TL を変えるとかなり大幅に変化する。

7. お わ り に

航空機事故解析用フライト・レコーダとしてすでに実用化されている DFDR のデータから、乱気流のひん度統計データを収集することの可能性および問題点を検討するために、電子計算機による解析処理のためのプログラムを作製し、約 300 飛行時間の DFDR のデータの処理を行なった。その結果、予想どおり

DFDR のデータから有用な突風データを得られることが判明した。今後は、このデータの蓄積をつづけるとともに、DFDR のデータから操舵荷重、着陸荷重、wind shear やその他の飛行荷重データの収集を行なうことを検討している。おわりに、DFDR のデータ提供ならびに DFDR について種々教示いただいた日本航空(株)および全日空(株)の関係各位に厚く感謝の意を表する。

大型構造物の動的特性*

埴 武 敏**

1. は じ め に

構造物の動的挙動に関する研究の進歩は、解析法および実験法の進歩に伴って目覚ましい発展を遂げており、とくに基礎的な研究分野においては先行的な研究が進められている。最近では、このような研究が計算機的高速化によって複雑な構造物の数値的解析に応用され、かなりの成果をあげている。しかし、実機模型の解析を行なって実測値との対応などを吟味していく場合には、多くの困難もあり、今後の研究に待つところもあるのではないと思われる。ここでは複雑な大型構造物の動的挙動を推定するため現在どのような方法が用いられているか、主として航空宇宙工業の分野に関係した研究について調査した中の一、二の話題について述べる。

構造が複雑になると、一気に構造全体の特性を掴むことは困難になることと、現有の推定法で新しい構造物の特性を推定していくためには、部分構造を組み立て、全体の系の特性を知るという方向が有利であろうと思う。もちろん全系となった場合に生じる新しい系としての特殊な問題が生じる場合には、この分野の開発研究が進められねばならない。部分構造の特性を知ることが、先行的な研究が比較的直接生かされる分野であろうと思うが、全系の特性を知るために、この基礎的な先行研究をどのように考慮していくかということは重要で、あるプロジェクトを開発していく場合に現有の研究水準をいかに有効に利用適用するかということがまず第一で、新たに生じた問題はプロジェクトの開発と並行的に行なわれ、実用上可能な程度にとど

めて進められ、ときには遅れて、より広い研究として進行し、次代の新しいプロジェクトの重要な研究資料として蓄えられる。

先行的な分野の研究内容に関しては、筆者の力不足により詳しく解説することはできないが、どのような問題を抱え研究を進めているかを資料を中心に述べてみたい。また、有力な有限要素法による解析法が実用化されている現在、線型弾性問題等にはもはや話題にすべきものもないとの意見も聞かれるが、解析法に関しては、ここでは線型弾性でしかも動的挙動推定の基礎資料となる振動問題の範囲を中心にしたものであることも許していただきたい。

動的挙動を解析する場合には、直接力の釣合から導くか、または、エネルギーを考えて導くかは問わず、一般には有限自由度に限定した(1)式が考えられる。

$$M\ddot{x} + C\dot{x} + Kx = H \quad (1)$$

ここに、 M 、 C 、および K はそれぞれ、質量行列、減衰行列および剛性行列とし、 H は強制力ベクトルで、 x は変位ベクトルとする。

(1)式がある系全般にわたったものについて与えられるとすると、この系の特性は、 M 、 C 、 K および H の性質により分類され各専門分野において深い研究がなされていることは衆知のことである¹⁾。ここでは、各行列が対称な簡単な線型の方程式に限り、このような式が複雑な系の場合に適用された場合の実例について述べる。

簡単な系で近似も高くない場合には(1)式の自由度の数は少なく、これを機械的に解くことも可能な場合も多いが、複雑な構造物では、このようにした場合には自由度の増加は法外なものとなるので、自由度の低減化は必須のものとなり、また、先に述べたように、現象を部分構造の特性から推定しようとする立場から

* 昭和52年12月6日原稿受理 On the Dynamic Characteristic of Large Structures

** 航空宇宙技術研究所機体第二部 Taketoshi HANAWA

みても、物理的な考察に基づいた方向で処理していくためには、行列の要素の与え方および式の組立て方そのものを考察することが必要となろう。

さて、このような自由度の低減化には各種の方法が考案せられており、この分野の解説には文献^{2),3)}に詳しく総合的に論じられているので、高速計算機の利用とマトリクス処理の問題にはぜひ参照していただきたい。

部分構造の特性をまず知って大型構造物を解析する場合には、部分構造の自由度を限定し、これらの行列を組合せ結合することによって全系の式を作るわけであるが、とくに、最近の実際の構造物との対応では、減衰行列の処理のしかたが問題になっているようである。減衰行列 C が(1)式のように与えられるというが、 c_{ij} を直接定義することは困難であるといわれており、たとい、実験的に求めた部分構造の値を用いる場合にも、その組立法が問題となる。

元来、 c_{ij} が与えられたときに、この行列には、(2)式のような関係式が成立するとき、つまり、

$$M\ddot{x} + C\dot{x} + Kx = 0$$

の場合、 $\Phi^T M \Phi = I$ の Φ を用いて、

$$\Phi^T M \Phi \ddot{z} + \Phi^T C \Phi \dot{z} + \Phi^T K \Phi z = 0,$$

$$\Phi^T C \Phi = A, \quad \Phi^T K \Phi = B$$

としたとき、 A, B が同時に対角化される条件、

$$AB = BA \text{ より、}$$

$$A = \sum_{j=0}^{N-1} \alpha_j B^j \quad (2)$$

のときに、(1)式は減衰のない保存系における固有ベクトルを用いて、 n 自由度の連成を n 個の 1 自由度

系に分離することができて、この解を求め、その個々の解による応答の重ね合せにより全系の応答を求めることができる。

もし、この性質がない場合、また、部分構造の値を用いて全系を組み立てた場合にも、その部分構造物の n 行列によっては全系の式でこの問題が生じることになり、解析は複雑になる⁴⁾。この off diagonal な項の処理をどうするかということが自由度の数とからんで解析をいっそう複雑にしている。このような問題も含めて、実際にはどのような進め方をしているか、以下実例について述べてみたい。

2. 一、二の実例

以下大型構造物の振動に関係した資料の実例について述べる。まず大型構造物の代表的な例としてサタン V 型ロケットの例をあげる。サタン V 型ロケットは全長約 110 m、直径 10 m、重量約 3,000 トンであるが、全系の動特性を知るため、1/40 の力学相似模型⁵⁾と 1/10 レプリカ模型⁶⁾で実験と解析を行なっている。1/40 模型の解析例を示す。模型は約 280 cm 長、直径 25 cm のもので、AE, EI および剪断剛性等の分布をスケールダウンして合わせ、ストリンガー等も実機燃料タンクでは 200 本もあるが模型は 40 本として板厚寸法等も相似ではない。解析は曲げについては第 1 図に示すように、S-IC, S-II および S-IVB は梁とし、スロシマスは分岐系とし、また、剪断変形も考慮した解析を行なっている。梁は 55 個の質量なし梁要素と 56 個のランプドマスに分割し、エンジンは数個の自由度の分岐系、スロシマスは 1 自由度の分岐系と

第 1 図 サタンロケットの 1/40 力学模型 (NASA TN D-4872)

第2図 サタンロケット模型の振動解析結果と実測結果 (NASA TN D-4872)

して、状態ベクトル伝達マトリクス法 (state-vector-transfer-matrix technique) を利用している。固有値は、 ω の値を代入して、デタミナントの符号の変化により必要な精度で求めている。結果の例を第2図⁵⁾に示した。1/10 模型については文献^{17), 18)}にも紹介されているので省略するが、とくに実機のシミュレートを目的とした 1/10 模型については、振動の方向により、振動数、減衰量、スロッシング、剪断変形、エンジンおよび円筒の断面変形の様子も測定して吟味している。とくに実測モードと解析マス分布とを用いて、測定モードの直交性なども吟味し、以後の研究資料としている⁶⁾ 点など注目すべきことである。

サタン全系の振動解析の様子をみると、種々の解法について吟味し、これらの解法の特長を利用してそれぞれの利点を生かして使用したようであるが、伝達マトリクス法が中心になっているように思われる^{5), 7)}。また、この一連のサタン計画の中には、クラスターを数本抱えた I 型のようなものの解析も行なわれているので、次に述べる、スペース・シャトルのような構造

解析に問題となるように、分岐系が単に分岐系とはみられない問題に対する対応が、この当時にもはや吟味の対象になっており、このような問題に対する対策が考えられていたのではないかと推定される⁷⁾。減衰に関しては実験的にモーダル・ダンピングを求めているのみであるが、上記したモードの直交性などの吟味は行なっている。

次にスペース・シャトルに関する振動について調査した一、二の例について述べる。スペース・シャトルの構造形状等については多数の文献に紹介されている^{19), 20)}と思うので、ここでは省略する。シャトル計画は形状の大幅な変更があり現在の形状になったが、このような系の動的問題、つまり、ポゴ、制御、フラッタ安定および突風応答などの基礎となる振動解析については、初期に計画された、1本の大きなブースタ (booster) がオービタ (orbiter) を背負った型の構造物の系についての考察から始まり、現在の固体ロケット・ブースタ (solid rocket booster, SRB) を2本と、外部タンク (external tank, ET) 1本およびオー

ビタ (orbiter) の結合した全長約 55 m 全重量約 2,000 トンの系についての研究が各グループによって進められている。

初期の計画のものについては、1/15 の、また、現在の系についても約 1/36 および 1/8 の力学模型が作成され、これらについて解析と実験が行なわれた。

現在の形状についての動力学的な立場から見た構造の特徴は、まず従来の細長いロケット構造と異なり、航空機型のオービタと外部タンクおよびロケット・ブースタの並列結合であって、これらの部分が同等な部分構造をなしており、しかも、その様子は、外部タンクが両脇に固体ロケットを 2 本抱え、オービタを背負った形状であるため系全体が非対称な系をなしている点である。また、各部分構造もオービタはもちろん、外部タンク自体も従来の構造と異なり、円周方向にも変厚した外板を用いているようで、系の動特性解析はかなり複雑となることが予想されよう。以下代表的な報告について、その研究の進め方をみてみよう。

まず、振動解析の手法に有限要素法を用いているグループ、つまり、1/8 の力学モデルについて、この解析を NASTRAN によって行なっている NASA、PINSON のグループ⁸⁾、および、GAC (Grumman Aerospace Corporation) の BERSTEIN, COPPOLINO のグループ⁹⁾の方法について述べる。このグループの 1/8 モデルによる振動実験と解析の目的は、このような大型構造物の実機振動試験法の開発と実際の方法を示すこと、スペース・シャトルのような構造物を解析する方法を前もって評価しておくこと、シャトルのような形状の構造物を設計する場合の動的特性の重要性および前もって予想することの不可能な動的問題を知って

おくこと、にあるといわれている。

最終的には全系の振動であるが、オービタ、外部タンク等、それぞれの部分の特性をまず求めている。

オービタ⁸⁾については NASTRAN プログラムを用いて行なっている。オービタは、胴体、翼、扉および垂直尾翼とに分けられ、これらの部分の構成要素は、パネル、梁、樑および集中質量からなり、積荷は要素の梁と集中質量とからなるものとする。自由度が多いので、各部に分けて行列を計算し、5 つの部分構造の解を組み合わせることでオービタの特性を求める NASTRAN のノーマルモード解析法を用いたといわれる。計算時間は、部分構造法と GUYAN の縮約法により、332 の自由度とし、CDC 6600 で、対称振動、逆対称振動それぞれ 4 個の固有値とモードを求めるのに約 2.5 時間を必要としたという。

計算結果によると、幾何学的に誘導した定数を用いた初期の計算では、一次の振動数が実測値と比較して 22% も高かった。この原因は、並行的に行なわれた静試験および単純化したモデルについての古典的な解法を利用して導いた解析式によるクローズド・フォーム解析値等との比較検討により、胴体パネルの初期面外不整合および垂直尾翼と胴体との結合剛性に問題があることがわかり、修正後の結果では、対称、逆対称、それぞれ 4 個のモードに対し、振動数を 11% の差に納めることができたといわれている。このときの胴体および翼外板のききは、約 60% くらいと考えている。この常数の修正は 8 case にもおよぶ修正計算を行なっている。

初期計算結果と実測結果との比較を第 1 表に示した。外部タンクの解析は GAC において NASTRAN

第 1 表 初期計算結果と実測結果との比較 (NASA TN D-7964)

Mode	Frequency, Hz		Description of mode shape
	Experiment	Initial analysis	
Symmetric mode			
1	43.6	53.2	Fuselage first bending ($c/c_{cr}=0.0088$)
2	51.6	62.6	Wing first vertical bending
3	57.9	75.2	Payload, fore-and-aft
4	79.9	108.5	Fin, fore-and-aft
5	95.7	...	Payload pitch
6	104.1	133.8	Wing first torsion
7	107.0	156.4	Fuselage second bending
Antisymmetric mode			
1	42.0	52.9	Orbiter first lateral bending, fin lateral bending
2	51.2	72.6	Wing first bending, fin lateral bending
3	...	85.1	Wing bending coupled with fuselage-payload and fin lateral bending
4	...	92.0	Fuselage lateral bending and aft orbiter yaw and roll
5	93.4	101.5	Fuselage lateral bending, payload yaw, and orbiter torsion

により行なわれている⁹⁾。この文献は、主として、解析法の修正を目的とした内容を詳しく説明したもので、計算法に関心のある方には大いに参考になる文献と思う。外部タンク全系の振動特性を求める前に、まず、前方 LOX タンク模型を解析している。この解析は流力弾性解析法により、流体との連成を解析する目的で行なわれている。この場合、従来の流力弾性解析法では大量のコアと計算時間の増加に苦しみ、5種類の修正法を提案して、求めている。

1/8 モデルの LOX タンクの解析は 740 DOF (液体要素 50, 構造要素 136) で行なったが、思うような解が求められず修正をしている。続いて中間タンク部、LH₂ タンク部および後部スカート部など部分構造の解析、また、LH₂ タンク部では、LH₂ を非構造要素質量として分布質量とみた方法で解析し、局部的振動や流体圧による殻振動の変化などを求めている。外部タンク全系の自由-自由条件での解析では、流体の効果を無視した振動なども求めているが、流力弾性解析法によると CPU 時間が2時間を越える場合も生じた。そこで、252 DOF にして修正解析を行なったが、満足な解が得られず、根本的に NASTRAN の流力弾性解法を修正する必要に迫られ、原理的には TOUPIN の原理¹⁰⁾に基づいた解析法の開発を行なっている。重量条件の異なる ET 全系の解を求めたが、軸方向一次振動は実験値との対応もよいが、曲げモードに関しては、計算入力資料と実模型資料との不一致などに原因もあるので、期待した結果が得られないで今後の計算に期待したいといっている。このように新しい構造物の解析には、従来の方法をそのまま適用した場合には問題も生じ、実用的な面ではかなり時間的にも入り乱れた進み方をしているようである。NASTRAN によるシャトル全系の解析も行なわれていると思うが、結果の資料を入手していないのでふれられないが、これと前後して行なわれた、全系の減衰を考慮した解析法の例として二つの解法について述べる。

一つは、D.D. KANA のグループの研究¹¹⁾で、他の一つは、T.K. HASSELMAN のグループの研究¹²⁾である。

D.D. KANA の研究は Boeing で作られた現在のスペース・シャトルと同様な形状のものについて行なったもので、約 1/36 の力学モデルである。全系の実機の実験が非常に困難な場合に、経験もある部分構造の実機試験の資料によって、全系の応答を推定しようとする方法を開発するため、1/36 モデルを作り、この模型について、その方法による解析を行ない、全系の実験値と比較して、この方法により全機の特性を推定する方法の可能性を確認しようとした研究である。

第3図 D.D. KANA のあつかった模型
(AIAA Paper No. 74-385 (1974))

第4図 T.K. HASSELMAN のあつかった模型
(AIAA Journal, Vol. 14, No. 10 (1976))

第3図に示すような外部タンク、オービタ、固体ロケット・ブースタおよび結合スプリング系の四つの部分構造の個々の振動試験から得られた資料から、散逸エネルギーを求めて、これを利用する方法である。つまり、各部分構造について歪エネルギー (または運動エネルギー) とモーダル・ダンピング・エネルギーとの関係表を振動実験によって求めておく。減衰のない部分構造の解析モデルを作り、これを結合した全系の振動解析を行ない、全系のモードに対応するそれぞれの部分構造の歪エネルギー (または、運動エネルギー) を求める。この求められたエネルギー分布量に対応して散逸エネルギーを、先に求めた個々の散逸エネルギーの表から求めて全系の散逸エネルギーを求めるものである。このようにして得られた計算値と実測値と比較したもので、対称振動の場合の例を第2表に示す。

第2表 対称振動解析における計算値と実測値の比較 (AIAA Paper No. 74-385)

Symmetric modes						
Mode identification	Theoretical frequency Hz	Experimental frequency Hz	Predicted damping ratio		Experimental damping ratio	Damping error percent
			Structure	Total		
Roll/SRM	13.9	14.6	0.000253	0.000740	0.00179	310
Pitch/SRM	25.7	28.9	0.00288	0.00324	0.00420†	(23)
					0.00651	(50)
Roll/SRM	28.9	—	0.00310	0.00329	—	
Roll/SRM & Pitch/ORB	30.1	—	0.00298	0.00324	—	
Pitch/ORB	35.3	38.2	0.00104	0.00128	0.00353	64
Pitch/ORB	47.4	46.4	0.00014	0.00128	0.00081	58
1 VB/SRM	52.8	55.8	0.00260	0.00356	0.00365 B	2
1 SB/SRM	60.0	63.0	0.00667	0.00670	0.00720	7
1 VB/HO	75.7	81.7	0.00324	0.00349	0.00327	7
1 LQ/HO	97.2	96.7	0.00703	0.00703	0.00500†	(40)
					0.00650	(8)
1 T/SRM	103	116	0.00580	0.00679	0.00539†	(26)
					0.00660	(3)
2 VB/SRM	123	130	0.00429	0.00696	0.00779†	(11)
					0.0110	(37)
1 VB/ORS	132	135	0.00449	0.00570	B	
2 VB/HO	162	160	0.00746	0.00760	0.00420†	(81)
					0.00646	(18)
2 SB/SRM	164	165/170*	0.01208	0.01208	0.00561	115
2 LQ/HO	171	187	0.00661	0.00661	0.00399†	(66)
					0.00595	(11)
3 VB/SRM	175	188	0.00872	0.00970	0.00616†	(57)
					0.00770	(26)
VB/HO-ORB	190	198	0.00159	0.00368	0.00489	(25)
					0.00604	(39)
3 LQ/HO	233	237	0.00802	0.00302	—	
3 VB/HO	262	267	0.00418	0.00418	0.00325†	(29)
					0.00417	(0)
3 SB/SRM	275	283	0.0124	0.0124	B	
4 VB/SRM	293	305	0.0134	0.0134	0.0156	14
4 SB/SRM	310	305	0.00942	0.0106	0.0111	5
4 VB/HO	322	—	0.00427	0.00442	—	
1 L/SRM	337	349	0.0161	0.0161	0.0161	0
2 T/SRM	353	357	0.0153	0.0153	0.161 B	5
1 L/ORB	379	388	0.0160	0.0160	0.163 B	2
4 LS/HO	394	366	0.00966	0.00966	0.00177†	(445)
					0.00329	(194)
3 VB/ORB	399	400	0.0163	0.0163	0.0174	6
5 VB/SRM	411	431	0.0154	0.0154	B	

*-Mixed modes

B-Beating

†-Double values indicate nonlinearity range

この KANA の方法は、解析的には減衰行列の対角要素のみを用いたもので、HASSELMAN の次にのべる方法は、部分構造の減衰行列の非対角要素も考慮したものである。

HASSELMAN の方法¹²⁾は、まず、それぞれの部分構造物について、減衰マトリクスの非対角要素を、質量マトリクスと剛性マトリクスの項で級数展開する摂

動法により、STAHLE の Phase separation¹³⁾ の方法を拡張応用した実測値から求める。このようにして求めた部分構造の非対角要素も含む c マトリクス等を組み合わせた全系のブロックマトリクスを持つ式から求める。この方法を用いた HASSELMAN の取り扱った系は、初期計画のスペース・シャトル全系の 1/15 模型で、第4図に示すような、オービタとブースタの

第3表 オービタとブースタの自由-自由条件の測定結果
(AIAA Journal: Vol. 14, No. 10, Oct. (1976))

Measured frequencies and damping for the booster					Measured frequencies and damping for the orbiter				
Mode	Frequency	Percent critical damping ^a			Mode	Frequency	Percent critical damping ^a		
description	(Hz)	(a)	(b)	(c)	description	(Hz)	(a)	(b)	(c)
1st bending	37.93	—	0.290	0.281	1st bending	101.40	3.43	3.33	3.78
2nd bending	101.62	0.197	0.179	0.181	2nd bending	219.78	2.00	1.90	2.32
Spring axial	145.56	0.210	0.198	0.200	3rd bending	414.93	0.75	0.78	0.87
Spring axial	151.05	0.132	0.163	0.142	* (a) Half-power-point bandwidth; (b) log decrement; (c) KENNEDY-PANCU				
Spring axial	162.86	0.144	0.144	0.152					
3rd bending	183.90	—	(0.300) ^b	—					
Spring pitch	211.12	—	(0.200)	—					
Spring pitch	220.75	—	(0.200)	—					
Spring pitch	224.71	—	0.204	—					

* (a) Half-power-point bandwidth; (b) log decrement; (c) KENNEDY-PANCU.

^b Data unavailable. Values in parentheses were assumed for analysis.

Comparison of predicted and measured system modal properties

System mode no.	Modal mass (sec ² /in)	Frequency (Hz)		Damping (%)	
		Synthesis	Measured	Synthesis	Measured ^a
1	0.0965	26.4	26.0	3.23	2.77-3.01
2	0.174	38.4	38.7	1.03	0.62-0.96
3	0.309	55.0	57.6	0.66	0.49-0.96
4	0.0595	98.3	92.3	0.77	1.08-1.67
5	0.1275	110.0	108.0	0.31	0.22-0.30
6	0.0139	129.0	125.0	2.98	3.15-3.47

^a Damping measurements were taken by all three methods. Values span the range indicated.

二つの部分構造からなる。実験は NASA の Langley Research Center で行なわれたものを解析している。模型では人工的に外部ダンピングをオービタに取り付けて行なった。オービタとブースタの自由-自由条件の測定結果を第3表に示した。全系の解析では、ブースタの減衰はオービタと比較して少ないので、ダイアゴナルな項のみを用い、オービタに関するダンピング・マトリクスは全モード・マトリクスを用いている。全系の解析に用いたオービタおよびブースタのモード数は、それぞれ2個と9個で、これらのモードを合成している。全系の振動実験値と、合成によって得られた解析値とを比較したものを第3表に示した。

この方法は、近似を高めるため級数の項数を多くすると数値的な調整が困難といわれているが³⁾、現時点ではかなり有効であると結論している。同表によれば、オービタの減衰はかなり大きく、解析および実験は減衰があまり大きくないとして進めているが、減衰の量が多くなると問題は生じないかとも思われる。

近年のように構造材料および構造様式の多様化によって減衰の量も多く、複雑になると、この分野の解析

および実験は実用的な面で大いに必要となるのではないかと思われる。

スペース・シャトルに関する実験も、先にも述べたように初期の計画のものから行なわれているが、次にその代表例として、1/8 模型の全機振動試験の例²³⁾にふれておくことにする。オービタの振動試験は文献²¹⁾にあるが、これらの部分系の1/8 模型の構造等については文献²²⁾を参照していただきたい。全系1/8 模型の数個の飛行条件の場合について、この文献²²⁾では、固有振動数、振動モードおよび構造減衰を求めている。また、伝達関数法試験も行なった結果についてもふれている。個々の振動試験とは別に、ここでは、全系になった場合の、結合系の影響、個々の構造の運動および、局部構造の剛性等が注目され、また、crew-cabinなどの応答も問題となるところである。燃料等の材料はSRBには不活性固体燃料(UTI-610)、LOXには水(deionized water)とタンク形状寸法で調節、また、LH₂にはポリスチレンビードを用いている。振動試験の様子を第5図に示す。

加振は、三つの直角な軸方向を組み合わせ、入力ゲ

Schematic drawing of suspension and handling system for vibration tests of 1/8-scale shuttle model.

第5図 (NASA TN D-8448)

ージ、フレキシブル・リンクを介して、電動型加振機にてサイン波、一定加振力 (1~22 N), 10 Hz~130 (実機 16 Hz 相当) Hz で掃引して行なっている。計測には、圧電型加速度計93個を供試体に固定、また、移動用加速度計も併用、3軸方向の応答を求め、モードの判定には、co-quad (coincident component, quadrature component) 法および KENNEDY-PANCU (phase-plane) 法により行ない、構造減衰は phase-plane diagram から求めたという。共振モード法では、五つの飛行条件の場合について、約 29 個の固有振動数と振動モードを、また、伝達関数法試験の場合は、リフト・オフ時の条件について行なっている。乗員室等のリフト・オフ時条件での伝達関数法試験の応答の例を第6図に示した。

これらの振動試験によって次のような結論を得た。まず、①とくに複合モード (complex modes) においては、結合部近傍にきわめて大きな変形を生じること、②各段の分離等によって少くはなるが、とくにリフト・オフ条件時において、低次振動数範囲で、モード密度が高いこと、③測定範囲内で振動数増加により少し高くなるが、構造減衰は 0.03 以下〔熱防護系 (thermal protection systems, TPS) は相当質量にした模

型〕であること、④搭乗員室応答が大であること、等である。

次に宇宙関係の話題の中から動的特性に関する研究の二、三について断片的に述べる。

まず、スペース・シャトル関係の中で、最近は空力的騒音による表面圧力の変動をうける熱保護パネルの応答に関する論文が多い¹⁴⁾。HANLY の論文では 0.035 スケールモデルの系について、AMES の実験により各部の詳細な音圧分布を求め、RUCKER, VAICAITIS, OJALVO および KUO らは、それぞれ、スペース・シャトル構造パネルの実験によるモード特性と音響的応答を求めること、ランダム圧力に対する再使用断熱パネルのレーレーリッツ法による応答解析、断熱タイル構造を音響圧力で加振したときのモード解析と動的応答の解析およびシャトル断熱材系の力学的挙動 (フラッタ安定) 解析を行なっている。

衝撃荷重に関する問題としては、固体ロケット・ブースタに関するものがある¹⁵⁾。これは 20 回使用を目的としているため、パラシュートで減速して着水するが、着水時には次のような4段階の圧力がかかる。まず、初期着水により SRB 後部構造が衝撃力を受け、水中に空洞が生じ、次に、この空洞が崩壊 (cavity collapse) して SRB 後部筒部に水圧がかかるが、水平速度があると、かなりの圧力となる。第3段階は、SRB が水汲により水圧をうけるが、水圧自体は少ないとしても、ケース内に海水が浸入すると高熱内部の圧力減少が生じ、外圧と重なって座屈が問題となる。最終段階では浮上横転して水圧をうける。この種の現象の解析と実験は、120" 直径の模型について流体運動と弾性変形とを連成した流弾性解析法で求めている。実験値とも比較し、ブースタの構造に必要な補強なども行なわれたと聞く。なお、ブースタは1本当たり、三つのナイロンリボン製直径 115 ft のパラシュートを用いるが、パラシュートの展開時の環境は、187 db の音圧にもなり、ノズル部を分離するとしてもかなりの悪環境であるので、膜構造の安定が問題となろう。膜構造も含めて、柔軟な構造は宇宙関係では重要な問題で、環境はパラシュートの場合と異なるが、たとえば、測地衛星のような大型の風船を宇宙空間に上げるとなると、これらの展開から、開いた状態の安定問題なども、熱的な問題などとからんでかなり複雑な現象となるようである。柔らかな構造の中に次のようなものもある。人工衛星も大型化すると、その構造の弾性変形等も問題となる¹⁶⁾。たとえば、大容量の電源をソーラ・セルによって供給するとき、ロール・アウト方式のものをを用いるような場合には、これは帆のようなものになる。次に述べるものは、このような構造の解析

Response spectra obtained at three locations during transfer-function measurements of mated 1/8-scale shuttle model at lift-off.

第6図 (NASA TN D-8448)

例である。G. LE GUILY らの論文では、変位法に基づいた有限要素法により第7図のような構造の固有振動数および振動モードを求めている。第7図(a)の梁は、ソーラ・セルの付いた構造部分を引き出して、これを引張った状態に保つ作用をし、梁自体には圧縮力がかかった状態の部分で、これとパドルとが組み合わさっている。この系のコントロールのために、有限要素法で求めたモードの中から中央部の運動に関係するモードを選定して、制御解析に利用している。

3. 結 び

以上、宇宙関係の研究調査の中から二、三の話題と

思われるものを紹介したが、ごく限られた話題で、編集者の希望の最近の動的挙動の話題としては不十分であるが、お許し願いたい。本文は機械学会研究会において話題にしたものであるが、文献をたよりに調査した内容なので、誤読や旧聞に属するものも多いと思われるが、少しでも参考になれば幸いと思い筆をとった。この方面の研究および詳しい情報を必要とされる方はぜひ原論文をお読みくださることを希望する。最後にこの種の調査研究等を進めるよう、機会を与えてくださった、機械学会研究会計画委員の各位ならびに航空宇宙技術研究所中井暎一機体第二部長に謝意を表したい。

第7図 (esa SP-117)

(a) Idealization (half panel), (b) Sym. mode 0.38 Hz,
(c) Anti-sym mode 0.57 Hz, (d) In-plane mode 3.4 Hz

参 考 文 献

- 1) ZIEGLER, H.: Principales of Structural Stability, Blaisdell Publishing Co. (1968) (訳本).
- 2) 桐岡 健: 有限要素法による構造物の振動解析, 日本機械学会誌, 第74巻, 第629号 (1961), pp. 718-724.
- 3) GALLAGHER, R.H.: 有限要素法による構造物の振動解析, 日本機械学会誌, 第77巻, 第66号 (1964), pp. 628-635.
- 4) CAUGHEY, T.K. and O'KELLY, M.E.J.: Classical Normal Modes in Damped Linear Dynamic Systems, J.A.M., Sep. (1965), pp. 583-588.
- 5) STEEVES, E.C. and CATHERINES, J.I.: Lateral Vibration Characteristics of A 1/40-Scale Dynamic Model of Apollo Saturn V, Launch Vehicle, NASA TN D-4872 (1968).
- 6) NASA TN D-4138 (1967), NASA TN D-5778 (1970) 等.
- 7) PADDOCK, G.B.: Dynamic Stability of Space Vehicles, Vol. 1, Lateral Vibration Modes, NASA, CR-435 (1967).
- 8) PINSON, L.D., et al.: Analytical and Experimental Vibration Structures of A 1/8-Scale Shuttle Orbiter, NASA TN D-7964 (1975).
- 9) BERNSTEIN, M. and COPPOLINO, R.C., et al.: Development of Technology for Fluid-Structure Interaction Modeling of A 1/8-Scale Dynamic Model of the Shuttle External Tank (ET), Vol. 1, NASA CR-132549 (1974).
- 10) COPPOLINO, R.: A Numerically Efficient Finite Element Hydroelastic Analysis, Proceedings AIAA/ASME/SAE, 17th Structures, Structural Dynamics, and Material Conference, May (1976), pp. 298-312.
- 11) KANA, D.D. and UNRUH, J.F.: A Structure Energy Method for Prediction of Space Shuttle Model Damping, AIAA paper No. 74-385 (1974).
- 12) HASSELMAN, T.K.: Damping Synthesis from Substructure Tests, AIAAJ., Vol. 14, No. 10, Oct. (1976).
- 13) STAHL, C.V., Jr.: Phase Separation Technique for Ground Vibration Testing, Aerospace Engineering, July (1962), 56-96.
- 14) AIAA/ASME/SAE 17th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference (1976).
- 15) HERTIG, D.H.: A Coupled Fluid-Structure Dynamic Analysis for Water Impact Loads, AIAA Paper, No. 75-752 (1975).
- 16) esa SP-117, July 1976, Dynamics and Control of Non-Rigid Space craft.
- 17) 中井暎一他: ロケット構造の振動について, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 19, No. 204 (1971), pp. 15-27.
- 18) 航空宇宙工学便覧または NASA TN D-5778 (1970).
- 19) NASA Sp-407, January, 14 (1976).
- 20) 森大吉郎: 機械学会誌, 30巻, 698号 (1977), pp. 34-40.
- 21) NASA TN D-7964 (1975).
- 22) NASA TN D-8448 (1977).