

ISSN 0452-2982

UDC 629.7.018

534.6.63

53.084.2

621.373.8

534.12

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-732

経年航空機の全機地上振動試験

外崎得雄・上田哲彦

1998年10月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目次

概要	1
1. はじめに	1
2. 供試体と試験条件	1
3. 振動試験	2
試験法	2
試験装置	3
試験手順	3
4. 試験結果と検討	8
5. おわりに	11
参考文献	11

経年航空機の全機地上振動試験*

外 崎 得 雄*¹ 上 田 哲 彦*¹

Ground Vibration Tests of An Aging Aircraft

Tokuo SOTOZAKI and Tetsuhiko UEDA

ABSTRACT

Full-scale ground vibration tests were carried out on an aged FA-200-180 aircraft by using a dynamic displacement measurement system. The test aircraft has been used in training for about 12,000 hours at the Civil Aviation College. The transfer function method with dual correlated random excitation was adopted in this test. The test results showed that several vibration modes were separated and that the resulting natural frequencies and nodal lines were similar to those of the original prototype aircraft. The vibration characteristics did not show any appreciable difference between the aged aircraft and the original prototype aircraft. It is also confirmed that the dynamic displacement measurement system operated effectively for full-scale vibration tests.

Keywords : aging aircraft, ground vibration test, robot

概 要

動的変位計測装置を用いて経年機（FA-200-180型）の全機地上振動試験を行った。機体は、航空大学校で約12,000時間の飛行訓練に使用されたものである。試験は、二点相関ランダム加振による伝達関数法を用いた。その結果、対称と逆対称モードの分離を行うことができ、主翼の固有振動数とノードラインは開発時に行われた試験結果とほぼ等しく、両者の間に振動特性の顕著な相違は認められなかった。また、動的変位計測装置が実機の振動試験に有効な装置であることを確認した。

1. はじめに

近年、世界的にみて航空機の経年化が進みつつあり、中でも特に高飛行時間、高飛行サイクルの機体は構造安全性から見て重要な課題である。航技研では、近未来航空技術研究組織を発足させ、平成7年度より本格的な技術研究を開始した。その一環として、「航空機の経年劣化に対する構造安全性の研究」を進めている。現在、国内メーカーが独自に開発したFA-200-180型経年単発軽飛行機の残存強度試験を実施している。その試験に先立って、機体の全機の振動特性の確認とそれを効率良く取得するために動的変位計測装置¹⁾を用いた振動試験を航空宇宙技術研究所調布飛行場分室において実施した。試験方法は、対称な構造物に対して有効な二点相関ランダム

加振による伝達関数法を用い、これを実機体に試みた。試験の方法と結果について述べる。

2. 供試体と試験条件

供試体は、国内メーカーが独自に開発した機体で、当初FA-200型機として開発を始め、最大離陸重量とエンジン出力を増加させ、耐空類別N、U、Aの型式証明を取得したFA-200-180型機である。構造は、主翼が1本桁、脚は固定式、各部分の結合には接着剤を用いず、また溶接部も極力少なくした機体である²⁾。その諸元を表1に、三面図を図1に示す。振動試験に使用した機体は、運輸省航空大学校で昭和46年9月から約25年の間学生の飛行訓練に使用されたもので、飛行時間12,561時間、飛行サイクル7,351回の飛行歴をもっている。機体は内部の装飾、シート、計器類、その他を使用時と同じ状態に保った。機体の支持条件は、剛体モードが低次の弾性モードに与える影響を少なくするためにタイヤ内圧を規定圧の

* 平成10年4月13日 (received 13 April 1998)

*¹ 機体部 (Airframe Division)

表 1. FA-200-180 型機主要諸元

最大離陸重量	:	940kgf (A類)
全長	:	7.98m
全幅	:	9.42m
全高	:	2.59m
主翼翼面積	:	14.0m ²
上反角	:	7°
取り付け角	:	2.5°

表 2. 供試体の試験条件

支持	:	三点自立
タイヤ	:	規定圧の 1/2 に減圧
燃料	:	空
ダミーウエイト	:	1480N (150kgf)
舵面	:	中立位置ロック

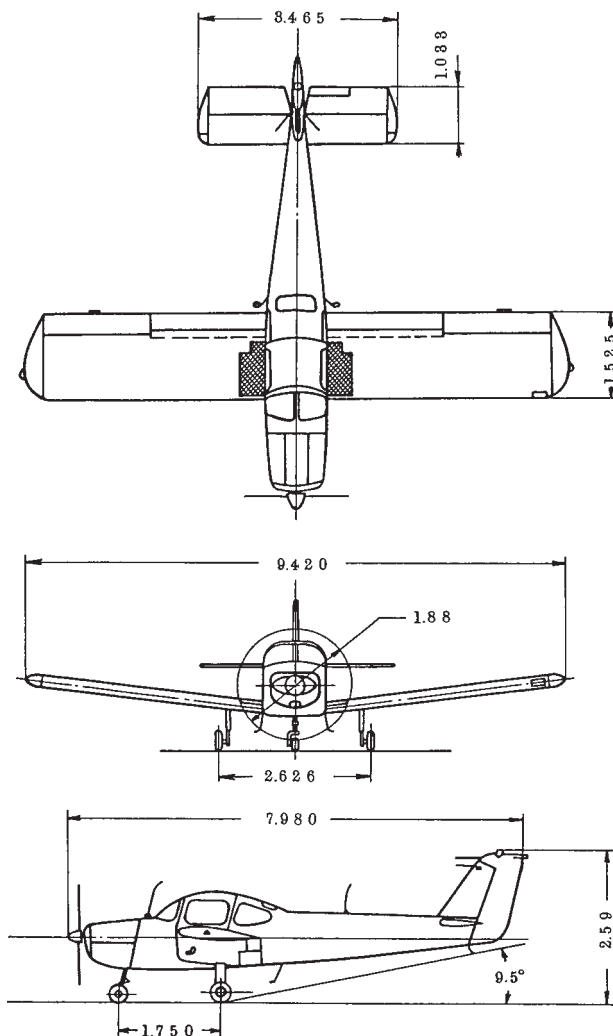


図 1. FA-200-180 型機三面図

1/2 に減圧し、約 30mm 厚の防振ゴム上に 3 点自立方式とした。燃料は空、パイロット 2 名分のダミーウエイト (1481N) を搭載し、舵面は中立位置にピンロック状態とした。試験状況を図 2 に示す。応答測定点位置と加振点位置は、図 3 のワイヤフレームモデルの節点と黒丸で示すとおりである。応答測定点は、桁や子骨等の通っている比較的剛な 200 点とし、測定面に曲率の付いている箇所は、硬質ウレタンブロックを加工し両面テープで接着して平面を作った。各測定点には、応答測定用レーザ光線の反射効率を上げるため直径約 14mm の反射テープを貼付した。測定は、非接触で面の法線方向とした。加振点は左右対称な両翼端後縁側位置の節点 No.3 と No.40 とした。

3. 振動試験

試験法

振動試験では、供試体を励振する場合に非線形応答を起こさない線形範囲で供試体全体を励振させる事が重要である。大型で軽量の薄肉構造物はモードの密度も高くなる。そこで、物理的に対称と逆対称のモードを分離しモーダル密度を低くする目的で、実機体に対して二点相関ランダム加振による伝達関数法の使用を試みた。解析は、一点ランダム加振による伝達関数法と同じアルゴリズムによりモードの分離を数学的に行う方法³⁾である。加振信号は、主に主翼の振動特性に注目して低周波数帯域 0 ~ 80Hz のパーストランダムとし、加振信号と応答信号の間で周波数応答関数を求めた。周波数応答関数は、入力信号と応答信号ともにノイズが混入した場合を考慮して、それぞれのノイズの影響を最小にするような計算アルゴリズムで求めた H_V ⁴⁾ である。1 入力 1 出力の場合について次式で示す。

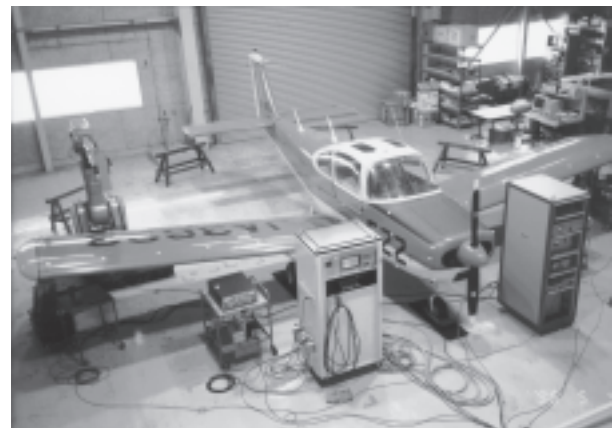


図 2. 振動試験状況

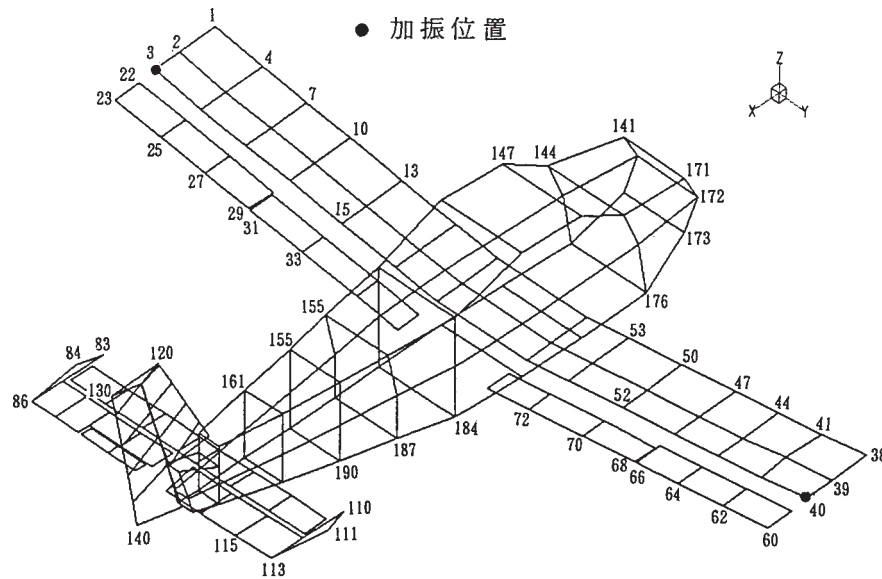


図3. 加振・応答測定点位置と節点番号

$$H_v = \frac{G_{yx}}{|G_{yx}|} \sqrt{\frac{G_{yy}}{G_{xx}}}$$

ここで、

- G_{xx} : 入力オートパワー スペクトル
- G_{yy} : 出力オートパワー スペクトル
- G_{yx} : 入出力間のクロス スペクトル
- |G_{yx}| : 入出力間のクロス スペクトルの絶対値

各測定点毎の平均化の回数は、20回とした。モーダルパラメタの推定は、全測定点の周波数応答関数をフーリエ逆変換しインパルス応答関数から、最小二乗複素指数法を用いて固有振動数および減衰比を推定し、次に最小二乗周波数領域法を用いて振動モード形状を推定する方法である。これらのモーダルパラメタの推定には、汎用の実験モーダル解析ソフトウェア⁵⁾を使用した。

試験装置

計測システムのブロック図を図4に示す。加振力と応答データの収集には、動的変位計測装置を用いた。同装置は、応答測定センサ座標位置の設定に高精度な産業用ロボット(IRB-3200) 応答測定センサにはロボットアーム先端に取り付けたドップラー効果を利用した非接触型レーザ振動速度計(B&K3544) 加振力と応答信号とのA/D変換と加振信号の発生に信号処理装置(SCADAS SC16-16)を用いた構成である。この装置の詳細は文献1を参照されたい。加振は2台の電磁型加振機を用い、それぞれ加振台の上部に取り付けた加振ロッドに力変換子を介して左右の主翼下面の外板取り付けネジ穴を利用して主

翼に取り付ける方法を用いた。その際、翼の加振点に生ずる曲げモーメントを吸収するため横方向の剛性を低くした治具を使用した。取り付け状態を図5に示す。これらの装置全体の制御にはHP-IBインターフェイスを介してHP-9000シリーズの375CHワークステーションを用いた。使用した主な構成部品を表3に示す。この構成によりデータ収集の一連の繰返し作業をプログラム制御により自動的に行った。また、ワークステーションは、汎用モーダル解析ソフトウェアを用いたモーダルパラメタの推定のための演算処理にも使用された。

試験手順

モーダル解析データの収集を行う前にまず、システムのデータの確認を行った。二点相関ランダム加振法を用いた試験を行うにあたり特に注意しなければならないことは、機軸の左右対称位置に置いた2個の加振機からの出力が供試体を如何にバランス良く相関のあるモードだけを励振するかということである。この確認に佐野等⁶⁾は、加振装置のテストセットアップ完了後、左右の加振出力のリサーチ図形から両方の加振出力を調整し、装置全体のバランスを取る方法を行っている。今回の試験において同じ方法によりデータの確認調整を行った。相関が-1である信号について得られたリサーチ図形を図6に示す。同図は、加振力が等しく相関が-1の場合勾配が-45°の一本の直線になる。この試験システムにおいては、曲げモーメントを吸収する治具の剛性、加振ロッドの取り付け、アンプ出力などを微細に調整する必要があった。次に、構造の動的対称性を見るために、主翼の応答位置No.15とNo.52機軸を中心に対称位置関係にあ

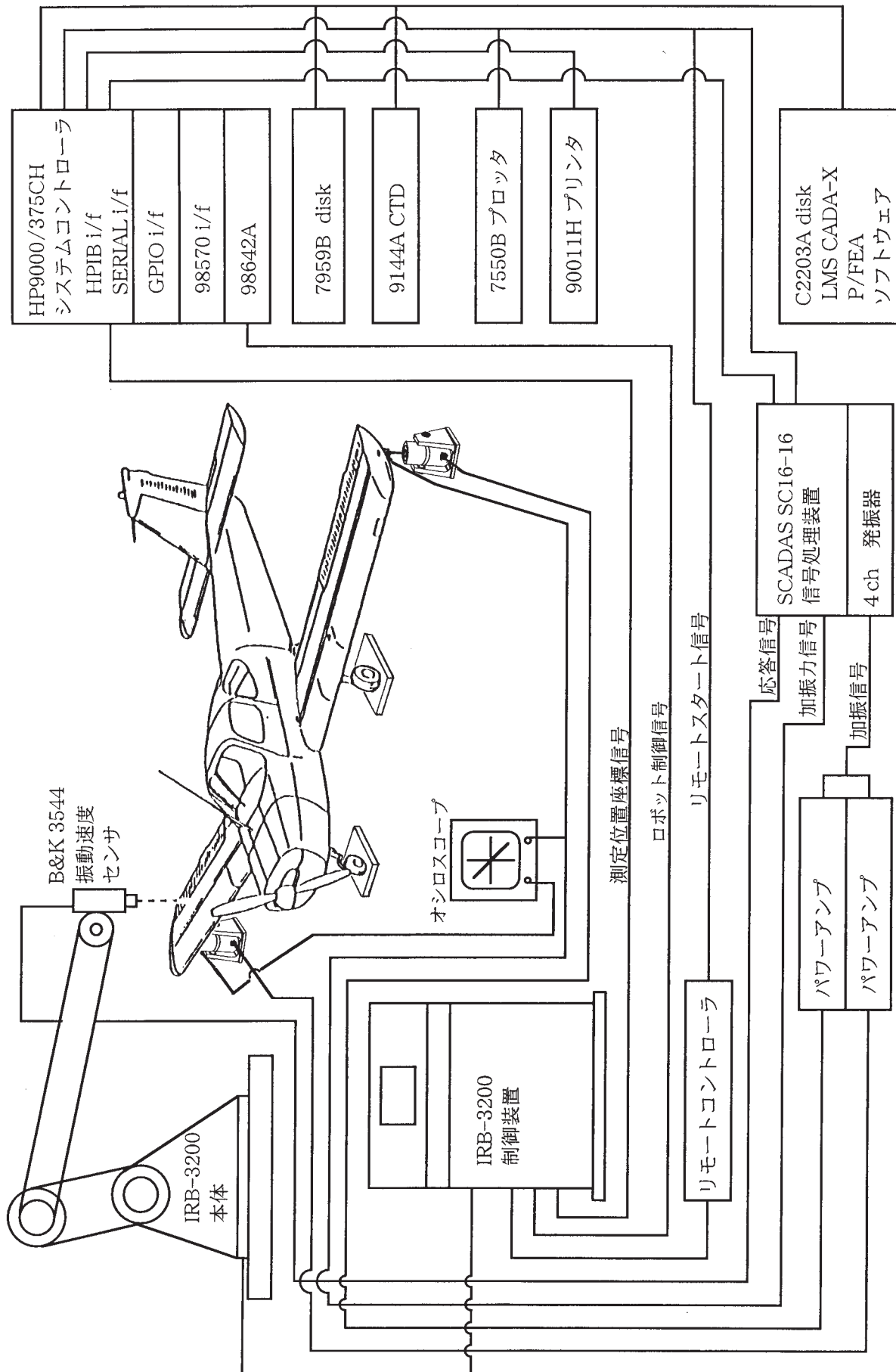


図 4. 計測システム

表 3. 振動試験の主な構成品

計測システム		
測定位置制御		
ロボット本体	Pana-Robo ABB IRB-3200	6 軸多関節
制御装置	System 3	自動、手動、外部制御
応答測定		
振動速度計	B&K 3544	非接触ドブラーレーザー型
加振力測定		
力変換子	B&K 8200	圧電素子型
チャージアンプ	B&K 2635	
加振システム		
電磁型加振機		2 式
本体	B&K 4801	
ヘッド	B&K 4814	最大加振力 380N
パワーアンプ	B&K 2707	
信号処理装置		
信号発生器	SCADAS-QDAC	4 Ch 独立信号発生
データ処理制御システム		
信号処理装置		
A/D 変換・増幅	SCADAS-SC16-16	16 Ch プログラマブルフィルタ
モーダル解析		
ソフトウェア	LMS CADA-X Model	
オシロスコープ	HITACHI V-225	2 現象
装置制御	HP9000/375CH	

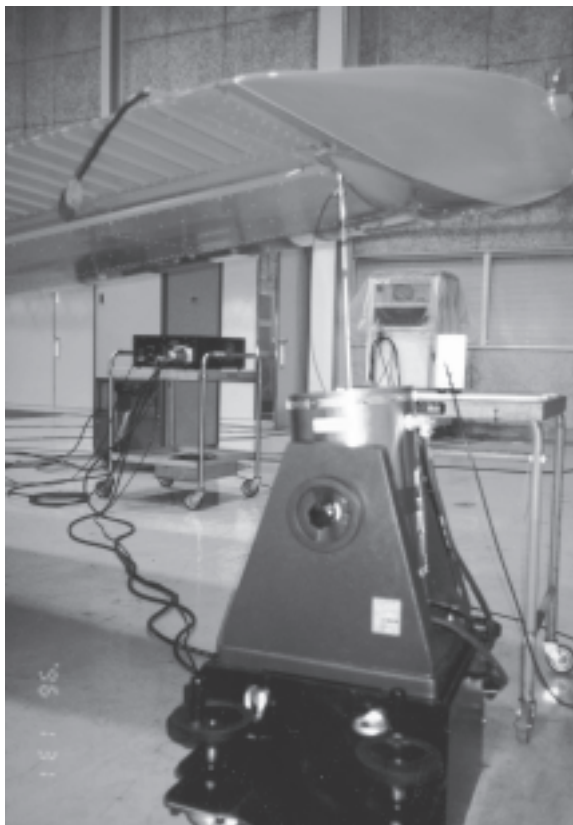


図 5. 加振機と加振ロッド

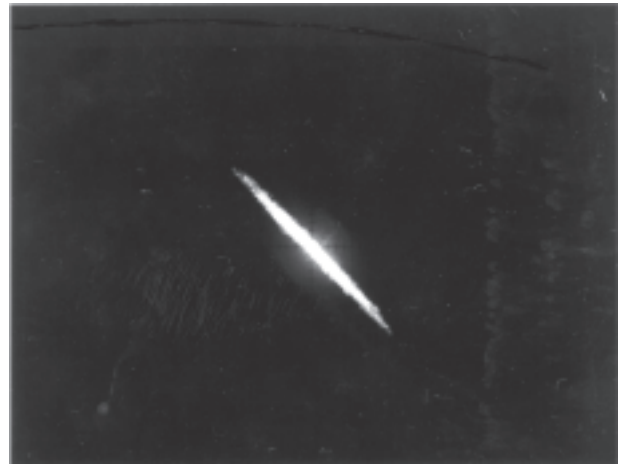


図 6. 加振力のリサージュ図形

る) 各々の周波数応答関数の重ね書きを加振信号の相関が -1 の場合について図 7 に示す。図中の実線は応答位置 No.15、点線は応答位置 No.52 の周波数応答関数である。次に、応答の線形性の確認を行った。一般に、非線形性は過大な加振力や加振点付近の剛性の低さなどに原因することが多い、そこで応答の線形性(振幅依存性)を確認する目的で、3 種類の異なった加振レベルについて、同一地点で推定した周波数応答関数の重ね書きを図 8 に

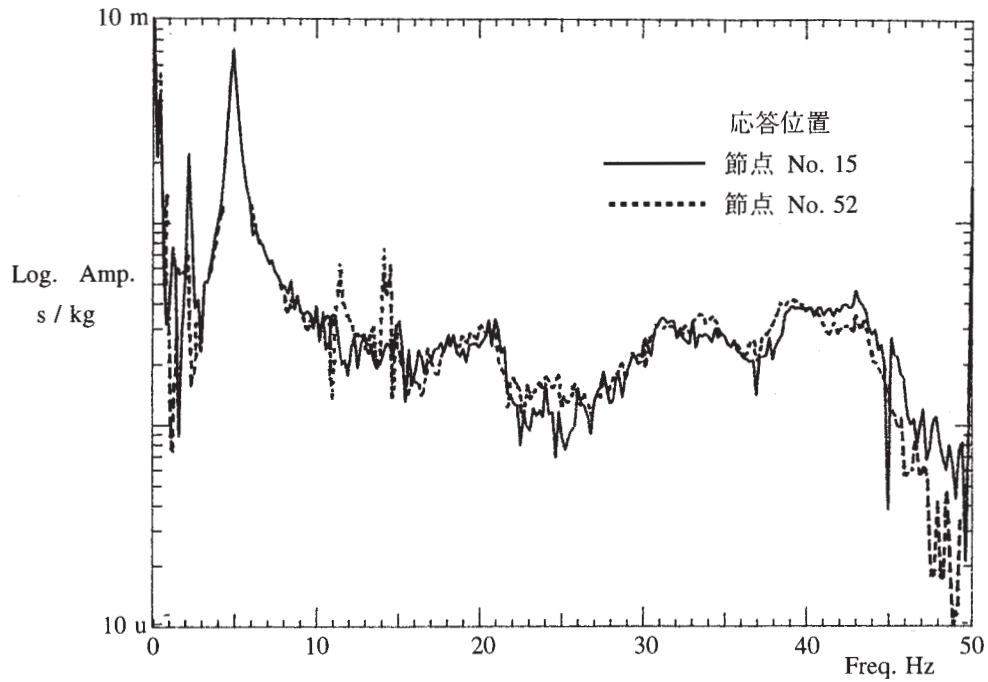


図7. 周波数応答関数（構造の対称性）

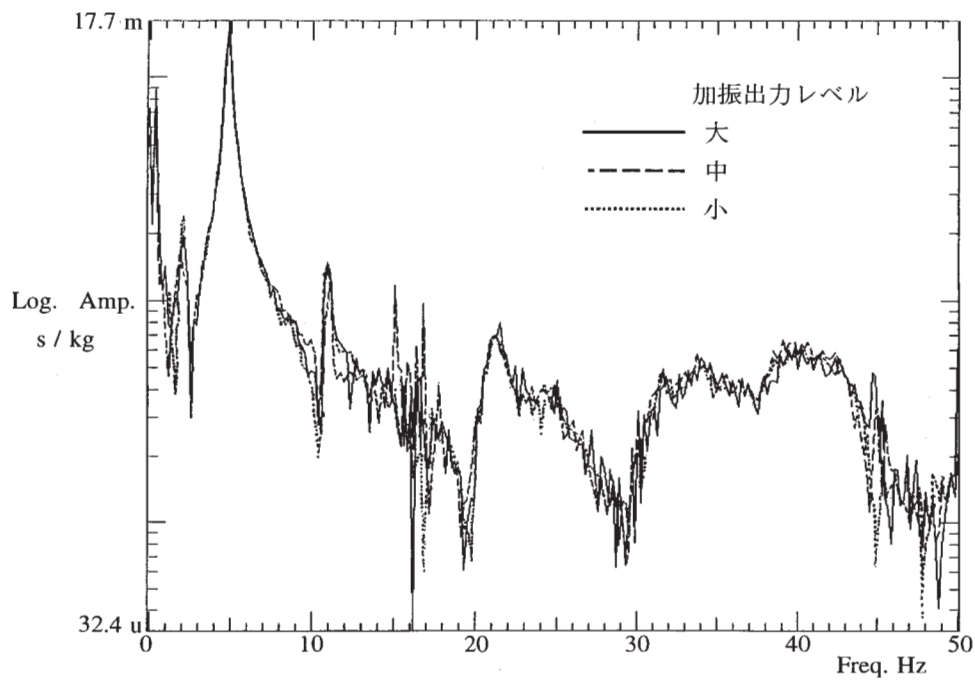


図8. 周波数応答関数（応答の線形性）

示す。加振出力レベルは加振パワーアンプ出力電流値を目安とし、十分小さな出力レベル小、その約2割増し、更にその2割増しを中、大として、小、中、大を点線、破線、実線で示した。供試体の応答が線形性を保っている場合、加振レベルの変化に対して応答関数が影響されることはない。この図をみると3種類の応答関数は、比較的良く一致していた。これらデータ確認の後、加振レベ

ルを大に設定し、動的変位計測装置を使用して加振位置と各測定位置の応答データの収集を自動的に行い、同時に二次処理プログラムにより、スペクトル、コヒーレンス、周波数応答関数をオンラインで推定した。

データ収集は、使用する動的変位計測装置ロボットアームの半径が最大2.5mの作動範囲であるため機体の測定領域範囲を8分割し、ロボットを各分割位置に移動し

で行う方法とした。ロボットの移動は、図9に示すような移動用ハンド・パレット・トラックを使用し人力で行える。ロボットの設置位置と分割範囲を図10に示す。図中の矢印はロボットの向きを、二点鎖線は分割範囲を示す。データ収集の手順は、各測定領域範囲の中心付近にロボット本体を移動した後、各測定範囲の測定座標位置をティーチングしたロボット制御プログラムを作成し、ワークステーションからの指令によりロボットアーム先端(センサ)を測定設定位置へ移動、加振信号の発生、加振、応答データ収集等シーケンス処理をデータ収集プログラムにより自動的に行った。この操作は、ワークステーションから一度測定開始をキーインすることによりロボット制御プログラムおよびワークステーションのシーケンス制御機能をもつデータ収集プログラムに従って測定開始から測定終了まで自動的に行われる。この装置を用いると加振信号の種類(正・負の相関)を変えて測定開始をキーインすることにより同一位置条件の下で異なった加振信号について周波数応答関数の繰返し測定が容易に行える。この操作を8回繰り返すことにより機体全体の同相と逆相の周波数応答関数、コヒーレンス等の収集を終了した。全データ収集後オフライン操作により、汎用の実験モーダル解析ソフトウェアを用いて上述した方法によりモーダル・パラメタを推定した。



図9. ロボット移動用ハンド・パレット・トラック

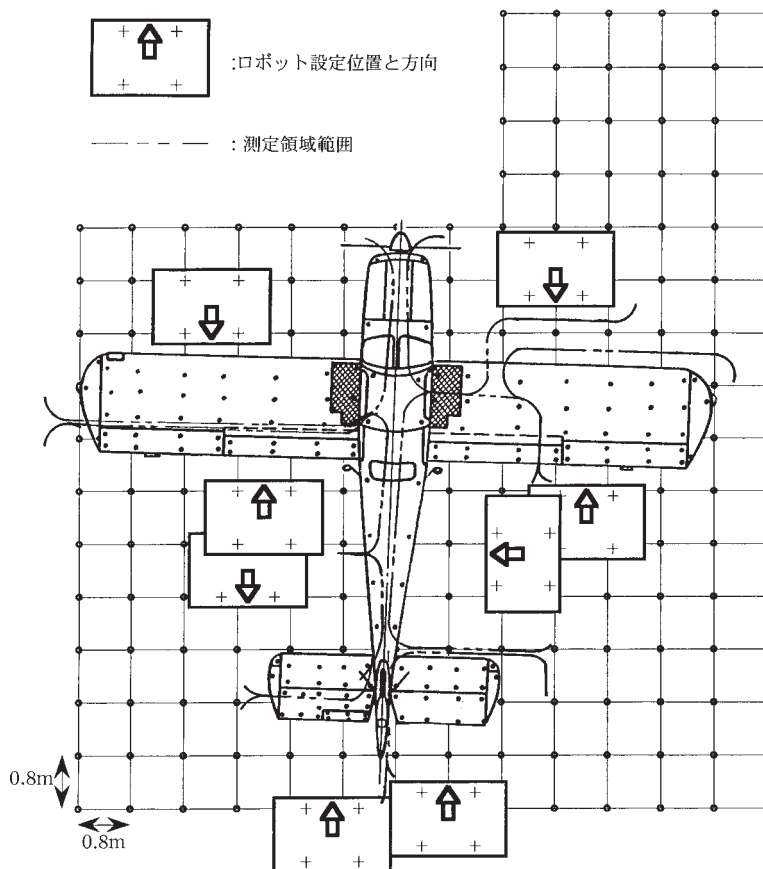


図10. データ測定範囲とロボット位置

4. 試験結果と検討

収集した応答位置 200 点の周波数応答関数から最小二乗法等を用いてモーダルパラメータを推定する過程で、解析モデルの次数の増加によるパラメータの変化を表す安定化ダイアグラムを図 11 に示す。縦軸は次数、横軸は固有振動数を取り、周波数応答関数の総和を重ね書きして示した。図中の“o”はポールを認識したことを示し、“f”は固有振動数の変化が 1.0% 以内に、“s”は固有振動数の変化が 1.0% 以内と減衰比の変化が 5% 以内に 1 次低い解析次数の値に比べて安定したことを示す。“o” “f” “s” と順に安定性が良いことを示している。解析対象周波数範囲約 5Hz ~ 50Hz の安定した s の部分を選択してカーブ

フィットを行いモーダルパラメータを推定した。モードがはっきりしない場合は解析周波数帯域を変えて推定をした。

FA-200 開発時に行った振動試験⁷⁾(正弦波掃引法を基本とした方法)により求めた固有振動数と今回行った二点相関加振法により得られた固有振動数と減衰比とをともに表 4 に、モード形状を図 12 に示す。表 4 と図 12 を見ると、同位相加振の場合には主翼の対称曲げ、水平安定板の対称曲げ、主翼の対称捩れが励振されて他のモードは抑えられ、逆位相加振の場合は逆対称モードが励振され、対称モードが抑えられたことが判る。表 4 から固有振動数について開発時の結果と比較すると、今回得られた尾部全体が回転する 11.2Hz (No.2) のモードを除き両

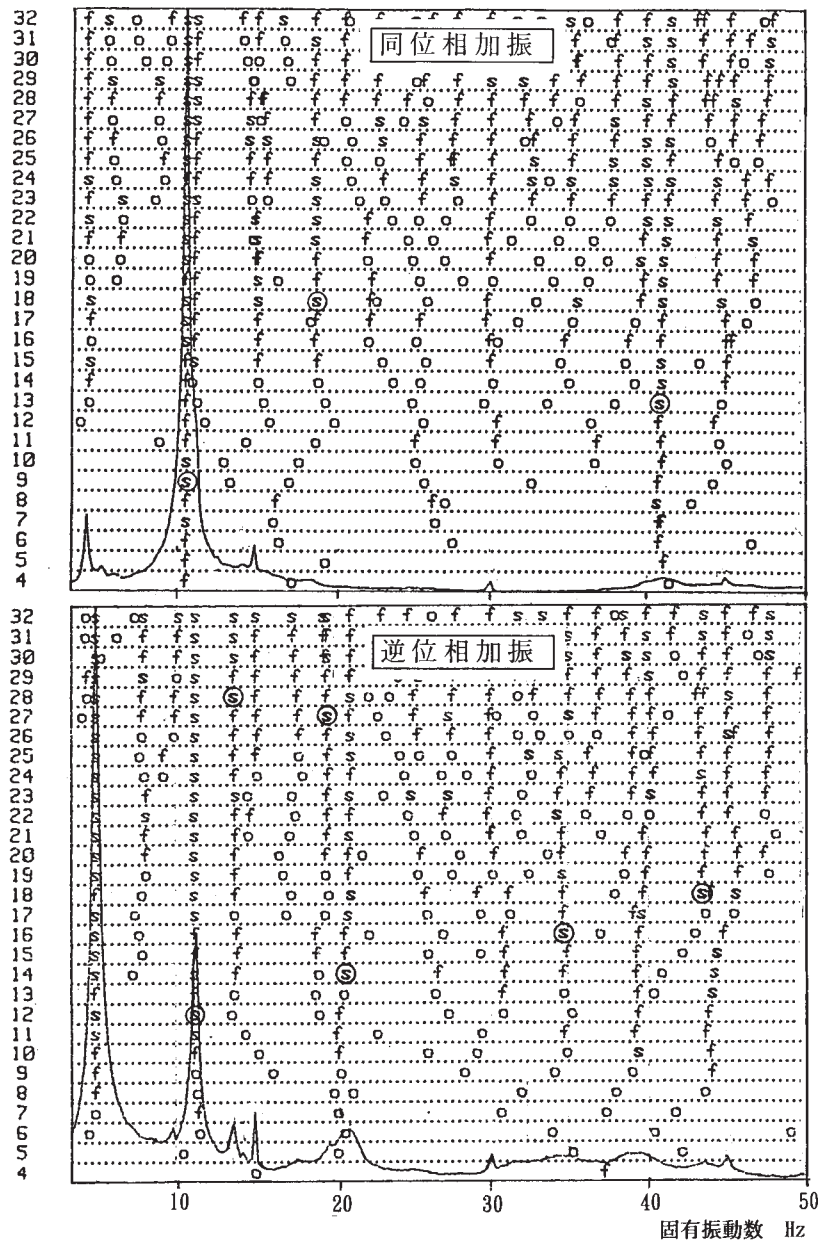


図 11. 安定化ダイアグラム

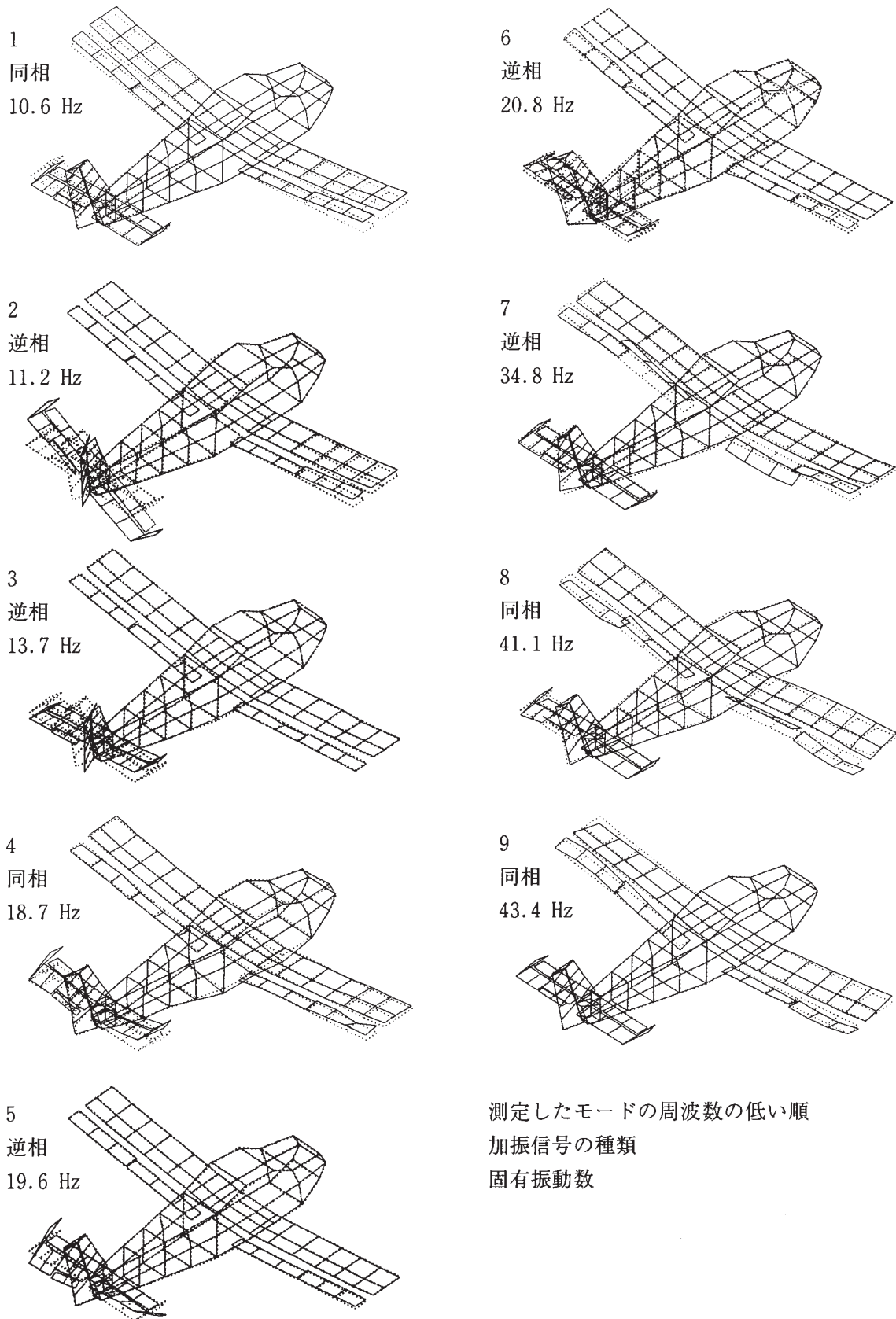


図12. 固有振動モード

表 4. 固有振動数

モード			固有振動数 Hz			振動数の比 試験 / 開発
			開発時	二点相関ランダム加振		
形	状	番号		同位相	逆位相	
主翼対称曲げ		1	10.5	10.6 (1.6)		1.01
水平・垂直安定板回転		2	13.5		11.2 (2.0)	0.82
水平・垂直安定板逆回転		3			13.7 (1.3)	
水平安定板対称曲げ		4	17.3	18.7 (3.0)		1.08
昇降舵左右逆回転		5			19.6 (1.5)	
昇降舵左右同回転		6	21.4		20.8 (3.1)	0.97
主翼逆対称曲げ		7	32.4		34.8 (5.7)	1.07
主翼対称抜け		8	42.6	41.1 (1.5)		0.96
主翼逆対称抜け		9			43.4 (2.4)	

(): 減衰比%

者の固有振動数の違いは 8% 以内であった。このモードは開発時 13.5Hz のモードと同じ挙動を示したモードであり、今回得られた固有振動数 13.7Hz (No.3) のモードは、垂直と水平両安定板が逆位相で尾部全体が回転するモードであった。次に、今回得られたモードの確認を行った。各振動モード間の類似性を検証するためのひとつの方法としてモーダル・アシュランス・クライテリオン (以後 MAC と記す)^{8) 9) 10)} による方法を用いた。任意にスケールリングされたモード・シェイプ・ベクトル間の比較の手法として用いた式を以下に示す。

$$MAC_{ij}(\%) = \frac{(\{V_i\}^* \{V_j\})^2}{(\{V_i\}^* \{V_i\})(\{V_j\}^* \{V_j\})}$$

ここで、

V_i : 列 i のモードシェイプベクトル

V_j : 列 j のモードシェイプベクトル

t^* : 複素共役の転置

この結果、互いに類似しているモードシェイプ間には高い値 (同一の場合は 100%) を取り、線形に独立しているモード間では、ほとんど零に近い値を取る。この方法を用いて推定したモード形状の類似性を表 5 に示す。この表を見ると、モード No.3 と No.6 の MAC 値が 22.9% と高くなっている。モード No.3 は水平と垂直の安定板が逆位相で尾部全体が回転する挙動を示し、モード No.6 は昇降舵が回転し垂直安定板が回転する挙動を示し、両モードとも垂直安定板の回転する成分 (曲げ) の占める割合が大きく作用しているため高い値を取ったものと思われる。それ以外のモード形状が異なった場合は最大でも 11.6% と比較的小さな値であり、モードがよく分離されていることが判る。次に、主翼についてノーダルラインを図 13 に示す。今回推定したモード形状から求めたノーダルラインを破線で、開発時に求めたノーダルラインを二点鎖線で示す。上の図は逆対称曲げモードについて、下の図は対称抜けモードについて示したもので両図とも今回

表 5. モーダル・アシュランス・クライテリオン

Modal Assurance Criterion (%) for modes

mode nr	freq Hz	mode__1	mode__2	mode__3	mode__4	mode__5	mode__6	mode__7	mode__8	mode__9
		10.6	11.2	13.7	18.7	19.6	20.8	34.8	41.1	43.4
1	10.6	100.0								
2	11.2	9.5	100.0							
3	13.7	2.7	9.4	100.0				Sym.		
4	18.7	3.8	0.8	0.8	100.0					
5	19.6	7.5	3.4	1.1	11.6	100.0				
6	20.8	4.2	7.7	22.9	4.1	4.3	100.0			
7	34.8	1.4	0.1	0.6	0.6	3.1	2.3	100.0		
8	41.1	3.2	0.3	0.8	1.1	2.0	2.4	0.9	100.0	
9	43.4	0.5	0.3	0.2	2.1	1.0	2.8	2.4	3.6	100.0

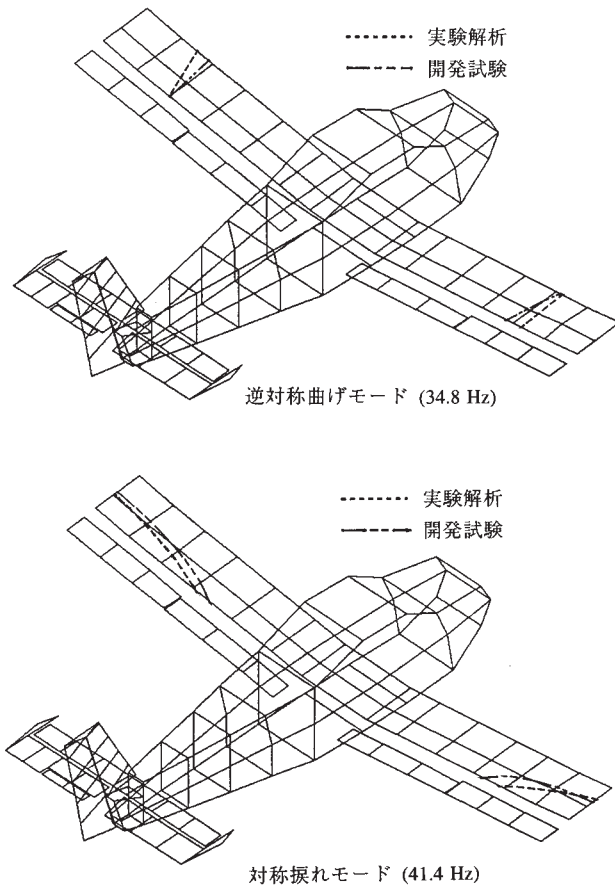


図 13. 主翼ノードライン

の推定結果と開発時の結果の一致は良好であった。今回用いた供試体の支持条件では、剛体モードの固有振動数は同相加振の時 4.3Hz(ピッチングモード)、逆相加振の時 4.9Hz(ローリングモード)であり、主翼の対称曲げモード 10.6Hzの約 1/2 の値であった。この結果より今回用いた支持条件による主翼弾性モードへの影響は十分小さかったと考えられる。

5. おわりに

動的変位計測装置を用いて、経年機に対して二点相関ランダム加振による伝達関数法を用いた振動試験を行った。その結果、二点相関加振による試験法は加振バランス調整を慎重に行うことによりFA-200-180型機の場合主翼、水平・垂直安定板に関して低次のモード分離が可能

となった。また、今回行った試験により推定した固有振動数、ノードラインについて設計時の試験結果と比較し、両者の間に顕著な違いがないことを示した。ただし、両者の間には試験方法や試験装置の違い、また、供試体の構造が複雑である等のためこの結果から経年による機体構造の微妙な劣化について言及することは難しい。しかし、経年機体の翼構造に関して重大な剛性の劣化や損傷は存在しないことがいえる。また、動的変位計測装置を用いた全機の振動試験において、繰返し(正・負の加振信号について)応答測定を行う試験形態の場合特にこの装置は有効であることを確認した。

参考文献

- 1) 外崎得雄、上田哲彦：動的変位計測装置と振動予備実験、航空宇宙技術研究所資料、TM-683、1995年5月
- 2) 内藤子生、石川登：富士重工FA-200軽飛行機について、航空学会誌、第15巻、第161号、1967年6月
- 3) 小松敬治、佐野政明：モーダル試験法と数学モデルの検証について、日本航空宇宙学会誌、第31巻、第354号、1983年7月
- 4) Thomas Rocklin, G., John Crowley, Havard Vold : A Comparison of H1, H2 and HV Frequency Response Functions, Proceeding of 3rd, IMAC, 1985, p272-278
- 5) LMS CADA-X SERIES SOFTWARE, X-5000/A BUNDLED PACKAGE Rev.2.5 1990, LMS International, BERGIUM
- 6) 佐野政明、甲斐高志、小松敬治：二点相関ランダム加振によるモーダルパラメタの検討、航空宇宙技術研究所報告、NAL TR-762、昭和58年4月
- 7) 富士重工業(株)社内資料
- 8) LMS CADA-MODAL/ANALYSIS User Manual, Rev. 2.3, 1989, LMS International BERGIUM
- 9) Allyn W. Phillips, Randall J. Allemang : Utilizing the Madal Assurance Criterion(MAC)n the Detection of Repeated Roots, Proceeding of 14th, IMAC Feb, 1996, p665-670.
- 10) R.J. Allemang, D.L. Brown : A CORRELATION COEFFICIENT FOR MADAL VECTOR ANALYSIS, Proceeding of 1st, IMAC, 1982, p110 ~ 116.

航空宇宙技術研究所資料732号

平成10年10月発行

発行所 科学技術庁航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7-44-1
電話(0422)47-5911 ㊦182-8522
印刷所 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段北1-7-8

©禁無断複写転載

本書(誌)からの複写、転載を希望される場合は、管理部
研究支援課資料係にご連絡ください。

