

ISSN 0452-2982

UDC 533.696

629.7.018.7

629.7.05

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-672

実験用航空機ドルニエDo228-200型機の 地上走行及び飛行振動試験

安藤泰勝 ・ 峯岸正勝 ・ 松下 洸
齊藤健一 ・ 外立政隆 ・ 藤井謙司
中村 勝 ・ 照井祐之 ・ 鎌田幸男

1994年12月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. 序 論	1
2. ドルニエ機と搭載機器	2
3. 地上走行と飛行試験	3
3.1 地上走行試験	3
3.2 飛行試験	3
4. データ処理と結果	4
5. 結 論	16
参考文献.....	16

実験用航空機ドルニエDo228-200型機の 地上走行及び飛行振動試験*

安藤 泰勝*¹ 峯岸 正勝*¹ 松下 洸*²
齊藤 健一*³ 外立 政隆*³ 藤井 謙司*³
中村 勝*⁴ 照井 祐之*⁴ 鎌田 幸男*⁴

Towing and Flight Vibration Tests of the NAL Dornier 288-200 Flight Research Airplane*

Yasukatsu ANDO*¹, Masakatsu MINEGISHI*¹, Hiroshi MATSUSHITA*²,
Kenichi SAITOH*³, Masataka HASHIDATE*³, Kenji FUJII*³,
Masaru NAKAMURA*⁴, Yushi TERUI*⁴, Yukio KAMATA*⁴

ABSTRACT

NAL is preparing to conduct flight tests for gust load alleviation technology. To obtain the structural characteristics of the experimental airplane Dornier 228-200, towing and flight vibration tests were carried out on December 7 and 9, 1993. In this paper, we describe the towing, flight tests and their results.

Key Words : Airplane, Towing Vibration Test, Flight Vibration Test

概 要

航技研では突風荷重軽減技術の飛行実証の研究を行うための準備を進めている。実験用航空機ドルニエ228-200型機の構造特性を取得するために、地上走行と飛行振動試験が1993年12月7日と9日に実施された。本報告では地上走行、飛行試験及びその結果について述べる。

1. 序 論

航空宇宙技術研究所では、当所の実験用航空機ドルニエDo228-200[1]を用いて突風荷重軽減技術[2]の飛行実証の研究を行うための準備を進めている。弾性翼を持った全機模型については、亜音速領域の風洞試験を既に終えて、突風荷重軽減技術を確立している。この技術を実機に拡張する突風荷重軽減システムを設計し、実機に組み込み飛行実証を行うためには、機体の構造力学特性が

必要である。そこで、1993年12月に本機の振動及び飛行特性の計測と把握を目的に、数個の加速度計を機体に取り付け、予備的な地上走行と飛行試験を行った。

ドルニエ機の格納庫から飛行場までの移動は、機体を牽引車で牽引して行っている。この間、機体はエンジンを停止した状態で、路面の凹凸により不規則な励振を受ける。地上走行試験は、この機体の応答が地上振動試験におけるランダム加振による機体応答に相当することに着目し、データの取得を行った。また、飛行試験では、

* 平成6年11月4日受付(received 4 November 1994)

*1 機体部(Airframe Division)

*2 特別研究官(Director for Special Research)

*3 新型航空機研究グループ(Advanced Aircraft Research Group)

*4 飛行実験部(Flight Research Division)

外乱による翼の突風応答とパイロットのハンドジャークによるエルロン又はエレベータの舵角のインパルス入力に対する機体の舵角応答のデータをそれぞれ取得した。

これ等の応答データのうち、突風応答は時系列解析法[3, 4]に適用し、機体の限られた位置に取付けた加速度計の信号から、本機の振動特性を把握することができた。予備試験で得た資料は、地上振動試験、振動解析、フラッタ解析及び飛行実証試験に役立てられる。

2. ドルニエ機と搭載機器

当所の実験用航空機ドルニエDo228-200型機と搭載機器を図1に示す。図中のA1~A7(●印)は取付けた小型加速度計である。ここで、A1, A2, A3及びA4は左右主翼翼端の翼内のハードポイントに、A5は機体重心位置の床に上下方向に取付けた。また、A6とA7はノーズブームに上下、水平方向にそれぞれ取付けた。図2はA2、図3はA6とA7の取付け状況を示す。飛行試験時には、簡易取付けのこのA6とA7の加速度計を撤去した。図4は機上に搭載したデータ収集システムの概要を示す。また、図5と図6は機上に搭載したシグナルコンディショナと

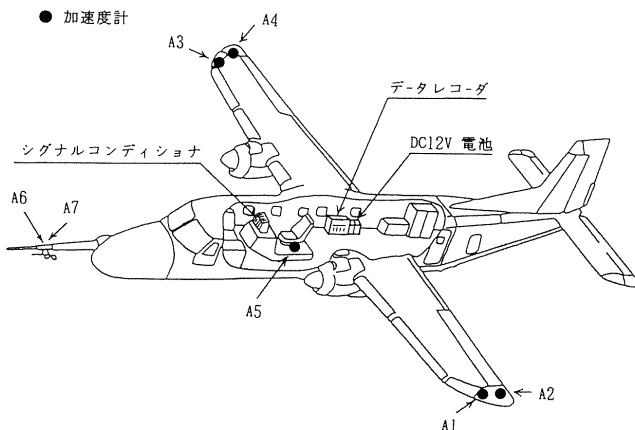


図1 ドルニエ機と搭載機器

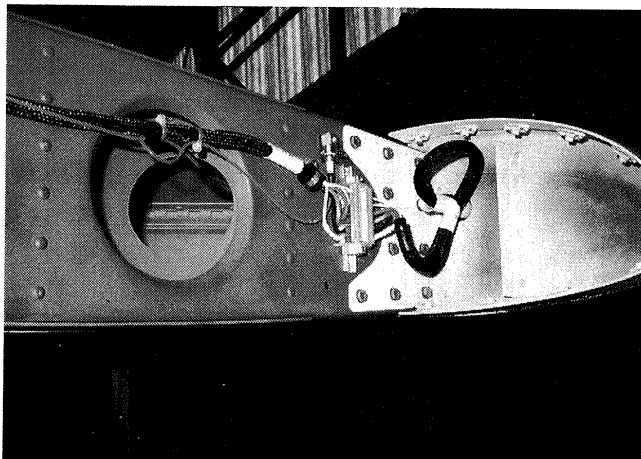


図2 左主翼翼端に取付けた加速度計A2

DC12V電池電源を使用したデータレコーダをそれぞれ示す。加速度計の信号は図5のシグナルコンディショナでモニタし(飛行試験時は機体に既設の速度・高度・姿勢角等のセンサデータと共に)、データレコーダに記録した。このデータレコーダは電源方式のみ異なる同形式のものを2台(図4参照)搭載し、牽引車による地上走行試験時は機体がエンジン・オフのため、DC12V電池電源の

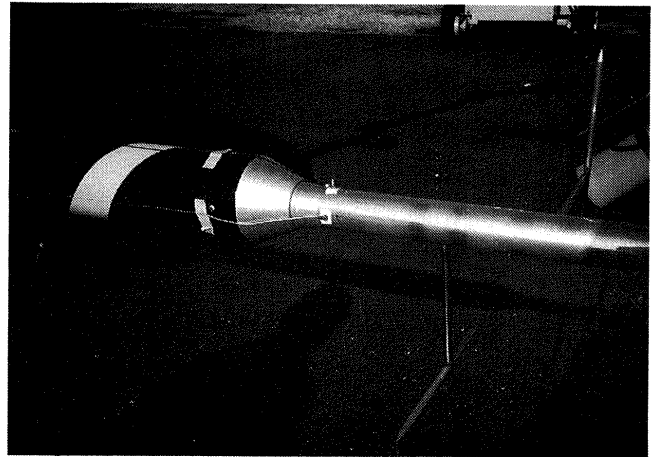


図3 ノーズブームに取付けた加速度計A6とA7

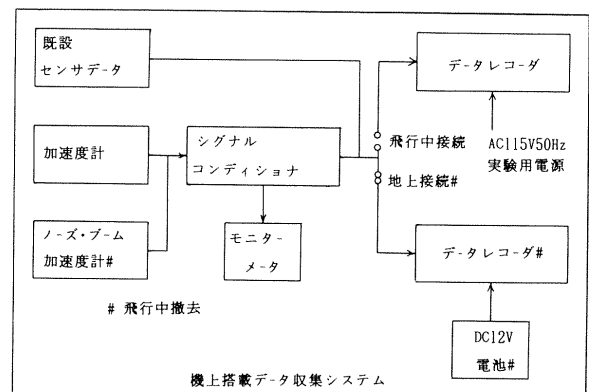


図4 データ収集システム

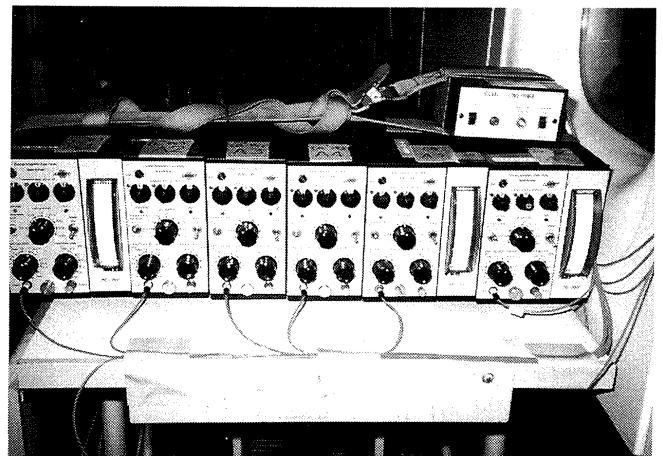


図5 シグナルコンディショナ

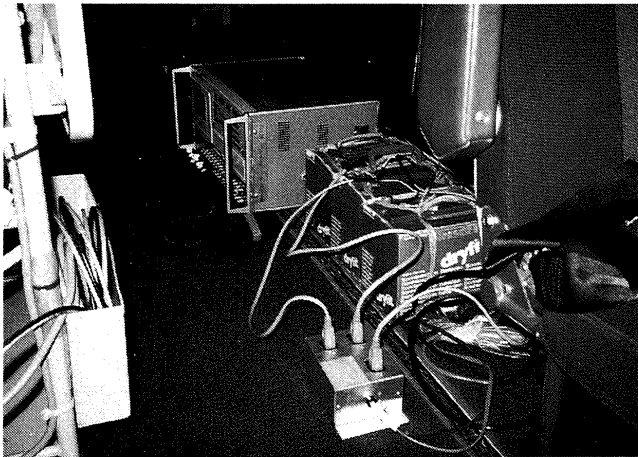


図6 DC12V電池とデータレコーダ

ものを使用した。また、飛行試験時には、DC12V電池とこの方式のデータレコーダ1台を撤去し、他の1台を機体の実験用電源AC115V(エンジン・オン時)で使用した。

3. 地上走行試験と飛行試験

3.1 地上走行試験

本機はエンジン・オフの状態でご所の飛行実験部格納庫から調布飛行場Kエリアまで時速約3km、距離200mを牽引車で地上走行する。この間、機体は路面の凹凸により地上振動試験におけるランダム加振に相当する不規則な励振を受ける。地上走行試験は機体に取付けた加速度計により、この状態の振動データを取得する方法で行った。図7に地上走行時の左主翼翼端加速度計A1の応答の一例を示す。

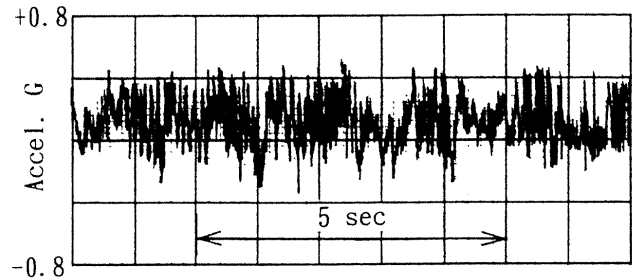


図7 地上走行時の応答

3.2 飛行試験

飛行試験は表1に示す高度・フラップの状態・速度等の試験条件を各ケース毎に一定に保持した12ケースを北関東上空で行った。試験は大別して2種類であり、第1には気流の乱れで不規則励振された機体の突風応答データを異なる速度(62~104m/s)で各90秒間取得した(CASE No.1~6)。ただし、CASE No.2は着陸時の動作を模擬している。飛行高度は、気流の乱れが比較的大きいことが期待される低高度に設定した。Case No.6は気流の乱れが比較的少ないため、460m(1500ft)の高度とした。図8に高度約460m(1500ft)、速度約100m/s(203kt)、CASE No.6における加速度計A1の突風応答の一例を示す。第2はパイロットのハンドジャークによるエルロンまたはエレベータの各5回の舵面インパルス状入力に対する機体の舵角応答のデータを取得した(CASE No.7~12)。この場合には、比較的静穏な高い飛行高度を設定した。図9(CASE No.8)と図10(CASE No.12)に高度約2700m(9000ft)、高度約100m/s(196kt)における

表1 飛行試験ケース

CASE No.	外気温度 °C	TAS m/s(kt)	速度 m/s(kt)	高度 m(ft)	燃料 kg(lb)	備考
1	+10	62(120)	63(122)	610(2000)	773(1704)	
2	+10	64(125)	63(122)	640(2100)	760(1675)	フラップ下げ(Full down)
3	+9.5	75(145)	72(140)	640(2100)	749(1651)	
4	+9.5	84(164)	82(160)	640(2100)	738(1627)	
5	+10.5	94(183)	93(180)	580(1900)	727(1602)	
6	+11	104(203)	102(198)	460(1500)	712(1569)	
7	-8	98(190)	87(170)	2740(9000)	660(1454)	エルロン右舵角入力
8	-8	98(190)	87(170)	2600(8500)	649(1430)	エルロン左舵角入力
9	-3	98(190)	87(170)	2740(9000)	636(1402)	エレベータ上舵角入力
10	-6	101(196)	88(172)	2770(9100)	614(1354)	エレベータ下舵角入力
11	-6	101(196)	88(172)	2770(9100)	630(1302)	エレベータ上下舵角入力
12	-6	101(196)	88(172)	2830(9300)	597(1316)	エレベータ下上舵角入力

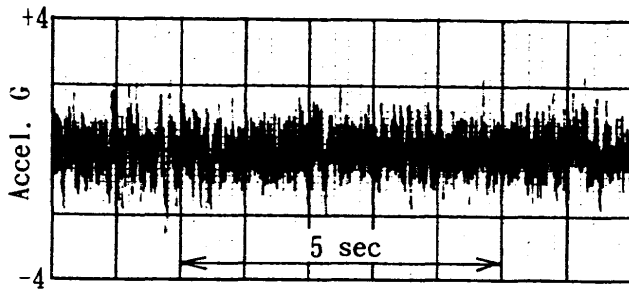
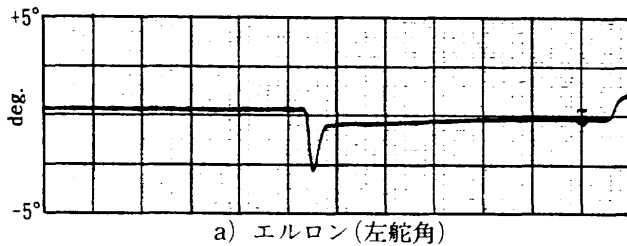
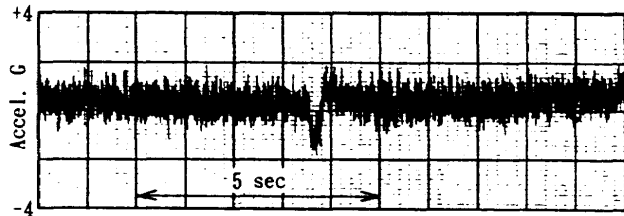


図8 突風応答(V=203kt)

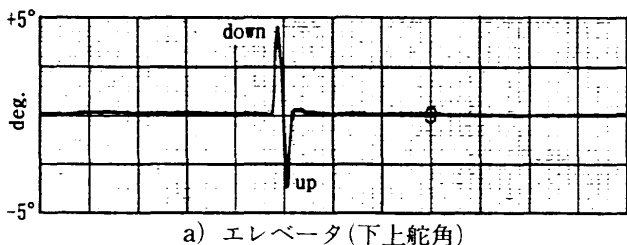


a) エルロン(左舵角)

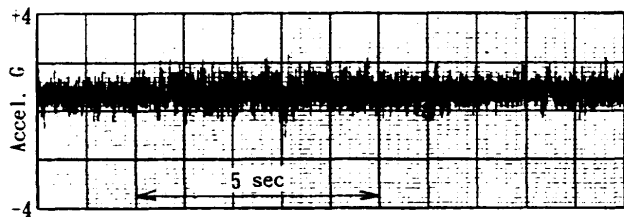


b) 加速度応答A1

図9 舵角と加速度応答



a) エレベータ(下上舵角)



b) 加速度応答A1

図10 舵角と加速度応答

エルロンとエレベータの舵面インパルス状入力に対する加速度計A1の舵角応答の例を示す。ここで、図9ではエルロン操舵による主翼曲げモードの励起が認められる。しかし、図10のエレベータ手動入力による励起は微小である。CASE No.7はCASE No.8と、また、CASE No.11はCASE No.12と差がなかった。

4. データ処理と結果

データ処理は地上走行と飛行試験で取得したデータについて、試験後にデータレコーダを再生し、FFTアナライザを用い、周波数範囲0~50Hz、分解能62.5mHz、アンサンブル平均50回としてパワースペクトル密度(PSD)[4]を求めた。この解析結果は、横軸を振動数(Hz)、縦軸をPSD(dB)にとり、エンジン・オフで地上走行時(Towing)の加速度計A1~A5及びA7の各PSDを図11a, b, c, d, e, fに示した。また、エンジンを始動し、Taxing時の加速度計A1~A5の各PSDを図12a, b, c, d, eに、滑走路を離陸滑走中の加速度計A1~A5の各PSDを図13a, b, c, d, eに、そして飛行を開始した低速時(120kt)から高速時(203kt)までを含む各速度(120, 125, 145, 164, 183, 203kt)での加速度計A1~A5の各PSDを図12と同様に、図14a, b, c, d, e~図19a, b, c, d, eに示した。各図中のPSDは、アンサンブル平均50回では平滑化が十分でなく、ノイズ成分を含んでいる。しかし、PSDの分布は、振動数の低い部分では、機体の振動特性を十分に表している。そこで、PSDのピークの振動数をFFTアナライザのカーソルを用い、帯域幅50Hzの場合の分解能(62.5mHz)で読取り、そのピーク付近に記入した。

図11a, b, c, d, e, fのPSDは、エンジン・オフのため、機体への入力は路面の凹凸による不規則入力と移動に伴う空気力による各応答のPSDである。しかし、移動速度は、遅いため、空気力による入力は非常に小さいと考えられる。また、入力の計測を行っていないため、入力のPSDの分布と大きさに相違があるが、図11a, b, c, d, eは地上振動試験の特性(後述の表2を参照)に類似していると推察される。図11a, b, c, d, eの代表的なPSDの分布を本試験後に実施した地上振動試験の結果[5]に当てはめると、主翼対称1次曲げが5.25Hz、主翼逆対称1次曲げが9.12Hz、胴体縦1次曲げが14.12Hz、主翼逆対称2次曲げが19.00Hz、そして主翼対称2次曲げの振動数は21.37Hzとみることができる。図11fは加速度計A7を図3のノーズブームの横方向に取付けた場合のPSDであるが、加速度計A7からはノーズブームの水平方向の曲げ1次振動数が14.12Hzとして検出された。試験後、インパクト加振により別途計測したノーズブームの上下及び水平方向の曲げ1次振動数は、13.06と14.06Hzであった。

図12a, b, c, d, eは、エンジン・オンで滑走路までの誘導路を自走時(Taxing)の加速度計A1~A5のPSDである。図12の分布の顕著なピークの振動数18.37Hzはエンジン回転による振動数である。図11のエンジン・オフの地上走行時のPSDと図12のエンジン・オンのPSDと比

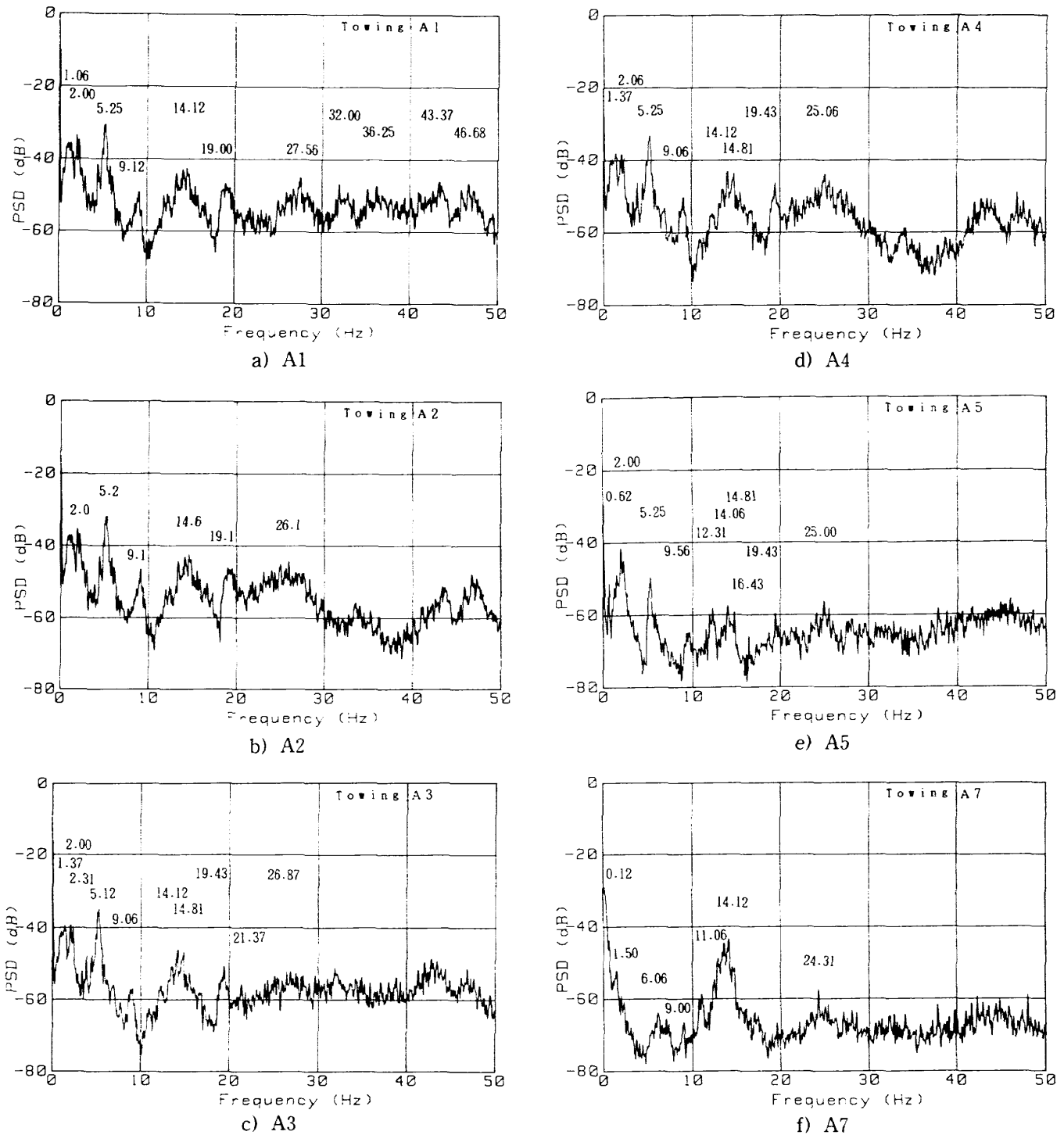


図11 地上走行時のパワースペクトル密度(PSD)

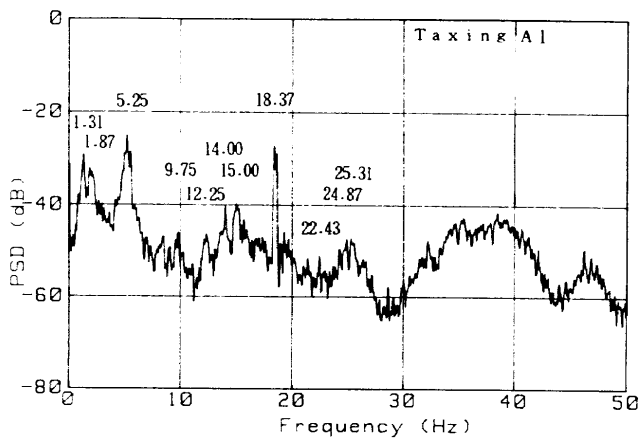
較すると、図12の分布はエンジン回転による振動数が卓越している。移動速度による効果は小さい。

図13a, b, c, d, eは、エンジン・オンで滑走時の加速度計A1～A5のPSDである。Taxingに比べ、離陸滑走中はエンジンをフル回転するため、図13では、エンジン回転による振動数が26.56Hzと高くなっている。また、各PSDは、ノイズ成分を多く含んでいることが分かる。これは機体が高速で滑走するため、滑走路の凹凸による脚からの不規則入力とそれに伴って翼が受ける擾乱空力荷

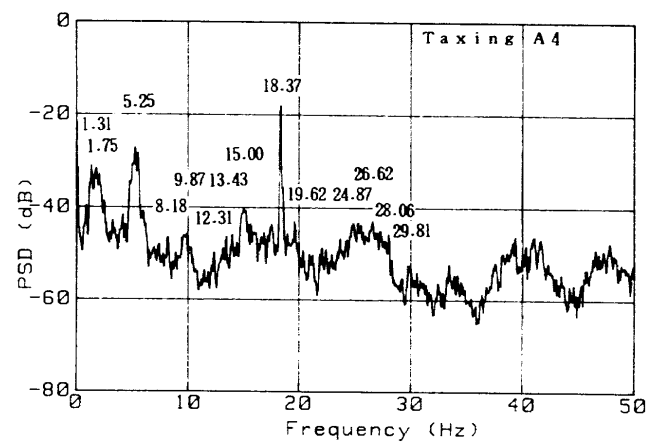
重と推察される。

次に、図14a, b, c, d, eは、飛行時(120kt)の加速度計A1～A5のPSDである。エンジン回転による振動数は25.43Hzである。PSDのレベルを図13と比べると平均10dB程度低くなっている。これは脚からの入力が無く、エンジン回転による入力成分は単一周波数に近いものであり、これと空気力による成分だけになったためと考えられる。

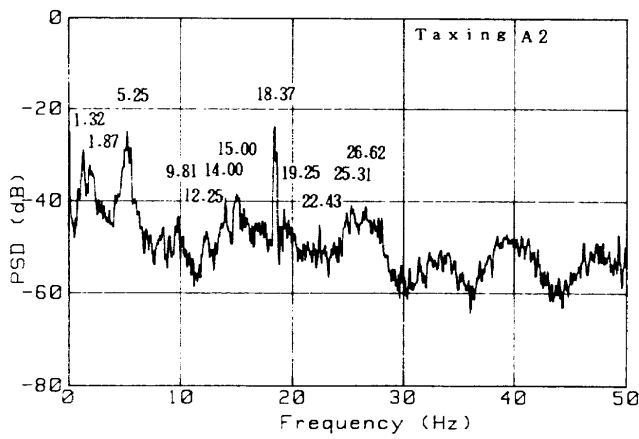
図15a, b, c, d, eは、飛行時(125kt)でフラップ・フ



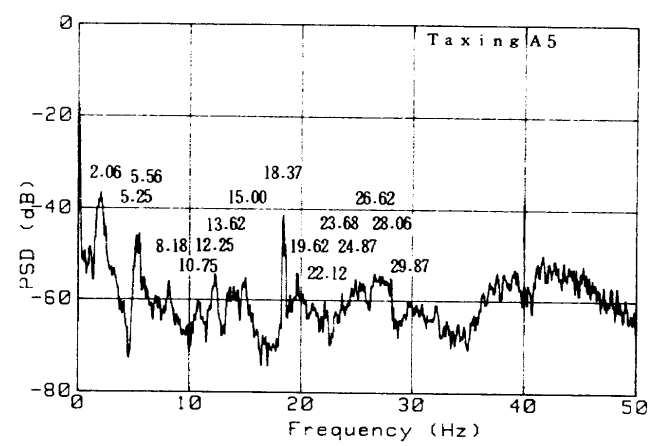
a) A1



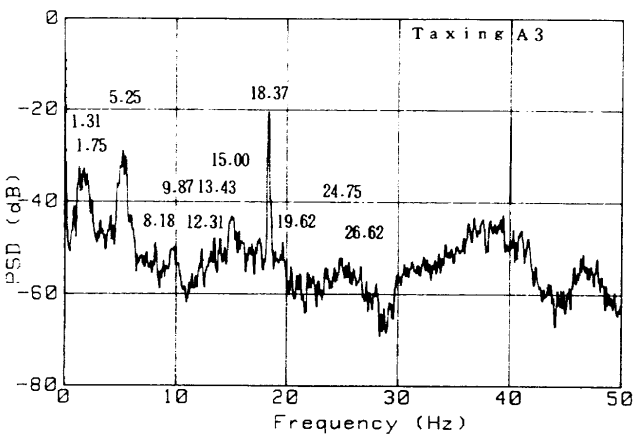
d) A4



b) A2

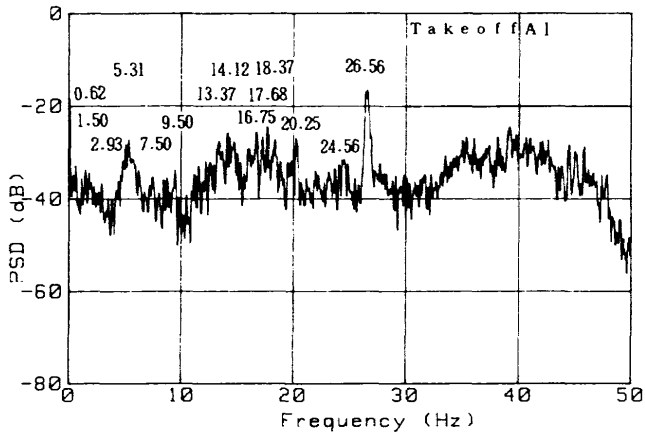


e) A5

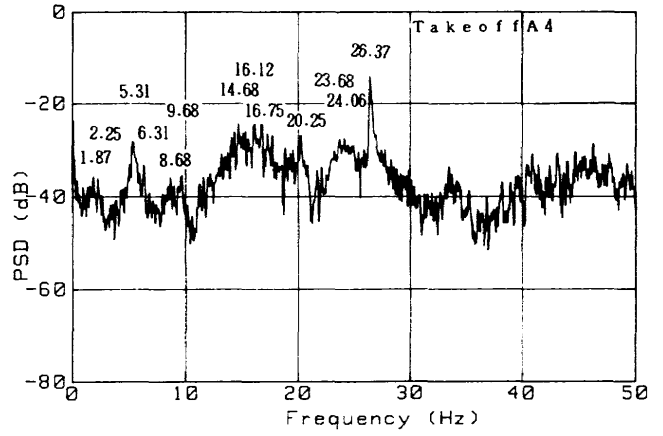


c) A3

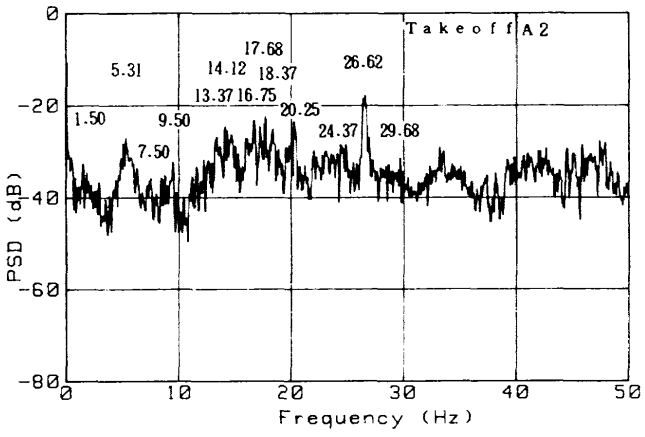
図12 Taxing時のパワースペクトル密度(PSD)



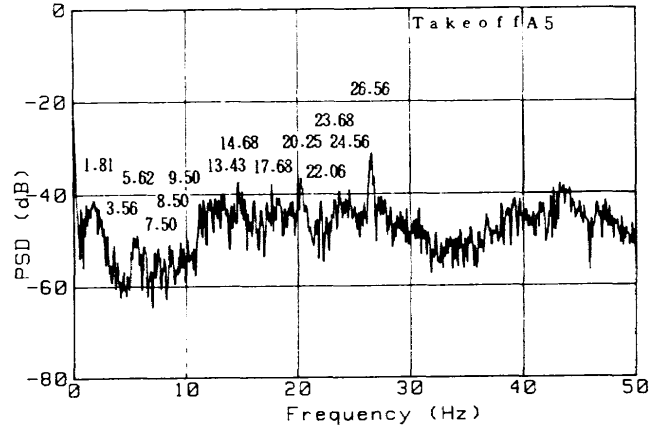
a) A1



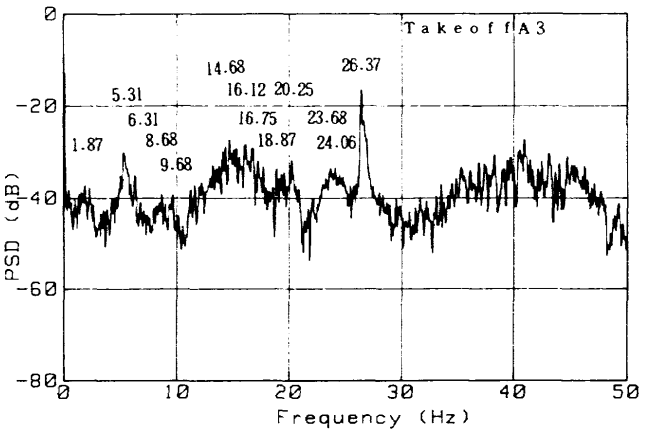
d) A4



b) A2



e) A5



c) A3

図13 離陸滑走中のパワースペクトル密度 (PSD)

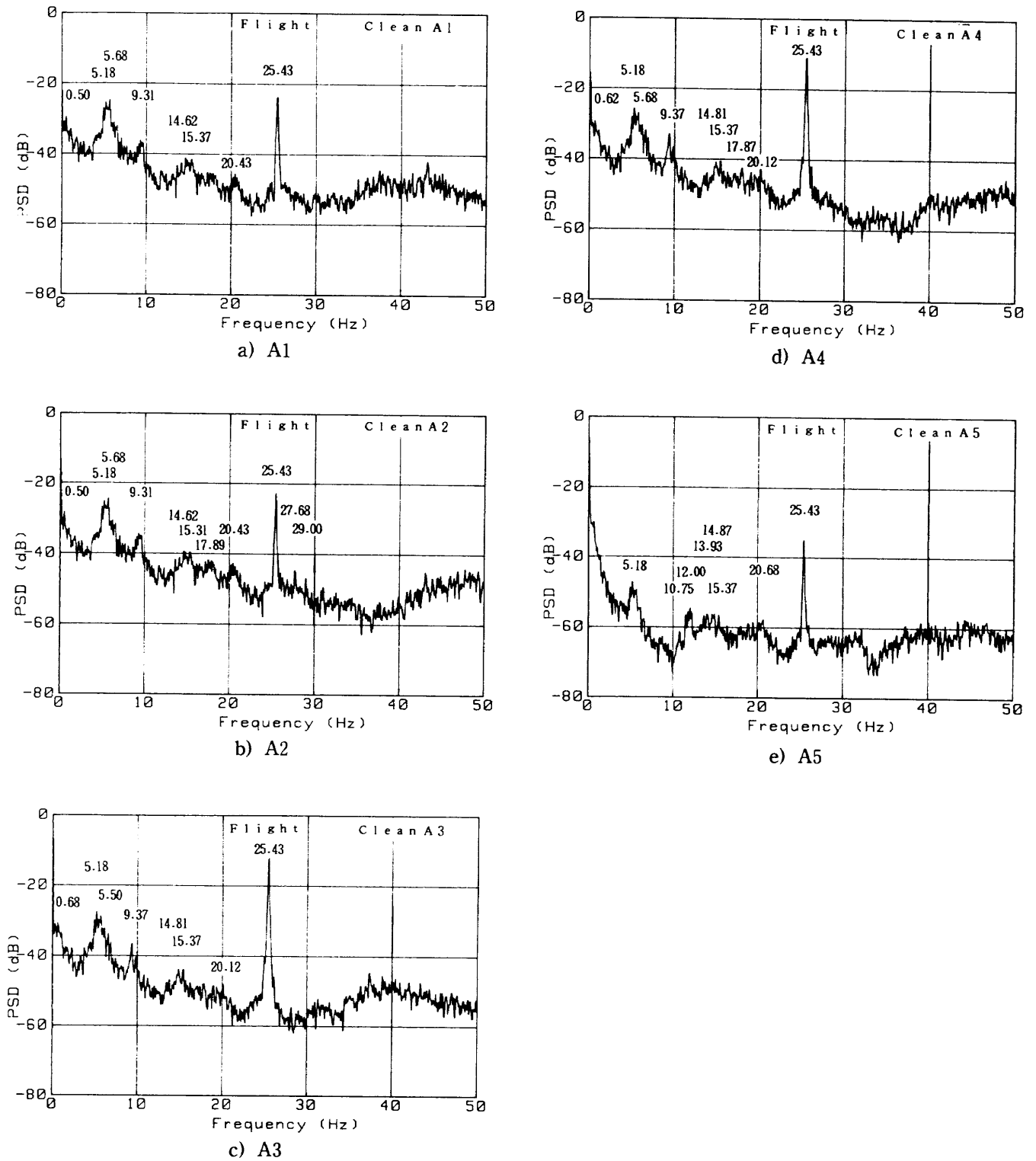
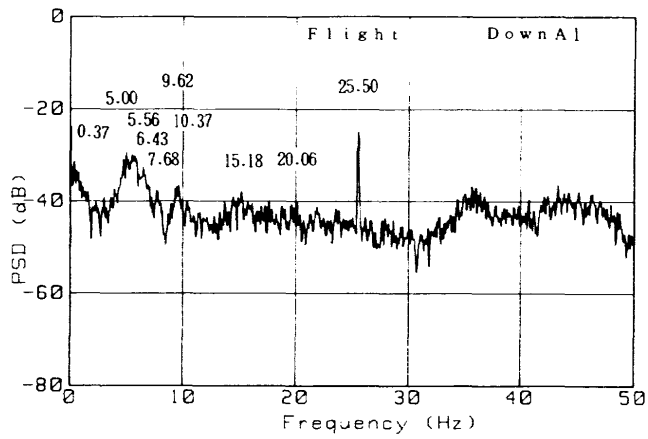
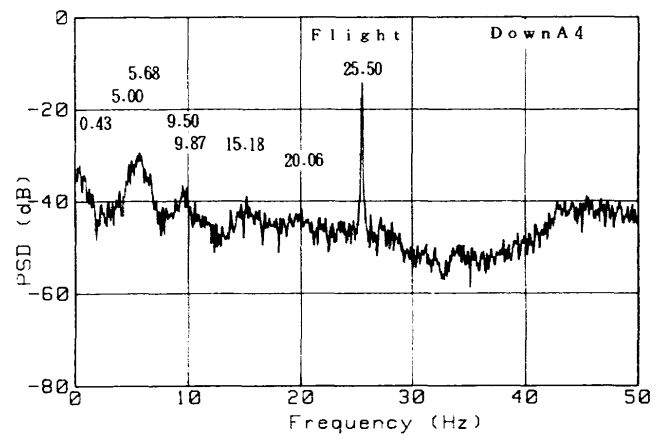


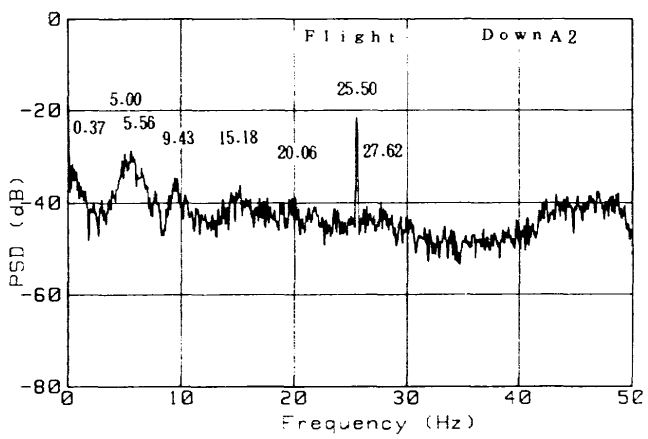
図14 突風応答 (V=120kt, Clean) のパワースペクトル密度 (PSD)



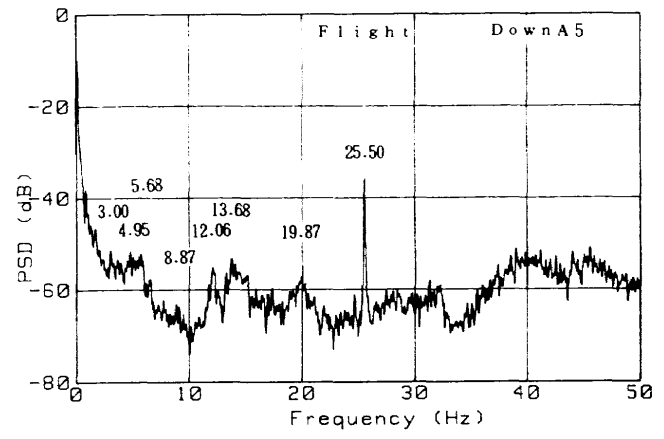
a) A1



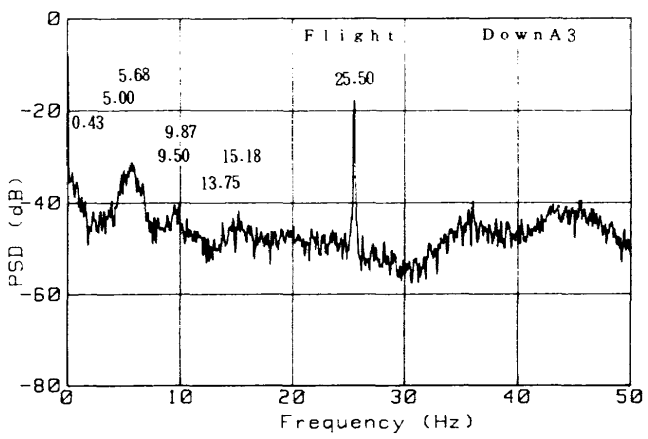
d) A4



b) A2



e) A5



c) A3

図15 突風応答 ($V=125\text{kt}$, Full down) のパワースペクトル密度 (PSD)

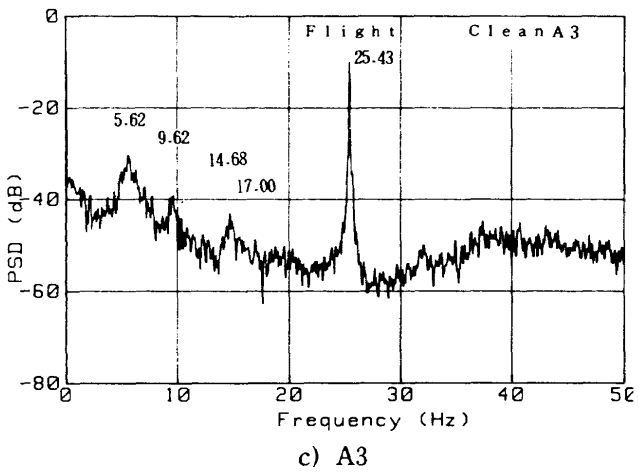
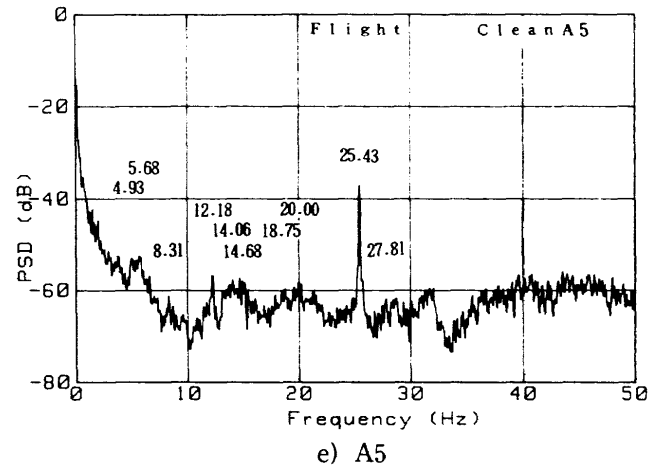
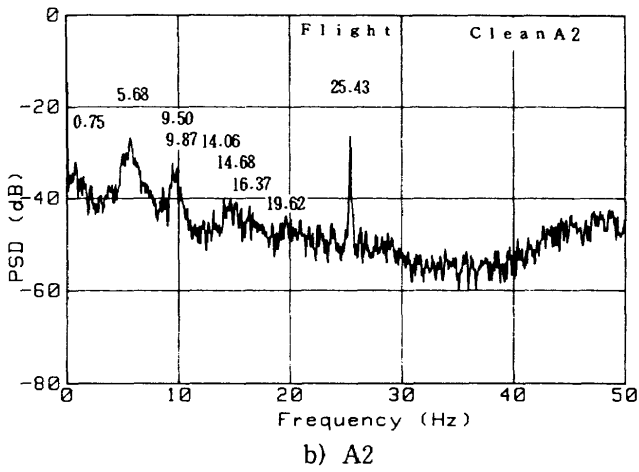
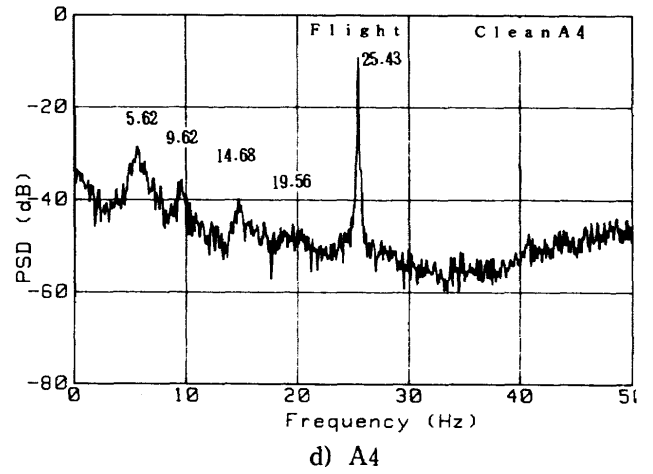
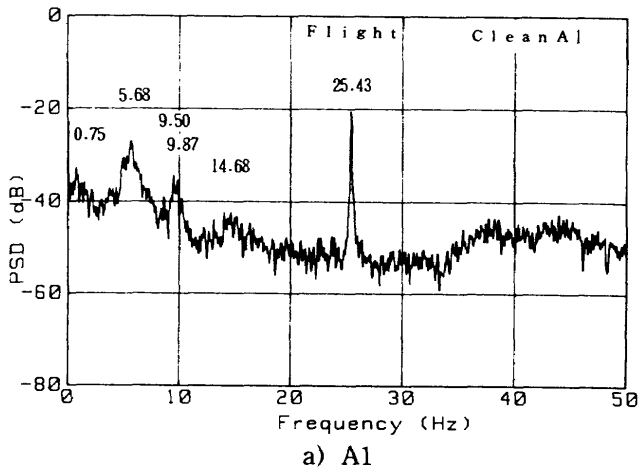
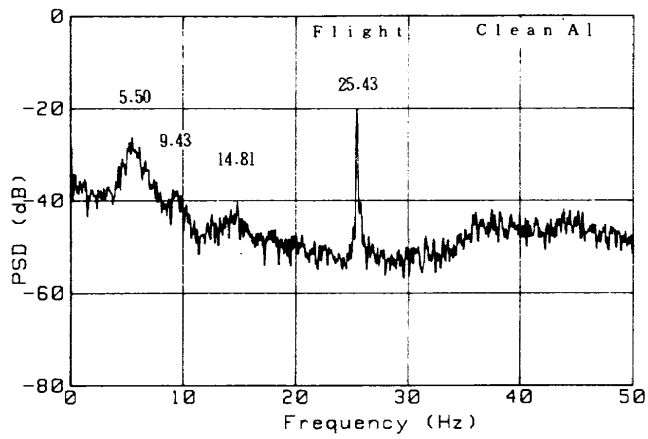
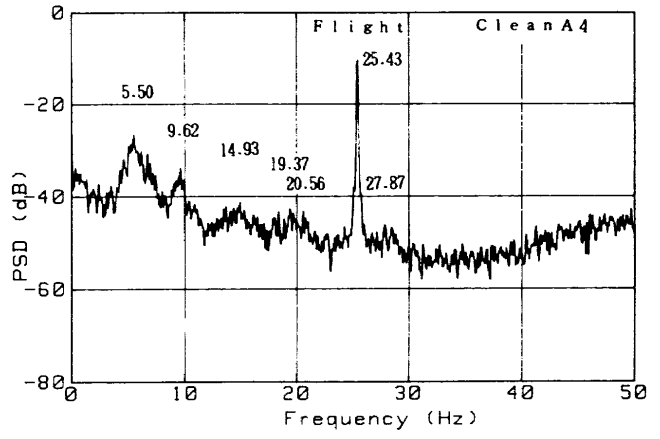


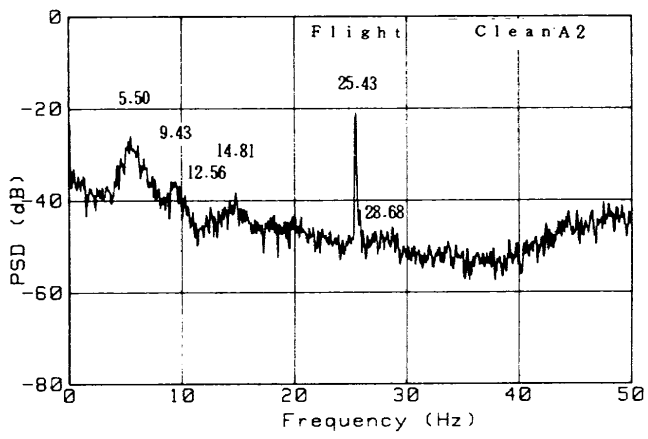
図16 突風応答(V=145kt, Clean)のパワースペクトル密度(PSD)



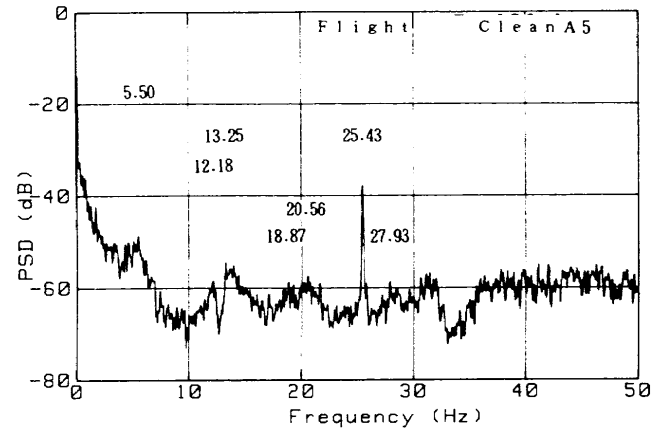
a) A1



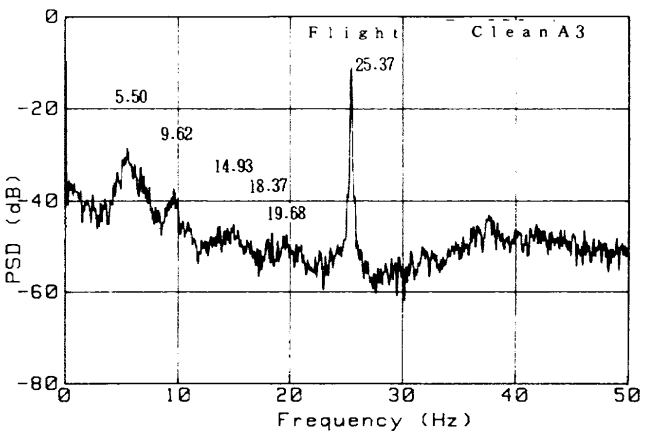
d) A4



b) A2

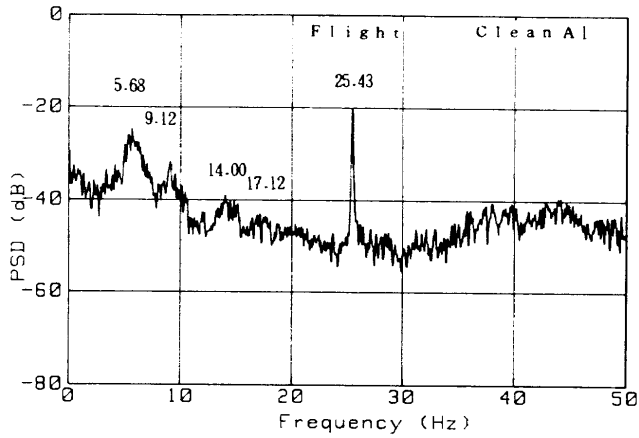


e) A5

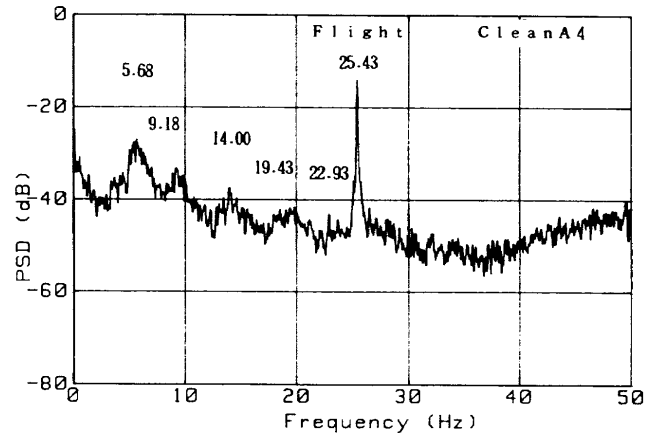


c) A3

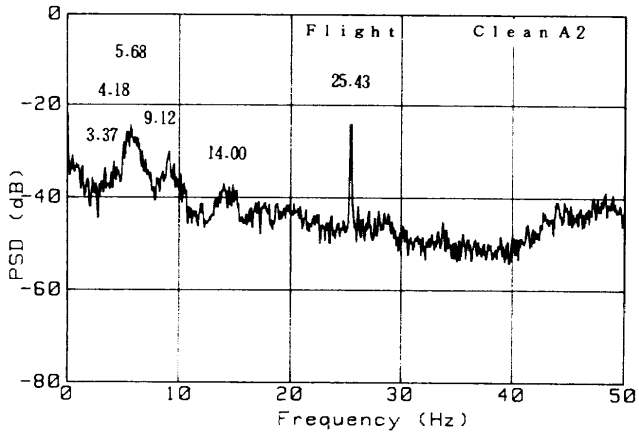
図17 突風応答 (V=164kt, Clean) のパワースペクトル密度 (PSD)



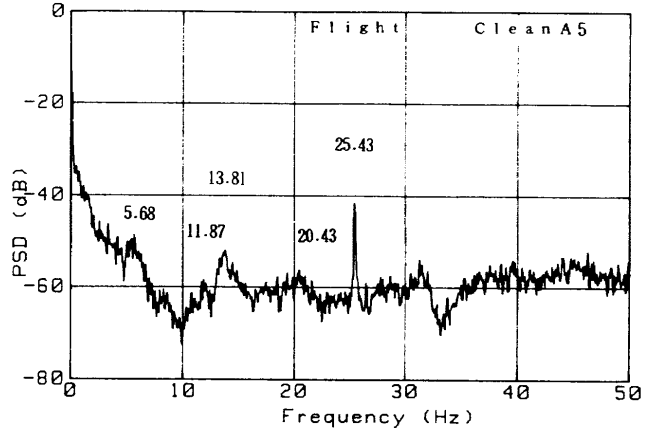
a) A1



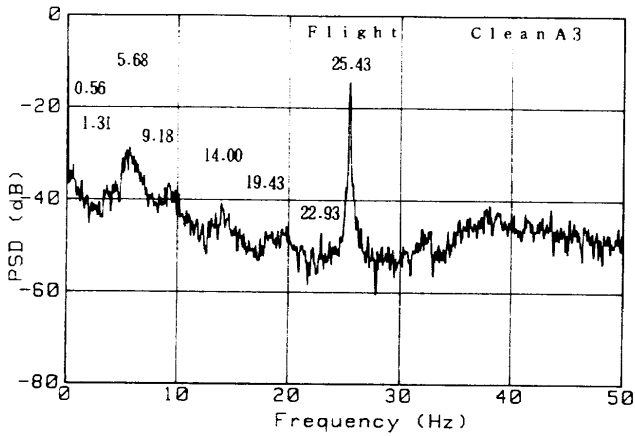
d) A4



b) A2



e) A5



c) A3

図18 突風応答 (V=183kt, Clean) のパワースペクトル密度 (PSD)

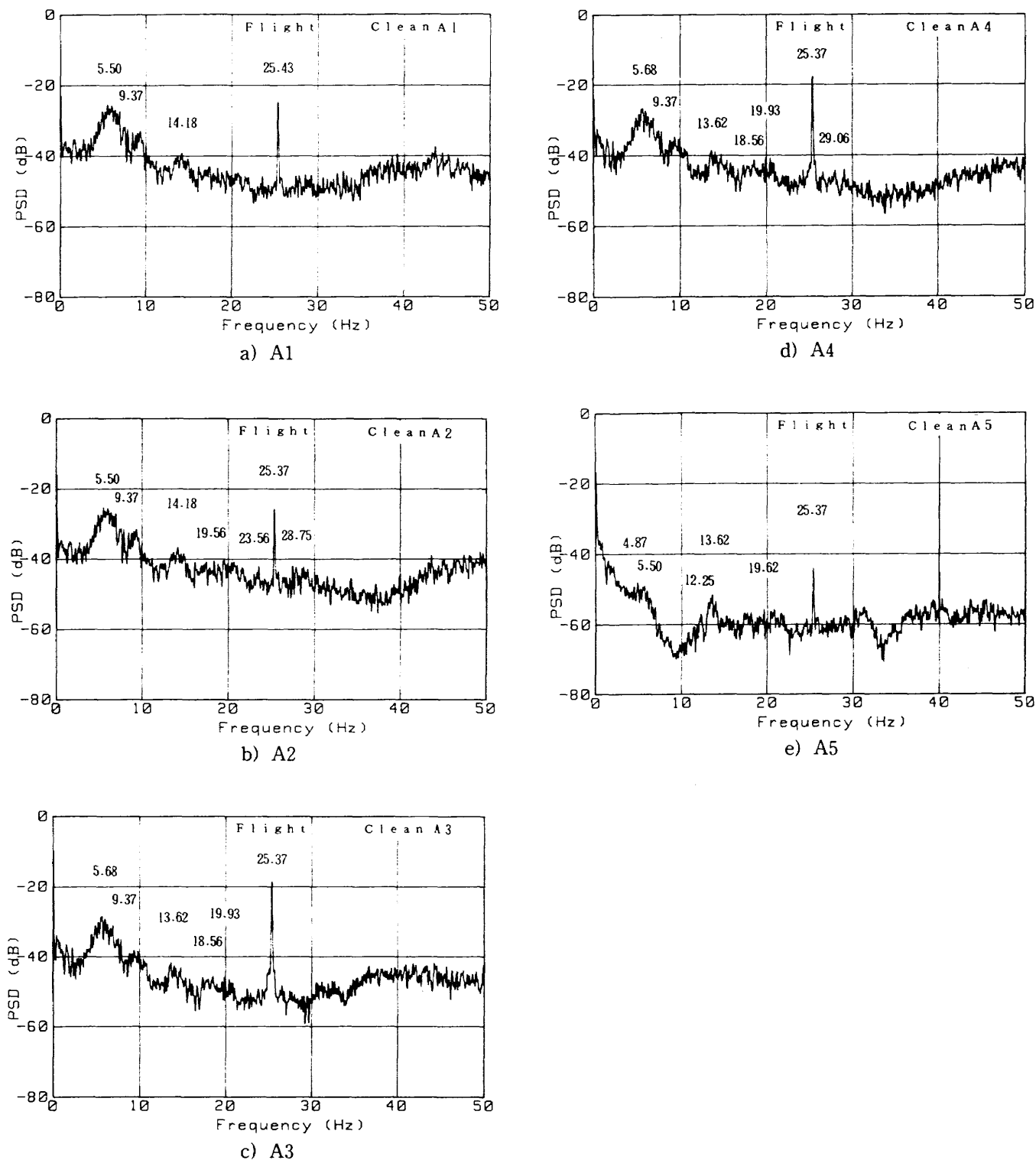


図19 突風応答(V=203kt, Clean)のパワースペクトル密度(PSD)

表2 代表的な試験結果の比較

(単位:Hz)

試験ケース		振動 [5]	地上走行	自走	離陸滑走	低速飛行	高速飛行
モード	エンジン	OFF	OFF	ON	ON	ON,120kt	ON,203kt
主翼対称1次曲げ		6.08	5.25	5.25	5.31	5.68	5.50
主翼逆対称1次曲げ		9.00	9.12	9.81	9.50	9.31	9.37
主翼逆対称2次曲げ		19.29	19.00	19.25	18.37	17.89	19.56
主翼対称2次曲げ		21.20	21.37	22.43	20.25	20.43	23.56
エンジン回転				18.37	26.56	25.43	25.37
主翼逆対称1次振り		28.92	27.56	26.62	29.68	27.68	28.75

(注:地上走行は左主翼翼端加速度計A1, その他は右主翼翼端加速度計A2によるPSDの結果)

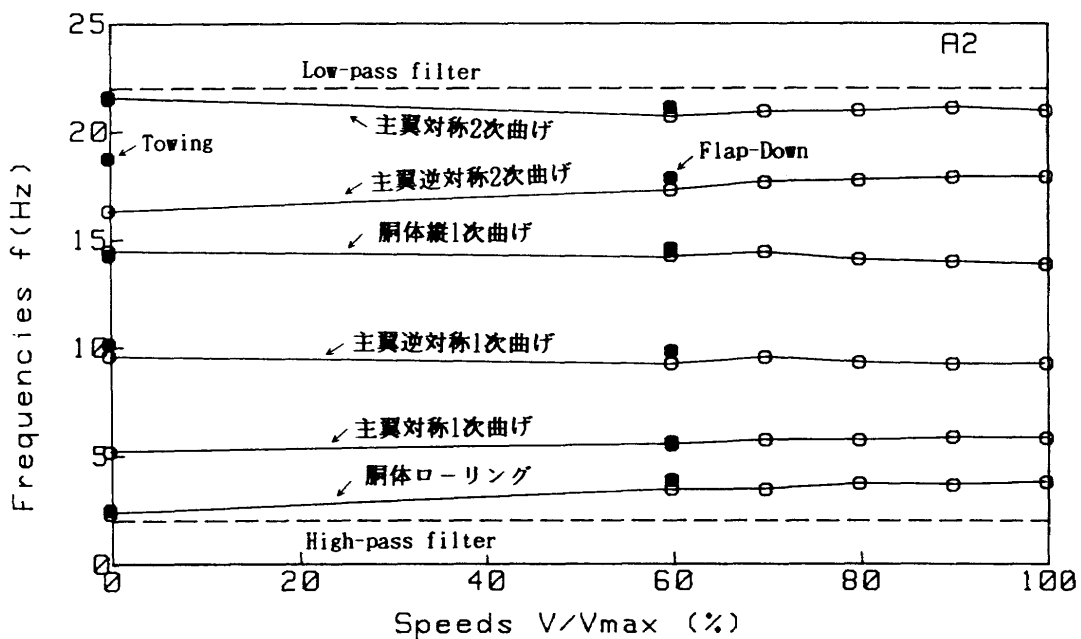
ルダウンの加速度計A1~A5のPSDである。図15は図14と同じ低速飛行時のPSDであるが、図15はフラップ・フルダウンのケースである。エンジン回転による振動数は25.50Hzである。フラップ回りの気流の乱れで、高周波域のPSDがやや高くなっているようである。

図16a, b, c, d, eは、フラップがクリーン状態での飛行時(145kt)の加速度計A1~A5のPSDである。エンジン回転による振動数は、25.43Hzである。しかし、図15より速度は増加しているが、フラップ・フルダウンの場合よりエンジン回転による振動数は、僅かに少ない。これは、飛行速度の変化に対してプロペラのピッチコントロールを行い、エンジン回転数を一定に保っているからである。

図17a, b, c, d, e, 図18a, b, c, d, e及び図19a, b, c, d, eは、それぞれ飛行時(164kt), (183kt)及び(203kt)の加速度計A1~A5のPSDである。エンジン回転によ

る振動数は大体25Hzであるが、応答は飛行速度と共に高くなっている。

ここで、前述の地上振動試験の結果との対応を見てみよう。図11~図19までのうち、代表的な場合についてPSDのピークの振動数を地上振動試験[5]で得られた固有振動数と対応させて表2に示す。地上振動試験では固有振動数を示したが、今回の試験結果では全て路面反力、空気力などの外力に対する応答のピークの振動数であることに注意が必要である。地上振動試験時の燃料は空虚状態であるのに対して、本試験の場合は約3時間飛行分(1800ポンド)の燃料と搭載物を有するため、質量と質量分布が異なっている。そのため、振動試験と地上走行の結果において、特に低い振動数に差が生じている。今回の試験結果相互間を比較すると、地上走行と自走で、エンジンの影響は主として逆対称モードに大きく現れて



a) 推定した振動数

図20 ARモデルによる6モードの推定結果

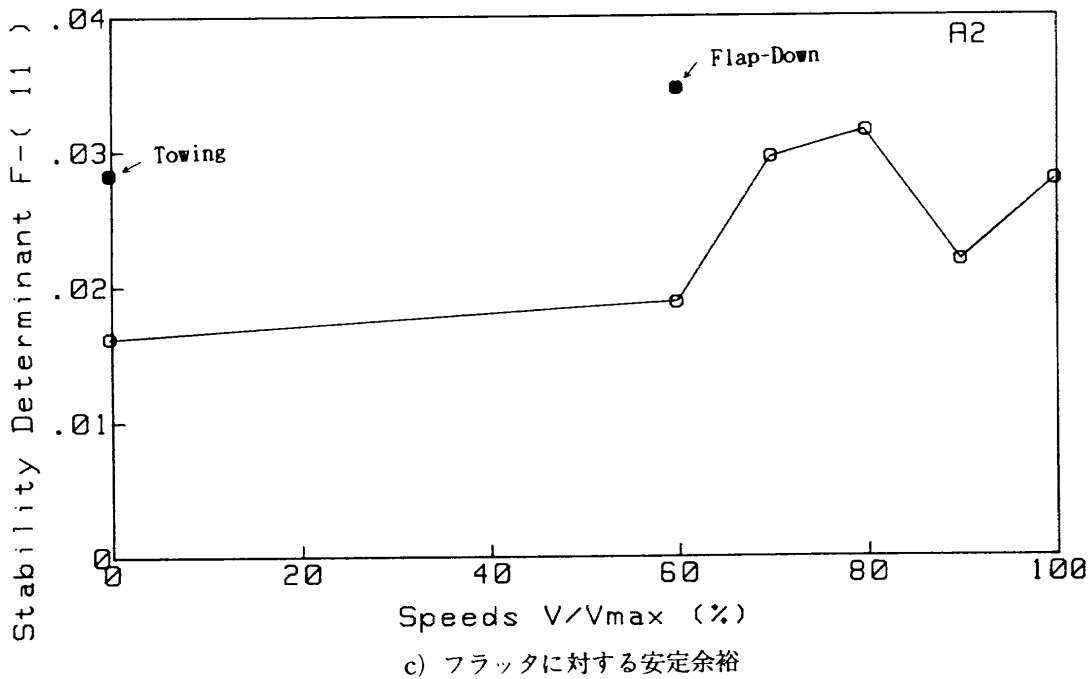
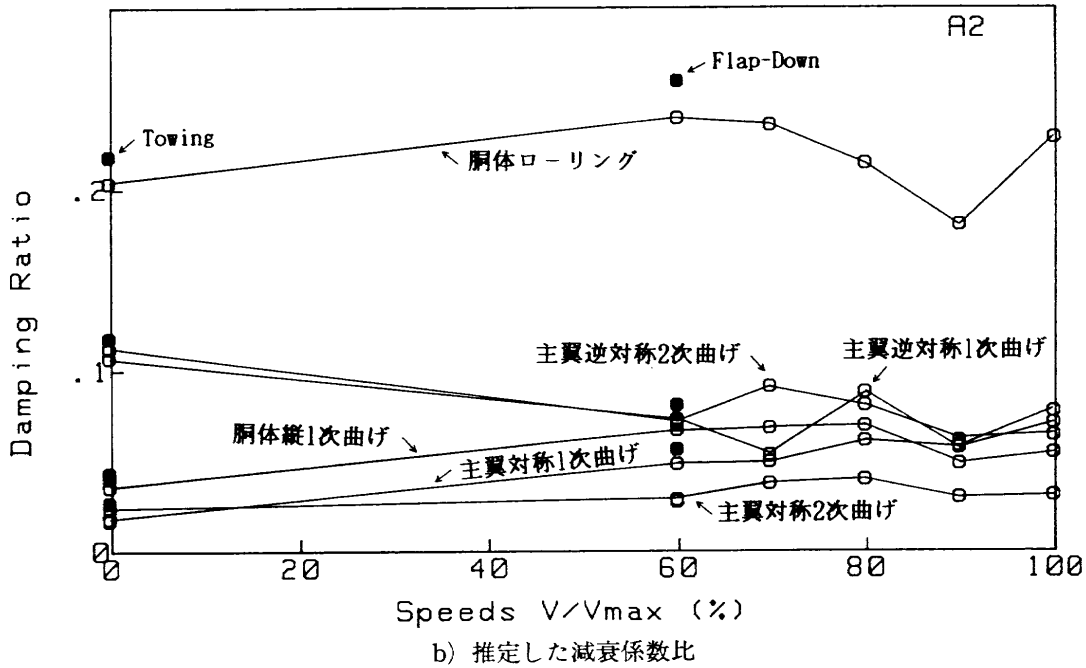


図20 ARモデルによる6モードの推定結果

いる。飛行状態での空気力の影響は次に述べる。

地上走行及び飛行試験(CASE No.1~6)の各速度に対する加速度計A2の応答データを自己回帰(auto-regressive: AR)モデルによる推定法[3, 4]に適用し、6モードの振動数、減衰係数比及び安定条件F-(11)の値を推定した。データ処理の設定は、サンプリング周期0.02sec、バンドパスフィルタの下限は2Hz、上限は22Hz、データ数2500点の記録長さ50秒間である。図20a, b, cに、不規

則応答A2により推定した振動数、減衰係数比、安定条件F-(11)の推定結果をそれぞれ示す。この図20a, b, cの各横軸は試験での最高速度で無次元化し、地上走行時の速度を0に示した。図20a, b, cで速度0の●印はエンジン・オフの場合であり、約60%(120kt)に示した●印はフラップ・フルダウンの場合である。図20の推定した振動数は、本機が比較的剛な構造のため、飛行試験の速度範囲では変化が少なく、空気力の影響も少ない。図20の推定

した減衰係数比も図20aの推定した振動数と同様に大体一定である。また、図21cの安定条件F-(11)の推定結果は、ばらつきはあるが、各値とも正である。翼の系の安定判別[3, 4]は、この安定条件の値が正の場合、フラッタに対して安定であるが、零になると不安定、即ち、フラッタを発生する。従って、安定条件の値が零に対して大きい値程、翼はフラッタに対する安定余裕を有する。図20cの試験範囲では、安定条件の値が零に近づく傾向は見られず、フラッタに対して安定余裕を有していることが推察された。

5. 結 論

機体を特別に改造することなく、小型の加速度計と既存の計測器を用いて本機の振動特性を把握する予備的な試験を行うことができ、また、加速度計、 α 計、 β 計等のセンサ取付け位置を含め、突風荷重軽減装置の設計に役立てるデータが得られた。今後、全機模型で確立された手法に基づいて、取得した資料及び知見を振動解析、フラッタ解析と共に構造のモデル化に役立て、突風荷重軽減システムの設計を進めてゆく計画である。

本予備試験に当たっては当所飛行実験部坂井紀穂、稲垣敏治の両氏に既設センサの扱いとデータ取得に関して

協力を得た。

参考文献

1. 飛行実験部；実験用航空機ドルニエ機について、－現況と装備機器概要－、航空宇宙技術研究所資料、NAL TM-637, 1991年7月。
2. ACT研究会；高アスペクト比翼の突風荷重軽減風洞実験と解析、航空宇宙技術研究所報告、NAL TR-890, 1985年11月。
3. Matsuzaki, Y. and Ando, Y. ; Estimation of Flutter Boundary from Random Responses Due to Turbulence at Subcritical Speeds, Journal of Aircraft, Vol.18, No.10, Oct. 1981.
4. STOLプロジェクト推進本部；飛行試験結果により推定したSTOL実験機、“飛鳥”の空力弾性特性、航空宇宙技術研究所報告、NAL TR-1083, 1990年10月。
5. 安藤泰勝, 峯岸正勝, 外立政隆, 齊藤健一, 藤井謙司, 松下洸；ドルニエ機の地上振動試験について、第36回構造強度に関する講演集, Jul. 1994, pp.301-304.

航空宇宙技術研究所資料672号

平成6年12月発行

発行所 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 三鷹(0422)47-5911(大代表) 〒182
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
