

観測ロケットを利用した極超音速統合制御実験 (HIMICO) その 2～飛行軌道および誘導制御系の検討

High-Mach Integrated Control Experiment (HIMICO) Part 2: Studies on Flight Trajectories, Guidance, and Control

藤 川 貴 弘^{*1}・要 田 大 輔^{*2}・土 屋 武 司^{*3}・田 口 秀 之^{*4}
Takahiro FUJIKAWA, Daisuke KANAMEDA, Takeshi TSUCHIYA, and Hideyuki TAGUCHI

Key Words: Trajectory Optimization, Guidance and Control, Hypersonic Flight Experiments, Sounding Rockets

Abstract: High-Mach Integrated Control experiment (HIMICO) is a prospective hypersonic flight experiment using an S-520 sounding rocket as a launch vehicle. In this paper, flight trajectories, guidance, and control of the experimental vehicle are studied. A primary objective of the trajectory design is the achievement of the requested conditions for the propulsion system test (i.e., a high Mach number and 50 kPa constant dynamic pressure) for a sufficiently long time. Reference trajectories with designed launch conditions of the sounding rocket which satisfy these requirements are obtained by using trajectory optimization techniques. Additionally, the preliminary design and its Monte Carlo simulation of guidance and control laws installed in the vehicle are conducted.

1. 諸 言

これまで我が国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。その一方で、極超音速飛行技術はそれを構成する技術要素間に強いカップリングを有するため、その研究開発では要素技術レベルに留まらず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、実飛行環境下で諸技術の統合的な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が必須であり、国内外で様々な計画が進められている。

そのなかでも、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¹⁾。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 前後という搭載推進器の試験環境を数十秒間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期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。

本稿では本実験に向けたフィージビリティスタディの 1 つとして、基準飛行軌道の設計と誘導制御系の検討を行う。軌道設計問題を非線形軌道最適化問題として定式化し、それを数値的に解くことで極超音速試験環境を十分な時間持続させることのできる飛行軌道の成立性を評価する。さらに、そのようにして得られた基準軌道を実現するための実験機の誘導制御系の構築を試みる。

2. 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。

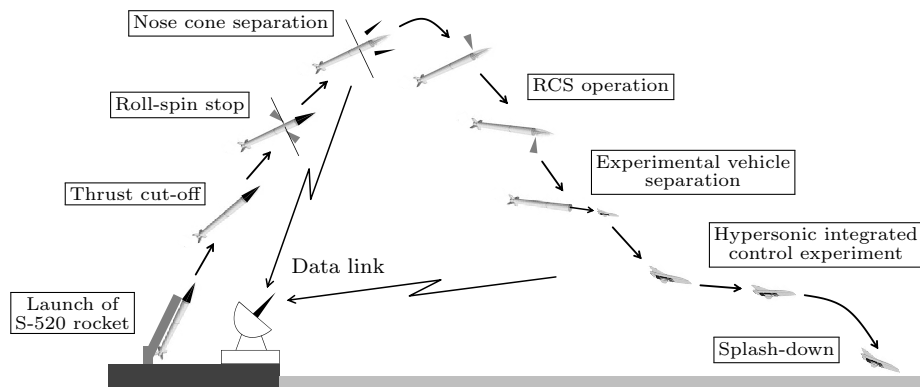
- 1) 小型無人実験機、実験機分離機構、姿勢制御システム (RCS), ダミーウェイトをノーズコーン内に搭載した S-520 観測ロケットを打ち上げる。
- 2) ロケットモータの燃焼終了後、動圧が十分に小さくなり次第、ヨーヨーデスピナー展開とサイドジェット噴射によってロケットのロールスピンを停止し、さらにノーズコーンを開頭する。
- 3) ノーズコーン内に搭載された RCS を作動させ、分離後に実験機が上手く大気圏に再突入できるようにロケット全体の姿勢を変更し、安定させる。
- 4) ロケットから実験機が射出・分離される。動圧が十分に大きくなり次第、空力操舵で姿勢を制御し揚力により飛行軌道を引き起こす。
- 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降ろす。
- 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

^{*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 工学部 航空宇宙工学科

^{*3} 東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻

^{*4} 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

に着水・水没させる。

実験機の機体形状を第2図に示す。リフティングボディ形状をしており、S-520 ロケットのノーズコーン内に収まるサイズとなっている。また、推進器として胴体下部にラムジェットエンジンを搭載している。機体全備質量 m は飛行中一定であるとし、搭載機器および構造設計がまだ確定していないことを考慮して $m = 35 \text{ kg}$ の場合を基準として検討を行いつつも、機体質量が増加した際の影響も評価する。重心は図中に示すように、機体前縁より後方に全長の54%かつ胴体前縁と同じ高さの位置にあると仮定する。重心のこの前後方向位置は、実験機がその飛行エンベロープ内で常に迎角静安定性を有するという条件の下、最も後方に設定したものである。その計算は第3章で説明する簡易推算法により得た空気力に基づいている。エレボンは主翼に対してコード方向に40%、スパン方向に85%を占め、ラダーは垂直尾翼に対してコード方向に25%、スパン方向に100%を占める。

3. 空気力推算

飛行軌道設計と誘導制御系検討について論じる前に、これらの作業で必要となる実験機の空力データベースの構築方法を説明する。比較的大規模な空力データベースの作成が必要であることと飛行領域が極超音速であることを考慮して、本稿では簡易推算法である Local Surface Inclination 法を

用いて空気力を算出する。具体的には、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、各パネル間の主流に対する前後関係を考慮して、圧縮側であっても主流から見て影になっているパネルの圧力係数は0としており、さらに、胴体底面の剥離域の圧力も別途適当な方法で計算している。摩擦力は経験的推算式である van Driest の方法を用いて算出する。

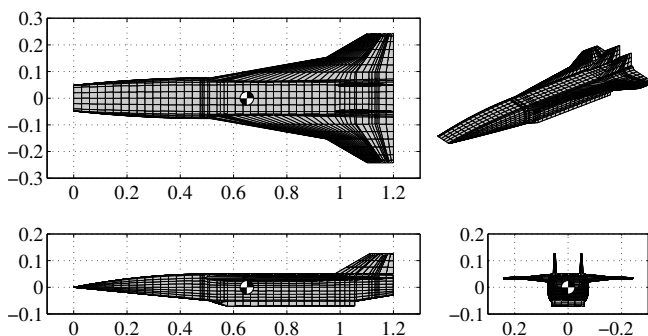
詳細な説明は省くが、1) 軌道設計用、2) 誘導則構築ならびにシミュレーション用、3) 姿勢制御系シミュレーション用、の3つの空力データベースをそれぞれ必要な入出力変数のもとに構築する。例えば姿勢制御系シミュレーション用の空力データベースでは、入力マッハ数・迎角・横滑り角・右エレボン舵角・左エレボン舵角・ラダー舵角の6次元とし、出力は全機6分力の6次元となる。このようにして得られたテーブルデータを補間することで、ある飛行状態における空気係数が算出され実験機の軌道・姿勢運動の計算に用いられる。補間法として、軌道設計用と誘導則用には3次自然スプライン補間、姿勢制御系用には線形補間を使う。

静的気象モデルは、U. S. Standard Atmosphere 1976²⁾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。

4. 飛行軌道の設計

本飛行実験の目的は、極超音速輸送機の巡航時や宇宙往還機の上昇時に予想される環境を実現し、その下で推進器、機体設計、誘導制御手法等の統合的な実証試験を実施することである。本稿では搭載推進器の試験のために満たさなければならない環境を以下のように定める。

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



第2図 実験機の形状 (単位: m)

式 (3) の条件は、推進器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する。

4.1 運動モデルおよび軌道制約 実験機の運動は、地球の丸みと自転を考慮した上で鉛直 2 次元面内の質点の運動方程式を用いて記述する。搭載可能な推進剤量は限られるため推力持続時間は短く、推力の機体運動への影響は無視する。機体にはたらく空気力のモデルは第 3 章の手順にしたがって構築する。

次に、“重心まわりのピッチングモーメント = 0” という静的トリム条件を導入する。質点の運動方程式にこのトリム条件を加えた状態方程式の解は、剛体の運動方程式に特異摂動法を適用しピッチ角速度とピッチ角加速度の変動を凍結させた場合の 0 次の Outer Solution であると見做すことができる³⁾。静的トリム条件を課すことにより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。また、エレボン舵角の時間履歴が得られることでエレボンヒンジ周りにかかるモーメントの推算も可能になる。

上述の運動モデルに加え、空気力による荷重倍数、迎角 α 、迎角速度 $\dot{\alpha}$ に対する以下のような制限を軌道拘束として課す。

$$\begin{cases} \sqrt{L^2 + D^2}/mg_0 \leq 6 & : \text{構造設計の制約} \quad (4) \\ -10 \text{ deg} \leq \alpha \leq 30 \text{ deg} & : \text{トリム維持の制約} \quad (5) \\ -2 \text{ deg/s} \leq \dot{\alpha} \leq 2 \text{ deg/s} & : \text{姿勢制御の応答} \quad (6) \end{cases}$$

但し、 g_0 は地上での重力加速度 9.807 m/s^2 であり、 L と D はそれぞれ揚力および抗力を表す。

4.2 軌道最適化問題の定式化 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全備質量と射角によってのみ決まるため、軌道最適化を適用するのはシーケンス 4 と 5 に限定するのが適当である。打ち上げ時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、シーケンス 1-3 における飛行軌道を S-520 ロケットの空力データと推力データに基づき事前にシミュレーションしておく。その際、打ち上げ時質量は 2100 kg から 50 kg 刻みで 2800 kg まで、射角は 60 deg から 1 deg 刻みで 70 deg まで、にそれぞれ設定し都合 165 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乾燥質量と推進剤質量の和は 2035 kg であり、打ち上げ時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。そしてシーケンス 3 の終端状態を初期条件とする軌道最適化問題を解くことで、各打ち上げケースでの最適軌道を得る。

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 およびフェーズ 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。但し、そのような打ち上げ条件ではロケットの上昇軌道自体に空力加

熱や動圧等の問題があることが予想されるため、別途検討が必要である。状態変数は高度 $h [\text{m}]$ 、速度 $v [\text{m/s}]$ 、経路角 $\gamma [\text{deg}]$ 、迎角 $\alpha [\text{deg}]$ で、制御変数は迎角速度 $\dot{\alpha} [\text{deg/s}]$ である。フェーズ 2 には推進器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。次に評価関数として、

$$\min. J := -\left(t_f^{(2)} - t_0^{(2)}\right) + \frac{1}{4} \int_{t_0^{(1)}}^{t_f^{(2)}} \dot{\alpha}^2 dt \quad (7)$$

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し、 t_0 と t_f はそれぞれ初期時刻 $[\text{s}]$ と終端時刻 $[\text{s}]$ である。

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⁴⁾を備えた Legendre-Gauss 擬スペクトル法^{5,6)}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種である。擬スペクトル法は定次かつ低次の陰的 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。適応メッシュ細分化法の利点として、望んだ精度の解がより短時間で得られることに加え、ユーザが初期推定解を詳細に設計しなくても安定して最適解に収束することも挙げられる。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⁷⁾を用いて解く。

4.3 計算結果およびその考察 最適化計算によって得られた、機体質量 35 kg の場合の各打ち上げ条件における試験環境持続時間を第 1 表にまとめる。また、機体質量が現在の想定を超えて 50 kg となった際の結果を第 2 表に示す。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実験機が分離時に持つ力学的エネルギーが大きくなるため、試験環境の持続時間が長くなるのは自然である。しかし、打ち上げ時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出来ないと、動圧は式 (2) で定義される範囲に留まることが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、表の右側のほうの打ち上げ条件のように打ち上げ時質量が大きすぎるとマッハ 4.0 以上という条件を満たすことができなくなる。本稿では、打ち上げ時質量 2500 kg 、射角 65 deg の場合を基準軌道に採用し検討を進める。

第 1 表と第 2 表を比較すると、実験機の機体質量が 50 kg に増加することで試験環境の持続時間が長くなるケースもあるものの、軌道引き起こしが可能な打ち上げ条件の範囲は狭くなる。これは、機体にはたらく空気力の大きさが慣

第 1 表 試験環境持続時間 (機体質量 35 kg)

Unit: s

		Initial mass of an S-520 rocket [kg]														
		2100	2150	2200	2250	2300	2350	2400	2450	2500	2550	2600	2650	2700	2750	2800
Launch angle [deg]	60	—	99.9	93.1	83.9	73.9	63.7	53.4	42.8	32.4	22.0	12.5	—	—	—	—
	61	—	—	—	80.7	71.8	62.8	53.4	43.7	34.1	24.7	15.5	7.2	—	—	—
	62	—	—	—	75.7	68.8	60.7	52.3	43.5	34.7	26.0	17.6	10.0	—	—	—
	63	—	—	—	—	64.4	57.6	50.3	42.3	34.2	26.4	18.6	11.6	—	—	—
	64	—	—	—	—	58.6	53.8	47.1	40.0	33.0	25.8	18.7	12.2	5.8	—	—
	65	—	—	—	—	44.4	48.6	43.5	37.2	31.0	24.5	18.1	12.2	6.3	—	—
	66	—	—	—	—	—	42.3	38.8	33.7	28.3	22.5	16.9	11.5	6.1	—	—
	67	—	—	—	—	—	—	33.2	29.5	25.0	20.0	14.8	10.3	5.4	—	—
	68	—	—	—	—	—	—	27.2	24.9	21.2	16.9	12.8	8.6	—	—	—
	69	—	—	—	—	—	—	—	18.9	16.8	13.7	10.3	6.4	—	—	—
	70	—	—	—	—	—	—	—	13.9	12.4	10.3	7.3	—	—	—	—

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

第 2 表 試験環境持続時間 (機体質量 50 kg)

Unit: s

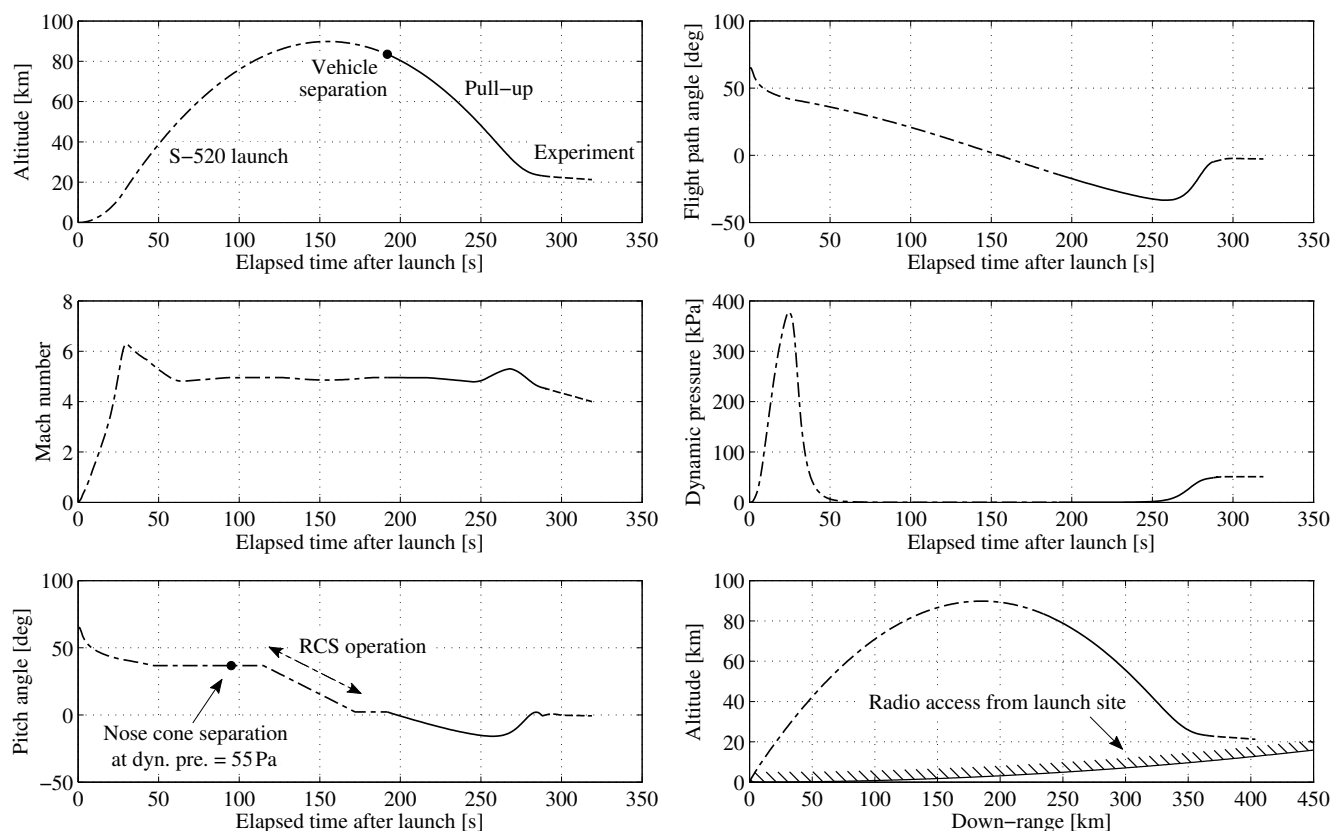
		Initial mass of an S-520 rocket [kg]														
		2100	2150	2200	2250	2300	2350	2400	2450	2500	2550	2600	2650	2700	2750	2800
Launch angle [deg]	60	—	—	95.7	89.2	79.4	68.6	57.7	46.6	35.4	23.9	12.9	—	—	—	—
	61	—	—	—	81.9	75.0	65.6	55.7	45.6	35.9	25.5	15.5	5.8	—	—	—
	62	—	—	—	72.7	68.5	61.3	52.7	43.4	34.5	25.4	16.5	7.6	—	—	—
	63	—	—	—	—	60.0	55.5	48.6	40.2	32.2	24.1	16.3	8.3	—	—	—
	64	—	—	—	—	—	48.0	43.3	36.1	28.8	21.7	14.8	7.8	—	—	—
	65	—	—	—	—	—	39.9	36.4	31.1	24.9	18.5	12.5	6.4	—	—	—
	66	—	—	—	—	—	—	28.0	24.9	20.0	14.9	9.4	—	—	—	—
	67	—	—	—	—	—	—	—	17.8	14.5	10.5	6.1	—	—	—	—
	68	—	—	—	—	—	—	—	8.4	8.4	6.0	—	—	—	—	—
	69	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
70	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	

性質量に比して相対的に小さくなるため、同じ飛行条件下では抗力による速度減少が緩やかになるものの、揚力による軌道変更が困難になるからである。

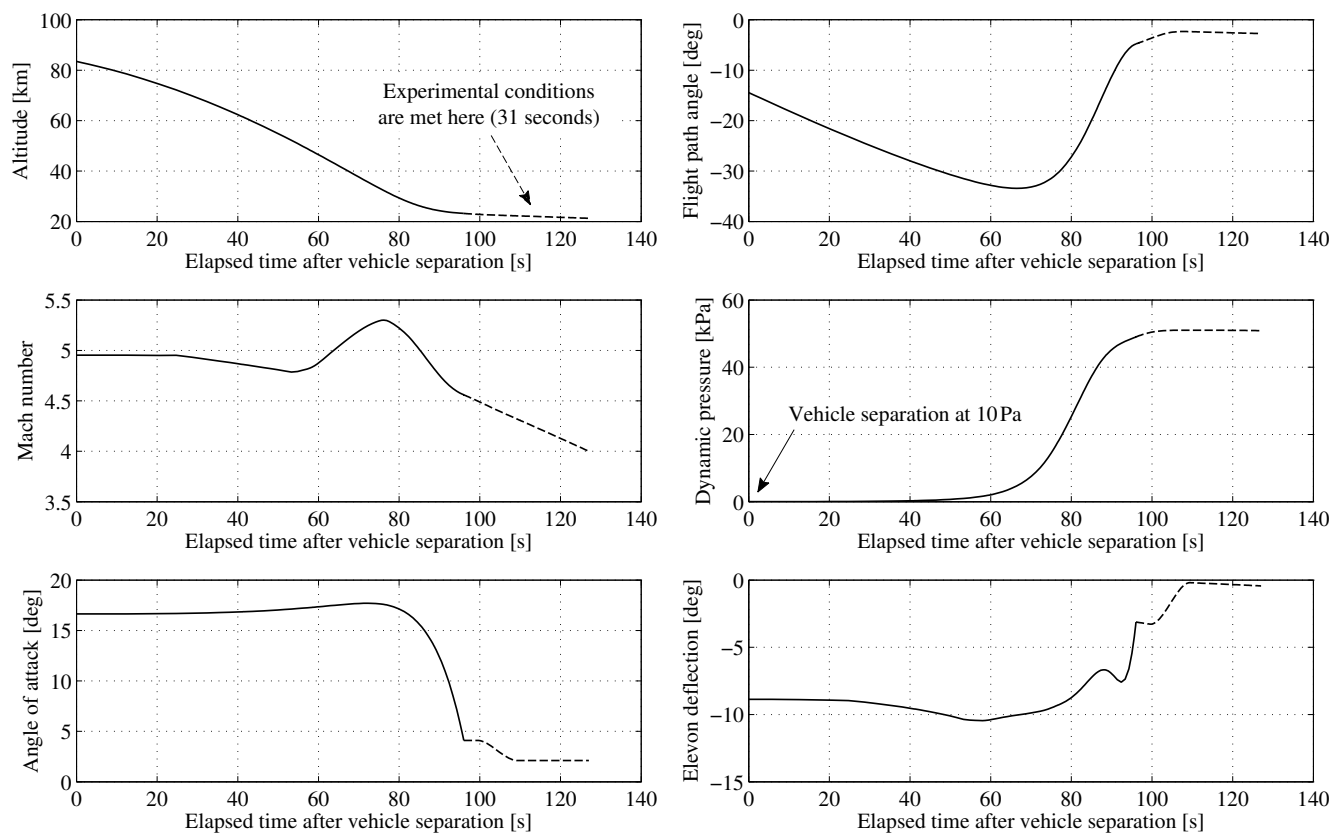
機体質量が 35 kg の場合の基準軌道を第 3 図に示す。観測ロケットは最高高度約 90 km に達した後に大気圏に再突入し、動圧が 10 Pa に上昇した時点で実験機を分離する。その後、実験機は揚力により軌道を引き起こし、一定動圧 50 kPa の軌道に入ることによって試験環境が実現される。試験環境終了後、海面に着水するまでの軌道は未計算であり、今後の検討課題である。実験機の分離はロケットが持つピッチ角のまま行うことを想定しているため、ノーズコーンの開頭後に内部に搭載した RCS を作動させ、再突入に望ましい姿勢になるようにロケット全体のピッチ角の変更と安定化を実施する。本稿では詳細な説明は省くが、この姿勢変更に必要な窒素ガス量の見積もりも行っており、搭載可能な量であることを確認している。高度-ダウンレンジの図で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 4 図は S-520 ロケットから分離後の実験機単体での飛

行軌道を基準軌道から抜粋したものである。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やっと経路角が増加して滑空飛行へ移行する。同じ射角のもとでは打ち上げ時質量が小さいほど、この引き起こしのための迎角は大きくなり、その射角における実行可能な最小打ち上げ時質量の軌道では上限値である 30 deg をとる。なお、基準軌道の打ち上げ条件のまま実験機の機体質量が 50 kg に増加した場合には最適な引き起こし迎角は 21 deg 程度となる。試験環境が始まる 20 秒ほど前から迎角は引き下げられ、試験環境が開始した後は迎角は 2–4 deg 程度に落ち着く。その間、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 31 秒間継続する。図中のエレボン舵角は第 4.1 章で説明したように、トリムをとりつつ飛行した際の舵角の近似値である。エレボン舵角は左右共に下に打つすなわち頭下げモーメントを発生させる向きを正としている。また、この舵角時間履歴から舵面ヒンジにかかるモーメントを計算し、それを保持できる舵面駆動アクチュエータを選定している。



第3図 基準軌道 (機体質量 35 kg, 打ち上げ時質量 2500 kg, 射角 65 deg)



第4図 実験機分離後の基準軌道 (機体質量 35 kg, 打ち上げ時質量 2500 kg, 射角 65 deg)

5. 誘導則の構築およびシミュレーション

機体にはたらく空気力やロケットからの分離時の状態などに不確かさがあつたとしても、実験機を 1) 動圧 50 kPa の軌道に滑らかに投入し、2) その後それを維持することが誘導則の目的である。本稿ではそのそれぞれを誘導フェーズ 1 および 2 と呼ぶ。誘導則は航法系によって推定された各種状態量にしたがって基準軌道からのずれを補償するように姿勢制御系に迎角・横滑り角・バンク角のコマンド値を供給する。本実験機は航法系として MEMS IMU と GPS の複合システムを採用し、さらにエアデータシステム (ADS) も搭載する予定である。

誘導フェーズ 2 に関しては、動圧 50 kPa を一定な目標値とし、この目標値と ADS によって測定された推定値の間の誤差に基づいて次のように時刻 $i\Delta_g$ [s] における迎角コマンド値 α_c [deg] を計算する。なお、誘導コマンド値は $\Delta_g = 0.5$ s 毎に更新し、 i はその i 番目のステップであることを表す。

$$\alpha_c(i\Delta_g) = \alpha_0 + K_p [q_e(i\Delta_g) - 50] \quad (8)$$

但し、 q は動圧 [kPa] であり、添え字 e と c はそれぞれ航法系から渡された推定値ならびに誘導コマンド値であることを示す。また、 K_p は誘導比例ゲインであり、 $K_p = 0.5$ を採用する。さらに、 α_0 [deg] は誘導フェーズ 1 における迎角の終端コマンド値である。

対して、誘導フェーズ 1 の期間中は動圧が急激に変化し、単純な法則として誘導則を導くことが困難であつた。単純な法則に依らない誘導として、各時刻でその時点を初期状態とした軌道最適化問題を逐一解くことが考えられる (実時間最適制御) が、本実験機で採用するには計算コストが高すぎる。そこで、事前に様々な初期条件のもとでの最適軌道を求めたうえでオンボードコンピュータにその情報を格納し、実際の飛行中に航法系により推定された飛行状態に最も近い条件に対する最適迎角値を迎角のコマンド値とする。大まかな手順は以下の通りである。

- 1) 誘導フェーズ 1 は第 4.2 章における軌道最適化問題定式化のフェーズ 1 に対応する。そこで、それに対する最適軌道を高度・速度・経路角の初期条件が異なる $7^3 = 343$ 個のケースで事前に計算しておく。各ケースに対して、100 点の等間隔離散時刻における最適迎角とその時のエレボントリム舵角を求める。
- 2) 得られた 171500 要素の 3 次元テーブルデータをオンボードコンピュータに格納する。これは 343 (初期条件数) と 100 (離散時刻数) と 5 (高度・速度・経路角・迎角・エレボン舵角) の組み合わせから成る。
- 3) 飛行中に航法系により推定された [高度, 速度, 経路角]^T のベクトルに最も近いものを $343 \times 100 = 34300$ 個の中から探し出し、それに対応する迎角とエレボン舵角を制御系に渡す。ベクトル間の近接度は、その要素をスケールしたうえで L2 ノルムを用いて測る。
- 4) ステップ 3 において最近傍として採用したデータが終

端時刻のものであつたなら、その際の迎角コマンド値を α_0 に格納したうえで誘導フェーズ 2 に移行する。そうでなければ Δ_g s 後に再度ステップ 3 を実行し、コマンド値を更新する。

上述の手順で生成された迎角誘導コマンド値はそのままでは不連続であるので、リミッタ (-5-10 deg) とレートリミッタ (誘導フェーズ 1 の間は 4 deg/s, フェーズ 2 では 2 deg/s) を施す。また、誘導フェーズ 1, 2 共に横滑り角とバンク角のコマンド値は定常的に 0 とする。誘導フェーズ 1 にて 1 回の誘導計算に要する時間はラップトップ PC を用いて約 0.001 s であり、オンボードコンピュータにおいても実時間で実行可能であろう。

本誘導則の有用性を確認するために、モンテカルロシミュレーションを実施する。本来であれば姿勢制御系と統合して 6 自由度の飛行シミュレーションを行うべきところであるが、第 6 章で説明するように姿勢制御系は現在構築途上である。そこで、本稿では誘導則単体の性能を評価するために 3 自由度の質点運動モデルに修正を加えることで剛体運動の近似的なシミュレーションを行う。姿勢運動 (制御) に関して、時刻 $t \in [j\Delta_c, (j+1)\Delta_c]$ における迎角 $\alpha(t)$ およびバンク角 $\phi(t)$ を以下のようにモデル化する。なお、 j は制御ステップのインデックスであり、制御頻度 Δ_c は 0.05 s に設定する。

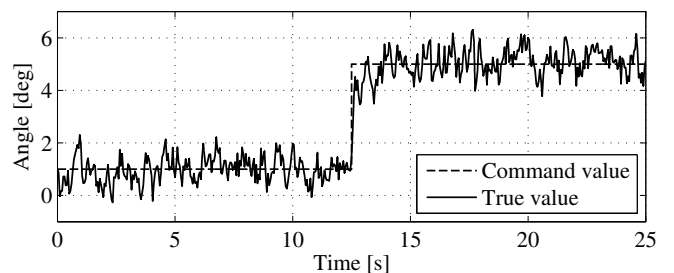
$$\begin{aligned} \alpha(t) = & \alpha(j\Delta_c) \\ & + \frac{q(j\Delta_c)}{50} \frac{\alpha_c(j\Delta_c) - \alpha_e(j\Delta_c)}{\tau_\alpha} (t - j\Delta_c) \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \phi(t) = & \phi(j\Delta_c) \\ & + \frac{q(j\Delta_c)}{50} \frac{\phi_c(j\Delta_c) - \phi_e(j\Delta_c)}{\tau_\phi} (t - j\Delta_c) \end{aligned} \quad (10)$$

但し、応答の時係数 τ_α, τ_ϕ には以下の値を採用する。

$$\tau_\alpha = 0.05 \text{ s}, \quad \tau_\phi = 0.05 \text{ s} \quad (11)$$

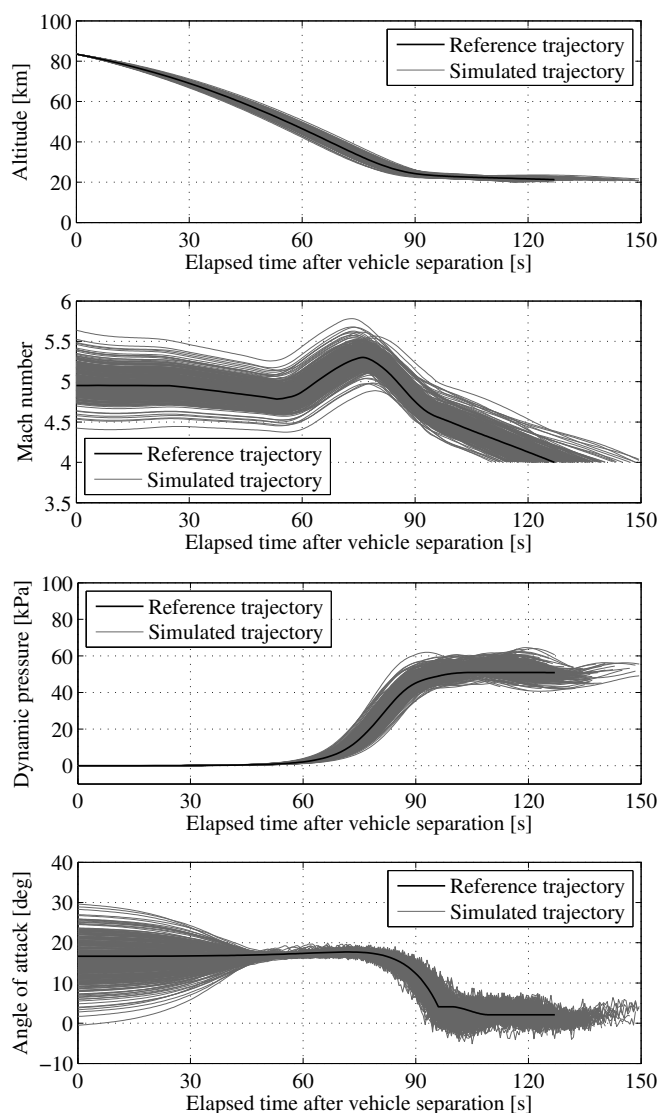
このモデルではステップ j 開始時 ($t = j\Delta_c$) におけるコマンド値と推定値の差ならびに飛行動圧に比例して角速度が誘起され、ステップ $j+1$ に到達する ($t = (j+1)\Delta_c$) まですなわち制御計算により舵角が更新されるまでその角速度が維持される。本モデルのもと、コマンド値がステップ状に変化した際の応答の一例 (動圧 20 kPa の場合) を第 5 図に示す。コマンド値の変化に追従するように制御が行わ



第5図 誘導則シミュレーションのための姿勢運動モデル

第3表 誘導則モンテカルロシミュレーションにおける不確かさ

	Parameter	σ value	Parameter	σ value
Initial	Air speed	50 m/s	Flight path angle	1 deg
	Angle of attack	5 deg	Bank angle	5 deg
Aero	Lift coefficient	5 %	Drag coefficient	5 %
	Reference area	5 %		
Nav.	Altitude	10 m	Air speed	30 m/s
	Flight path angle	1.5 deg	Angle of attack	1 deg
	Bank angle	1 deg	Dynamic pressure	1 kPa

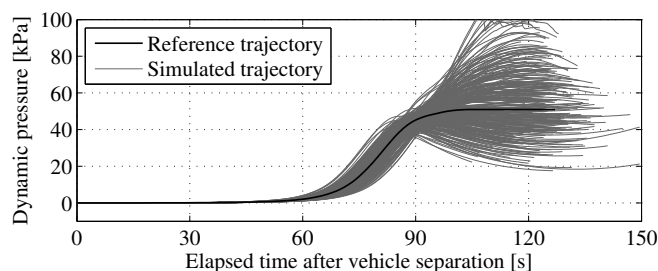


第6図 閉ループ誘導則のモンテカルロシミュレーション (試行数 300)

れるのに加え、コマンド値が一定であっても航法誤差に起因して常に角速度を持つ。横滑り角は常に0であるとする。

運動モデル内では搭載推進器が発生する推力の機体運動に対する影響は無視し、機体質量は35 kgとする。また、空力モデルは第3章の手順にしたがって構築する。

以上の誘導則と運動モデルのもと、モンテカルロシミュ



第7図 開ループ誘導則のモンテカルロシミュレーション (試行数 300)

レーションを実施する。第3表に不確かさを考慮した物理量とその標準偏差を示す。初期条件は基準軌道における実験機分離条件すなわち高度83.5 km、速度1376 m/s、経路角-14.4 deg、迎角16.6 deg、バンク角0 degに上述の不確かさを付与したものであり、シミュレーションはマッハ数が4.0に低下して試験環境が終了するまで行う。試行数300回のモンテカルロシミュレーションの結果を重ねてプロットしたものを第6図に示す。初期条件や機体にはたらく空気力に不確かさが存在しさらに航法誤差がある中でも動圧50 kPa程度を達成し、さらにそれを維持できている。それに対して、第4図の基準軌道の迎角履歴をそのまま開ループの誘導コマンド値として利用した場合には、第7図のように目標とする試験動圧を安定して実現できない。

6. 姿勢制御系の構築およびシミュレーション

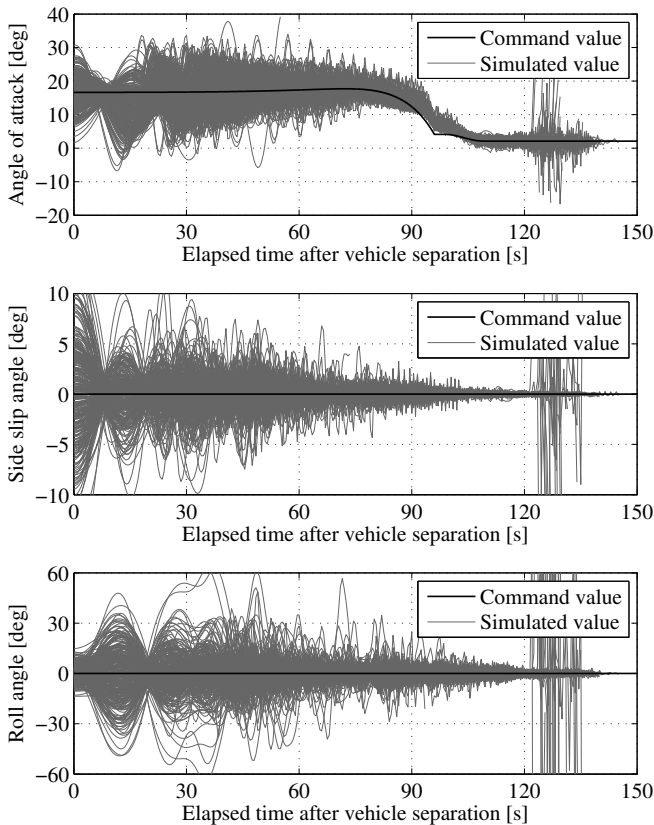
姿勢制御系の役割は誘導則から供給される迎角・横滑り角・バンク角のコマンド値に実際の値を追従させることであり、そのための左右エレボンおよびラダーの3舵面の角度を一定時間毎に計算する。その結果は舵面アクチュエータのドライバに伝えられ、舵面が駆動される。本稿では多くの実績を持つ古典的なPIDコントローラを制御系に採用し、予め決定しておいた制御ゲインを実験機分離後の経過時間に応じて切り替える(ゲインスケジューリング)。なお、試行錯誤的に調整を行うことでスケジューリング数を3に設定し、その各々でのゲインの値を設計している。制御は第4章の基準軌道設計で得られたピッチングトリム点の周りでを行い、制御誤差から舵角増分を0.05 s毎に計算し、それをエレボントリム舵角(第4図を参照のこと)に足すことで舵角目標値を得る。

次に飛行シミュレータについて説明する。空力モデルは第3章の手順にしたがって構築・実装している。運動モデルには6自由度非線形運動方程式を用い、搭載推進器が発生する推力の機体運動に対する影響は無視する。実際には推力発生に伴う機体表面の圧力分布変化などによってトリム点が変化するため、この点は今後の重要検討事項である。また、左右エレボンおよびラダーの舵角に関して、リミッタ30 degとレートリミッタ90 deg/sを課す。機体質量は35 kgとし、慣性モーメントは機体形状を基に推算している。

以上の姿勢制御系と飛行シミュレータのもと、モンテカルロシミュレーションを実施する。第4表に不確かさを考慮した物理量とその標準偏差を示す。初期条件は基準軌道にお

第4表 姿勢制御系モンテカルロシミュレーションにおける不確かさ

	Parameter	σ value	Parameter	σ value
Initial	Air speed	50 m/s	Flight path angle	1 deg
	Angle of attack	5 deg	Side slip angle	5 deg
	Roll angle	5 deg		
Nav.	Angle of attack	1 deg	Side slip angle	1 deg
	Roll angle	1 deg		



第8図 姿勢制御系のモンテカルロシミュレーション (試行数 300)

ける実験機分離条件すなわち高度 83.5 km, 速度 1376 m/s, 経路角-14.4 deg, 迎角 16.6 deg, 横滑り角 0 deg, ロール角 0 deg に上述の不確かさを付与したものである。本稿では第5章で構築した閉ループ誘導則との統合シミュレーションは実施せず, 基準軌道の迎角履歴を開ループ誘導コマンドとして, それへの追従性能を評価する。加えて, 横滑り角およびロール角のコマンド値を定常的に 0 とする。試行数 300 回のモンテカルロシミュレーションの結果を重ねてプロットしたものを第8図に示す。コマンド値への収束と追従の性能が良くないことに加えて, 飛行の終盤で発散している試行もあり, ゲインの設計が今後の課題である。極超音速飛翔体の運動では姿勢角速度が誘起する速度が主流

の速度に比べて小さいため, 姿勢運動に働く減衰力が相対的に小さくなる。これを踏まえると姿勢運動の振動を収束させるためには微分ゲインを大きめにとることが必要であると思われるが, そうすると航法誤差に弱くなるという困難が生じる。横滑り角を持つとローリングモーメントが発生する ($C_{l\beta}$) が, これが空力操舵では相殺できなくなるとロール回転に陥ってしまうという問題も観察された。

7. 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, 実験機の飛行軌道の設計と誘導制御系の検討を実施した。軌道設計においては軌道最適化手法を用い, ロケットの打ち上げ条件も設計対象に含めることで試験環境を 30 秒程度実現し, かつ射場からの電波リンクを確保できるような基準軌道が得られた。その後, 基準軌道からのずれを補償するための誘導則を構築し, モンテカルロシミュレーションによってその有効性を確認した。同様に姿勢制御系の設計にも着手したが, 十分な制御性能は達成できていないのが現状である。

今後の課題には, 制御系を完成させたうえで閉ループ誘導則と統合してシミュレーションを行うことが挙げられる。また, その際には現状では無視している搭載ラムジェットエンジン推力の影響を考慮する予定である。さらに, それらを総合して着水までの飛行軌道全体の分散を評価しようと考えている。

参 考 文 献

- 1) 佐藤哲也, 田口秀之, 土屋武司, 津江光洋: 観測ロケットを利用した極超音速統合制御実験 (HIMICO) その 1~実験概要, 平成 25 年度宇宙輸送シンポジウム講演集, 2014.
- 2) U. S. Standard Atmosphere, 1976, U. S. Government Printing Office, 1976.
- 3) Naidu, D. S. and Calise, A. J.: Singular Perturbations and Time Scales in Guidance and Control of Aerospace Systems: A Survey, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 24, No. 6, 2001, pp. 1057-1078.
- 4) Fujikawa, T. and Tsuchiya, T.: Enhanced Mesh Refinement in Numerical Optimal Control Using Pseudospectral Methods, SICE Journal of Control, Measurement, and System Integration (Accepted for Publication).
- 5) 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, 2006, pp. 1435-1440.
- 6) Garg, D., Patterson, M., Hager, W. W., Rao, A. V., Benson, D. A., and Huntington, G. T.: A Unified Framework for the Numerical Solution of Optimal Control Problems Using Pseudospectral Methods, Automatica, Vol. 46, No. 11, 2010, pp. 1843-1851.
- 7) 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.