室蘭工業大学
学術資源アーカイブ
Muroran Institute of Technology Academic Resources Archive

小型無人超音速機の機体構造に関する研究

メタデータ	言語: Japanese 出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 公開日: 2016-04-26 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 樋口, 健, 片岡, 秀教 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008762

室蘭工業大学
学術資源アーカイブ
Muroran Institute of Technology Academic Resources Archive

小型無人超音速機の機体構造に関する研究

著者	樋口　健，片岡　秀教
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2010
ページ	22-25
発行年	2011-09
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008762

小型無人超音速機の機体構造に関する研究

○ 樋口　健（もの創造系領域　教授）
片岡　秀教（航空宇宙システム工学専攻　M2）

1. 概要

本学では小型無人超音速実験機の研究・開発を進めており，近い将来に超音速で飛行する実験機を製作する．しかし，機体構造の強度・剛性の手法が未だ構築がされていないため，機体構造の評価手法を構築する必要がある．そこで，本研究では M2006 プロトタイプ機（以下オオワシ 1 号機と呼ぶ）の主翼構造を用いて構造評価手法の構築を目指す．オオワシ 1 号機の主翼供試体を用いて静荷重試験を行い，また Patran/Nastran を用いて静荷重解析を行い，実験値と解析値を比較することで超音速飛行時に翼にかかる荷重入力での主翼応力を予測する．これにより，超音速機設計の強度・剛性の検討をすることができる．

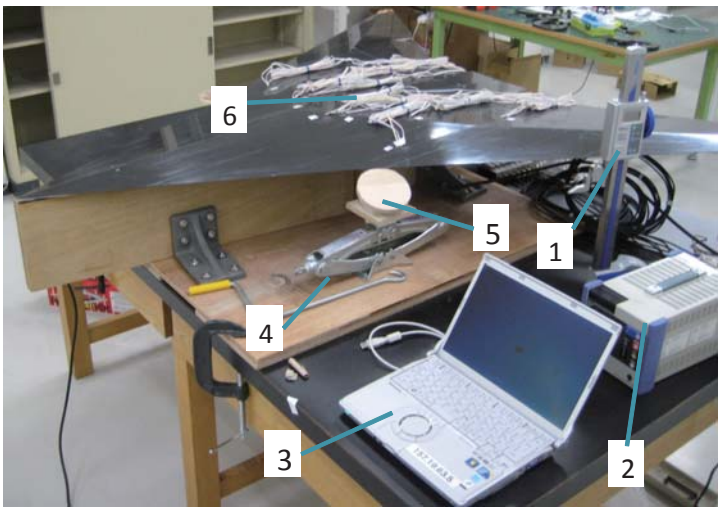
まず、主翼供試体を用いた静荷重試験を行う。本学では大規模な荷重負荷装置や多チャンネルの計測装置を備えていないため，自動車の手動ジャッキとロードセルを両翼モデルの対称の位置に置き，予測される空気力学的荷重と設計上の荷重倍数を模擬した大きさの荷重を与えて試験を行う．今回の実験では，終局荷重に耐え得るかではなく，評価手法の構築を目指す研究であるため，また翼モデルを失わないために，終局荷重までは与えない．本実験に供される翼モデルは，オオワシ 1 号機と同等の部材および材料で製作された主翼供試体であるが，細部については実機と相違がある．

次に，MD Nastran/MD Patran を用いた有限要素法解析を行い，ここで得られた解析値と，主翼供試体の荷重試験で得られたデータを比較し，今後の超音速機設計評価方法を検討する．

実験においては，荷重に対したわみおよびひずみが線形であることが確認された．実験値と解析値はともに定性的に妥当なものであったが，実験値と解析値の定量的比較においては必ずしも一致を見ず，試験供試体の構造確認，材料強度試験，解析モデルの再検討が必要であることが分かった．

2. 実験

静荷重試験には図 1 に示す主翼供試体を用いて実験を行った．この主翼供試体は 2010 年 8 月に行われた亜音速飛行実験で使用した機体であるオオワシ 1 号機と同等の主翼であり，翼幅 1.6m，翼中心部の翼弦長は 1.3m である．主翼外板は，CFRP 表皮（クロス材 1ply）で芯材（厚さ 2mm バルサ材）を挟んだサンドイッチ板である．主桁は，外板と同じく CFRP 表皮（クロス材 2ply）で芯材（厚さ 3mm バルサ材）を挟んだサンドイッチ構造である．リブは厚さ 3mm のベニヤで形成されている．左右の翼を結合するために，厚さ 3mm の CFRP 積層板を用いて左右の結合を担っている．負荷位置 50％翼弦および 25％翼弦に対する主翼前縁および後縁の変位量を図 2，3 に示す．後縁にはエルロンとフラップがあるため変位測定位置が制約される．



1.たわみ測定用ハイトゲー
2.ユニバーサルレコーダ
3.データ収集用パソコン
4.自動車用パンタジャッキ(2 か所)
5.ロードセル(2 か所)
6.ひずみゲージ(10 ヶ所)

図 1　主翼供試体と実験装置

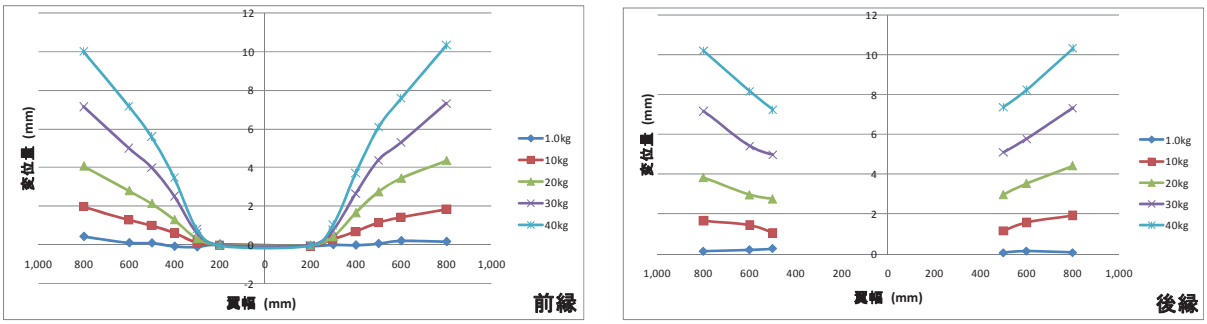


図 2　負荷位置 50%翼弦に対する前縁と後縁の変位量

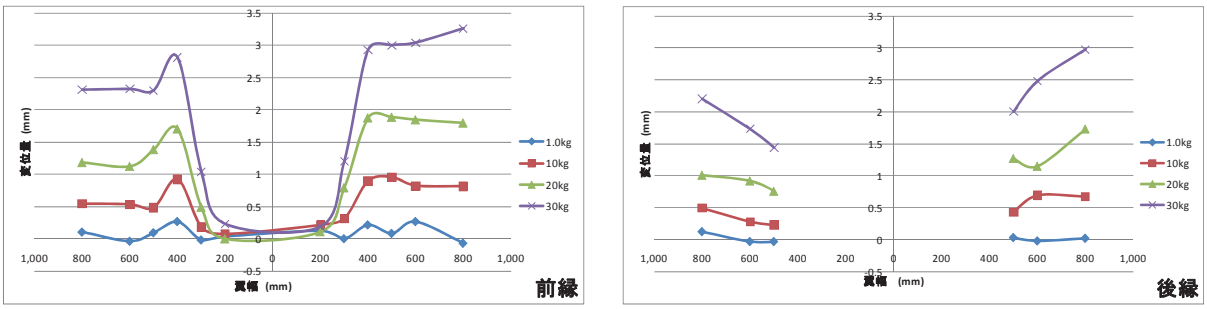


図 3　負荷位置 25%翼弦に対する前縁と後縁の変位量

3. 解析

表面板や桁やリブで構成される主翼構造の有限要素解析を行った．本研究で使用する解析ツールは，CATIA V5:3 次元 CAD(解析モデル形状の作成)，MD Patran(プリ・ポストプロセッサー)，MD Nastran(ソルバー)である．翼の対称中央面に拘束位置があり，左右対称に集中荷重がかかるため，片翼のみでの解析した．1辺 3mm の三角形シェル要素を用い，要素数は約 28 万個，節点数は約 15 万節点である．荷重条件としては，荷重試験で与えた荷重パターンと，実際的な揚力分布を考慮したパターンの 2 パターンで解析を行った．

50%翼弦長に荷重負荷をかけた場合の変位量の分布，25%翼弦長に荷重負荷をかけた場合の変位量の分布，翼端に荷重負荷をかけた場合の変位量の分布，揚力分布荷重をかけた場合の変位量の分布を図 4～7 に示す．本解析は線形解析であるので，荷重が増えてもカラーバーは変化しない．揚力分布を荷重として与えた場合のねじれ角の解析値を図 8 に示す．

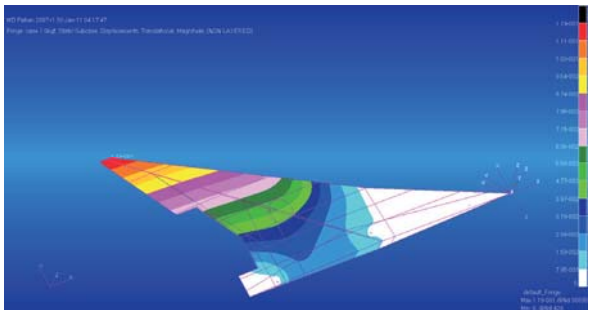


図 4　50%翼弦負荷に対する変位分布

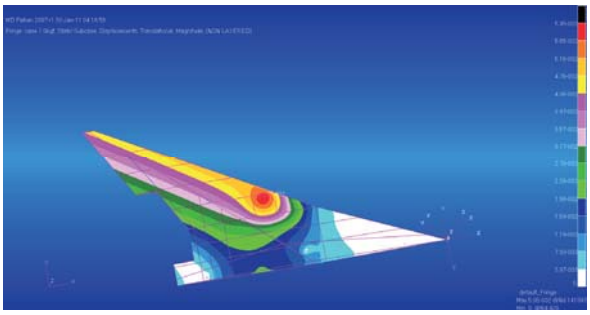


図 5　25%翼弦負荷に対する変位分布

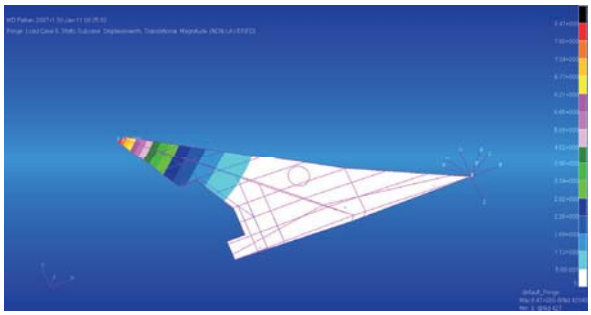


図 6　翼端負荷に対する変位分布

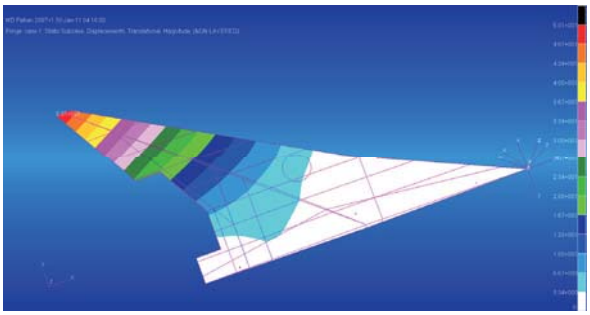


図 7　揚力分布荷重に対する変位分布

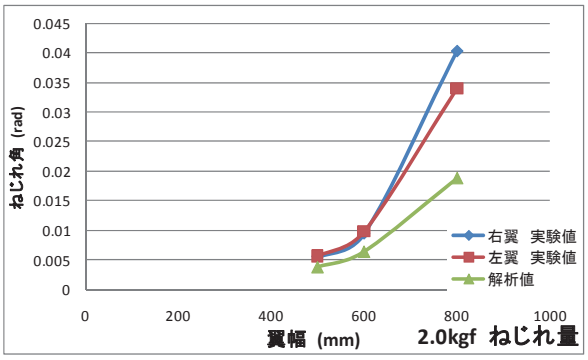
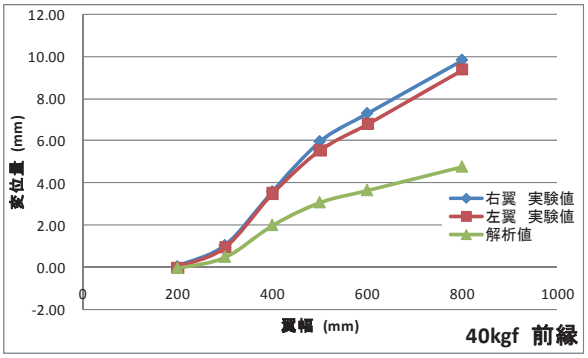


図 8　揚力分布荷重に対するねじれ角

4. 実験と解析の比較

50%翼弦に 40kgf 負荷した場合の前縁と後縁の変位量の解析値と実験結果の比較を図 9 に示す. 25%翼弦に 30kgf 負荷した場合の前縁と後縁の変位量の解析値と実験結果の比較を図 10 に示す. 翼端に集中荷重 2kgf を負荷した場合のねじれ量の解析値と実験結果の比較を図 11 に示す. いずれも実験値と解析値には約2倍の開きがある.



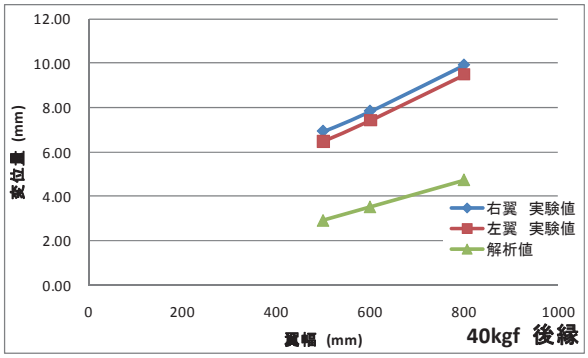


図 9　50%翼弦に 40kgf 負荷した場合の前縁と後縁の変位量

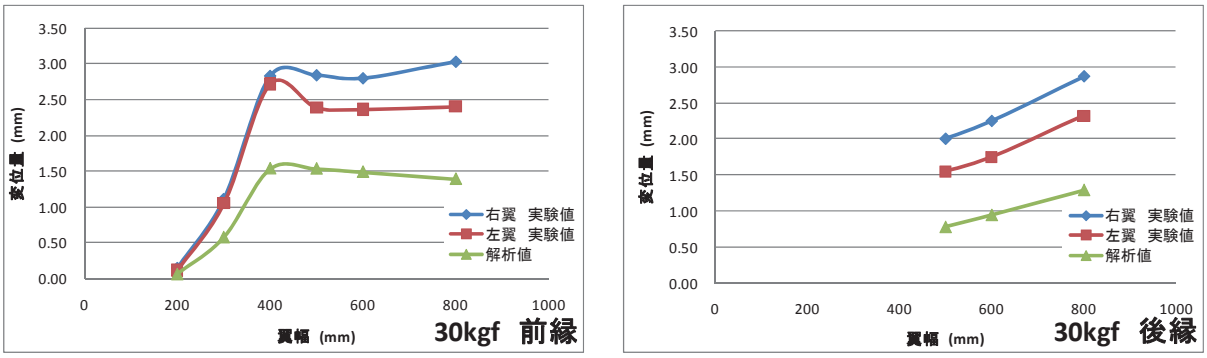


図 10 25%翼弦に 40kgf 負荷した場合の前縁と後縁の変位量

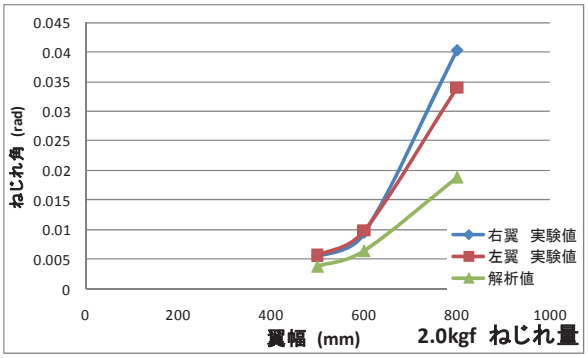


図 11 翼端に集中荷重 2kgf を負荷した場合のねじれ角

5. まとめ

本研究では，小型無人超音速実験機の超音速飛行時の構造設計の評価手法の確立を目的として，供試体を用いた荷重試験と有限要素法による解析を行い，以下の結果が得られた．

- 解析と実験の比較において，荷重に対して変位量の増加傾向は一致しており，最大変位が生ずる場所も一致を見た．しかし，変位量の定量的比較に関しては一致が見られず，解析値と実験値に約 2 倍の開きが見られた．
- ねじれ角に関しても解析値と実験値において約 2 倍の開きが見られた．
- ひずみに関しても，解析値と実験値において約 2 倍（～場所によっては約 4 倍）の開きが見られた．
- 50%翼弦と 25%翼弦に荷重を与えた時のねじれ角に関して，右翼と左翼ではスパン方向に関してねじれ量の増え方が同じでないことが分かった．これは，供試体の見えない内部における左右不対称性または破損を暗示していると考えられる．

以上のことから，有限要素解析モデルの再検討の他に，主翼供試体に関しては，寸法確認，内部構造の差異の確認，および材料物性値の再検討が必要である．

今後の課題を以下に列挙する．

- 主翼試験供試体の固定方法の再検討
- 主翼試験供試体の形状，板厚分布，内部構造，対称性，破損の有無の再確認
- 解析モデルと物性値の検討
- クーポンレベルの引張試験で材料強度の取得
- 主翼構造の終局荷重の予測
- 主翼構造の最終強度確認のための破壊試験