

1G06 次期基幹ロケットを想定した大気中誘導の検討

○服部和恵, 林健太郎 (三菱スペース・ソフトウェア (株)),
横田清美 (宇宙航空研究開発機構)

Kazue Hattori, Kentaroh Hayashi (MSS) and Kiyomi Yokota (JAXA)

Key Words: Launch Vehicle, Endoatmospheric Guidance, H-3

Abstract

The ascent guidance of a launch vehicle is generally applied in exo-atmospheric phase. Japanese next generation launch vehicle, H-3 is considered to fly in atmospheric phase relatively long time compared to current workhorse H-IIA rocket. This means that the first stage guidance duration of H-3 could be shorter than H-IIA, trajectory dispersion be bigger, more propellant be used. To solve this problem, simplified endo-atmospheric guidance is proposed. This guidance can be applied in atmospheric phase, and also execution time with on-board computer may well be reasonable. This paper describes the proposed guidance and simulation results.

1. はじめに

液体ロケットに搭載する誘導は、ロケットを所定の軌道に投入すべく、センサ情報に基づく現在の状態量（位置、速度）を入力として、最適な要求姿勢プロファイルとカットオフ時刻を計算する機能である。風の影響やロケット機体の誤差などにより、ノミナル軌道からずれた経路を飛行した場合でも、この誘導機能により精度よく目標軌道に投入することができる。

ただし、打ち上げ直後の大気の影響が大きい区間では、このように状態量をフィードバックするような誘導を実施せず、計画通りの姿勢で飛行することが一般的である。大気の影響を考慮して、リアルタイムで最適な要求姿勢プロファイルとカットオフ時刻を計算することが難しいと考えられていたためである。誘導計算は、大気の影響が十分小さくなってから開始することになる。

現在開発が予定されている次期基幹ロケットでは、第 1 段において比較的長時間、大気の影響を受ける区間を飛行する可能性が高い。この場合、第 1 段で誘導できる時間が短くなってしまふ。

そこで、次期基幹ロケットへの搭載を想定し、大気の影響が残る飛行フェーズから誘導可能な方式を検討した。本稿では、検討した誘導方式の概要と、シミュレーション結果等を示す。

2. 検討の背景

本検討では、次期基幹ロケットのモデルケースの一つである、2 段式、液体ロケットブースター (LRB) 付きの機体コンフィギュレーションによる静止遷移軌道 (GTO) を対象とした (図 1 参照)。

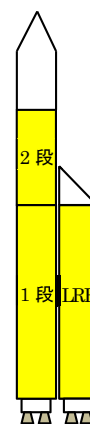


図 1 次期基幹コンフィギュレーション (GTO) のモデルケース^{1),2)}

この GTO 軌道では、第 1 段フェーズにおいて大気の影響を受ける区間が H-IIA ロケットと比較して長い。ここで、大気の影響は動圧により代表される。H-IIA と次期基幹 GTO における第 1 段の動圧イメージを図 2 及び図 3 に示す。図 2 のとおり、H-IIA ではピーク時の動圧は高いがその後急速に減少している。このため、フェアリング (FRG) 分離前から 1 段カットオフ (MECO) まで誘導計算を実施している。

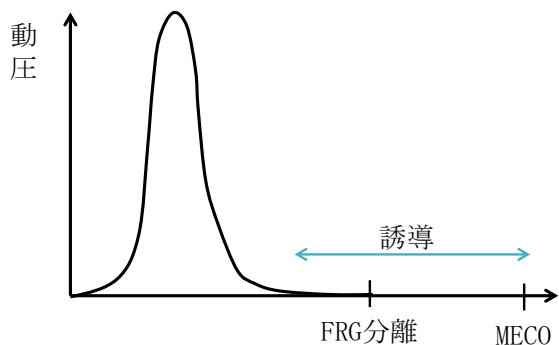


図2 H-IIA 1段の動圧イメージ

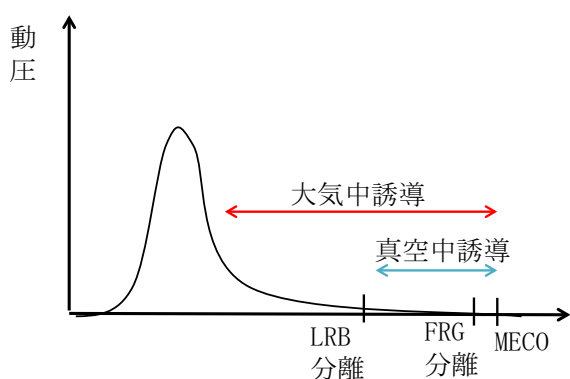


図3 次期基幹 GTO 1段の動圧イメージ

一方、次期基幹 GTO では、図 3のとおり動圧のピークは低い、減少傾向が緩やかであり、H-IIA と同様の条件で誘導（図中では「真空中誘導」）を適用する場合、1段カットオフまでの誘導計算区間が H-IIA に比べだいぶ短くなってしまいます。誘導計算区間が短くなるということは、1段フェーズで発生した誤差を十分に小さくできず、2段フェーズで軌道修正するための推進薬消費量が増えることを意味する。

2段推進薬消費量を抑え、ロケットとしての性能を向上させるために、動圧が残っている区間、つまり図 3中の赤矢印区間においても誘導できる「大気中誘導」について検討した。

3. 大気中誘導の概要

大気中での誘導を実現するためには、ダイナミクスとして大気の影響を考慮するとともに、飛行体に課せられる制約を満足しつつ飛行することが必要となる。今回の検討では、「全迎角と動圧の積」に対する制約を考慮することとした。

はじめに、この問題を最適制御理論として数値的に解くことを検討した。しかし、大気の影響を全て

取り込み、イタレーションにより解を収束させて最適な制御量を求める必要があり、非常に大量な計算となる³⁾。この手法では計算時間がかかりすぎる可能性が大きく、搭載ソフトウェアとしては現実的ではないと判断した。

次に検討したのが、現行の H-IIA でのステアリング則⁴⁾に基づき、大気中での要求姿勢を近似的に算出する手法である。この手法でも、大気の影響を考慮して数値積分を行うが、先に説明した手法に比べると格段に計算量を減らすことができる。

4. シミュレーション内容

3章で示した簡易的な大気中誘導を行う実験的なプログラムを作成し、シミュレーションを実施した。誘導計算は 1Hz で実施した。

シミュレーションの条件を図 4に示す。大気中誘導は、大気の影響が残る L/O 後 80 秒に開始した。

大気の影響を考慮しない H-IIA での誘導と比較するため、LRB 分離以降の大気の影響が十分小さくなってから H-IIA の誘導を適用する「現行誘導」、大気中から H-IIA の誘導を適用する「大気を無視した誘導」についてもシミュレーションを行った。

図 4中の「MECO を目標」「SECO を目標」は、誘導計算がどの時点の軌道を目指して飛行するかを表している。現行の H-IIA の誘導では、1段飛行中に1段エンジン燃焼停止時 (MECO) を目標にすることしかできないが、次期基幹ロケットの誘導では1段飛行中から2段エンジン燃焼停止時 (SECO) を目標とすることができるよう、別途検討を行っている。LRB 分離以降の誘導においては、この検討中の機能を利用した。

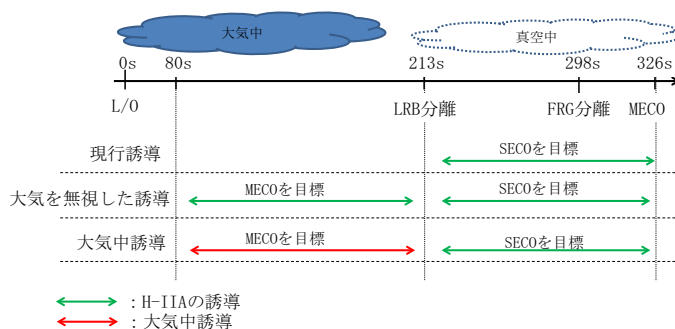


図4 シミュレーション条件

図 4で示した各条件に対して、表 1のノミナル及び誤差ケースのシミュレーションを行った。

表 1 シミュレーションケース一覧

ケース番号	ケース内容	誤差値
0001	ノミナル	—
1042	第1段推力	+ 1.97 %
1043	第1段推力	- 1.97 %
1090	空力係数 (軸力)	+ 15.0 %
1091	空力係数 (軸力)	- 15.0 %
4010	95% ヘッド・ウインド	—
4011	95% テイル・ウインド	—
4012	95% ライト・ウインド	—
4013	95% レフト・ウインド	—

通常、誘導に関する誤差シミュレーションでは、表 1 よりも多数のケースを実施するが、今回の検討では各誤差ケースにおける誘導挙動について十分に確認するため、ケース数を絞って実行した。

5. 結果の評価

シミュレーション結果については、以下の観点で評価を実施した。

- (1) 誘導計算の収束性
- (2) 大気中の制約を満足しているか
- (3) 軌道投入精度
- (4) 投棄物の IIP 分散
- (5) 推進薬消費量
- (6) 誘導計算の実行所要時間

以下、それぞれ結果を示す。

(1) 誘導計算の収束性

誘導計算では、カットオフ時刻 (タイムツーゴー) を計算しており、前回計算時からの修正分をタイムツーゴー補正量と呼んでいる。この値がゼロに近くないことは、カットオフ時刻が毎回異なることを意味し、イベントシーケンスの制御に悪影響を及ぼす。

図 5 及び図 6 に、「大気を無視した誘導」と「大気中誘導」でのタイムツーゴー補正量のプロファイル比較を示す。図 5 と図 6 を比較してわかるとおり、大気を無視した誘導では誘導計算開始後 100 秒程度、タイムツーゴー補正量の値が大きく残っている。これは、大気を無視した誘導では、投入軌道を予測する計算で大気の影響を考慮していないためである。これに対し、大気中誘導では、誘導計算開始直後から値が十分に小さくなっていることがわかる。

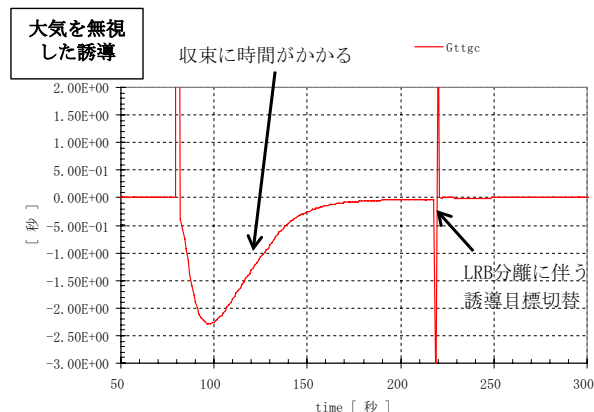


図 5 タイムツーゴー補正量：大気を無視した誘導

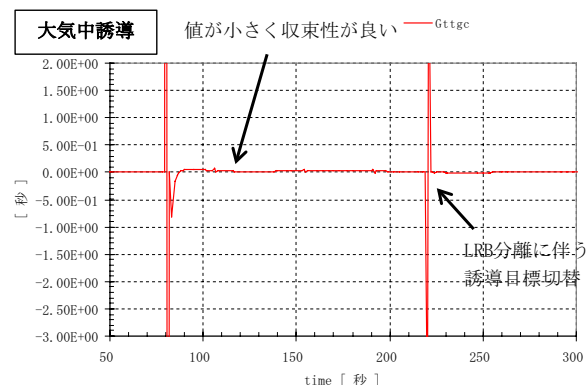


図 6 タイムツーゴー補正量：大気中誘導

(2) 大気中の制約を満足しているか

大気中誘導では、大気中の制約として「全迎角と動圧の積 ($Q\alpha$)」に対する制約を考慮した。 $Q\alpha$ の値が常に制限値 $Q\alpha_{limit}$ 以下になるように飛行するという制約である。この制約を満たして飛行しているかを確認する。

大気を無視した誘導と大気中誘導のノミナルケースにおける「全迎角と動圧の積」を図 7 に示す。大気を無視した誘導では、誘導開始直後に制限値を大きく超過してしまうことがわかる。したがって、大気中において H-IIA の誘導を適用することはできない。これに対して、大気中誘導のノミナルケースでは、制限値以下で飛行していることがわかる。

次に、大気中誘導における全ノミナル及び誤差ケースでの「全迎角と動圧の積」のプロファイルを図 8 に示す。図 8 に示すとおり、大気中誘導ではノミナルケースだけではなく、全誤差ケースにおいて制約を満足しつつ飛行していることがわかる。

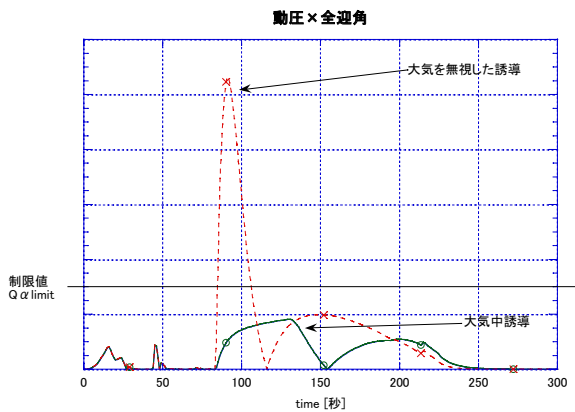


図 7 全迎角と動圧の積：ノミナルケース

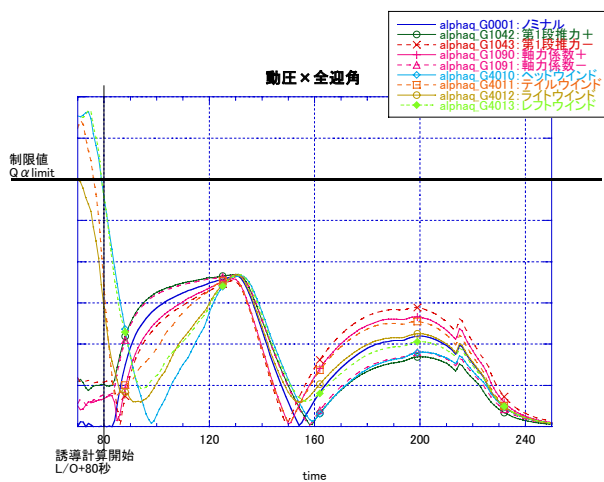


図 8 全迎角と動圧の積：大気中誘導

(3) 軌道投入精度

第 2 段第 2 回燃焼終了時において、軌道要素（軌道長半径、昇交点経度、軌道傾斜角、近地点引数、離心率）の投入精度を、現行誘導、大気中誘導と比較した。その結果、現行誘導、大気中誘導で相違はなく、大気中誘導による大きな効果はなかった。これは、第 1 段フェーズによる軌道状態にかかわらず、第 2 段フェーズの誘導計算が正しく実施されれば、投入精度に大きく影響しないからである。もともと現行誘導でも投入精度は問題なく、第 1 段フェーズでの大気中誘導追加も投入精度を悪化させるものではないため、本結果は問題ないと判断する。

(4) 投棄物の IIP 分散

ロケットの飛行経路では、フェアリングや LRB といった投棄物の落下域がある範囲に収まっている必要がある。ここではその確認として、現行誘導及び大気中誘導における LRB、フェアリング、1 段の各

分離時の瞬時落下予測点（IIP）分散域の傾向を比較する。

図 9～図 14に、現行誘導と大気中誘導での、各時点における全ノミナル及びケースの IIP プロットを示す。

LRB 分離時について図 9と図 10を比較すると、現行誘導に比べ大気中誘導では IIP 分散域が小さくなっている。現行誘導では LRB 分離前は実際には無誘導となっているため（図 4参照）、誤差ケースの分散が大きくなっている。それに対して、早い時点から誘導を開始している大気中誘導では、分散が小さくなっていることが確認できる。

次に、フェアリング分離時について、図 11と図 12を比較すると、現行誘導に比べると大気中誘導はやや分散が大きくなっている。ここで、図 12において、最もノミナルからの相違が大きなケースを見たところ、第 1 段推力誤差であることがわかった。これは、大気中誘導の実験的プログラムにおいて、1 段エンジン推力をノミナルの推力パターン（モデル値）に基づいて計算をしているためである。このモデル誤差については、センサ情報（検知加速度）を用いて補正できると考えており、その結果、IIP の誤差がより小さくなる可能性が高い。

最後に、1/2 段分離時について、図 13と図 14を比較すると、現行誘導と大気中誘導では分散の位置がずれている点が目立つ。これは、大気中誘導により早期から誘導を開始することで、現行誘導とはやや異なる経路を飛行して 1 段フェーズを終えているためと考えられる。

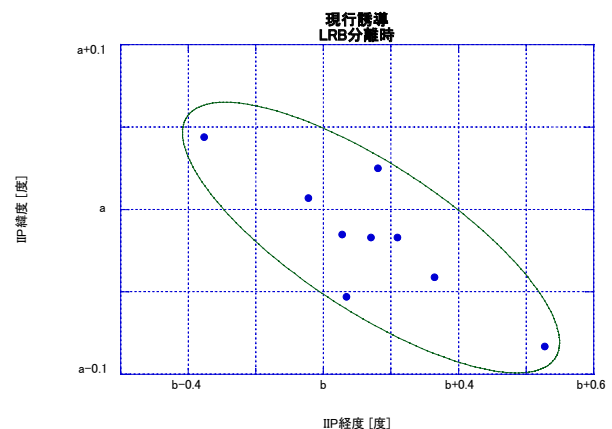


図 9 LRB 分離時 IIP：現行誘導

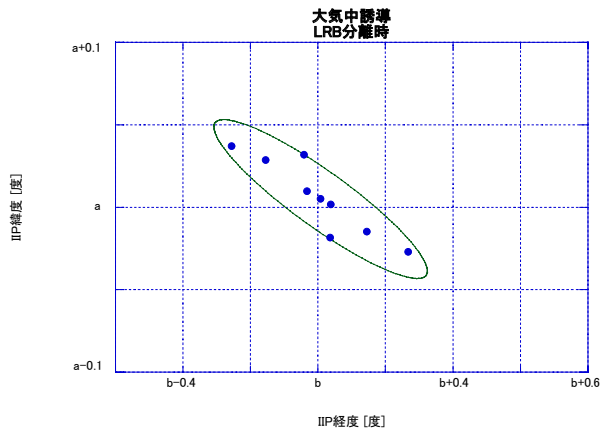


図 10 LRB 分離時 IIP : 大気中誘導

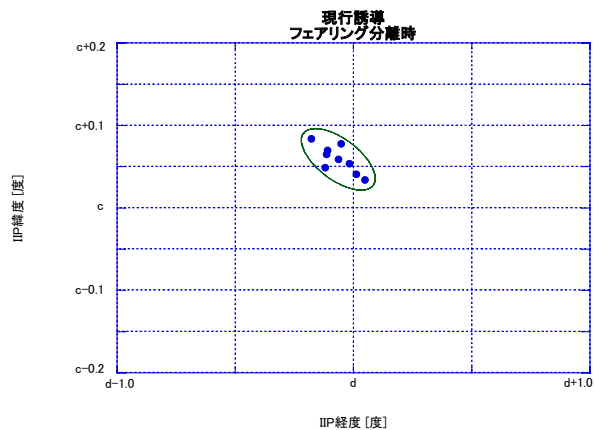


図 11 フェアリング分離時 IIP : 現行誘導

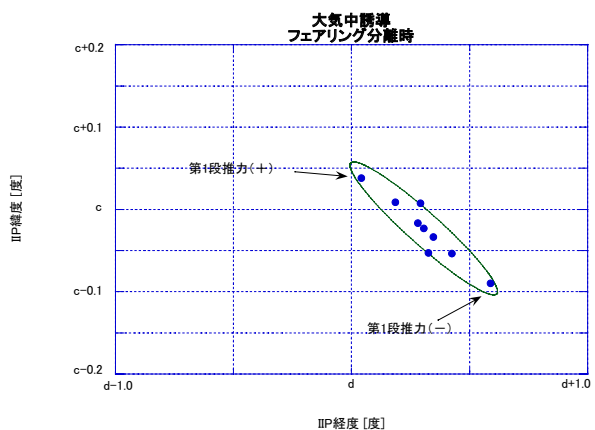


図 12 フェアリング分離時 IIP : 大気中誘導

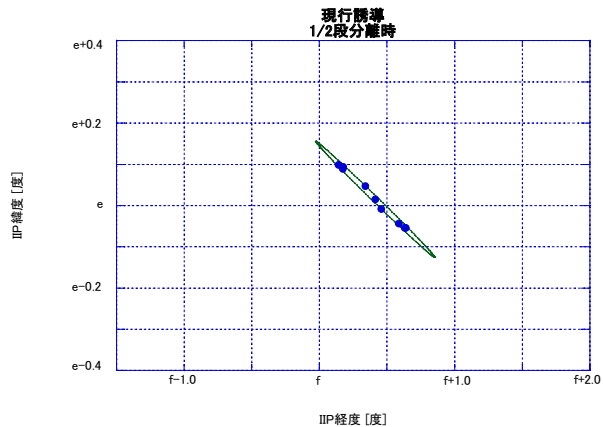


図 13 1/2 段分離時 IIP : 現行誘導

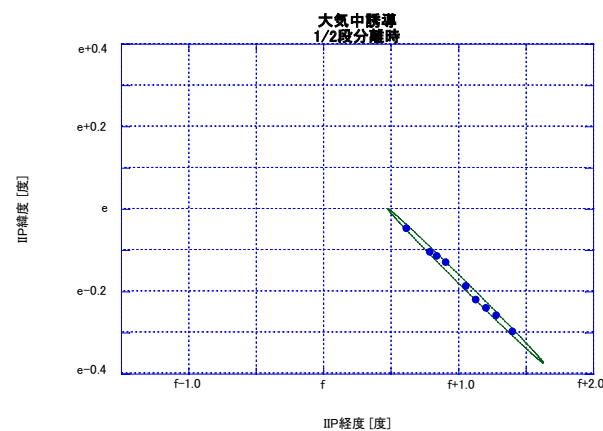


図 14 1/2 段分離時 IIP : 大気中誘導

(5) 推進薬消費量

現行誘導及び大気中誘導において、第 2 段推進薬消費量を比較する。表 2 に結果を示す。

表 2 進薬量消費量 (第 2 段第 2 回燃焼終了時)

項目	単位	大気中誘導	現行誘導
ノミナル	kg	19932.320	19984.596
誤差RSS値	kg	100.675	143.183
ノミナル + 誤差RSS値	kg	20032.995	20127.779

表 2 のとおり、大気中誘導の推進薬消費量はノミナルケースで現行誘導より 50kg 程度少なくなっており、誤差 RSS 値も大気中誘導のほうが小さい。「ノミナル + 誤差 RSS 値」(分散を考慮した推進薬消費量に相当)については、大気中誘導のほうが 100kg 程度少なくなっている。つまり、現行誘導に比べ大気中誘導のほうが、100kg 程度推進薬が少なくてすむことになる。

今回のシミュレーションでは表 1 で示したとおり、9 ケースのみしか実施していないため、正確な推進薬消費量を評価するためには他の誤差ケースについてもシミュレーションする必要がある。ただ、大気中誘導により推進薬消費量を低減できる効果については上記で十分にその傾向を確認できる。

(6) 誘導計算の実行所要時間

H-IIA の搭載計算機 (HR5000) 上で、大気中誘導の実行所要時間を計測した。図 15 が、実行所要時間のプロファイルである。

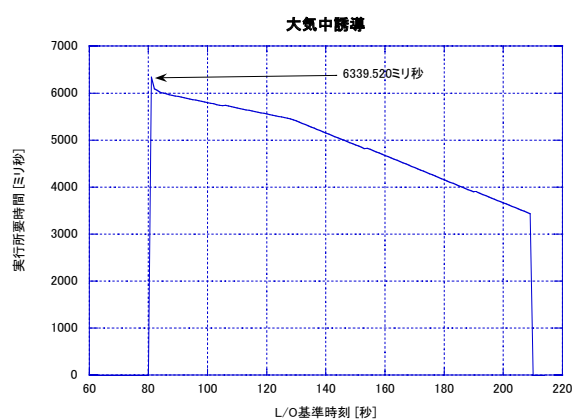


図 15 実行所要時間：大気中誘導

図 15 のとおり、L/O 後 80 秒の誘導計算開始付近の実行所要時間は約 6.3 秒となっており、最も時間がかかっている。ここで、H-IIA での誘導サイクルは 1Hz であり、今回の結果では時間が超過している。しかし、実行所要時間が大きくなる原因についてはある程度把握できており、以下のような対策を検討している。

- ①大気中誘導では、投入軌道を予測する計算において、MECO までの全区間で大気を考慮して数値積分している。これを、真空中 (LRB 分離以降など) では現行誘導と同様に近似的に計算するようにする。
- ②イタレーション回数を少なくする。
- ③微係数計算の改良。
- ④積分ステップを大きくする/可変にする。
- ⑤高速な積分方法を用いる。
- ⑥空力テーブルなどのグリッド点探索の高速化。

以上のうち①～③の対策を実施することで、現在の 6.3 秒を 1 秒以下に、更に④～⑥によりその半分以下に、実行所要時間を短縮できると考えている。

6. まとめと課題

大気中から誘導可能な方式について検討した。また、検討結果に基づいて実験的なプログラムを作成し、シミュレーションを実施して効果を確認した。その結果、大気の影響が残っている L/O 後 80 秒からの誘導が可能であり、全実行ケースにおいて、「全迎角と動圧の積」に対する制約を満たしつつ飛行した。大気中誘導を適用した場合、LRB 分離時の IIP 分散は、現行誘導に比べて小さくなった。推進薬消費量も、現行誘導に比べ 100kg 程度少なくなった。以上より、大気中誘導の効果は非常に大きい。

課題は実行所要時間がやや過大であることである。しかしこれについても、高速化の見込みは立っており、今後の課題として高速化を第一に取り組んでいくつもりである。

その他の課題としては、モデル誤差の削減 (5 章の (4)) が挙げた。また、今回の検討では、誤差ケースの実行ケース数が少ない。他の誤差ケース、他のミッション (軌道) についても、引き続きシミュレーションを実施する必要がある。

今後も、以上で述べた課題等の解決に取り組み、次期基幹ロケットでの適用を目指していきたい。

参考文献

- 1) 大久保真也, 三原与周, 沖田耕一, 中村卓史, 田辺義慶: 次期基幹ロケット開発構想, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 1S09, 2011
- 2) 齊藤靖博, 西平慎太郎, 三原与周, 沖田耕一, 中村卓史, 神谷卓伸: 次期基幹ロケットの目指す世界, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 3S10, 2012
- 3) Ping Lu, Hongsheng Sun, and Bruce Tsai, : Closed-Loop Endoatmospheric Ascent Guidance, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol., 26, No. 2, pp. 283- 294, 2003
- 4) Y.Ikeda, H.Kurihara, H.Nakagawa, S.Ikeda and T.Horimoto : Outline and Evaluation of Guidance and Navigation Function for H-IIA, 23rd International Symposium on Space Technology and Science, ISTS2002-d-28, 2002