

ロケット飛行経路シミュレーション・プログラムの特質と進化

The Essence and Evolution of Rocket Flight Simulation Programs

林 健太郎* 池田 佳起* 中川 寛文*

Kentaro Hayashi, Yoshiki Ikeda, Hirofumi Nakagawa

飛行経路シミュレーション・プログラムは、ロケットの開発と運用に必要不可欠なツールである。数値積分や最適化アルゴリズムなどの数値計算を応用したソフトウェアである。近年、計算機能力の劇的な向上により、モンテカルロ法やリアルタイム運用システムへの適用が可能となった。このような新規用途の開拓や、プログラム開発の効率化などが課題である。

The flight simulation program is an essential tool for development and operation of rockets. This is the software applying numerical calculation such as numerical integration, optimization algorithm and so on. According to the drastic advancement of computer performance in recent years, the program has been applied to Monte Carlo simulation or real-time operation system. Now, we need to exploit these new applications, and the efficiency of the program development remains as one of our challenges.

1. まえがき

わが社において、ロケットの飛行経路シミュレーション・プログラム⁽¹⁾は、航法誘導プログラムとともに、N-Iロケット開発から始まる長い歴史をもつ。われわれは、宇宙航空研究開発機構殿（旧宇宙開発事業団殿）をはじめとする各社から受注した業務および社内開発工事により、同プログラムを開発してきた。そして、打上げロケットの運用や、打上げ能力の調査、航法誘導制御系の検討などに利用してきた。

本報告では、ロケットの飛行経路シミュレーション・プログラムについて、その用途と特徴、近年の新しい用途と課題について示す。

2. プログラムの用途

まず、ロケットの飛行経路シミュレーション・プログラムの用途を説明する。同プログラムを利用して打上げミッションごとに実施される作業は、次のようなものがある。

- (1) 打上げ飛行経路の作成とそのミッション制約の成立性の検討
- (2) 搭載プログラム・ミッション定数の設定および検証・有効性確認
- (3) 飛行安全管制員の管制訓練情報の提供

(1)では、ステージ構成、エンジン推力などロケットの機体特性や飛行環境を拠り所とし、人工衛星や探査機などの搭載宇宙機が要求する軌道に投入するような飛行経路を作成する。そして、大気飛行中の空力荷重、ブースターや衛星フェアリングなどの落下域、搭載宇宙機への太陽入射角などのミッション制約を満たしていることを確認する。これら要求軌道やミッション制約は、機体特性や飛行環境に関して想定される誤差範囲内においても成立することが要求される。このため同プログラムは、規定された誤差源に関するシミュレーションが容易に実現できなければならない。

(2)は、打上げミッションごとに変わる飛行シーケンスや飛行状態に応じた値を、搭載プログラムの定数として設定する必要があるために実施する。どのような値を設定するかは、飛行経路シミュレーションの結果を利用する。また、その値で間違いのないことの検証および有効性確認では、搭載プログラムと組み合わせた飛行経路シミュレーションの結果を用いる。

(3)は、ロケット飛行時に異常動作・故障が万一発生した場合の処置を、飛行安全管制員が訓練するためのデータを提供するものである。これには、飛行状態に大きく影響を与えるような、様々な機器の異常動作や故障時の動作を模擬する必要がある。

ロケットの開発段階あるいはそれ以前の概念検討段階

においても、飛行経路シミュレーション・プログラムは有用である。ロケットの打上げ能力が十分であるかのシステム検討や、航法センサや制御機器の仕様の有効性確認に用いられる。わが社が開発した航法誘導プログラムとの関連で言えば、トレード・オフ検討から性能の評価、プログラムの検証・有効性確認など、開発に不可欠なツールであると言える。

3. プログラムの特徴

ロケットの飛行経路シミュレーションを支える技術の一つは、常微分方程式系の数値積分である。ただし、赤道面通過や与えられた高度への到達など、何時起こるかわからないイベントが発生する時刻を特別に数値積分端点時刻とするように、積分刻み幅を適切に制御する必要がある。

次に、ロケットの飛行経路シミュレーションにおけるダイナミクスの特徴について述べる。ロケットのミッション時間は数十分程度であるので、衛星のシミュレーションほど精密なダイナミクスは要しない。慣性系と地球固定座標系の関係は、地球の歳差運動や章動などを考慮せず、自転だけで決まるものとしている。考慮する力は、ロケット自身の推力、制御力のほかには、地球重力と空力だけである。地球重力ポテンシャルは、帯球調和係数の低次の項までしか考えない。姿勢制御系の安定性解析などの特殊な用途を除き、機体は剛体として扱う。

このようにダイナミクスが比較的単純である反面、ロケットは短時間で機体特性が著しく変化することが特徴である。質量や慣性テンソルは時間変化し、質量中心は移動する。フェアリングや前ステージなど投棄物分離前後では、機体特性が不連続に変化する。エンジンやスラスターの推力、制御力はステージごとに異なる。さらに、発射前は地上に拘束、発射後は非拘束と、ダイナミクスが切り替わる。

このように変化が著しいことや空力データを扱っていることにより、ミッション時間が短い割に、ロケットの機体特性データは量が多い。そこで、飛行経路シミュレーション・プログラムには、大量で連続または不連続に変化するデータを、容易に識別できる方法で入力ファイルにより与えられる機能が必要である。

飛行経路シミュレーション・プログラムには、以上のような飛行経路シミュレーションを1回行うための機能のほか、2章で述べた打上げ飛行経路の作成のために、最適化問題を数値的に解く機能が必要となる。すなわち、独立変数の値を調節しながら飛行経路シミュレーションを繰り返し、各種制約条件を満たす解（飛行経路）を見出す機能⁽²⁾が要求される（図1参照）。打上げ飛行

経路作成を最適化問題として定式化する例を表1に示す。

飛行経路シミュレーション・プログラムは、浮動小数点演算を中心とした数値計算プログラムである。浮動小数点演算はプロセッサやOS、コンパイラやそのバージョンなど、環境によって結果が微妙に異なることがある。スラスターのオン・オフ制御など、微妙に異なった入力に対しても閾値によって出力が大きく異なる処理を含むシミュレーションでは、環境の違いによる結果の差異が目立つ場合がある。この場合には、差異が許容範囲内にあること、差異の要因に問題がないことを確認することが重要である。

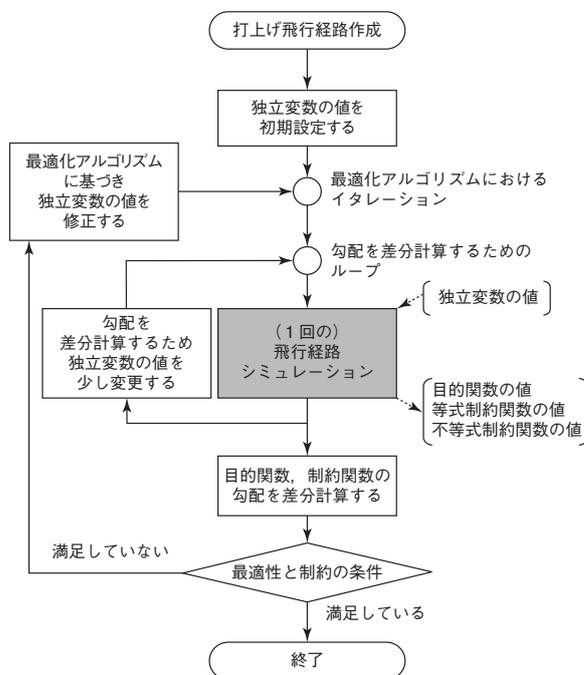


図1 打上げ飛行経路作成における最適化問題と飛行経路シミュレーションの関係

表1 打上げ飛行経路作成を最適化問題として定式化する例

要素	飛行経路シミュレーションによるパラメータ
独立変数	搭載宇宙機質量 姿勢プロファイルを決めるパラメータ エンジン燃焼停止時刻
目的関数	搭載宇宙機質量（最大化）
等式制約	搭載宇宙機の要求軌道
不等式制約	空力荷重 投棄物の落下許容範囲

4. プログラムの進化

計算機実行速度の劇的な向上により、飛行経路シミュレーション・プログラムの実行所要時間も劇的に短縮さ

れた。かつては、数値積分刻み幅を少しでも長く設定できるようにアルゴリズムを工夫し、実行所要時間の切り詰めに努めていたが、そのような技巧は過去のものとなった。一方、このような計算機環境の変化により、飛行経路シミュレーション・プログラムの新しい利用方法や利用目的が加わってきている。本章では、近年のこのような動向を例として紹介する。

4.1 モンテカルロ法と分散コンピューティング

2章で述べた誤差環境下でのミッション制約の成立性の検討では、従来、以下の仮定により解析を行ってきた。

- (1) 対象とする誤差源（推力、機体質量、・・・）の誤差は、全て互いに独立なGauss分布（正規分布）に従う。
- (2) 各評価パラメータ（投入軌道要素、投棄物落下点、・・・）の誤差は、対象とする全ての誤差源の誤差に対して、多重線型である。

このような仮定をおくと、各誤差源について1ケースずつ⁽³⁾のシミュレーションだけで評価パラメータの統計量（標準偏差や共分散など）が得られるので、シミュレーション・ケース数が少なくすむ利点がある。実際、計算機資源が貧弱であった時代、与えられた期間で解析結果を出すためには、このような仮定をおくことは止むを得ない選択であった。とは言え、上記2つのうち特に(2)については、仮定から逸脱することがある。例えば、推進薬枯渇時など作動限界に達した場合、軌道離心率や近地点引数などのパラメータについて円軌道に近い場合が該当する。

モンテカルロ法による誤差シミュレーションは、上の仮定を2つとも外すことが可能であるので⁽⁴⁾、極めて有効な方法である。しかしながら、必要な精度を得るためには大量のケースを実行しなければならず、1台の計算機では十分ではない場合がある。そこで複数台の計算機に分散してシミュレーションを実行できる環境を整えることが重要となる。

このような環境を、クライアント／サーバ型分散コンピューティングによるシステムとして構築した（図2参照）。このシステムでは、最初に管理サーバにおいて、対象とする誤差の確率分布に従う擬似乱数を発生させて、多数の誤差ケース入力データを作成しておく。シミュレーション・ケースごとに、クライアントからの要求に応じて、管理サーバが1つの誤差ケース入力データを抽出して返送する。クライアントでは、その誤差シミュレーションを実行し、その結果をサーバに返す。全ケースのシミュレーションが終了すると、管理サーバは結果を集計し、必要な評価パラメータの計算処理を行う。

現在（2011年秋）、H-IIA/H-IIBロケット用のシステムが完成している。また、イプシロン・ロケット用のシステムを構築中である。

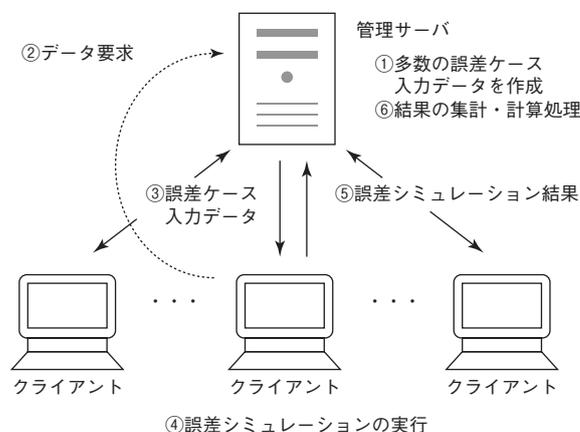


図2 クライアント／サーバ型分散コンピューティングによるモンテカルロ・シミュレーション

4.2 リアルタイム運用システムへの適用

2011年1月22日、H-IIBロケット2号機が種子島宇宙センターから打ち上げられた。この打上げでは、実験的に制御落下が実施された。制御落下とは、スペースデブリとなることを避けるために、不要になった機体上段を、予め設定された計画落下域内へ安全に落下させることである。機体を落下させるための軌道離脱燃焼は、機体が正常な状態であること、落下点が確実に計画落下域内にあることを確認したうえで開始された（図3参照）。

落下点が確実に計画落下域内にあることを確認するのが、再突入推定落下点計算ソフトウェアである（図4参照）。入力データは、種子島局で取得された飛行状態に関するテレメータ・データである。この飛行状態を初期値とした飛行経路シミュレーションを行い、推定落下点を計算する。

テレメータ受信開始から軌道離脱可否判断までの時間は僅かであり、テレメータ・データにはビット化けなどの異常が発生する可能性がある。この条件下でなるべく多くの推定落下点を得るため、データが異常と判断される場合はシミュレーションの実行を直ちに中断して、次のデータに基づくシミュレーションを開始するように実行管理を行う。

また、シミュレーションの結果得られた推定落下点には、ばらつきが発生する。これは、データの低位ビットのビット化けのほか、センサのランダムな誤差により生じるデータの揺らぎがあるためである。そこで、得られた複数の推定落下点から不正常的な結果を排除し、落下点が確実に計画落下域内にあるか否かを判定する。

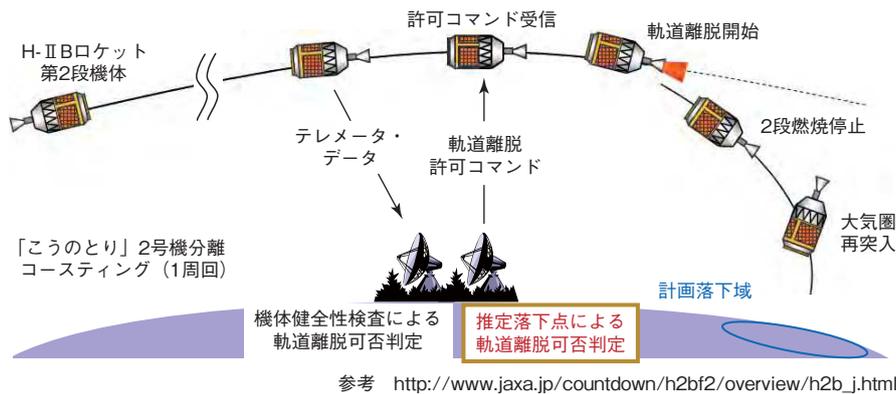


図3 H-II Bロケット2号機での制御落下実験

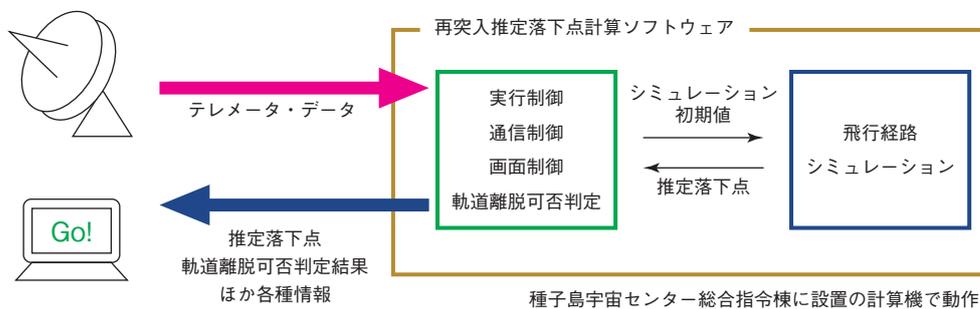


図4 再突入推定落下点計算ソフトウェアに関わるデータ・フローの概要

再突入推定落下点計算ソフトウェアは、以上の過程を経て得られた、推定落下点と軌道離脱可否判定結果を画面表示して、飛行安全管制員が行う最終判断に寄与する。飛行経路シミュレーションは、計算機実行速度の向上により、このようなリアルタイム運用システムに利用できるものとなった。

5. 課題

4章では飛行経路シミュレーション・プログラムの進化として、新規システムへの適応について述べた。これらはすでに実用に供されているが、このような飛行経路シミュレーションが貢献できるシステムは、他にもあるのではないだろうか。

例えば、ロケット搭載の誘導プログラムへの応用が考えられる。現在H-IIA/H-IIBロケットに搭載されている誘導プログラムは、軌道投入までの最適飛行経路を実現するように設計されているが、計算機資源が十分でなかったために、飛行途中の通過点に関する制約条件を考慮していない。そこで、避けるべき通過点に配慮して遠回りに作成されているような飛行経路に対して、ショートカットせず忠実に遠回りする誘導を行うためには、ミッション定数の調節で対処している。3章で述べたような、制約条件が課された飛行経路を見出す機能を有する

プログラムが、リアルタイムで動作可能でロケットに搭載できれば、誘導計算で重要な役割を果たすことができる。

一方、ロケットの開発段階あるいは概念検討段階において、2章に示したような検討結果をなるべく早く得たいとの要望がある。現在は、プログラム言語によりロケットの機体モデルを記述するため、相応の時間を必要とする。コア部分に関しては既存のシミュレーション・プログラムを活用し、検討用機体モデルに関しては市販の数式処理・数値解析ソフトウェアによるモデルでの記述ができれば、開発期間の短縮が可能である。ただし、そのようなソフトウェアの導入コストやライセンス管理に留意する必要がある。

課題としては、以上のようなことが考えられる。今後も、応用分野の拡大や開発方法の改良に取り組んでいきたい。

6. むすび

本報告では、ロケットの飛行経路シミュレーション・プログラムについて、その用途と特徴、近年の新しい用途と課題について記した。本文で触れることはできなかったが、同プログラムはロケットのみならず、軌道再突入実験機 (OREX) や宇宙往還技術試験機 (HOPE-X)

の研究や開発にも利用された実績がある。

われわれは同プログラムの開発者というだけでなく、最大の受益者でもある。同プログラムがなければ実施できない業務も多数に上る。同プログラムが長い歴史を生き抜くためには、宇宙航空研究開発機構殿をはじめとする関係各社の御理解と御指導が不可欠であった。あらためて御礼申し上げたい。

そして、同プログラムには、退社・異動された方々の苦心も深く刻み込まれている。特に、現在つくば事業部第三技術部在籍の昇次長と、氏がプロジェクト・マネージャを務められたプログラム開発チームの功績は大きい。これらの方々に深く謝意を表したい。

注

- (1) 軌道シミュレーション・プログラムや、飛翔シミュレーション・プログラムなどとも呼ばれ、名称は一定していないので、他の文献等を参照されるときは、注意されたい。
- (2) アルゴリズムとしては、局所最適解の必要条件を確かめているに過ぎないが、実用上十分である。
- (3) 実際には、正負の誤差についての非対称性を見るために、各誤差源について2ケースずつシミュレーションを行うことが多い。
- (4) もちろん、(1)の仮定に代わる誤差の確率分布が必要になる。

執筆者紹介

林 健太郎

1986年入社、本社宇宙開発部配属。2000年から3年間旧宇宙開発事業団に出向。宇宙機の搭載ソフトウェア、シミュレーション・プログラムの検討・開発・運用に従事。現在つくば事業部第一技術部第一グループ・マネージャ。



池田 佳起

1985年入社、本社宇宙開発部配属。1992年から2年間旧宇宙開発事業団に出向。宇宙機の搭載ソフトウェア、シミュレーション・プログラムの検討・開発・運用に従事。現在つくば事業部第一技術部長。



中川 寛文

1994年入社、筑波事業所配属。宇宙機の搭載ソフトウェア、シミュレーション・プログラムの検討・開発・運用に従事。現在つくば事業部第一技術部第一グループ所属。

