

Multi-fidelity 評価を応用した超音速機エンジン統合設計

新井 翔*, 金崎 雅博*, 牧野 好和**

*首都大学東京大学院

**宇宙航空研究開発機構

Engine Nacelle Integration for Supersonic Transport Based on Multi-Fidelity Evaluation

by

Sho Arai, Masahiro Kanazaki, Yoshikazu Makino

ABSTRACT

The multi-disciplinary design is an important technique for the efficient design of the supersonic transport (SST), because the designer of SST has to consider the aerodynamics, the structure, and the sonic-boom reduction. High-fidelity flow solver is desirable to solve aerodynamic performance and the sonic boom intensity, however, the employment of the hi-fidelity flow solver is time consuming for the preliminary design. In addition, engine nacelle integration should change the optimality of the airframe in view of the aerodynamics and the sonic boom. Thus, it is ideal that engine nacelle integration and the airframe design are considered, simultaneously. In this study, the expanded multi-fidelity design technique is proposed and investigates the difference among the solution. Here, two fidelities are considered: one is the solver fidelity. That is the flow solver whose governing equation is the full-potential equation and the Euler equation. The other is the geometrical fidelity. That is the simple geometry which only has the fuselage, the wing, the stabilizer and the vertical tail and the complex geometry of integrated the engine nacelle. The final goal of this study is to design under consideration of the design knowledge from these fidelities, seamlessly. To evaluate the result estimated by different fidelities, the Kriging model is used. To visualize the knowledge regarding differences Kriging model based analysis of variance (ANOVA) is also employed. Through these investigations, the similar trend can be observed in view of the aerodynamic performance comparing two solvers. On the other hand, geometries which show low sonic boom by the low fidelity solver do not always show low sonic boom in the high-fidelity solver. It suggests that the design knowledge discovery using initial samples is important before the correction of the optimum designs. Comparing with and without engine nacelle configuration evaluated by the high fidelity solver, it is found that the lift is reduced on the inboard wing of the airframe with integrated the engine nacelle. As this result, the cruise angle of attack is different from the airframe without engine nacelle. In addition, pressure centers are different between the airframe with and without engine nacelles, while the pressure center should be agreed with the gravity of the center. This disagreement should be estimated through the geometrical multi-fidelity design process.

1. はじめに

交通需要の形態の多様化に応えるために航空輸送においても、超音速旅客機による長距離フライトの時間の短縮が課題の一つとして挙げられる。次世代の超音速旅客機には課題とされた燃費やソニックブーム等の解決することが求められる。その要求に応えるべく、燃費改善のための低抵抗化、環境適合を目指したソニックブーム低減のための研究が世界的に行われており、日本でも JAXA において次世代超音速機技術の研究⁽¹⁾が進められている。

多目的設計が広く研究されている一方で、機体の実用化に当たってはエンジン統合問題を効率的解決する手法が求められている。そこで本研究では Low-Fidelity 計算と High-Fidelity 計算の相補的利用に基づく Multi-fidelity アプローチによって、設計の効率化・高度化を目的として、エンジン統合形状における空力性能の評価を多角的に行う。

設計知識の効率的構築のために、翼型形状表現には自由度の高い設計が可能かつ空力特性へ関係するパラメータを持ちデータマイニングに適している PARSEC 法⁽²⁾の改良手法である修正 PARSEC 法⁽³⁾を JAXA で初期概念検討が行われた 50 人乗り程度の静粛超音速概念設計機(Quite Supersonic Transport: QSST)の主翼設計へ適用した。最適設計には Kriging 法と多目的遺伝的アルゴリズム(Multi-Objective Genetic Algorithm: MOGA)による Efficient Global Optimization(EGO)を用い、圧力抵抗係数 C_{dp} 最小化とブーム強度 ΔP 最小化の多目的最適設計問題を解く。設計揚力係数を設定し、トリム安定を取るために重心位置と風圧中心位置の一致を制約条件とした。



Fig. 1 JAXA による 50 人乗り程度の超音速機概念

2. 翼型表現手法

本研究では PARSEC 法に改良を施した修正 PARSEC 法を用いる。この手法は翼型学に従い、翼型を図 2 のように厚み分布とキャンバーに分ける。このことにより、PARSEC 法で問題だった前縁半径の中心がキャンバー上に設定でき、薄い翼型や、前縁キャンバーの大きい翼型設計にも適している。厚み分布は PARSEC 法により対称翼を作成したものと同等のものを扱い、キャンバーは x の 5.5 次関数で表現する。

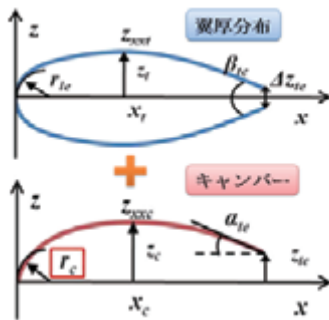


Fig. 2 修正 PARSEC 法のための翼型定義法と設定パラメータ。

3. 最適設計手法

3. 1. 効率的大域的探索法(Efficient Global Optimization: EGO)

多目的遺伝的アルゴリズム(Multi-Objective Genetic Algorithm: MOGA)で非劣解探索を行う場合、計算量が多くなってしまう。そこで、評価値を近似モデルで代用する方法が考えられる。しかしながら、この方法ではサンプル点間で予測誤差がある部分で必ずしも実際の最適解とならないことがある。そこで、本研究では Kriging 予測値の最適性と予測誤差の影響を同時に評価する EI(Expected Improvement) (5)値を用いる。EI 値は次の(2), (3)式で表され、両式とも最大化を行う事で目的関数の最適値近傍で誤差が残るところを中心に探索することが出来る。

目的関数の最大化を図りたい場合、EI 値は変数 x の近似関数 \hat{y} に対して(2)式に示すように表現される。

$$E[I(x)] = (f_{\max} - \hat{y}) \Phi\left(\frac{f_{\max} - \hat{y}}{s}\right) + s\phi\left(\frac{f_{\max} - \hat{y}}{s}\right) \quad (2)$$

ここで、 s^2 は最小2乗誤差、 Φ は標準正規分布関数、 ϕ は確率密度関数である。また、 f_{\max} はKrigingモデルを作成する際に取得したサンプル点群の最大評価値である。同様に、目的関数の最小化を図りたい場合、EI 値は(3)式に示すように表現される。

$$E[I(x)] = (\hat{y} - f_{\min}) \Phi\left(\frac{\hat{y} - f_{\min}}{s}\right) + s\phi\left(\frac{\hat{y} - f_{\min}}{s}\right) \quad (3)$$

f_{\min} はKrigingモデルを作成する際に取得したサンプル点群の最小評価値である。MOGAを用いて(2), (3)式の x に対する同時最大化問題を解くことにより、大域的探索の結果としてEI値に関する非劣解集合を得る。これらの集合からいくつかの解を取り出し、改めて実際の評価値を求めた後に追加サンプル点とすることで、近似解の最適解近傍における精度向上と最適解の探索を図ることが出来る。

3. 2. 分散解析 (ANalysis Of Variance: ANOVA)

各目的関数への設計変数の寄与度を定量的に調べ、Multi-fidelity 設計探索法の有効性を示すため、多変量解析手法の一つである分散解析(ANalysis Of Variance: ANOVA) (7)を適用した。ANOVAでは構築した近似モデルにおける各設計変数による分散を解析し、設計変数の主効果や相互作用分を推算する。分散は式(4)で表し、分散量を得ることで目的関数に対する設計変数の傾向を得ることができる。

$$\sigma(x) = \int \dots \int y dx_1, \dots, dx_{i-1}, dx_{i+1}, \dots, dx_n - \mu \quad (4)$$

$$\mu = \int \dots \int y dx_1, \dots, dx_n \quad (5)$$

寄与度の大きさは上記の分散に基づき、分散が大きいほど寄与度の割合も大きい。目的関数に対する設計変数の寄与

度を定量的に見ることは設計問題全体の把握に有効であり、本研究では Fidelity の異なる解析、形状による影響を調べるのに用いる。

3. 3. Multi-Fidelity アプローチ

GAによる設計探索法はKrigingモデル等の近似関数法を組み合わせることにより効率化を図ることが一般的となっている。Ref. (6)の手法では初期サンプルの評価値を得てKrigingモデルを構築し、EI値の最大化を行うことで追加サンプルを探索する手法であり、効率的な設計探索を実現している。この設計探索法はEfficient Global Optimization (EGO)と呼ばれ、Fig. 1に示す手順により行われる。この手法は直接CFDを用いてMOGAなどにより探索する手法より効率的といえるが、High-fidelity 解析を用いる場合、十分な大域解探索のための計算コストは依然として実用的とならないことがある。

本研究で用いる Multi-fidelity 設計探索法は最適解に到達するまでの High-fidelity 解析の回数を低減させるというものである。本手法の流れをFig. 2へ示す。まず、計算コストが高い High-fidelity 解析において最低限のサンプル数で Kriging モデル(A)を構築し、計算コストが低い Low-fidelity 解析において十分なサンプル数で Kriging モデル(B)を構築する。モデル(A)(B)の間にはサンプル点数の違いと Fidelity の違いによる誤差があり、その大小はサンプルとした設計変数にも依存し、そうした点に High-fidelity 解析によるサンプル点を追加する事でモデル(A)の大域的な精度を最低限維持する。すなわち、提案手法では大域解存在領域の推定・モデルそのものの高精度化を、モデル(A)のEI値が最大となり、かつこの2つのモデル(A)(B)間の差分を最小に出来る追加サンプルを下記(6)式の多目的解を求めることにより求める。

$$\begin{aligned} &\text{Maximize EI}_A \\ &\text{Minimize } |\hat{y}_A - \hat{y}_B| \end{aligned} \quad (6)$$

本手法ではモデル(B)は Low-fidelity でありながら大域的な設計情報を十分に持つ補助モデルとしてのみ使用し、モデル(A)のみに High-fidelity 解析に基づいて追加サンプルを加えていくこととなる。補助モデル(B)の情報を手掛かりとして効率的な追加サンプルを行うことができれば、High-Fidelity 解析を行う回数が低減され、計算コストの低減につながる事が予想される。



Fig. 3 EGOフローチャート



Fig. 4 Multi-Fidelity設計探索法フローチャート

4. 超音速機主翼形状設計

4. 1. 設計対象

設計対象はJAXAにおいて初期概念設計が行われた静粛超音速概念機(Quiet Supersonic Transport: QSST)の主翼形状とする。本機体は機体長53m、全備重量65ton、であり、設計の飛行条件は $M=1.6$ 巡航高度15,000mである。解析モデルはエンジンナセル取り付け前のクリーンモデル(図5)とエンジンナセル統合モデル(図6)の2形態とる。主翼平面形は検討モデルと同等のものとし、 $AR=2.5$ 、主翼参照面積 $S=175m^2$ である。本機体の3断面形を修正PARSEC法により設計を行う。設計変数と設計範囲を表1へ示す。

本報告では後述する2つのソルバとエンジン統合の有無による2モデルを取り扱い、Case1はクリーンモデルに対してLow-Fidelity計算を、Case2は同モデルへHigh-Fidelity計算を、Case3はエンジン統合モデルに対してHigh-Fidelity計算を適用した3ケースの解析・比較を行う。なお、エンジン統合モデルにおけるフロースルーナセルをLow-Fidelity解析によって解くことが困難であるため以上のようにケース設定を行った。

4. 2. 空力評価

Low-Fidelity計算にはJAXAで開発されたCAPAS(CAD-based Automatic Panel Analysis System)⁽⁹⁾を用い、線形化された圧縮性ポテンシャル方程式を解く。

High-Fidelity計算には、JAXA開発の非構造高速流体解析ソルバFaSTAR⁽¹⁰⁾を用いて数値計算を行った。支配方程式は圧縮性Euler方程式とし、 $H/L=0.5$ の機体近傍(図7)を詳細に解く。格子点数は約1000万点である。

4. 3. 制約条件

Fidelityの異なる計算、形状を平等に評価するために制約条件を設計 $C_L=0.15$ と重心位置 $c.g.$ と風圧中心位置 $c.p.$ の一致とした。風圧中心位置は機体のトリム安定を取るために、尾翼舵角の変更によって調整した。トリム安定をとる舵角決定のために、Low-Fidelity計算による2舵角条件での空力性能評価を行い、得られた風圧中心位置から線形補間して尾翼舵角を決定する。High-Fidelity計算における尾翼舵角は、事前検証としてベースモデルに対してLow-Fidelity計算で獲得した尾翼舵角にペナルティを付加し決定した。ペナルティの決定のための事前検証としてベースモデルに対し、本報告と同様の3ケースの計算を行った。そして事前検証の結果を定量的に評価し、High-Fidelity計算における尾翼舵角へ付加するペナルティを1.5度に決定した。

Table 1 設計変数

| | 変数名 | 16% /semispan | 31% /semispan | 62% /semispan |
|-------|------|------------------|------------------|------------------|
| 翼厚分布 | 前縁半径 | dv1 | dv9 | dv18 |
| | 翼厚位置 | dv2 | dv10 | dv19 |
| | 曲率 | dv3 | dv11 | dv20 |
| シンパイヤ | 前縁半径 | dv4 | dv12 | dv21 |
| | 最大位置 | dv5 | dv13 | dv22 |
| | 最大高さ | dv6 | dv14 | dv23 |
| | 曲率 | dv7 | dv15 | dv24 |
| | 後縁角 | dv8 | dv16 | dv25 |
| | 振り下げ | | dv17 | dv26 |

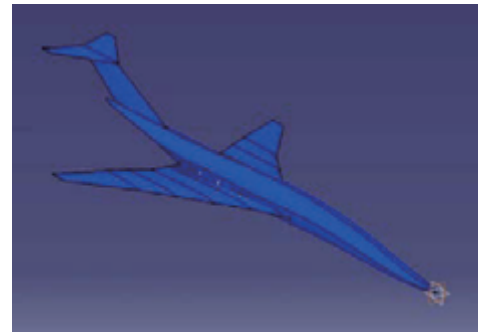


Fig. 5 クリーンモデル



Fig. 6 エンジン統合モデル

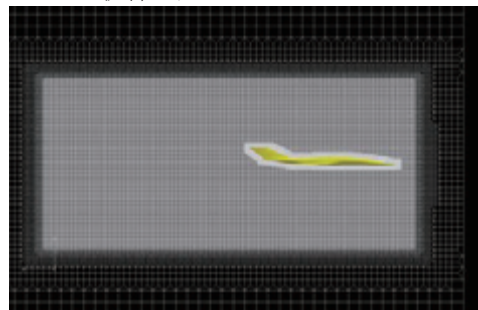


Fig. 7 機体近傍格子

5. 結果と考察

5. 1. 初期サンプリング

本研究におけるサンプル取得にはLHSを使用し、主翼形状の初期個体を11個獲得し、Low-Fidelity計算を行った。またその11個体から6個体を抽出しエンジン統合有無の2ケースのHigh-Fidelity計算を行った。各ケースの

サンプリング結果を図8へ示す。桃色の点がベースモデル形状のサンプル点であり、ランダムに設定された初期サンプルは3ケースすべてでベースモデルより上回る個体はなかった。しかし、ランダムに設定したことにより下位個体の設計情報の獲得ができたと言える。また初期サンプリングでの計算Fidelityのみ変更による評価値の差分を図9へ、形状Fidelityのみ変更による迎角、風圧中心差分を図10へ示す。この結果より計算Fidelityの変更によって圧力抵抗係数 C_{Dp} は形状によらず近い差分を示し、Multi-Fidelityアプローチにおいて、大域的な傾向を把握することに適していると言える。しかし、ブーム強度 ΔP について、形状により差分が異なることから設計傾向が計算Fidelityの違いによって変わる可能性があるため、設計空間の傾向に注意をしながら設計を進める必要であると言える。また形状Fidelityを変更したときには、CL減少のため迎角が増加し、風圧中心が移動する。その際、制約条件として設定した重心位置との差が大きくなりすぎないように注意することが必要であることがわかる。

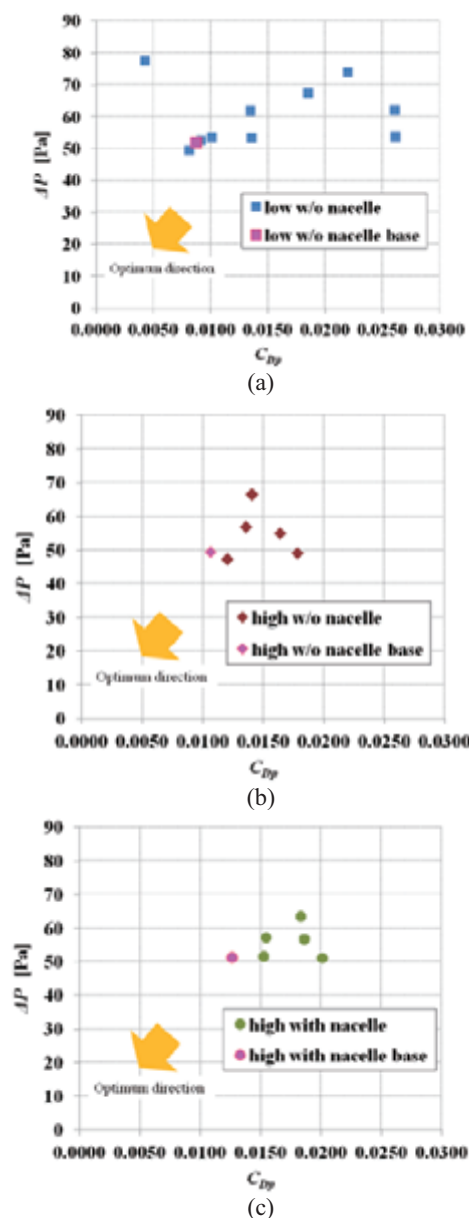


Fig. 8 サンプリング結果 (a)Case1 (b)Case2 (c)Case3

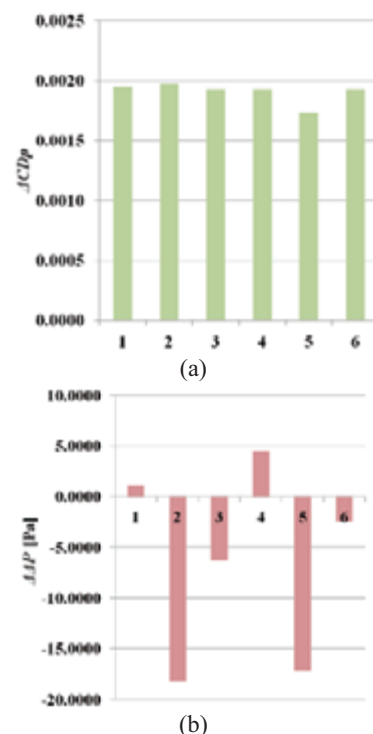


Fig. 9 評価値の差分(Case1×Case2)
(a) C_{Dp} (b) ΔP

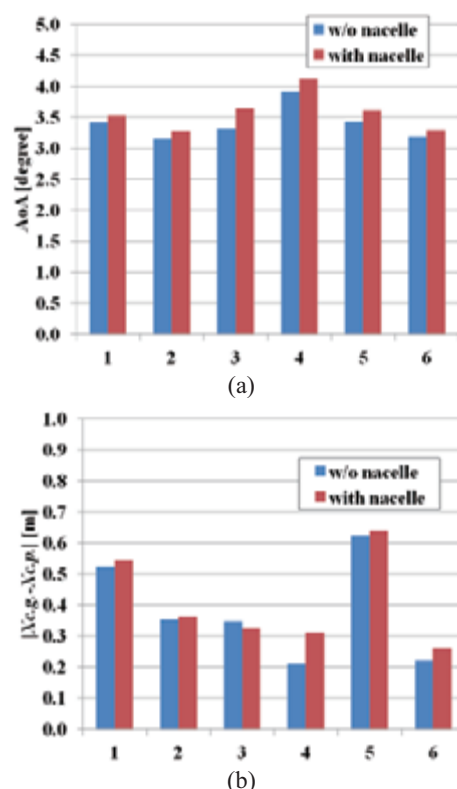


Fig. 10 形状 Fidelity 変更による差分(Case2×Case3) (a) 迎角 (b) 風圧中心位置

5. 2. 分散解析による設計変数寄与度

サンプリング結果を利用し、3ケース2つの目的関数に対してANOVAによる寄与度解析を行った。Case1の結果を図11へ、Case2の結果を図12へ、Case3の結果を図13へ示す。(a), (c), (e)が圧力抵抗係数 C_{Dp} に対する、(d), (e), (f)

がブーム強度 ΔP に対する分散解析結果である。まず3つのケースそれぞれで C_{Dp} と ΔP に対する寄与度を比較すると、目的関数によって寄与の高い設計変数が異なることがわかる。Case1において、 C_{Dp} に対する寄与度がキャンパー前縁半径 $dv12$ やキャンパー曲率 $dv24$ が高い寄与を示したが、 ΔP に対する寄与度ではキャンパー最大高さ位置 $dv13$ が最も高いものの、最大翼厚位置 $dv2$ 、 $dv10$ が大きな寄与を示し傾向の違いを示した。同様にCase2, Case3においても目的関数が異なる場合寄与度の高い変数が異なることがわかった。Case1では ΔP に対して翼厚分布に関する変数の寄与度が高くなり、Cas+e2, Case3の間では寄与度の傾向に大きな違いは観察されず、捻り下げを決定する変数の寄与度が高くなった。これらの違いは計算Fidelityの違いによるものだと考えられる。

次に目的関数は同一とし計算、形状Fidelityが異なる(a),(c),(e)と(b),(d),(f)を比較した。 C_{Dp} に対しての寄与度はそれぞれのケースで近い傾向となった。キャンパー前縁半径 $dv12$ 、キャンパー曲率 $dv24$ 、外翼断面の最大翼厚位置 $dv19$ の寄与度が高くなり、設計変数決定時に計算Fidelityの違いによる影響が小さいことがわかる。しかしエンジン統合モデルにおいて傾向は同様の場合だが、それぞれの変数の寄与度が小さくなった。これはエンジン統合によって抵抗が増加し、全体の傾向として寄与度が小さい内翼側の設計変数に寄与度が分散したことが考えられる。追加サンプルで取得する上で、内翼側の変数の感度の変化に注意が必要であることがわかった。 ΔP に対する分散解析結果では、計算Fidelity間で傾向の大きな相違が見られた。それぞれで寄与度の高い変数が限定されており、Multi-Fidelity最適設計を行う際にブーム低減設計に適応しづらい可能性がある。この相違は総サンプル数が不足していること、またCase1とCase2, Case3の間でサンプル数に違いがあるため、さらに追加サンプルを獲得し検証を行う必要があると考えられる。

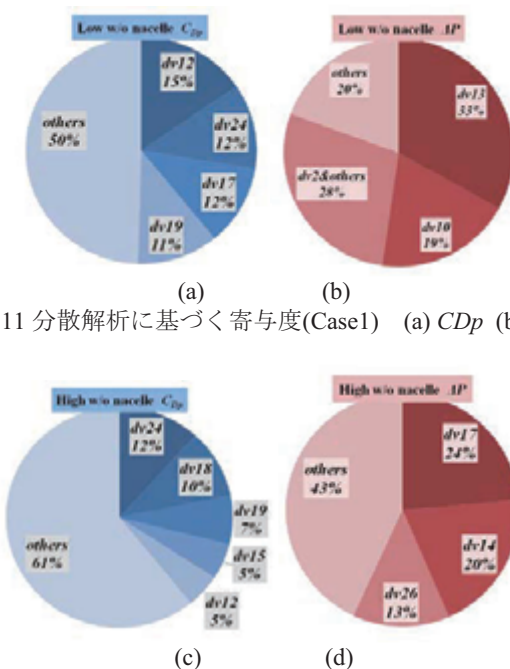


Fig. 11 分散解析に基づく寄与度(Case1) (a) C_{Dp} (b) ΔP

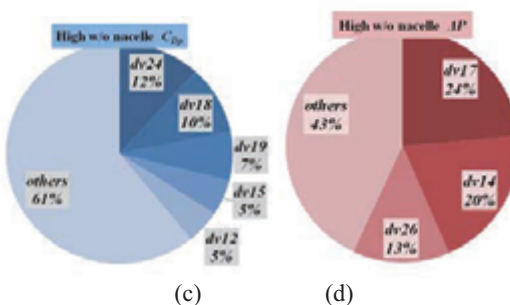


Fig. 12 分散解析に基づく寄与度(Case2) (c) C_{Dp} (d) ΔP

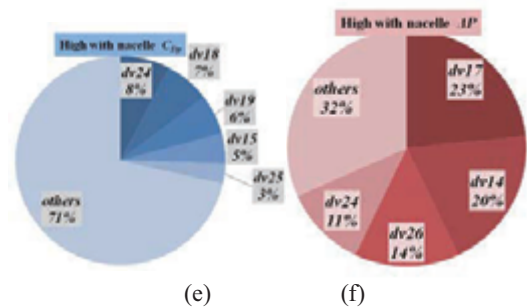


Fig. 13 分散解析に基づく寄与度(Case3) (e) C_{Dp} (f) ΔP

6. まとめ

本報告では LHS により効率的に設計情報の獲得を行い、超音速機主翼エンジン統合設計における影響を調査した。初期サンプリングから得られた設計情報から分散解析を行い、各変数の寄与度の定量化と異なる計算・形状 Fidelity による影響を観察した。その結果、圧力抵抗係数 C_{Dp} に対する寄与度は全体的に近い傾向を獲得し、Multi-Fidelity 設計法へ活用できることが知見として得られた。

参考文献

- 1) 牧野好和, 牧本卓也, 石川敬樹, 「成層圏気球を用いた低ソニックブーム実証実験(D-SEND)の空力形状設計」第 48 回飛行機シンポジウム, JSASS-2010-5160, 2010.
- 2) Sobieczky H., "Parametric Airfoils and Wings," Notes on Numerical Fluid Mechanics, pp. 71-88, Vieweg, 1998.
- 3) Kanazaki, M., Yotsuya, T, Nara, T., Matsushima, K., "Modification of PARSEC Airfoil Representation and Investigation of Design Performance," JSASS, Vol. 59, No.684, pp. 24-26, 2011.
- 4) Jeong, S., Murayama, M., and Yamamoto, K.: "Efficient Optimization Design Method Using Kriging Model," Journal of Aircraft, 42, pp.413-420, 2005.
- 5) Dev, R., Alex, H., and Ilan, K.: "A Multifidelity Gradient-Free Optimization Method and Application to Aerodynamic Design," AIAA Paper2008-6020, 2008.
- 6) 増山元三郎, 「実験計画法」, 岩波書店, pp.83-95, 1956.
- 7) Jeong, S. and Obayashi, S.: Multi-objective Optimization Using Kriging Model and Data Mining, Korea Society International Journal, 7, pp.1-12, 2006.
- 8) 瀬戸直人, 牧野好和, 高戸谷健, 金崎雅博: 小型超音速旅客機の効率的設計探索, 第 24 回数値流体力学シンポジウム, 2010.
- 9) 牧野好和, 牧本卓也, 「超音速機概念設計ツール CAPAS の開発」, 第 40 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, pp. 275-276, 2008.
- 10) 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 菱田学, 大野真司他, 「高速流体ソルバ FaSTAR の開発」, 第 42 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010.