

STCP-2015-049

熱制約を考慮した極超音速統合制御実験機の飛行軌道設計

Heat-Constrained Trajectory Design of a High-Mach Integrated Control Experimental Vehicle

藤川貴弘, 土屋武司 (東京大学大学院 航空宇宙工学専攻), 田口秀之 (宇宙航空研究開発機構)

Takahiro Fujikawa, Takeshi Tsuchiya (The University of Tokyo), and Hideyuki Taguchi (JAXA)

Key Words: Trajectory Optimization, Thermal Protection System, Hypersonic Flight Experiment, Ablator, Aerodynamic Heating, Sounding Rocket

Abstract

This paper investigates a flight trajectory of a hypersonic experimental vehicle equipped with air-breathing engines launched by an S-520 sounding rocket. Its mission requirement is to realize experimental conditions for the engines (constant 50 kPa dynamic pressure at not less than Mach 4.0) for a sufficient duration. Since severe aerodynamic heating leads to the temperature rise in the vehicle fuselage, it is planned that ablative thermal protection system (TPS) is installed on the fuselage surface so that the temperature does not exceed the operational limit of onboard equipment, 80 °C. A significant demand is that the TPS should be as thin as possible, because the vehicle size is highly constrained by the nose cone geometry of the sounding rocket. In order to successfully design the flight trajectory that achieves the mission requirement under such a thermal constraint, this paper develops an integrated design optimization technique for the trajectory and the ablative TPS. The proposed method handles the coupled problem of ODE-expressed vehicle dynamics and PDE-expressed TPS behavior, and optimizes them simultaneously.

記号一覧

Ma : マッハ数
 α : 迎角
 δ_e : エレボンのエレベータ相当舵角 (後縁下げ正)
 C_L : 揚力係数
 C_D : 抗力係数
 C_M : ピッチングモーメント係数
 γ : 比熱比
 λ : 熱伝導率
 Ω_{blw} : 熱分解ガス吹き出しによる対流加熱低減係数
 ρ : 密度
 ε : 熱放射率
 C_p : 定圧比熱
 H : 熱伝達率
 h : エンタルピ
 h_{tps} : アブレータ TPS 厚さ
 K : 熱伝導率
 Pr : プラントル数
 Q : 熱流束
 Re : レイノルズ数
 T : 温度
 t : 時刻
 u : 流速
 y : TPS 表面からの距離
 $(\cdot)_{conv}$: 対流
 $(\cdot)_{rad}$: 放射
 $(\cdot)_{\infty}$: 主流

$(\cdot)_e$: 境界層外縁
 $(\cdot)_w$: アブレータ表面
 $(\cdot)_{back}$: アブレータ背面
 $(\cdot)^*$: 参照温度における値
 $(\cdot)_v$: アブレータ未炭化状態
 $(\cdot)_c$: アブレータ既炭化状態
 $(\cdot)_g$: アブレータ熱分解ガス
 $(\dot{\cdot})$: 時間微分
 $(\cdot)_1$: 計算点 1 (胴体下面)
 $(\cdot)_2$: 計算点 2 (胴体上面)
 $(\cdot)_0$: 初期
 $(\cdot)_f$: 終端
 $(\cdot)^{(i)}$: 軌道最適化問題のフェーズ i

1. 諸言

再使用型宇宙輸送や高速 2 地点間輸送への応用を見据え、極超音速飛行技術の研究開発が国内ならびに欧米等において進められている。その中で我が国は、極超音速飛行用の空気吸い込み式エンジン単体の実証研究において、世界最高レベルの実績を有する¹⁾。しかし、極超音速機には、機体空力、飛行制御、エンジン等の間に複雑な相互依存関係があるため、この依存関係を考慮した上で機体システム全体を統合的に設計・制御する技術を開発し、実証することが不可欠である。このような背景のもと、著者らは S-520 観測ロケットと小型無人実験機による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、実

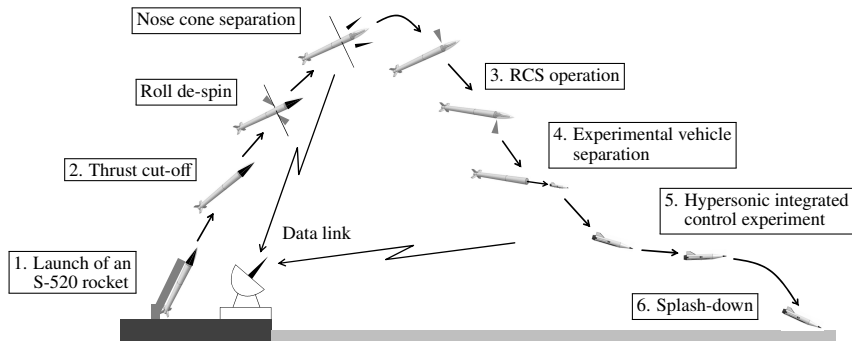


図1 飛行シーケンス概要

験機を観測ロケットによって打ち上げて大気圏に再突入させた後、揚力により飛行軌道を引き起こして滑空させることで、ラムジェットエンジンの試験環境(マッハ4以上、動圧50kPa前後)を20秒程度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、低コストな極超音速飛行実験手段を短期間で構築し、極超音速機の機体/推進統合制御技術を実証することを主な目的としている。なお、国外においても同様な目的のもと、様々な飛行実験計画が進められている^{3,4)}。

本飛行実験に向けて、著者らは機体形状と飛行軌道の複合領域最適設計手法を用いて、試験環境を出来る限り長く実現できる機体形状と飛行軌道の概念設計を実施してきた⁵⁾。その結果、観測ロケットの射角を65度とすることで20秒程度の実験環境を実現できることを確認した。しかし、飛行中に晒される空力加熱に対する熱防御システム(Thermal Protection System: TPS)の設計は検討されてこなかった。

本実験機の耐熱要件として、以下に示す3つが主に挙げられる。

- 1) 前縁の加熱率制限 : 前縁材料依存
- 2) A7075製機体構造の運用温度上限 : 180℃
- 3) 胴体内部搭載機器の作動温度上限 : 80℃

本稿ではこの中で最も厳しいと思われる3) 胴体内温度制限を考慮したうえで、飛行軌道とTPSの設計を行う。胴体の熱防御には、シリコン樹脂を充填したコルクアブレータを採用する予定である。このTPS選定は、本実験機は再使用しないことと、実験機寸法と重量に関する厳しい制限を満たすためにTPSは極力薄くかつ軽い必要があること、を考慮した結果である。本稿では、物性値が公開されているSLA-561⁶⁾というコルクアブレータのデータを暫定的に使用して解析を行う。

空力加熱に起因する熱制約を飛行軌道最適化問題において扱った研究例は数多く見られる(例えば文献7)ものの、考慮されてきた熱制約の大部分は、淀み点表面の放射平衡温度制限等の、その瞬間の飛行条件のみを用いても正確に記述できるような部類のものである。それに対し、

ある時刻での胴体内温度はそれ以前の全ての時刻における飛行条件に依存しており、従来の熱制約とは異なる取扱いが必要である。本稿ではこのような非定常の熱制約を考慮することのできる軌道最適化手法を開発する。そして、開発した手法を極超音速統合制御実験機の軌道設計問題に適用することで、実験条件を十分な時間実現しかつTPS厚さを薄くできるような飛行軌道を設計する。

2. 問題設定および数値モデル

2.1 飛行実験の概要

極超音速統合制御実験機の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。図1も参照されたい。

1. 小型無人実験機、実験機分離機構、姿勢制御用ガスジェット装置(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が終了する。動圧が十分に小さくなってから、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る。その後、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、分離後に実験機が望ましい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し安定させる。
4. ロケットから実験機が分離される。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達成し、機体/推進統合制御実験を実施する。データはテレメトリで射場に降ろす。
6. 試験環境終了後、飛行領域を広げないように実験機をきりもみ状態にさせ、海面に着水・水没させる。

本稿では、機体姿勢と搭載ラムジェットエンジン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。

- 飛行マッハ数 : 4.0 以上 (1)
- 飛行動圧 : 49–51 kPa (2)
- 迎角 : 0.0 deg 以上 6.0 deg 以下かつ
実験中に 2.0 deg 以下の変化幅 (3)

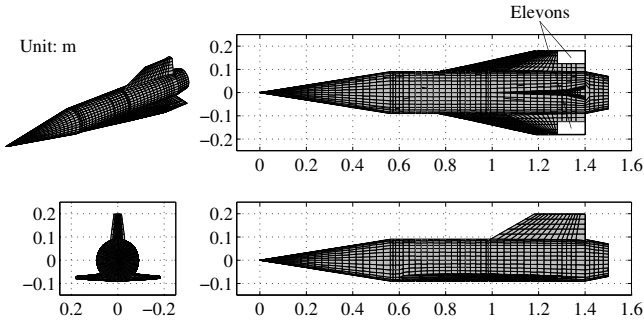


図2 実験機形状

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を考慮して導入した。

2.2 実験機形状

実験機の形状を図2に示す。この機体形状は、S-520 ロケットのノーズコーン内への収容、実験機器の搭載、飛行軌道に関する制約、の全てを満たし、エンジンの試験可能時間を最長化させるように設計した最適形状⁵⁾を一部修正したものである。特に、方向静安定性を改善するために文献8を参考にして、尾翼翼型を2重楔形に変更している。胴体後部のテーパ部において、観測ロケットとの結合と分離が行われる。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55–65%の範囲内で自由に設計できるものと想定する。搭載機器と機体構造に関する初期検討の結果をもとに、機体全備質量は飛行中に30kgで一定であると仮定する。

2.3 空気力モデル

図2の実験機形状に対し、高超音速域から極超音速域において適用可能な簡易推算手法である local surface inclination 法による空力解析を実施する。圧縮側には tangent cone 法⁹⁾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。但し、再循環領域となる胴体ベース面の圧力は別途経験推算式¹⁰⁾で計算し、摩擦力は、機体表面全域で乱流境界層であるという仮定のもと van Driest の方法¹¹⁾で見積もる。なお、機体空気力へのエンジンの影響は考慮しない。

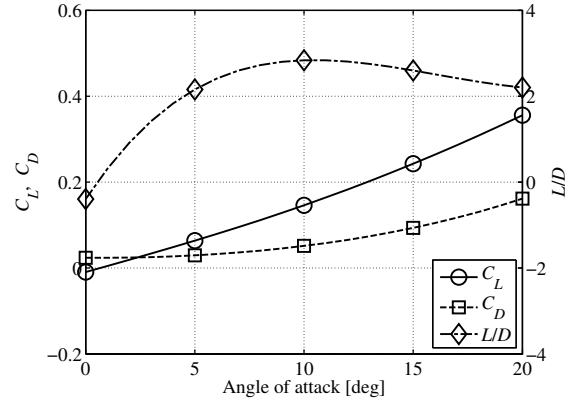
縦三分力の係数 C_L, C_D, C_M は、表1に列挙した迎角とエレボン舵角の計算点(全20ケース)における推算結果を用いて、最小二乗法により次のような3次関数で近似する。

$$C_{\{i\}} = \sum_{\substack{i \geq 0, j \geq 0, \\ i+j \leq 3}} a_{\{i\}}^{(i,j)}(Ma) \alpha^i \delta_e^j \quad (4)$$

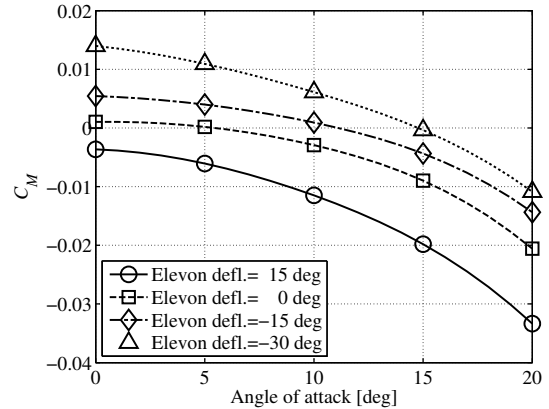
ここで、10個の多項式係数 $\{a_{\{i\}}^{(i,j)}(Ma)\}$ は、multiquadric 関数による放射基底関数ネットワーク¹²⁾を用いて、マッハ数に関する補関数として構築した。得られた縦三分力モデルを図3に示す。図3(b)からは、重心位置が機体前方より全長の56%の場合には縦静安定があることが確

表1 空気力の計算点

Parameter	Sample values	Unit
Mach number, Ma	4.0, 5.0, 6.0, 8.0	–
Angle of attack, α	0.0, 5.0, 10.0, 15.0, 20.0	deg
Elevon deflection, δ_e	-30.0, -15.0, 0.0, 15.0	deg



(a) 揚力係数, 抗力係数, 揚抗比



(b) ピッチングモーメント係数(基準位置56%)

図3 実験機の縦三分力(マッハ5.0)

認できる。

2.4 空力加熱モデル

本稿で実施する飛行軌道最適設計の特徴は、実験機の胴体内温度に関する制約を考慮することである。図4に熱解析の概要と文字定義の一部を示す。迎角の影響により異なった熱環境に晒される胴体下面(計算点1)ならびに胴体上面(計算点2)の2箇所での熱解析を行う。本章では、空力加熱に関する数値モデルを説明する。

まず、飛行条件すなわち主流条件 $\{Ma_\infty, \rho_\infty, T_\infty, \gamma_\infty\}$ と迎角が与えられた際に、tangent cone 法⁹⁾と Prandtl-Meyer 膨張流関係式の逆関数¹³⁾を用いて、計算点周囲の境界層外縁における流れの諸量 $\{Ma_e, \rho_e, T_e, \gamma_e\}$ を求める。次に、Eckert の参照温度法¹⁴⁾により、対流熱流束 $Q_{conv} [W/m^2]$ を以下のように計算する。

$$Q_{conv} = H(T_{aw} - T_w) \Omega_{blw} \quad (5)$$

$$H = 0.0296 (Re_e^*)^{0.8} (Pr^*)^{1/3} K^* / x_{loc} \quad (6)$$

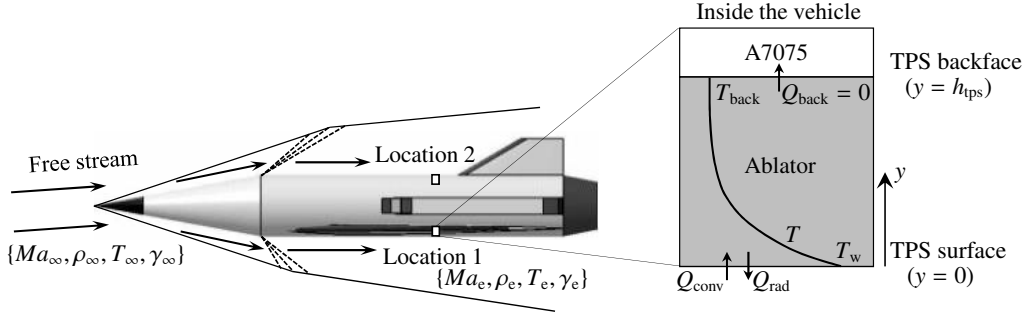


図4 空力加熱解析およびアブレータ TPS 解析の概要

$$T_{aw} = T_e \left[1 + 0.5 \cdot 0.71^{\frac{1}{3}} (\gamma_e - 1) Ma_e^2 \right] \quad (7)$$

なお、式(6),(7)は安全側に見積もって境界層が乱流であると想定した場合の関係式であり、前縁からの距離 x_{loc} は1.0mとする。 Re_e^* , Pr^* , K^* は、参照温度 $T^* = 0.5(T_e + T_w) + 0.22 u_e^2 / (2C_{pe})$ における空気密度と粘性係数を用いて評価された値である。 Ω_{blw} はアブレータの熱分解ガスがその表面から吹き出すことで対流加熱が低減される効果を考慮するための係数であり、以下のように見積もる¹⁵⁾。

$$\Omega_{blw} = \frac{\log(1 + 2\lambda B')}{2\lambda B'}, \quad (8)$$

$$B' = \frac{(\dot{m}_g)_{y=0}}{H/C_{pe}}, \quad (9)$$

$$\lambda = 0.4 \quad (10)$$

放射熱流束は Stefan-Boltzmann の法則を用いて次のように計算する。

$$Q_{rad} = \varepsilon_w \sigma (T_w^4 - T_e^4) \quad (11)$$

但し、 $\sigma = 5.670 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \text{ K}^4)$ であり、 ε_w は式(22)を用いて評価される TPS 表面の放射率である。以上で算出した Q_{conv} と Q_{rad} は、2.5章のアブレータ TPS モデルにおいて偏微分方程式の境界条件を与える。

2.5 アブレータ TPS モデル

以下の仮定・近似のもと、文献15を参考にしてアブレータ TPS の数値モデルを構築した。

- 1) 境界層内では拡散係数が一定
- 2) 熱伝達と物質伝達の Stanton 数が等しい
- 3) 炭化した TPS 表面の侵食は考慮しない
- 4) 表面から吹き出す熱分解ガスは境界層内のエンタルピに影響を与えない

アブレータ内部における熱分解ならびに1次元(深さ方向)エネルギー平衡はそれぞれ、次の偏微分方程式によって記述する。

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = -k \left(\frac{\rho - \rho_c}{\rho_v - \rho_c} \right)^3 \exp(-B/T) \quad (12)$$

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \frac{1}{\rho C_p} \frac{\partial}{\partial y} \left(K \frac{\partial T}{\partial y} \right) + (h_g - \bar{h}) \frac{\partial \rho}{\partial t} + \dot{m}_g \frac{\partial h_g}{\partial y} \quad (13)$$

式(13)の TPS 表面および背面における境界条件は以下のように与えられる。

$$K \frac{\partial T}{\partial y} \Big|_{y=0} = -Q_{conv} - (\dot{m}_g h_g)_{y=0} + (Q_{chem})_{y=0} + Q_{rad} \quad (14)$$

$$K \frac{\partial T}{\partial y} \Big|_{y=h_{tps}} = -Q_{back} = 0 \quad (15)$$

ここで式(15)は、熱量が TPS 背面から A7075 製の機体構造に流入しないという断熱条件を表しており、安全側の想定となっている。

方程式中の諸量は以下の通り定義されている。

$$\bar{h} = (\rho_v h_v - \rho_c h_c) / (\rho_v - \rho_c) \quad (16)$$

$$(Q_{chem})_{y=0} = (\dot{m}_g)_{y=0} C_{pe} T_w \quad (17)$$

$$\dot{m}_g = \int_{h_{tps}}^y \frac{\partial \rho}{\partial t} dy \quad (18)$$

$$h_v = C_{pv} T \quad (19)$$

$$h_c = C_{pc} T \quad (20)$$

$$h_g = C_{pg} T \quad (21)$$

アブレータの物性値は、未炭化状態と既炭化状態の物性値を τ $[\tau := (1 - \rho_c/\rho)/(1 - \rho_c/\rho_v)]$ で重み付けて足し合わせることで、以下のように算出する。

$$\varepsilon = \tau \varepsilon_v + (1 - \tau) \varepsilon_c \quad (22)$$

$$C_p = \tau C_{pv} + (1 - \tau) C_{pc} \quad (23)$$

$$K = \tau K_v + (1 - \tau) K_c \quad (24)$$

アブレータ材料として SLA-51 を想定した場合の定数値を以下に示す⁶⁾。

$$k = 1.050 \times 10^{10} \text{ kg}/(\text{m}^3 \text{ s}), \quad B = 19000 \text{ K} \quad (25)$$

$$\rho_v = 232.3 \text{ kg}/\text{m}^3, \quad \rho_c = 127.8 \text{ kg}/\text{m}^3 \quad (26)$$

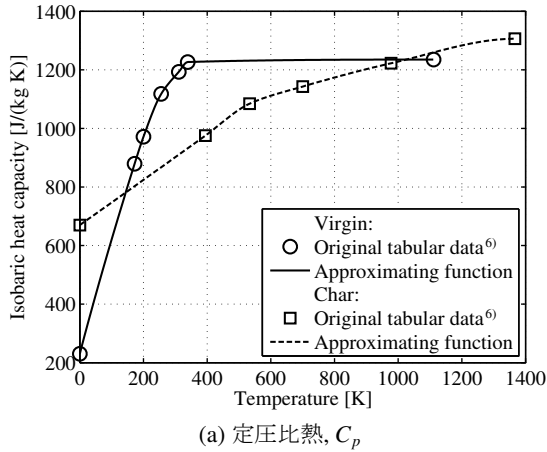
$$\varepsilon_v = 0.70, \quad \varepsilon_c = 0.90 \quad (27)$$

$$C_{pg} = 2512 \text{ J}/(\text{kg K}) \quad (28)$$

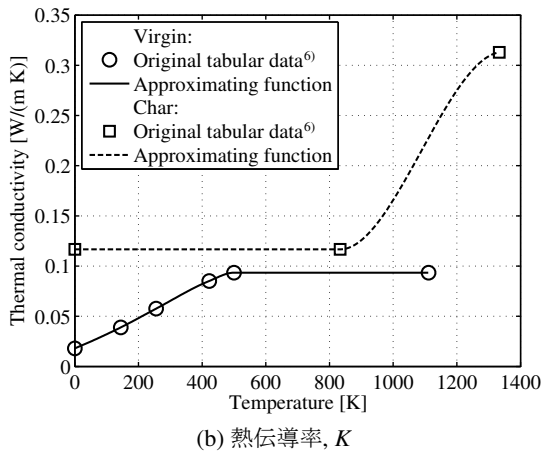
また、 C_{pv} , C_{pc} , K_v , K_c は図5に示すような温度の関数として表される。

2.6 軌道運動モデル

鉛直面内の2自由度質点運動方程式を用いて実験機の運動を記述する。運動方程式は常微分方程式として定式化される。高度に対する大気圧、大気温度、大気密度、音



(a) 定圧比熱, C_p



(b) 熱伝導率, K

図5 SLA-561 アブレータの熱的物性値

速のモデルは、U. S. Standard Atmosphere 1976¹⁶⁾ をもとにして作成した。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。

また、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。

$$0.0 \text{ deg} \leq \alpha \leq 20.0 \text{ deg} \quad : \text{空力モデル範囲 1} \quad (29)$$

$$-30.0 \text{ deg} \leq \delta_e \leq 15.0 \text{ deg} \quad : \text{空力モデル範囲 2} \quad (30)$$

$$\text{荷重倍数} \leq 7.0 \quad : \text{構造設計の制約} \quad (31)$$

$$-2.0 \text{ deg/s} \leq \dot{\alpha} \leq 2.0 \text{ deg/s} \quad : \text{姿勢制御の応答} \quad (32)$$

$$\text{縦静安定余裕} \geq 0\% \quad : \text{縦静安定条件} \quad (33)$$

$$\text{重心周りピッチングモーメント} = 0 : \text{トリム条件} \quad (34)$$

$$T_{\text{back},1} \leq 80^\circ\text{C} \quad : \text{搭載機器作動条件 1} \quad (35)$$

$$T_{\text{back},2} \leq 80^\circ\text{C} \quad : \text{搭載機器作動条件 2} \quad (36)$$

縦静安定余裕は、静的に中立安定となる重心座標から設計重心座標を引いたものをモーメント基準長さ（胴体全長 1.5 m）で無次元化した値として定義される。その計算手順は文献 5 を参照頂きたい。トリム条件を導入することでエレボンの静的トリム舵角が各時刻で算出され、大きな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できるようになる。

式 (35) と式 (36) はそれぞれ胴体下面と上面における胴体内部温度に対する制約条件を表している。本来であれば TPS 背面の温度上昇は A7075 製の胴体スキン（厚さ 2.5 mm）を通じて胴体内部に伝導するが、A7075 の熱伝導率は 130 W/(m K) 程度であり、アブレータと比較して非常に大きい。そこで、搭載機器が晒される温度は $T_{\text{back},1}$ ならびに $T_{\text{back},2}$ と等しいという安全側の近似を採用する。

3. 非定常熱制約を有する軌道最適化問題の定式化および求解法

2.1 章に示した飛行シーケンス 1–3 における 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のみによって決定されるため、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、試験環境終了後すなわちシーケンス 6 の軌道は本稿では扱わない。ロケット全備質量は 2,500 kg、射角は 65 deg を想定し、その条件下での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計算しておく。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するダミーウェイトによって調節される。遠地点到達後に動圧が 10 Pa に上昇した時点で、実験機が観測ロケットから分離されるものとする。

以上のロケット軌道解析の結果得られる実験機分離条件を軌道最適化問題の初期条件とし、実験機の最適な飛行軌道を求める。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。軌道最適化問題における状態変数は高度、速度、経路角、迎角で、制御変数は迎角変化率とエレボン舵角である。さらに、重心の機軸方向座標ならびに 2 箇所の計算点におけるアブレータ厚さ $h_{\text{tps},1}, h_{\text{tps},2}$ を、時刻によって変化しない静的変数とすることで、飛行軌道設計に加えて重心設計と TPS 設計の統合的な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。軌道最適化問題の初期時刻における TPS 温度は以下のように指定する。

$$T(y, t_0^{(1)}) = 300 \text{ K} \quad \text{for } 0 \leq y \leq h_{\text{tps}} \quad (37)$$

従来の軌道最適化手法は常微分方程式で記述された動的システムを扱うものであり、式 (12), (13) のような偏微分方程式を扱うことはできない。そこで本稿では、図 6 に示すような求解法を採用する。まず、偏微分方程式を空間方向すなわち y 方向にのみ離散化することで、これを複数の常微分方程式に近似・変換する。空間方向の離散化には Legendre 擬スペクトル法¹⁷⁾ を適用し、式 (18) で必要となる部分区間の定積分には文献 18 の手法を用いる。その結果、非定常熱制約を有する軌道最適化問題は、常微分方程式（離散化された熱方程式と運動方程式）のみによって定式化されることになり、通常の軌道最適

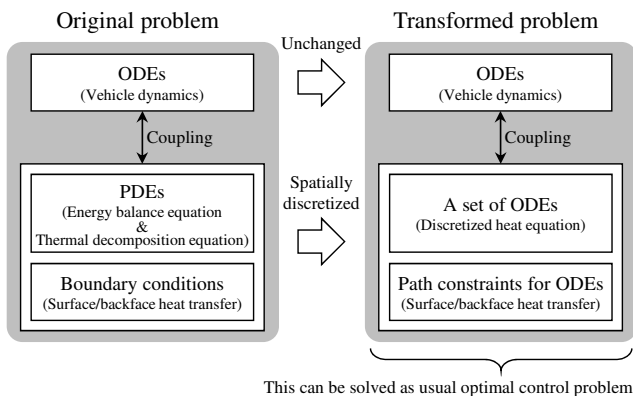


図6 非定常熱制約を有する軌道最適化問題の求解法

化の範疇で扱うことが出来るようになる。常微分方程式のみで記述された変換後の軌道最適化問題は、適応メッシュ細分化法¹⁹⁾を付加したLegendre-Gauss擬スペクトル法²⁰⁾によって非線形計画問題に近似・離散化した後に、逐次2次計画法による既製ソルバ²¹⁾を用いて解く。最適化問題の問題設定として、次の3ケースを考える。

1) アブレータ厚さ制限なしで、実験時間最長化

$$\min. -t_{\text{exp}} [\text{s}] + 10^{-5} (h_{\text{tps},1} [\text{mm}] + h_{\text{tps},2} [\text{mm}]) \quad (38)$$

但し、 t_{exp} はエンジン試験環境の持続時間であり、 $t_{\text{exp}} := [t_f^{(2)} - t_0^{(2)}]$ で定義される。

2) 実験時間15秒以上のもとで、アブレータ厚さ最小化

$$\min. (h_{\text{tps},1} + h_{\text{tps},2}) \quad (39)$$

$$\text{s.t. } t_{\text{exp}} \geq 15 \text{ s} \quad (40)$$

3) 実験時間10秒以上のもとで、アブレータ厚さ最小化

$$\min. (h_{\text{tps},1} + h_{\text{tps},2}) \quad (41)$$

$$\text{s.t. } t_{\text{exp}} \geq 10 \text{ s} \quad (42)$$

4. 結果とその考察

表2に最適化の結果を示す。エンジン試験環境の持続時間とアブレータ必要厚さの間にはトレードオフの関係があることに加えて、実験時間を犠牲にしてもアブレータ厚さを大幅に削減することはできないことが分かる。その理由として、本飛行実験にはミッション軌道への要求の一つに式(2)で表される指定動圧への投入があるために、熱設計の観点からは軌道設計の自由度が小さいことが挙げられる。

問題設定1(アブレータ厚さ制限なしで実験時間最長化)における最適飛行軌道を図7に示す。表2に示されているように、本ケースにおけるアブレータ厚さは計算点1(胴体下面)で11.6mm、計算点2(胴体上面)で7.7mmである。また最適化の結果、重心は機体前方より全長の55.1%の位置に設計されている。観測ロケットが最高高度90kmに到達した後、動圧が10Paまで増加すると実験機が分離される。分離後の実験機単体での飛行初期に

表2 飛行軌道とTPSの最適設計結果

Problem formulation	t_{exp}^* [s]	$h_{\text{tps},1}^\dagger$ [mm]	$h_{\text{tps},2}^\ddagger$ [mm]
Problem 1 [Eq. (38)]	19.0	11.6	7.7
Problem 2 [Eqs. (39, 40)]	15.0	11.1	7.2
Problem 3 [Eqs. (41, 42)]	10.0	10.3	6.3

* Duration of experimental conditions

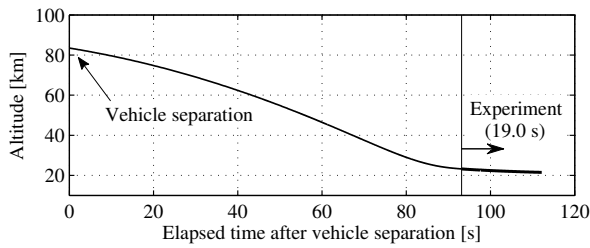
† Ablator thickness at location 1 (fuselage undersurface)

‡ Ablator thickness at location 2 (fuselage uppersurface)

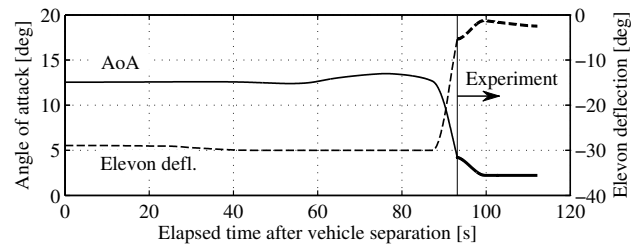
は迎角を大きくとって軌道の引き起こしを図るが、動圧が上昇し機体に作用する揚力が十分に大きくなり始めてようやく経路角が増加して水平に近い滑空飛行へ移行する。軌道引き起こしの際の空気力による荷重倍数の最大値は6.8であり、上限値である7.0には至らない。動圧が50kPa前後となり迎角が2-4degあたりに落ち着くことで試験環境が始まる。その後、実験機は少しずつ高度を21-23kmの間で落としながら滑空を続け、マッハ数が要求環境の下限である4.0に低下するまで試験環境は19秒間持続する。図7(b)中のエレボン舵角は2.6章で説明したように、ピッチングトリムをとりつつ飛行した際の舵角値である。図7(e)には射場から見て水平線の下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ることが確認できる。

問題設定1の最適解におけるアブレータTPSの状態時間履歴を図8にまとめる。図8(a)と(b)を見ると、試験環境終了時刻においてアブレータ背面の温度が上限値である80°Cにちょうど到達(すなわち式(35),(36)が活性)しており、実験時間に影響を与えない範囲内で、TPS厚さが最小になるように適切に最適化されていることが確認できる。実験機は飛行軌道を引き起こすために、観測ロケットからの分離後約90秒までの間、高迎角で飛行する。そのため、胴体下面では衝撃波による気流圧縮が強くなり、上面に比して熱環境が厳しくなっている。下面のアブレータ表面温度は試験環境が開始する前にその最大値を迎えるが、背面に近い領域の温度は遅れて上昇し始める。それに対し、上面における表面温度のピーク時刻は試験環境持続中に存在する。なお、ロケットからの分離後しばらくの間、胴体上面のTPS温度が300K以下に低下しているのは、飛行条件すなわち主流条件が低温・低動圧であるとともに、機体上面で発生する膨張波の背後ではさらに温度と動圧が低下するためである。

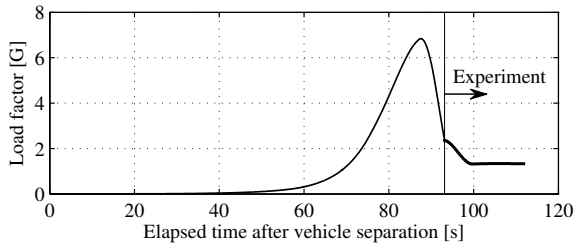
図8(c)と(d)には、アブレータ密度の時間履歴を示す。式(26)にあるように、アブレータ未炭化状態と既炭化状態の密度はそれぞれ232.3kg/m³と127.8kg/m³である。従って、胴体下面のアブレータは分離後70-90秒の間に表面付近でのみ炭化(熱分解)が進行し、胴体上面のアブレータはほぼ炭化しないことが分かる。アブレータ熱分解に伴ってその表面から吹き出す熱分解ガスの質量流量は、図8(e)と(f)に示す通りである。ガス吹き出し流量の増減は、図8(a)と(b)に示す表面温度の挙動におおよそ一致している。エンジン試験を適切に実施するには、熱



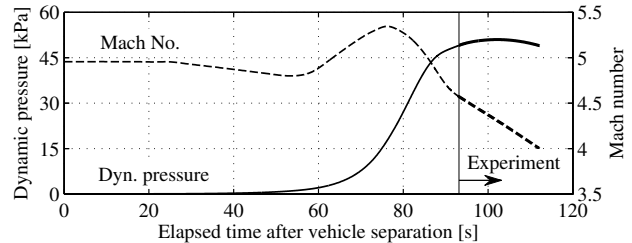
(a) 実験機分離後の高度時間履歴



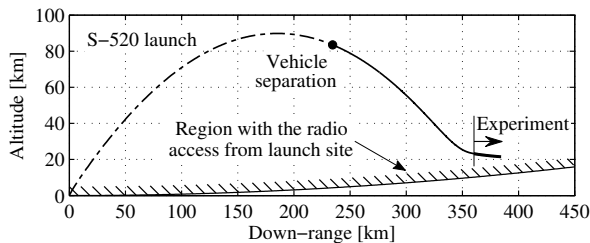
(b) 実験機分離後の迎角・エレボン舵角時間履歴



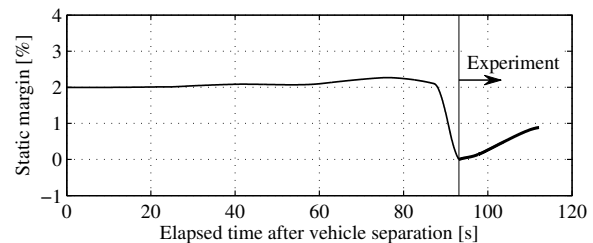
(c) 実験機分離後の荷重倍数時間履歴



(d) 実験機分離後のマッハ数・動圧時間履歴



(e) 高度—ダウンレンジ線図



(f) 実験機分離後の静安定余裕時間履歴

図7 最適飛行軌道(問題設定1:アブレータ厚さ制限なしで実験時間を最長化した場合)

分解ガスを含む機体周囲の境界層をエンジンが吸気しないように排除する必要がある。本実験機に搭載するエンジンのための境界層排除ダイバータはこれまでも設計ならびに試験されてきたものの²²⁾、機体表面からのガス吹き出しは境界層厚さを増大させる効果があるため、ダイバータの必要高さを再度評価しなければならない。

5. 結言

本稿では、S-520 観測ロケットを打ち上げ手段に用いた空気吸込み式エンジンの極超音速統合制御実験に向けて、胴体内温度の上昇に関する熱制約を考慮した実験機軌道の設計を実施した。飛行軌道解析と熱解析(空力加熱率推算とアブレータ TPS の熱分解・熱伝導計算)を連成させ、これらを統合的に最適化することで、胴体内温度を 80°C という搭載機器の作動温度上限以下に抑えつつ試験環境を十分な時間実現するような、飛行軌道とアブレータ TPS の設計を求めた。エンジン試験環境の持続時間最大化とアブレータ必要厚さ最小化の間にはトレードオフの関係があり、試験環境を 20 秒程度実現するためには、胴体下面と上面のコルクアブレータにそれぞれ約 12 mm と約 8 mm の厚さが必要であるという結果を得た。

今後は、実際に購入可能なアブレータ材料を選定したうえで、その物性値を用いて再度設計を行う必要がある。また、本稿で用いた空力加熱モデルは簡易推算であるため、高精度な CFD や風洞試験の結果を利用することで、

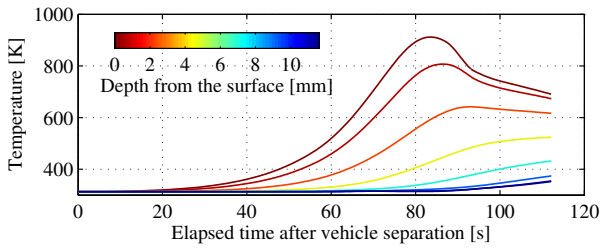
その精度を向上させることが不可欠である。

謝辞

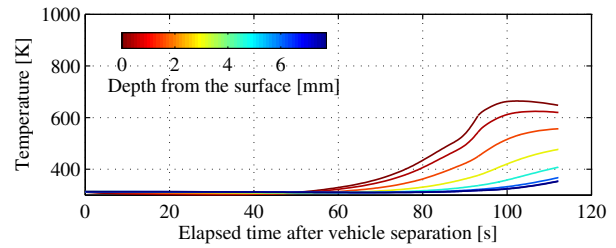
本研究の一部は、JSPS 科研費 基盤研究 (A) 15H02323 による支援を受けた。

参考文献

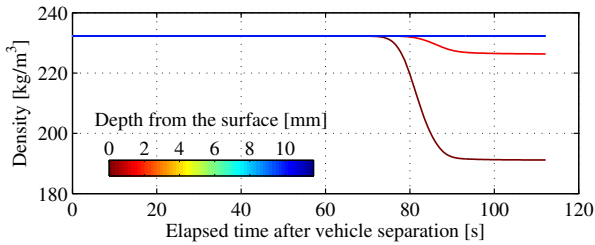
- 1) Taguchi, H., Kobayashi, H., Kojima, T., Ueno, A., Imamura, S., Hongoh, M. and Harada, K.: Research on Hypersonic Aircraft Using Pre-Cooled Turbojet Engines, *Acta Astronautica*, Vol. 73, 2012, pp. 164–172.
- 2) 佐藤哲也, 田口秀之, 土屋武司, 津江光洋, 富岡定毅, 小林弘明, 小島孝之, 藤川貴弘, 天野雄祐: S-520 観測ロケットを用いた空気吸込み式エンジンの極超音速統合制御実験 (HIMICO) 計画, 第 59 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2015.
- 3) Smith, T. R., Bowcutt, K. G., Selmon, J. R., Miranda, L., Northrop, B., Maris, R., Unger, E. R., Lau, K. Y., Silvester, T., Alesi, H., Paull, A., Paull, R. and Dolvin, D. J.: HIFiRE 4: A Low-Cost Aerodynamics, Stability, and Control Hypersonic Flight Experiment, *AIAA Paper 2011-2275*, 2011.
- 4) Pezzella, G., Marini, M., Cicala, M., Vitale, A., Langener, T. and Steelant, J.: Aerodynamic Characterization of HEX-AFLY Scramjet Propelled Hypersonic Vehicle, *AIAA Paper 2014-2844*, 2014.
- 5) 藤川貴弘, 土屋武司, 田口秀之: 観測ロケット利用による極超音速飛行実験に向けた実験機形状・飛行軌道の複合領域最適設計, 日本航空宇宙学会論文集 (採録決定) .
- 6) Williams, S. D. and Curry, D. M.: *Thermal Protection Materials: Thermophysical Property Data*, NASA RP-1289, 1992.



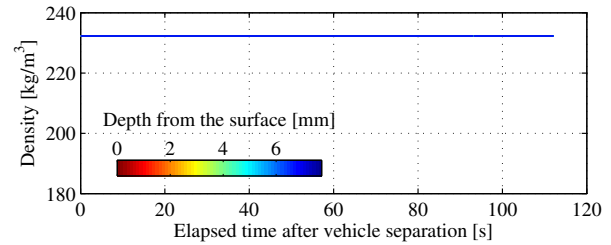
(a) 計算点 1 (胴体下面) における温度



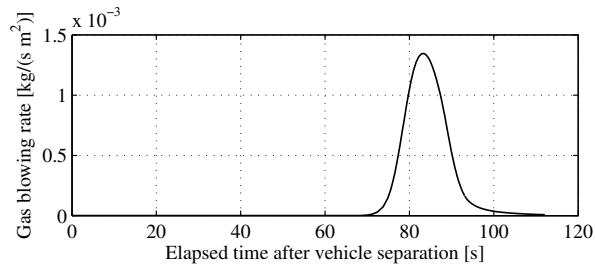
(b) 計算点 2 (胴体上面) における温度



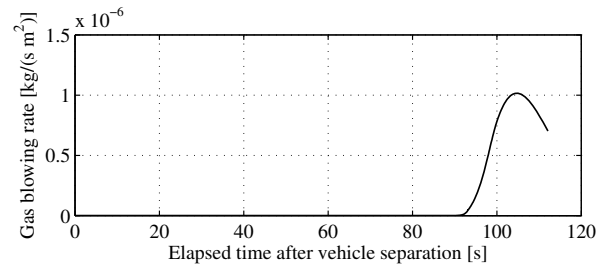
(c) 計算点 1 (胴体下面) におけるアブレータ密度



(d) 計算点 2 (胴体上面) におけるアブレータ密度



(e) 計算点 1 (胴体下面) におけるガス吹き出し流量



(f) 計算点 2 (胴体上面) におけるガス吹き出し流量

図 8 アブレータ TPS の状態時間履歴 (問題設定 1 : アブレータ厚さ制限なしで実験時間を最長化した場合)

- 7) Zimmerman, C., Dukeman, G. and Hanson, J.: Automated Method to Compute Orbital Reentry Trajectories with Heating Constraints, *J. Guid. Control Dynam.*, Vol. 26, No. 4, 2003, pp. 523–529.
- 8) Penland, J. A., Dillon, J. L. and Pittman, J. L.: An Aerodynamic Analysis of Several Hypersonic Research Airplane Concepts from $M = 0.2$ to 6.0, *J. Aircraft*, Vol. 15, No. 11, 1978, pp. 716–723.
- 9) Pittman, J. L.: Application of Supersonic Linear Theory and Hypersonic Impact Methods to Three Non slender Hypersonic Airplane Concepts at Mach Numbers from 1.10 to 2.86, NASA TP–1539, 1979.
- 10) Bonner, E., Clever, W. and Dunn, K.: Aerodynamic Preliminary Analysis System 2. Part 1: Theory, NASA CR–182076, 1991, p. 58.
- 11) White, F. M.: *Viscous Fluid Flow*, McGraw-Hill, Inc., New York, 1974, p. 639.
- 12) Forrester, A. I. J., Sóbester, A. and Keane, A. J.: *Engineering Design via Surrogate Modelling: A Practical Guide*, John Wiley & Sons, Chichester, 2008.
- 13) Hall, I. M.: Inversion of the Prandtl-Meyer Relation, *Aeronaut. J.*, Vol. 79, 1975, pp. 417, 418.
- 14) Eckert, E. R. G.: Engineering Relations for Heat Transfer and Friction in High-Velocity Laminar and Turbulent Boundary-Layer Flow over Surfaces with Constant Pressure and Temperature, *Trans. ASME*, Vol. 78, 1956, pp. 1273–1283.
- 15) Chen, Y.-K. and Milos, F. S.: Ablation and Thermal Response Program for Spacecraft Heatshield Analysis, *J. Spacecraft Rockets*, Vol. 36, No. 3, 1999, pp. 475–483.
- 16) U. S. Standard Atmosphere, 1976, NASA TM–X–74335, 1976.
- 17) Fornberg, B.: *A Practical Guide to Pseudospectral Methods*, Cambridge University Press, Cambridge, 1998.
- 18) Axelsson, O.: Global Integration of Differential Equations Through Lobatto Quadrature, *BIT Numer. Math.*, Vol. 4, No. 2, 1964, pp. 69–86.
- 19) Fujikawa, T. and Tsuchiya, T.: Enhanced Mesh Refinement in Numerical Optimal Control Using Pseudospectral Methods, *SICE J. Control Meas. Syst. Integr.*, Vol. 7, No. 3, 2014, pp. 159–167.
- 20) Benson, D. A., Huntington, G. T., Thorvaldsen, T. P. and Rao, A. V.: Direct Trajectory Optimization and Costate Estimation via an Orthogonal Collocation Method, *J. Guid. Control Dynam.*, Vol. 29, No. 6, 2006, pp. 1435–1440.
- 21) Gill, P. E., Murray, W. and Saunders, M. A.: SNOPT: An SQP Algorithm for Large-Scale Constrained Optimization, *SIAM Review*, Vol. 47, No. 1, 2005, pp. 99–131.
- 22) 天野雄祐, 島村佳成, 砂永和哉, 佐藤哲也, 田口秀之: 観測ロケットを利用した極超音速推進・統合制御実験 (HIMICO) におけるインテークの風洞試験, 平成 26 年度宇宙輸送シンポジウム講演集, 2015.