

観測ロケットを利用した極超音速飛行試験 2~軌道検討

Trajectory Design of Experimental Hypersonic Vehicles Launched by Sounding Rockets

藤川 貴弘*1・土屋 武司*2・田口 秀之*3
Takahiro FUJIKAWA, Takeshi TSUCHIYA, and Hideyuki TAGUCHI

Key Words: Trajectory Optimization, Suborbital Reentry Vehicle, Hypersonic Flight Experiment

Abstract: The trajectory research is conducted on experimental hypersonic vehicles launched by S-520 sounding rockets. Direct trajectory optimization techniques are applied to obtain the trajectory which maximizes the duration of the requested experimental conditions, i.e., a Mach number no less than 4 and dynamic pressure between 45 and 55 kPa. It is demonstrated that the experimental conditions can be achieved for more than 1 minute if the initial mass and launch angle of the sounding rocket are designed properly.

1. 諸 言

近年、航空機の高速化における次のステップとしてマッハ5程度で巡航する極超音速輸送機の研究・開発が進められている。極超音速機は東京-ロサンゼルス間を2時間で結ぶなど地球上の長距離高速輸送に革命をもたらすだけでなく、低コストかつ高信頼な宇宙輸送を実現するための礎となりうる。但し、極超音速機の研究・開発では要素技術レベルに加えて、それを統合したシステム全体レベルでの実験データ蓄積が不可欠であり、これは現存するいかなる地上試験設備によってもなし得ないことである。したがって、実飛行環境下で諸技術のデータ取得および実証を行うことを目的とした飛行試験の実施が必須となる。

その1つとして大学研究室と宇宙航空研究開発機構が共同で、S-520 観測ロケットと小型実験機を用いた極超音速飛行試験を計画している¹⁾。その構想はS-520 ロケットのフェアリング内に搭載したサブスケールの極超音速実験機を大気圏外で分離、大気圏に再突入させることでマッハ5程度、動圧 50 kPa 前後という試験環境を実現するというものである。観測ロケットという既存の打ち上げ手段を利用すると、安価で信頼性が高いシステムになると共にその開発期間が短く済むものの、試験環境持続時間が数秒程度に留まってしまう。しかし、実験機に単なる弾道飛行をさせるのではなく、揚力により飛行軌道を引き起こすことで試験環境を長時間にわたって実現できる可能性がある。そこで本稿では、この飛行軌道引き起こしの可否と、可能な場合の試験時間延長効果を検討する。なお本検討は、空力・飛行力学・構造の各観点で現実的かつ、試験環境を極力長

時間実現できるような実験機軌道を、軌道最適化手法により数値的に求めることで行う。

2. 飛行試験システムの概要

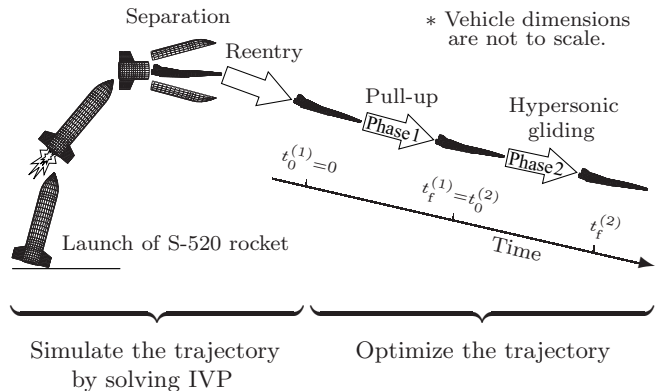
本飛行試験の目的は、極超音速輸送機の巡航環境として予想される

$$\begin{cases} \text{マッハ数} & 4.0 \text{ 以上} \\ \text{飛行動圧} & 45\text{--}55 \text{ kPa} \end{cases} \quad (1)$$

という環境（以後、試験環境と呼ぶ）を出来る限り長時間実現し、その下でデータ収集ならびに、推進器、機体設計、誘導・制御手法等の実証試験をすることである。そのための実験機の軌道設計を行うにあたって、実験の流れを以下のように定める（第1図も参照のこと）。

実験の流れ

- 1) サブスケールの極超音速実験機およびダミーウェイトをフェアリング内に搭載したS-520 観測ロケットを打ち上げる。



第1図 極超音速飛行試験の流れと解析方法

*1 東京大学大学院工学系研究科
*2 東京大学工学部
*3 宇宙航空研究開発機構

- 2) 大気圏を脱した後、実験機を分離する。
- 3) 実験機は分離後しばらくは弾道飛行を続ける。その後の大気圏再突入に向けた姿勢制御を、ガスジェットによる RCS を用いて行う。
- 4) 再突入し動圧が 0.1 kPa に達すると、姿勢制御は空力操舵によるもの移行し、迎角を制御することで飛行軌道を引き起こす。
- 5) 滑空しながら試験環境を実現する。
- 6) 極超音速飛行を終了した後も滑空を続け、最後は海面に着水する。

本稿で検討対象とする機体形状を第 2 図に示す。リフティングボディ形状をしており、S-520 ロケットのフェアリング内に収まるサイズとなっている。機体全備質量は飛行中一定であるとし、30, 35, 40 kg の 3 ケースに対して軌道検討を行う。

3. モデル化

ここでは、前章で説明した実験機の軌道設計問題を、軌道最適化手法で扱うためのモデル化について概説する。

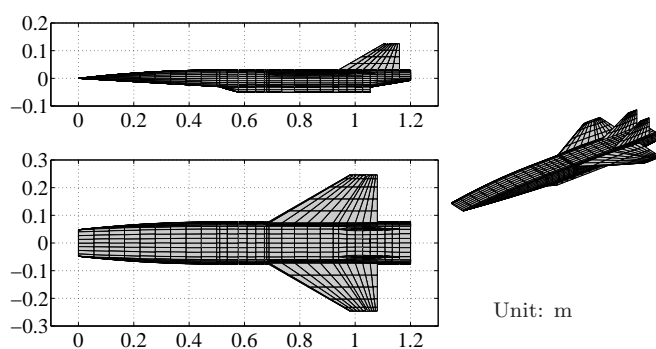
3.1 空気力 空気力解析では、機体形状をパネル化した上で、ニュートン流理論（圧縮側）と Prandtl-Meyer 膨張流理論（膨張側）を適用して圧力係数を推算する。なお、各パネル間の主流に対する前後関係を考慮して、圧縮側であっても影になっているパネルの圧力係数は 0 としている。さらに、摩擦力も経験的推算式である van Driest の方法を用いて算出する。以上の手法を次のようなサンプル点の組み合わせ（全 35 ケース）に対して適用し、各条件での揚力係数と抗力係数を求める。

$$\text{マッハ数} = \{4, 5, 6, 7, 8\} \quad (2)$$

$$\text{迎角} = \{-10, -5, 0, 5, 10, 15, 20\} \text{ deg} \quad (3)$$

このようにして得られた 2 つの 2 次元テーブルデータは補間されて、実験機の運動の計算に用いられる。補間法として双 3 次スプライン補間を使うと空力特性が C^2 級関数で近似されることになり、最適化の数値計算の際に安定かつ速やかな収束が可能になる。

静的大気モデルは U. S. Standard Atmosphere 1976 より、ある間隔でサンプリングした高度での大気密度および



第 2 図 実験機の形状

音速の値を 3 次スプライン補間することで作成する。

3.2 機体の運動とその制約 実験機の運動は、地球の丸みと自転を考慮した、鉛直 2 次元面内の質点の運動方程式を用いて記述する。実験機に搭載する推進器（ラムジェットエンジン）の推力持続時間は短いので、その機体運動への影響は無視する。

さらに、軌道最適化問題の解が現実的な飛行軌道となるために、総荷重倍数、迎角、迎角速度に対する以下のような制限を軌道拘束として課す。

$$\sqrt{L^2 + D^2}/mg_0 \leq 6 \quad (\text{構造制約}) \quad (4)$$

$$-10 \text{ deg} \leq \alpha \leq 20 \text{ deg} \quad (\text{トリム条件}) \quad (5)$$

$$-2 \text{ deg/s} \leq \dot{\alpha} \leq 2 \text{ deg/s} \quad (\text{空力操舵の応答}) \quad (6)$$

3.3 軌道最適化問題の定式 軌道最適化問題で扱うのは第 1 図に示すように、実験の流れにおける 4) と 5) のみとする。そして、4) の軌道引き起こし時をフェーズ 1、5) の試験環境での滑空時をフェーズ 2 とする。それ以前の、S-520 ロケットの軌道および実験機の大気圏外での運動は微分方程式の初期値問題 (IVP) を解くことで事前にシミュレーションしておく。その際、S-520 ロケットの打ち上げ時質量と射角をパラメータとして

$$\text{打ち上げ時質量} = \{2100, 2200, 2300, 2400, 2500, 2600, 2700, 2800\} \text{ kg} \quad (7)$$

$$\text{斜角} = \{60, 65, 70, 75, 80\} \text{ deg} \quad (8)$$

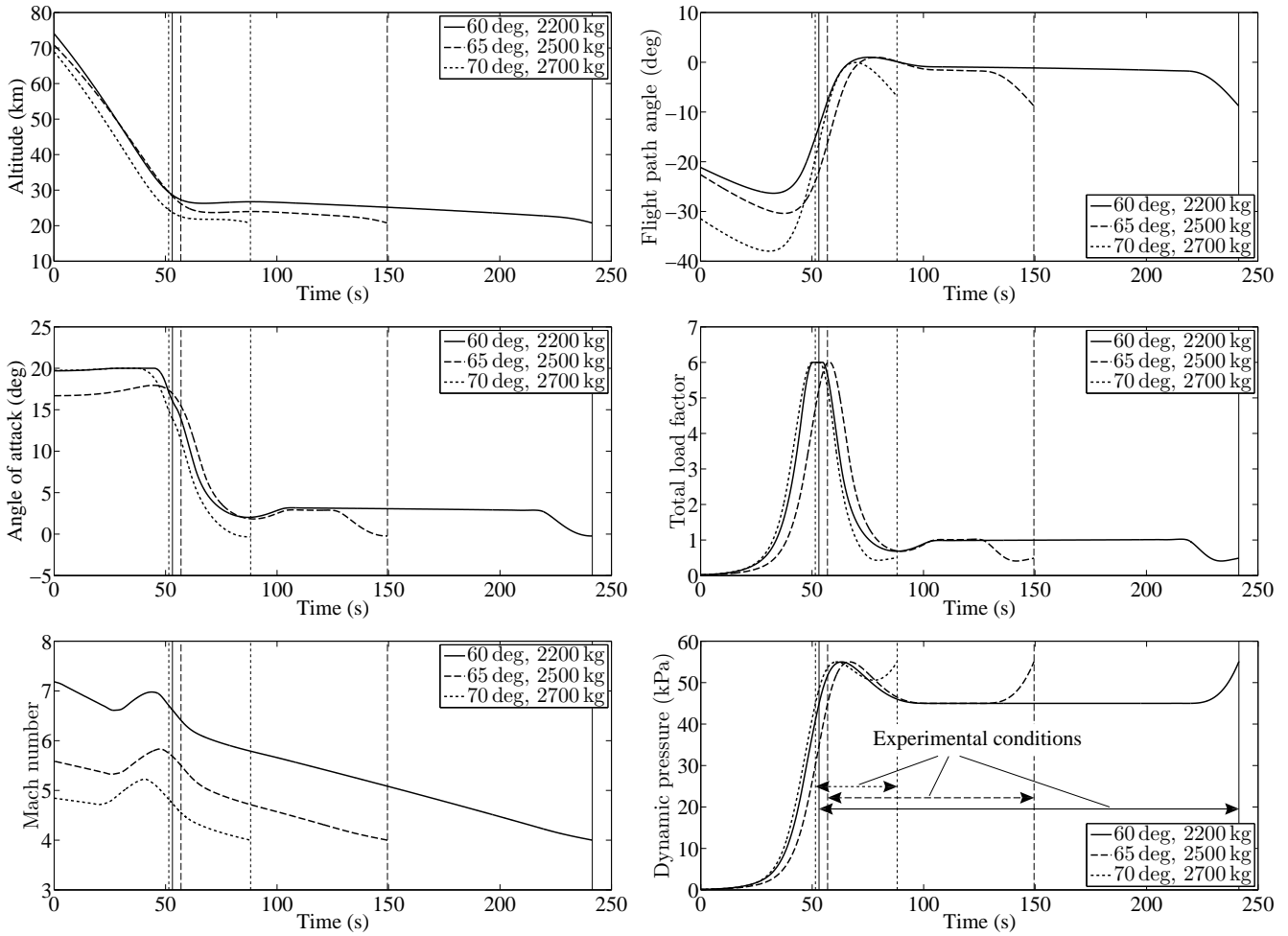
の組み合わせを考えることで都合 40 ケースの軌道を用意する。なお、S-520 ロケットのペイロードフェアリングを除いた乾燥質量と推進剤質量の和は 2035 kg である。これらの軌道の終端状態が軌道最適化問題の初期状態となる。

軌道最適化問題の状態変数は高度 h (m)、速度 v (m/s)、経路角 γ (deg)、迎角 α (deg) で、制御変数は迎角速度 $\dot{\alpha}$ (deg/s) である。評価関数には

$$\text{Minimize } J := -\left(t_f^{(2)} - t_0^{(2)}\right) + 0.25 \int_{t_0^{(1)}}^{t_f^{(2)}} \dot{\alpha}^2 dt \quad (9)$$

のようにフェーズ 2、すなわち試験環境の持続時間の最大化（右辺第 1 項）と急激な操舵へのペナルティ（右辺第 2 項）を足し合わせたものを設定することで、試験環境を極力長時間実現する滑らかな飛行軌道を求める問題として定式化する。

以上のようにして得られた軌道最適化問題を、メッシュ細分化法²⁾を適用した Legendre-Gauss 擬スペクトル法³⁾を用いて解く。擬スペクトル法は軌道最適化問題の数値解法として広く使われてきた DCNLP 法と同様に、非線形計画問題に近似・変換することで解く直接法の一つである。擬スペクトル法は DCNLP 法よりも一般に高精度であるが、解きたい問題の解の挙動によってその性能が大きく左右されるという欠点があるため、アルゴリズムによる自動メッシュ細分化を施すことでそれを緩和する。なお、非線形計画問題は逐次二次計画法⁴⁾を用いて解く。



第3図 実験機軌道の時間履歴 (機体質量 35 kg)

第1表 試験環境持続時間 (機体質量 35 kg)

Unit: s

| | Initial mass (kg) | | | | | | | | |
|--------------------|-------------------|------|-------|-------|-------|------|------|------|------|
| | 2100 | 2200 | 2300 | 2400 | 2500 | 2600 | 2700 | 2800 | |
| Launch angle (deg) | 60 | - | 188.4 | 152.2 | 119.7 | 88.9 | 58.8 | 29.5 | 8.6 |
| | 65 | - | - | - | - | 92.6 | 72.6 | 53.4 | 33.8 |
| | 70 | - | - | - | - | - | - | 36.7 | 24.7 |
| | 75 | - | - | - | - | - | - | - | - |
| | 80 | - | - | - | - | - | - | - | - |

- : Infeasible (duration is less than 5 seconds).

■ : Dynamic pressure does not decrease to 0.1 kPa during the flight of the rocket.

第2表 試験環境持続時間 (機体質量 30 kg)

Unit: s

| | Initial mass (kg) | | | | | | | | |
|--------------------|-------------------|------|-------|-------|-------|------|------|------|------|
| | 2100 | 2200 | 2300 | 2400 | 2500 | 2600 | 2700 | 2800 | |
| Launch angle (deg) | 60 | - | 174.6 | 140.6 | 109.6 | 80.4 | 52.2 | 25.4 | 7.2 |
| | 65 | - | - | - | 108.2 | 87.9 | 68.6 | 50.1 | 31.5 |
| | 70 | - | - | - | - | - | - | 37.6 | 26.3 |
| | 75 | - | - | - | - | - | - | - | - |
| | 80 | - | - | - | - | - | - | - | - |

第3表 試験環境持続時間 (機体質量 40 kg)

Unit: s

| | Initial mass (kg) | | | | | | | | |
|--------------------|-------------------|------|------|-------|-------|------|------|------|------|
| | 2100 | 2200 | 2300 | 2400 | 2500 | 2600 | 2700 | 2800 | |
| Launch angle (deg) | 60 | - | - | 161.2 | 127.4 | 95.7 | 64.3 | 33.0 | 9.8 |
| | 65 | - | - | - | - | 95.8 | 74.9 | 55.2 | 35.0 |
| | 70 | - | - | - | - | - | - | - | 22.2 |
| | 75 | - | - | - | - | - | - | - | - |
| | 80 | - | - | - | - | - | - | - | - |

4. 最適化計算の結果および考察

最適軌道での試験環境の持続時間を第1表 (機体質量 35 kg), 第2表 (機体質量 30 kg), 第3表 (機体質量 40 kg) にそれぞれまとめる. 灰色の網掛けが施されている打ち上げケースでは, 遠地点であってもロケットの飛行動圧が 0.1 kPa 以下にならない, すなわち完全には大気圏を脱しないため実験機の分離が行えるのか検討が必要である.

さらにロケットの上昇軌道自体に問題がある（最大動圧が大きすぎる）ケースも含まれる。打ち上げ時質量が小さい、すなわちダミーウェイトが軽いほうが試験環境の持続時間が長くなるのは自然であるが、それに伴い軌道引き起こしが可能な斜角の範囲が狭くなることに注意しなければならない。なお、表の左下のほうの打ち上げケースで試験時間が 5 秒未満に留まってしまっているのは、大気圏再突入時の経路角が負に深すぎて制約条件を満たしながらでは軌道引き起こしが行えず、式 (1) の動圧領域をすぐに通過してしまうからである。機体質量が増えると試験環境の持続時間が長くなる場合もあるものの、軌道引き起こしが行える打ち上げ条件の範囲は狭くなる。これは空気力の大きさが慣性質量に対して相対的に小さくなるため、同じ飛行条件では速度減少が緩やかになるものの、軌道引き起こしが困難になるからであると説明できる。機体質量が減った場合にはそれとは逆の理屈が成り立つ。

機体質量 35 kg の場合の、代表的な打ち上げケースにおける最適軌道を第 3 図に示す。実験の流れにおける 4) および 5) での諸量の時間履歴のみを示しており、実際にはこの前に S-520 ロケットの打ち上げと実験機の大気圏外での運動が行われることに注意されたい。再突入の初期では迎角を大きくとって軌道を引き起こそうとするが、動圧が上昇し機体に作用する空気力が大きくなり始めてやっと経路角が増加して滑空飛行へ移行する。なお、同じ斜角では打ち上げ時質量が小さいほうがこの引き起こしのための迎角は大きくなり、その斜角における実行可能な最小打ち上げ時質量の場合には上限値である 20 deg をとり続ける。斜角 65 deg、打ち上げ時質量 2500 kg のケースでは軌道引き起こしに少し余裕がある。動圧が 45 kPa に達することで試験環境が始まった後は、動圧は試験環境を定義する条件す

なわち式 (1) の上下限を掠めるように変化する。それと並行して迎角が引き下げられ、実験機は高度 20–30 km の間で少しずつ降下しながら滑空を続け、マッハ数が下限の 4 に低下するまで試験環境は持続する。

5. 結 言

S-520 観測ロケットを利用した極超音速飛行試験において実験機の軌道引き起こしが可能であるか、軌道最適化手法を用いて検討した。その結果、軌道を引き起こし、長時間にわたって試験環境を実現できるような S-520 ロケットの打ち上げ条件があることを確認した。

今後の課題としては、1) 縦の姿勢運動の静安定条件およびトリム条件を軌道最適化問題で考慮することと、2) 誘導・制御則を構築した上でモンテカルロシミュレーションを実施し、様々な不確かさがある中でも試験環境を達成できることを確認すること、が挙げられる。

参 考 文 献

- 1) 佐藤哲也, 田口秀之, 土屋武司, 津江光洋, 小林弘明, 小島孝之, 丸祐介, 青木隆平, 横関智弘, 鈴木宏二郎, 手塚亜聖, 森野美樹, “観測ロケットを利用した極超音速飛行試験 1-プログラム概要,” 平成 24 年度宇宙輸送シンポジウム, 2013.
- 2) Fujikawa, T. and Tsuchiya, T., “Difficulties-Isolation Technique for Pseudospectral Optimal Control,” *Proceedings of the APISAT 2012*, Jeju, Korea, 2012.
- 3) Benson, D. A., Huntington, G. T., Thorvaldsen, T. P., and Rao, A. V., “Direct Trajectory Optimization and Costate Estimation via an Orthogonal Collocation Method,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 29, No. 6, pp. 1435–1440, 2006.
- 4) Gill, P. E., Murray, W., and Saunders, M. A., “SNOPT: An SQP Algorithm for Large-Scale Constrained Optimization,” *SIAM Review*, Vol. 47, No. 1, pp. 99–131, 2005.