

# A05 ハニカムサンドイッチフィン及びCFRP製フィンスターの開発

武川和洋, 萩原 圭, 高野 敦, 喜多村 竜太(神奈川大)

Kazuhiro Mukawa, Kei Hagihara, Atushi Takano and Ryuta Kitamura (Kanagawa University)

## 1. はじめに

近年, 超小型人工衛星開発を安価かつ迅速に打ち上げるための研究開発が活発に行われている。当研究室では超小型ハイブリットロケットの開発に取り組んでおり, 機体の高高度到達を目指して, 機体の大型化に取り組んでいるが, 飛翔速度と重量が増大するという問題に直面した。

そこで本研究では, フィン, フィンスター, カプラの素材をCFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastics) にすることで機体の軽量化を目指した。また, 飛行シミュレーションを用いて今年度機体の最高高度及び最高速度を計算するとともに, 空力弾性に着目し, 飛翔中に機体がフラッタを起こさないような設計を行った。

## 2. 機体全体概要

図1に機体概要図を示す。図2の黒色部がフィンであり, 飛翔中の機体を安定させる役割がある。また, 水色部がフィンスターであり, フィンと機体胴体を接続する役割がある。緑部はカプラであり, 機体同士を接合させる役割がある。図2-2はフィンフィンスターの拡大図である。フィンは, 表皮をCFRPを積層構成(45/45/45/45)sの8層で積層し, コアにアルミニウムハニカムコアを用いたダイヤモンド翼である。フィンスターはCFRPを積層構成(45/0/45<sub>2</sub>/0/45)<sub>s</sub>の12層で積層した。フィンとフィンスターと胴体はエポキシ接着材とねじで接合している。その概略図を以下の図3に示す。

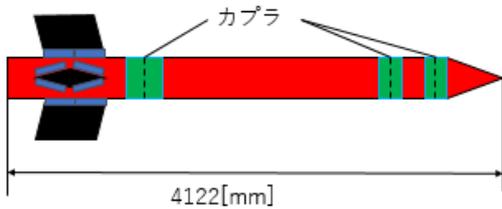


図1 機体概要図

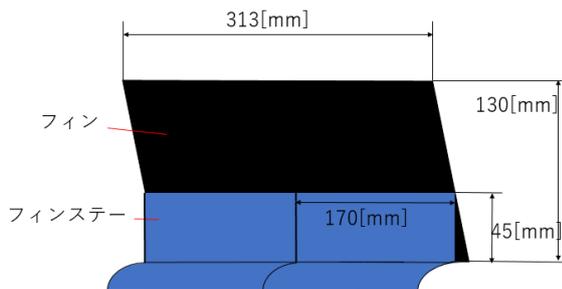


図2 フィン・フィンスター概要図

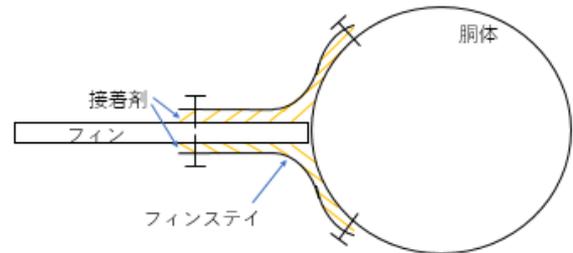


図3 フィン・フィンスター・胴体の接着概略図

## 3. フィンの設計

ロケットの飛行姿勢を安定させるため, 機体下部には4枚のフィンが取り付けられている。2018年度は中実構造のCFRPを使用していたが, 機体の大型化に伴い, フィンの軽量化と製作時間短縮を目指し, 今年度はアルミニウムのハニカムコアをCFRP表皮でサンドイッチしたものを使用した。

今年度機体のフィンの設計では, 昨年度と同形状<sup>[1]</sup>で強度計算を行った, また, フラッタを起こさないような高度剛性係数<sup>[2]</sup> $A$ を算出したところ $A=8.8$ となり, 昨年度の $A=3.1$ よりも向上した。以上を踏まえ, フィンの形状は厚さ12[mm]の中空ダイヤモンド形状で, コア材のアルミニウムハニカムコアを積層構成(45/45/45/45)sのCFRP(HyEj12M65PD, 繊維弾性率3800[GPa])でサンドイッチしたものを採用することとした。

フィンのフィンの製作は以下の手順で行った。まず, ハニカムコアの加工では, コアをアクリル棒とアルミ板で潰してクランプし, ダイヤモンド形状に切削した。切削が終わったコアを洗浄し, コアを広げ, ハニカムコアと2枚のCFRP表皮をエポキシ接着剤のAW106とHV953Uを使用して接着した。当初は, ハニカムコアとフィン表皮のみで製作していたが, 加圧が不十分だと考え, 中空になっている箇所<sup>[3]</sup>にCFRPを積層した帯を入れることでフィン表皮がより均一に加圧できるようにし, 曲げ剛性を向上させた。その後, 電気炉を用いて, 温度130°Cで2時間で加熱成型した。なお, 最初にフィンを製作した際に, 金型の温度が上がりすぎに, 長時間加熱してしまった。そのため, 電気炉のヒーターを2系統から4系統に改修し, 温度が目標温度に達するようにした。加熱成型後, ダイヤモンドカッター等を用いて, 図2のような形状に切断した。昨年度のフィンの重量は約485[g], 今年度は約144[g]であり, 大幅な軽量化に成功した。

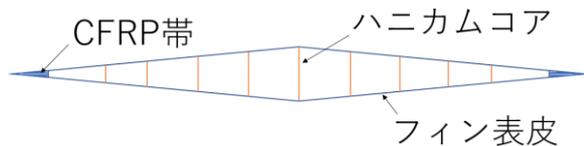


図4 フィン模式図



図5 アルミニウムハニカムコアフィン

## 4. フィンステーの設計

### 4.1 フィンステーの強度計算

前述のフィン rockets 胴体に接続するため、CFRP製のフィンステーを用いた。今年度のフィンステー素材は作業の効率化を図るため、圧縮強度が高く、さらに1枚あたりの厚さが0.0813[mm]のCFRP(TR350J75S)を採用した。金型は2018年度に作製されたものを使用した。また、飛行シミュレーションで得られた最大速度(408m/s)やフィンの面積(0.1006m<sup>2</sup>)などを用いて揚力、曲げモーメントを算出した。その結果、最大揚力は827.2[N]となり、この最大揚力時の曲げモーメントを求めたところ結果124[N・m]となった。

### 4.2 フィンステーの試作

フィンステーを試作し、強度試験を行った。フィンステーの積層構成は[-45/0/45<sub>2</sub>/0/-45]<sub>s</sub>の12層、厚さ0.9765[mm]とした。また、昨年度のフィンステー706[g]に対し、今年度は368[g]となり軽量化に成功した。

### 4.3 フィンステーの強度試験

フィンは2018年度に試作されたハニカムコア入りのものを用いた。また、フィンを取り付けた逆側にアルミ板を3枚1セットとしたものを取り付けた。そして、フィンの根元に最大揚力時の曲げモーメント124[N・m]がかかるようにフィンの端に荷重を負荷した。その結果、124[N・m]までフィン及びフィンステーは破壊しないことを確認した。しかし、フィンステー・胴体間でピール破壊が確認できた。これは、フィン・フィンステー・胴体をはエポキシ樹脂接着剤とねじ(フィンステーの各4隅、計8個のねじ)で固定していたため、ねじから遠い部分の接着が不十分であったためであると考えられた。そこで、図6、7のように接着剤をフィンステー全体に塗り込み、さらにフィンステーの胴体側の端部とフィン側の端部のねじを2つから3つに増やし、計10個のねじで固定することで接着強度を高める事にした。

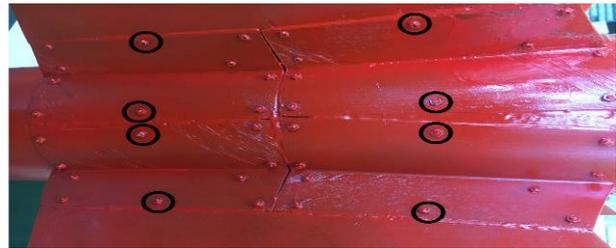


図6 ねじ追加後のフィンステー(黒丸が追加したねじ)

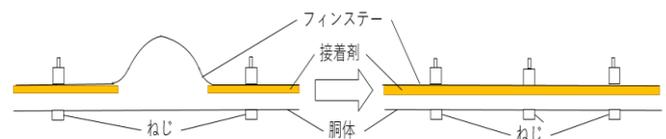


図7 ねじ追加後のフィンステーの模式図(側面図)

## 5. カブラの設計

カブラは機体の胴体同士を接合させるためのリングである。2017年度までの設計ではカブラと胴体の間に隙間ができていたため、その隙間を埋めるため、機軸方向のスリットを図4に示すように製作した。また、2018年度はアルミ合金を使用していたが、今年度は軽量化のためにCFRPを採用した。

2018年度<sup>1)</sup>と同様に外形Φ148[mm]で、材料は圧縮強度が高く、1枚当たりの厚さが0.24[mm]と厚いCFRP(TR380G250S)を使用することで製作時間を短縮した。また、積層構成[-45/0/45/90]<sub>s</sub>、厚さ2[mm]で強度計算を行ったところ、安全余裕は1.28となった。

このようにカブラ用のマンドレルを設計した円筒を立フライス盤で図8のように溝と穴を加工した。また、円筒内部からカレイナットでかしめ、接着を行った。穴寸法φ6.0とφ6.5に手で荷重をかけ比較したところ、外れにくくなったφ6.5を採用した。

分離部カブラは昨年度234.5[g]から今年度101.5[g]になり、タンク部カブラは158.8[g]から78.5[g]への軽量化に成功した。



図8 CFRP化したカブラ(左:タンク部 右:分離部)

## 6. フィン・フィンステー・胴体の接着

フィン、フィンステー、胴体の接着を行った。接着には4.3節に述べたエポキシ樹脂接着剤、ねじおよび固定方法を用いた。接着手順としては、最初にフィンとフィンステーを接着、仮止めした。次にフィンステーと胴体を接着、仮止めした。最後にねじを本締めして接着を完了させた。また、接着強度を高めるために接着面端部に図6

のようなフィレットを形成した。その後、温度 25°C で約 12 時間放置し、接着剤を硬化させた。

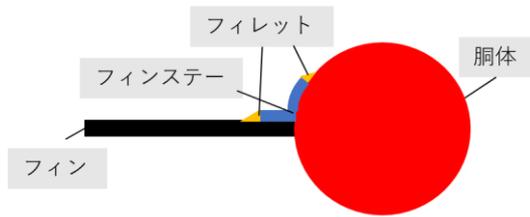


図9 接着面端部のフィレット

## 7. フィンの剛性試験

### 7.1 剛性試験

実機のフラッタ速度を求めるためにフィンステー及び胴体を含めた剛性試験を行った。

図 10 に剛性試験概略図を示す。荷重を 0[N] から 100[N] まで徐々に負荷させて、1 から 6 の番号の箇所をレーザー変位計で変位を測定した。荷重点をフィン端部に 2 箇所、重心周りに 1 箇所設置した。フラッタ速度はフィンのねじり剛性が支配的と思われるが安全側の評価として機体の変形も含め測定をした。全機重心固定でのフィン翼端回転角からねじり剛性を計算した。

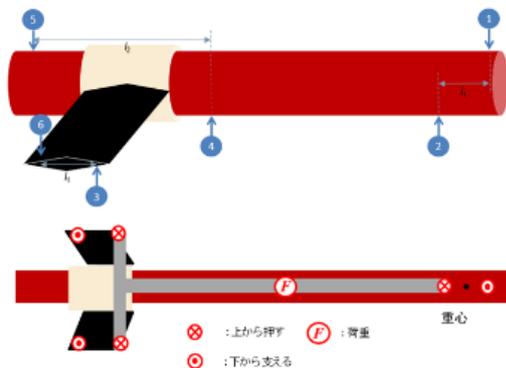


図10 フィン周りの剛性試験簡易図

試験で得られたねじり剛性からねじりの固有振動数を算出し高度剛性係数<sup>(2)</sup>で評価した。

$$\text{高度剛性係数} = \frac{b_r \omega_\alpha}{a} \sqrt{\mu_e}$$

高度剛性係数とは、低アスペクト比、後退角付きの片持平板翼の音速前後におけるフラッタを高速風洞試験の結果から得られた値である。高度剛性係数  $y[-]$ 、マッハ数を  $M[-]$  として以下の関係式がある。

$$y = 0.5217M + 0.4018 \quad (1)$$

このときのマッハ数  $M[-]$  がフラッタ速度となる。

### 7.2 実験結果

剛性試験の結果を以下の図 1 に示す。また試験結果か

らフラッタ速度を 7.1 節で示した高度剛性係数を用いて算出した。表 1 にフラッタ速度昨年度に比べフラッタ速度は上昇した。飛行シミュレーションでは 2019 年度機体の最高速度は 410[m/s] である。

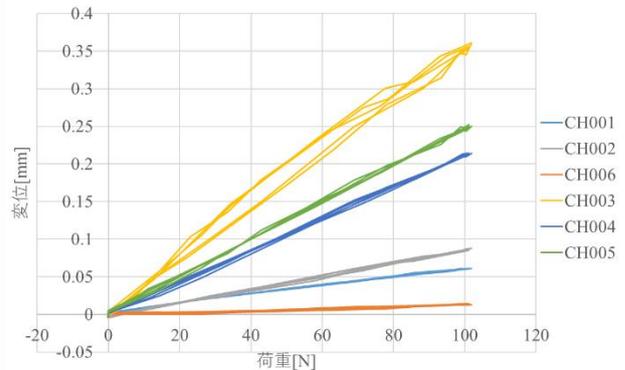


図11 フィン周りの剛性試験の結果

表1 フラッタ速度比較表

	フラッタ速度[m/s]
設計値	5193
2018年度 フィンステー考慮	2526
2018年度 胴体考慮	2105
2019年度 フィンステー考慮	3813
2019年度 胴体考慮	4122

### 7.3 フラッタ速度について

フラッタ速度が要求されている値よりも大幅に大きい理由として、設計開始当初は安定性の要求および最高速度が不明瞭だったため、下表の左側の値を用いていた。

設計の結果表の右側の値に確定したので、現在のフラッタ速度となった。

また来年度以降の機体の大型化、高速化などに使用できる可能性がある。

表2 設計に用いた値

	2018	2019 (当初)	2019 (最終)
翼幅 [mm]	150	300	131
速度 [m/s]	344	502	410
フラッタ速度 [m/s]	2105	2153	4122

## 8. 重量比較

表 8-1 にフィン、フィンステーおよびカブラの重量比較を示す。表 8-1 に示すように、2018 年度から約 2220 [g] の軽量化に成功した。また、軽量化した各部品を用いて飛行シミュレーションを行ったところ、軽量化によって到達高度が約 250[m] 上昇した。

表 8-1 重量および到達高度の比較

	2018 年度	2019 年度
フィン	1940[g]	566[g]
フィンスター	706[g]	368[g]
カプラー全体	789.5[g]	281.5[g]
合計	3436[g]	1216[g]
到達高度	12468[m]	12718[m]

## 8. 結論

・本年度の機体の大型化に伴い、フィン・フィンスター・カプラーの素材をCFRPで作製し、軽量化を図った。その結果、フィン・フィンスター・カプラー全体で昨年度より約2220[g]軽量化した。

・フィン、フィンスター及び昨年度に比べ強度が向上したことが確認できた。またフィンスターの強度試験を行い最大揚力をかけても破壊しなかったため、フライト中の破壊は起こらないと判断した。

・剛性が昨年度に比べ約 1.5 倍上がりフラッタも向上した。

## 参考文献

- (1) 島崎拓己, 鈴木理史, 超小型ハイブリッドロケットの空力弾性, 宇宙構造材料シンポジウム, 2018 年
- (2) 中井暎一, 森田甫野, 菊池考男, 高橋実, 東久保正年, NAL TR-288, 航空宇宙技術研究所, 1967 年