



小型無人超音速機の機体構造に関する研究： 研究成果報告

メタデータ	言語: jpn 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, 木村, 敦, 今井, 駿, 高津, 武人 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008704

小型無人超音速機の機体構造に関する研究：研究成果報告

著者	溝端 一秀, 木村 敦, 今井 駿, 高津 武人
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	2007
ページ	20-24
発行年	2008-09
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008704

小型無人超音速機の機体構造に関する研究 — 研究成果報告

溝端 一秀 (機械システム工学科 准教授)

木村 敦 (機械システム工学専攻 高速流体力学研究室)

今井 駿 (機械システム工学専攻 高速流体力学研究室)

○ 高津 武人 (航空宇宙システム工学専攻 高速流体力学研究室)

1. 研究概要・目的

近年、大陸間輸送および地球周回軌道への往還輸送システムを革新する必要性が高まってきており、室蘭工業大学を中心として、これら航空宇宙機の革新に資するための基盤技術の研究が進められている。研究された技術を飛行実証するために、マッハ2程度で超音速飛行するフライングテストベッド（飛行実験機）を設計・試作する計画である。

飛行実験機の構造技術としては、複合材を用いた最適構造手法を構築し、革新的な空力弾性構造を開発することを目指している。そのためには、航空機構造に関する既存の技術・手法に習熟し、機体全体の構造設計ならびに強度評価を積み重ねることが重要である。

このための準備として、本研究は、機体全体の構造設計と応力解析のための基本的手法を整備することを目的とする。現時点で利用可能なデータに基づいて材料に金属を用いた場合と複合材を想定した場合で飛行実験機の構造を概略設計・予備解析し、評価方法を検討する。そして、その検討を基に構造に対する評価を行い、改良・再解析を進めてゆく。

2. 構造設計・解析

2.1 構造設計

幾つかの機体形状のうち、今回は M2007 形状の主翼構造について設計を行なった。M2007 形状の概略を Fig. 2.1 に示す。主翼は左右一体翼として設計し、材料に金属を想定した場合と複合材を想定した場合とで2つの設計案を提示する。金属構造では既存の超音速機後退翼の多桁構造に準じた設計であり、複合材構造では外板（表皮）と桁の一体成形としている。また、異方性材料構造の設計・解析・評価の前段階として、擬似等方積層を仮定している。その結果を Fig. 2.2 および 2.3 に示す。

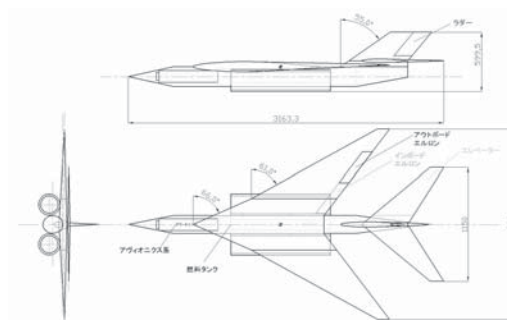


Fig. 2.1. The M2007 configuration

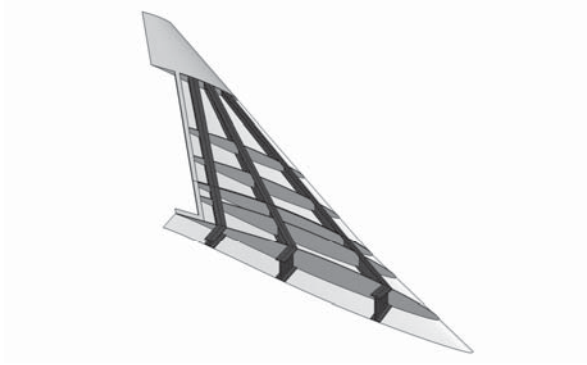


Fig. 2.2. Designed metal structure(2024-T4) of the main wing for the M2007 configuration, where the upper skin is omitted.

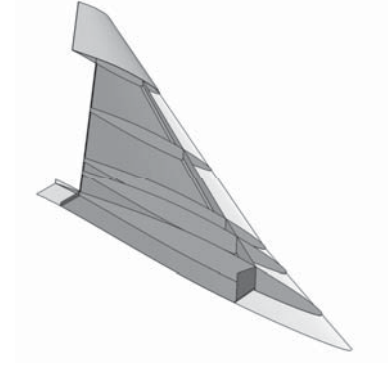


Fig. 2.3. Designed composite structure(CFRP) of the main wing for the M2007 configuration, where the upper skin is omitted.

2.2 解析理論並びに応力評価理論

金属構造の解析においては CATIA 上で作成した構造モデルについて、FEM 解析によって Von Mises stress を求め、構造材料の耐力と比較・評価する。

Von Mises stress は、主応力の式を三次元に展開し相当応力 (equivalent stress) として次式のように定義されるスカラー量であり、延性材料の降伏や破壊と関連付けられる。

$$\sigma_{VM} = \sqrt{\frac{1}{2}[(\tau_{xx} - \tau_{yy})^2 + (\tau_{yy} - \tau_{zz})^2 + (\tau_{zz} - \tau_{xx})^2] + 3(\tau_{xy}^2 + \tau_{yz}^2 + \tau_{zx}^2)}$$

なお、複合材のような積層材では、層間剥離や層内の樹脂割れ、繊維の破断などがからんで評価がより複雑になる。本研究において現段階では複合材の評価方法について十分に検討できていないため、実際の航空機設計において多用されている「歪が 0.4% を越えるか否か」という経験的な設計基準を適用することとする。

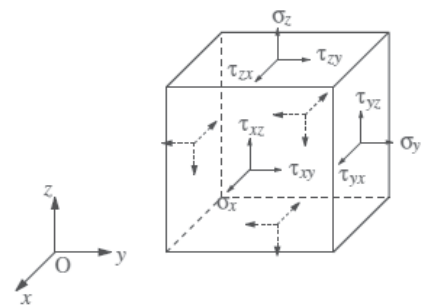


Fig. 2.3. Stress elements for defining the Von Mises stress

2.3 解析条件

構造材料として、まずアルミニウム合金 2024-T4 の物性を適用する。これは超ジュラルミンとして知られている一般的な航空機用構造材である。また、複合材構造として擬似等方性 CFRP(T800H/3633)を想定する。

今回構造設計を行った機体に対しては飛行経路解析が十分に行われていない。そのため、「飛行マッハ数 2.0 における 9G での引き起こし」というケースを想定し、超音速飛行における主翼の揚力分布 $c \cdot c_l$ は式(2.1), (2.2)より、抗力は式(2.3)より近似推算される。

$$c \cdot c_l = \frac{4\alpha C_r \tan \omega}{\sqrt{M_0^2 - 1}} \left(1 - \bar{y}^2\right)^{1/2} \quad (2.1)$$

$$\bar{y} = \frac{y}{S_m} \quad (2.2)$$

ここで c は任意の翼断面における局所翼弦長, c_l はその翼断面での断面揚力係数, C_r は最大翼弦長, ω は主翼平面形状の半頂角(rad), α は迎角, S_m は半スパン, L は揚力である.

3. 簡易静荷重試験

3.1 試験供試体

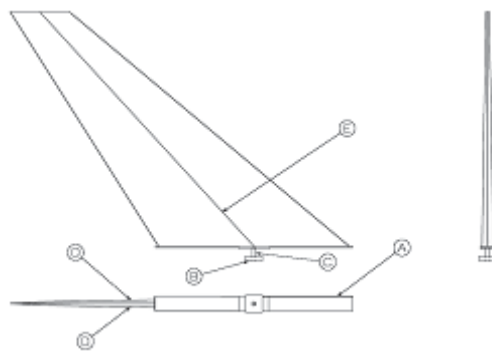
不飽和ポリエステル樹脂とガラス繊維による #210 ガラスクロスを使用し、ハンドレイアップ法によって疑似等方性 GFRP 供試体を製作し、基本的な構造試験と構造解析を行なった。供試体は M2006 形状の水平尾翼の実物大簡易構造体とする。



Fig. 3.1. The M2006 configuration

3.2 試験手法

まず同材料の試験片（寸法 13mm×20mm×1mm）の引張試験を行い、ヤング率およびポアソン比を測定し解析へ反映させる。供試体には、Fig. 3.3 のように翼根近傍の外板表面に歪ゲージを 3 グループに分けて貼り、200g の荷重を負荷した場合のそれぞれの歪みゲージグループの最大・最小主歪について、試験値と解析値の比較を行う。



(a) Schematics of the specimen.



(b) Overview of the constructed specimen.

Fig. 3.2 Trial construction of a structure specimen for the horizontal tail of the M2006 configuration.

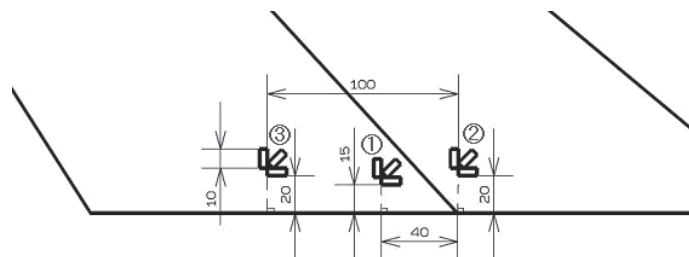


Fig.3.3. Alignment of the strain gauges.

4. 結果

4.1 解析結果

Fig. 3.1 に金属構造における応力解析結果を示す。Von Mises stress の最大値は中央桁および最後方桁中央部付近に発生しており，想定している構造材料 A2024 - T4 の 0.2%耐力 235MPa に比べて十分小さい。

Fig. 3.2 に複合材構造での応力および歪の解析結果を示す。解析結果では最大歪は約 0.05%弱となっていて，0.4%を大きく下回っており，設計基準を満たしている。

金属構造・複合材構造ともに過度な強度余裕があるため，改良が必要である。また，今回の応力解析では構造全体の強度を評価する事に主眼を置いたため，各部の結合金具などの細部は省略している。

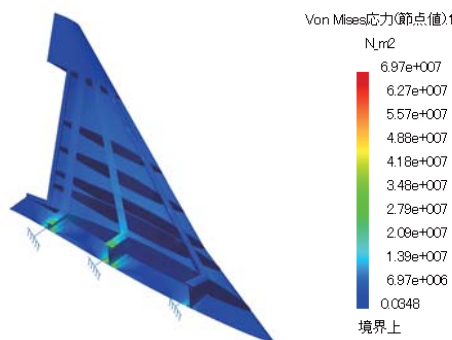


Fig. 4.1. Predicted Von Mises stress distribution for the designed metal structure(2024-T4),where the upper skin is omitted.

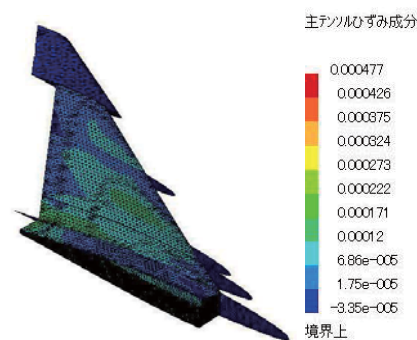


Fig. 4.2. Predicted strain distribution for the designed composite structure(CFRP), where the upper skin is omitted

4.2 簡易静荷重試験結果

それぞれの歪みゲージグループの最大・最小主歪について，試験値と解析値を Fig. 4.3 に示す。主歪に関する結果を見ると，グループ 1 および 2 の試験結果と解析結果に大きな差が見られる。試作した構造体の桁近傍や翼根接着部近傍の断面形状は，有限要素解析には正確には反映されておらず，これらの部位の剛性や応力集中が正確に解析できていないものと考えられる。グループ 3 については，応力集中の無い場所で測定し，また桁から遠いため接着の影響が無く，解析値に対し比較的良好な計測結果が得られている。

今後は，構造設計の最適化を進めると共に，胴体を含めた機体全体構造に関する設計および応力解析と強度評価，供試体の自作と荷重試験を繰り返し，並びにテーラリングを考慮した異方性の複合材による一体成型構造の設計や応力評価の手法を構築する予定である。

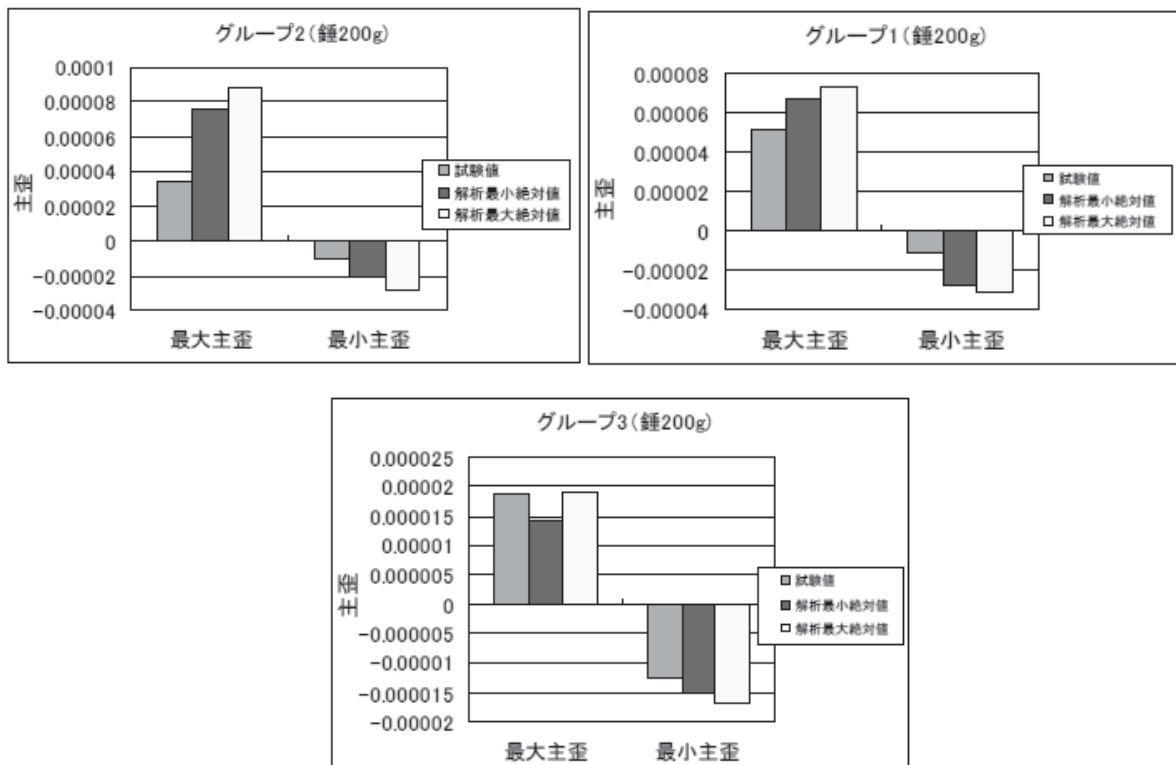


Fig.4.3. Results of the values of the principal strains.

参考文献

- 1) 鳥養鶴雄, 久世紳二, 「飛行機の構造設計」(1992), 日本航空技術協会.
- 2) 栗山好夫, 笹川宏之, 「CAEによる機械強度設計」(2005), 山海堂.
- 3) 新沢順悦, 藤原源吉, 川島孝幸, 「航空機の構造力学」(1989), 産業図書.
- 4) 赤木功, 石見峻久, 徳永俊二, 葭田雄二郎, 天岡和昭, 「航空機材料」(1989), 日本航空技術協会.
- 5) 先進複合材データベース, 宇宙航空研究開発機構 (JAXA), <http://www.jaxa-acdb.com>