

第 53 回飛行機シンポジウム に参加して

福井 恒誠

Kosei FUKUI

理工学研究科 特別専攻生

1. はじめに

近年、惑星探査に小型飛行機を用いることが注目されている。小型飛行機に惑星大気中を飛行させることによって探査を行えば、ローバーなどの地表を走行するロボットによって行われてきたこれまでの惑星探査と比べ、移動速度・移動範囲の面で効率的な惑星探査が可能となる。しかし、小型飛行機を惑星まで輸送する上で、ロケットへの搭載が問題となる。この問題を解決するものとして、柔軟構造を持つ Inflatable Wing という収納可能な翼がある。これは、柔軟構造を持ち、ガスの注入によって膨張可能な翼であり、使用前には畳んで収納しておくことができる。これを用いれば、小型飛行機の収納時のサイズをより小さく、また軽量に出来、ロケットへの搭載の点で従来の飛行機よりも有利となり、将来の惑星探査に役立てることができる。

2. 発表内容について

2.1 CFD 解析による性能評価

Inflatable Wing の断面形状には NACA 0012 および NACA 1412 から NACA 9412 までを用い、最大キャンバー位置を翼前縁より 40%、最大翼厚比を

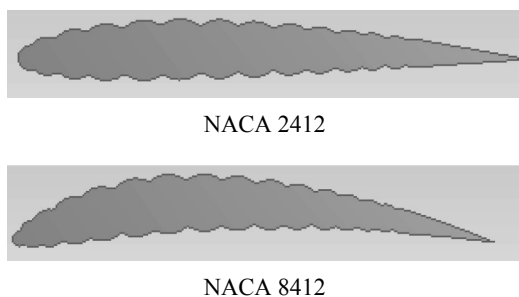


図 1 NACA モデル

12% にそれぞれ固定した。そして、最大キャンパー率を 0% から 9% の間で変化させて CFD 解析を行った。迎え角は -6 度から +20 度まで変化させた。この解析で用いた NACA モデルの一部を図 1 に示す。乱流モデルには、Spalart-Allmaras モデルを用いた。

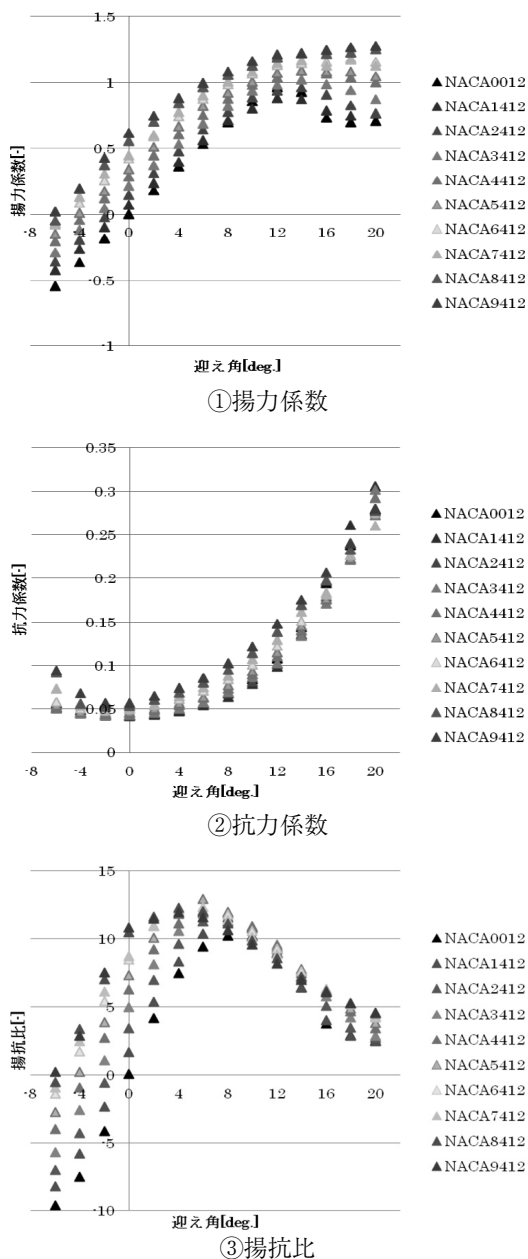


図 2 最大キャンパー変更結果

このような解析モデルによって CFD 解析を行った結果を図 2 に示す。

図 2-①, ② に示すように, 最大キャンパー率が 0% から 9% の間では, キャンパーが大きくなるほど揚力係数, 抗力係数ともに増加をみた。また, 一般的な NACA 翼型の CFD 解析結果と比較した際にも, この傾向は一致した。さらに, 特に低迎え角領域において, 最大キャンパー率の増加につれて抗力係数の増加する割合と揚力係数の増加する割合を比較すると, 後者の方が大きいことが読み取れ, このことから, 図 2-③ に示すように揚抗比は 6 度以下の領域では最大キャンパー率の増加にともなって増加する傾向を示すことがわかる。

2.2 解析モデルの検討

これまで, Spalart-Allmaras モデルを用いて CFD 解析を行ってきた。ここで, 他の乱流モデルを適用して CFD 解析を行い, モデルによる結果への影響を検討した。検討に際しては, 乱流モデルの Spalart-Allmaras モデル, k-epsilon モデル, k-omega モデルを用いた。その解析結果を図 3 に示す。図 3-① に示すように, 揚力の解析結果は迎え角 8 度以下の領域では比較的小さく, 解析結果は十分に一致している。しかし, 迎え角 10 度以上の領域ではしだいに差が大きくなっている。このとき, 翼後部の

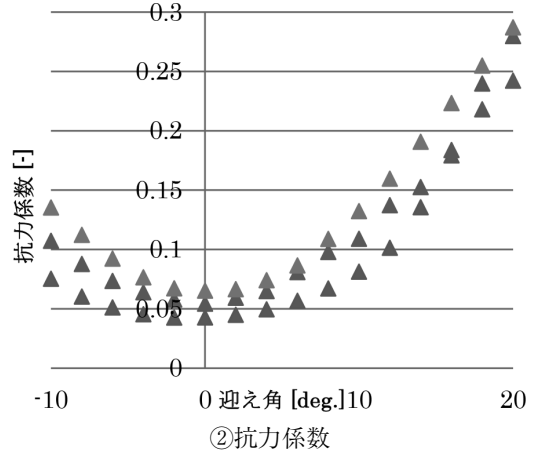
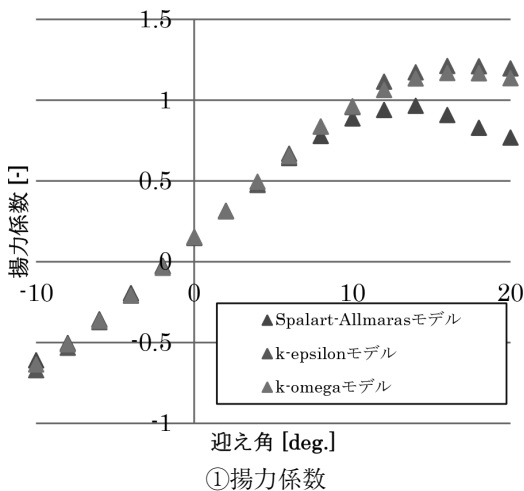


図 3 解析モデル変更結果

上面における圧力分布・速度分布にモデルによる差が生じており, 高迎え角時の剥離の計算に差が生じたためであると考えられる。

3. まとめ

本研究では Inflatable Wing の断面形状におよび解析に用いる乱流モデルについて検討し, その性能の評価を行った。Inflatable Wing においても, 一般的な翼と同様にキャンパーの増加にともなって揚力係数・抗力係数ともに増加する傾向を示した。一方で, 翼表面の凹凸等の影響により抗力が過大となることも確認された。また, モデルの検討については, 迎え角 8 度以下の領域では計算結果の差は小さく, 実用的な低い迎え角領域においてはモデルによる大きな差はないことがわかった。

4. 発表を終えて

これまでの研究発表はすべて学内での発表であったので, 学外において他大学等の学生に混じって発表するという事は初めての経験であり, 若干の不安もあったが, 大きなトラブルなく発表を終えることができた。また, 質疑応答の時間等において, 他の大学や研究機関の研究者の方々とは普段できない専門的な議論を交わすことが出来たことはとても有意義であった。