

観測ロケットを利用した極超音速統合制御実験 (HIMICO) に向けた実験機形状・飛行軌道の最適設計

High-Mach Integrated Control Experiment (HIMICO) Using a Sounding Rocket: Optimal Design of Vehicle Shape and Trajectory

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

Key Words: Multidisciplinary Design Optimization, Hypersonic Flight Experiment, Suborbital Reentry, Sounding Rocket, Simultaneous Optimization of Vehicle Shape and Trajectory

Abstract: High-Mach Integrated Control experiment (HIMICO) is a prospective hypersonic flight experiment using an S-520 sounding rocket as a launch vehicle. The primary mission requirement is to achieve the experimental conditions for installed ramjet engines (a high Mach number and 50-kPa constant dynamic pressure) for a sufficiently long time. In this paper, feasibility of the experiment is investigated through conducting the simultaneous optimization of the experimental vehicle shape and its flight trajectory. In particular, consideration is given to the tradeoff between longitudinal static margin and trim capability. Launch conditions of the sounding rocket are varied to obtain vehicle shapes and associating trajectories that satisfy the mission requirement successfully.

記号一覧

α	: 迎角
δ_e	: エレボンのエレベータ相当舵角, 下げ正
$a^{(0)}, \dots, a^{(4)}$: 空力係数の多項式係数
c_{ref}	: ピッチングモーメント基準長さ, 1.5 m
C_D	: 抗力係数
C_L	: 揚力係数
C_M	: ピッチングモーメント係数
t	: 時刻
x	: 機体軸座標
$(\cdot)_0$: 初期
$(\cdot)_{ac}$: 空力中心
$(\cdot)_{cg}$: 重心
$(\cdot)_f$: 終端
$(\cdot)_{ref}$: モーメント基準

1. 諸言

これまで国内では極超音速飛行環境で作動する空気吸い込み式エンジンの実証研究および、それを搭載した極超音速機・宇宙往還機システムの概念検討が進められてきた [1]. その一方で、極超音速飛行技術は個々の技術分野間に強いカップリングを有するため、その研究開発では複数の要素技術を統合したシステム全体レベルでの実験データ蓄積が

不可欠である。これは地上試験設備によっては遂行し得ないため、実飛行環境下での諸技術の統合的なデータ取得を目的とした飛行実験が必須であり、国内外で様々な計画が進められている。

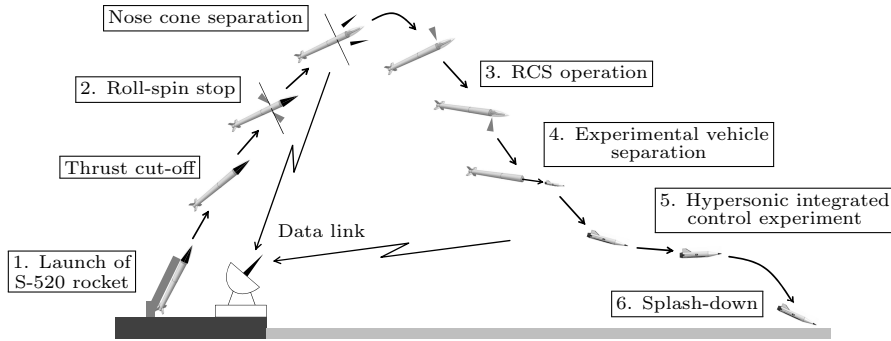
以上の背景のもと、著者らは S-520 観測ロケットと小型無人実験機を用いた極超音速統合制御実験 (High-Mach Integrated Control experiment; HIMICO) を計画している [2]. その構想は、観測ロケットによる打ち上げで実験機に高度と速度を与えた後、その飛行軌道を引き起こして極超音速で滑空させることでマッハ 5 程度、動圧 50 kPa 前後という搭載エンジンの試験環境を 20-30 秒ほど実現するというものである。本実験は後続のより大型の実験機を見据えつつ、運用方法が確立している観測ロケットを利用することで短時間で低コストに実現できる極超音速飛行実験手段を構築し、機体/推進統合制御技術を実証することをその主な目的としている。

本実験機の機体および飛行軌道を設計するにあたっては、特に以下の点で考慮を要する。1) 観測ロケットを打ち上げ手段に利用するために、大気圏再突入時の経路角が負に深くなり、その後大きな軌道引き起こしが要求される。2) 観測ロケットへの収容条件によりスパン方向の寸法に厳しい制約があり、主翼およびエレボンの面積を確保しづらい。3) 実験機は軌道引き起こしからその後の滑空まで要求されるため、空力設計点は 1 つに定められない。これらの理由により、実験を成立させるためには、機体と飛行軌道を上手く統合的に設計する必要がある。そこで、本稿では実験機形状・軌道の統合的最適設計手法を用いて、極超音速試

*1 東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻

*2 東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻

*3 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 航空本部



第1図: 飛行シーケンス概要

験環境を十分な時間持続させることのできる機体形状・軌道の概念設計を実施する。

2. 数値モデルおよび最適化問題の定式化

2.1 飛行実験の概要 飛行シーケンスは暫定的に以下のように設定されている。第1図も参照されたい。

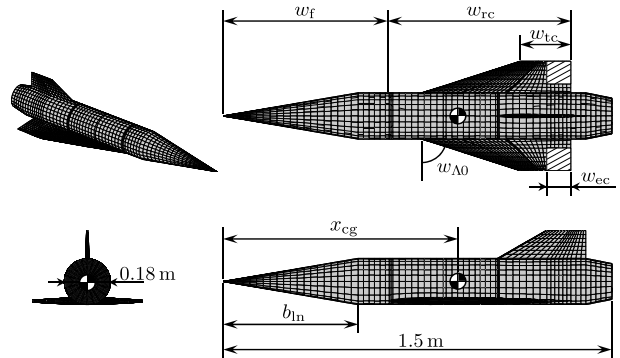
1. 小型無人実験機、実験機分離機構、姿勢制御システム (RCS), ダミーウェイトをノーズコーン内に搭載した S-520 観測ロケットを打ち上げる。
2. ロケットモータの燃焼終了後、動圧が十分に小さくなり次第、ヨーヨーデスピナー展開とサイドジェット噴射によってロケットのロールスピンを停止させ、さらにノーズコーンを開頭する。
3. ノーズコーン内に搭載された RCS を作動させ、分離後に実験機が想定した姿勢で大気圏に再突入できるようにロケット全体の姿勢を変更・安定させる。
4. ロケットから実験機が射出・分離される。動圧が十分に大きくなり次第、空力操舵で姿勢を制御し揚力により飛行軌道を引き起こす。
5. 直線滑空しながら極超音速試験環境を実現する。データはテレメトリで射場に送信する。
6. 試験環境終了後、実験機をきりもみ状態に移行させ海面に着水・水没させる。

搭載ラムジェットエンジンおよび機体の統合制御実験を行うための要求環境を次のように定める。

- | | | | |
|---|------|--------------------------------------|-----|
| { | マッハ数 | 4.0 以上 | (1) |
| | 飛行動圧 | 49-51 kPa | (2) |
| | 迎角 | 0 deg 以上 6 deg 以下
かつ 2 deg 以下の変化幅 | (3) |

式 (3) の条件は、エンジン試験中には迎角を極力変化させないほうが望ましいということ considering して導入する。

2.2 実験機形状モデル 実験機に関して、その基本形状を第2図に、設計変数を第1表に示す。本稿では円筒胴体の翼胴形状を検討対象とする。これは、扁平なりフティングボディ形状と比較して、1) 観測ロケット搭載時のロール軸周りのダイナミックバランスがとりやすいこと、2) 内部機器搭載のための胴体容積を確保しやすいことに加え、3)



第2図: 実験機基本形状

第1表: 機体設計変数

Parameter	Unit	Bounds
b_{in}	Fuselage nose length	m $0.3 \leq b_{in} \leq 0.75$
w_f	Wing front position	m $0.3 \leq w_f \leq 0.9$
w_{rc}	Wing root chord length	m $0.4 \leq w_{rc} \leq 1.1$
w_{tc}	Wing tip chord length	m $0.1 \leq w_{tc}/w_{rc} \leq 0.3$
$w_{\Lambda 0}$	Leading edge sweepback	deg $60 \leq w_{\Lambda 0} \leq 80$
w_{ec}	Elevon chord length	m $0.1 \leq w_{ec}/w_{tc} \leq 0.7,$ $w_{ec} \leq 0.15$
x_{cg}	Overall C.G. position	m $0.55 \leq x_{cg}/1.5 \leq 0.7$

実験機分離機構の設計が容易になるためである。胴体後部のテーパ部において、観測ロケットとの結合・分離が行われる。S-520 ロケットのノーズコーン内への収容条件 [3] より胴体全長は 1.5 m とする。また、内部機器の搭載容積確保のために胴体直径は 0.18 m とする。翼厚比は主翼・尾翼共に 4% であり、尾翼はその面積が主翼面積の 12% となるようにコード長を拡大・縮小する。エレボンは主翼に対して、スパン方向に胴体側面より 0.035 m 外側の位置から翼端までを占める。このスパン方向制限は、胴体後方両側面に 1 基ずつ搭載するラムジェットエンジンとの干渉を避けるためである。重心前後位置は、搭載機器配置の調節によって、胴体前端より全長の 55-70% の範囲内で自由に設計できるものと想定する。機体全備質量は飛行中一定であるととし、35 kg と仮定する。第1表に示した各変数の上下限値以外に、機体設計に対して以下のような制約条件を課す。

第2表: 空気力の計算点

Parameter(s)	Sample values	Unit
Mach number	4.0, 6.0, 8.0	-
(α, δ_e)	(1, -10), (1, 10), (6, -15), (6, 5), (11, -20), (11, 0), (16, -25), (16, -5), (21, -30), (21, -10)	deg

$$\text{セミスパン長} \leq 0.185 \text{ m} \quad (4)$$

$$b_{in} \leq w_f \quad (5)$$

$$w_f + w_{rc} \leq 1.4 \text{ m} \quad (6)$$

2.3 空気力モデル 飛行速度域が極超音速であることから、Local Surface Inclination 法を用いて実験機に作用する空気力を算出する。圧縮側にはニュートン流近似を適用し膨張側には Prandtl-Meyer 膨張流理論を用いることで、パネル化された機体表面の圧力係数を推算する。なお、胴体ベース面の剥離域の圧力は別途 Tanner の方法 [4] で計算し、摩擦力は、機体表面全面で乱流境界層であるという仮定のもと van Driest の方法 [5] で見積もる。

最適化計算中には、上述の推算法をそのまま用いて各飛行時刻での空気力を算出するのではなく、その入出力関係を模擬するような Surrogate モデルを事前に構築し置き換えることで、計算負荷低減と数値計算安定性向上を図る。まず、縦3分力の係数 $C_L, C_D, C_{M,ref}$ の値は、最小二乗法により、次のような迎角とエレボン舵角に関する2次関数で近似する。

$$C_{\{\cdot\}} = a_{\{\cdot\}}^{(0)} + a_{\{\cdot\}}^{(1)}\alpha + a_{\{\cdot\}}^{(2)}\alpha^2 + a_{\{\cdot\}}^{(3)}\delta_e + a_{\{\cdot\}}^{(4)}\delta_e^2 \quad (7)$$

そして、その多項式係数 $[a_{\{\cdot\}}^{(0)}, \dots, a_{\{\cdot\}}^{(4)}]$ を、機体設計変数とマッハ数の関数として扱う。なお、Surrogate モデルとして放射基底関数 [6] を採用し、機体設計変数値に関する基底にはガウシアン、マッハ数に関する基底には Multiquadric 関数を用いている。Surrogate モデルの構築にあたっては、機体設計変数のサンプルデータ点を文献7の方法で200点作成し、ランダムサンプリングによるテストデータ200点でクロスバリデーションを行って放射基底関数のモデルパラメータを学習させた。但し、各データ点に対し第2表に列挙した計算点(全30ケース)における空気力の値を用いている。その結果、決定係数が平均で0.9996、最悪のケースでも0.9978となり、十分な近似精度を有する Surrogate モデルが得られた。

静的大気モデルは、U. S. Standard Atmosphere 1976 [8] より、既定の間隔でサンプリングした高度での大気密度および音速の値を3次自然スプライン補間することで作成する。

2.4 運動モデル 地球の丸みが考慮された、鉛直面内の2自由度運動方程式を用いて実験機の運動を記述する。機体に作用する空気力は、第2.3章の手順で構築された Surrogate モデルに基づいて評価する。また、搭載可能なエンジンおよび推進剤量の制約から、推力は小さくその持続時間も短いため、推力の機体運動への影響は無視する。さら

に、以下のような制限を、飛行中に常に満たすべき軌道拘束として課す。

$$(\alpha, \delta_e) \text{ が第2表の範囲内} \quad : \text{空力モデル範囲} \quad (8)$$

$$\delta_e \geq -25 \text{ deg} \quad : \text{舵面駆動範囲} \quad (9)$$

$$-2 \text{ deg/s} \leq \dot{\alpha} \leq 2 \text{ deg/s} \quad : \text{姿勢制御の応答} \quad (10)$$

$$\text{静安定余裕} \geq \text{要求値} \quad : \text{縦静安定条件} \quad (11)$$

$$\text{重心周りピッチングモーメント} = 0 \quad : \text{トリム条件} \quad (12)$$

トリム条件を導入することで、エレボンは各時刻でトリム舵角をとるようになり、激しい引き起こしが要求される本実験機の軌道計算においてトリム維持に伴う空気力の変化を近似的に考慮することができる。機体設計の観点からは、式(11), (12)によって、縦の姿勢運動に関して静安定とトリム保持を両立するような最適形状が得られる。

ある飛行条件における静安定余裕は空気力モデルに基づいて以下のように求める。

$$\begin{aligned} \text{静安定余裕} &:= -\frac{\partial C_{M, \text{cg}}}{\partial (C_L \cos \alpha + C_D \sin \alpha)} \\ &= -\frac{S_{\text{num}}}{S_{\text{den}}} + \frac{x_{\text{ref}} - x_{\text{cg}}}{c_{\text{ref}}} \end{aligned} \quad (13)$$

但し

$$S_{\text{num}} = 2a_{M, \text{ref}}^{(2)}\alpha + a_{M, \text{ref}}^{(1)} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} S_{\text{den}} &= \left[2a_L^{(2)}\alpha + a_L^{(1)} \right] \cos \alpha - C_L \sin \alpha \\ &\quad + \left[2a_D^{(2)}\alpha + a_D^{(1)} \right] \sin \alpha + C_D \cos \alpha \end{aligned} \quad (15)$$

なお、極超音速機の機体形状・軌道の統合的最適設計に関する先行研究では、縦静安定条件として以下の式が用いられている [9, 10]。

$$\frac{x_{\text{ac}} - x_{\text{cg}}}{c_{\text{ref}}} \geq 0 \quad (16)$$

但し

$$x_{\text{ac}} := x_{\text{ref}} - \frac{a_{M, \text{ref}}^{(1)}}{a_L^{(1)} + a_D^{(0)}} c_{\text{ref}} \quad (17)$$

式(16)は式(11), (13)において $\alpha = 0$ 、要求値 = 0 としたものである。しかし、これは飛行迎角とは関係なく高マッハ数で活性となる制約条件であり、第3章で提示するように、高マッハ数時には静安定が比較的強い高迎角での軌道引き起こしを行う本実験機への適用は適当ではない。さらに今後、誘導・制御系を設計するにあたって空力操舵性能と姿勢安定性の間のトレードオフ関係を把握しておくことは有益であると考え、本稿では式(11), (13)のように縦静安定条件を改良して用いる。静安定余裕の要求値としては、モーメント基準長 c_{ref} 比で0%, 1%, 2%の3通りを検討対象とする。なお、過去の極超音速飛行実験機の空力検討では2.0%を採用している例が見られる [11]。

2.5 最適設計問題の定式化 第 2.1 章に示した飛行シーケンス 1-3 の S-520 観測ロケットの軌道は打ち上げ時のロケット全備質量と射角によってのみ決まるため、軌道最適化の適用対象はシーケンス 4 と 5 に限定する。また、実験環境終了後 (シーケンス 6) の軌道は本稿では扱わない。ロケット全備質量および射角をパラメータとした複数の打ち上げケースを考え、S-520 ロケットの飛行軌道を空力データと推力データに基づき事前に解析しておく。ロケット全備質量は 2,100 kg から 100 kg 刻みで 2,800 kg まで、射角は 62 deg から 1 deg 刻みで 68 deg まで、にそれぞれ設定し全 48 ケースを用意する。なお、S-520 ロケットのノーズコーンを除いた構造質量と推進剤質量の和は 2,035 kg であり、全備質量はノーズコーン内に搭載されるダミーウェイトによって調整する。シーケンス 3 の終端状態を初期条件とする機体・軌道の同時最適化問題を解くことで、各打ち上げケースに対して最適な飛行軌道および機体形状を求める。

飛行シーケンス 4 と 5 をそれぞれ軌道最適化問題のフェーズ 1 および 2 とし、両者を状態変数の連続性条件をもって接続する。シーケンス 4 の開始は動圧が 10 Pa に達した時点であると定義するが、打ち上げケースによっては遠地点においても動圧が 10 Pa を下回らない場合があるため、その際は遠地点到達を開始時刻に設定する。状態変数は高度、速度、経路角、迎角で、制御変数は迎角速度とエレボン舵角である。さらに、第 1 表に示した機体設計変数を静的変数とすることで、機体最適設計問題は軌道最適化問題に組み込まれ、両者の同時最適化が達成される。フェーズ 2 にはエンジンの試験環境すなわち式 (1)-(3) を満たすという制約条件を課す。評価関数には、

$$\min. J := - \left[t_f^{(2)} - t_0^{(2)} \right] + 0.1 \int_{t_0^{(1)}}^{t_f^{(2)}} \dot{\alpha}^2 dt \quad (18)$$

のようにフェーズ 2 の時間すなわち試験可能時間の最大化 (右辺第 1 項) と急激な迎角変更へのペナルティ (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。なお、括弧が付された上付き文字はその変数が属するフェーズを表す。

以上のようにして得られた非線形軌道最適化問題を適応メッシュ細分化法 [12] を備えた Legendre-Gauss 擬スペクトル法 [13] 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 Direct Collocation 法 [14] と同様に、非線形計画問題に近似・離散化することで解く直接法の一つである。擬スペクトル法は定次かつ低次の Runge-Kutta 則を用いる Direct Collocation 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がその性能に大きく影響を与え、さらに計算コストが高いという欠点を有するため、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。非線形計画問題は逐次 2 次計画法が実装された既製ソルバ [15] を用いて解く。

3. 結果とその考察

各打ち上げ条件における試験可能時間を、第 3 表から第 5 表にまとめる。各表の左下のほうの打ち上げ条件のようにロケット全備質量が小さくかつ射角が大きいと飛行シーケンス 4 開始時の経路角が負に深くなり、その後により大きな軌道引き起こしが必要となる。十分な軌道引き起こしが行えないと、動圧は式 (2) で定義される範囲に留まることなくこれを通過してしまい、試験環境を持続させることができない。対して、各表の右上のほうの打ち上げ条件ではマッハ 4.0 以上という条件を満たすことができなくなる。静安定余裕の要求値を増加させると、相対的に空力操舵性能が悪化するために高迎角でのピッチングトリム維持が困

第 3 表: 試験可能時間 (静安定余裕要求値 0%)

Unit: s

Launch angle [deg]	Gross mass of an S-520 rocket [kg]							
	2,100	2,200	2,300	2,400	2,500	2,600	2,700	2,800
62	-	-	18.9	42.3	28.8	15.6	-	-
63	-	-	13.5	40.7	28.4	16.4	-	-
64	-	-	11.1	38.7	27.4	16.6	5.8	-
65	-	-	8.4	36.5 ^(a)	26.0	16.2	6.5	-
66	-	-	-	34.1	24.3	15.4	6.5	-
67	-	-	-	30.8	22.4	14.3	6.0	-
68	-	-	-	13.0	20.5	13.0	5.9	-

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

第 4 表: 試験可能時間 (静安定余裕要求値 1%)

Unit: s

Launch angle [deg]	Gross mass of an S-520 rocket [kg]							
	2,100	2,200	2,300	2,400	2,500	2,600	2,700	2,800
62	-	-	9.0 ^(b)	38.4	26.3	14.2	-	-
63	-	-	5.3	32.8	25.7	14.9	-	-
64	-	-	-	16.3	24.5	14.9	5.1	-
65	-	-	-	12.6 ^(c)	23.0	14.4	5.6	-
66	-	-	-	10.1	20.6	13.5	5.6	-
67	-	-	-	7.6	18.6	12.4	5.4	-
68	-	-	-	-	16.3 ^(d)	11.5	-	-

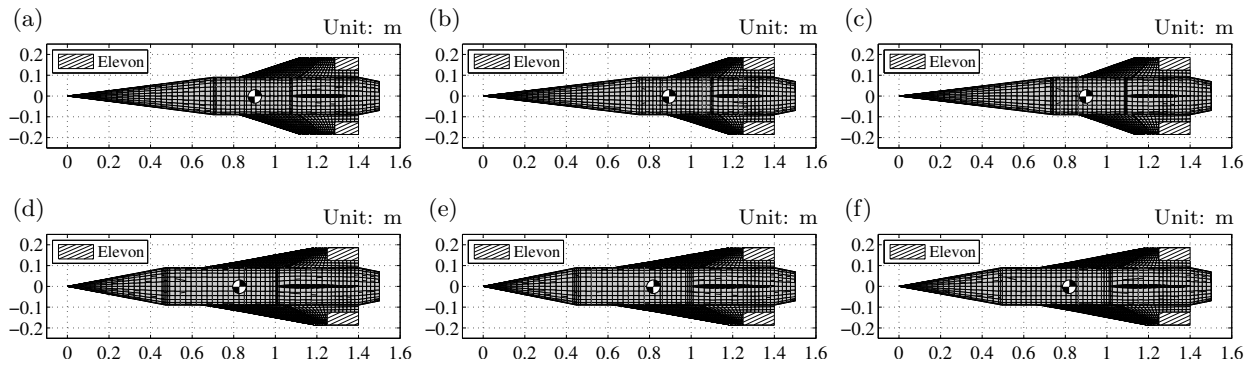
- : Infeasible (duration is less than 5 seconds).

第 5 表: 試験可能時間 (静安定余裕要求値 2%)

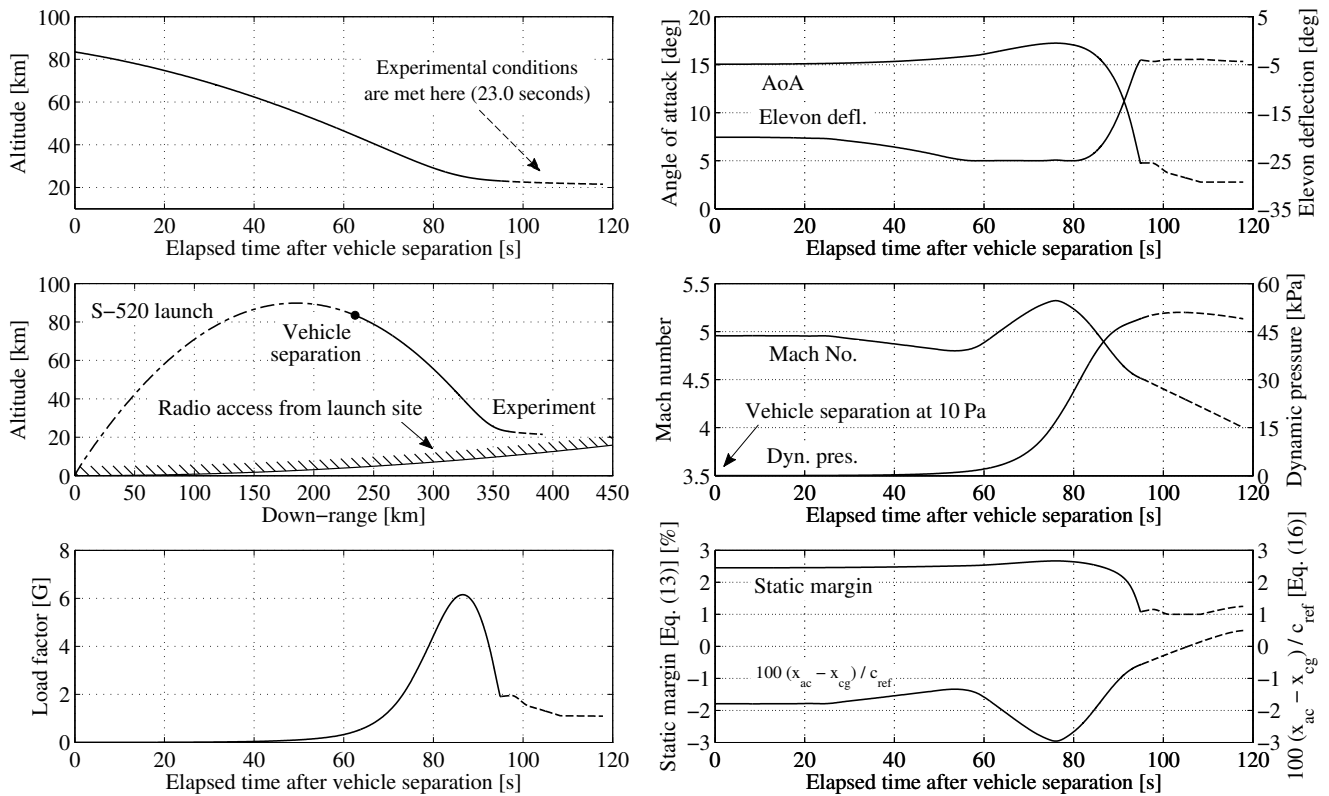
Unit: s

Launch angle [deg]	Gross mass of an S-520 rocket [kg]							
	2,100	2,200	2,300	2,400	2,500	2,600	2,700	2,800
62	-	-	-	13.2	23.7	12.6	-	-
63	-	-	-	9.1	22.3	13.1	-	-
64	-	-	-	-	20.7	13.0	-	-
65	-	-	-	-	15.9 ^(f)	12.7	-	-
66	-	-	-	-	12.0	12.2	5.1	-
67	-	-	-	-	8.6	11.3	-	-
68	-	-	-	-	5.1	10.2	-	-

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



第3図: 代表的なケース (第3表から第5表中の網掛け部に相当) における最適機体形状



第4図: 飛行軌道 (ロケット全備質量 2,500 kg, 射角 65 deg, 静安定余裕要求値 1%)

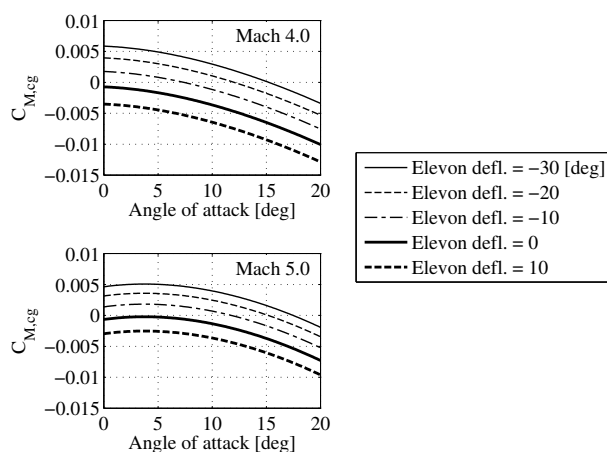
難になる。そのため、軌道引き起こしが可能な打ち上げ条件の範囲は狭くなり、可能なケースであっても試験環境の持続時間は短くなる。

第3図は、代表的なケース (第3表から第5表中の網掛け部に相当) における最適機体形状を示したものである。本稿の解は、勾配法である逐次2次計画法を用いて得られたため、大域的に最適である保証はないことに注意されたい。但し、全ての最適形状で胴体ノーズ長は他要素に影響を与えない範囲で最大 (すなわち、制約条件式 (5) が活性) となっており、機体抗力低減の点で合理的な解となっている。さらに、主翼セミスパン長についても最大許容値である 0.185 m となっており、妥当である。主翼後縁位置は全て最大値である 1.4 m となっており、縦静安定を確保するためには主翼を極力後方に置く必要があることが分かる。重心は胴体

前端より全長の 55–61% の位置に設計されているが、エンジンを胴体側面後方に搭載することを考慮すると、実際に重心を当該位置に調節出来るかには今後の検討を要する。

第3図 (b), (c), (d) の形状を比較すると、同程度の軌道引き起こしを要する打ち上げ条件であっても大射角の場合のほうが翼面積が大きい。機体形状には軌道引き起こしに適した設計と水平滑空に適した設計の間でトレードオフが存在し、大射角の場合ほど前者に寄せた設計となるためである。静安定余裕要求値が 0% の形状 (a) 以外では、エレボンコード長は最大値の 0.15 m である。また、主翼コード長が長く、空力中心が比較的前方にあるような設計では、それに伴って重心位置も前方に移動させる必要がある。

代表的条件における飛行軌道を第4図に示す。観測ロケットが最高高度 90 km に達した後、動圧が 10 Pa に上昇し実



第5図: 第3図(c)形状のピッチングモーメント特性

験機が分離される。飛行の初期には迎角を大きくとって軌道の引き起こしを図るが、動圧が上昇し機体に作用する揚力が十分に大きくなり始めてようやく経路角が増加して滑空飛行へ移行する。動圧が 50 kPa 前後となり迎角 3–5 deg あたりに落ち着くことで試験環境が開始される。その後、実験機は少しずつ高度を 21–23 km の間で落としながら滑空を続け、マッハ数が下限の 4.0 に低下するまで試験環境は継続する。S-520 観測ロケットへの搭載条件式 (4) によりエレボン面積が確保しづらく、舵角が飽和しても 15 deg 程度の迎角でしかピッチングトリムを維持することができない。高度-ダウンレンジの図には射場からの可視域 (地球の丸みの裏側に隠れない領域) も示しており、射場からの電波リンクの確保が可能であろうことが分かる。

第5図に、第3図(c)形状の重心まわりピッチングモーメント特性を示す。マッハ数が大きく迎角が小さいほど縦静安定は弱く、マッハ 5.0 では低迎角で不安定となっている。しかし、この機体形状に対応する飛行軌道である第4図を見ると、高マッハ数時には静安定が比較的強い高迎角で飛行することが分かる。実際、式 (13) で計算された静安定余裕は、飛行中常に要求値である 1% 以上を満たしている。それに対し、先行研究 [9, 10] で用いられている式 (16) の安定性条件は $\alpha = 0$ での判定であるため、その場合の静安定余裕である $100(x_{ac} - x_{cg})/c_{ref}$ はマッハ数のみに依存し、実際の飛行条件における安定余裕を反映していない。

4. 結 言

本稿では S-520 観測ロケットを打ち上げ手段に利用した極超音速統合制御実験に向けて、実験機形状・軌道の統合的最適設計を実施した。機体設計変数を静的変数として軌道最適化問題に組み込むことで、機体形状・空力特性・飛行軌道に関する制約条件を全て満たした上で搭載エンジン試験時間を最長化するような解を求めた。数値モデルを構築する際には特に、空力操舵性能と縦の姿勢安定性の間のトレードオフ関係に注意を払った。その結果、静安定余裕の要求値が機体全長の 1% の場合、ロケットの打ち上げ条

件を適切に設定すれば、飛行軌道を引き起こし 20 秒以上の試験環境を実現できることが確認できた。

今後の課題として、搭載機器の選定・設計の詳細化を進め、重心位置を本稿で求めた最適位置に設計できることを確認することが挙げられる。また、空力、特にエレボン舵効きモデルを高精度化させるために、高級な CFD での検証や風洞試験を計画している。さらに、基準軌道に追従させるための誘導・制御則を構築した上で、不確実環境下での飛行軌道の分散を評価する予定である。

参 考 文 献

- 1) Taguchi, H., Kobayashi, H., Kojima, T., Ueno, A., Imamura, S., Hongoh, M., and Harada, K.: Research on Hypersonic Aircraft Using Pre-Cooled Turbojet Engines, *Acta Astronautica*, Vol. 73, pp. 164–172, 2012.
- 2) 佐藤哲也, 田口秀之, 土屋武司, 津江光洋, 藤川貴弘: 観測ロケットを利用した極超音速統合制御実験 (HIMICO) 計画概要, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2014.
- 3) 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所: 平成 27 年度以降の観測ロケット実験の公募について, http://www.isas.jaxa.jp/j/researchers/uo_portal/rocket_koubo/image/rocket_youryo.pdf, 2015 年 1 月閲覧.
- 4) Tanner, M.: Theories for Base Pressure in Incompressible Steady Base Flow, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 34, No. 7, pp. 423–480, 1998.
- 5) van Driest, E. R.: Turbulent Boundary Layer in Compressible Fluids, *Journal of the Aeronautical Sciences*, Vol. 18, No. 3, pp. 145–160, 1951.
- 6) Forrester, A. I. J., Söbester, A., and Keane, A. J.: Engineering Design via Surrogate Modelling: A Practical Guide, John Wiley & Sons, 2008.
- 7) Yokoyama, N., Suzuki, S., Tsuchiya, T., Taguchi, H., and Kanda, T.: Multidisciplinary Design Optimization of Space Plane Considering Rigid Body Characteristics, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 44, No. 1, pp. 121–131, 2007.
- 8) U. S. Standard Atmosphere, 1976, NASA TM-X-74335, 1976.
- 9) Matsuno, Y., Tsuchiya, T., Imamura, S., and Taguchi, H.: Multidisciplinary Design Optimization of Long or Short Range Hypersonic Aircraft, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 57, No. 3, pp. 143–152, 2014.
- 10) 藤川貴弘, 土屋武司, 田口秀之: 観測ロケットを利用した極超音速統合制御実験 (HIMICO) における飛行軌道検討, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2014.
- 11) Penland, J. A., Dillon, J. L., Pitmann, J. L.: An Aerodynamic Analysis of Hypersonic Research Airplane Concepts from $M = 0.2$ to 6.0, *Journal of Aircraft*, Vol. 15, No. 11, pp. 716–723, 1978.
- 12) Fujikawa, T. and Tsuchiya, T.: Enhanced Mesh Refinement in Numerical Optimal Control Using Pseudospectral Methods. *SICE Journal of Control, Measurement, and System Integration*, Vol. 7, No. 3, pp. 159–167, 2014.
- 13) 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.
- 14) Hargraves, C. R. and Paris, S. W.: Direct Trajectory Optimization Using Nonlinear Programming and Collocation, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 10, No. 4, pp. 338–342, 1987.
- 15) 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.