



小型超音速飛行実験機の機体構造に関する予備研究： 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: 木村, 敦, 溝端, 一秀, 湊, 亮二郎, 棚次, 亘弘 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008654

小型超音速飛行実験機の機体構造に関する予備研究 ： 研究成果報告

著者	木村 敦, 溝端 一秀, 湊 亮二郎, 棚次 亘弘
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	2005
ページ	73-78
発行年	2006-08
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008654

小型超音速飛行実験機の機体構造に関する予備研究 - 研究成果報告

木村 敦(機械システム工学科 高速流体力学研究室)

溝端 一秀(機械システム工学科 助教授)

湊 亮二郎(機械システム工学科 助手)

棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長, 教育研究等支援機構 教授)

1. はじめに

構造技術としては, 将来, 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. その場合, 単純形状のテストピースでの強度評価にとどまらず, 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, 本研究では, 機体全体の構造設計と応力解析のための能率的な基本的手法を整備し, 現時点で利用可能な機体形状データおよび運動荷重・空力荷重データに基づいて無人飛行機の構造を概略設計し, 強度評価を行うことを目的としている.

2. 機体構造設計と CAE (Computer Aided Engineering)

機体構造の解析や実験を行う際には, 単純形状のテストピースでの強度評価にとどまらず, 機体全体の構造設計並びに強度評価を積み重ねることが重要である. 設計者は, まず機体構造を設計し, これを三次元 CAD (Computer Aided Design) によって描画し, 形状数値データを作成する. そして, その形状数値データを強度解析ソフトに読み込み, 応力や弾性変形・塑性変形の解析を行う. 解析結果に基づいて構造設計を修正し, 強度を解析する. この手順を繰り返すことにより, 構造設計を改良する. この一連の流れを, CAE (Computer Aided Engineering) と呼ぶ.

機体構造の強度解析手法としては, 有限要素法 (Finite Element Method) が最も多く用いられる. これは, 構造部材を長方形または三角形の要素に分割し, その節点に荷重がはたらくものとして, 変位や応力に関する線形多重連立方程式を解くものである.

3. 設計・解析の主要手順

本研究で行った機体構造の概略設計と応力解析の手順は, 以下のとおりである.

- (1) 機体概念設計者から機体外観形状の数値データを譲り受け, 内部構造を含む機体構造を概略設計し, 三次元 CAD により構造数値データを作成する.
- (2) 概略設計による構造数値データを有限要素解析ソフトウェアに読み込む.
- (3) 飛行経路解析によって空気力学的荷重および運動荷重を概算し, これをもとにして節点荷重を推算し, 有限要素解析に適用する.
- (4) 得られた応力分布を考察し, 機体構造の形状・寸法を修正する.
- (5) 修正された構造について有限要素解析を繰り返す.
- (6) 以上の手順を繰り返すことによって, 機体構造設計を改良する.

三次元 CAD としては「CATIA V5」を用いている。これは、Dassault Systems 社(仏)が開発した 3次元 CAD/CAM/CAE システムで、航空産業、自動車産業、電気機器産業、機械組立産業などで幅広く利用されており、作成した形状数値データを構造解析等に利用することができる。

有限要素解析ソフトウェアとしては「Visual NASTRAN 4D」を用いている。これは、MSC.Software 社(米)が生産・販売しているもので、ミッドレンジ CAD ユーザー(解析初心者)を対象としたパソコンベースの機構解析(運動シミュレーション)および構造解析プログラムであり、パーツ・アセンブリの有限要素構造解析機能を持っている。しかし、空力弾性解析機能や、大規模構造解析機能等を持っていないため、将来の機体全体の構造解析においては工夫が必要となる。

4. 実験機体の予備設計

(1) 本センターで概念設計された機体の三面図を Fig. 4.1 に、斜視図を Fig. 4.2 に示す。この機体形状の特徴は、第一に、機首から空気を吸い込んで、内部のエンジンを通してテールから噴出するという方法をとる点である。これによって機体の前方投影面積を極力小さくし、抗力低減を狙っている。一方、燃料や航空電子機器などを搭載するスペースが制限される。第二に、主翼面積を極力小さくするとともに超音速前縁として遷音速・超音速域での抗力を低減すると同時に、ダブルデルタ翼を採用して低速離着陸時の揚力を増強する。

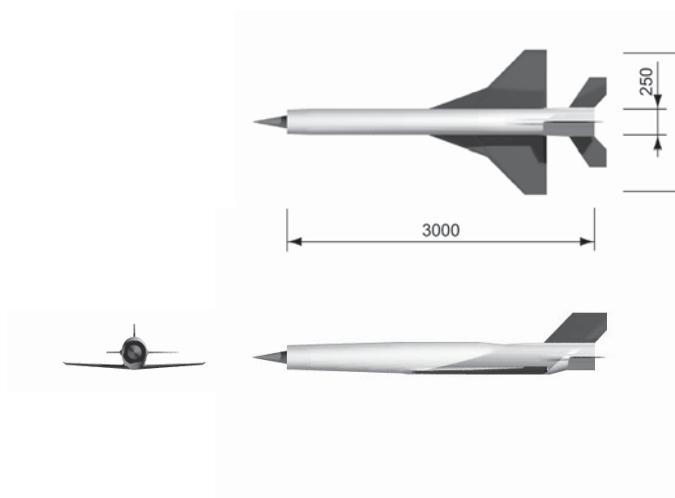


Fig. 4.1 概念設計された機体の三面図

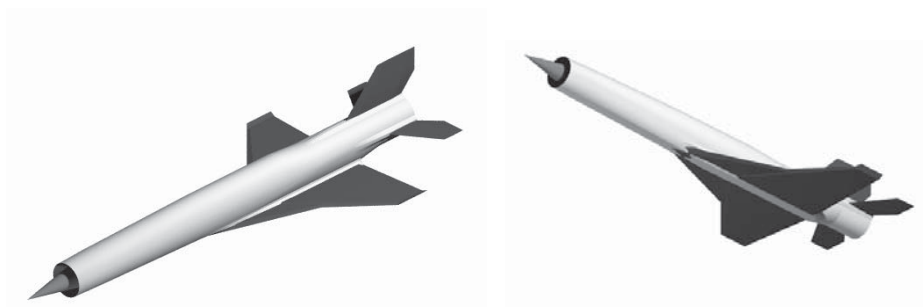


Fig. 4.2 斜視図

(2) Fig. 4.3 は、主翼の分解斜視図である。Fig. 4.4 は組み立て図である。主翼は、「桁(spar)」と「小骨(rib)」を組み合わせたセミモノコック(半張殻)構造としている。図中の水色の部材は「外板」であり、空力荷重を受け持つとともに、他の部材からの力を分散させる役割を持つ。赤色の部材は「小骨(rib)」であり、翼型を形成するとともに、外板にはたらく空力荷重を桁に伝える。青色の部材は「桁(spar)」であり、空力荷重を翼根まで伝える。桁には、胴体への取り付け金具を持つものと持たないものがある。緑色の部材は、桁の終了点の「力骨」と呼ばれ、翼のねじり剛性を高める。橙色の部材はハニカム材で、前縁・後縁及び翼端など翼厚が小さい部分の剛性を高める。桃色の部材は前縁材・後縁材であり、前縁・後縁の空力特性を整える。

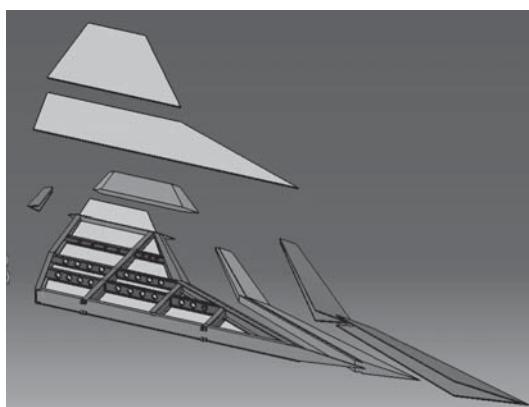


Fig. 4.3 主翼分解図

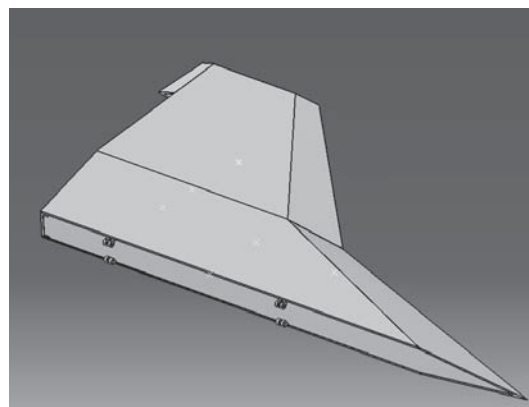


Fig. 4.4 主翼組み立て図

(3) Fig. 4.5 は胴体の分解斜視図である。Fig. 4.6 は組み立て図である。胴体は「強力縦通材(longeron)」と「円筐(frame)」を用いたセミモノコック構造としている。水色の部材は外板であり、胴体形状を形成すると同時に、各構造部材からの力を分散させる。胴体にはたらく曲げ荷重の一部を剪断荷重として受け持つ。赤色の部材は「強力縦通材(longeron)」であり、胴体にはたらく曲げ荷重を圧縮・引っ張り荷重として受け持つ。桃色の部材は「円筐(frame)」であり、胴体の曲げによる外板の座屈を防ぎ、胴体の断面形状を保持する。緑色の部材は「主円筐(main frame)」であり、翼胴結合による集中荷重を受け持つ。そのため、この部材は一般の円筐よりも頑丈に作られる。

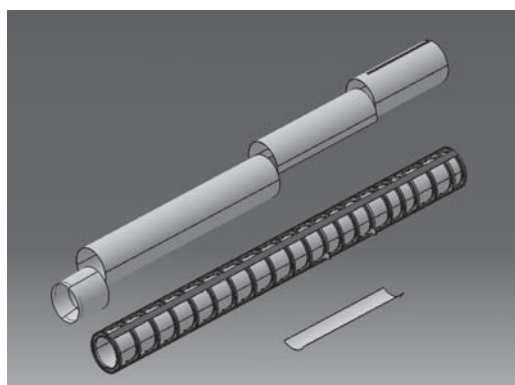


Fig. 4.5 胴体分解図

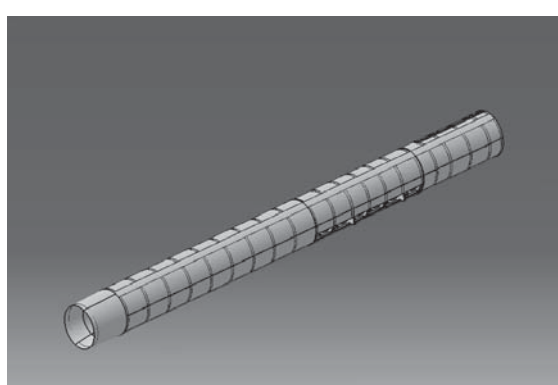


Fig. 4.6 胴体組み立て図

(4) Fig. 4.7 および Fig. 4.8 は水平尾翼および垂直尾翼である。これらは全体的に翼厚が小さく、一般的なセミモノコック構造では作りにくいため、ハニカムサンドイッチ構造とする。図中の茶色で表されている部材がハニカム材である。水平尾翼は、ピッチングとリムのために比較的大きな空力荷重を受けるため、緑色で表されたような桁を採用する。翼根にはトルク・チューブを設け、全可動尾翼(テールロン)方式も可能とする。垂直尾翼は、当面ハニカムサンドイッチ構造のみとするが、今後の設計改良によって水平尾翼と同様に桁を追加することもあり得る。翼根には通常のピンを用いた取付け金具を用いる。

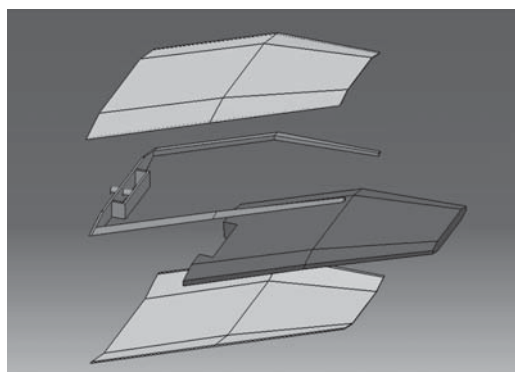


Fig. 4.7 水平尾翼

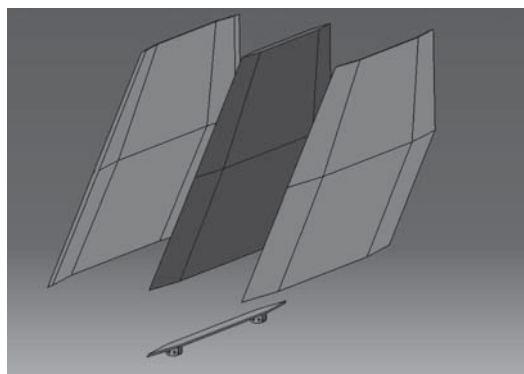


Fig. 4.8 垂直尾翼

(4) Fig. 4.9 は、機体全体構造の組み立て図である。翼胴結合は、翼桁金具と胴体円筐金具をピンで接合する方式とする。左右の翼を接合した上でその上に胴体を配置する「キャリースルー方式」も有用と考えられる。エンジン、インテークコーン、および翼胴フィレットについては、未だ空力形状や寸法が決定されていないため、図中では省略してある。

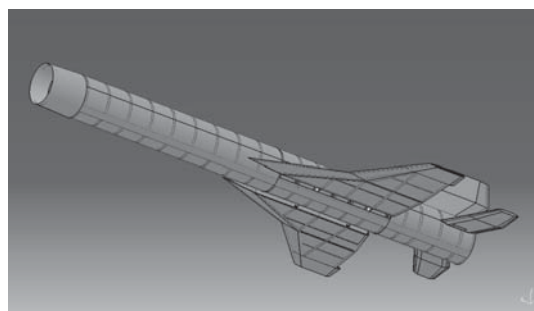
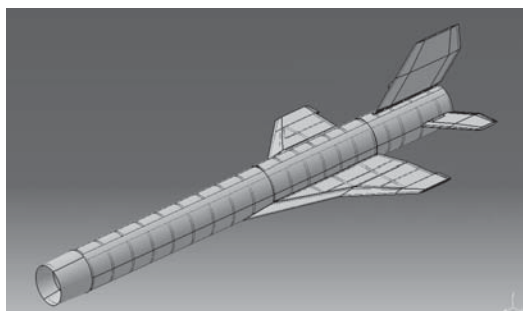


Fig. 4.9 機体全体構造図(翼胴フィレット、エンジン、インテークコーン除く)

5. 予備的な強度解析

前節で予備設計された機体に材料物性を仮定して質量を推算した。また、飛行経路上の代表的な飛行条件における荷重を用いて応力解析を行った。

(1) 仮定した材料物性

材料物性としては、主構造部にアルミニウム合金 6061-T6、翼端・前縁材・後縁材 (Fig. 4.3 の橙色の部材) と水平尾翼・垂直尾翼の内部 (Fig. 4.7・Fig. 4.8 の茶色の部材) にアルミハニカム材を仮定した。アルミ合金 6061-T6 は、Mg1.0%、Si0.6%、Cu0.25%、Cr0.25%を含む耐食アルミ合金であるが、比較的強度が高く、かつ加工が容易であり、また比較的入手容易であるので、本小型超音速無人飛行機の製作に容易に適用できると考えられる。以下にアルミ合金 6061-T6 の物性値を示す。

密度: $2.7e+3 (kg/m^3)$

ヤング率: $6.83e+10 (Pa)$

ポアソン比: 0.33

0.2%耐力: $2.75e+8 (Pa)$

引張強度: $3.1e+8 (Pa)$

この物性値を適用すると、機体質量 (エンジン、インテークコーン、翼胴フィレットを除く) は、約 57 kg となる。現在計画されている機体総質量が 200kg であることと考え併せると、今後エンジン、燃料、航空電子機器、降着装置、等を搭載する質量的余裕は十分にあると考えられる。

(2) 飛行条件の選定と解析

今回は、飛行経路上の最も厳しい荷重条件の一つとして、「発進時に固体ロケットブースターによって 8G の軸方向加速度を受ける」という条件を選定し、8G という比較的大きな加速度に、構造部材、特に翼胴結合金具付近が耐えられるかどうかを検証した。解析手法としては、翼胴結合金具の胴体側を拘束し、重力加速度と加速 G をベクトル合成した加速度を翼に与えた。Von-Mises 応力分布に関する解析結果を Fig. 5.1 に示す。

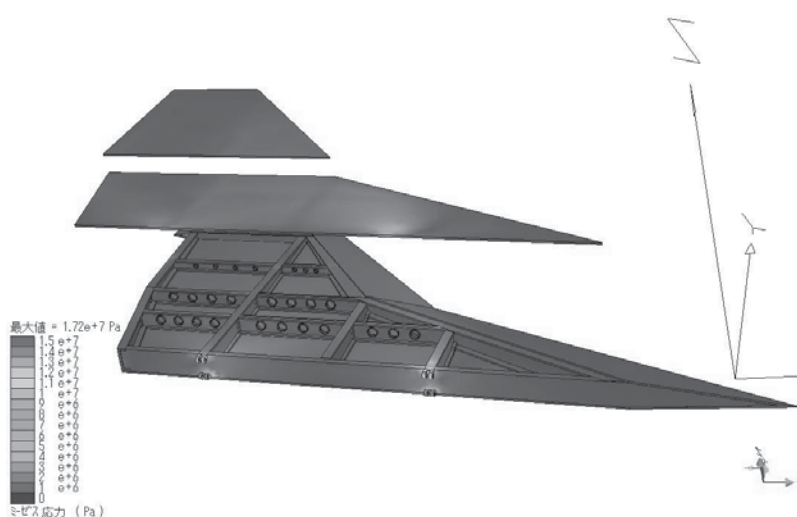


Fig. 5.1 8G加速の際の応力分布

Von-Mises 応力は、有限要素解析によって得られた三次元物体における最大変形ひずみエネルギーを1軸応力に置き換えた応力であり、スカラーであって方向性を持たない。解析によって得られた三次元応力を用いて Von-Mises 応力が各節点において計算される。この応力が構造部

材の降伏応力または 0.2% 耐力を超えなければ、部材は塑性変形を起こさないと予測することができる。以下に Von-Mises 応力の計算式の結果を示す。

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

解析結果を見ると、翼胴結合金具付近で最大 1.73×10^7 Pa の Von-Mises 応力を示している。材料の 0.2% 耐力と比較すると比較的高い安全率が確保されていることが分かる。強度の確保のため、取付金具を3点ではなく前後計4点としたため、高い安全率が得られたと考えられる。また、金具の周辺の桁、小骨、および外板に力が分散されていることも分かる。

6. まとめと今後の予定

本研究では、小型超音速無人飛行機の複合材最適構造設計に適用することを目指して、構造設計と応力解析のための能率的な基本的手法を整備した。また、現時点で利用可能な機体形状データおよび運動荷重・空力荷重データに基づいて同無人飛行機の構造を予備的に設計し、CAE を利用した強度評価を行った。

今後は、機体の空力設計、空力荷重予測、飛行経路解析、等の研究と密接な連携を保ちながら、構造設計と強度解析を反復的に改良する予定である。

参考文献と参考URL

- (1)藤原 洋,「新航空工学講座 2 飛行機構造」,日本航空技術協会,1998 年.
- (2)赤木 功,「新航空工学講座 4 航空機材料」,日本航空技術協会,1989 年.
- (3)小林繁夫,「航空機構造力学」,丸善,1996 年.
- (4)鳥養鶴雄,久世紳二,「飛行機の構造設計 その理論とメカニズム」,日本航空技術協会,1992 年.
- (5)牧野光雄,「航空力学の基礎」,産業図書,2004 年.
- (6)東 昭,「航空工学(I)ー航空流体力学ー」,裳華房,1989 年.
- (7)福森栄次,「Internet College of Finite Element Method」,<http://www.fem.gr.jp/index.html>
- (8)長岡技術科学大学 講義 PDF,「有限要素法演習」,
http://comp.nagaokaut.ac.jp/~iwasa/lecture/lecture_m1_20050411.pdf