

Supercritical 翼型の改良による高 M_{DD} 翼型の創出

学生証番号：47-146053 氏名：佐藤良亮
 (指導教員 吉田 憲司 教授)

Key Words : Supercritical Airfoils, Mach Drag Divergence, Airfoil Design, Bézier Curve

1. 序論

現在運航している旅客機の多くは、抵抗発散マッハ数(M_{DD})の高い Supercritical(SC)翼型を採用しており、更なる性能改善のためには M_{DD} の高い翼型への改良が求められている。近年の計算空気力学(CFD)技術の進歩は数値風洞を可能とし、風洞試験に基づく初期の SC 翼型に関する多くの知見の再考を可能としている。

そこで、本研究では高 M_{DD} 翼型の設計法の構築を目的として、過去の知見による設計方針を参考に、既存翼型の改良設計法の構築を行った。まず、既存翼型の設計点における圧力分布を基に、更なる高 M_{DD} 化を可能とする理想的な圧力分布への翼型の改良を試みた。また、CFD 解析を実施することで空力性能の評価を行い、評価の指標としては神谷の文献^[1]を参考に、上面静圧分布の平均値であるパラメータ F 値を用いた。

$$F = \frac{1}{c} \int_0^c \left(\frac{p}{p_0} \right) dx \quad (1)$$

c : コード長、 p : 静圧、 p_0 : 総圧

2. 研究課題の概要とアプローチ

本研究の対象翼型としては、初期の代表的な SC 翼型である DSMA523 翼型を選定した。その翼型形状と設計圧力分布を図 1 に示す。 M_{DD} 特性改善の設計方針については、過去の知見を整理^[2]し考察することで、翼前縁における圧力分布に suction peak と呼ばれる大きな負圧領域(図 1 の青線部分)を持たせることを目標とした。

また、本研究では CFD 解析による空力性能の推算を行った。図 2 に計算格子を示し、表 1 に解析手法を示す。計算格子は C 型構造格子を用いており、格子点数は周方向×高さ方向に 525 × 75 点とし、総格子点数は約 4 万点である。また、解析ソルバは JAXA が開発した圧縮性流体解析ソルバ「UPACS」^[4]を用いた。本研究では、翼面上の衝撃波発生による格子依存性をなるべく少ない格子点数で取り除くために、翼面に衝撃波が発生した場合に格子点を追加して分解能を改善するという解適合格子法を考案し、上下面に適用した。

以上より、DSMA523 翼型の設計圧力分布を風洞試験結果^[3]から選び、その設計圧力分布に近い CFD 解析結果の得られた解析条件 ($Re = 2.0 \times 10^6, M = 0.78, \alpha = 0.76^\circ$) で設計を行った。

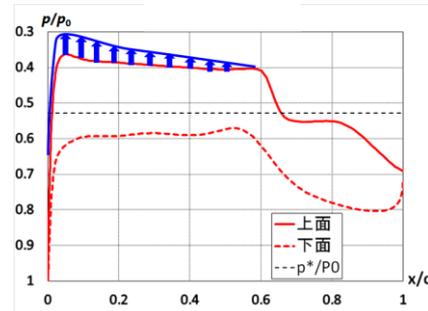


図 1 DSMA523 翼型^[2]とその設計圧力分布(赤線)に対する目標圧力分布(青線)

表 1 計算手法

支配方程式	Re 平均 NS 方程式
離散化手法	セル中心有限体積法
流速評価	Ausmdv スキーム
MUSCL の高精度化	2 次精度
乱流モデル	Spalart-Allmaras

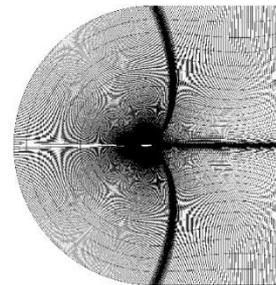


図 2 計算格子概要

3. 翼型改良法の検討と考察

翼型改良法としては、式(2),(3)で表す Bezier 曲線^[5]を用いた形状定義の適用を考案した。上面を 2 分割、下面を 3 分割し、それぞれ端点を二階微分に着目して接続することで翼型を表現する。翼型のコー

ド長方向を x 、高さ方向を z とした場合の定義式を以下に示す。

$$B_i^n(t) = \binom{n}{i} (1-t)^{n-i} t^i \quad (2)$$

$$(x/c)(t) = (z/c)(t) = \sum_{i=0}^n B_i^n(t) P_i, \quad 0 \leq t \leq 1 \quad (3)$$

$$\frac{d(x/c)}{d(z/c)} = f\{x(t), y(t)\}, \quad (0 \leq t \leq 1) \quad (4)$$

$$(z/c)_t = (z/c)_{t-1} + \frac{1}{f\{x(t), y(t)\}} \{(x/c)_t - (x/c)_{t-1}\} \quad (5)$$

以上の翼型改良法を適用した改良翼型(D-51id07)に対して、設計圧力分布を得た解析条件でCFD解析を実施した。表2に解析結果、図3にDSMA523翼型と改良翼型、またその圧力分布を示す。図3より、D-51id07の特徴としては前縁が張り出しており、また大きなrear loadingを有する点にある。これにより、目標となる圧力分布が得られ、表2より F 値も大きく低減した。

表2 解析結果

	M	α	C_l	F
DSMA523	0.780	0.760	0.684	0.467
D-51id07	0.780	0.760	0.884	0.426

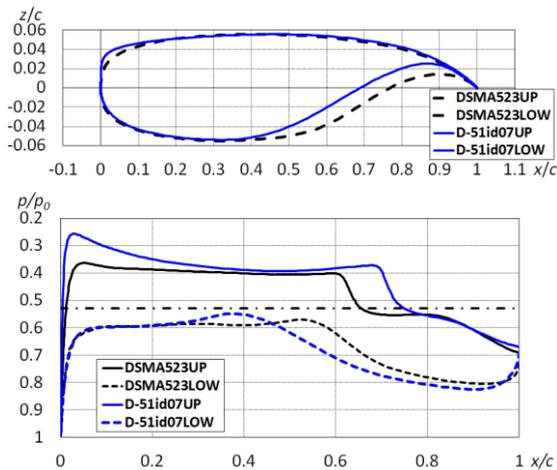


図3 改良翼型と圧力分布

これより、DSMA523翼型の設計圧力分布における揚力係数(C_l)での M_{DD} を検討した。図4に結果を示す。図の縦軸は抵抗係数(C_d)、横軸はMach数を表し、 M_{DD} の値は式(6)により定義される。図4より、D-51id07では $M_{DD} = 0.795$ 、DSMA523翼型では $M_{DD} = 0.775$ となり、 M_{DD} は約0.02向上した。この要因は、suction peakと、リアローディングの増大に伴う衝撃波位置の後退によって揚力傾斜が増大した

ために、必要迎角が低下し、crest(翼上面の接線が主流方向と一致する最高点)位置が後退したためと考えられる。

$$\frac{dC_d}{dM_\infty} = 0.1 \quad (6)$$

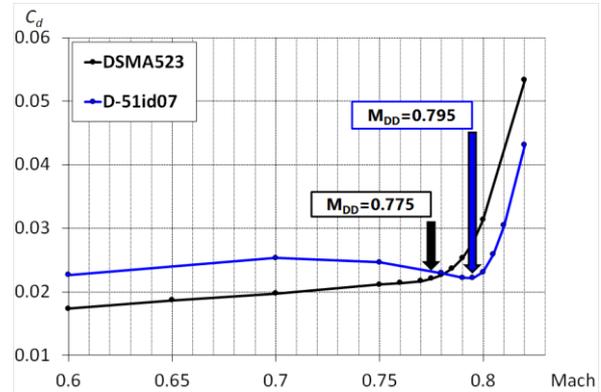


図4 M_{DD} 特性の比較

4. 結論

Bezier曲線による翼型改良法をDSMA523翼型に適用することで、目標圧力分布が得られ F 値を低減することが出来た。その結果、 M_{DD} が約0.02向上した。しかし、目標としたsuction peakを有する圧力分布は、 M_{DD} より低いMach数において抵抗の増大を招いており、抵抗発散性能の良い圧力分布の検討に課題がみられる。

参考文献

- [1] 神谷信彦, “遷音速における二次元翼の抵抗発散”, NAL TR-299, 航空宇宙技術研究所, (1973)
- [2] 佐藤淳造, “Supercritical 翼型について”, 第5回航空学シンポジウム, 東京大学宇宙航空研究所, (1979. 2. 23)
- [3] 山崎哲夫, 佐藤淳造, “Supercritical 翼型の空力特性の解析”, 飛行機シンポジウム講演集 25巻, p572-575, (1987)
- [4] Takaki, R., 他, “The Development of the UPACS CFD Environment, High Performance Computing, Proc.” of ISHPC 2003, pp.307-319. (2003)
- [5] 今野晃一, “3次元形状処理入門-3次元CGとCADへの基礎-” (株)サイエンス社, (2003.11.25)