

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

Studies of flutter in hybrid rocket

水上諒 (神奈川大学・学), 高野敦 (神奈川大学)

Ryo Mizukami and Atusi Takano (Kanagawa University)

Key Words : Hybrid rocket, Aeroelasticity, flutter

Abstract

For the sake of launching micro satellites quickly and low cost, hybrid rockets are developed and manufactured. To reach rockets high altitude, they must fly at high speed. The faster rockets flight, the easier to happen flutter become. Flutter is a phenomenon that has brought a catastrophic failure to rockets. So more accurate flutter speed must be looked for. A rocket launch experiment was carried out in 2017. In this paper, considerations about flutter and divergence in rockets we launched are reported.

1. 緒言

近年, 大学での超小型衛星開発が盛んである. しかし, それらは大型ロケットに相乗りで打ち上げられるため, その機会は限られている. そこで超小型衛星を安価かつ迅速に打ち上げるための超小型ハイブリットロケットの開発に取り組んでいる.

ロケットを高高度に打ち上げる為には, 飛行速度が上昇せざるを得ない. 高速になるほどフラッタが起きやすくなり, 機体の剛性を高める必要がある. しかし高高度打ち上げには機体の軽量化も重要であり, 機体を軽量化しフラッタが起きない十分な剛性を確保する必要がある. そのためにはより正確なフラッタ速度を求めなければならない.

ここでフラッタとは高速で飛行する弾性体の弾性振動が空気力によって加速度的に増幅されその飛行体を破壊する現象である。

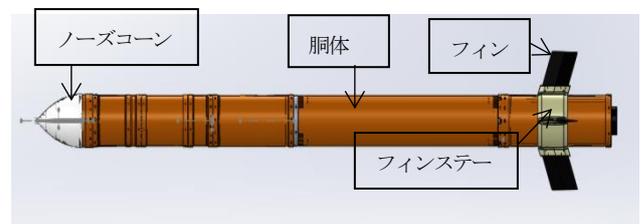
2. フィンのフラッタ

本年度打ち上げる当研究室のロケットの安全審査のためフラッター速度を求める必要があった. その計算には昨年度⁽²⁾に引き続きフィン断面のねじり剛性から Theodorsen-Garrick の式⁽¹⁾を用いて求める方法と高度剛性係数から求める方法⁽³⁾を用いた. フィン断面のねじり剛性から Theodorsen-Garrick の式を用いて求める方法ではフラッター速度は 466m/s であり, シミュレーションでの最高速度を超えており, 高度剛性係数

でもフラッタは起こらないと判断されたため, 本年度の研究室ロケットはフラッタを起こさないと判断した.

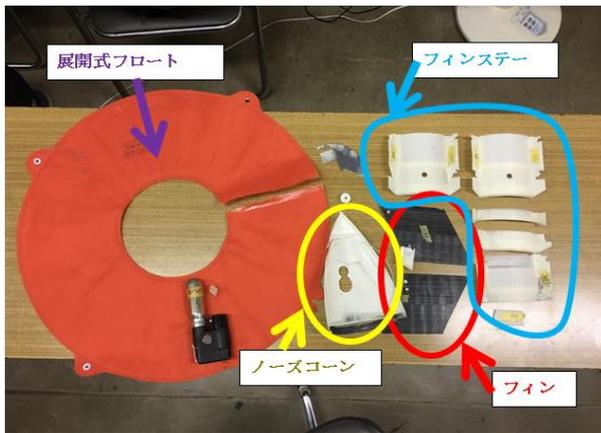
3. 伊豆大島打ち上げ実験

伊豆大島で打ち上げ試験を行った. 当研究室作成機体(1 機目)と神奈川大学宇宙ロケット部作成機体(2 機目)の計 2 機を打ち上げた. 両機は エンジン, 分離機構, フィンステーなどが異なっている.



第1図 ロケットの構成

1 機目の機体最大速度 270m/s で打ち上げ・回収に成功した. しかし 2 機目は最大速度 371m/s で上昇中に空中分解を起こし, ノーズコーンやフィン, フィンステーが落下した. 機体に組み込まれている計測系のデータから, フラッタが起こった可能性があると考えた.



第2図 落下部品

第1表 機体諸元

	1機目	2機目
全長	2500mm	2500mm
直径	120mm	120mm
重量 (酸化剤非充填)	12881g	11040g
重心 (酸化剤非充填)	1431mm	1334mm
使用 モータ	新規開発 1.8kN 級 エンジン	Hyper-TEK M 型
到達高度	4779m	1079m
最大速度	270m/s	371m/s

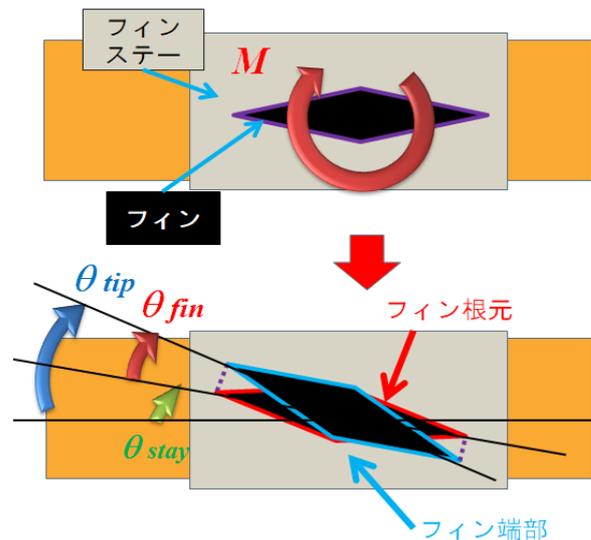
4. 剛性測定

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ー速度を求めるにはフィンステーや機体胴体などフィン支持部の剛性を考慮する必要がある。これまでフィンを支持しているフィンステー部などには十分な剛性があるものとしてフィン単体でのフラッター速度を計算していた。しかし、今回の打ち上げ実験において安全審査のフラッター速度計算では、フラッターが起らないという計算結果が出たにもかかわらず、打ち上げ結果からはフラッターが発生した可能性が示唆された。

そこで剛性試験によりフィンステー部・機体胴体部の剛性を考慮したフィンの剛性を調べフィン以外の剛性を考慮したフラッター速度を求め、また打ち上げ実験での結果と比較し求められたフラッター速度の妥当性を確認し、そして今後フィン以外の剛性を考慮すべきであるか判断することとした。

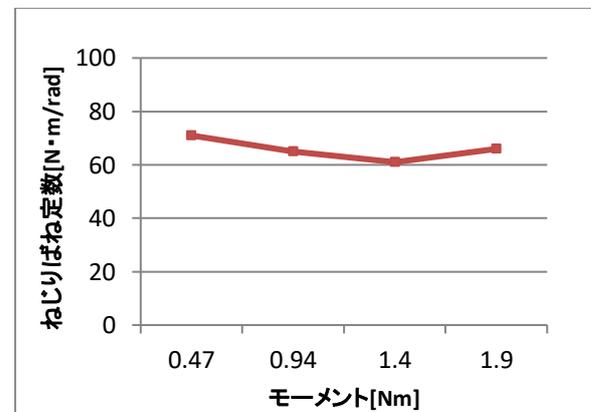
4-1 フィンステーを考慮したフィンの剛性測定

まずはフィンを機体と接続するフィンステーを考慮したフィンの剛性測定を行った。モーメント M をフィンに加え、フィンステーに対するフィン端部の回転角 θ_{fp} を計測し、ねじり曲げ剛性 $K_a = M/\theta_{fp}$ を求めた。第3図に求める回転角を示す。



第3図 求める回転角(フィンステー込み)

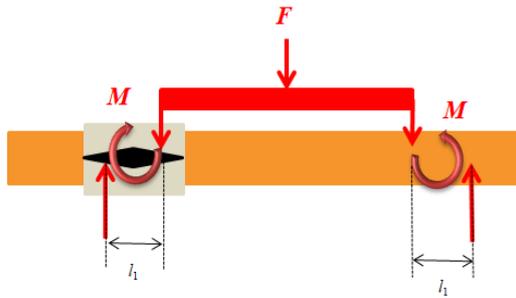
荷重レベルに対して剛性が変化する可能性も考え、4段階の大きさのモーメントを加えたところ、モーメントの大きさでねじり曲げ剛性 K_a は変化しないと分かった。フィンステーを考慮した場合 $K_a = 66 \text{ Nm/rad}$ であった。



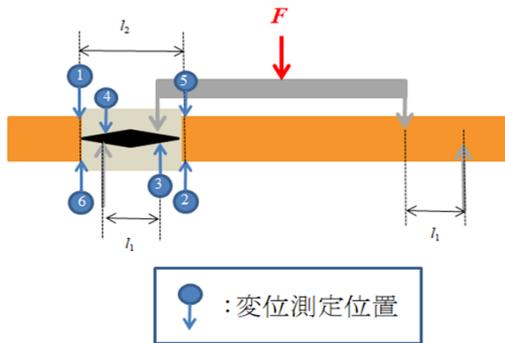
第4図 ねじりばね定数-モーメント図(フィンステー込み)



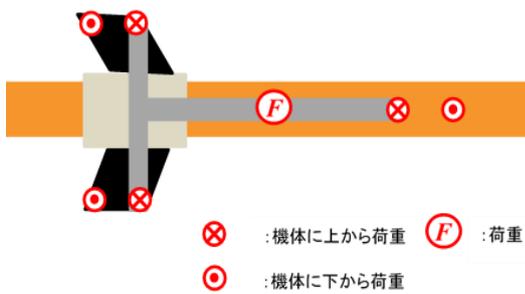
第5図 試験のようす(フィンステー込み)



第6図 剛性試験側面図(フィンステー込み)



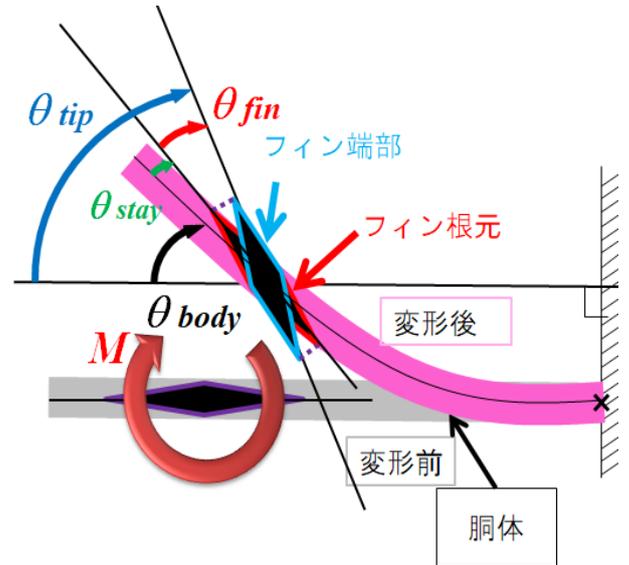
第7図 剛性試験変位測定位置(フィンステー込み)



第8図 剛性試験上面図(フィンステー込み)

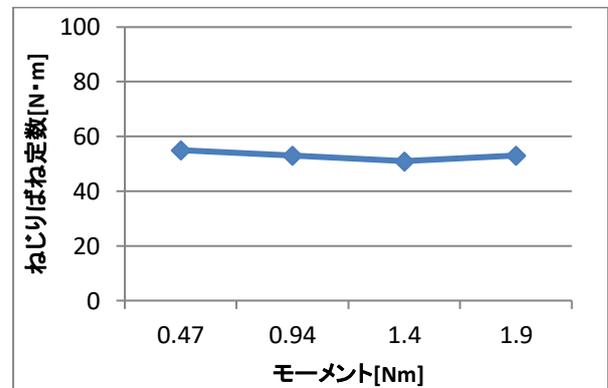
4-2 機体胴体を考慮したフィンの剛性測定

機体を重心で固定された片持ち梁としてモデル化し、フィンステーを考慮した場合と同様にモーメント M をフィンに加え、機体重心での中心軸に対するフィン端部の回転角 θ_{fp} を計測し、ねじり曲げ剛性 $K_{\alpha} = M / \theta_{fp}$ を求めた。



第9図 求める回転角

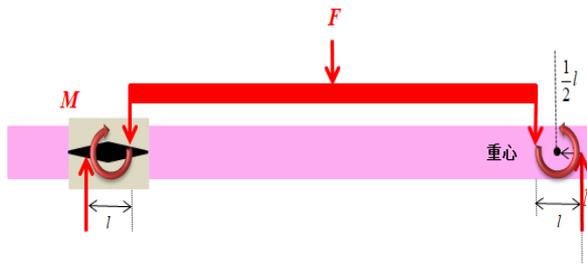
こちらも4段階の大きさのモーメントを加えたところ、モーメントの大きさによってねじり曲げ剛性 K_{α} が変化することはないと分かった。フィンステーを考慮した場合 $K_{\alpha} = 53 \text{ Nm/rad}$ であった。



第10図 ねじりばね定数-モーメント図(機体胴体込み)



第11図 試験のようす(機体胴体込み)



第12図 剛性試験側面図(機体胴体込み)



第13図 剛性試験変位測定位置(機体胴体込み)



第14図 剛性試験上面図(機体胴体込み)

4-3 フィン単体の剛性測定

Theodorsen-Garrick の式による手計算にはねじりの剛性を用いるため、手計算ではサンブナのねじりでフィンのねじり剛性のみを計算している。

これまでの剛性試験の方法ではフィンはねじり変形に加え曲げ変形も起こり、また空気力と異なり局所荷重をかけているためフィンの変形の仕方が求めるべき手計算ものと異なっていると考えた。

そこでフィン単体での剛性測定を行ったところ $K_{\alpha}=93\text{Nm/rad}$ であり手計算の $K_{\alpha}=206\text{Nm/rad}$ と比較し大きく低下していると分かった。単純に手計算で求めるフィン単体のねじり剛性と比較するには小さいと分かった。

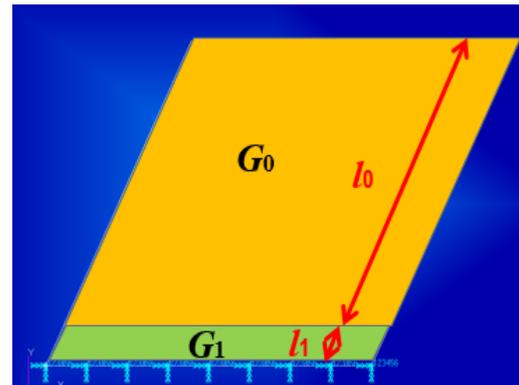
フィン単体と機体胴体部の剛性を考慮した場合 (53Nm/rad) とを比較すると機体胴体部の剛性の影響により剛性が約半分になっているということがわかった。

5. 有限要素法と Theodrsen-Garrick の式を

用いた手計算の比較

有限要素法ソフト NASTRAN を用いて有限要素法解析を行った。NASTRAN でフィン接合部の剛性を考慮した解析を行うため、解析モデルの根元の剛性を変化させることで疑似的にフィン接合部の剛性を表現した。そのモデルに剛性試験と等しい荷重を与え静解析し、解析結果の変位が剛性試験と等

しくなるときのモデルに対しフラッタ解析を行った。



第15図 NASTRAN での接合部剛性を考慮したフィンモデル

有限要素法によるフィン単体でのフラッタ速度解析結果は 462m/s で Theodorsen-Garrick の式⁴⁾を用いた手計算 466m/s とほぼ一致した。機体胴体の剛性を考慮した場合有限要素法による解析結果は 275m/s 、Theodorsen-Garrick の式を用いた手計算 352m/s で大きくずれた。

第2表 フラッタ速度の比較

	フラッタ速度[m/s]	
	手計算	NASTRAN
フィン単体	466	462
フィンステー込み	393	279
機体胴体込み	352	275

第3表 ねじり剛性の比較

	ねじり剛性 $K_{\alpha}[\text{Nm/rad}]$		
	手計算	NASTRAN	実測
フィン単体	206	148	93
フィンステー込み	146	66	66
機体胴体込み	117	53	53

手計算では機体胴体込みのフィンの K_{α} を実測のフィン単体の K_{α} と機体胴体込みの K_{α} の比率から推定している。機体胴体部の剛性を考慮した場合・フィンステー部の剛性を考慮した場合にはフラッタ速度がかけ離れていた。これは NASTRAN の解析においてフィン単体のねじり剛性が実測値と異なるために、フィン単体から機体胴体込みのねじり剛性の変化率が NASTRAN と Theodorsen-Garrick の式で異なっていることに起因すると考えられる。そこでねじり剛性の変化率を NASTRAN と等しく、つまり $206 \times 53 / 148 = 73.8$ として Theodorsen-Garrick の式で計算したところ機体胴体込みのフラッタ速度は 279m/s となりこれも NASTRAN の機体胴体込みのフラッタ速度 275m/s と極めて近い値となった。このことからねじり剛性が正しく求めれば、Theodorsen-Garrick の式は有限要素法にきわめて近いフラッタ速度を求められるといえる。

今回の打ち上げ結果との比較検討では、有限要素法 Theodorsen-Garrick の式いずれも研究室機体はフラッタを起こさずロケット部機体はフラッタを起こすという結果を与えているため、本試験の範囲内ではいずれも妥当であることがわかった。

6. 結論

ハイブリッドロケットのフラッタではフィンステーや機体胴体部などのフィン接合部の剛性による影響が無視できない大きさで存在することが分かった。このことから今後のハイブリッドロケット打ち上げの際にはフィンのフラッタの計算では接合部の剛性も考慮に入れるべきと判断した。

また伊豆大島打ち上げ実験のロケット部機体はフィンのフラッタが発生する条件であり、フラッタが発生した影響により機体が空中分解した可能性が極めて高いといえる。

7. 参考文献

- (1) 鷲津久一郎, 空力弾性学, 1957年
- (2) 川島, 小森, ハイブリッドロケットのフィン設計と飛行シミュレーション, 神奈川大学卒業論文, 2016年
- (3) 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
- (4) 小林茂夫, 振動学, 丸善株式会社, 1994年