

# RANS 評価に基づく空力-飛行連成計算による 超音速旅客機の着陸飛行経路最適化

○最所 諒大, 金崎 雅博, 山田 祐輔 (首都大学東京大学院)

## Landing Trajectory Optimization of a Supersonic Transport by Aerodynamics and Flight Dynamics Interaction Analysis based on RANS Estimation

SAISHO Ryota, KANAZAKI Masahiro, YAMADA Yusuke (Tokyo Metropolitan University)

### ABSTRACT

A genetic algorithm (GA) which is a meta-heuristic approach was applied to optimize the landing flight path of a delta-winged supersonic transport (SST). However, at low speeds, particularly during take-off and landing, a complex flow field surrounds the delta wing. This phenomenon requires time-series control optimization that yields an optimum control sequence by aerodynamic – flight dynamics with high-fidelity computational fluid dynamics to evaluate the flight path with the complex flow field. To this end, we presented an efficient flight simulation based on Kriging-model-assisted aerodynamic estimation to carry out the global optimization via a GA. After establishing the efficient aerodynamics-flight dynamics optimization, we constructed the design of the flight and control sequence for the time-series optimization of an effective SST landing. Several solutions that provide an allowable SST landing performance, along with the knowledge on optimum flight and control sequence, are presented herein.

### 1. 緒言

超音速旅客機 (Supersonic Transport : SST)は高速飛行時の空気抵抗を低減するための大きな後退角のついた主翼による機体概念が多い。大きな後退角を持つ主翼平面形は揚力傾斜が小さくなり、SSTは離着陸時のような低速時に大きな揚力を得るためには迎角を大きく取る必要がある。このような形状の主翼では高迎角時に翼面上で前縁剥離渦が形成され、これを利用して揚力を得ているが、一定の迎角を超えると、渦は崩壊し翼面上の揚力を失う<sup>1)</sup>。離着陸時の飛行には、この低速時の空力安定性が大きく関わっている。低速域での前縁剥離渦の挙動に関する研究<sup>2)</sup>や、詳細な空力変化を考慮しない飛行経路の最適化<sup>3)</sup>の研究例はあるが、超音速旅客機に対し、詳細な空力変化を把握した上で機体の飛行を模擬している研究は行われていない。そのため、大きな後退角の付いた主翼を持つSSTの機体概念に対して、前縁剥離渦などによる空力変化を詳細に考慮した着陸飛行経路の最適化を行う。

離着陸時は、高度、機体速度、機体姿勢および大気条件が時々刻々と変化し続ける。これを計算機上で再現するためには空力計算と飛行運動計算を連成させた飛行経路の計算が必要である。高詳細な空力をCFDにより取得しつつ、飛行を刻一刻と解くことは航空分野でのCFDの応用目標の一つであり、デジタルフライトと呼ばれる<sup>4)</sup>。急降下や急旋回、故障の模擬のような実機では危険な飛行を行う際の機体の空力特性および

挙動を計算機上で再現することにより、実機での飛行試験に伴うリスクを回避したりコストを低減したりすることができる。

本研究ではSSTの実用的な開発を念頭に、舵角制御による機体運動および飛行経路を空気力学と飛行力学の連成計算を用いて算出し、飛行経路の大域的最適化の適用を行う。

空力は Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS) 計算によって特定の機体姿勢・速度での機体の空力係数を取得し、データベース化したうえで、コスト低減のため運動計算の際に機体に働く空力を Kriging 法によって推定する。

本研究では、飛行力学の計算では縦運動を考慮することとし、3自由度運動方程式を解く。この飛行計算の結果に対して、舵角の入力を遺伝的アルゴリズムによって最適化する。

### 2. 空力評価手法

#### 2.1. 支配方程式

機体に働く空力係数の取得には宇宙航空研究開発機構 (JAXA) が開発した高速流体解析ソルバFaSTAR<sup>5)</sup>を用いた数値計算に基づく。支配方程式は圧縮性 Navier-Stokes方程式とし、RANSによる定常計算を行った。乱流モデルにはSpalart-AllmarasモデルのSA-nof2-Rモデル<sup>6)</sup>、流束評価にはSLAUスキーム<sup>7)</sup>、時間積分にはLower Upper Symmetric Gauss Seidel (LU-SGS) 陰解法<sup>8)</sup>を用いた。

## 2.2. 格子生成

数値計算に用いる格子には, JAXAが開発した自動格子生成ツールHexaGrid<sup>9)</sup>を利用して六面体要素に基づいた非構造格子を生成し, 使用した. このとき, 空間格子はほとんどが直交格子として生成されるが, 格子レベルの切り替わる場所では四面体やプリズム状の格子が, 物体近傍では物体適合のレイヤー格子がそれぞれ生成される. 最小格子幅は $y^+ = 1$ となるように定める. 本研究ではマッハ0.3, 高度500mでの飛行を仮定したとき最小格子幅は $1.82 \times 10^{-4}$ となり, 拡大率を1.25とした結果, Prism層の層数は30層, 総格子点数は $1.12 \times 10^7$ となった.

## 2.3. 舵角操舵の評価

また, 本研究では機体の速度, 迎角に加えてエレベータの舵角も考慮して空力係数を評価し, 空力係数のデータベースを構築する. 試行として, 舵角による空力係数への寄与は DATCOM<sup>10)</sup>によって推算することとした. この時, 舵角を $\delta_e$ , それによる空力微係数を $C_{D\delta_e}$ ,  $C_{L\delta_e}$ ,  $C_{m\delta_e}$ とおくと, 舵角を与えた時の全機の抗力係数, 揚力係数, ピッチングモーメント係数はCFDによって取得した各係数と DATCOM で推算した微係数を以下の式のように足し合わせることで与えられる.

$$\begin{cases} C_D = C_D(\alpha) + C_{D\delta_e} \delta_e \\ C_L = C_L(\alpha) + C_{L\delta_e} \delta_e \\ C_m = C_m(\alpha) + C_{m\delta_e} \delta_e \end{cases} \quad (1)$$

## 2.4. Kriging 法による空力係数の推測

機体に働く空気力は迎角, 速度, 舵角を変数にもつ関数であると考え, この推定には Kriging 法<sup>11)</sup>を用いる. Kriging 法では図1に示すようにサンプル点から解空間全体の平均値 $\mu$ を予測し, 局所的な偏差 $\varepsilon(x^i)$ との和によって解を予測する. Kriging 法は解と変数の空間相関を考慮した近似手法であるため, 多峰性のある問題でも高い精度で解の変化を予測することが出来る. Kriging 法による近似解は以下の式で表される.  $N$  は設計変数の個数である.

$$y(x^i) = \mu + \varepsilon(x^i) \quad (i = 1, 2, \dots, N) \quad (2)$$

本研究では, 機体の  $x$  軸と  $z$  軸の各方向に働く空力係数 $C_x, C_z$ とピッチングモーメント係数 $C_m$ に対して Kriging 法による推定を用いる.

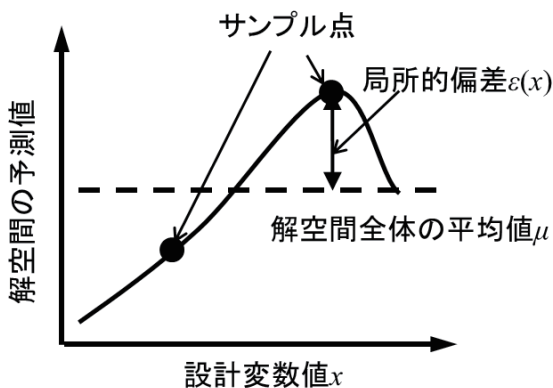


図1 Kriging 法による補間のモデル図

## 3. 運動計算手法

### 3.1. 並進・回転運動方程式

本研究では, 機体の機軸方向とその垂直方向の運動と, 頭上げ方向の回転のみを考慮する. 飛行している航空機は重力や空気力による外力を受けている. この外力による機体の並進運動と回転運動の方程式を3式に示す.

$$\begin{cases} F_x = m(\dot{u} + qw) \\ F_z = m(\dot{w} - qu) \end{cases} \quad (3)$$

$$\bar{M} = \left[ \int (x^2 + z^2) dm \right] \cdot \dot{q}$$

ここで, 3式は, 機体の慣性モーメント $I$ を4式で表されることによって, 5式で表せる.

$$I = \int (x^2 + z^2) dm \quad (4)$$

$$I\dot{q} = \bar{M} \quad (5)$$

このように考えると, 各軸方向に働く空気力は無次元化された係数 $C_x, C_z$ とすると, 2章で求めた抗力係数 $C_D$ , 揚力係数 $C_L$ と機体の迎角 $\alpha$ から次の通りに書ける.

$$\begin{cases} C_x = C_D \cos \alpha - C_L \sin \alpha \\ C_z = C_D \sin \alpha + C_L \cos \alpha \end{cases} \quad (6)$$

機体が図2のように角速度 $q$ で角度 $\theta$ だけ回転しているとする, 並進運動の方程式は次の通りに書ける.

$$\begin{cases} m\dot{u} = m - qw + mg \sin \theta + \frac{\rho V^2 S}{2m} C_x \\ m\dot{w} = m - qu - mg \cos \theta + \frac{\rho V^2 S}{2m} C_z \end{cases} \quad (7)$$

ここで,  $\rho$ は空気密度,  $V$ は機体速度,  $S$ は主翼面積であり,  $u, w$ はそれぞれ機体の速度の $x$ 軸方向と $z$ 軸方向の成分である.

空気力による重心周りのモーメントは, 8式のように与えられる.

$$M = \frac{\rho V^2 S \bar{c}}{2} \times C_m \quad (8)$$

ここで,  $C_m$ は空気力のモーメントを動圧と面積と長さの積によって無次元化した係数である. 空力平均翼弦 (Mean Aerodynamic Chord: MAC) を代表長さとして用いる. 回転の角加速度 $\dot{q}$ について解くと, 回転運動の方程式が9式として得られる.

$$\dot{q} = \frac{\rho V^2 S \bar{c}}{2I} \times C_m \quad (9)$$

図2のような座標系を考えると, 一方の座標系から見た点の座標を他方の座標系から見た座標への変換は10式と11式で表せる. これを図に示すと図3となる.

$$\begin{bmatrix} x \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta \\ \sin \theta & -\cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_E' \\ Z_E' \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\begin{bmatrix} X_E' \\ Z_E' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\cos \theta & \sin \theta \\ -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ z \end{bmatrix} \quad (11)$$

地球座標系上での機体速度を $u_e, w_e$ とする. 機体座標系上での機体速度 $u, w$ からの変換は11式より, 12式となる. また, 機体の飛行経路角 $\gamma$ は $u_e, w_e$ によって定

義され、13 式で表せる。

$$\begin{bmatrix} u_e \\ w_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta \\ -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\gamma = \tan^{-1} \frac{w_e}{u_e} \quad (13)$$

### 3.2.4 次精度 Runge-Kutta 法

本研究では、運動方程式の数値解法には 4 次精度 Runge-Kutta 法を用いた。\$y=f(t)\$ とすると、\$y'\$ が次の通りに得られる。

$$y' = \frac{dt}{6} (k_1 + 2k_2 + 2k_3 + k_4) \quad (14)$$

ここで \$y'\$ は時間刻み \$dt\$ 後における傾きを表す。これより、時間刻み \$dt\$ 経過後の関数の値は以下のように表される。

$$y_{n+1} = y_n + \frac{dt}{6} (k_1 + 2k_2 + 2k_3 + k_4) \quad (15)$$

本研究では、15 式を 7 式、9 式の運動方程式へ適用する。

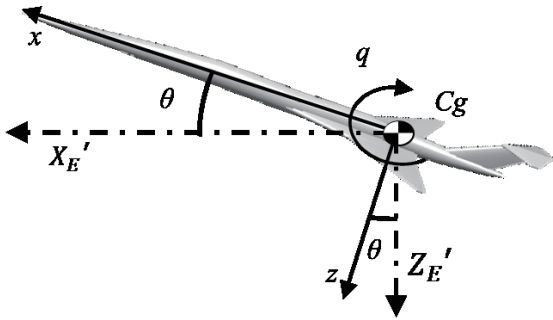


図 2 機体座標系 \$xz\$ と座標系 \$X\_E'Z\_E'\$

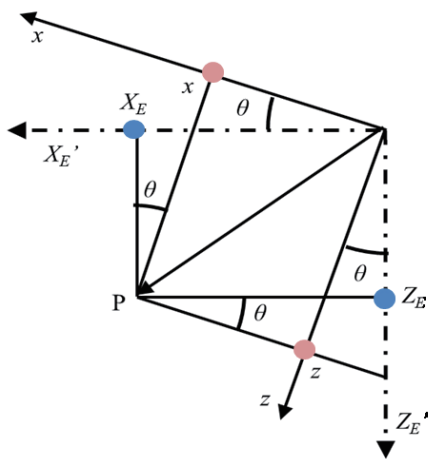


図 3 機体座標系 \$xz\$ から座標系 \$X\_E'Z\_E'\$ への変換

### 4. 最適化手法

飛行経路の最適化を行う時の手法として遺伝的アルゴリズム (Genetic Algorithm : GA) を用いた<sup>12)</sup>。GA は生物の進化の過程 (選択・交叉・淘汰・突然変異) を模倣した手法である。各世代を形成する個体群のうち、目的関数に対する適応度の高い個体のみが生き残り、その個体から交叉と突然変異によって次の世代の個体を形成する。これを繰り返すことで目的に対して最適な解を獲得しようとする。

多目的の最適化問題は 16 式によって定式化される。目的関数を \$f\_i(x)\$、制約条件を \$g\_j(x)\$ とし、目的関数は \$K\$ 個、制約条件は \$L\$ 個あるとする。\$(x\_1, x\_2, \dots, x\_N)\$ は設計変数と呼ぶ<sup>13)</sup>。GA のフローチャートを図 4 に示す。

$$\begin{cases} \text{minimize } f_i(x_1, x_2, \dots, x_N) & i=1, 2, \dots, K \\ \text{subject to } g_j(x_1, x_2, \dots, x_N) \leq 0 & j=1, 2, \dots, L \end{cases} \quad (16)$$

最適化問題に制約条件が課されている時、制約条件に反する解 (実行不可能解) が得られることがある。実行不可能解を排除し、制約を全て満たす実行可能解を得るために、実行不可能解の制約条件に対する制約違反量を評価する<sup>14,15)</sup>。

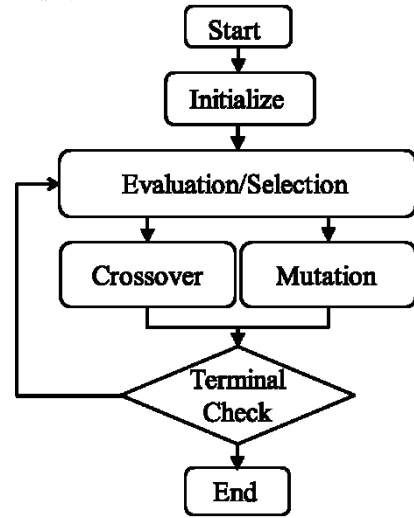


図 4 GA による最適化のフローチャート

### 5. 設計問題

本研究では、JAXA による超音速ビジネスジェット機概念<sup>16)</sup>を対象に空力計算と運動計算を行う。機体の概念図を図 5 に、諸元を表 1 に示す。本研究では、エンジンナセルを除いた形態で空力を取得する。

空力データベースを構築するための計算条件を表 2 に示す。迎角は \$2^\circ\$ 刻み、舵角は \$5^\circ\$ 刻みとして空力係数を取得した。また、高揚力装置は一様に展開したものとして扱われ、JAXA による類似形状での実験値<sup>17)</sup>を数値計算によって得られた空力係数に加算する。

一般的な航空機の飛行プロファイルを図 6 に示す<sup>18)</sup>。本研究ではこのうち着陸を扱う。着陸時には機体を減速させながら降下する。この時の機体姿勢と速度は、舵角の操舵のみにより制御されることとし、推力と高揚力装置の操作は無いものと仮定した。

飛行経路を評価し、最適化するための目的関数としてコスト関数 \$J^{19)}\$ を用いる。\$J\$ は以下の式によって表すことができる。

$$J = \phi[x_s(t_f), u_c(t_f)] + \int_{t_0}^{t_f} L[x_s(t), u_c(t)] dt \quad (17)$$

$$\begin{aligned} L[x_s(t), u_c(t)] = & \left\{ 2 \left[ \left( (z(t) - z(0)) \cos \alpha_0 \right) \right. \right. \\ & \left. \left. - \left( (x(t) - x(0)) \sin \alpha_0 \right) \right]^2 \right. \\ & \left. + 0.04 [\delta_e(t) - \delta_e(0)]^2 \right\} \end{aligned} \quad (18)$$

本研究での機体運動の計算は時系列的に行われ、表 2

で示した条件から逸脱すると計算が打ち切られる．17式内の $t_f$ は計算が打ち切られる直前の時刻を示す．17式の第1項はその時刻での飛行経路角，第2項では，計算開始から終了までの18式で表される関数の時間積分を示す． $x_s(t)$ は，時刻 $t$ での機体の座標 $x(t)$ と $z(t)$ を示し， $u_c(t)$ は舵角 $\delta_c(t)$ を示す．また，18式にて， $\alpha_0$ は機体の初期迎角， $\delta_c(0)$ は初期舵角を示す．これより， $J$ は機体座標と舵角の時間履歴，計算終了時の飛行経路によって求められる．

本研究では，目的関数は $J$ の最小化と，接地時の機体速度のマッハ数， $ma(t_f)$ の最小化とした．接地時の機体速度は，制約条件とした場合に十分に解が進化しなくなる可能性があり，全く考慮しない場合にはこれが高速な解を得る可能性があるため，目的関数とすることによる低減を見込んだ．また，最適化を行う際の制約条件として，機体の速度，迎角が接地するまで表2で定めた範囲を逸脱しないことと，接地時の機体の飛行距離が4000mとなることを与えた．このとき，本研究で取り扱う最適化問題は以下のように定式化できる．ここで $t_f$ は機体が接地する直前の時刻を示し，時間刻み幅 $\Delta t$ 経過後には機体の $z$ 座標が負となり計算が打ち切られたこととなる．これを定式化したものが19式である．最適化を行う際的设计変数は舵角の操舵履歴とする．その他のパラメータは表3に，位置，速度などの初期値は表4に示す．舵角の取りうる角度は最大値 $10^\circ$ ，最小値 $-50^\circ$ とし，1秒の飛行に対して5回操作するものとする．また1秒間に操舵できる角度の範囲を $2^\circ$ とした．

$$\begin{cases} \text{minimize} & J \\ & ma(t_f) \\ \text{subject to} & z(t_f + \Delta t) < 0 \\ & x(t_f) = 4000 \end{cases} \quad 19$$

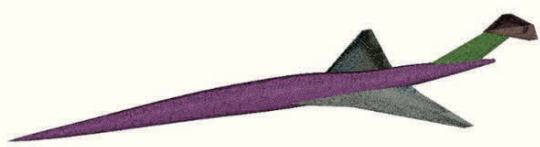


図5 JAXAによる超音速ビジネスジェット概念図

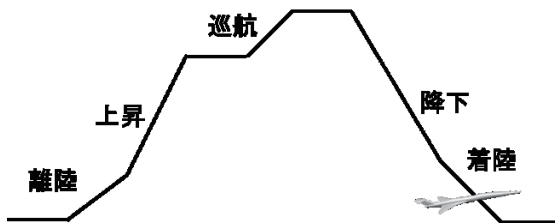


図6 旅客機の飛行プロファイル

表1 検討機体の諸元

名称	本研究での値
全長	33m
全幅	21.628m
全高	2.7m
主翼面積	43.446m <sup>2</sup>
MAC長	4.26m
重量	15t

表2 本研究での計算条件

マッハ数	0.1, 0.3, 0.5
迎角	$-5^\circ \sim 21^\circ$
舵角	$-50^\circ \sim 10^\circ$

表3 設定できるパラメータと本研究で設定した値

名称	設定した値
重力加速度	9.8kgm/s <sup>2</sup>
機体重量	15000kg
代表面積	43.446m <sup>2</sup>
機体MAC長	4.26m
主翼スパン	10.814m
主慣性モーメント	319900kg m <sup>2</sup>
飛行時間，時間刻み幅	50s, 0.005s

表4 飛行経路計算の初期条件

名称	値
初期位置	$(x_0, z_0) = (0, 500)$
初期速度	$(u_0, w_0) = (121.21, 17.03)$
初期姿勢角	$\theta_0 = 0$
初期角速度	$q_0 = 0$
初期舵角	$-30^\circ$

## 6. 結果と考察

### 6.1. 得られた空力係数

経路計算に用いる空力データベースの作成のため取得した揚力係数を図7のグラフに示す．このとき，マッハ数に依らず $\alpha = 19^\circ$ と $21^\circ$ の間で失速を示した．そこで，マッハ0.3， $\alpha = 19^\circ$ と $\alpha = 21^\circ$ での流れ場を示した図8より， $\alpha = 19^\circ$ のときには主流方向速度0の等値面の先端が主翼後縁付近にあったが， $\alpha = 21^\circ$ のときにはその位置が主翼上へ前進していることと，主翼上面の後部で負圧が低下していることが分かる．これより， $\alpha = 21^\circ$ では主翼上面に渦崩壊が発生し，得られる揚力が失われていることがわかる．この渦崩壊と呼ばれる現象は，揚力の損失の他に，バフエットと呼ばれる振動現象を発生させ，機体の破壊につながる恐れがある<sup>20)</sup>．そのため，飛行経路の最適化では機体の迎角が渦崩壊の起こる範囲に入らないことも加味する必要がある．

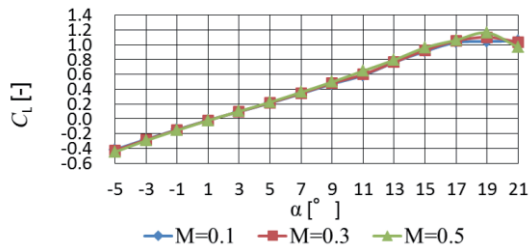
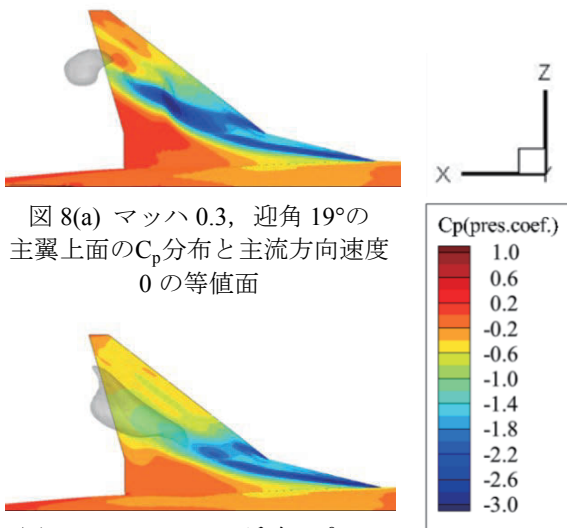


図 7 迎角に対する揚力係数のグラフ

図 8(a) マッハ 0.3, 迎角 19° の主翼上面の  $C_p$  分布と主流方向速度 0 の等値面図 8(b) マッハ 0.3, 迎角 21° の主翼上面の  $C_p$  分布と主流方向速度 0 の等値面

## 6.2. 飛行経路最適化

最適化は 19 式によって定式化された問題に対して、各世代の個体数を 30、世代数は 15000 として行った。得られた実行可能解の世代履歴を図 9 に示す。この図から、世代の進行に伴い解の進化が進んでいることと、 $J$  の大きな解の淘汰が行われていることが分かる。また、これらの解に対し、 $J$  が最も小さい解（以下、最良解）と最も大きい解（以下、最悪解）について、飛行経路と速度、姿勢、操舵の時間履歴と  $J$  の時間履歴について、それぞれ比較する。

最良解と最悪解それぞれの飛行経路を図 10 に示した。図中の黒破線は飛行経路の始点と終点を一直線に結んだものである。図より、最良解の方が破線に近い経路を飛行し、最悪解では破線から離れた経路を飛行していることが分かる。最良解が破線に近い経路を飛行するのは、 $J$  の小さい解ほど直線に近い経路となるためであると考えられる。また、図から最悪解では接地する際に急降下するような運動によって接地していることが考えられる。

図 11 には速度の時間履歴を示す。この図より、最良解と最悪解の間で接地時点での鉛直方向の機体速度に大きな差があると言える。また、最良解では鉛直方向速度は約 25 秒経過した時点から接地に向かうに従い減速されている一方で、最悪解では、飛行開始から 15 秒程度減速したのち、加速されていることが分かる。この速度変化が最悪解での急降下するような経路に寄与しているものと考えられる。水平方向速度に関して、

接地時の鉛直方向速度に関する差は小さいが、最悪解では最良解に比べ早期に減速されていることが示されている。また、鉛直方向速度と水平方向速度について、最良解ではこれらは同時に減速されているような傾向を示しているが、最悪解では、これらは互いに別々に変化しているような傾向を示すことが分かる。

図 12 に姿勢角・迎角・飛行経路角の時間履歴を示す。姿勢角と飛行経路角の時間履歴は鉛直方向速度の時間履歴と類似した傾向を持つことが分かる。また、最良解と最悪解とで迎角の時間履歴を比較した時、最良解では約 30 秒経過後から迎角を急激に増大させるような変化が見られる。この運動による揚力の獲得が、最良解での姿勢角の引き起こしと接地に向けた鉛直方向速度の減速に関与していると考えられる。

図 13 にエレベータ操舵の時間履歴を示す。この図から、最良解では先述した姿勢角の引き起こしが行われるのと同じ時間帯にそれを実現するための操舵が行われていることが分かる。一方で、最悪解では緩やかに負の向きの操舵が行われ続けていると言え、飛行開始から約 27 秒経過するまでは最良解よりも大きく操舵していることが分かる。このとき機体の迎角は図 12 から約 5 秒経過時点から緩やかな増加傾向にあると言え、約 28 秒経過までは最良解よりも大きな迎角を取っているため、これは最良解と最悪解の操舵の関係からと類似した傾向にあると言える。これより、操舵の時間履歴が迎角の時間履歴に寄与していることが分かる。

図 14 に  $J$  の時間履歴を示す。 $J$  は時間に依存する関数であり、図からも、最良解と最悪解の間にある  $J$  の大小関係はそれぞれの飛行時間の差が寄与するものであることが考えられる。また、最良解で機体が接地した時刻では最悪解の方が  $J$  は小さくなっているが、これは高度変化の時間履歴を示した図 15 より、最良解で機体が接地した時刻では最悪解は高度約 100m で飛行を続けているために、その時刻での  $J$  という観点では最悪解の方が小さくなっていると考えられる。また、図 11 から、最悪解では最良解に比べ早期に水平方向速度が低減されているため、飛行時間が最良解に比べ長くなり、 $J$  が増大したと考えられる。

図 16 に、着陸に向け飛行している時の迎角での翼周りの流れ場を示すため、マッハ 0.3、迎角  $9^\circ \sim 13^\circ$  の主翼上面周りの流れ場を示す。図では表面の  $C_p$  分布と渦度の等値面を示している。この図から、迎角の増大と共に前縁および後退角の変化する kink と呼ばれる部分から発生する前縁剥離渦の勢力の増大と、主翼上面の負圧領域と負圧の増大が進行していること、また負圧領域と前縁剥離渦の発生位置の関係が分かる。これより、機体が前縁剥離渦により揚力を獲得し、迎角を増大させることで前縁剥離渦を発達させ、揚力を獲得し、最良解での機体の鉛直方向速度の減速に寄与していると考えられる。

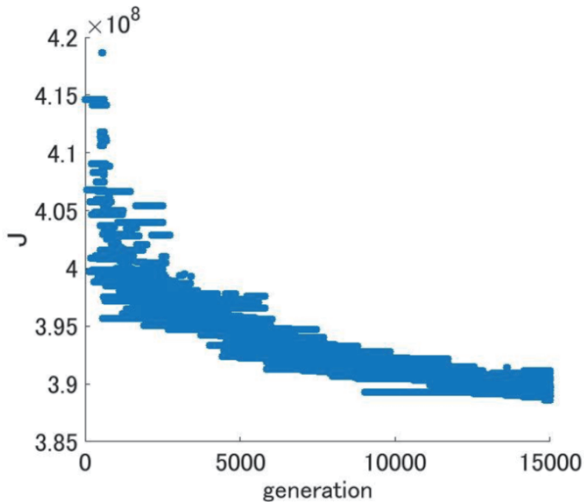


図9 各実行可能解の目的関数値の分布

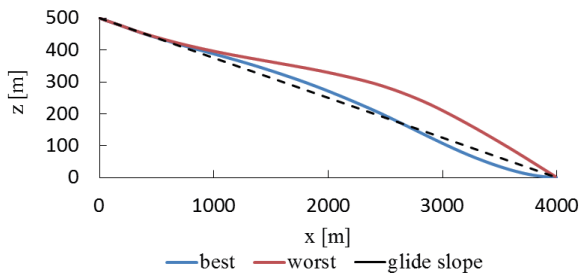


図10 最良解と最悪解それぞれの飛行経路

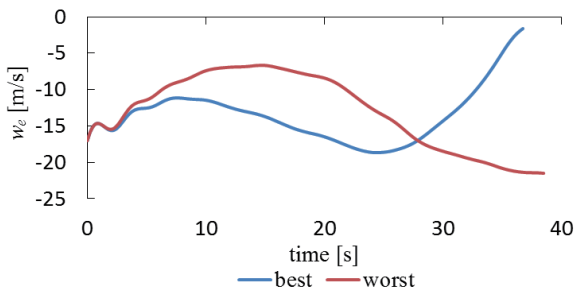
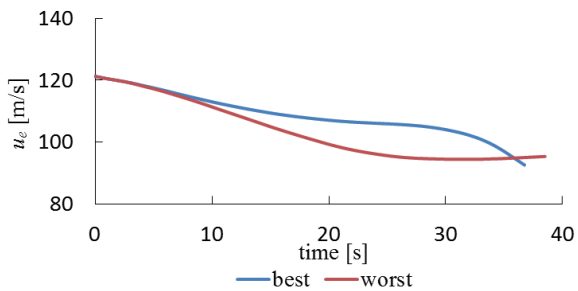


図11 最良解と最悪解それぞれの水平方向速度と鉛直方向速度の時間履歴

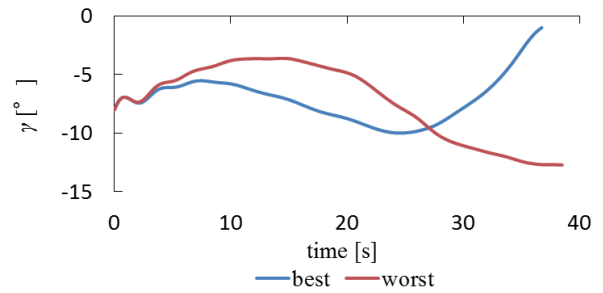
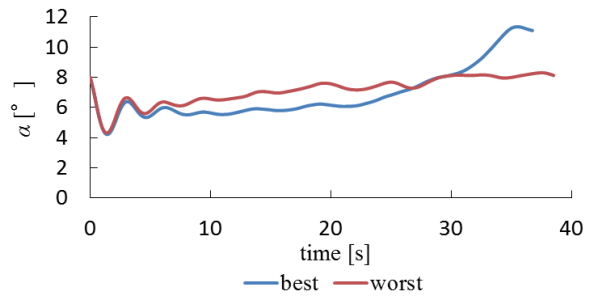
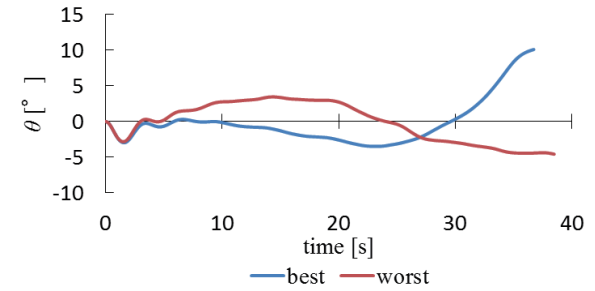


図12 最良解と最悪解それぞれの姿勢角・迎角・飛行経路角の時間履歴

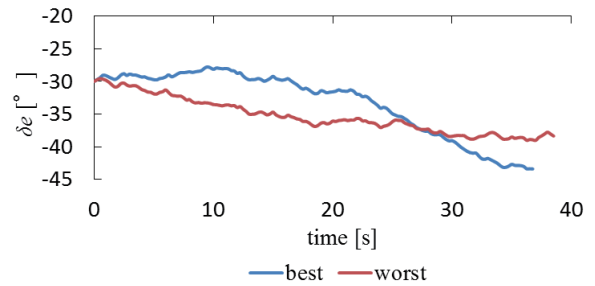


図13 最良解と最悪解それぞれの操舵の時間履歴

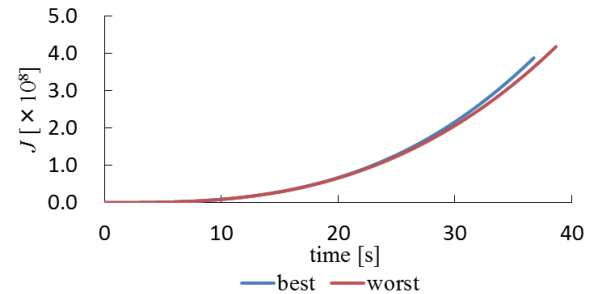


図14 最良解と最悪解それぞれのJの時間履歴

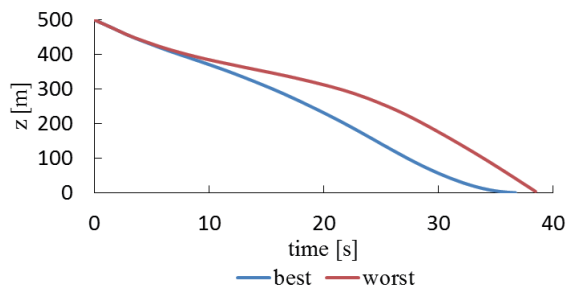
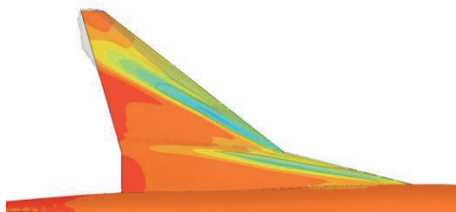
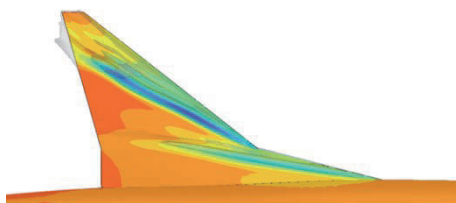
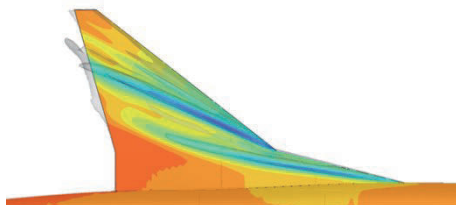
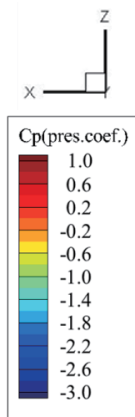


図 15 最良解と最悪解それぞれの高度の時間履歴

図 16(a) マッハ 0.3, 迎角 9°の  
主翼上面の $C_p$ 分布と渦度の等値面図 16(b) マッハ 0.3, 迎角 11°の  
主翼上面の $C_p$ 分布と渦度の等値面図 16(c) マッハ 0.3, 迎角 13°の  
主翼上面の $C_p$ 分布と渦度の等値面

## 7. 結言

本研究では超音速機に対して亜音速域で RANS による空力計算を行い、得られた結果から Kriging 法を用いて空力データベースを作成し、舵角による空力係数の変化を考慮して空力-運動連成計算を行った結果に基づいて、遺伝的アルゴリズムを用いて舵角操舵の時間履歴を最適化することで、最適な飛行経路を実現する舵角操舵を探索した。探索の結果、制約条件を満たした上での最適な飛行経路を得た。これによって超音速旅客機の着陸飛行における安全性に関する知見を得た。

得られた結果から、目的関数  $J$  に対して最も優良な解では、より直線的な経路で飛行し、接地時の鉛直方向速度の低減についても良好であったといえる。一方で  $J$  に対して最も劣悪であった解では、直線から外れた経路で飛行し、接地時の鉛直方向速度は低減されていないという結果を示した。迎角の時間履歴などから、優良な解では鉛直方向速度の低減をめざし、揚力獲得のため機体を引き起こす運動・操舵が行われているこ

と、前縁剥離渦による揚力獲得と迎角の増大に伴う渦の勢力拡大・揚力の増大が分かった。

また、空力計算の結果から高迎角での前縁剥離渦の渦崩壊とそれに伴う揚力の損失が確認されたが、実際に飛行していた迎角よりも更に高迎角での発生であるため、着陸飛行時の機体姿勢は渦崩壊の発生の観点からは安全な姿勢と言えると考えられる。

本研究ではエンジン推力の制御が考慮されていないため、得られた経路は実際の航空機の降下経路よりも急な降下経路である。そのため、今後エンジン推力の操作が行えるようにすることでより現実的な降下経路の獲得を行う必要があると言える。

また、実際の飛行では突風などの気象条件による外乱を考慮に入れたうえで飛行の安全性を検討するべきであるため、本研究のような手法によってそれを評価するためには、今後気象条件が考慮できるようにするべきであると言える。

## 参考文献

- (1) 郭, 宮田, 砂田, 野口, 李家, “低速高迎角の SST 形態周りの流れの可視化実験,” 可視化情報学会誌, Vol.22, 2002, pp.435-438.
- (2) 雷 忠, “低速における超音速機形態の RANS シミュレーション,” 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2005 論文集, 2005, pp.23-28
- (3) 花岡 照明, “エネルギー近似を用いた下界値計算法と超音速航空機最短経路問題への応用,” 日本オペレーションズ・リサーチ学会論文誌
- (4) 坂下竜太, 山川勝史, 松野謙一, “空気力学と飛行力学の連成によるプロペラ航空機モデルの飛行シミュレーション”, ながれ, 34 巻, 2015, pp. 137-142.
- (5) 橋本 敦, 村上 桂一, 青山 剛史, 菱田 学, 大野 真司, 坂下 雅秀, ラフルール パウルス, 佐藤 幸男, “高速流体ソルバ FaSTAR の開発,” 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010, 2010 年.
- (6) Z. Lei, “Effect of RANS Turbulence Models on Computation of Vortical Flow over Wing-Body Configuration,” Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci., Vol.48, No.161, 2005, pp. 152-160.
- (7) E. Shima, K.Kitamura, “Towards shock-stable and accurate hypersonic heating computations: A new pressure flux for AUSM-family schemes,” Journal of Computational Physics, 245, 2013, pp.62-83.
- (8) Y.Nakamura, O.S.Menshov, “Implementation of the LU-SGS Method for an Arbitrary Finite Volume Discretization,” 第 9 回数値流体シンポジウム, 1995.
- (9) 橋本 敦, 村上 桂一, 菱田 学, ラフルール パウルス, “HexaGrid/FaSTAR を用いたデジタル風洞の開発,” 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2011, 2011.
- (10) “USAF Digital Datcom - Public Domain Aeronautical Software,” <http://www.pdas.com/datcom.html>. アクセス日: 2019/04/30.
- (11) T.K.Sugimura, S.Jeong, S.Obayashi, “Kriging-Model-Based Multi-Objective-Robust

- Optimization and Trade-Off Rule Mining of a Centrifugal Fan with Dimensional Uncertainty,” *Journal of Computational Science and Technology*, Vol.3, No.1, 2009, pp. 196-211.
- (12) D.E.Goldberg, *Genetic Algorithm in Search, Optimization and Machine Learning*, Addison-Wesley Publishing Company,inc., 1989.
- (13) 相吉 英太郎・岡本 卓・安田 恵一郎, 最適化手法の基礎 力学モデルによる理解と実装, 森北出版, 2014.
- (14) K. Deb, “An efficient constraint handling method for genetic algorithms,” *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 186, 1999, pp. 311-338.
- (15) 依田 英之, “指向性交配と近傍ランク交配を融合させた進化計算による A-SOFT ハイブリッドロケット設計,” 首都大学東京, 修士論文, 2017.
- (16) Horinouchi. S, “Conceptual Design of a Low Boom SSBJ,” 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2005-1018.
- (17) 雷 忠, “超音速機高揚力装置に関する数値解析及び考察” 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-07-050, 2008.
- (18) M.Abdo, P. Piperni., A. T. Isikveren and F. Kafyeke “Optimization of a Business Jet,” 2005 Canadian Aeronautics and Space Institute Annual General Meeting Aircraft Design & Development Symposium, 2005.
- (19) S. M. Mulgund and R. F. Stengel, “Optimal Recovery from Microburst Wind Shear,” *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 16, No.6, 1993, pp. 1010-1017.
- (20) 岡本 覚, “デルタ翼の前縁剥離渦崩壊が誘起するバフエット現象 (PIV による渦度測定と表面圧力変動の相関)”, *可視化情報学会誌*, Vol.19, Supplement 2, 1999, pp. 123-126.