

# 極超音速ビジネスジェットの機体・軌道同時最適化 に対する局所空力近似手法の適用

○森田直人, 土屋武司 (東京大学), 田口秀之(宇宙航空研究開発機構)

Simultaneous design-and-trajectory optimization of a hypersonic business jet with the local aerodynamic approximation  
Naoto Morita, Takeshi Tsuchiya (The University of Tokyo) and Taguchi Hideyuki (JAXA)

Key Words : Aircraft, Design, trajectory optimizations, Aerodynamic approximations

## Abstract

There are some difficulties to include aerodynamic influences when design parameters are changed in the NLP of trajectory optimization. In this article, we propose a new method of aerodynamic approximation for simultaneous design and trajectory optimizations. This method, “Local Aerodynamic Approximations” shows less error for the lift coefficient around a base configuration of the plane than interpolation with the RBF Network. When this method was attached to the design of hyper sonic business jets, we could successfully obtain a solution which was be able to cruise 6417km long with the take-off weight of 75.3tons.

## 1. 序論

機体設計の最適化において、機体に働く空気力をもとめる、もしくは近似することは重要であり、とくに計算コストの大きい数値流体解析や複合領域最適化においては、近似の精度がその最適化の妥当性を左右しうる場合すらある。近年においては、RBFネットワークやkrigingといった手法を用いて設計パラメータに対する空気力や拘束条件の変化を近似する補間曲面を作成し、その補間曲面を用いて最適化を行う計算が盛んにおこなわれているが、補間曲面作成においては設計変数の次元が増加するにつれて精度のよい近似を行うために必要な解析点数が爆発的に増加するという問題があった。

そこで本研究では補間曲面作成に対し、機体の空気力の分布を直接近似する手法を提案する。提案する手法は、機体の境界要素法解析において揚力係数・抗力係数・縦揺れモーメント係数の計算に必要な諸量を数値微分して、各パネルにテイラー近似を行うものである。この手法を機体形状と飛行軌道を求める機体・軌道同時最適化に適用し、手法の有用性の検証を行った。

この手法は、機体をパネルに分割した際の圧力分布やパネル面積等を勾配情報によって一次近似することで機体空気力の近似を行う。一般に最適化数学において、勾配法は勾配情報を用いないメタヒューリスティクスに比べてより大規模な最適化計算に適用できる。そのアナロジーを考えて、勾配情報を用い計算コストを抑えたいうで空力計算の非線形性を表現するために分布の直接近似という方法を取った。

これにより多くの設計変数を持つ機体最適化においても、最適化計算におけるコストの削減および空力近似の精度の確保が期待できる。

## 2. 局所空力近似手法

### 2.1. 手法の概要

機体表面を複数のパネルに分割したとき、揚力係数、抗力係数、縦揺れモーメント係数は、パネルの諸量を以下のように足し合わせることで求めることができる。

$$C_N = \sum_{panel} -(C_p n_z + C_f S_z) \Delta A / S_{ref} \quad (1)$$

$$C_A = \sum_{panel} (C_p n_x - C_f S_x) \Delta A / S_{ref} \quad (2)$$

$$C_M S_{ref} C_{ref} = \sum_{panel} \left( -(C_p n_z + C_f S_z)(X - X_{ref}) \right) \Delta A \quad (3)$$

$$+ \sum_{panel} \left( (C_p n_x - C_f S_x)(Z - Z_{ref}) \right) \Delta A$$

$$C_L = C_N \cos(\alpha) - C_A \sin(\alpha) \quad (4)$$

$$C_D = C_N \sin(\alpha) + C_A \cos(\alpha) \quad (5)$$

今回用いるパネル法ソルバーはMach2以下がPANAIR[3]、それ以上がHYPER[4]であり、ともに非粘性のソルバーである。そのため摩擦抗力係数 $C_f$ は0となり、 $C_L, C_D$ , および $C_M$ を求めるためには、圧力分布 $C_p$ 、パネル法線方向ベクトルのX,Z成分( $n_x, n_z$ )、パネル代表位置ベクトルのX,Z成分(X,Z)およびパネル面

積 $\Delta A$ の分布が必要となる。それらを設計変数に対して以下のようにテイラー近似を行う。

$$C_p = C_{p0} + \sum_{i=1}^{n_{var}} \frac{\partial C_p}{\partial P_i} \Delta P_i \quad (6)$$

他の物理量も同様な形でテイラー近似を行う。これより、基準となる機体の物理量分布と、その微分情報を保持しておけば、膨大な関数評価が行われる軌道最適化計算内においても高速に各種係数を求めることができる。

## 2.2. RBFネットワークによる補間面作成と提案手法の比較

ここで、提案手法の精度を検証するために、RBFネットワークによる各種係数の近似面作成と比較を行う。

検証方法としては、後述する極超音速ビジネスジェットにおける設計変数13変数のうち2変数を動かした際の揚力係数の近似面を求める。近似面を作成するにあたって、局所空力近似手法は基準機体の解析および各変数に対する勾配を計算するための解析と計3回の解析を必要とする。そこでRBFネットワークにおける近似面作成についても変動させる2変数のうちランダムに3点を指定し、揚力係数の近似面を作成する。RBFネットワークの基底関数はガウス関数、変数はスケーリングを行う。RBFネットワークの基底関数のハイパーパラメータは、作成する補間面において真値との誤差が最小となるよう、粒子群最適化を用いて最適化する。一般にRBFネットワークのハイパーパラメータの決定は交差検定等によって行うことが多く、交差検定用のデータセットを用意するために必要な解析点数が増えるという問題があった。この比較において誤差計算用の正解値を用いてハイパーパラメータを決定することは、RBFネットワークに対して非常に有利な設定であることを留意する必要がある。

図1に比較結果を示す。左のプロットが局所空力近似(Local Aerodynamic Approximation)、右のプロットがRBFネットワークによって補間した揚力係数の相対誤差を示している。p1軸は基準となる機体に対するウェイブライダー設計マッハ数の変化量、p2軸はウェイブライダー転角角の変化量であり、その値の範囲は局所空力近似における数値微分幅の20倍の値である。右のプロットにおける黒点はRBFネットワークを作成するのに使用した点である。

RBFネットワークをもちいた補間については、RBFネットワーク作成点付近における相対誤差は小さいものの、そこから離れるにつれて大きな相対誤差が出力されている。このことからRBFネットワー

クにおける補間は作成点の位置に対する精度の依存性が大きく、次元が増加するにつれて設計空間が広がってくると適切な補間が行われにくい可能性がある。それに対して局所空力近似手法による補間は、p2変数が基準値から離れるにつれて大きな相対誤差を出力するが、その最大値はRBFネットワークにおける最大の相対誤差よりも小さい。また、局所空力近似は基準点周りであればある程度の精度と変化に対する傾向をもって予測ができており、ある基準点周りの局所空力近似を繰り返しながら最適解へと収束させれば、システム計算において十分な精度を持って空力近似を行うことができると考えられる。

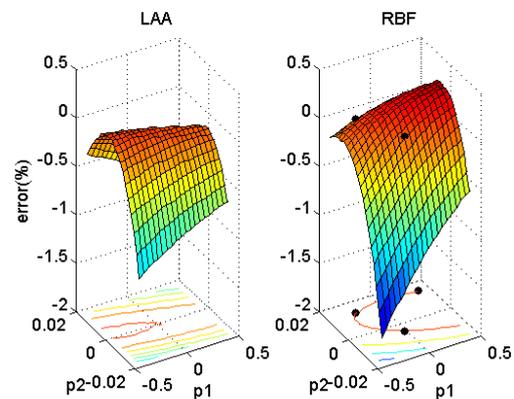


図 1 LAAとRBFネットワークを用いた場合の設計変数の変化に対する揚力係数の相対誤差

## 3. 極超音速ビジネスジェットにおける機体・軌道同時最適化

### 3.1. 概要

座席数10程度の極超音速ビジネスジェットは、極超音速旅客機、スペースプレーン等の開発ノウハウ・運用ノウハウの蓄積の発端となることが期待でき、極超音速輸送の幕開きとなると考えられる。また極超音速ビジネスジェットが飛行するであろう20km以上の高高度は現状航空路が存在せず、比較的自由に経路設計が可能である。したがって機体・軌道同時最適化のベンチマーク問題として、極超音速ビジネスジェットの設計問題は適切であると考えられる。図2に想定する極超音速ビジネスジェットの概要を示す。

以上を踏まえて、極超音速ビジネスジェットを想定した問題設定において、航続距離の最大化を評価関数に、擬スペクトル最適制御と局所空力近似を組み合わせて、機体・軌道同時最適設計を行った。図3に最適化ルーチンの概要を示す。この図におけるxはダウンレンジを表す。



図 2 機体形状の概要

### 3.2. 擬スペクトル最適制御

本研究における軌道計算にて、運動方程式の離散化には擬スペクトル法を用いた。擬スペクトル法は最適制御の直接法におけるDirect Collocation法の一つであり、離散化した状態変数をLagrange補間し、その解析的な微分を用いることで運動方程式を非線形計画問題における拘束条件に含めることを可能にしている。一般に等間隔に配置された時刻メッシュにおいては、Lagrange補間を用いると端点においてRunge現象と呼ばれる振動現象がみられるが、擬スペクトル最適制御においては、時刻メッシュの配置を工夫することでRunge現象を回避している。本研究においては時刻メッシュの作成にはGauss-Legendre法を用いた。このときGauss微分行列をD、Gauss求積の重みを $\omega$ とし $x$ を状態変数、 $u$ を制御変数、 $t$ に時刻、 $p$ を静的パラメータとすると、非線形計画問題における運動方程式の拘束条件は以下のように表現できる。また添え字0は始点を、 $f$ は終点を表す。

$$Dx - \frac{t_f - t_0}{2} f(x, u, t, p) = 0 \quad (7)$$

$$x_f - x_0 - w^T [Dx] = 0$$

### 3.2 機体設計

図3に機体軌道同時最適設計を行う際の初期機体形状を示す。本計算における機体設計において、極超音速での揚抗比改善およびトリム確保のため、単一の衝撃波の内部流れをトレースすることで機体下面を生成するOsculating Conical Waverider[5]の設計法と、膨張領域を用いて翼下面を生成し、そのうえで翼上面を多項式の曲線で構成する。こうして作成した翼を翼根翼断面の取り付け角が0度になるようにオフセットし、円形胴体と組み合わせて翼と胴体を構成する。胴体のノーズはLV Haack形状とし、造波抵抗の軽減を図る。またWaveriderにおける後縁から機首に向けて投影した衝撃波形状曲線に一部2次元楔衝撃波を取り入れることにより翼端側にエレボンを取り付けることが可能となった。エンジンにはJAXAにて研究開発中の推力3.7ton級の予冷ターボジェットエンジンを6機搭載しその重心位置は翼のある胴体位置の中心とする。予冷ターボジェットエンジンの燃料は液化天然ガスを想定した。

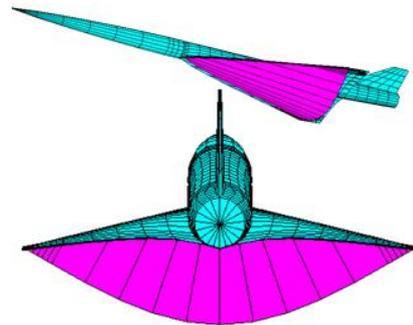


図 4 設計する衝撃波形状(マゼンタ色)

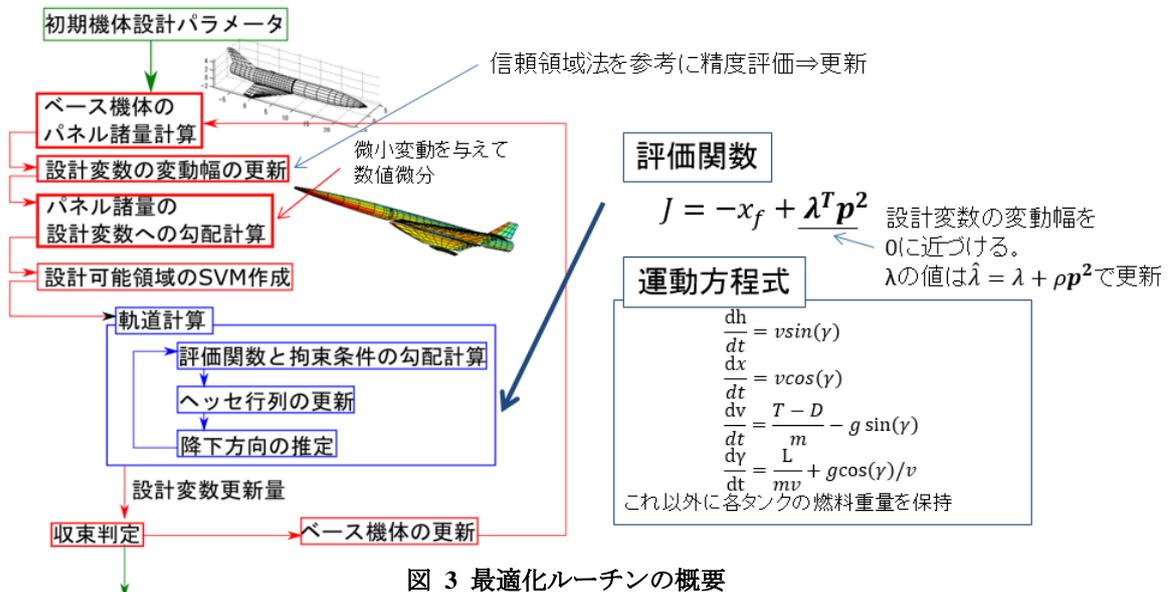


図 3 最適化ルーチンの概要

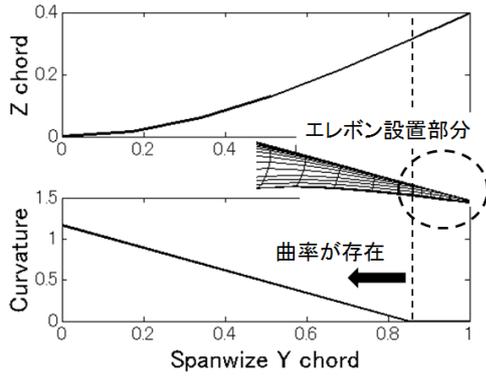


図 5 衝撃波形状曲線の表現

### 3.3. 最適化拘束条件

今回の最適化における軌道拘束条件を説明する。軌道最適化は鉛直方向二次元の質点方程式を支配方程式とし、擬スペクトル法を用いて非線形計画問題に変換する。まず軌道計算はMach0.3を始点速度とし、離陸条件を満たすために飛行経路角の変化量が0以上であるという条件の課されたRotation Phaseが設けられる。続いてMach4以上で巡航する解を得るために終端条件がMach4であるという条件の課されたAscent Phaseが、そして巡航と着陸をおこなうCruise and Descent Phaseが設けられている。飛行中は縦トリム条件と静安定条件、荷重条件、最大推力条件、そして最大動圧条件が課される。このうち最大推力条件と最大動圧条件は機体重量計算のパラメータであるため、軌道最適化計算の中で値が決定される。終端条件についてはMach0.3、高度1kmとした。

燃料タンクはノーズ内に1個、胴体内に2個、テール内に1個と設定し、それぞれの燃料タンクの流量が制御変数に加えられている。重量計算については極超音速機の統計推算式HASAを用いて機体のドライ重量を求める。

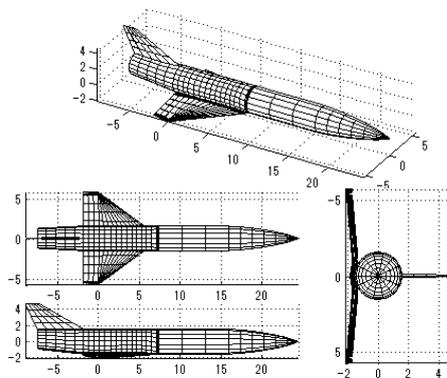


図 6 初期機体形状

機体設計の拘束条件として、一般的なビジネスジ

ェットや民間旅客機を参考に胴体径2.5m以上、キャビン容積30m<sup>3</sup>を課す。

### 3.4. 結果

図4に得られた機体形状を、図5,6,7に得られた軌道について示す。はじめがRotation Phase、続いてAscent Phase、最後がCruise and Descent Phaseである。航続距離は6417.3km、離陸重量は75.3ton(うちドライ重量19.1ton)であった。この巡航距離では東京ホノルル間、ロンドンニューヨーク間の無着陸飛行が可能であるが、東京ニューヨーク間の無着陸飛行は不可能である。これを可能にするためにはエンジンの数を増やし、さらに機体を大型化するか、より効率のよいエンジンを使い分けるなど、改良が必要である。得られた機体は胴体に比して大きな翼を持ち、離陸条件の充足および低動圧での巡航に対応した翼となっていることがうかがえる。

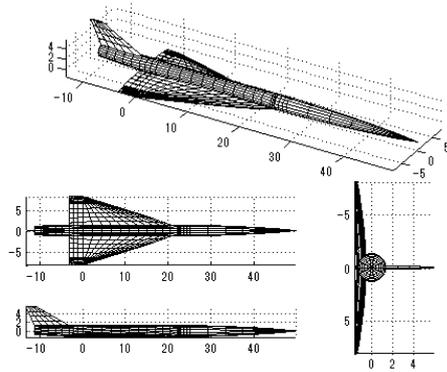


図 7 得られた機体形状

軌道については、抗力発散の突破を行うために低動圧の軌道に遷移していること、および重心移動によるトリム条件の充足を重視している点が特徴的である。重心移動は機種から機尾にかけて設置した4つの燃料タンクからエンジンに流入する燃料流量の割合を制御することで実現している。遷音速領域にて動圧を下げることは、抗力発散突破に対応した機体設計から脱却し、機体サイズを大きくできるという意味を持っている。また極力エレボンを操舵しないようにすることで、操舵抵抗を軽減し、航続距離の増加につなげているものと考えられる。

ングがみられ、機体・軌道同時最適化の特徴が表れていた。

参考文献

- [1] 横山信宏and鈴木真二”複合領域最適化およびその宇宙往還機概念設計への応用に関する研究”,東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻 博士論文,2004
- [2] 藤川貴弘and土屋武司,擬スペクトル最適制御のためのメッシュ細分化法とそれを用いた極超音速実験機の軌道検討, 東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻修士論文,2013
- [3] Magnus, Alfred E., and Michael A. Epton. "PAN AIR: A computer program for predicting subsonic or supersonic linear potential flows about arbitrary configurations using a higher order panel method. Volume 1: Theory document (version 1.1)." 1981.
- [4] Gentry, Arvel E., and Douglas N. Smyth. Hypersonic Arbitrary-Body Aerodynamic Computer Program MARK III Version. Volume 2. Program Formulation and Listings. No. DAC-61552-VOL-2. MCDONNELL DOUGLAS CORP LONG BEACH CA DOUGLAS AIRCRAFT DIV, 1968.
- [5] Sobieczky, H., F. C. Dougherty, and K. Jones. "Hypersonic waverider design from given shock waves." Proceedings of the First International Hypersonic Waverider Symposium. 1990.

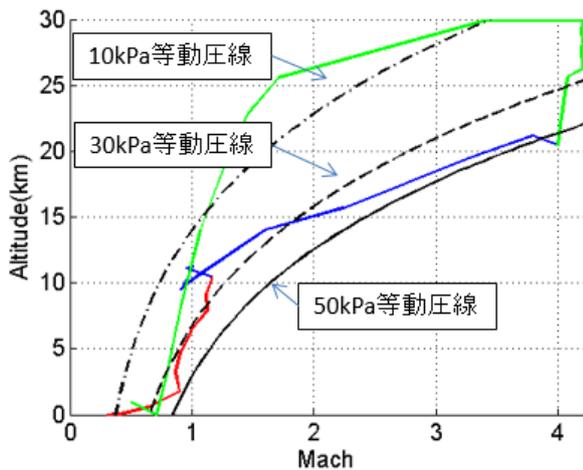


図 8 Mach数-高度

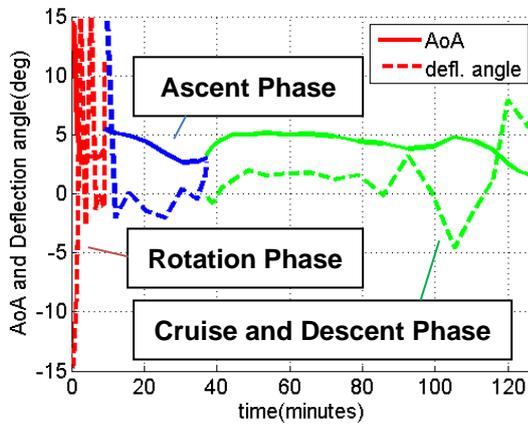


図 9 迎え角およびエレボン舵角の時間履歴

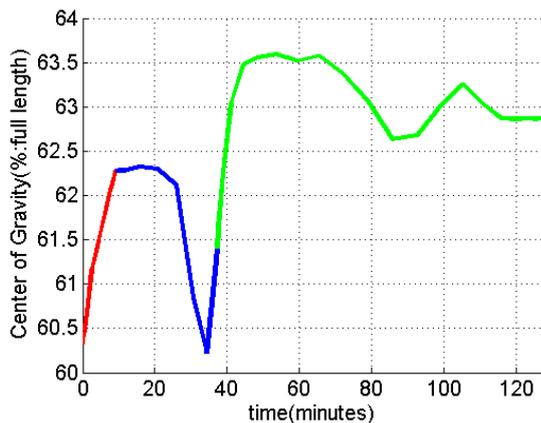


図 10 重心位置の時間履歴

4. 結論

局所空力近似手法が機体・軌道同時最適化に適用でき、解を得ることができることが示された。検証した状況においてはRBFネットワークと同等もしくはそれ以上の精度を局所空力近似は持っており、この手法の可能性を明らかにした。得られた機体形状および飛行軌道はそれら双方に対して強いカップリ