



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: ja 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: 溝端, 一秀, 高津, 武人, 片岡, 秀教 メールアドレス: 所属: 室蘭工業大学
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008738

小型無人超音速機の機体構造に関する研究

著者	溝端 一秀, 高津 武人, 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	2009
ページ	14-17
発行年	2010-06
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008738

小型無人超音速機の機体構造に関する研究

溝端 一秀(航空宇宙機システム研究センター 准教授)

○ 高津 武人(航空宇宙システム工学専攻)

片岡 秀教(航空宇宙システム工学専攻)

1. はじめに

小型無人超音速機の FRP 構造は、機体規模が小さいことと FRP 成形技術の制約から、外皮が相対的に厚いモノコック構造に近い構造様式となる。言い換えると、外皮が相対的に非常に薄くその荷重分担の小さい既存輸送機のセミモノコック構造と比べて、外皮と内部構造が受け持つ剛性の比率が異なるものと考えられる。次に、小型無人超音速機には超音速飛行に適したデルタ翼やアロー翼を搭載することになるが、これらは既存機に用いられた例が少ないため、その機体構造の特性は未解明である。このように、小型無人超音速機の機体構造は、既存の輸送機規模の航空機と異なる特性を持つと考えられ、その解明が待たれる。

そこで本研究は、小型無人超音速機アロー翼の FRP 構造の曲げ特性を解明することを目的とする。製作中の小型無人超音速機プロトタイプの主翼（アロー翼）構造を供試体として、FEM 解析および静荷重試験を実施する。

2. 手順

このプロトタイプとは、小型無人超音速機（M2006 形状）の低速飛行試験用の機体であり、M2006 形状とほぼ同等の空力形状を有する。このプロトタイプの主翼と同等の形状・構造を持つ主翼供試体を用いて以下の事項を実施する。

- （１）有限要素法（FEM）による構造解析のために必要な構造離散化モデルの作成：三次元設計ソフト CATIA V5 を用いる。
- （２）有限要素法（FEM）による構造解析：汎用 FEM 解析ソフト MD.Nastran および前処理ソフト MD.Patran を用いる。
- （３）集中荷重条件における静荷重試験
- （４）FEM 解析と静荷重試験結果の比較、ならびに作成した解析モデルに適した各種解析条件の決定・調整。
- （５）実際の揚力分布による分布荷重の場合の構造解析：その変形挙動や応力分布より M2006 プロトタイプのアロー翼構造の曲げ特性について考察する。

3. 主翼供試体

主翼供試体の構造を Fig. 1 に示す。その空力形状および内部構造は飛行用プロトタイプ機体の主翼と同等である。主な構造材料は、外皮及び桁は CFRP とバルサのサンドイッチ板、リブはベニヤである。外皮は心材に厚さ 2mm のバルサ、表皮に東レのカーボンク

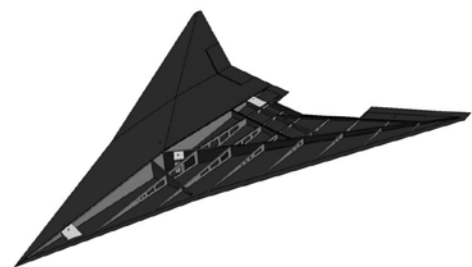


Fig. 1 主翼供試体の構造

ロス CO6155B を 2ply 使用しており、桁は心材に厚さ 3mm のバルサ、表皮にカーボクロス CO6343 を 2Ply×2 使用している。また、左右翼を結合するための左右一体成型の桁（かんざし）は厚さ 3mm の CFRP 板である。この主翼供試体はマウント（支持台）に 6 本のボルトで結合される。

4. 静荷重試験

4.1 試験条件

Fig. 2 のように、テーブルにマウントを介して主翼供試体を固定し、自動車用パンタグラフジャッキで片翼を上方へ持ち上げることによって荷重を与える。この時 2 つのジャッキを左右対称に配置し、左右対称に持ち上げる。片側のジャッキと供試体の間にロードセルを挟むことによって荷重量を計測する。予め計画した荷重量を保持しつつ、供試体前縁の複数箇所の変位をハイトゲージで、供試体外皮の応力を歪ゲージで計測する。荷重条件（位置、荷重量）は Table 1 の通りである。

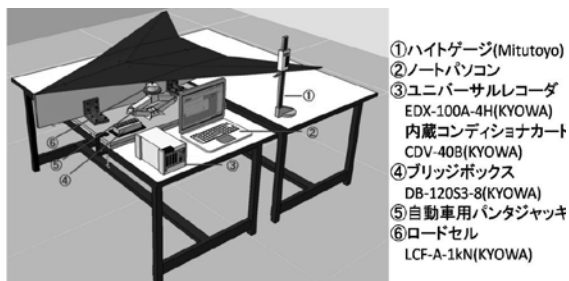


Fig. 2 静荷重試験の概観

Table 1 静荷重試験の荷重条件

翼幅方向の荷 重位置（機軸か らの距離）	荷重量	
	25%翼弦 位置	50%翼弦位 置
230mm	—	40kgf, 60kgf
300mm	40kgf	40kgf, 60kgf
400mm	20kgf	20kgf, 40kgf

4.2 静荷重試験の結果

静荷重試験の結果の一例として、翼幅方向 400mm かつ 50%翼弦の位置に荷重を与えた場合の前縁の変位を Fig. 3 に示す。静荷重試験では各条件で 3 回ないしは 5 回ずつ測定を行っており、どの条件においても平均値の周りに $\pm 0.5 \sim \pm 0.7\text{mm}$ 程度の測定値のバラツキが見られる。今回用いた自動車用パンタグラフジャッキでは 1mm 以下の精度で昇降値を微調整することが難しいため、上記の変位測定値のバラツキは許容誤差の範囲内と判断し、FEM 解析値はこの範囲内に収まれば良いものとする。

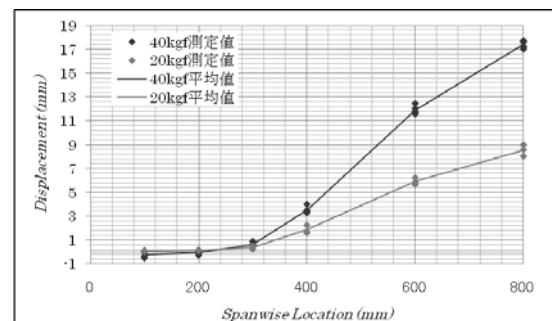


Fig. 3 静荷重試験の結果の例

5. 有限要素法（FEM）解析

5.1 構造モデル

解析用の主翼供試体の構造モデルを Fig. 4 に示す。内部構造を表示するために上面の外皮を非表示にしている。この構造モデルをシェル要素に分割することによって、FEM 解析用の離散化された構造モデルを作成する。ここでシェル要素とは厚みを持たない面（サーフェス）で構成された要素であり、板厚方向の要素分

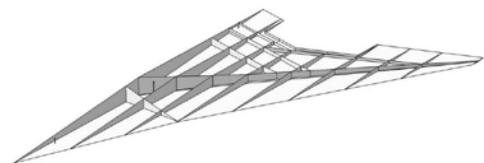


Fig. 4 解析用の構造モデル

割の必要が無いことから航空機のような薄肉構造において高精度の解析結果を得やすい。ここでは寸法 3mm の三角形微小要素に分割する。

5.2 材料特性

材料特性としては、直交座標系 123 (1: 長さ方向, 2: 奥行方向, 3: 高さ方向) を定義し、直交異方性材料として E_1 , E_2 , ν_{12} , G_{12} , G_{23} , G_{31} (E : ヤング率, ν : ポアソン比, G : セン断弾性係数) の 6 つの弾性係数を与える。主翼供試体に用いられているサンドイッチ板および CFRP 板について別途引張試験が実施され、0/90° 方向と 45° 方向の引張剛性とポアソン比が測定されている。その測定データおよび複合材料の巨視力学[1] およびサンドイッチ材料の等価剛性の計算[2] より 6 つの弾性係数を推算する。ただし、外皮のサンドイッチ板に使われているバルサ材は、材料入手の都合から一枚の連続板ではなく継ぎ目を有する。一枚板の場合と比べてこの継ぎ目の影響により単純引張で剛性が 75%~80% 程度に低下することが、引張試験の結果判明している。一方、曲げやせん断に対する影響は不明である。また、CFRP およびバルサは共に引張と圧縮で弾性率が異なる材料であるため、圧縮を受ける上面外皮では更に低い弾性率を適用する必要があるが、この圧縮剛性を引張試験で測定するのは原理的に困難である。このような弾性率の不確定性については、FEM 解析と静荷重試験の結果が一致するように弾性率を調整することによって決定することにする。

5.3 荷重条件

荷重条件としては、後述の静荷重試験の集中荷重と、実際の揚力の翼幅方向分布に対応した分布荷重の 2 種類を用いる。揚力の翼幅方向分布は、マイクル C.Y ニウによる経験値[3] を参考にして Fig. 5 のようなせん断力分布を仮定する。この図より、設定した荷重点位置に対応する荷重量を計算し、その値を 25% 翼弦の荷重点それぞれに集中荷重として与える。なお、全機重量は M2006 プロトタイプで想定されている 30kgf とし、耐空性審査要領に規定される Aerobatic 機の終局荷重倍数 9G を採用する。

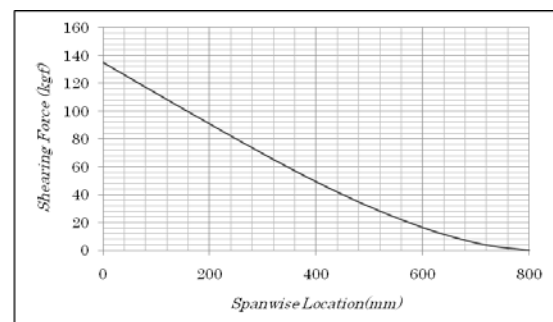


Fig. 5 主翼供試体に仮定するせん断力分布

5.4 FEM 解析の結果

5.4.1 静荷重試験の再現

材料特性の不確定性に対し、上面外皮のヤング率を引張試験結果および理論推定値の 0.5 倍、下面外皮を 0.75 倍と仮定すると、FEM 解析結果の変位量は上述の許容誤差内に収まった。ここで 0.75 倍という数値は引張試験で得られている値である。更に、CFRP の圧縮弾性率が引張弾性率の 0.7 倍程度と仮定すると、上記の 0.5 倍に相当する補正係数が得られる。

5.4.2 分布荷重を適用した FEM 解析結果

最後に、揚力の翼幅方向分布による分布荷重を与える解析を試みた。ここでは、翼全体の中で各部材がどの程度の剛性を分担しているかを考察するために、外皮のヤング率のみを 2 倍、あるいは桁のヤング率のみを 2 倍にして解析を行った。Fig. 6 にその結果を示す。ヤング率を 2 倍にすることによる変位量の変化 (減少) が大きいほどその部材の剛性分担率が大きいと考えられる。これより、スパン 500mm 以下の内翼では外皮と桁が同等程度の剛性を分担しており、500mm 以上の外翼では桁よりも外皮の方が荷重分担が大きいことが分かる。このように小型機ゆえのモ

ノコック構造に近い特性が確認された。

また、分布荷重を与えた場合において、各桁に発生する最大応力は Fig. 7 のようになる。図中、翼面上に垂直に立った棒の高さによってその位置における最大応力の値が相対的に表されている。翼根では後桁に大きな応力が発生し、翼端に近づくにつれてそれが主桁に遷移している。これは一般的な後退翼と同様の傾向である。ただし、後退角・テーパー比が大きいことによる影響が顕著であり、内翼では 50% 翼弦位置よりも前縁側の広い範囲で応力が小さく、前桁は曲げ荷重をほとんど担っていないと言える。

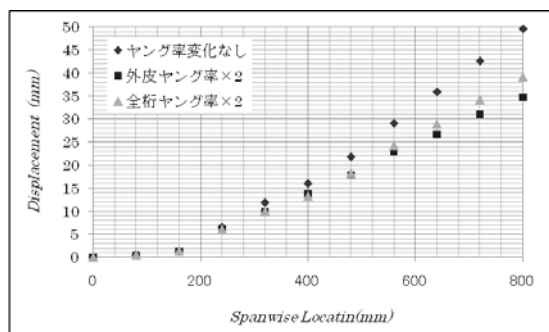


Fig. 6 外皮および桁の弾性率を変化させた場合の変位

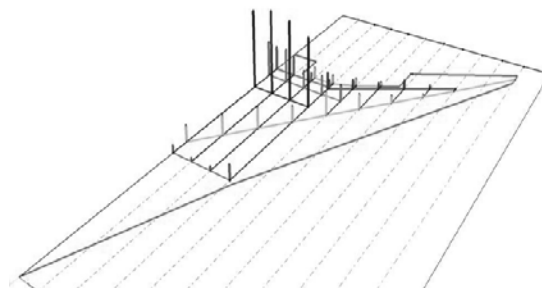


Fig. 7 桁に発生する応力の分布

6. 結言

本研究では、小型無人超音速機アロー翼の FRP 構造の曲げ特性を解明することを目的として、FEM 解析および静荷重試験を実施した。その結果、まず小型機としての特徴として、内翼では桁と外皮が同等程度の剛性を担うが、外翼では桁よりも外皮の剛性分担が大きくモノコック構造に近い特性を持つことが分かった。また、応力分布の傾向は一般的な後退翼と同等であったが、後退角・テーパー比が大きいことによる影響が顕著であり、前桁は曲げ荷重をほとんど担っていないことが判明した。今回は曲げ変位のみに着目したが、捻り特性も翼の構造特性を考える上では重要な要素であるため、今後の課題として捻り特性の評価、および評価のための試験・解析手法の検討が重要である。

参考文献

- [1] 森田幹郎, 金原勲, 福田博, 「複合材料」, 日刊工業新聞社 (1988).
- [2] 島村昭治, 宮入裕夫, 「サンドイッチ構造」, 日刊工業新聞社 (1974).
- [3] マイケル・C・Y・ニウ, 「航空機構造設計—機体設計のための実用書」, 名古屋航空技術 (2000).