

H-IIA 補助エンジントラス設計検証と遷音速風洞実験

神田 淳、甲斐高志（航空宇宙技術研究所）、
水藤貴靖（宇宙開発事業団）、中道二郎（航空宇宙技術研究所）

Design Verification of H-IIA Auxiliary Engine Support Structure and Transonic Wind Tunnel Test

Atsushi KANDA, Takashi KAI (NAL), Takanobu SUITO (NASDA), Jiro NAKAMICHI (NAL)

Abstract

NAL (National Aerospace Laboratory of Japan) cooperates with NASDA (National Space Development Agency of Japan) to verify the design of the H-IIA Auxiliary Engine Support Structures that are located between SSBs of the H-IIA launch vehicle No.2. It is very difficult to know beforehand fluctuating aerodynamic loads applied to actual support structures. This paper shows how to verify the design of support structures. Moreover, results of wind tunnel tests in NAL Transonic Wind Tunnel (TWT-1) are shown

1. はじめに

現在、宇宙開発事業団により H-IIA ロケット 2 号機の打ち上げが計画されている。このロケットは 2024 形態であり、固体ロケットブースター (SRB-A) 2 本、固体補助ロケット (SSB) 4 本がコア機体の周りを取りつけられる。さらに SSB 間にはロール制御を目的とした補助エンジンのノズルがトラスにより張出して配置される。

補助エンジンを支持するトラスのような暴露部を有する構造物では、流れ場も非常に複雑である。特に遷音速や超音速領域の剥離や衝撃波

が発生するような場合において、どのような変動空気力が発生するののかに関しては、設計の指針となるデータが無く、実機での試験も非常に困難である。そこで設計の妥当性を検証するため、航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団の共同研究「H-IIA ロケットの設計検証に関する研究」を行っている。以下で検証方法について紹介する。また、航技研の遷音速風洞 (TWT-1) で模型による風洞実験を行い、検証の基礎データを取得したので、その結果を併せて報告する。

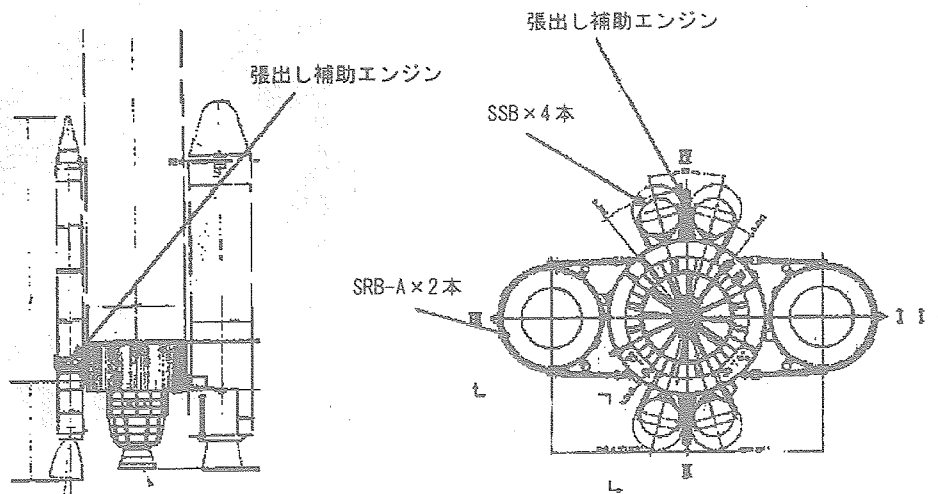


図 1 H-IIA2 号機部分図

2. 補助エンジントラス

ロケットのロール方向制御については、SRB-A 燃焼中は SRB-A のジンバルにより行うが、SRB-A 分離後は補助エンジンを用いて行う。従来の SSB 非搭載機体では補助エンジンはロケット外板に直付けであった。しかし SSB 搭載機体では SSB の推力方向と機軸方向のミスマライメントによりロール方向の外乱が大きくなり、SSB 非搭載機に比べ制御力が不足する可能性がある。そこで2号機においては、ロールモーメントアームを稼ぎ、また SSB との物理的な干渉を避けるために、補助エンジンはトラスによりロケット表面から約 1.3m の高さに設置される。これを補助エンジントラスまたは張出し補助エンジンと称する。H-IIA 2号機の部分図を図1に示す。

3. 設計検証

設計検証はトラスにかかる変動空気力を変動集中荷重で模擬する方法で行う。設計検証のフローを図2に示す。

40%トラス模型を用いて風洞実験を行い、模型に取りつけられた各種センサーから変動空気力に対する応答を求める。一方、トラス模型に変動集中荷重を加えたときの応答（ランダム応答）を振動試験、解析（NASTRAN, ANSYS）により求める。このとき変動集中荷重の波形、大きさ、荷重負荷位置、荷重負荷点数がパラメー

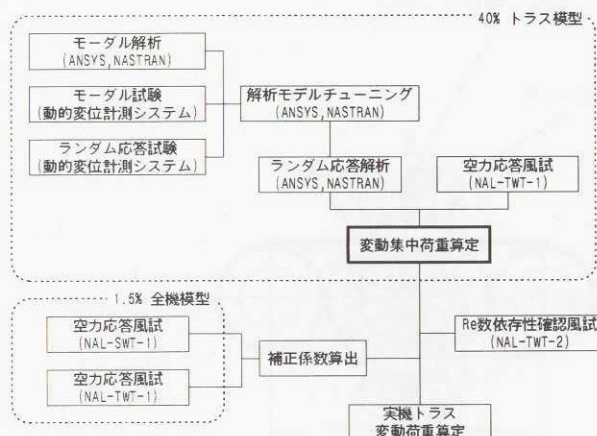


図2 設計検証フロー

タとして考えられ、空気力応答と集中荷重応答が近くなるようなパラメータを求める。ただしこのようにして求められた集中荷重では、SSB やロケット本体による流れの干渉が考慮されていない。そのため、別途 1.5%全機模型の風洞実験を遷音速風洞および超音速風洞（SWT-1）で行い、SSB およびロケット本体の流れ干渉による影響を求める。さらに 2次元風洞(TWT-2)でレイノルズ数による変動空気力への影響を調べ、動圧やスケール比についても補正を加え、実機トラスに対する変動集中荷重を求める。最終的にはこの変動集中荷重を用いて設計の妥当性を検証する

4. 遷音速風洞実験

航技研の遷音速風洞において40%トラス模型（高さ約 500mm）を用いて風洞実験を行った。このスケールは閉塞率から決定された。気流条件は、マッハ数が $M=0.95, 1.1, 1.4$ 、総圧は $P_0=71, 80, 95\text{kPa}$ である。模型の台座は回転可能で、気流迎角 $\alpha=0, \pm 5^\circ$ で実験を行った。図3に風洞実験状況を示す。

変動空気力応答を計測するためのセンサーは図4に示すように、ロッドの伸び歪みゲージ 6ch（TC#1~#6）、曲げ歪みゲージ 2ch（BEND#1,#2）、エンジンカバー内部に 3軸加速度センサーを 2個の計 6ch（FX,FY,FZ,BX,BY,BZ）の計 14ch である。また、トラス後方に後流計測用非定常圧

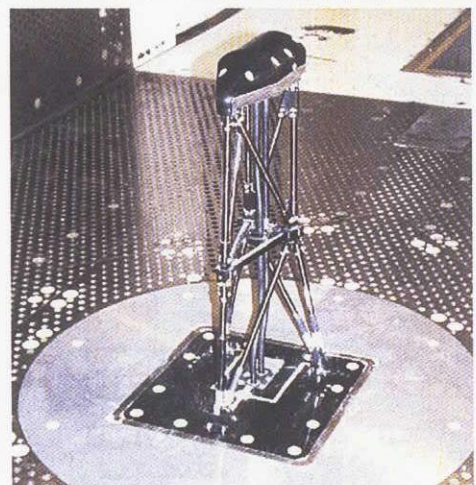


図3 風洞実験状況

力センサー1ch を設置した。使用した計測機器を図5に示す。全てのデータをデータレコーダ SIR-1000i (ATI テープ) に16bit, 48kHz で取り込みを行うと同時に、コンピュータに転送してデータ処理を並行して行った。ただしデータ処理はデータの間引きを行い、2.5kHz までの解析を行った。

計測結果の一例として $M=0.95$ 、 $P_0=95\text{kPa}$ の場合について図6に示す。迎角 α の変化に対する応答の違いがそれほど顕著でなかったため、 α について包絡させている。上段のグラフは伸び歪み応答 PSD を、中段は曲げ歪み応答 PSD を、

下段は加速度応答 PSD を示している。どの応答も 100Hz 近辺にピークが見られるが、これらはトラス全体の低次の3つの固有振動数にほぼ一致している。歪み PSD 値の数百 Hz 以上にもピークが見られるが、これはトラスの各ロッドの局所的な固有振動に対応すると考えられる。他の気流条件でも同様の結果が見られた。全体として固有振動数以外に特定の大きなピークは存在していない。つまり特定の振動数の空気力は作用せず、ホワイトノイズのような、振動数に対し強度がほぼ様な空気力が作用していると考えられる。

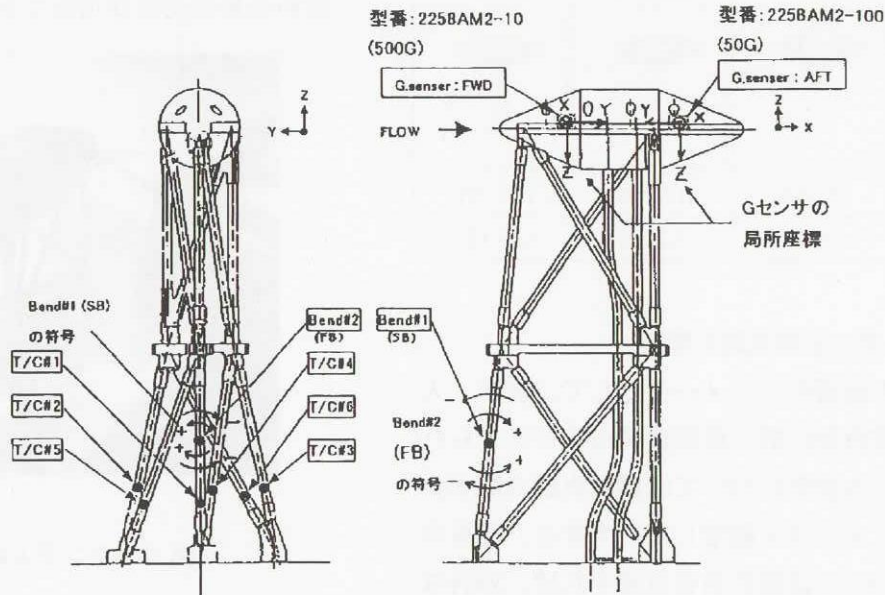


図4 計測センサー配置

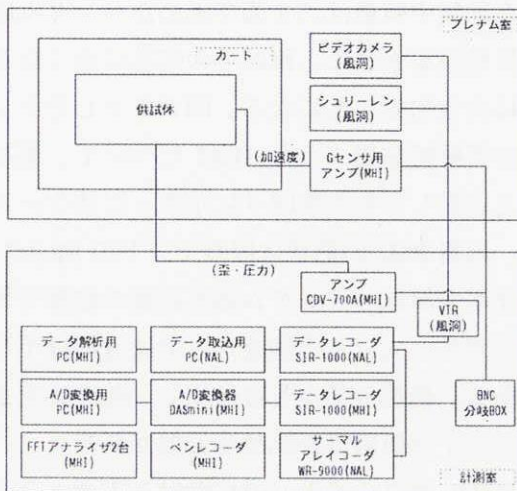


図5 計測機器

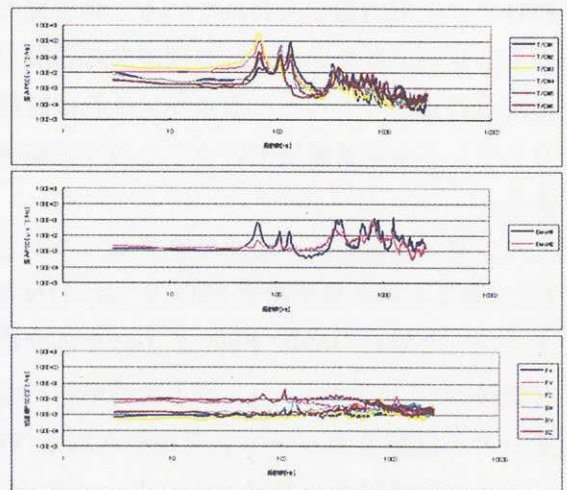





図6 風洞実験結果

5. 振動特性

5.1. モーダル試験と解析

FEM モデルのチューニングのためにモーダル試験を行った。試験は航技研のロボットによる動的変位計測システムを用いた。加振はシェーカーによるランダム加振とハンマーインパクト法の2通りで行ったが、そのうちハンマーインパクト法による結果を、ANSYS による解析結果とともに表1に示す。

表 1 固有モード

	Mode 1	Mode 2	Mode 3
形状 (解析)			
解析値	65.7Hz	108.5Hz	134.3Hz
試験値	67.5Hz	112.7Hz	139.1Hz

5.2. ランダム応答試験と解析

変動集中荷重のパラメータとして、波形、大きさ、荷重荷位置、荷重荷点数が考えられる。このうち波形については風洞実験の結果からホワイトノイズと仮定した。大きさ、荷重荷点数については線形系を仮定すれば、応答は任意の荷重荷位置でのホワイトノイズ加振に対する応答の重ね合わせで表現できる。ただし PSD では位相情報が失われているため単純に重ね合わせができない。つまり周波数応答関数で重ね合わせを行うことになるが、これは試験よりもランダム応答解析で行うことの方が容易である。

ランダム応答解析の妥当性をチェックするために、ある1点に単位荷重 PSD $S_{xx}(\omega)$ ($1N^2/Hz$) を負荷した場合の応答 PSD $S_{yy}(\omega)$ を試験結果と比較した。すなわち、ランダム応答解析では、モーダル試験でチューニングがなされた FEM モデルに単位荷重 PSD を負荷した。一方、ランダム応答試験では純粋なホワイトノイズ加振を

することは困難であることから、応答 PSD は下記の式において、 $S_{xx}(\omega)=1$ とすることにより、周波数応答関数 $H(\omega)$ の大きさを 2 乗することで求めた。

$$S_{yy}(\omega) = |H(\omega)|^2 S_{xx}(\omega)$$

ランダム応答試験状況を図7に示す。

図7に示した加振位置に対し、TC#1~TC#3の伸び歪み応答 PSD の試験および解析結果を図8に示す。この結果から試験と解析が非常に良く一致していることがわかる。つまり変動集中荷重算定の基礎データとして、ランダム応答解析結果の使用が可能であることがわかった。



図 7 ランダム応答試験状況

6. 変動集中荷重算定

変動集中荷重は、5.2節で求めたランダム応答解析結果をもとに、風試での応答に近くなるように決定することになる。図8に示したランダム応答解析結果のうち TC#3 について、風試結果と比較したものを図9に示す。このケースでは、応答 PSD の形状は固有モードの Mode1~3 の比率が風試とランダム応答試験の結果で異なっており、大きさの調整だけでは近似は不可能である。荷重荷点を複数にし、他の応答も考慮して、近似精度を高める必要がある。

H-IIA のフライトパスにおける実機トラスの変動集中荷重を求めるためには、上記の結果に

加え、動圧に対する補正、SSB やロケット本体による流れの干渉に対する補正、スケール補正を行う必要がある。

7. おわりに

補助エンジントラス設計検証のため、変動空気力を変動集中荷重で置き換える方法について示した。

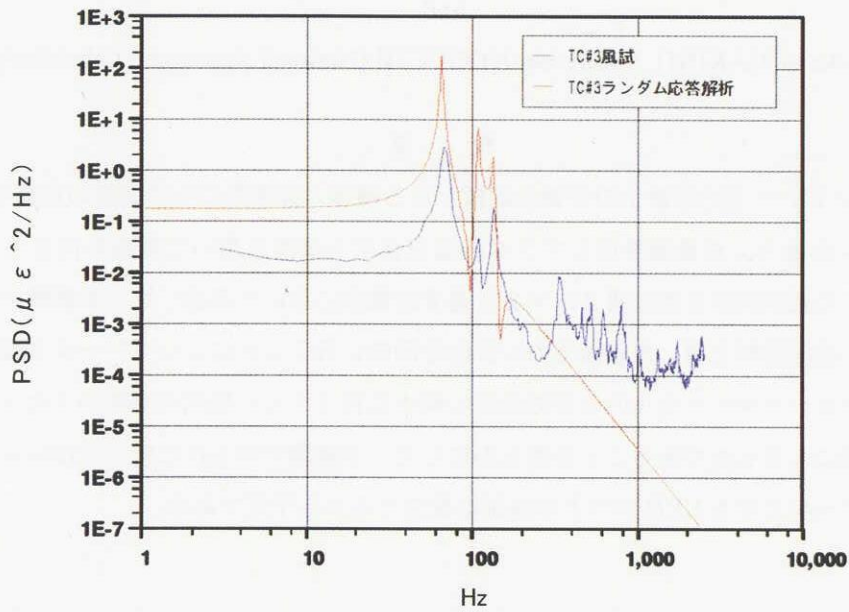


図 8 ランダム応答試験と解析の比較

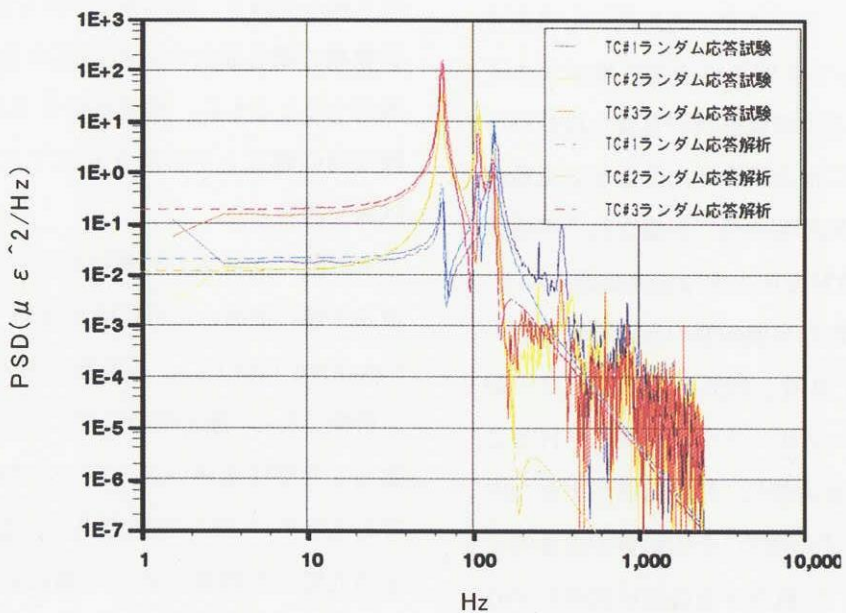


図 9 ランダム応答解析と風試結果の比較