

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1370

ALFLEX 全機振動特性確認試験

神田 淳 ・ 外崎 得雄 ・ 上田 哲彦

1998年12月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

ALFLEX 全機振動特性確認試験*

神田 淳*¹ 外崎 得雄*¹ 上田 哲彦*¹

Confirmation Tests of ALFLEX Vibration Characteristics

Atsushi KANDA *¹ Tokuo SOTOZAKI *¹ and Tetsuhiko UEDA *¹

ABSTRACT

Ground vibration tests of ALFLEX were carried out by using the Dynamic Displacement Measurement System which enables automatic data acquisition. After structural improvements and flight experiments, vibration characteristics of ALFLEX were confirmed by ground tests. Modal measurements for local vibrations were also conducted by the hammer-impact method. The vibration problem that occurred in the pitch rate of IMU (Inertial Measurement Unit) the flight experiments was considered.

Keywords: ALFLEX, ground vibration test

概要

モーダル測定にロボットによる動的変位計測装置を用いて、ALFLEX全機振動試験を行った。本機体はエレボンまわりの剛性アップの改修が行われており、改修後の全機振動試験は今回が初めてである。また、ハンマーインパクト法により局所的なモーダル測定も行い、飛行実験中に発生したIMU (Inertial Measurement Unit:慣性センサ) ピッチレートの振動問題についても考察を行った。

1. はじめに

ALFLEXは開発時に振動数帯域0～40Hzにおいて全機振動試験¹⁾が行われた。その後、エレボンまわりの剛性アップ改修などの局所的な構造改善を経て飛行実験が行われた。改修後についてはその改修を反映させたモデルによる解析がある。今回、自動着陸実験終了後の機体について、振動数帯域を0～100Hzに広げて改めて全機振動を確認するため地上試験を行い、モーダル測定・解析を行ったのでその結果について述べる。

懸吊飛行実験中のピッチレートに27Hz付近の振動が確認された。エネルギーとしてはそれほど大きくないため、バルクヘッド部にラバーフォームを貼付することで対策をとり、飛行実験に影響を及ぼす事はなかった。釣合飛行時にやはりピッチレートに33Hz付近の振動が確認されている。予め行われた全機振動試験ではこれらに対応する固有モードは得られておらず原因が特定されていない。IMUピッチレートは80Hzでサンプリングされており、

40Hzより高い固有モードのエリアシングによる可能性がある。0～100Hzの全機振動試験によりこれを検討した。また、局所的な固有モードの可能性もあるため、バルクヘッド付近にハンマーインパクト法を適用した局所的な振動試験を行い、ピッチレートの振動問題について考察を加えた。

2. 全機振動試験

2.1. 動的変位計測装置

全機振動試験ではロボットによる動的変位計測装置²⁾を使用した。装置の概要を図2-1に示す。装置はロボット本体と制御装置 (ABB製 IRB-3200)、信号処理装置 (DIFA製 SCADAS SC16-16)、解析用コンピュータ (HP製 HP-9000 375CH) から成り立っている。ロボット本体は6軸のアーム型ロボットであり、ACサーボモータとヘリカルギヤ駆動による教示再生用のものである。稼動範囲は最大で半径2.5mである。アーム先端には無焦点型レーザドップラー方式の非接触型レーザ振動速度計 (B&K製BK3544) が取り付けられ、制御装置により位置決めが行われ対象部位の光軸方向振動速度を計測する。ただし、振動速度計以外にも10kg以内のものであれば取

* 平成10年9月7日受付 (received)

*¹ 構造研究部 (Structures Division)

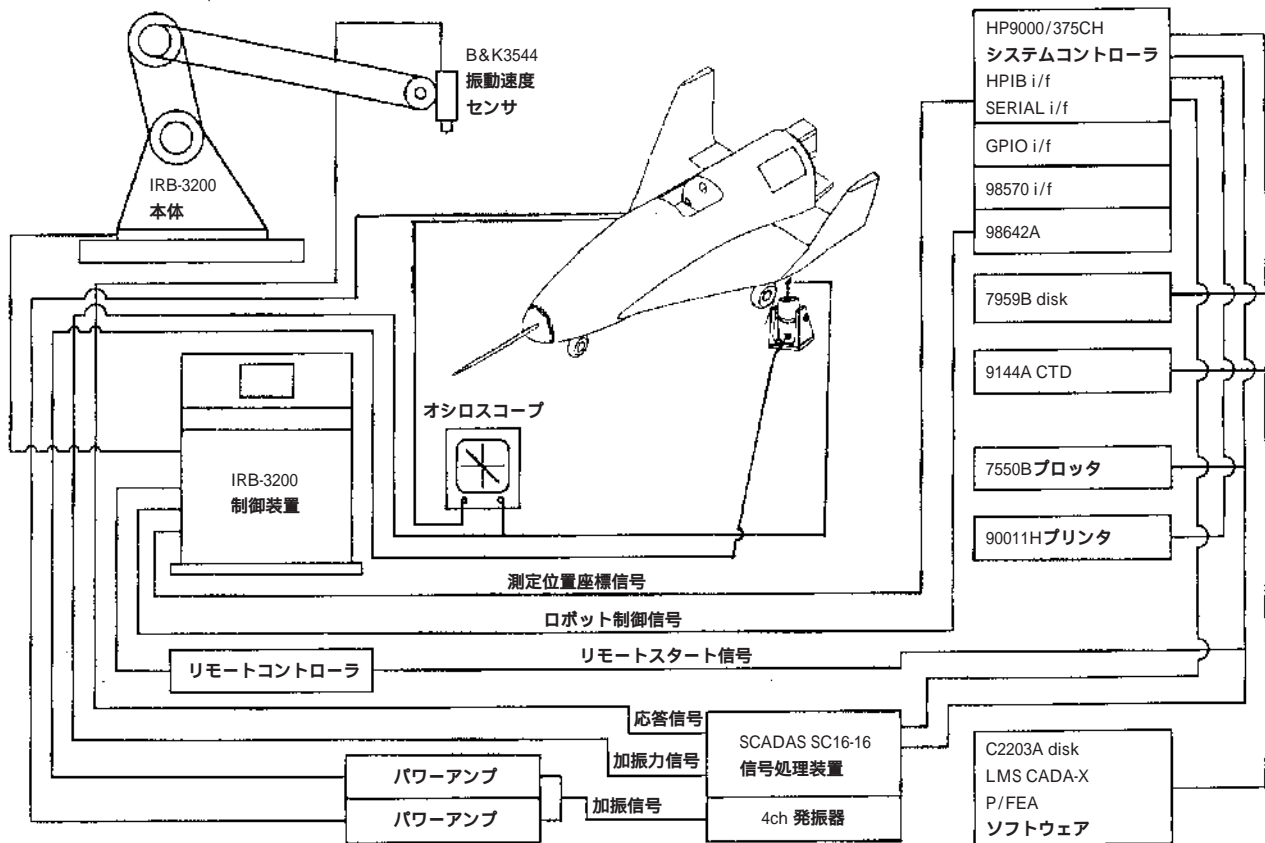


図 2 - 1 動的変位計測システム

り付け可能である。位置決めは予めジョイスティックを有するプログラミング機構により行われ、0.1mm以下の精度で教示再生される。センシングされたデータは加振信号データと共に信号処理装置によってA/D変換されコンピュータに取り込まれる。信号処理装置は16chのD/A(分解能16bit)およびA/D(分解能12bit)変換、4ch任意デジタル信号の作成・発生、フィルタ等のデジタル信号処理機能を有している。コンピュータには解析ソフトウェア(LMS製LMS CADA-X)が搭載されており、これが信号処理装置の制御、デジタルデータの取り込みを行う。最終的には取得データより伝達関数法を用いてモーダル解析までを行う。専用に開発されたロボットリンク用プログラムも搭載されており、予め設定(加振信号形・フィルタ・ウィンドウ等)を行い、リンクプログラムを実行する事でロボットの位置決め、計測開始・終了を自動で行うことができる。

2.2. 振動試験

ALFLEX1号機を用いて全機振動試験を当所の構造材料C3号館にて行った。全機振動試験は機体開発時に全機技術試験の一環として平成7年4月から5月にかけて行われている。しかし、この後エレボン駆動系の共振振動数の問題から、エレボンアクチュエータ取り付け部の剛性強

化、および前脚まわりの剛性強化が行われた。今回の振動試験で用いた機体は、実際にオーストラリアのウーメラで飛行実験に供された実験後の機体である。全機振動試験状況を図2-2に示す。図中、機首左側にあるユニットは電動アクチュエータのパワーアンプであり、左チップフィン翼の左側にあるユニットはフォースゲージのパワーアンプ、胴体後方のラック内にはシェカのパワーアンプ、オシロスコープが収められている。ロボットによる振動計測状況を図2-3に示す。



図 2 - 2 全機振動試験状況



図2 - 3 ロボットによる振動計測状況

加振はシェーカ（加振器ボディ B&K 製 BK4801T、加振器ヘッド BK4814）で行い、加振点へはロッドで直結し間にはフォースゲージ（B&K 製 BK8200）を噛ませた。加振点数は 2 点で主翼上のチップフィン翼根前縁部付近（計測点 21 および 65 の翼下面）に左右対称に配置した。計測点は 137 点（チップフィン翼左右それぞれ 16 点、主翼左右それぞれ 28 点、胴体 39 点、ピトー部 10 点）で、翼面・胴体面についてはできるだけ局所的な振動が出にく

い桁上に設定した。各計測点には 10mm のレーザー反射用円形マーカを貼付した。機体構造を図 2 - 4 に計測点位置を図 2 - 5 に示す。また計測点の座標を表 2 - 1 に示す。座標は Z を WL（胴体最下面を $WL = 0$ ）に X を STA（ピトー管を除いた胴体最前面を $STA = 0$ ）に Y を BL（胴体の対称軸を $BL = 0$ ）とした右手系である。また、翼面上の点は仮想的に参照面 チップフィン翼はキャント角 10° の TRP (Tipfin Reference Plane)、主翼は上半角 5° の WRP (Wing Reference Plane) - 上にあるとしている。

ALFLEX はエレボンおよびラダー、スピードブレーキ各 2 枚の計 6 枚の舵面を有しており、電動ロータリー型アクチュエータにより制御されるが、電圧がかかっていない状態ではフリーとなり特にエレボンは自重で下がってしまうため、アクチュエータに電圧をかけて短絡した指令信号により 0 ポジションを保持した。また、タイヤの空気圧は規定値が 19.6N/m^2 であるが剛体モードの分離を図るため、全て規定圧の $1/2$ の 9.8N/m^2 に設定した。

振動試験は 2 台のシェーカによる 2 点加振で、対称モードと逆対称モードの明確な分離を図るために対称加振と逆対称加振を行った。加振信号ジェネレータは 1 チャンネルのみを使用し、2 台のアンプ（B&K 製 BK2707）で位相を変化させることで対称・逆対称条件を切り替えた。出力レベルはアンプ毎に設定可能であるため、フォースゲージからの出力のリサージュ波形を基に、加振力が左右で同レベルとなるようにマニュアル調整を行った。加振信号は $0 \sim 160\text{Hz}$ 帯域の 80% パーストランダム信号で

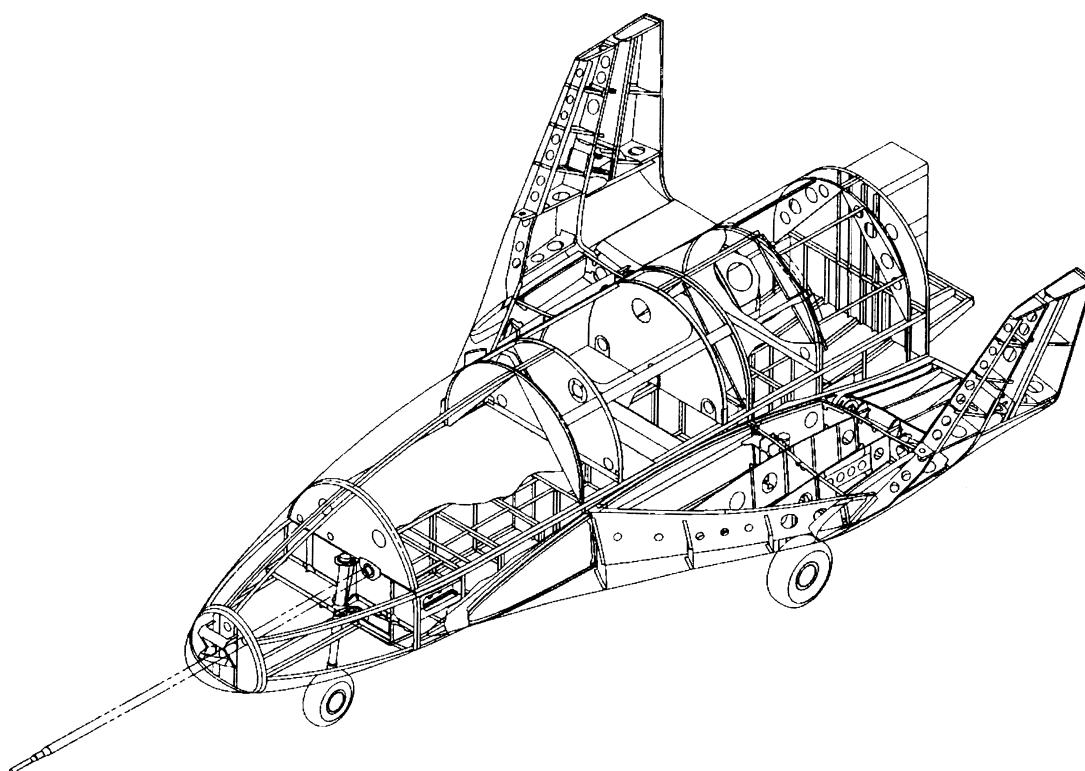


図2 - 4 ALFLEX 機体構造

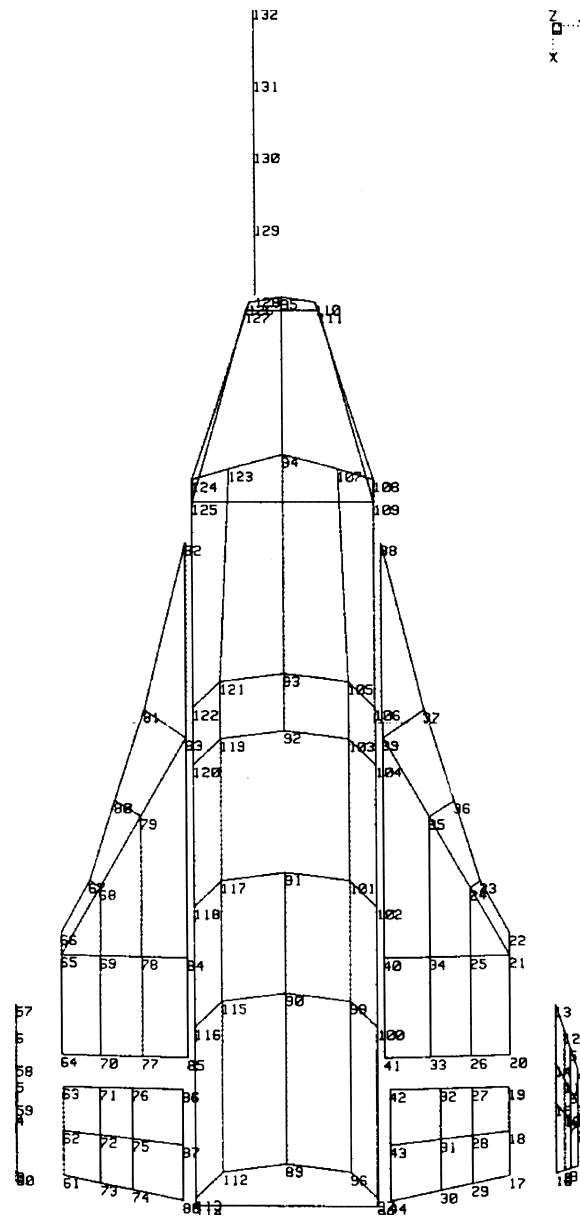


図 2 - 5 計測点位置

サンプリングは400Hzで行った。アベレージングは30回である。用いた計測システムは一定のエリア内(ロボットアームの稼動範囲内)を一度に計測できるものがあるが、ALFLEXの大きさ(ピトー管を含む全長7605mm、全幅3785mm、脚除く全高1350mm)は一度に計測できるエリアを超えてしまう。そこで全機をカバーするためにロボット位置を数エリアに分割した。ロボットが機体に接触し損傷を与えないように1エリアの大きさをむやみに広げることは避け、最終的に7エリアに分けた(ただし、内1エリアについては計測点数が少なかったためロボットによるマニュアルでの計測を行った)。計測データは全て伝達関数としてハードディスクにリアルタイムで保存した。

2.3. モーダル解析

LMSを用いてモーダル解析を行った。エリア毎に分かれているデータを一括し、伝達関数法でモーダルパラメータ推定に最小二乗複素指数法を用いた。結果、0~100Hz帯域で全20モード(対称剛体モード1、対称弾性モード9、逆対称剛体モード2、逆対称弾性モード8)が得られた。図2-6は計測点を線で結んだモード基準形である。固有振動数・減衰率を対称モードについて表2-2-1に、逆対称モードについて表2-2-2に示す。また、モード形状を対称モードについて表2-3-1に、逆対称モードについて表2-3-2に示す。またMAC値(Modal Assurance Criterion)を対称モードについて表2-4-1に、逆対称モードについて表2-4-2に示す。参考までに改修前の振動特性を表2-5に示す。

表2 - 1 計測点座標

番号	方向	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]	Euler_ XY deg	Euler XZ deg	Euler YZ deg	部位
1	Z	5613	1834	1336	0	0	-100	右TF
2	Z	5396	1834	1336	0	0	-100	
3	Z	5244	1834	1336	0	0	-100	
4	Z	5044	1834	1336	0	0	-100	
5	Z	4848	1787	1084	0	0	-100	
6	Z	5096	1787	1084	0	0	-100	
7	Z	5273	1787	1084	0	0	-100	
8	Z	5553	1787	1084	0	0	-100	
9	Z	5503	1750	875	0	0	-100	
10	Z	5171	1750	875	0	0	-100	
11	Z	4973	1750	875	0	0	-100	
12	Z	4685	1750	875	0	0	-100	
13	Z	4435	1695	554	0	0	-100	
14	Z	4785	1695	554	0	0	-100	
15	Z	5015	1695	554	0	0	-100	
16	Z	5427	1695	554	0	0	-100	
17	Z	5353	1402	254	0	0	5	右WING
18	Z	5093	1402	254	0	0	5	
19	Z	4832	1402	254	0	0	5	
20	Z	4645	1413	255	0	0	5	
21	Z	4057	1413	255	0	0	5	
22	Z	3925	1413	255	0	0	5	
23	Z	3613	1229	239	0	0	5	
24	Z	3652	1165	233	0	0	5	
25	Z	4057	1165	233	0	0	5	
26	Z	4645	1165	233	0	0	5	
27	Z	4832	1168	233	0	0	5	
28	Z	5113	1168	233	0	0	5	
29	Z	5394	1168	233	0	0	5	
30	Z	5430	968	216	0	0	5	
31	Z	5131	968	216	0	0	5	
32	Z	4832	968	216	0	0	5	
33	Z	4645	905	210	0	0	5	
34	Z	4057	905	210	0	0	5	
35	Z	3228	905	210	0	0	5	
36	Z	3138	1068	225	0	0	5	
37	Z	2591	882	208	0	0	5	
38	Z	1595	615	185	0	0	5	
39	Z	2755	615	185	0	0	5	
40	Z	4057	615	185	0	0	5	
41	Z	4645	615	185	0	0	5	
42	Z	4832	648	188	0	0	5	
43	Z	5159	648	188	0	0	5	

44	Z	5486	648	188	0	0	5	
45	Z	5613	-1834	1336	0	0	100	左TF
46	Z	5396	-1834	1336	0	0	100	
47	Z	5244	-1834	1336	0	0	100	
48	Z	5044	-1834	1336	0	0	100	
49	Z	4848	-1787	1084	0	0	100	
50	Z	5096	-1787	1084	0	0	100	
51	Z	5273	-1787	1084	0	0	100	
52	Z	5553	-1787	1084	0	0	100	
53	Z	5503	-1750	875	0	0	100	
54	Z	5171	-1750	875	0	0	100	
55	Z	4973	-1750	875	0	0	100	
56	Z	4685	-1750	875	0	0	100	
57	Z	4435	-1695	554	0	0	100	
58	Z	4785	-1695	554	0	0	100	
59	Z	5015	-1695	554	0	0	100	
60	Z	5427	-1695	554	0	0	100	
61	Z	5353	-1402	254	0	0	-5	
62	Z	5093	-1402	254	0	0	-5	
63	Z	4832	-1402	254	0	0	-5	
64	Z	4645	-1413	255	0	0	-5	
65	Z	4057	-1413	255	0	0	-5	
66	Z	3925	-1413	255	0	0	-5	
67	Z	3613	-1229	239	0	0	-5	
68	Z	3652	-1165	233	0	0	-5	
69	Z	4057	-1165	233	0	0	-5	
70	Z	4645	-1165	233	0	0	-5	
71	Z	4832	-1168	233	0	0	-5	
72	Z	5113	-1168	233	0	0	-5	
73	Z	5394	-1168	233	0	0	-5	
74	Z	5430	-968	216	0	0	-5	
75	Z	5131	-968	216	0	0	-5	
76	Z	4832	-968	216	0	0	-5	
77	Z	4645	-905	210	0	0	-5	
78	Z	4057	-905	210	0	0	-5	
79	Z	3228	-905	210	0	0	-5	
80	Z	3138	-1068	225	0	0	-5	
81	Z	2591	-882	208	0	0	-5	
82	Z	1595	-615	185	0	0	-5	
83	Z	2755	-615	185	0	0	-5	
84	Z	4057	-615	185	0	0	-5	
85	Z	4645	-615	185	0	0	-5	
86	Z	4832	-648	188	0	0	-5	
87	Z	5159	-648	188	0	0	-5	
88	Z	5486	-648	188	0	0	-5	
89	Z	5550	0	1147	0	0	0	FUSELAGE
90	Z	4545	0	1147	0	0	0	

91	Z	3833	0	1147	0	0	0	
92	Z	2994	0	1147	0	0	0	
93	Z	2652	0	1147	0	0	0	
94	Z	1300	0	964	0	0	0	
95	Z	250	0	574	0	0	0	
96	Z	5550	407	981	0	0	-90	右舷
97	Z	5550	575	460	0	0	-90	
98	Z	5550	575	300	0	0	-90	
99	Z	4545	407	981	0	0	-90	
100	Z	4545	575	460	0	0	-90	
101	Z	3833	407	981	0	0	-90	
102	Z	3833	575	460	0	0	-90	
103	Z	2994	407	981	0	0	-90	
104	Z	2994	575	460	0	0	-90	
105	Z	2652	407	981	0	0	-90	
106	Z	2652	575	460	0	0	-90	
107	Z	1300	344	674	0	0	-90	
108	Z	1300	575	460	0	0	-90	
109	Z	1300	575	0	0	0	-90	
110	Z	250	206	460	0	0	-90	
111	Z	250	229	300	0	0	-90	
112	Z	5550	-407	981	0	0	90	左舷
113	Z	5550	-575	460	0	0	90	
114	Z	5550	-575	300	0	0	90	
115	Z	4545	-407	981	0	0	90	
116	Z	4545	-575	460	0	0	90	
117	Z	3833	-407	981	0	0	90	
118	Z	3833	-575	460	0	0	90	
119	Z	2994	-407	981	0	0	90	
120	Z	2994	-575	460	0	0	90	
121	Z	2652	-407	981	0	0	90	
122	Z	2652	-575	460	0	0	90	
123	Z	1300	-344	674	0	0	90	
124	Z	1300	-575	460	0	0	90	
125	Z	1300	-575	0	0	0	90	
126	Z	250	-206	460	0	0	90	
127	Z	250	-229	300	0	0	90	
128	Z	200	-165	450	0	0	0	PITOT-Z
129	Z	-225	-165	450	0	0	0	
130	Z	-650	-165	450	0	0	0	
131	Z	-1075	-165	450	0	0	0	
132	Z	-1500	-165	450	0	0	0	
128	Y	200	-165	450	0	0	0	PITOT-Y
129	Y	-225	-165	450	0	0	0	
130	Y	-650	-165	450	0	0	0	
131	Y	-1075	-165	450	0	0	0	
132	Y	-1500	-165	450	0	0	0	

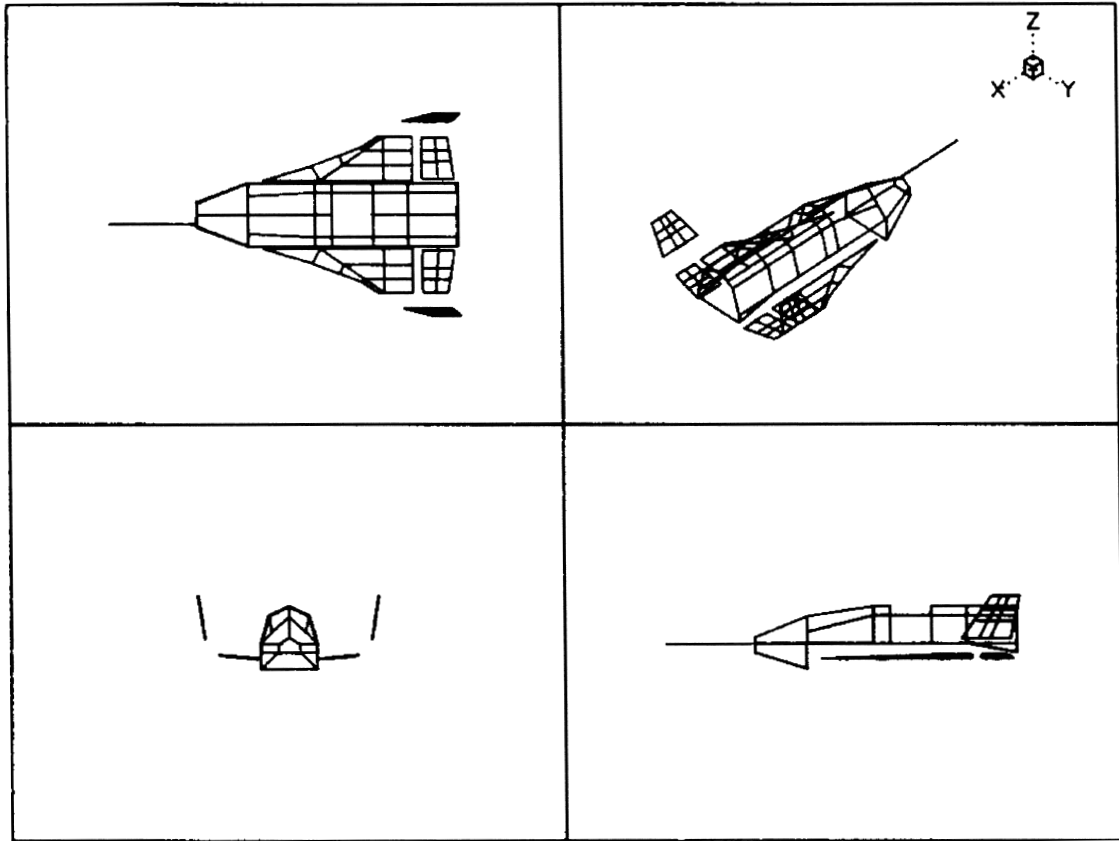


図2 - 6 モード基準形状

表2 - 2 - 1 対称モード振動特性

モード	振動数 [Hz]	減衰率 [%]	部位
1	5.9	3.5	剛体ピッチング
2	15.6	15.5	ピトー管
3	21.3	5.9	エレボン
4	31.0	4.8	チップフィン
5	43.0	1.0	ラダー
6	46.5	4.2	胴体
7	64.5	2.0	チップフィン+エレボン
8	68.8	3.0	チップフィン+ラダー
9	87.2	2.3	チップフィン2次
10	97.0	2.6	主翼

表2 - 2 - 2 逆対称モード振動特性

モード	振動数 [Hz]	減衰率 [%]	部位
1	2.6	7.7	剛体ヨーイング
2	7.5	4.5	剛体ローリング
3	15.2	3.1	ピトー管
4	22.8	7.0	エレボン
5	30.8	3.7	チップフィン
6	42.0	3.0	ラダー
7	57.6	2.7	チップフィン+エレボン
8	69.7	3.7	チップフィン+ラダー
9	88.3	1.7	チップフィン2次
10	97.9	2.9	主翼

表2-3-1 対称モード

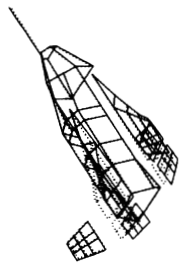
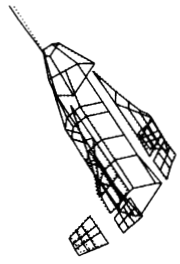
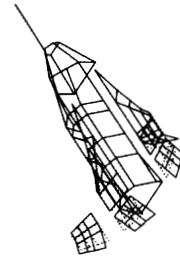
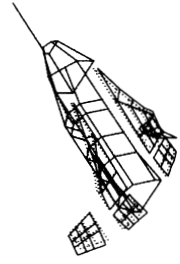
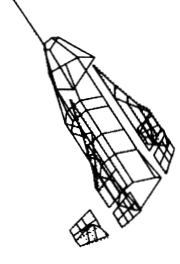
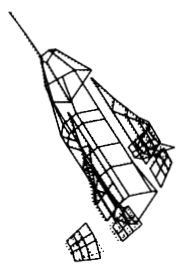
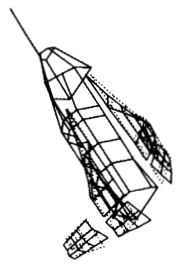
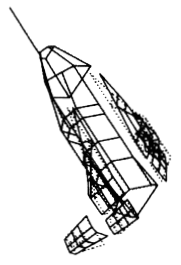
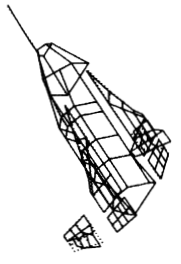
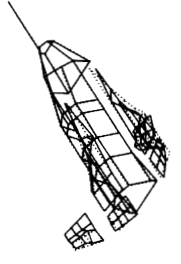
モード1		モード2		モード3		モード4		モード5	
5.9 Hz		15.6 Hz		21.3 Hz		31.0 Hz		43.0 Hz	
モード6		モード7		モード8		モード9		モード10	
46.5 Hz		64.5 Hz		68.8 Hz		87.2 Hz		97.0 Hz	

表 2 - 3 - 2 逆対称モード

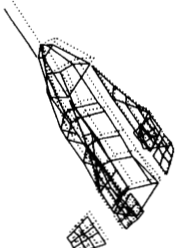
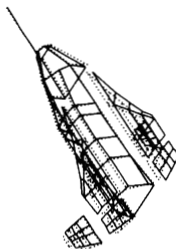
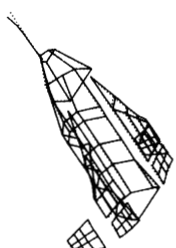
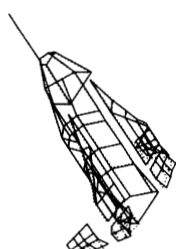
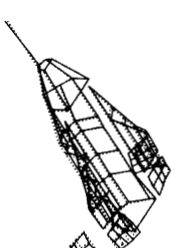
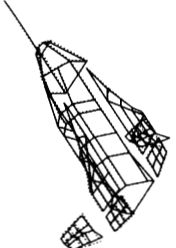
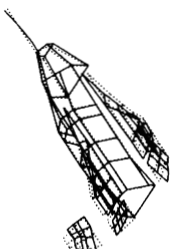
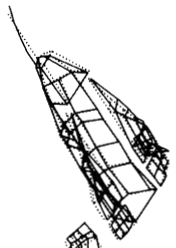
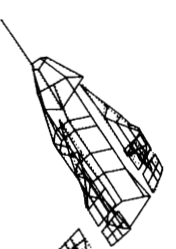
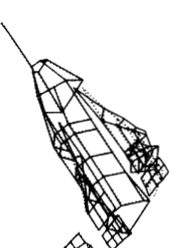
モード 1		モード 2		モード 3		モード 4		モード 5	
2.6 Hz	7.5 Hz	15.2 Hz	22.8 Hz	30.8 Hz					
モード 6		モード 7		モード 8		モード 9		モード 10	
42.0 Hz	57.6 Hz	69.7 Hz	88.3 Hz	97.9 Hz					

表2-4-1 対称モードMAC値

モード	固有値[Hz]	モード																			
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10										
1	5.9	100.0																			
2	15.6	6.8	100.0																		
3	21.3	15.7	1.7	100.0																	
4	31.0	13.2	6.7	51.8	100.0																
5	43.0	2.9	1.1	14.2	21.3	100.0															
6	46.5	9.7	2.4	7.7	5.2	10.8	100.0														
7	64.5	3.2	5.3	5.8	2.2	1.8	33.7	100.0													
8	68.8	4.1	0.8	4.8	0.9	2.4	41.2	33.6	100.0												
9	87.2	0.8	5.7	8.9	13.0	7.8	5.1	7.5	7.2	100.0											
10	97.0	2.5	2.2	10.2	16.5	17.0	15.2	17.4	19.9	20.2	100.0										

単位 [%]

表2-4-2 逆対称モードMAC値

モード	固有値[Hz]	モード																				
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10											
1	2.6	100.0																				
2	7.5	9.0	100.0																			
3	15.2	7.0	3.0	100.0																		
4	22.8	4.1	6.6	5.4	100.0																	
5	30.8	3.9	0.8	1.1	3.9	100.0																
6	42.0	1.5	0.4	0.4	6.9	15.5	100.0															
7	57.6	3.3	0.3	1.0	4.5	47.8	25.1	100.0														
8	69.7	0.4	0.2	4.1	0.2	7.7	4.8	9.2	100.0													
9	88.3	1.6	0.9	1.1	2.8	8.3	1.5	10.0	1.1	100.0												
10	97.9	0.7	1.2	0.3	0.4	4.4	5.8	10.2	11.9	3.3	100.0											

単位 [%]

表 2 - 5 改修前の振動特性 (参考)

モード	試験 振動数 [Hz]	解析 振動数 [Hz]	モード形状
1	14.9	14.9	ビトーブーム左右曲げ
2	14.8	15.0	ビトーブーム上下曲げ
3	18.9	19.0	エレボン対称
4	18.8	19.3	エレボン逆対称
5	20.9	20.5	チップフィン前後対称
6	22.3	22.5	チップフィン前後逆対称
7	29.9	29.5	チップフィン曲げ逆対称
8	31.4	32.8	チップフィン曲げ対称
9	39.1	41.4	胴体上下曲げ
10	41.4	43.2	ラダー対称
11	41.5	44.7	ラダー逆対称

3. 局所振動試験

3.1. 振動試験

後述する振動問題はIMUのピッチレートに27Hz付近(懸吊飛行時)または33Hz付近(釣合飛行時)の振動成分が現れた問題であるが、IMU周りの局所的な固有振動に起因する可能性が考えられたため、全機振動試験とは別個に局所的な振動試験を行った。

試験はハンマーインパクト法により、LMSを用いてデータ収集・解析を行った。局所振動試験状況を図3-1に示す。インパルスハンマーはB&K製BK8202(ただし加振力ピックアップ部はBK8200)を用い、加速度ピックアップはENDEVCO製7265A-HSを用い、加振点19の位置に設置した。ピックアップのレンジは $\pm 20g$ である(ただし重力加速度 $g = 9.8m/s^2$ とする)。

アベレーシングは5回である。加振点は19点で、ピッチ方向の振動試験という観点からIMU近傍の $Y = 0$ 上に配置した。加振点位置を図3-2に、加振点番号を図3-3に示す。また加振点座標を表3に示す。座標系は全機振動試験における座標系と同一である。

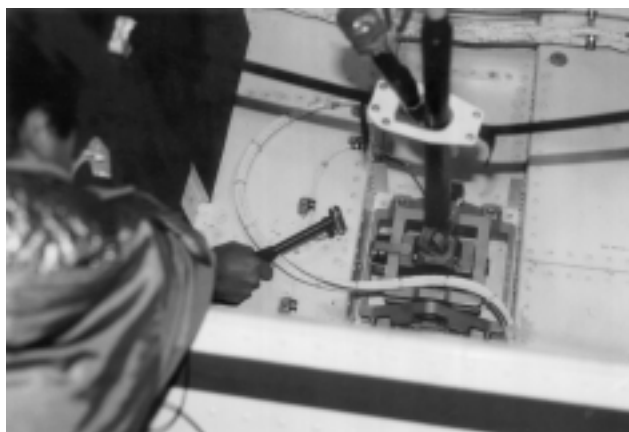


図 3 - 1 局所振動試験状況

3.2. モーダル解析

LMSを用いてモーダル解析を行った。解析は0~100Hz帯域で行った。全加振点の伝達関数を総和したものを図3-4に示す。ピークは30.5Hz、54.9Hz、58.7Hzに存在するが、30.5Hzピークは各点の位相がばらばらであり、固有モードとは言えないことと、他に比べて大きさが小さいためデータとしては考慮に入れない。最大のピークである54.9Hzについてモード形状を図3-5に示す。58.7Hzの固有モードは54.9HzモードのIMU部分のピッチング方向が逆位相のモードである。

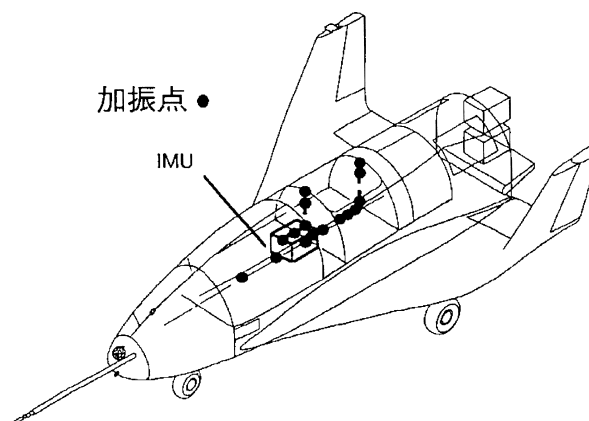


図 3 - 2 ハンマーインパクト法における加振点位置

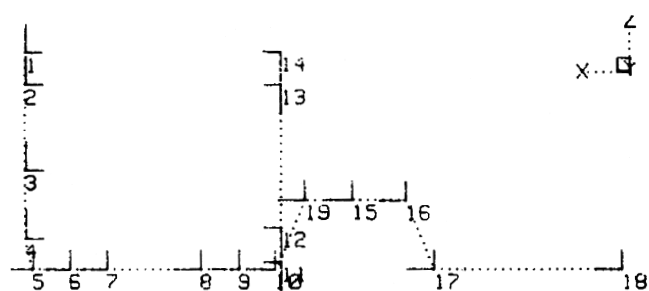


図 3 - 3 ハンマーインパクト法における加振点番号

表3 加振点座標

番号	方向	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]	Euler_ XY deg	Euler_ XZ deg	Euler_ YZ deg	部位
1	Z	3833	0	1117	0	90	0	懸吊部後方 バルクヘッド
2	Z	3833	0	1020	0	90	0	
3	Z	3833	0	760	0	90	0	
4	Z	3833	0	553	0	90	0	
5	Z	3810	0	460	0	0	0	懸吊部 下面
6	Z	3688	0	460	0	0	0	
7	Z	3566	0	460	0	0	0	
8	Z	3259	0	460	0	0	0	
9	Z	3133	0	460	0	0	0	
10	Z	3015	0	460	0	0	0	懸吊部前方 バルクヘッド
11	Z	2994	0	183	0	-90	0	
12	Z	2994	0	587	0	-90	0	
13	Z	2994	0	1020	0	-90	0	
14	Z	2994	0	1120	0	-90	0	IMU
15	Z	2760	0	670	0	0	0	
16	Z	2585	0	668	0	0	0	
17	Z	2493	0	460	0	0	0	
18	Z	1878	0	460	0	0	0	IMU
19	Z	2920	0	670	0	0	0	

LMS CADA-X Rev 2.5

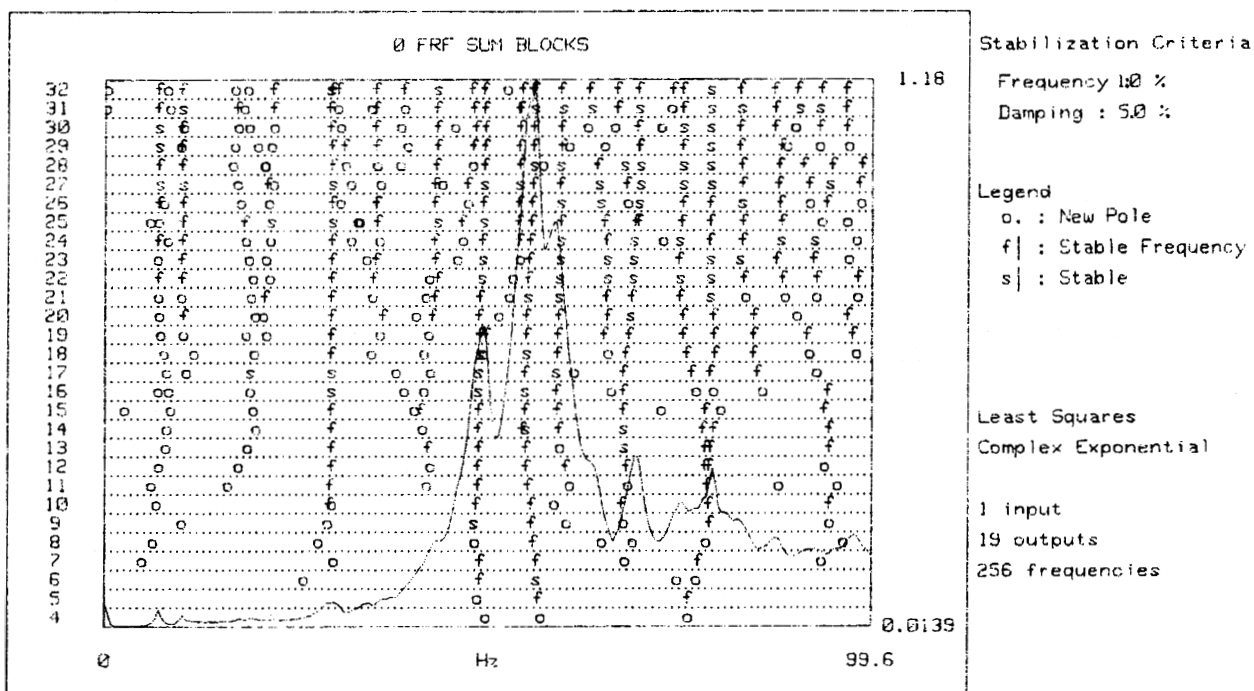


図3 - 4 伝達関数

LMS CADA-X Rev 2.5

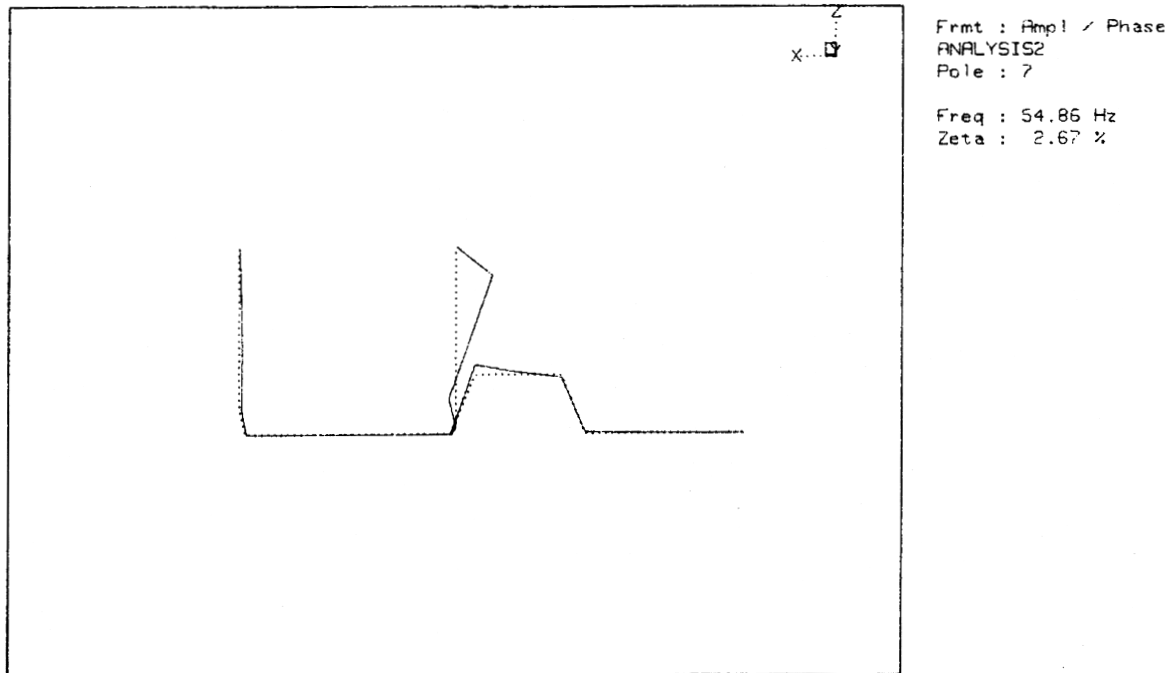


図3 - 5 モード形

4. IMU ピッチレートの振動問題

4.1. 懸吊飛行時

懸吊飛行速度が40m/s以上になるとIMUのピッチレートに27Hz程度の振動数をもつノイズが現れた。振動は44m/sで最大となった。この信号自体は飛行に障害となる影響を及ぼすような振動数帯に入るものではなかったが、前方機器室側のバルクヘッドに断熱用の厚さ20mm、質量0.23kgのラバーフォームを貼付したところ、振動レベルが半減した。また振動数も若干変化した。ただし発

生原因は明らかでなく振動源を除去することができなかった。ピッチレートの時系列およびパワースペクトラムをラバーフォーム無しについて図4 - 1 - 1に、ラバーフォーム有りについて図4 - 1 - 2に示す。

4.2. 釣合飛行時

釣合飛行時(およそ88m/s)にもやはり振動が発生した。ただし振動数は懸吊飛行時よりも高く33Hz前後であった。垂直方向加速度の時系列およびパワースペクトラムを図4 - 2に示す。

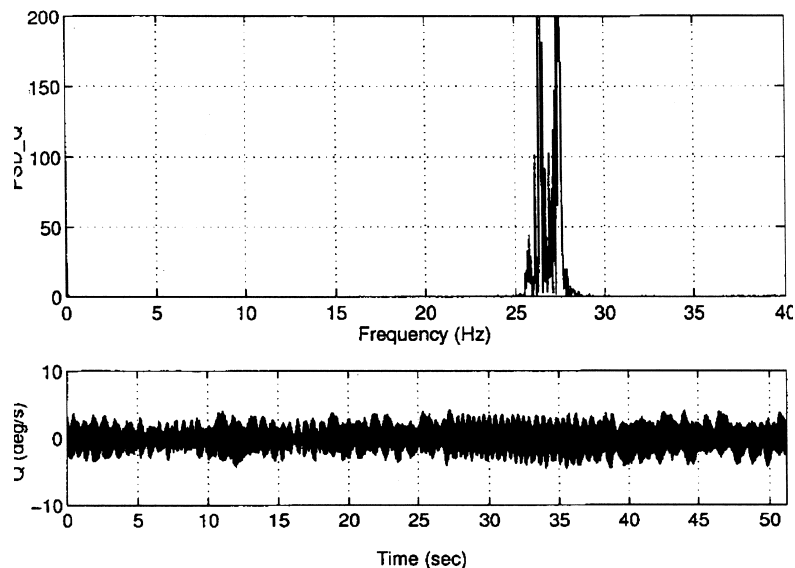


図4 - 1 - 1 懸吊飛行時のパワースペクトラム(ラバーフォーム無)

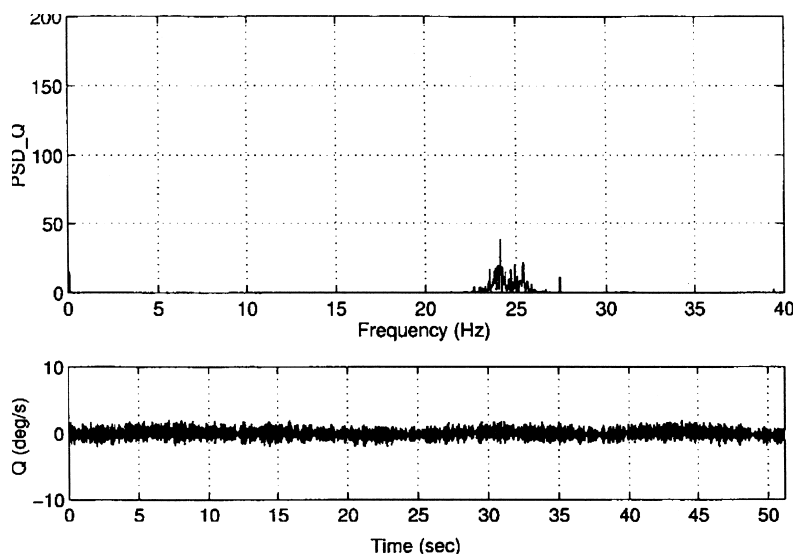


図4 - 1 - 2 懸吊飛行時のパワースペクトラム（ラバーフォーム有）

4.3. 考察

4.3.1. 胴体後端での空力強制加振

開発時に行われた検討³⁾を示すと、胴体後端でのカルマン渦の発生による空力加振による仮定では、渦による振動数は以下により計算できる。

$$f = \frac{SU}{d}$$

ここで、 f : カルマン渦振動数[Hz]

S : ストローハル数 (= 0.15 ~ 0.2)

d : 後端幅[m]

U : 一様流速[m/s]

ALFLEXの後端は幅・高さ方向とも1.147mである。

懸吊飛行時は $U = 40\text{m/s}$ において $f = 5.2 \sim 7.0\text{Hz}$ 、 $U = 50\text{m/s}$ において $f = 6.5 \sim 8.7\text{Hz}$ であり、釣合飛行時は $U = 88\text{m/s}$ において $f = 11.5 \sim 15.3\text{Hz}$ である。これらの振動数はIMUピッチレートに発生した振動数とは大きく異なっており、カルマン渦による加振の可能性は低い。

4.3.2. 胴上空洞での空力強制加振

流れに沿った面に設けられた穴に起因して空力的な振動が生じる。ALFLEXの場合も、胴上に空洞が存在するため、この穴による空力的な振動数を求めるために、以下の平板に設けられた角穴に対する振動数の計算式⁴⁾を用いる。

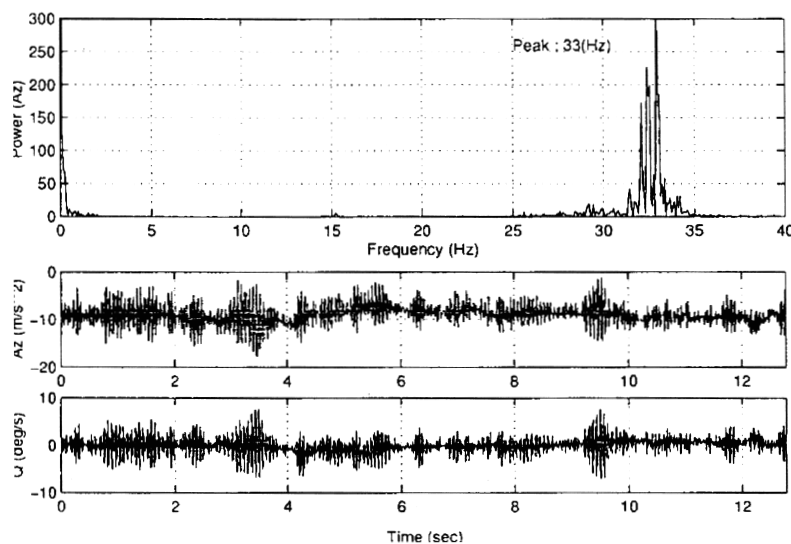


図4 - 2 釣合飛行時のパワースペクトラム（ラバーフォーム有）

表4 IMU ピッチレート振動に関する解析結果

	懸吊飛行状態	釣合飛行状態
IMU ピッチレートの振動	26~27 Hz	33 Hz
カルマン渦による空力加振	U=40m/s:5.2~7.0 Hz U=50m/s:6.5~8.7Hz	11.5~15.3 Hz
胴体穴による空力加振 (エアシングを含む)	U=40m/s :20.3~21.9Hz U=50m/s:25.0~26.8Hz	35.7~38.6 Hz
全体構造固有モードの 40Hz でのエアシングによる振動数	No Data	33.5 Hz
局所構造振動モードの 40Hz でのエアシングによる振動数	No Data	21.3 Hz 25.1 Hz

$$f = \frac{U(m -)}{L \left(\frac{1}{K} + M \right)}$$

ここで、 f : 穴による空力加振振動数[Hz]

U : 一様流速[m/s]

L : 穴の長さ[m]

m : 整数 (1,2,3,...)

: 定数 (= 0.25)

K : 定数 (= 0.61 ~ 0.66)

M : マッハ数

ALFLEX では $L = 0.8395\text{m}$ である。

懸吊飛行時は $U = 40\text{m/s}$ (高度1500m で $M = 0.12$) において $m = 1$ で $f = 20.3 \sim 21.9\text{Hz}$ であり、 $U = 50\text{m/s}$ ($M = 0.15$) において $m = 1$ で $f = 25.0 \sim 26.8\text{Hz}$ となる。釣合飛行時は $U = 88\text{m/s}$ ($M = 0.26$) において $m = 1$ で $f = 41.4 \sim 44.3\text{Hz}$ となる。IMU ピッチレートは80Hz でサンプリングされていることと、アンチエアシングフィルタが無いことから、40Hz でのエアシングを考慮すると $f = 35.7 \sim 38.6\text{Hz}$ となる。

結果として、懸吊飛行時の $U = 50\text{m/s}$ の時は良い一致を示しているが、飛行速度と振動数の関係は必ずしも一致していない。また釣合飛行時については計算値がやや高めである。ただし、計算式は平板に設けられた角穴に対するものであり現実の構造を正確に模擬したものではないことを考慮すると、穴による空力加振を否定するものではない。

4. 3. 3. 構造振動モード共振

全機振動試験は釣合飛行状態を模擬したものと考えられるが、対称モードに胴体のモードとして46.5Hzの固有振動数が存在していることがわかる。エアシングが発生していると仮定すれば、33.5Hzの振動が得られる。これは釣合飛行時のピッチレート振動数33Hzにほぼ一致す

る。懸吊飛行時は懸吊による張力が機体に作用し、これが見かけの剛性を増加させる働きをしたと考え、固有振動数が46.5Hzより増加し、エアシングにより得られる振動数は33.5Hzより減少することが考えられる。つまりこのモードが空力加振により共振した可能性が考えられる。

一方、局所振動試験では固有モードとは考えにくい30.5Hzを除くと54.9Hz、58.7Hzの固有モードが存在しており、エアシングを考慮するとそれぞれ21.3Hz、25.1Hzの振動数が得られる。後者は懸吊飛行時の振動数に近いが、この振動試験が釣合飛行状態を模擬したものである点や、釣合飛行時のピッチレート振動数が33Hz付近であった点を考えるとこのモードの共振であるとは説明できない。

表4にIMUピッチレートの振動に関する解析結果を示す。

5. おわりに

ALFLEXの全機振動試験および局所振動試験を行い、飛行実験後の機体振動特性データを得た。さらにこれらのデータを基に飛行中に発生したIMUピッチレートの振動問題について考察を行った。振動の原因として胴体上部の穴による空力強制加振による構造振動モードの励起の可能性が高いことが確認された。

参考文献

- 1) NAL/NASDA HOPE チーム; ALFLEX 総合報告, 航空技術報告, 校閲中
- 2) 外崎・上田; 動的変位計測装置と振動予備試験, 航空宇宙技術研究所資料, TM-683(1995)
- 3) NAL/NASDA HOPE チーム; ALFLEX 技術資料
- 4) J.E.Rossiter; Wind-Tunnel Experiments on the Flow over Rectangular Cavities at Subsonic and Transonic Speeds, R. & M., No.3438(1966)

航空宇宙技術研究所報告1370号

平成10年12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。

