPa以下の低圧領域を飛行するためセンサ感度が足りずに精度が低下する。姿勢角の推定は風洞実験から得たマッハ数-無次元圧力差-姿勢角データベースを用いて行い、飛行マッハ数 $1.7<M<3.5$ において迎角 α 及び横滑り角 β の姿勢角推算の結果、振幅は約15度から約5度へと推移したことが判明した。3次元モーショセンサで計測されたカプセルオイラー角と振動周期の点で良い一致を示した。

謝辞

本研究は平成24年度JAXA戦略的開発研究費(工学)の支援を受けて行われた。ここに感謝の意を表す。

参考文献

- [1] M. Gräßlin, U. Schöttle, "Flight Performance Evaluation of the Re-entry Mission IRDT-1", *IAF paper*, IAF-01-v.3.05, Oct., 2001.
- [2] 山田和彦, 鈴木宏二郎, "柔構造周りの超音速流れと膜面エアロシェル宇宙輸送機", *ながれ*, Vol. 24, pp. 265-272, Jun. 2005.
- [3] Yamada, K., Nagata, Y., Honma, N., Akita, D., Imamura, O., Abe, T. and Suzuki, K., "Reentry Demonstration of Deployable and Flexible Aeroshell for Atmospheric-entry Vehicle using Sounding Rockets," 63rd International Aeronautical Congress, Naples, Italy., IAC-12-D2.3.3, 2012.
- [4] 渡邊保真, 中本浩樹, 本間直彦, 山田和彦, 鈴木宏二郎, "柔構造エアロシェルカプセルにおけるADSを用いた超音速飛行時の姿勢推定", 平成23年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2011.