



## 小型無人超音速機の応力解析と剛性解析

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: 勝又, 暢久, 樋口, 健, 石田, 貴大, 小杉, 義和, 田中, 啓太, 丹治, 陸 メールアドレス: 所属:
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00008839">http://hdl.handle.net/10258/00008839</a>

## 小型無人超音速機の応力解析と剛性解析

著者	勝又 暢久, 樋口 健, 石田 貴大, 小杉 義和, 田中 啓太, 丹治 陸
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	2013
ページ	43-47
発行年	2014-08
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00008839">http://hdl.handle.net/10258/00008839</a>

# 小型無人超音速機の応力解析と剛性解析

○勝又 暢久 (もの創造系領域 助教)

樋口 健 (もの創造系領域 教授)

石田 貴大 (航空宇宙システム工学専攻 博士前期 1年)

小杉 義和 (航空宇宙システム工学専攻 博士前期 1年)

田中 啓太 (機械航空創造系学科 4年)

丹治 陸 (機械航空創造系学科 4年)

## 1. はじめに

室蘭工業大学・航空宇宙機システム研究センターでは、小型無人超音速飛行実験機の研究開発が進められている。2010年度夏期および2011年度夏期には、プロトタイプ機であるオオワシ1号機を用いて亜音速飛行試験を行った。この飛行試験結果に基づいて、現在はオオワシ2号機の開発、設計と研究が進められている。オオワシ2号機は目標飛行速度をマッハ2程度に設定しており、1号機に比べて全長は約2倍、全幅は約1.5倍の大きさで設計を進めている。そのため機体構造だけでも重量は10倍以上増加する。さらに超音速飛行に適したエアターボラムジェット・ガスジェネレーターサイクル (ATR-GG) エンジンやその燃料となるバイオエタノール、LOXなどの搭載機器を考慮すると燃料満載時で約400kg程度の機体重量になることが予想されている。

そこで本稿では、搭載機器質量を加味した機体構造の静荷重解析と固有振動数解析を行い、オオワシ2号機の胴体部構造の基本構造設計について検討した結果を以下に示す。

## 2. 胴体部構造のモデル化

本研究では、3次元CADソフト「CATIA」を用いてオオワシ2号機胴体部のソリッドモデルを作成した。また作成した3次元CADモデルを汎用有限要素法(FEM)解析ソフトウェア「Patran / Nastran」を用いてソリッド要素により有限要素モデル化し、胴体部構造の静荷重解析を行った。

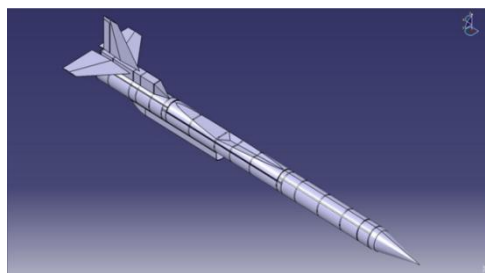


図1. 3D CAD モデル

表1 材料物性値と胴体部重量

	Material	$E$ [kgf/mm <sup>2</sup> ]	$\nu$ [-]	$G$ [kgf/mm <sup>2</sup> ]	$t$ [mm]	$\rho$ [kgf·s <sup>2</sup> /mm <sup>4</sup> ]	Weigt[kg]	
Model A	Frame	A2024-T3	7390	0.3	2818	-	$2.824 \times 10^{-10}$	42.9
	Cover	CFRP	7143	0.3	2747	3	$1.531 \times 10^{-10}$	
Model B	Frame	A2024-T3	7390	0.3	2818	-	$2.824 \times 10^{-10}$	66.1
	Cover					3		

解析モデルにおいては、胴体部構造に用いる材料の違いにより 2 種類もモデルを作成した。Model A においては、フレーム材に「A2024-T3」を適用し、胴体表面カバー材に「CFRP」を適用した。Model B においては、フレーム材とカバー材の両方に「A2024-T3」を適用した。また搭載機器の有無についても比較を行うため、Model A,B それぞれにおいて搭載機器がある場合とない場合についてもモデル化を行った。つまり計 4 種類の構造モデルを用いて静荷重解析と固有振動数解析を行った。本解析に用いたオオワシ 2 号機胴体部構造の 3D CAD モデルを図 1 に示す。また Model A と Model B に適用した構造材の材料物性値とその構造材を用いた場合の胴体部重量を表 1 に示す。

また搭載機器の有無においては、種搭載機器をそれぞれモデル化し搭載機器モデルを実際のように胴体内に配置するのではなく、搭載機器が配置されるリングフレーム部の重量を搭載機器分増加（搭載部リングフレームの密度を増加）することで、仮想的に搭載機器の重量を模擬してモデル化した。表 2 に各種搭載機器の重量を、また図 2 に搭載機器の配置イメージを示す。

表 2 各種搭載機器の重量と搭載機器総重量

Component	Total Weight[kg]	Component	Total Weight[kg]
GG-ATR Engine・Intake	41.8	Inertial navigation equipment	0.5
LOX Tank	25.21	GNC Circuit	0.5
Ethanol Tank	57.12	TTC Circuit	1
GN2 Tank No.1	5.21	Wireless Communication Device	1
GN2 Tank No.2	5.21	Battery	0.3
GN2 Tank No.3	5.21	Valve・Plumbing 1	5
GN2 Tank No.4	5.21	Valve・Plumbing 2	5
Nose Landing Gear	10.54	Valve・Plumbing 3	30
Main Landing Gear	34.79	Components' Total Weight	233.6

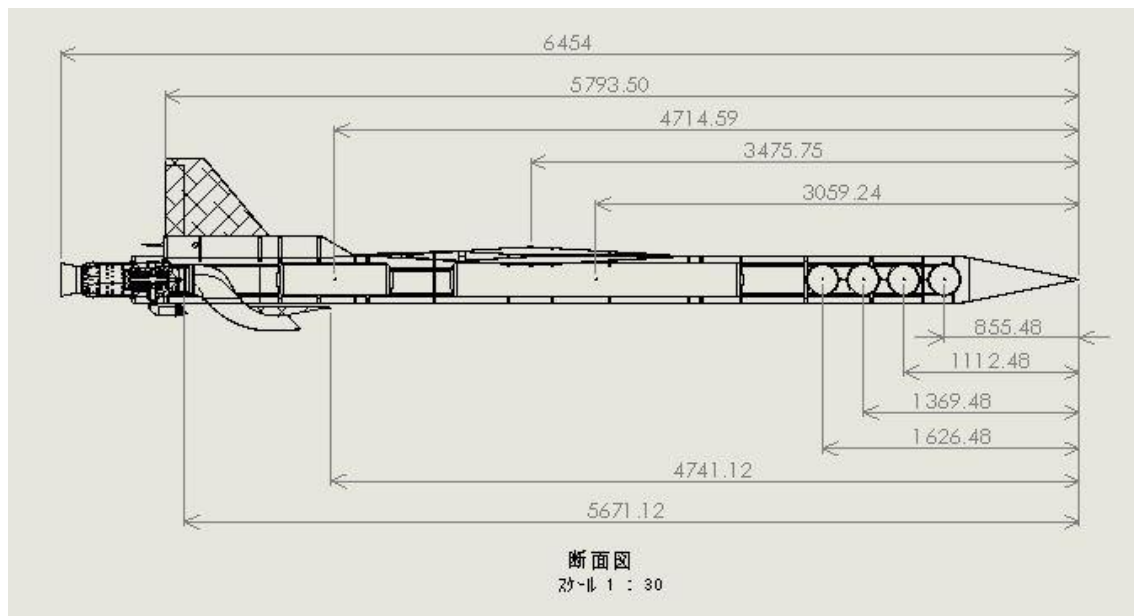


図 2 搭載機器の配置イメージ（側面図）

### 3. 静荷重解析結果と固有振動数解析結果

まず静荷重解析の結果を示す。静荷重解析は、機体に 1G が作用した場合について計算した。また弾性変形範囲内と仮定し、1G 作用時の結果を 9 倍することで 9G の結果を求めた。拘束条件は、胴体構造部と翼構造部を結合する 8 か所のボルト穴が完全拘束されているという条件で解析した。図 3 に搭載機器がない場合で 1G の荷重が作用した場合の Model A の変位を示し、図 4 に搭載機器がある場合で 1G の荷重が作用した場合の Model A の変位を示す。図中で水色の矢印で示された 8 点が拘束点である。

図 3、4 の比較からも搭載機器があることにより変位が増加していることが分かるが、それぞれの解析より得られた主ひずみ、ミーゼスひずみ、主応力と主ひずみを表 3、4 にまとめる。表 3 に搭載機器がない場合、表 4 に搭載機器がある場合を示す。それぞれの場合において、応力、ひずみが最大となった場所は拘束点まわり、つまり翼胴結合部で生じる結果となった。

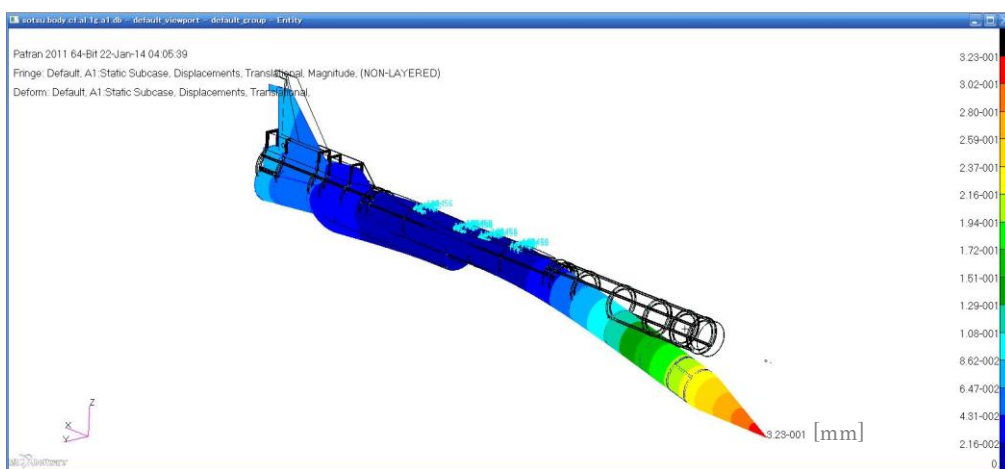


図 3 1G 静荷重作用時の Model A の変位 (搭載機器なしの場合)

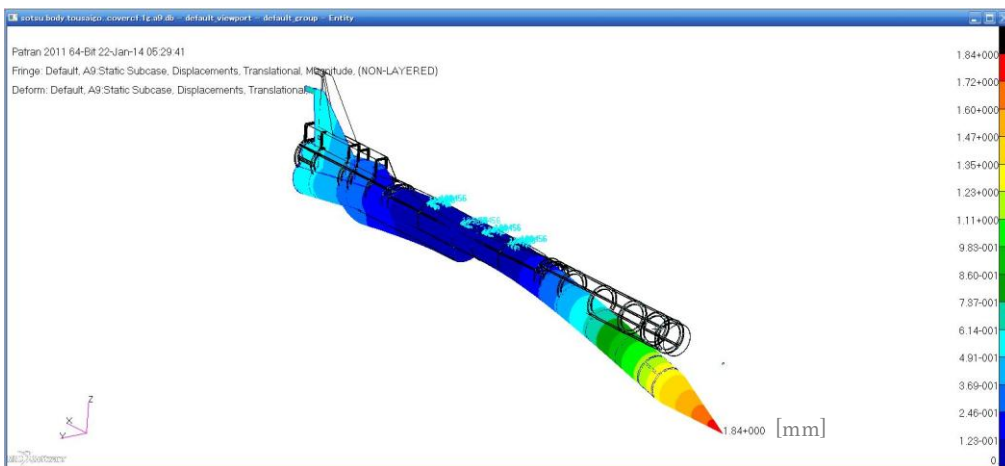


図 4 1G 静荷重作用時の Model A の変位 (搭載機器ありの場合)

表3 主応力, 主ひずみ, ミーゼス応力, ミーゼスひずみ値 (搭載機器なしの場合)

	Gravitational Acceleration	Major Strain $\epsilon_{Ma}$	Mises Strain $\epsilon_{Mi}$	Major Stress $\sigma_{Ma}$	Mises Stress $\sigma_{Mi}$
Model A	1G	$1.90 \times 10^{-4}$	$1.87 \times 10^{-4}$	1.43	1.58
	9G	$1.71 \times 10^{-3}$	$1.68 \times 10^{-3}$	12.9	14.22
Model B	1G	$2.96 \times 10^{-4}$	$2.89 \times 10^{-4}$	2.23	2.47
	9G	$2.66 \times 10^{-3}$	$2.60 \times 10^{-3}$	20.1	22.23

表4 主応力, 主ひずみ, ミーゼス応力, ミーゼスひずみ値 (搭載機器ありの場合)

	Gravitational Acceleration	Major Strain $\epsilon_{Ma}$	Mises Strain $\epsilon_{Mi}$	Major Stress $\sigma_{Ma}$	Mises Stress $\sigma_{Mi}$
Model A	1G	$3.81 \times 10^{-3}$	$3.39 \times 10^{-3}$	29.9	28.9
	9G	$3.43 \times 10^{-2}$	$3.05 \times 10^{-2}$	269.1	260.1
Model B	1G	$4.14 \times 10^{-3}$	$3.68 \times 10^{-3}$	32.5	31.4
	9G	$3.73 \times 10^{-2}$	$3.31 \times 10^{-3}$	292.5	292.5

搭載機器なしの場合においては, Model A, B ともに使用構造材の限界ひずみを超えていないため, 破壊が起こらないと考えられる. しかし, 搭載機器ありの場合においては, Model A, B ともに翼胴結合穴で構造材の限界ひずみを超える結果となった. 以上の解析結果より, 今後の構造設計において翼胴結合部の板厚の増加や翼胴取り付け箇所を増加など, 応力緩和の対策が必要であることが明らかになった.

次に固有振動数解析の結果を示す. 図5に剛体モード以外の最低次モードとして得られた機体ピッチ軸方向の曲げ振動モードを示す. また表4に搭載機器なしの場合の振動モードと固有振動数, 表5に搭載機器ありの場合の振動モードと固有振動数を示す.

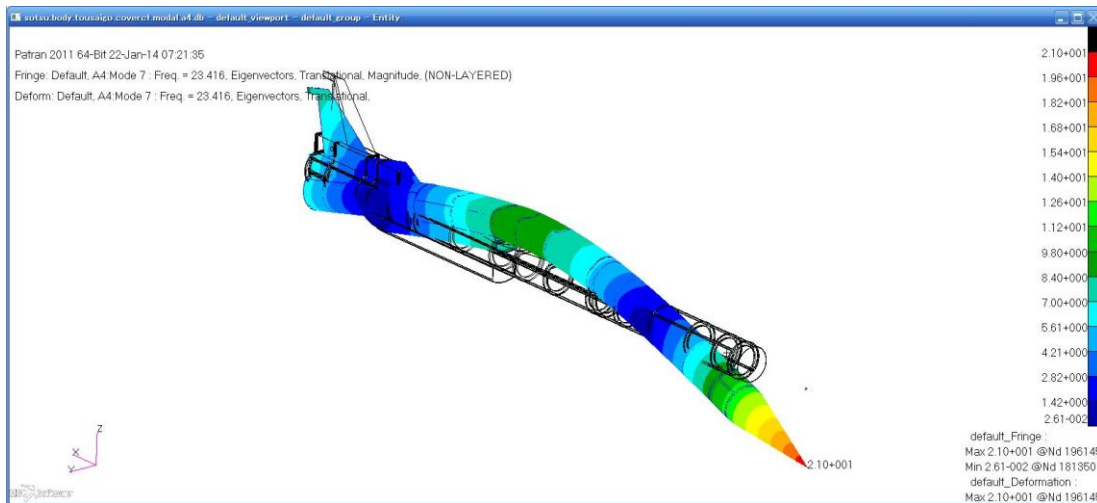


図5 ピッチ軸曲げ振動モード

表 4 振動モードと固有振動数（搭載機器なし） 表 5 振動モードと固有振動数（搭載機器あり）

Mode	Natural Frequency [Hz]		Mode Shape
	Model A	Model B	
1	9.1330E-04	8.9067E-04	Rigid Body Mode
2	7.5243E-04	6.2585E-04	
3	6.2235E-04	4.3271E-04	
4	5.3718E-04	3.0016E-04	
5	3.7544E-04	2.3843E-04	
6	1.8273E-04	4.4120E-04	
7	54.879	44.519	Aircraft Pitch Axis Bending
8	61.727	50.908	Aircraft Yaw Axis Bending
9	119.12	92.017	Vertical Tail Yaw Axis Bending
10	165.86	134.05	Aircraft Pitch Axis Bending
11	167.56	137.52	Aircraft Yaw Axis Bending
12	237.26	191.87	Aircraft Twist

Mode	Natural Frequency [Hz]		Mode Shape
	Model A	Model B	
1	3.5319E-04	4.0027E-04	Rigid Body Mode
2	3.2389E-04	2.4424E-04	
3	2.5239E-04	2.2622E-04	
4	1.2003E-04	5.9475E-05	
5	7.2090E-05	6.1811E-05	
6	2.0431E-04	2.1115E-04	
7	23.416	22.603	Aircraft Pitch Axis Bending
8	24.322	23.598	Aircraft Yaw Axis Bending
9	64.886	63.187	Aircraft Yaw Axis Bending
10	71.426	68.849	Aircraft Pitch Axis Bending
11	86.650	72.000	Vertical Tail Yaw Axis Bending
12	112.12	102.43	Vertical Tail Yaw Axis Bending

搭載機器なしおよび搭載機器ありの Model A, B いずれも、制御系との連成を防ぐための基準として設定した 20 [Hz] を最低次モードで超えているため共振は問題にならないと考えられる。

#### 4. まとめ

胴体部構造の静荷重解析と固有振動数解析において、搭載機器重量の有無によって比較を行った。強度面では翼胴結合部の高強度化が、また振動面では未計上である脚、各種取付金具や艀装の質量を加味した場合の固有振動数低下に備え、固有振動数を高くするための軽量化、高剛性化が今後の構造設計に必要である。