



オオワシII構造系開発

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学 公開日: 2015-03-25 キーワード (Ja): キーワード (En): Supersonic flying test bed, Structure development, Composite materials, Aircraft subsystem interfaces 作成者: 樋口, 健, 勝又, 暢久 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/3777

オオワシ?構造系開発

その他（別言語等） のタイトル	Structure Development of Oowashi No.2
著者	樋口 健, 勝又 暢久
雑誌名	室蘭工業大学紀要
巻	64
ページ	39-44
発行年	2015-03-13
URL	http://hdl.handle.net/10258/3777

オオワシⅡ構造系開発

樋口 健^{*1*2}, 勝又暢久^{*1*2}

Structure Development of Oowashi No.2

Ken HIGUCHI^{*1*2} and Nobuhisa KATSUMATA^{*1*2}

(原稿受付日 平成 26 年 11 月 28 日 論文受理日 平成 27 年 1 月 22 日)

Abstract

Technological research and development on the structure system of the supersonic aircraft are required to construct the supersonic flying test bed (FTB). Lightweight and high performance composite materials will be used where possible portions of the structures. The structure must be designed considering various interfaces, such as aerodynamic performance for take-off/landing and supersonic flight, guidance and control for autonomous flight, wireless communications for flight information, propulsion system components, thermal protection for onboard equipment over a broad range of temperatures from cryogenic to very high temperature, impact loading due to landing shock, and flight maneuverability, along with recovery/reusability. The circumstances, the present state of the structure design, and the required developmental research are summarized here, and the remaining problems for the design of flight model of Oowashi No.2 are presented.

Keywords : Supersonic flying test bed, Structure development, Composite materials, Aircraft subsystem interfaces

1 はじめに

本学では小型無人超音速実験機の研究・開発を進めており、近い将来に超音速で飛行する実験機を製作する。オオワシ 2 号機の機体形状はオオワシ 1 号機の機体形状を 1.5 倍に相似拡大したものを出発点として考える。しかし、機体構造の強度・剛性の手法が未だ構築がされていないため、機体構造の評価手法を構築する必要がある。構造材料としては複合材を活用することにより軽量化と高性能化を狙うこととなっているが、実機への適用方法や検証方法など解決すべき課題は多い。また、オオワシ 2 号機においては、搭載機器の大きさ、重量、種類、配置が 1 号機とは根本的に変更とな

る。離着陸から超音速までの空力設計との整合性、極低温から超高温までの温度範囲を持つ推進系との整合性、自律飛行における誘導制御および通信系との整合性、誘導航法系との離着陸条件の整合性、繰り返し使用可能性、など、構造設計には留意すべきインターフェースが極めて多い。構造系サブシステムは他サブシステムとのインターフェースが重要となる。本稿では、構造系の研究開発の経緯と現状をまとめる。

2 構造系開発の概要

2.1 オオワシⅡにおける構造様式と構造概念

2.1.1 機体構造の概要

胴体構造は、ストリンガー（縦通材）とリングフレーム（円框）及び周囲をスキン（外板）で構成される。図 1, 2 に機体構造外観を示す。図 3 に、機体構造構成部材を示す。胴体構造は、リン

*1 室蘭工業大学 もの創造系領域

*2 室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター

グフレームの周囲に90度おきに機体前部から後部まで4本のストリンガーを配置する。リングフレームはアルミ合金製の切削加工製または板金製である。ストリンガーはアルミ合金製のチャンネル材を使用する。リングフレームとストリンガーで構成される構造内部には、機体前部より高压ガス源(GN2)タンク、燃料としてのバイオエタノール(BE)タンク、酸化剤としての液体酸素(LOX)タンクなど、推進剤系のタンクを搭載し、後部はエンジンを搭載する。胴体外部のスキンは、機体内部の艀装を行った後に取付けるが、構造強度及び剛性はリングフレーム、ストリンガー及びスキンを取り付けた状態で成立するため、各スキンの取り付けはリングフレームおよびストリンガーと十分な結合力を果たせるのに必要な本数のボルト固定とする。

主翼桁、主翼リブ、主翼前縁、主翼後縁、機体カバープレート、エアークウリングの構造材料は軽量化の観点から主としてCFRPスキンのサンドイッチプレート製とし、胴体リングフレームと胴体ストリンガーはコストの観点からアルミ合金製とする。ノーズコーンは空力加熱を考慮して材料を選定する。

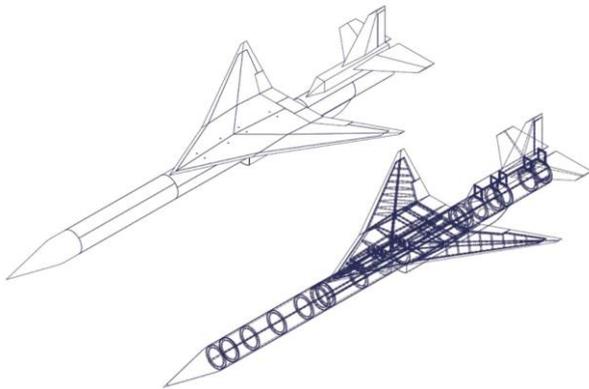


図1 機体構造と外観

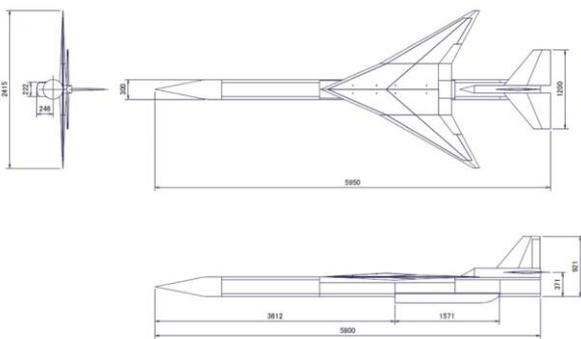


図2 機体構造外形寸法

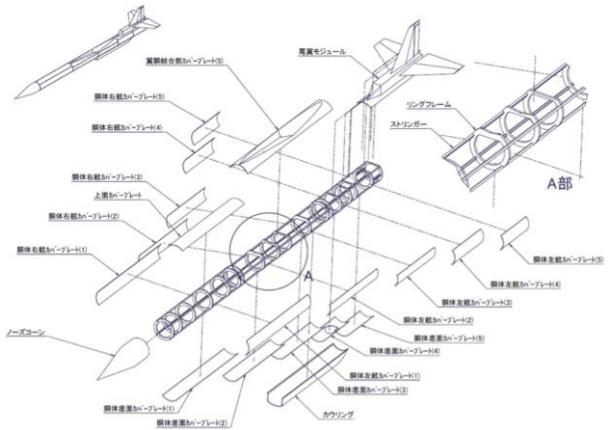


図3 複合材機体構造構成案

2.1.2 機体強度解析

図1, 2に示す機体構造案(全備重量350kgと想定)に荷重倍数6と安全率1.5を作用させた場合の主要構造要素各部の安全余裕を、有限要素法汎用構造解析ソフトウェア(Patran/NASTRAN)で解析した結果を表1に示す。

表1 機体構造主要個所の強度解析

部位	最大応力 (kgf/m ²)	強度 (kgf/m ²)	安全余裕 (MS)	破壊モード
翼胴結合部 カバープレート	28.47	30.0	0.05	材料破壊
一般部 カバープレート	14.49	30.0	1.07	表面版の 材料破壊
一般部 カバープレート	18.67	25.75	0.6	剪断座屈
ストリンガー	9.57	25.28	1.64	クリップ リング
リングフレーム	0.55	27.42	Large	材料破壊

2.1.2 主翼強度解析

オオワシ2号機においては、先ずオオワシ1号機の主翼寸法を1.5倍に相似拡大した外形とし、(1)主桁など内部構造をオオワシ1号機と同じとした場合、(2)桁のコア材をCFRP化した場合、(3)3本桁構造とした場合、についてそれぞれモデル化し、有限要素法汎用構造解析ソフトウェア(Patran/NASTRAN)で構造解析を行った。超音速飛行時に、自重に荷重倍数6と安全率1.5を掛けた揚力が発生している場合の解析結果を図4に示す。オオワシ1号機の主翼構造(PM品)試験で負荷された主翼付根での曲げモーメント約12kgfmに対し、

オオワシ2号機の主翼では、設計上の曲げモーメントは約710kgfm(60倍)である。(1)の主桁など内部構造をオオワシ1号機と同じとした場合には限界ひずみを大きく上回っている部位が多いが、(2)のように桁のコア材をCFRP化すると限界ひずみを大きく上回っている部位は減り、(3)のように3本桁構造とした場合には限界ひずみを大きく上回る部位は局所的に限定されることがわかる。

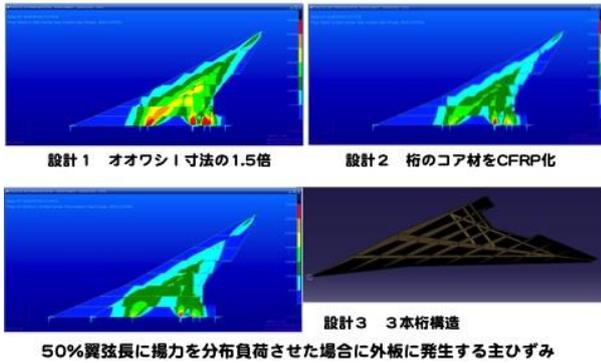


図4 超音速飛行負荷時の発生ひずみ

次に、主翼を3分割で製造する案を検討した。主翼を3分割することにはいくつかの利点がある。(1)飛行試験で翼端を損傷することは多い。翼端を損傷しても左右同形の片翼だけを取り替え可能とできる。(2)曲げ荷重が最も大きくかかる翼胴結合部の強度設計が非常に重要であると考えており、中央翼と胴体をできるだけ一体化して強度検討することができる。曲げ荷重最大の場所で分割しなくて済む。(3)左翼および右翼をリブなしのダイヤモンド断面ハニカムサンドイッチパネルとして一体化できるとすると、部品点数が大幅に減り、軽量化と低コスト化が図れる可能性がある。(4)強度剛性試験の荷重荷装置と試験場所を作り易い。(5)組み立て時にハンドリングし易い。(6)飛行試験場所が大学から離れていることを想定すると、分解して運搬し易い大きさであることが必要となる。

そこで、ここでは、オオワシ1号機の主翼寸法を1.5倍に相似拡大した外形とし、構成は、CFRP製で成型した主翼桁構造組立(主桁、前桁としての前縁部材、後桁としての後縁部材)と表面版をCFRP製とするサンドイッチパネル製の主翼面パネル構成とする。主翼桁構造と翼外面パネルは接着部分とアクセスのためのファスニング部分とを作る。主翼と胴体との結合はM8ボルト8箇所て固定する。主翼構造案を図5に示す。

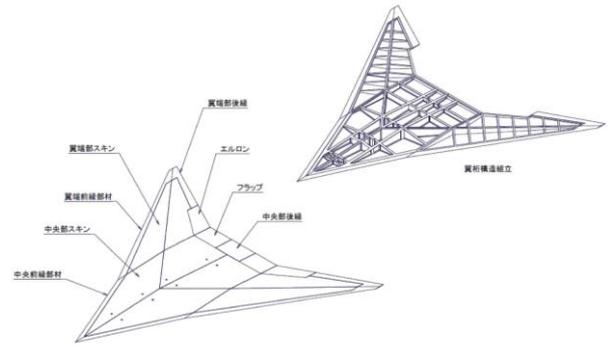


図5 複合材主翼構造案

2.1.4 固有振動数解析

飛行制御系と干渉しない機体固有振動数が要求される。全機系の固有振動数解析ではそれぞれのその検討で開発したNASTRAN数学モデルを用い、主翼と胴体の結合部8点を結合して全機系モデルとした。固有値解析の数学モデル上の質量配分と設計質量配分を表2に示す。固有振動解析結果を表3に示す。低次6次までは剛体モードであるので7次以降の固有振動数とモードを示した。

表2 数学モデル上の質量配分と設計質量配分

部位	NASTRAN モデル 質量配分 [kg]	設計 質量配分 [kg]
胴体リング	8.46	8.46
ストリンガー	6.78	6.78
カバー	17.06	12.2
主翼	46.33	46.33
GN2タンク	1	1
Thhanolタンク	65	65
LOXタンク	28.5	28.5
エンジン	50	50
電気計装(機首)	10	10
電気計装(テイル)	10	10
尾翼	20	20
主脚	30	30
前脚	10	10
インテーク	5	5
ファスナー	2	2
アクチュエータ	5	5
配管	20	20
マージン	13.55	18
合計	350.0	348.27

表3 固有振動解析結果

モード番号	固有振動数 [Hz]	振動モード
7	6.5	水平尾翼ローカル
8	6.6	水平尾翼ローカル
9	7.6	水平尾翼ローカル
10	7.6	水平尾翼ローカル
11	11.9	垂直尾翼ローカル
12	17.1	垂直尾翼ローカル
13	18.5	機体ヨー軸曲げ
14	19.6	機体ピッチ軸曲げ
15	28.8	機体ロール軸ねじれ
16	31.7	主翼曲げ

全機構造固有値解析結果を見ると、水平尾翼(昇降舵)や方向舵が振動するモードが低次の固有値として得られるので、数学モデルに実際に合う適切なヒンジ剛性を与えないと意味のある固有値が得られないことがわかる。換言すると、補助翼、フラップ、水平尾翼(昇降舵)、方向舵など可動翼のヒンジ軸まわりの剛性の設定が、機体の安定飛行に重要であることがわかる。特に、遷音速飛行に際しては空力的にもヒンジ軸まわりの剛性は重要である。実際にはオオワシ2号機はフライバイワイヤ方式となるであろうから、可動翼駆動機器の保持剛性を十分大きくしないと制御しきれないことがわかる。

2.2 オオワシ2号機の実機大モックアップ

2.2.1 実機大モックアップ製作の必要性

オオワシ2号機の機体形状は、オオワシ1号機の空力設計を生かすために相似拡大の形状としているが、オオワシ1号機に比べ大幅な高速化と大型化にともなう飛行荷重の増大と固有振動数低下に対処するため、機体構造設計は強度・剛性の大幅な向上が必要である。要求される飛行性能を満たすためには併せて軽量化も必要であるため、複合材を用いた軽量・高強度・高剛性の機体構造を予定している。しかし、複合材構造は製造後のインターフェース調整や設計変更が容易でないため、概念設計の段階で実機大モックアップを製作して、実機詳細設計の検討、実機試験方法の検討、搭載機器インターフェースの確認、機体インテグレーション手順および組立治具の検討、実機製作コスト低減方法の検討等に供することとした。

2.2.2 実機大モックアップの設計と製作

モックアップの設計製作方針は、コストダウンを優先させるために使用材料は実機とは異なるが、構造様式や寸法は想定される実機と同じとし、各種インターフェース確認ができるものとした。

現在の主翼設計では、主翼構造は中央翼と左右翼の3分割組立方式とし、スパー(桁)とリブ(小骨)材質はABS樹脂切削・接着構造としている。エルロン、フラップ等の舵面は形状のみ模擬し、主翼内の舵面アクチュエータ搭載部は内部アクセス検討用に外板を着脱可能とした。翼構造の一部に、外板/リブ一体化サンドイッチ成形翼型を適用したものを試作した。また、一部に実機で想定されるロハセルコア/CFRPスキンのサンドイッチパネルを試作し適用した。

胴体モックアップには、主翼取付けインターフェース構造、垂直尾翼・水平尾翼インターフェース構造、エンジン搭載インターフェース構造を含む。脚とエンジンインテークは現在は含まれていないが、将来取付けを検討できるようにした。ストリンガー(縦通材)は機軸方向に3分割してアルミ角パイプ製とした。リングフレーム(円筐)はABS樹脂の切削とした。胴体外板は内部アクセス検討用に透明樹脂の曲面板とし着脱可能とした。主たる材料は、アルミニウム合金、バルサ、航空ベニヤ、ケミカルウッド、ABS樹脂、ポリカーボネイトである。

実機ではCFRPを主体とした複合材構造にする計画であるが、今後想定される設計変更の必要性と設計変更の容易さ、搭載機器インターフェース、要求重量・強度・剛性、スケジュール、製造コストなどを勘案して実機に適する材料を選定して行くこととしている。なお、地上温度と高高度大気温度との温度差に起因して発生する、CFRPとアルミ合金等金属との熱応力の問題を回避するためには、同質材料で製造する必要があり、CFRPを主体とした複合材構造にするには、製造コストとの兼ね合いが解決すべき大きな現実的問題である。

エンジン搭載部では、CFRP、アルミ合金等の材料が耐熱性の観点から使えないと考えられるため、エンジン周囲の空気式強制を行った上で、ステンレス鋼またはチタン合金を用いる必要がある。これは重量増加要因となる。これらのインテグレーション検討のためにも、実機大モックアップを用いて検討できるようになった(図6、7)。



図6 モックアップ (全景)



図7 モックアップ (主翼および胴体後部)

2.3 翼胴一体型構造

2.3.1 機器搭載性向上対策

実機大モックアップは図8に示すベースライン形状にしたがって製作された。オオワシ2号機の機体構造も、このベースライン形状にしたがって設計されることとなっているが、主翼直下が胴体内径に円筒が収められない領域ができる。今後の設計変更や搭載機器の配置調整には大きな制約となるため、胴体の前から後ろまで同一内径の空間を確保できるように考慮する必要がある。また、主翼と胴体の結合部には鋭角に凹んだ流路が機体の左右にできるため、高速飛行時に空力抵抗が大きくなる要因となる懸念がある。これらを改善するために設計変更を行った。

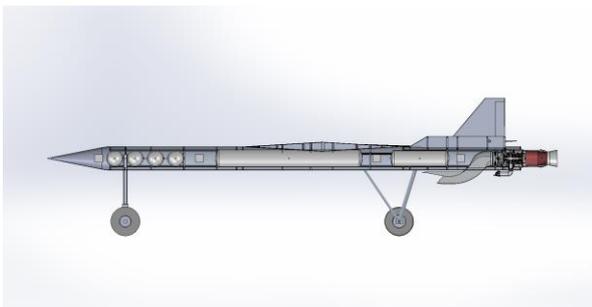


図8 機体形状のベースライン

今後の設計進捗に伴い、搭載機器配置検討の自由度を確保するために、主翼直下の胴体内径が小さくなっている構造を見直し、同一直径の搭載空間を作ることにした。胴体の上に主翼全体を載せる構造様式ではなく、主翼中央部と胴体中央部を一体型とし、その両端に左右主翼端をつなげる構造様式とした。併せて、主翼と胴体の結合部で鋭角になっている空間にフィレットを施すことにより空力的な損失を減じるとともに、同一直径の搭載空間を作るための強度上の困難をフィレット部分で克服する考え方を採ることとした。このモックアップを実スケールで製作することは費用の問題があったので、樹脂3Dプリンティングによる1/2スケールモデルを製作した。

2.3.2 翼胴一体型構想

翼胴結合部にフィレットを施し、併せて胴体内搭載容積を拡大する改修を検討した。フィレットを付けることにより、主翼と胴体の結合部の鋭角に凹んだ流路を廃することができただけでなく、主翼直下の胴体内部に円筒タンクを積めるように改修する際の主翼桁高さを減ずることによる主翼曲げ強度不足を補い、リングフレーム内径の凹部をなくする形状を検討した。フィレット形状は、できるだけ単純化するために図9に示すように曲面の曲率を1方向とする形状案とした。なお、ストリンガー（縦通材）を胴体前部から胴体後部まで直線では通せなくなるため、ストリンガーの形状とストリンガー同士のつなぎ方には工夫を要する。フィレット内部は、今後の艦装設計により、配管・配線経路として利用したり、電池を分散して配置するための空間として、あるいは舵面駆動のために空間として利用したりすることが可能となる。

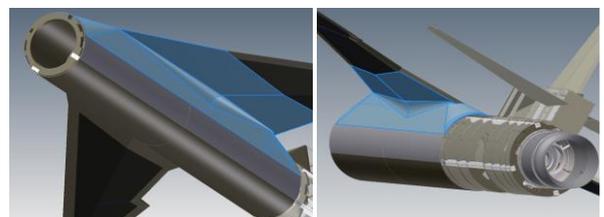


図9 フィレット付加と翼胴一体型構造

翼胴結合部構造を他サブシステムから見てインターフェースが理解しやすい縮小三次元模型には、いわゆる樹脂製3Dプリンタによる造形方法を利用した。図10(c)に示すように、胴体中央部を貫通するように円筒タンク搭載部が確保でき、機器

配置の自由度が大幅に向上した。これにより、フィレットにより高速飛行時の空力抵抗を減らす工夫も考慮されるとともに、図8の機器配置例に示すように、今後の搭載機器配置を見直す際の大きな制約が取り除かれた。



(a) 上面 (b) 下面 (c) 中央胴体内部
図10 翼胴一体型構造部の1/2スケールモックアップ（樹脂3Dプリンタ製）

2.3 オオワシ2号機の基本構造計画

以上の観点から検討したオオワシ2号機の基本構造を図11に示す。

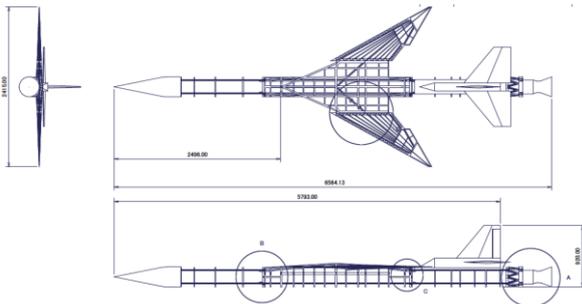


図11 オオワシ2号機の基本構造計画

3 構造系のまとめと今後の詳細設計・製造

オオワシ2号機の構造系サブシステムの設計のまとめと現状は図11に示されている。

今後の実機の製造においては、コストダウンと各種インターフェース調整という現実的問題が極めて重要となるため、これからの詳細設計においては、研究開発とともに、他サブシステムとの調整に手間ひまを要するものと考えている。構造系自身の開発要素のみならず、低速から超音速まで高性能を発揮する空力設計、極低温推進剤/超高温エンジン、空力加熱、誘導制御、通信、電源系、超高速飛行に対する空力弾性問題、搭載機器の寸法/重量/種類/配置の変更、離着陸方式の検討、脚形式と要する強度、などサブシステムとインターフェースするものは多い。