

## オオワシ 2号機の機械環境条件緩和に対する軽量化 構造概念検討

著者	勝又 暢久, 樋口 健
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	2017
ページ	79-81
発行年	2018-09
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00009851">http://hdl.handle.net/10258/00009851</a>

## オオワシ2号機の機械環境条件緩和に対する軽量化構造概念検討

○勝又 暢久（航空宇宙システム工学ユニット 助教）

樋口 健（航空宇宙システム工学ユニット 教授）

### 1. はじめに

小型、無人、かつ超音速飛行を目標に開発中の実験機「オオワシ2号機」の機体構造は、軽量かつ過酷な設計制限荷重に耐えうる高強度・高剛性機体構造の開発を目指している。そのため、エンジンマウントなどの高温部を除いては、炭素繊維強化プラスチック（CFRP）を構造要素として積極的に使用する設計を行ってきた。また、円筒形状に変形させることが可能なフレキシブルアルミハニカムコアと CFRP スキンによるサンドイッチ円筒を胴体一般部の基本構造要素とすることで、比強度・比剛性の向上だけでなく、製作性向上とコスト低減も視野に入れて開発中である。

小型無人超音速実験機の飛行フェーズが多様化した場合、飛行時間に対応して燃料搭載量が増加する。搭載燃料の増加は、機体長の延長とそれに伴う機体重量の増加につながるが、機体長の延長による重量増の影響を少なくするための機体構造概念設計として、昨年度は前部胴体の一体化、タンク・バルブ・配管系のユニット化、それらのインテグレーション方法を検討した。その結果、構造重量を軽減するための概念設計は行えた。しかし、着陸衝撃荷重を考慮した着陸ダイナミクスシミュレーション、飛行経路解析などの更なるシステム検討を行った結果、更なる機体重量の軽量化が必要となった。そこで今年度においては、機械環境条件が緩和（設計制限荷重が緩和）した場合に得られる軽量化効果を検討した。

### 2. 荷重条件の変更

機体構造の軽量化効果を検討する上で変更した荷重条件を、下記の表に示す。表1に、変更前の荷重条件、表2に、今年度の軽量化検討に用いた荷重条件を示す。

また、機体設計上で重要となる寸法の整理を軽量化検討と共に実施した。整理した結果を図1に示す。

表1 変更前の荷重条件

対象となる構造	最大離陸重量の場合（離陸時）		乾燥重量の場合（着陸時）	
	設計制限荷重	終極荷重	設計制限荷重	終極荷重
<b>機体および搭載機器</b>				
・機軸方向	1 G	1.5 G	4 G	6 G
・機軸直交下方向	3 G	4.5 G	5.7 G ※1	8.6 G ※1
・機軸直交横方向	2 G	3 G	2 G	3 G
<b>脚</b>	前脚 3 G 主脚 2 G	前脚 4.5 G 主脚 3 G	6 G	9 G
<b>機首コーン部</b>	動圧 80 kPa に対して座屈しないこと			

<b>主翼構造の揚力分布</b>	WET 時：WET 重量に荷重倍数 6 を乗じた荷重が主翼上向きに一様分布 圧力として負荷されるものと仮定
	DRY 時：WET 時と同様

- ※1 機軸方向に 1.9 G を同時負荷
- ※2 機軸方向に 2.8 G を同時負荷

表 2 変更後の軽量化検討に用いた荷重条件

対象となる構造	最大離陸重量の場合（離陸時）		乾燥重量の場合（着陸時）	
	設計制限荷重	終極荷重	設計制限荷重	終極荷重
<b>機体および搭載機器</b>				
・機軸方向	1 G	1.5 G	2 G	3 G
・機軸直交下方向	3 G	4.5 G	3 G ※1	4.5 G ※1
・機軸直交横方向	1 G	1.5 G	1 G	1.5 G
<b>脚</b>	前脚 3 G 主脚 2 G	前脚 4.5 G 主脚 3 G	前脚 3 G 主脚 3 G	前脚 4.5 G 主脚 4.5 G
<b>機首コーン部</b>	動圧 80 kPa に対して座屈しないこと			

- ※1 機軸方向に 2 G を同時負荷
- ※2 機軸方向に 3 G を同時負荷

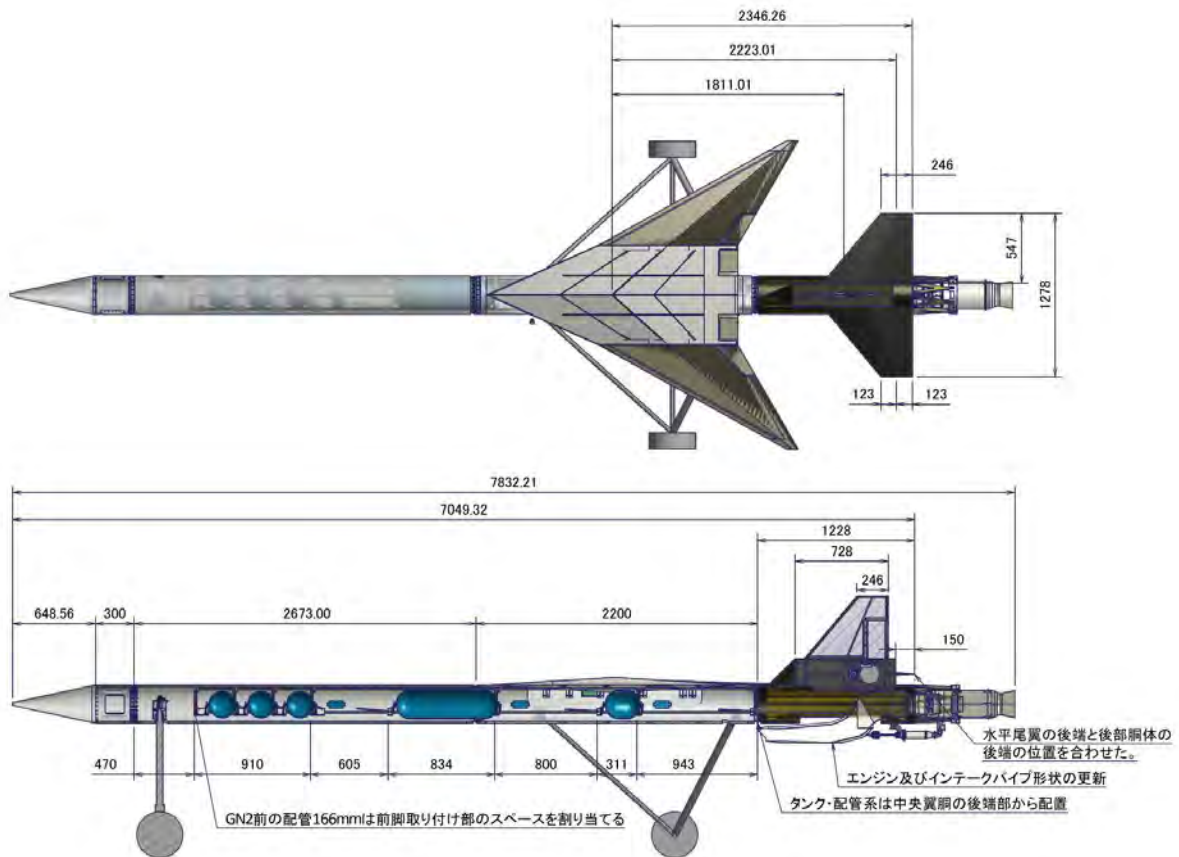


図 1 機体構造各種寸法の整理結果

### 3. 機体各部の軽量化結果

機械環境条件の変更により得られた機械構造各部の軽量化結果を、表3に示す。表3に示されている重量は、強度計算を行った上で得られた構造を元に計算された重量である。強度計算結果上、機体の各部について十分な強度余裕があることが確認されている。

強度設計上重要となる着陸時の荷重条件がこれまでの荷重条件に比べて約 1/2 倍に緩和されたことで、大幅な軽量化が実現された。今回の軽量化結果が実施された場合、64.4 kg の軽量化効果を得られ、これは変更前重量 (173.1 kg) に対して約 37 %の軽量化である。また、今回適用した荷重条件は、特に誘導制御工学を含めたシステム設計により達成可能な範囲内であることに注意されたい。

表3 機械環境条件の緩和による機体各部の軽量化結果

機体構造部名称	個数	変更前重量 kg	変更後重量 kg
ノーズコーン	1	5.1	2.2
前部胴体	1	14.7	7.7
翼胴一体中央胴体	1	72.5	33.2
主翼端部	2	9.0	9.0
後部胴体	1	47.0	31.8
タンク支持構造	1	9.1	9.1
機械計装	1	14.0	14.0
熱計装	1	1.6	1.6
合計重量		<b>173.0</b>	<b>108.6</b>

### 4. まとめ

強度設計上重要となる機械環境条件が緩和された場合の軽量化効果について、機体構造の強度設計と概念構造設計から検討した。着陸時の荷重条件を従来の約 1/2 倍（設計制限荷重：3 G、終極荷重：4.5 G）に変更することで、機体重量は 64.4 kg 軽量化される結果となった。これは荷重条件変更前機体重量の約 37 %に相当するため、大幅な軽量化効果があることが示された。

今回の設計結果を実現するためにも、オオワシ2号機のシステム設計を今後さらに検討する必要がある。