

B03 超小型ハイブリットロケットの空力弾性

島崎拓己 (神奈川大・学), 鈴木理史 (神奈川大・学), 高野敦 (神奈川大)

Takumi Shimzaki, Suzuki Satoshi, Atushi Takano (Kanagawa University)

1. 目的

当研究室では超小型ハイブリットロケットの開発、製作、打ち上げ実験を行っている。機体の大型化に伴い飛翔速度が増大し、2018年度打ち上げ機体では音速を超えて飛翔することが予想された。そのため空力弾性、主にフラッタ、ダイバージェンスに着目し飛翔中に機体が上記の現象を起こさないような各部の設計を行った。

実際に製作した機体を剛性試験し、理論値との比較を行いどれだけ剛性が低下するかを確認することで今後の設計に反映する。また製作した機体のフラッタ速度、ダイバージェンス速度を算出し打ち上げ実験の際に空力弾性現象を起こさないかを確認する。

2. 空力弾性について

2.1 フラッタについて

フラッタとはある速度に達すると翼が自励振動を起こし発散して大きくなることで空中分解などを引き起こす振動現象で、この現象が発生する速度をフラッタ速度と呼ぶ。

2.2 ダイバージェンスについて

ロケットの静的曲げ剛性不足によって発生するロケットの不安定状態のこと。重心まわりの復元モーメントが0になることでたわみが静的に発散し、機体が破壊される現象で、この現象が発生する速度をダイバージェンス速度と呼ぶ。

3. フラッタ速度の向上について

3.1 背景

2017年度の打ち上げ実験においてフィンやフィンスター（フィンと胴体を固定する部品）など

の軽量部品が落下するということが起きた⁽¹⁾。原因としてフラッタが起きたと考えられるためフラッタ速度の向上が必要となった。そのためフィン及びフィンスターの再設計を行った。

3.2 フィンの設計

フィンの設計は高度剛性係数⁽²⁾を基に行った。高度剛性係数とはフラッタ速度を算出するために実験的に求められた係数である。

設計当初の解析では機体の飛翔速度は最大でも554[m/s]であったが、フィンスター部の剛性低下が不明であるため、余裕を見込んで上記の倍である1108[m/s]を満たすようなフィン设计了。

設計したフィンは厚さ12[mm]のダイヤモンド翼で、外皮にCFRP(繊維弾性率257GPa)使用、中空構造のコアとしてABSを使用した。

しかし製作過程で熱膨張率の違いにより剥離が生じたため最終的にCFRPの中実構造とした。



図1 剥離したフィン

3.3 フィンスターの設計

2017年度までのフィンと機体との接合方法はフィンスターを用いたねじ止めであった。このねじ止めのみでは剛性が低下している可能性が高いため固定方法を再検討した。下記の3種類のフィンスター及び旧機体を準備し剛性試験を行い剛性の高いものを採用することとした。

- ・固定がねじ止めだけの2017年度フィンスター⁽³⁾
- ・固定がエポキシ接着の2017年度フィンスター
- ・Lクリップ型フィンスター（エポキシ接着）

上記の3つを剛性試験した結果、固定がエポキシ接着の2017年度フィンスターが最も剛性が高

かったためこの固定方法を採用し、大型化のため再設計を行った。

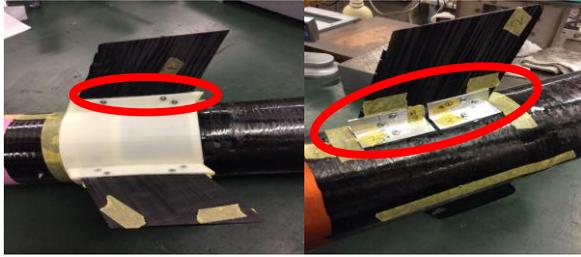


図2 (左) 2017年度フィンスター (右) Lクリップ型大型化させたフィン・フィンスターを以下に示す。

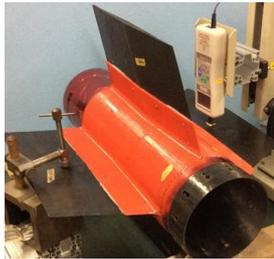


図3 フィン・フィンスター

3.4 フラッタ速度

ロケットのフラッタはフィンが支配的であるがより正確なフラッタ速度を求めるにはフィンをサポートしているフィンスターや機体胴体部の剛性を考慮する必要がある。

そこで製作した機体を用いて剛性試験を行い、フラッタ速度を算出した。図4のように昨年度に比べて大幅に上昇したことがわかる。

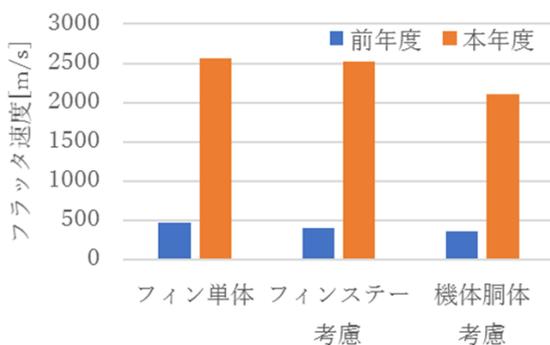


図4 フラッタ速度比較

フラッタ速度が目標値であった 1108[m/s]より大きくなった理由としてフィンで使用しているCFRPが中空から中実構造になったことや、設計時からフィンの翼面積が半分になったことが上

げられる。もし翼面積が2倍であった場合の機体胴体を考慮したフラッタ速度は 1146[m/s]となるため設計は妥当であるといえる。

表1に剛性の低下率を示す。

表1 剛性の低下率

	前年度	本年度
フィン単体	100%	100%
フィンスター込み	84.3%	98.8%
機体胴体込み	75.5%	82.3%

フィン単体の剛性を100%とするとフィンスター込み、胴体込みと次第に低下していることがわかる。また前年度と本年度を比較するとフィンスターの固定方法の変更により剛性の低下を抑えることに成功していることがわかる。

4. ダイバージェンス速度の向上について

4.1 背景

本年度打ち上げ機体が音速を超えて飛翔する可能性が高く、機体の剛性が低いとダイバージェンスを起こす可能性がある。そのため剛性をあげるためカブラの設計を行った。

4.2 カブラの設計

カブラとは機体の胴体同士を接合させるためのリングである。

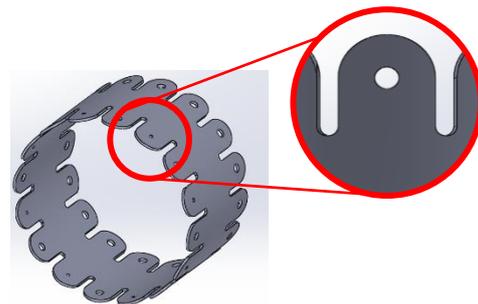


図5 設計したカブラ

前年度までの設計ではカブラと胴体の間に隙間があり接合部の剛性が低下していた。これはCFRP製の胴体製作時にマンドレルの熱膨張によって胴体の内径が大きくなってしまっからである。そのためねじ締めを行った際にねじ部でカブ

ラと胴体が点接触のようになっていた。そこでカプラに機軸方向のスリットを作り⁴⁾、板ばね形状にすることでねじを締めた際にカプラと胴体が面接触するよう設計した。

4.3. 剛性試験

実際に製作した機体のダイバージェンス速度を求めるため剛性試験を行い剛性がどのくらい低下するか確認する。

4.3.1 概要

曲げ剛性は3点曲げにより求める。測定は以下の3パターンで行う。

- ・機体全体
- ・機体上部のみ
- ・機体下部のみ

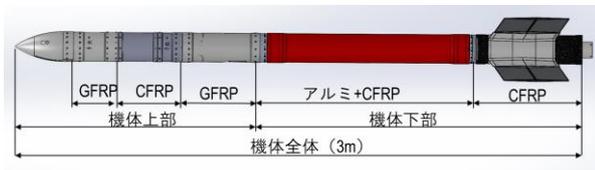


図6 機体全体図

剛性試験のイメージ図を図7に示す。

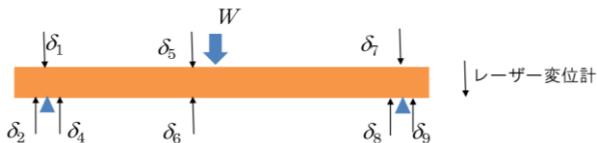


図7 剛性試験イメージ図

上図はレーザー変位計の配置を示している。支持点周りを計測している理由は装置自体の沈み量を考慮するためである。また各点を上下から測定することで機体の楕円変形を確認している。

4.3.2 機体全体の剛性試験

機体全体の剛性試験結果を以下に示す。

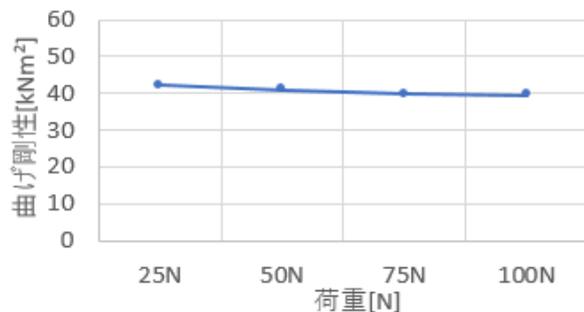


図8 剛性試験結果

機体全体の3点曲げによる曲げ剛性(一様な剛性とみなした場合)は約40[kNm²]であった。また

図8のように剛性の荷重依存は見られなかった。

機体全体の接合部の剛性低下を無視し、胴体のパイプ部分のみの曲げ剛性から計算された曲げ剛性の理論値は145[kNm²]であるため機体全体の剛性は約3.6分の1になった。

4.3.3 機体各部の剛性試験

図9に機体上部の剛性試験の様子を示す。

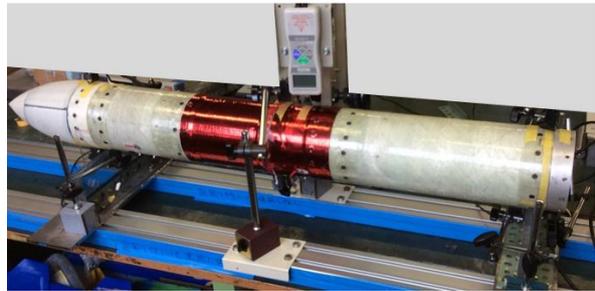


図9 機体上部剛性試験の様子

機体各部の剛性試験結果を以下に示す。

表2 曲げ剛性比較

曲げ剛性[kNm ²]	実験値	理論値
機体上部	6.72	42.0
機体下部	78.8	300

試験結果から機体上部の曲げ剛性が6.3分の1に、機体下部の曲げ剛性が3.8分の1に低下していることがわかる。

この原因としては機体上部には分離機構があり、分離面などで大きく剛性が低下していると考えられる。

4.4 ダイバージェンス速度の算出

剛性試験で求めた曲げ剛性を用いてダイバージェンス速度の算出を行った。その結果を以下に示す。なお算出には文献⁶⁾を参考にした。

この理論値は接合部の剛性低下を無視している。

表3より理論値に比べ低下したことがわかる。また設計値に対してダイバージェンス速度が50%以下になっていることがわかった。そのため設計の段階で機体のダイバージェンス速度を要求値に対して高く見積もっておく必要がある。

表3 ダイバージェンス速度比較

測定対象	ダイバージェンス速度[m/s]
理論値	1710
機体全体で測定した剛性を使用	1251
機体上部と下部別々で測定した剛性を使用	621

4.5 カブラの剛性低下

機体各部の剛性試験結果より機体下部の剛性が理論値に対して3.8分の1になっていたが、機体下部に使用しているタンクや胴体の剛性は非常に高いため接合部の剛性低下が要因ではないかと考えた。

4.5.1 カブラ部の剛性試験

接合部の剛性低下を評価するためにカブラ部の剛性試験を行う。

機体下部の構成はアルミ円筒をCFRPで補強したタンクとフィンの固定されたCFRP円筒で構成されている。機体下部はタンクとCFRPともに剛性が非常に高く、カブラが一箇所のため計測対象に適していると判断した。

4.5.2 評価方法

評価方法としてはカブラをばねと見立てモーメントに対する回転角で表した。計測したたわみからカブラ周りの回転角を求め、そこに生じるモーメントからねじりばね剛性 K を算出する。

$$K = M / \theta_s$$

以下のように表す。

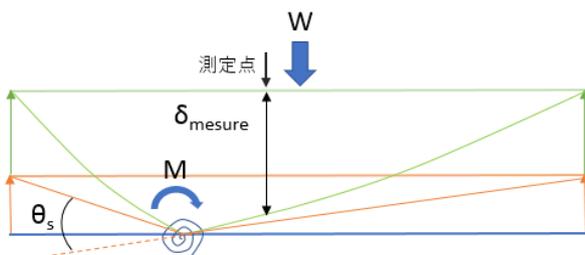


図10 ねじりばね剛性モデル

4.5.3 試験結果

剛性試験で求めたねじりばね剛性を以下に示す。

表4 ねじりばね剛性比較

計測対象	K [kNm/rad]
新カブラ使用機体	94.5
旧カブラ使用機体	34.4

上記のように本年度カブラのねじりばね剛性は94.5[kNm/rad]となった。

この結果より機体下部の曲げ剛性が78.7[kNm²]であることから機体の剛性は接合部の剛性に依存している可能性が高い。

また昨年度の接合部の剛性と比較すると約3倍高くすることに成功した。

5. 打ち上げ試験

2018年10月に秋田県能代市にて打ち上げ試験を行った。

機体諸元

- ・機体全長：2.99[m]
- ・最大重量：37[kg]
- ・予想最高速度：340[m/s]
- ・目標到達高度：10.9[km]

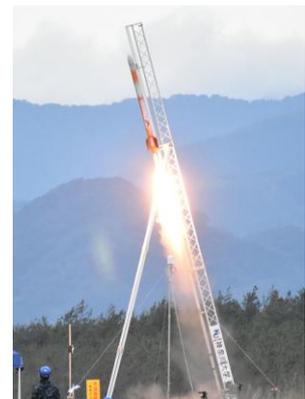


図11 打ち上げ時の様子

5.1 打ち上げ試験結果

打ち上げは成功し、機体及びフライトデータの回収に成功した。

打ち上げ後のフィン・フィンステーを確認したところ、脱落や破損は見られなかったためフラッタは発生しなかったといえる。図12にフライトデータを示す。

フライトデータから最高速度到達後も正常に飛行していることがわかる。このことからダイバージェンスは発生していないと判断できる。

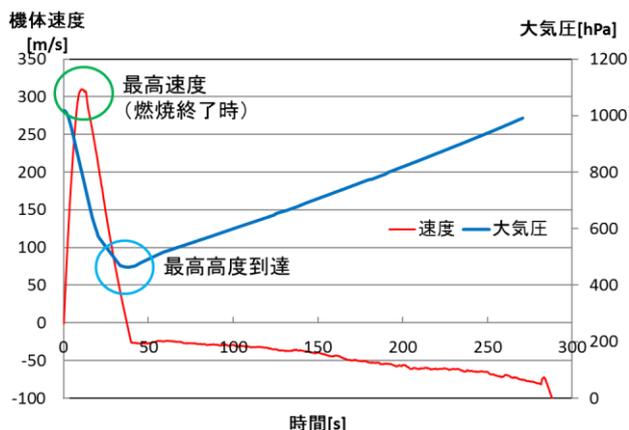


図 12 大気圧及び機体速度の時間履歴

6. 結言

本年度の打ち上げ試験においてダイバージェンス・フラッタ共に発生しなかった。

機体の曲げ剛性は理論値に対して 3.6 分の 1 に下がることがわかった。今後の設計において反映する必要がある。

カプラの設計を変更したことで接合部の剛性は昨年度に比べて約 3 倍となった

機体の剛性の低下は接合部に大きく依存している。そのため胴体単体の剛性を上げるだけでなく接合部の剛性も今後改善する必要がある。

参考文献

- 1) 水上諒, ハイブリットロケットにおけるフラッタについての研究, 宇宙輸送シンポジウム, 2018
- 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
- 3) 三上拳, ハイブリットロケットの抵抗低減とスロッシングを考慮した安定性評価, 宇宙輸送シンポジウム, 2018
- 4) 富田信之, 試験用小形ロケットにおけるボディ・ダイバージェンス現象の考察(第 2 報, 結合部の結合剛性改良に関する一検討), 日本機械学会論文集, 61 巻 587 号
- 5) 池田健, ロケットのボディダイバージェンスについて, 航空学会誌, 第 7 巻, 第 70 号