

ISSN 0389-4010  
UDC 633.69.048.5:  
656.022./:  
629.735.

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-652

定期運航旅客機により収集した突風資料の評価

小野幸一・山根皓三郎  
外崎得雄・竹内和之

1981年1月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 定期運航旅客機により収集した突風資料の評価\*

小野 幸一\*\* 山根 皓三郎\*\*  
外崎 得雄\*\* 竹内 和之\*\*

## Evaluation of Gust collected from Passenger Transports during Scheduled Flights

Koichi ONO, Kosaburo YAMANE, Tokuo SOTOZAKI  
and Kazuyuki TAKEUCHI

### 概 要

定期運航旅客機に搭載されたDFDRの記録を電子計算機により処理するためのプログラムを開発して突風資料の収集および解析を行った。約2300飛行時間の資料を解析した結果、突風遭遇時間割合および有効突風速度ひん度はいずれも上昇時と降下時では等しく水平飛行時は少なかった。夏期の突風遭遇時間割合および有効突風速度ひん度は他の季節に比べて少なかった。突風のパッチの長さはばらつきが非常に大きく、顕著な高度依存性は認められなかった。

### ABSTRACT

Computer software has been developed to process and analyze the records of DFDR's. Gust data were collected from 2,300 flight hours of passenger transports during scheduled flights. The results show that during level flight the percentages of gust encounter and the frequencies of the derived gust velocities are small compared with those during climb and descent, whereas no difference can be found between the latter two phases. Seasonally, gusts are less frequent in summer. The lengths of gust patches scatter widely and do not show significant dependency on altitude.

#### 1. はじめに

航空機の使用条件に対する荷重の予測は、航空機の設計、試験、運航、整備上非常に重要であり、大型化、高速化、自動操縦化、全天候性など航空機の性能向上に伴い、従来に増して荷重予測の精密化が要求される。なかでも航空機が運航中に遭遇する大気乱れによって生じる荷重、いわゆる突風荷重は、

特に民間輸送機の場合、機体にかかる外荷重のうちの最も重要なものの1つであり、欧米では古くから突風資料の収集および解析が行われている。

航空機による突風資料の収集には、突風に対する機体重心位置の上下方向加速度応答を検出して、飛行高度および速度と共にアナログ・チャートに記録する方法(例えばVG/VGH Recorder<sup>1)</sup>)、あるいは、機体重心位置の上下方向加速度のピークひん度またはレベル・クロスひん度の計数のみを行う方法(Fatigue Meter, Counting Accelerometer<sup>2)</sup>)が主

\* 昭和55年11月29日受付

\*\* 機体第一部

として用いられている。しかし、前者では記録データの読取り、解析に膨大な人手と時間を要すること、多くのパラメータを高精度に長時間記録することが困難なこと等の問題があり、後者では突風に遭遇した時の航空機の飛行状態に関する情報（高度、速度、操舵等）が不明なため、荷重（加速度）から突風速度への変換に問題が生じる。

幸いにして、最近の電子工学の進歩により、航空機搭載用の計測、記録装置およびデータ解析装置は格段に進歩し、DFDR (Digital Flight Data Recorder) あるいは AIDS (Aircraft Integrated Data System) と呼ばれる装置が普及してきた。<sup>3)</sup>

この新しいシステムは、航空機の運航中のデータを数十ないし百数十項目にわたって常時計測し、digital recorder に収録するもので、AIDS の場合は flight phase ごとに計測項目あるいはサンプリング間隔を変えたり、機上に搭載した電子計算機によりある程度処理した結果のみを記録することができる。記録されたデジタル・データは地上の電子計算機に入力され、その処理は迅速、正確に能率良く行うことができるため、一部の運航会社では AIDS あるいは DFDR を用いて飛行状態を必要に応じて監視し、運航、整備およびパイロットの教育に役立てている。

このような背景のもとに、米国では事故解析用 flight recorder の規定を改訂して、1969 年 10 月以後に最初の型式証明を取得した機種については、1973 年秋以後従来の記録項目に加えて機体の姿勢角、横方向加速度、舵角、エンジン・スラスト等も記録しうる flight recorder の搭載を義務づけた<sup>4)</sup>（表 1）。世界各国もこれにならう傾向にあり、わが国では 1979 年現在 Boeing 747, Lockheed L-1011, Douglas DC-10 に DFDR が装着されている。

これら最近の大型輸送機に搭載された DFDR は、事故解析を目的としたものとは言え、上述のように電子計算機によって飛行荷重資料の収集、解析を比較的容易に行うことができる。そこで、全日本空輸（株）から Lockheed L-1011 の DFDR の記録の提供を受けて、電子計算機により処理するためのプログラムを開発し、突風資料の収集、解析を行った。

## 2. 資料の収集

資料の収集は、全日本空輸（株）の協力のもとに、同社が国内定期便に供している Lockheed L-1011 を用いて、同機に搭載している DFDR の記録をランダム抽出して行った。ferry flight および訓練飛行は除外した。収集した DFDR の記録は合計 2,270 飛行時間（約  $1.15 \times 10^6$  km）で、航空路および高度

表 1 米国の規定による Flight Recorder の記録項目  
(FAR PART 121)

項 目	サンプリング 間 隔 (s)	項 目	サンプリング 間 隔 (s)
1 TIME	60.	11 CONTROL COLUMN POSITION	1.
2 ALTITUDE	1.	12 CONTROL WHEEL POSITION	1.
3 AIRSPEED	1.	13 RUDDER PEDAL POSITION	0.5
4 VERTICAL ACCELERATION	0.25	14 ENGINE THRUST	4.
5 HEADING	1.	15 THRUST REVERSER POSITION	4.
6 PITCH ATTITUDE	1.	16 FLAP POSITION	2.
7 ROLL ATTITUDE	1.	17 ANGLE OF ATTACK (IF RECORDED DIRECTLY)	0.5
8 LATERAL ACCELERATION	0.25		
9 SIDESLIP ANGLE	0.5		
10 PITCH TRIM POSITION	2.		

表2 解析資料の飛行時間

a) 航空路別

航空路	飛行回数					飛行時間 (hr)																			
						上昇					水平飛行					下降					全飛行				
	春	夏	秋	冬	合計	春	夏	秋	冬	合計	春	夏	秋	冬	合計	春	夏	秋	冬	合計	春	夏	秋	冬	合計
東京 ↔ 大阪		14	12		26		2	2		4		5	5		10		4	3		7		11	10		20
東京 ↔ 札幌	74	96	95	199	464	20	26	25	53	125	42	51	55	116	264	28	34	35	74	171	90	111	115	244	560
東京 ↔ 沖縄	40	23	30	71	164	12	7	10	23	52	54	28	40	100	222	16	8	12	27	64	83	43	62	150	338
福岡 ↔ 沖縄	29	7	4	16	56	7	2	1	4	13	19	5	3	11	38	10	2	1	6	19	36	9	5	20	70
名古屋 ↔ 福岡	35	3	4	12	54	6	1	1	2	9	19	2	2	7	29	9	1	1	3	14	34	3	3	12	52
東京 ↔ 福岡	58	52	63	119	292	16	14	18	32	80	42	37	47	92	217	21	18	23	44	106	79	69	88	167	403
名古屋 ↔ 沖縄	2			15	17	1			4	5	2			15	17	1			4	5	4			23	27
名古屋 ↔ 鹿児島	23	2	13	13	51	5	0.4	2	2	10	17	1	9	9	35	6	1	4	4	14	27	2	15	14	59
東京 ↔ 鹿児島	44	19	42	90	195	11	5	11	21	47	36	16	36	78	166	16	7	14	29	67	63	28	61	128	280
東京 ↔ 熊本	41	38	44	49	172	11	10	11	12	44	32	26	36	42	136	15	12	17	19	62	58	47	64	73	242
名古屋 ↔ 札幌	11	18	21	29	79	3	5	5	7	20	8	11	14	22	54	4	6	7	10	28	15	22	27	39	103
東京 ↔ 小松	8		2		10	1		0.4		2	4		1		5	3		0.5		3	8		2		9
不明	11	15	15	37	78	2	1.5	1	6	10.5	7	8	7	45	67	4	5	4	12	26	13	14	13	63	103
合計	376	287	345	650	1658	94	73	88	166	421	281	189	255	536	1260	134	97	122	233	586	509	359	464	935	2267

b) 季節別

高度 (m)	飛行時間 (hr)																				合計
	上昇					水平飛行					降下					全飛行					
	春	夏	秋	冬	合計	春	夏	秋	冬	合計	春	夏	秋	冬	合計	春	夏	秋	冬	合計	
~ 400	4	2	3	6	15						13	8	10	21	52	17	10	13	28	67	
400 ~ 700	3	2	3	5	13	3	1	2	5	11	10	8	10	18	46	16	12	14	27	70	
700 ~ 1,300	6	5	6	10	27	5	5	6	15	31	14	11	13	24	61	26	20	25	48	118	
1,300 ~ 1,900	5	4	5	8	21	2	2	1	4	9	9	7	9	16	41	17	13	15	27	72	
1,900 ~ 3,400	12	9	11	20	52	3	1	2	5	11	21	15	19	35	91	36	26	32	60	154	
3,400 ~ 5,000	14	11	12	23	60	3	2	4	5	15	18	13	16	30	76	35	25	33	58	151	
5,000 ~ 6,500	16	12	14	25	66	13	9	13	16	50	18	12	15	31	76	47	33	42	71	193	
6,500 ~ 8,000	17	14	16	31	79	49	13	20	42	124	17	12	15	30	73	83	39	51	102	276	
8,000 ~ 9,500	14	12	15	30	71	147	111	142	303	703	11	9	11	23	54	171	132	168	357	828	
9,500 ~ 11,000	3	2	4	8	17	51	44	59	125	279	3	2	3	6	13	56	49	65	139	309	
11,000 ~ 12,600						5		5	17	27						6		5	17	28	
合計	94	73	88	166	421	281	189	255	536	1260	134	97	122	233	586	509	359	464	935	2267	

表3 DFDRの記録項目(全日空L-1011)

番号	項目	サンプリング 間隔 (s)	番号	項目	サンプリング 間隔 (s)
1	Pre. Alt. coarse	4	28	SAT/TAS failure flag	1
2	Pre. Alt. fine	1	29	GMT	4
3	Pre. Alt. failure flag	1	30	Localizer deviation	1
4	Computed airspeed	1	31	Glide slope deviation	1
5	CAS failure flag	1	32	Radio Alt.	0.25
6	Vertical acceleration	0.25	33	Vertical speed	1
7	Lateral acceleration	0.25	34	Fuel quantity	4
8	Longitudinal acceleration	0.25	35	Fuel flow rate	4
9	Directional heading	1	36	N1	2, 4
10	Angle of attack	0.5	37	N2	4
11	Pitch attitude	1	38	N3	2
12	Roll attitude	1	39	TGT average	1
13	Pitch trim position	2	40	Bleed air duct temp.	4
14	Pitch control column	1	41	Cross bleed valve	4
15	Stabilizer position	2	42	Nose cowl anti-ice	1
16	Roll control column	1	43	Eng. vibration	4
17	Aileron position	1	44	Eng. Vib. frequency	4
18	Rudder pedal position	0.5	45	Eng. Vib. select	1
19	Rudder position	0.5	46	Auto pilot engage	1
20	Spoiler position	1	47	Auto pilot nav. mode	
21	Flap position	2	48	Outer marker	1
22	Slat position	2	49	Middle marker	1
23	SAT	2	50	Ground speed	1
24	Microphone operation	1	51	日付	
25	EPR	4	52	便名	
26	Thrust Rev. in-trans	1	53	総重量	
27	Thrust Rev. deploy	4			

別に、flight phase および季節ごとの飛行回数<sup>注)</sup>と飛行時間を表2 a), 表2 b) に示す。

DFDRには表3に示す53種類、116項目のデータが直列にHarvard Bi-Phase型式で記録されており、さらに、DFDRと同一のデータがテープ脱着の容易なカセット・テープ式のQAR(Quick Access Recorder)に記録されている。全日空では約40飛行時間ごとにQARのカセット・テープを取り外し、地上解析システムによって電子計算機に入力可能な記録形式に変換した後データ処理を行っている。今回の突風データの処理は、全日空で電子計算機用に変換した磁気テープを用いて航空宇宙技術研究所の大型電子計算機により行った、(DFDRシステムの詳細は付録A参照)。

### 3. 電子計算機によるデータ処理

突風データ処理では、記録データの中から航空機が突風に遭遇した部分(以後、突風のパッチと呼ぶ)を探して加速度応答のひん度を計数することがその主要作業であるが、それとともに、加速度応答を突風速度に変換し、さらに種々の統計解析を行うためには、突風遭遇時の飛行条件(日時、便名、航空路、flight phase、高度、速度、機体重量)および処理データ全体の飛行時間に関する情報(flight phase別および高度別飛行時間)を知ることが必要である。そこで、図1に示すように、3段階に分けてデータ処理を行った。すなわち、1次処理(付録B参照)では個々の飛行の区切り、flight phaseの判別をし、documentary dataを読み取り、飛行時間を計数して、結果をカード、ライン・プリンタおよびXYプロッ

注) 本報告において飛行回数1回は必ずしも離陸から着陸までの完全な1飛行を意味しない。(付録B参照)

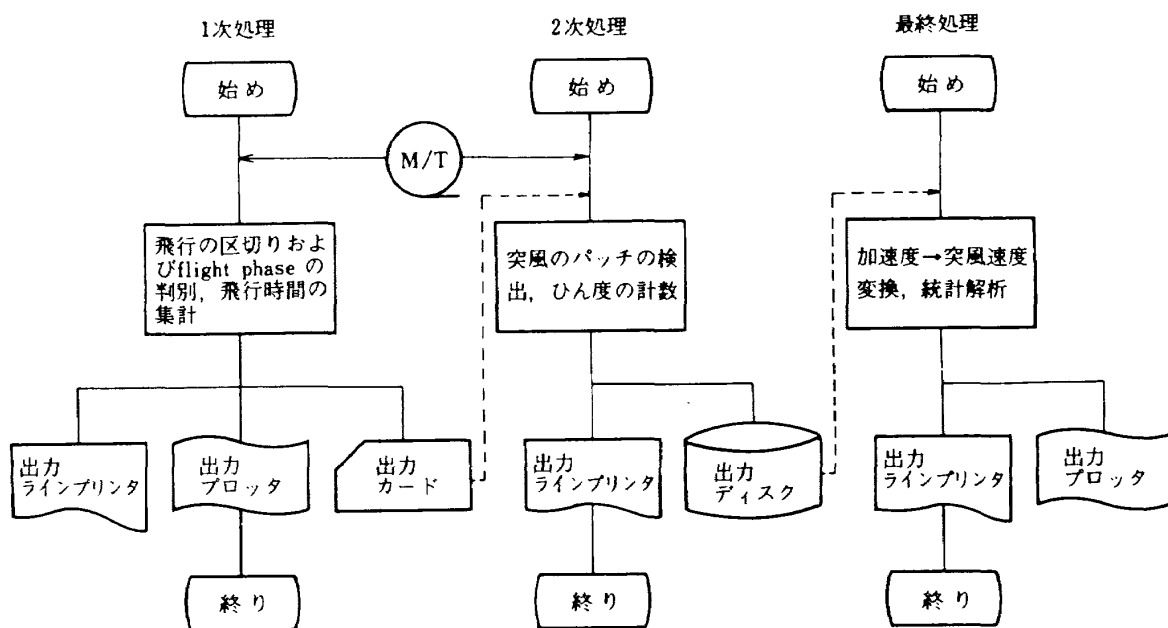


図1 電子計算機によるデータ処理

タに出力した。flight phaseは“上昇”, “水平飛行”, “降下”, “地上”の4種類に分類した。飛行時間は各高度区分について, 1飛行の中のflight phaseごとに集計して出力した。

2次処理(付録C参照)では, 一定の判別基準のもとに突風のパッチを検出し, パッチ内での上下方向加速度, および迎え角と等価対気速度から求めた上下方向突風速度のレベル・クロスひん度と飛行時間を計数するとともに, 最終処理に必要なパッチ内での平均高度, 速度, 機体重量等を求め, 1次処理で得られたdocumentary data, flight phaseとともに結果をライプリンタおよびディスクに出力した。

最終処理では, 2次処理で得られた上下方向加速度ひん度を有効突風速度ひん度に変換(付録D参照)して, 高度別, 季節別, flight phase別の突風速度の分布および突風の長さの分布の解析を行った。

#### 4. 解析結果および検討

以上の方法で収集, 解析したデータの高度に対する飛行時間割合を上昇, 水平飛行, 降下およびこれらを合計した全飛行について図2に示す。縦軸は高度, 横軸は各高度区分(付表B1参照)ごとの飛行時間を総飛行時間と高度区分巾で除した値である。本報告では, 突風統計資料作製におけるサンプル・

サイズの影響をみるために, 総飛行時間約1,500 hrs, 飛行距離760,000 km, 飛行回数1,070回(図2以後破線で示す)と, その約5割にあたるデータを追加した総飛行時間2,300 hrs, 飛行距離1,150,000 km, 飛行回数1,658回(図2以後実線で示す)の2つのサンプル・サイズに対する解析を行ったが,

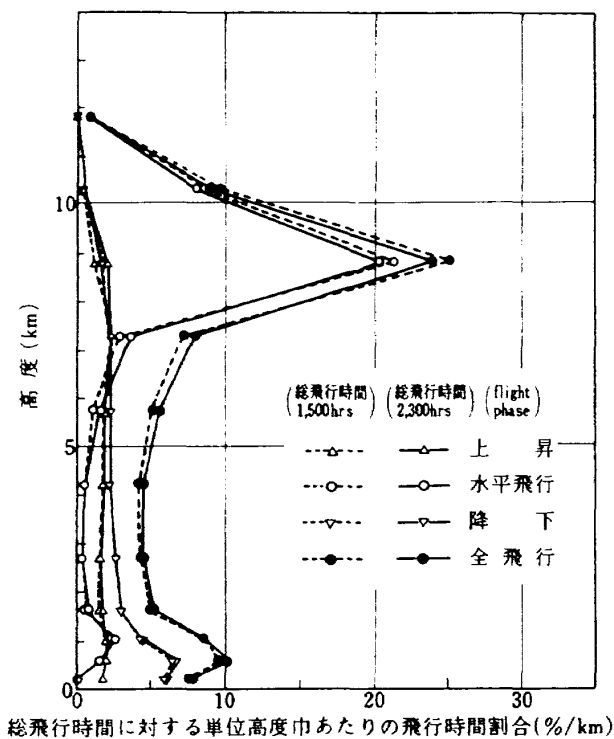


図2 高度別飛行時間割合

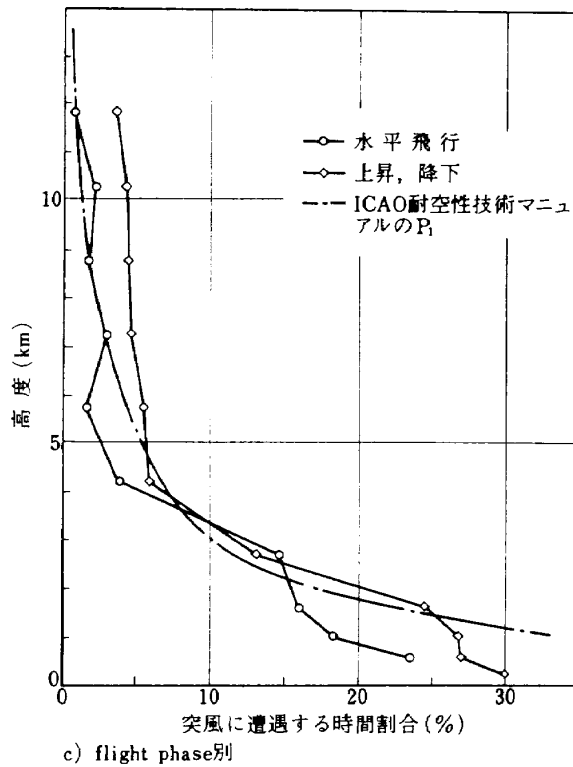
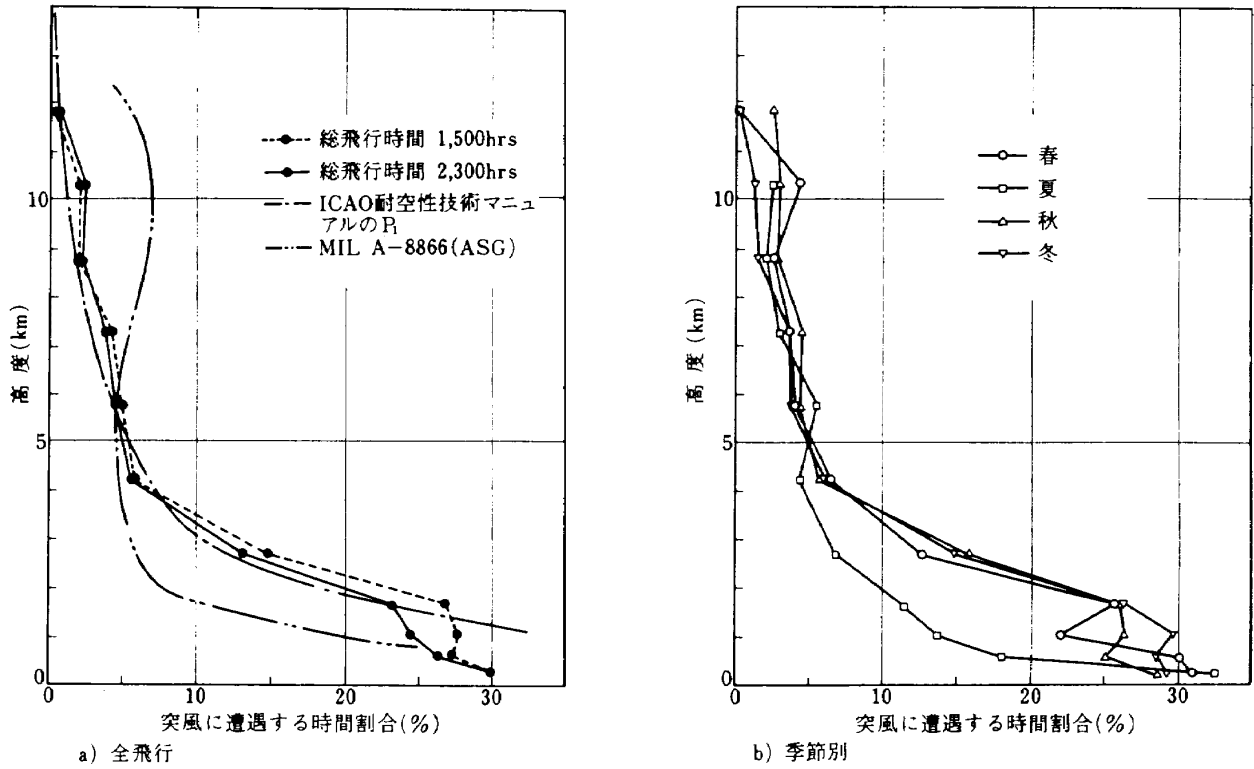


図3 突風に遭遇する時間割合

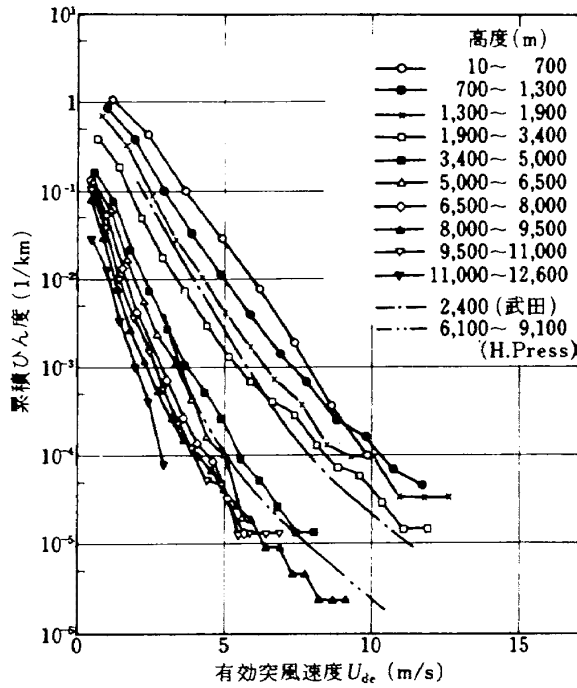
図2は両母集団の高度および flight phase 別飛行時間割合がほぼ同じであることを示している。

図3に突風に遭遇する時間割合を示す。同図 a)は全飛行について、また b) および c) はそれぞれ季節および flight phase 別に分けて表わしている。図3 a)において総飛行時間 2,300 hrs (実線) と 1,500

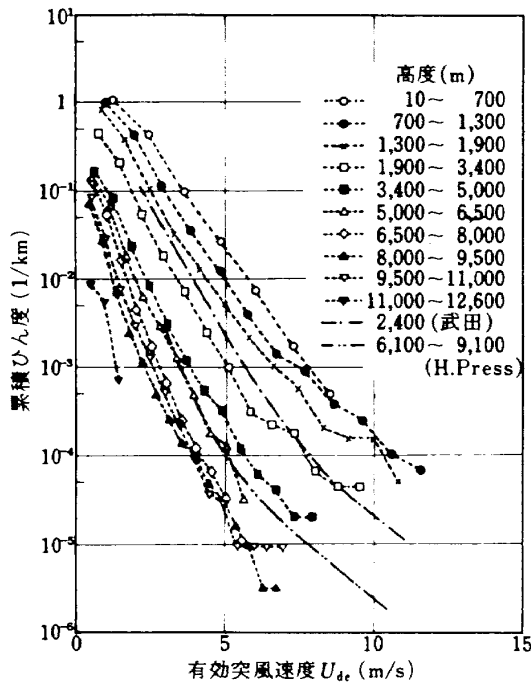
hrs (破線) の両ケースの比較を行ったが約 2,000 m 以下の低空を除いてはほとんど差はみられない。また、今回得られた結果は ICAO 耐空性技術マニュアル<sup>5)</sup> の突風強度基準の中で連続乱気流法<sup>6), 7)</sup> の乱気流モデルに採用されている P<sub>1</sub> (non-storm turbulence) に遭遇する時間割合、図中に一点鎖線で示

す)と非常に良く一致している。<sup>注)</sup>

米国軍用規格<sup>8),9)</sup>では、 $P_1$ は当初図中の二点鎖線の値が用いられていたが、1971年の改訂において一点鎖線の値に改められた。



a) 全飛行(総飛行時間2,300hrs)



b) 全飛行(総飛行時間1,500hrs)

図4 突風速度分布

図3 b)によると、突風遭遇時間割合はすべての高度において春、秋、冬の3季節の間には差が認められないが、夏期の突風遭遇時間割合は低い高度において他の季節に比べて少ない。図3 c)によると、高い高度では水平飛行時の突風遭遇時間割合が上昇、降下時に比べてかなり少ない。また前述のICAOの $P_1$ (図中の一点鎖線)と比べると、ICAOの $P_1$ は高い高度では今回得られた水平飛行時の結果と、また低い高度では上昇および降下時の結果と良く一致している。

図4 a) (総飛行時間 2,300 hrs)と図4 b) (総飛行時間 1,500 hrs)に全飛行の突風速度の高度別累積ひん度分布を示す。両図を比べると、資料数が非常に少ない11,000~12,600mの高度の場合および5 m/s以上の有効突風速度で、かつ、累積ひん度が $10^{-3}/\text{km}$ 以下の場合には、両者の間に若干の差がある。また、図4 a)およびb)中の一点鎖線は、DC-4型機が札幌-東京-大阪-福岡-沖縄の航空路を運航した間の約190,000 km分の資料を集計したた武田他<sup>10)</sup>による日本国内唯一のデータであり、二点鎖線は McDougal 他<sup>11)</sup>の実測資料を Press 他<sup>12)</sup>

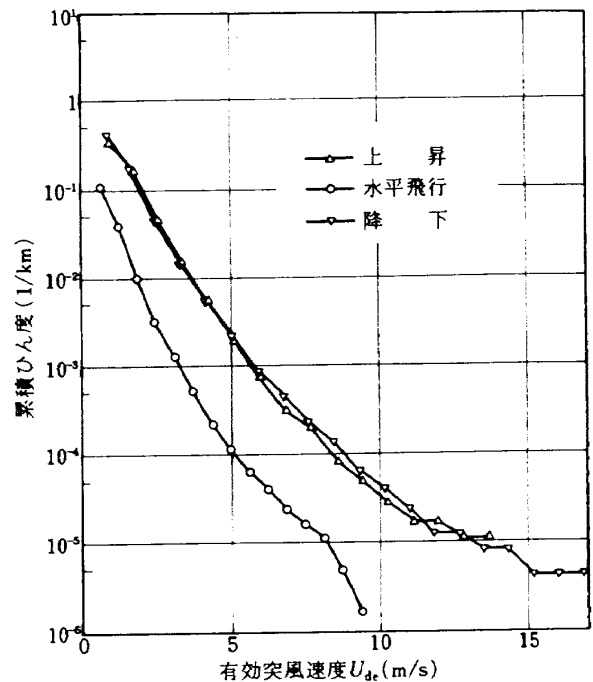


図5 flight phase別突風速度分布

注) 連続乱気流法では乱気流を non-storm turbulence と storm turbulence に分けてそれぞれの turbulence に遭遇する時間割合を  $P_1$  (non-stormの場合),  $P_2$  (stormの場合) で表わしているが、 $P_2$ は $P_1$ に比べて非常に小さいため、今回得られた結果を $P_1$ と比較しても $P_1 + P_2$ と比較してもほとんど変りない。

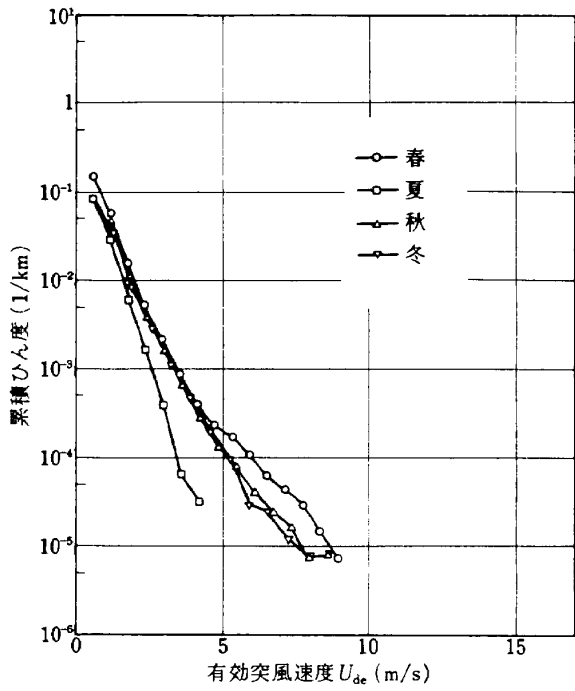


が少し修正したものである。今回得られた結果はこれらのデータと良く一致している。

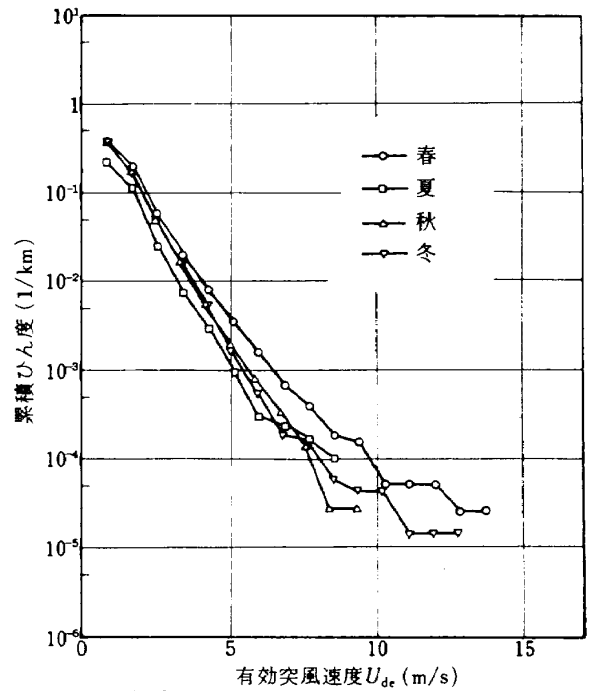
図5に flight phase 別突風速度の累積ひん度分布を示す。突風累積ひん度は上昇時と降下時ではほとんど同じであるが、水平飛行の場合は上昇および降下時と比べて突風累積ひん度が少ない。なお図4 a) と比べて突風速度の最大値が異なるのは上下方向加

速度を有効突風速度に変換する場合の機体重量、高度、速度およびマッハ数の平均値が分類の方法により異なるためである(付録D参照)。

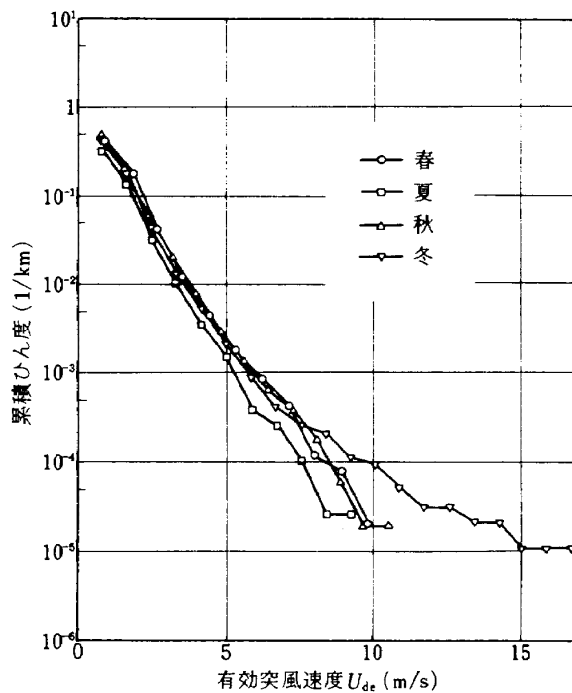
図6 a), b) および c) に季節別突風速度の累積ひん度分布を flight phase ごとに分けて示す。水平飛行時の累積ひん度は各季節とも上昇および降下時に比べてかなり少なく、上昇時と降下時は同じ程度



a) 水平飛行



b) 上昇



c) 降下

図6 季節別および flight phase 別突風速度分布

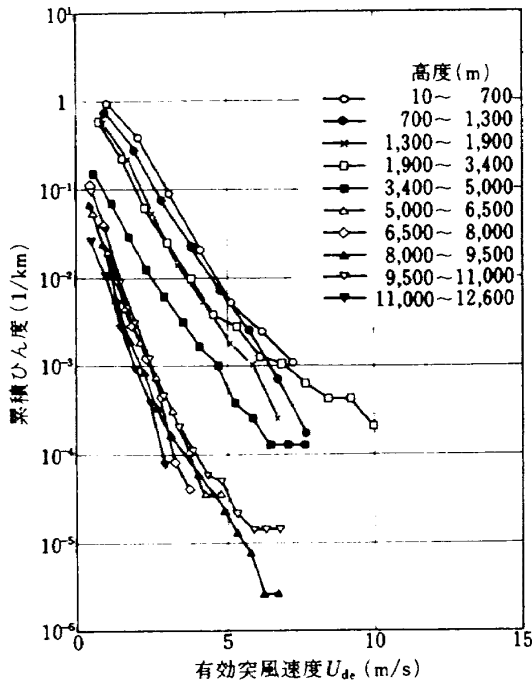
である。また上昇および降下時は季節による大きな差は認められないが、水平飛行時には夏期のひん度が他の季節に比べて少ない。

図7 a) および b) に高度別突風速度の累積ひん度分布を水平飛行時と上昇および降下時に分けて示す。水平飛行時の累積ひん度は高度1,900~3,400mと3,400~5,000mを除いた他の高度では、上昇およ

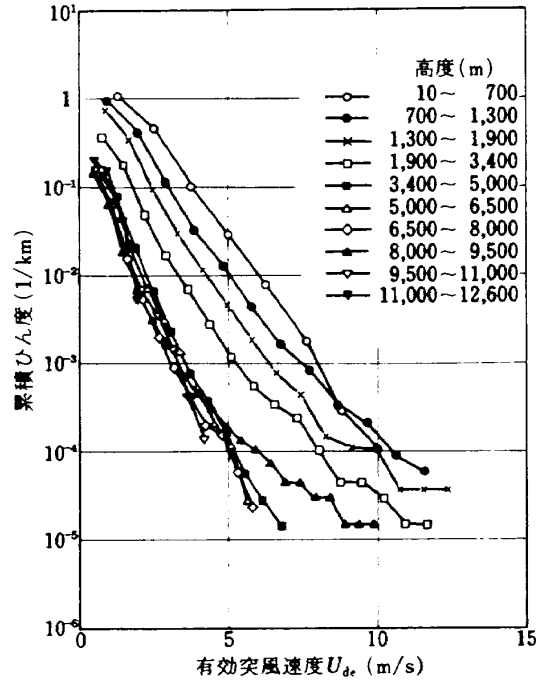
び降下時に比べてかなり少ない。

図8 a) (総飛行時間2,300 hrs)と図8 b) (総飛行時間1,500 hrs)に突風のパッチの長さの高度別分布を示す。両図はデータの少ない高い高度11,000~12,600mを除いてはほぼ同じ傾向を示している。

図9に突風のパッチの長さの平均値と標準偏差の高度別分布を示す。図によると、突風のパッチの長

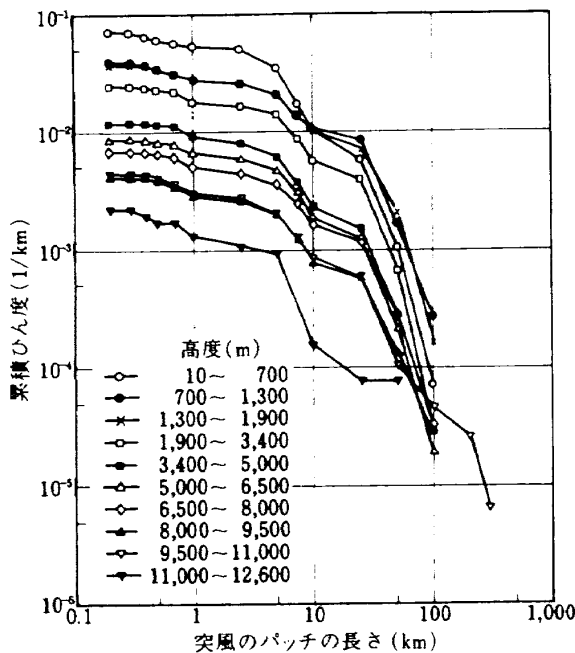


a) 水平飛行

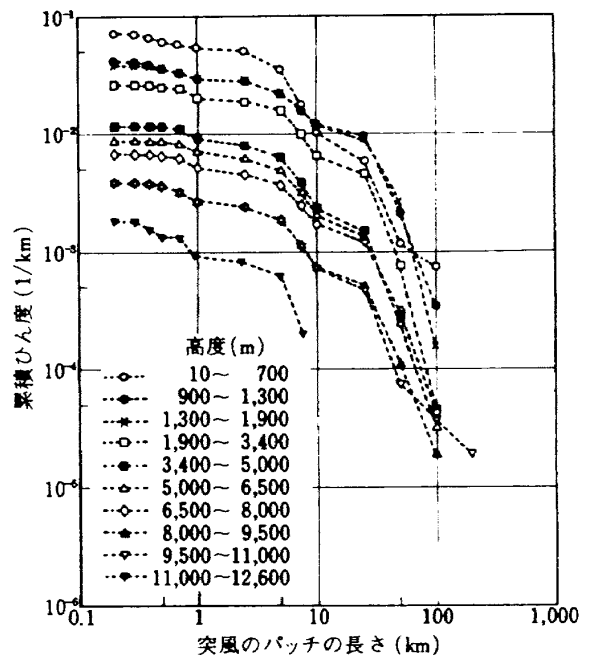


b) 上昇および降下

図7 高度別および flight phase 別突風速度分布



a) 全飛行(総飛行時間2,300hrs)



b) 全飛行(総飛行時間1,500hrs)

図8 突風のパッチの長さのひん度分布

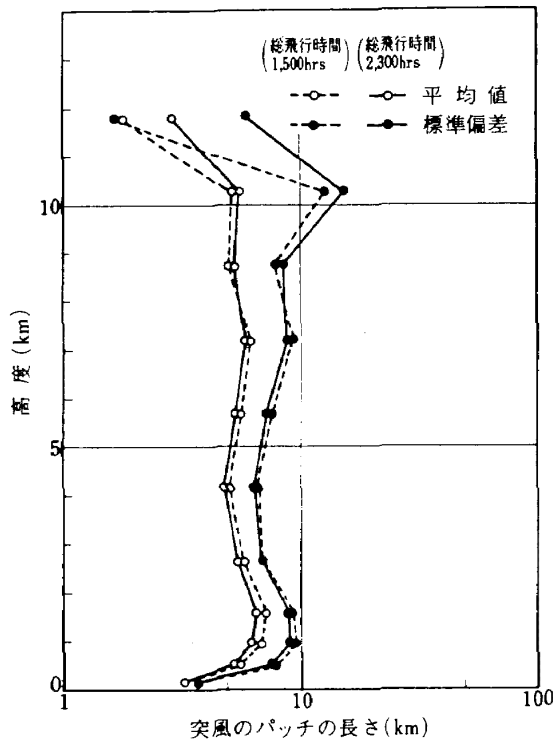


図9 突風のパッチの長さの高度別分布

さはばらつきが非常に大きく、かつ、地上付近（高度400m以下）とデータの少ない高い高度を除くと顕著な高度依存性は認められない。

なお、図3、図4および図7を見ると、突風の様相は高度約5,000mを境として、それ以上ではほぼ同一の性質を示すが、約5,000m以下では高度が下がると共に突風遭遇時間割合とか突風ひん度が非常に増大する傾向を示している。

また、図3c)および図5～図7で指摘した突風遭遇時間割合および突風ひん度が水平飛行時と上昇および降下時で異なることの原因の1つは、水平飛行時に比べて上昇および降下時は定まった空港に離発着するという制約から突風回避が困難なためと推察される。この結果は、航空機の突風強度設計に際して、例えば連続乱気流法のMission Analysisによって航空機のmissionの違いによる影響を精密に評価しようとするような場合には水平飛行時と上昇および降下時とで異った突風モデルを使用することの必要性を示唆していると考えられる。

## 5. まとめ

全日空のLockheed L-1011機に搭載されたDFDRの資料を電子計算機により処理するためのプロ

グラムを開発し、突風資料の収集、解析を行った。得られた結果を列記すると次のとおりである。

(1) 総飛行時間約2,300hrs（飛行距離1,150,000km, 飛行回数1,658回）と約1,500hrs（飛行距離760,000km, 飛行回数1,070回）の2つのサンプル・サイズについて解析を行った結果、特に資料数の少ない部分を除き両者はほぼ同じ結果を示した。このことは、ここに得られた結果が統計資料として信頼のおけることを示している。

(2) 飛行中に突風に遭遇する時間割合は、高い高度において水平飛行時が上昇および降下時に比べてかなり少なく、また低い高度において夏期が他の季節に比べて少ない。

(3) 有効突風速度の累積ひん度は、上昇時と降下時はほぼ同じであり、水平飛行時は高度1,900～3,400mと3,400～5,000mを除く他の高度において上昇および降下時と比べてかなり少ない。また上昇および降下時は季節による差は認められないが、水平飛行時は夏期のひん度が他の季節に比べて少ない。

(4) 突風のパッチの長さはばらつきが非常に大きく、かつ、地上付近とデータの少ない高い高度を除くと顕著な高度依存性は認められない。

(5) 突風の様相は高度約5,000mを境として、それ以上ではほぼ同一の性質を示すが、約5,000m以下では高度が下がると共に突風遭遇時間割合とか突風ひん度が非常に増大する傾向を示している。

おわりに、DFDRのデータ提供ならびにDFDRについて種々ご教示いただいた全日空（株）航務本部運航技術部藤村部長、同DFDR解析室の大川氏をはじめ関係各位に厚く感謝の意を表す。

## 参考文献

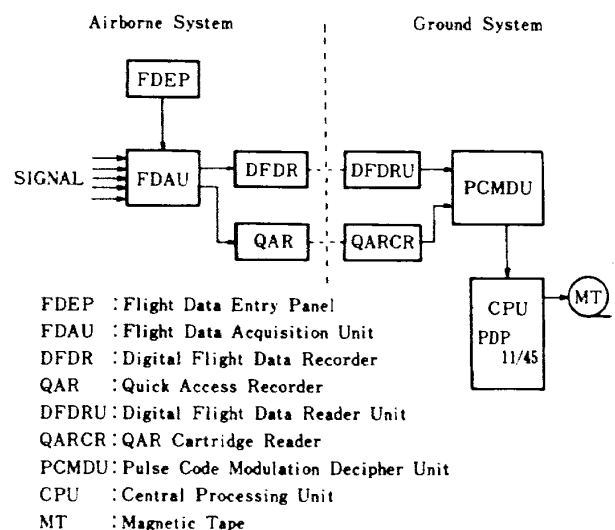
- 1) N. R. Richardson; NACA VGH Recorder, NACA TN 2265 (1951).
- 2) J. Taylor; Design and Use of Counting Accelerometers, ARC R&M 2812 (1950).
- 3) Mark 2 Aircraft Integrated Data System (AIDS MARK 2), ARINC CHARACTERISTIC 573-1, Aeronautical Radio, Inc. (1970).

- 4) Federal Aviation Regulations, FAA.
- 5) Airworthiness Technical Manual, First Edition 1974, ICAO DOC. 9051-AN/896.
- 6) F. M. Hoblit, N. Paul, J. D. Shelton and F. E. Ashford; Development of a Power-Spectral Gust Design Procedure for Civil Aircraft, FAA-ADS-53 (1966).
- 7) J. R. Fuller, L. D. Richmond, C. D. Larkins and S. W. Russel; Contributions to the Development of a Power-Spectral Gust Design Procedure for Civil Aircraft, FAA-ADS-54 (1966).
- 8) Military Specification, Airplane Strength and Rigidity, MIL-A-008861A (USAF), (1971).
- 9) Military Specification, Airplane Strength and Rigidity Reliability Requirements, MIL-A-8866 (ASG), (1960).
- 10) 武田 峻, 田辺哲夫; 国内幹線航空路における突風資料, 運輸技研資料, No.28, 昭35年
- 11) R. L. McDougal, T. L. Coleman, and P. L. Smith; The Variation of Atmospheric Turbulence with Altitude and its Effect on Airplane Gust Loads, NACA RM L53G15a (1953).
- 12) H. Press and R. Steiner; An Approach to the Problem of Estimating Severe and Repeated Gust Loads for Missile Operations, NACA TN4332 (1958).
- 13) Civil Aircraft Airworthiness Data Recording Programme; Manoeuvre Acceleration Frequency on Two Current Transport Aircraft Types, Air Registration Board Technical Note No. 98 (1969).
- 14) K. G. Pratt and W. G. Walker; A Revised Gust-Load Formula and Re-Evaluation of V-G Data Taken on Civil Transport Airplanes from 1933 to 1950, NACA R 1206 (1954).

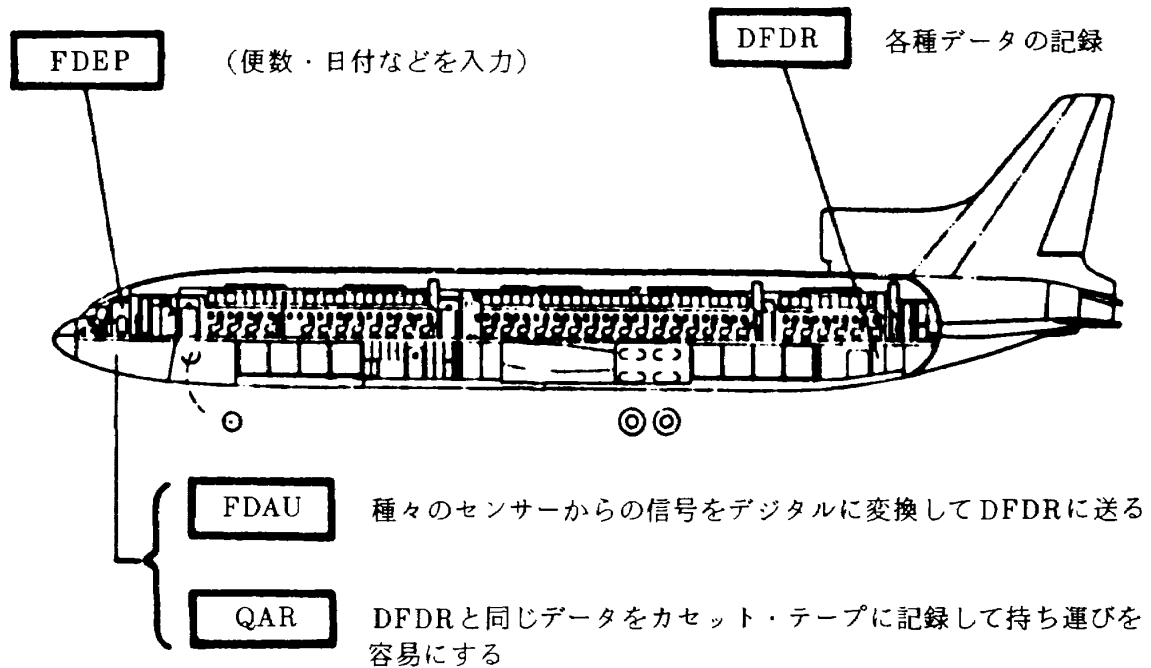
### 付録A DFDR システム

全日空で採用しているDFDRシステムの構成を付図A 1に、同社L-1011の機上システムの配置を付図A 2に示す。システムは各種センサーからの信号をサンプリングし、デジタル変換してDFDRに送るFDAU(Flight Data Acquisition Unit), 搭乗員が飛行開始時に日付, 便名, 離陸重量等の documentary data を入力するFDEP(Flight Data Entry Panel), FDAUからのデータを磁気テープに記録する耐熱, 耐水, 耐衝撃性の事故解析用DFDR, およびDFDRと同じデータを脱着の容易なカセット・テープに記録するQAR(Quick Access Recorder) からの機上システムと, DFDRとQARの再生器DFDRU(Digital Flight Data Reader Unit)およびQARCR(QAR Cartridge Reader), パルス・コードを解読して電子計算機用パルス・コードに変換し, さらに直並列変換を行うPCMDU(Pulse Code Modulation Decipher Unit) および電子計算機からなる地上解析システムで構成される。

DFDR(Lockheed社製 Model 209)の磁気テープは6トラックで, 1トラックに直列に記録し, end of tape を検出すると逆転して次のトラックに逆方向に記録する。これを繰返して最終トラックから最初のトラックに戻り, 古い記録を消しながら新しいデータを記録して, テープ上には常に最近のデータが最低25時間分記録されている。(QAR(Lockheed社製 Model 280)はトラック数が8, 記録時間は50



付図A 1 全日空DFDRシステムの構成



付図A 2 全日空L-1011DFDR機上システムの配置

時間である。)

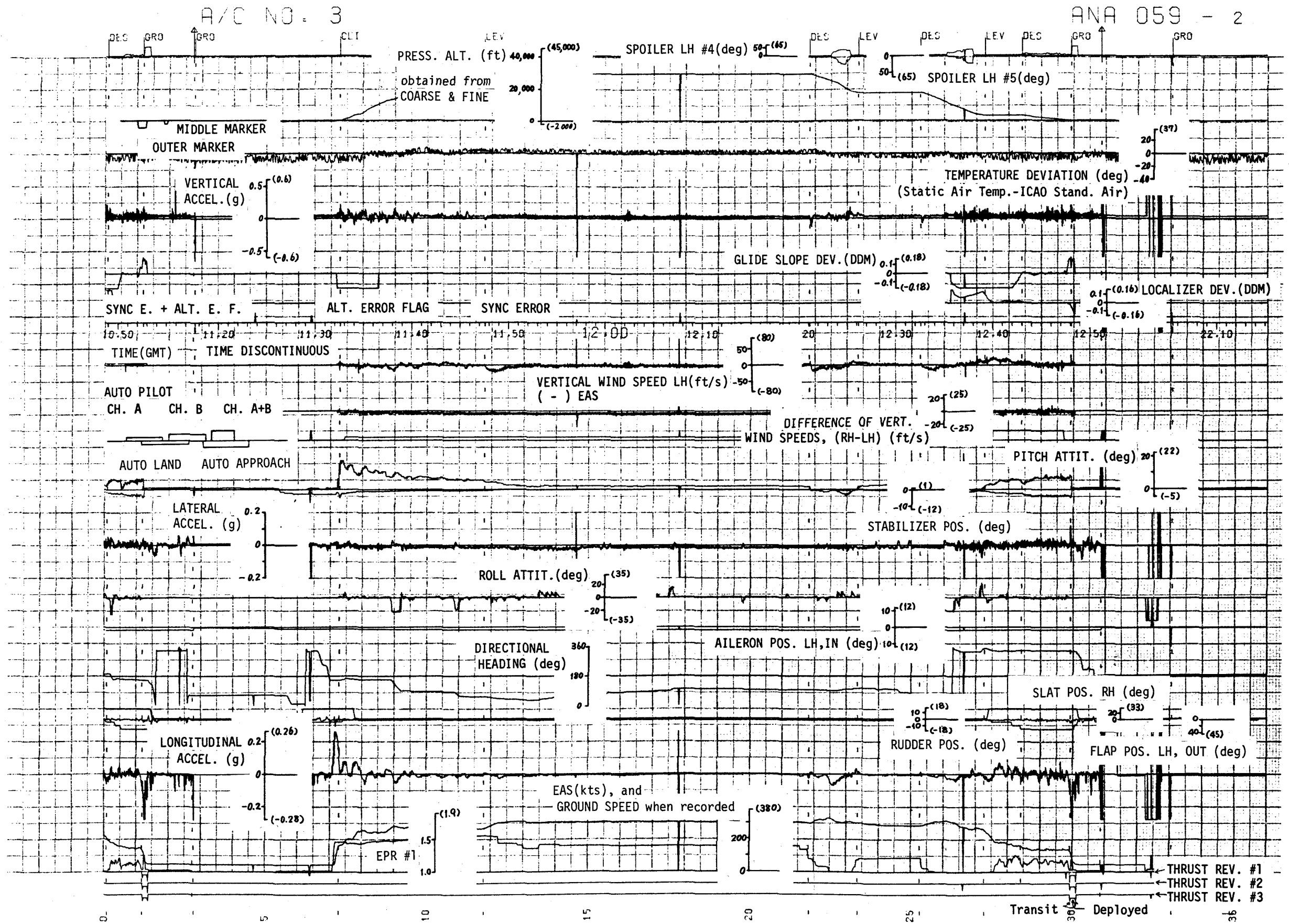
記録型式はHarvard Bi-Phaseで、1 word = 12 bits, 64 words = 1 subframe, 4 subframe = 1 main frame, 各 subframe の最初の word にはそれぞれの subframe sync word が記録されている。記録速度は毎秒 768 bits (64 words) である。個々のパラメタのサンプリング回数は 1 subframe に 4 回から 1 main frame に 1 回まで、パラメタの特性に応じてさまざまである (本文表 3 参照)。discrete data (on/off で表示できるデータ, 例えば marker の通過, 無線の交信など) は、記録容量の節約のため、continuous data (高度, 方位など) の 1 word (12 bits) の末尾 2 bits に割り当てられている。また、これらの常時記録パラメタの他に、飛行開始時に documentary data が挿入される。

以上は全日空の DFDR システムの概要であるが、使用目的に応じて、FDAU を増設し QAR のテープ速度を上げて記録データ量を増したり、あるいは機上に DMU (Data Management Unit) を搭載してある程度処理した結果のみを記録する (AIDS システム) ことも可能である。

## 付録 B 電子計算機による 1 次処理

突風データ処理に用いる電子計算機用磁気テープ上には、機上の DFDR システムが作動している間のデータが中断なく記録されており、また、QAR がエンドレス・レコーディングであること、および電子計算機用磁気テープ作製時の都合により、記録が飛行の途中から始まったり、中断したり、あるいは記録が一部重複、欠落、前後していることもある。さらに、種々の原因によるノイズの混在も免れない。そこで、処理担当者の目視による記録内容の理解とチェック、および電子計算機による 2 次以後の処理の便宜のため、さらに、突風データ処理以外の分野への汎用性も考慮して、記録内容に関する基礎情報を XY プロッタ、ライン・プリンタおよびカードに出力するための 1 次処理プログラムを作製した。

XY プロッタの出力例を付図 B 1 に示す。同図において、上部覧外の "CLI", "LEV", "DES" および "GRO" はそれぞれ "上昇", "水平飛行", "降下" および "地上" を意味しそれぞれの開始点を示している。flight phase の区分は通常個々の解析目的に応じて種々の方法が用いられており (例え

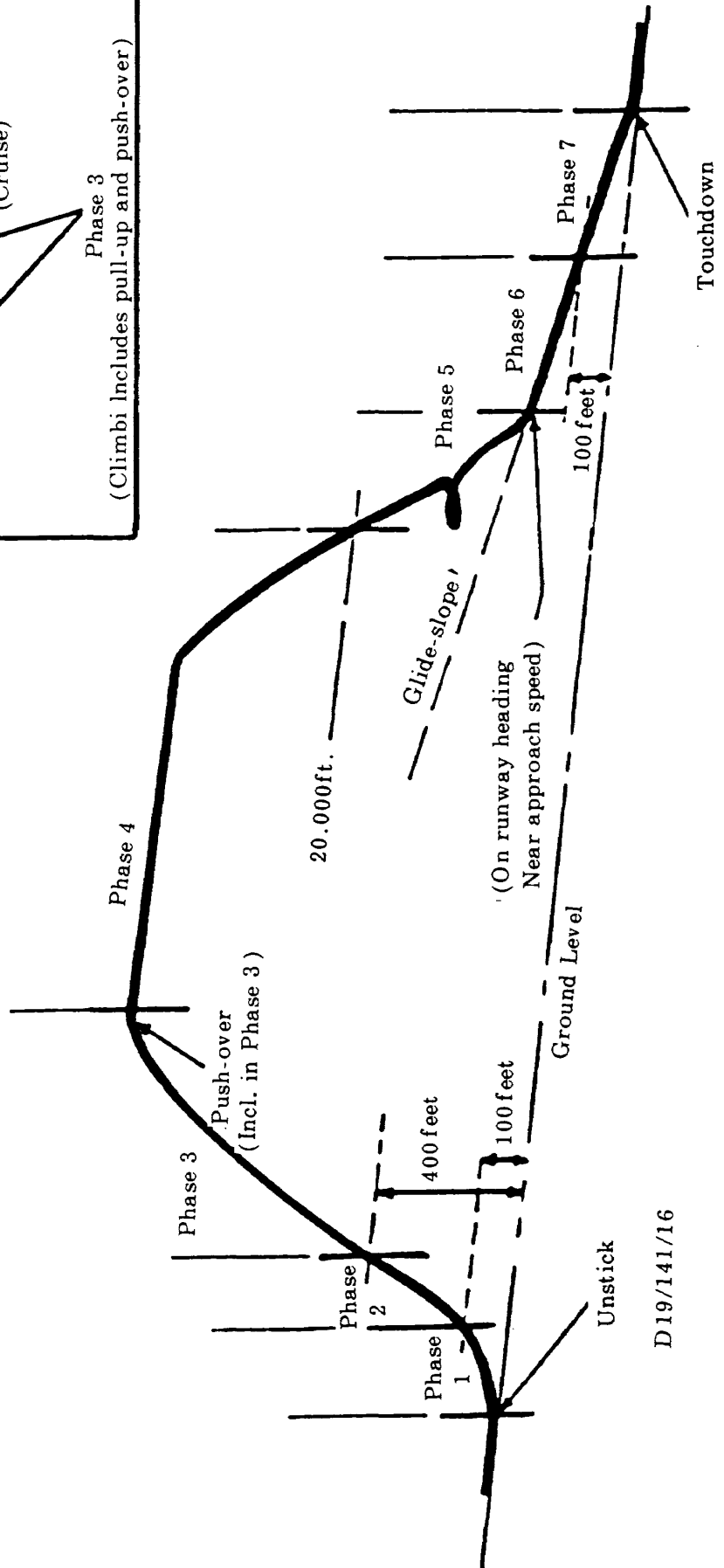
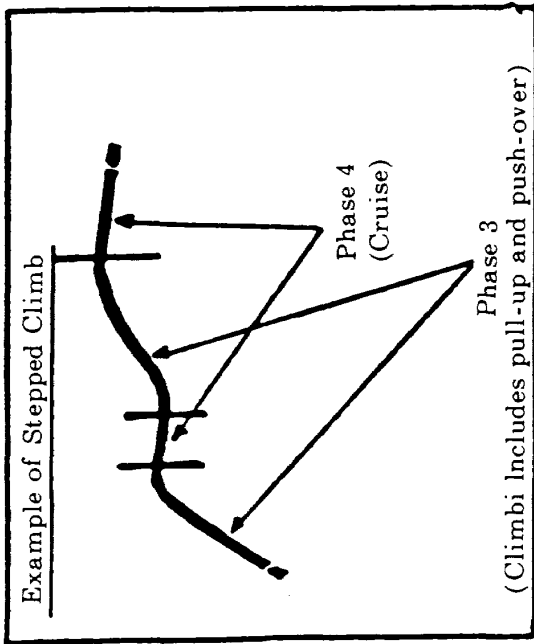


付図B1 1次処理のXYプロッタ出力例



C. A. A. D. R. P. PROGRAMME(PHASE 2) : MANOEUVRE & EXPERIENCE  
 DIAGRAMMATIC REPRESENTATION OF FLIGHT PHASES

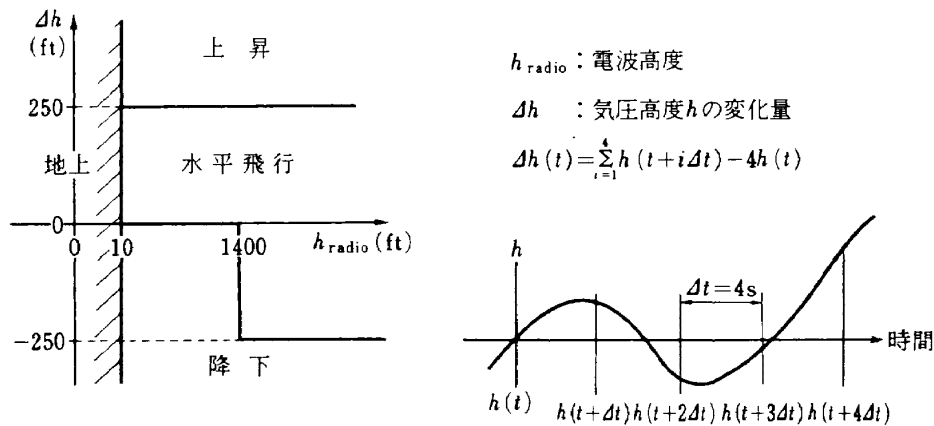
- Phase 1 : Take-off
- Phase 2 : Initial Climb
- Phase 3 : Climb
- Phase 4 : Cruise and Descent
- Phase 5 : Intermediate Approach
- Phase 6 : Final Approach
- Phase 7 : Landing



D19/141/16

付図 B 2 Flight phase の区分の一例 (文献 ARBTN98 より引用)





付図 B 3 Flight phase の判別基準

ば付図 B 2<sup>13)</sup> ) 定まった方法はない。本プログラムでは、電子計算機による判別の容易さとともに着陸前の待時間のような運航に関する情報収集の可能性も考慮して、付図 B 3 に示す判別基準により“上昇”、“水平飛行”、“降下”および“地上”の 4 種類に分類した。

すなわち、“地上”は電波高度の記録値  $h_{radio}$  が 10 ft 未満の領域とした。“上昇”、“水平飛行”および“降下”(いずれも  $h_{radio}$  は 10 ft 以上の領域)については、短時間の高度変動による flight phase の細分化を防ぐため、16s 間の気圧高度の変化量  $\Delta h$  を (B-1) 式で定義して、

$$\Delta h = \sum_{i=1}^4 h(t+i\Delta t) - 4h(t) \tag{B-1}$$

ただし、 $\Delta t = 4s$

“上昇”は  $\Delta h$  が 250 ft 以上の領域とした。“水平飛行”と“降下”の区分は、低高度での降下率が小さいことを考慮して、 $h_{radio}$  が 10 ft から 1,400 ft の間では  $\Delta h = 0$ 、 $h_{radio}$  が 1,400 ft 以上では  $\Delta h = -250$  ft を両者の境界とした。なお 1 飛行の区切りは時刻の不連続性から判別した。したがって本報告における 1 飛行は必ずしも離陸から着陸までの完全な 1 飛行とは限らない。

ライン・プリンタの出力例を付図 B 4 に示す。カード出力はライン・プリンタ出力とほぼ同じで、ライン・プリンタの 1 行をカード 1 枚に出力した。図にみられるように出力内容は documentary data, flight phase に関する情報および飛行時間に関する情報である。flight phase に関する情報としては flight phase の種類、その区間の XY プロット<sup>注1)</sup> および磁気テープ上での位置、開始点での時刻、区間の長さ (s)、開始および終了時の 16s 間の平均方位、電波高度<sup>注2)</sup>、対地速度 (機体によって対地速度の記録がない時は零とする)、ならびに気圧高度および等価対気速度の開始および終了時の値と平均値を出力した。飛行時間に関する情報は、付表 B 1 の A 欄に示す各高度区分内の飛行時間を flight phase ごとに集計し、1 飛行の最後の flight phase 情報の後に出力した。(付表 B 1 の A 欄には 1 次および 2 次処理で用いた高度区分、B 欄は最終処理で用いた高度区分を示す。)

なお、1 次処理から最終処理までを通して、機速は等価対気速度を用い、気圧高度および加速度は次に示す方法で求めた。気圧高度は coarse と fine の値  $h_c, h_f$  を用いて (B-2) 式により求めた。(付図 B 5 参照)

注 1) XYプロッタ上での flight phase の位置はカードへは出力しない。

注 2) 電波高度計の測定範囲は 2,500ft 以下で、約 3,000ft で記録が飽和している。

```
*****
* SERIAL NO.      766 TO      785 *
* MT NO.         ANA059      *
* SKIP(PAGE)    0           *
* A/C NO.       3-EAS-1     *
*****
```

PHASE	PAGE/CM	(BLK / MAIN FRAME)	GMT	LENGTH	HEADING	R.ALT	P.ALT	EGS	EAS																		
***** 766** 1/ 6.60 ( 83/3) * DATE 76-12-17 * FLT 263- 4 * TOW(KLB) 340.4 *																											
123	GROUND	1/ 1.02 ( 13/4 TO 120/2)	852Z	1680 S	229/ 37	-5	25/ 0/ 11	0	43/ 0/159																		
234	CLIMB	1/ 9.56 ( 120/3 TO 175/4)	920Z	888 S	35/267	76	100/16921/30899	0	164/265/280																		
345	LEV FLT	1/14.00 ( 176/1 TO 380/3)	935Z	3236 S	267/267	3179	30952/30933/30971	0	281/292/290																		
454	DESCENT	1/30.38 ( 380/4 TO 410/2)	1029Z	476 S	267/271	3179	30959/22880/15054	0	289/310/308																		
545	LEV FLT	1/32.76 ( 410/3 TO 420/2)	1037Z	160 S	271/269	3179	15006/14611/14996	0	307/303/289																		
452	DESCENT	1/33.56 ( 420/3 TO 465/4)	1040Z	728 S	268/157	3170	14993/ 6273/ -144	0	286/229/140																		
521	GROUND	2/ 1.20 ( 466/1 TO 485/3)	1052Z	316 S	155/999	9	-165/ 0/ -162	0	134/ 0/ 43																		
(LT.25)/.75/1.75/2.75/3.75/4.75/5.75/ (10) (15) (20) (25) (30) (35) (40) (T)																											
C	8	24	40	24	32	16	16	56	48	88	64	64	76	64	56	104	108	0	0	0	0	0	0	0	888		
L	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	160	0	0	0	0	3236	0	0	0	0	0	0	0	0	0	3396	
D	36	72	148	48	100	44	24	60	60	72	124	64	56	68	68	76	84	0	0	0	0	0	0	0	0	1204	
***** 767** 2/ 6.40 ( 531/1) * DATE 76-12-17 * FLT 266- 5 * TOW(KLB) 324.9 *																											
123	GROUND	2/ 2.80 ( 486/1 TO 542/1)	1117Z	856 S	63/155	-7	-161/ 0/ -167	0	43/ 0/143																		
234	CLIMB	2/ 7.30 ( 542/2 TO 598/2)	1132Z	900 S	155/ 53	15	-144/16273/28899	0	155/256/267																		
345	LEV FLT	2/11.80 ( 598/3 TO 724/1)	1147Z	1972 S	53/ 96	3179	28964/28944/29010	0	267/304/299																		
454	DESCENT	2/21.86 ( 724/2 TO 743/1)	1221Z	304 S	96/104	3179	29005/23031/17051	0	296/311/301																		
545	LEV FLT	2/23.38 ( 743/2 TO 767/1)	1226Z	384 S	104/ 59	3179	16997/16800/16990	0	301/289/285																		
454	DESCENT	2/25.30 ( 767/2 TO 792/1)	1232Z	380 S	59/346	3179	16994/ 9648/ 2997	0	285/290/261																		
545	LEV FLT	2/27.30 ( 792/2 TO 806/2)	1239Z	228 S	350/337	2517	2956/ 2854/ 2923	0	254/187/163																		
452	DESCENT	2/28.44 ( 806/3 TO 825/2)	1243Z	304 S	337/334	3189	2922/ 1356/ -62	0	160/140/132																		
521	GROUND	2/29.96 ( 825/3 TO 837/2)	1248Z	192 S	331/999	0	-74/ 0/ -60	0	126/ 0/ 43																		
(LT.25)/.75/1.75/2.75/3.75/4.75/5.75/ (10) (15) (20) (25) (30) (35) (40) (T)																											
C	16	28	28	24	36	20	12	52	56	84	56	88	72	84	100	136	8	0	0	0	0	0	0	0	0	0	900
L	0	0	0	228	0	0	0	0	0	0	0	384	0	0	0	0	1972	0	0	0	0	0	0	0	0	2584	
D	36	100	104	80	52	24	24	44	64	60	60	96	36	48	68	76	16	0	0	0	0	0	0	0	0	988	

documentary data

flight phase の情報

飛行時間 の情報

1 飛行

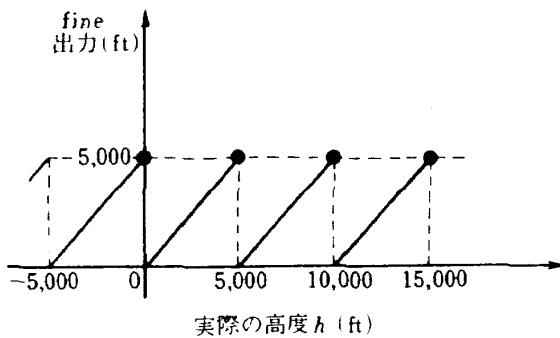
1 飛行

付図B4 1次処理のライン・プリンタ出力例



付表 B 1 高度区分

	A (1次および2次処理)	B (最終処理)	
		高度を変数として扱う場合	高度をパラメタとして扱う場合
高度区分 (ft)	~ 250	~ 1,250	~ 2,250
	250 ~ 1,250		
	1,250 ~ 2,250	1,250 ~ 2,250	同 左
	2,250 ~ 3,250	2,250 ~ 4,250	
	3,250 ~ 4,250		同 左
	4,250 ~ 5,250	4,250 ~ 6,250	
	5,250 ~ 6,250		同 左
	6,250 ~ 8,750	6,250 ~ 11,250	
	8,750 ~ 11,250		同 左
	11,250 ~ 13,750	11,250 ~ 16,250	
	13,750 ~ 16,250		同 左
	16,250 ~ 18,750	16,250 ~ 21,250	
	18,750 ~ 21,250		同 左
	21,250 ~ 23,750	21,250 ~ 26,250	
	23,750 ~ 26,250		同 左
	26,250 ~ 28,750	26,250 ~ 31,250	
	28,750 ~ 31,250		同 左
	31,250 ~ 33,750	31,250 ~ 36,250	
33,750 ~ 36,250		同 左	
36,250 ~ 38,750	36,250 ~ 41,250		
38,750 ~ 41,250			



付図 B 5 気圧高度の fine の記録

$$\begin{aligned}
 h &= 5,000 * \text{IFIX} \left[ \frac{h_c - h_f}{5,000} + 0.5 \right] \\
 &+ h_f, \text{ for } h_c \geq h_f \\
 &= 5,000 * \text{IFIX} \left[ \frac{h_c - h_f}{5,000} - 0.5 \right] \\
 &+ h_f, \text{ for } h_c < h_f
 \end{aligned}
 \tag{B-2} \text{注)}$$

(B-2)式は、 $h_f$ に対する $h_c$ の計測誤差が±2,500 ft 以上の場合には適用できないが、2,000 飛行時間のデータを(B-2)式により処理した結果不都合はみられなかった。上下および前後方向加速度は、重力加速度の各機体軸方向成分が加速度計の傾きによって変ることの修正および水平面内の釣合い旋回の仮定による旋回中の慣性力の修正を行って各機体軸方向加速度成分の増分 $\Delta a_z$ 、 $\Delta a_x$ および $\Delta a_y$ を(B-3)式により求めた。

$$\left. \begin{aligned}
 \Delta a_z &= a_z - \cos \theta / \cos \phi \\
 \Delta a_x &= a_x - \sin \theta \\
 \Delta a_y &= a_y
 \end{aligned} \right\} \tag{B-3}$$

ただし、 $a_z$ 、 $a_x$ および $a_y$ はそれぞれz、xおよびy軸方向加速度の記録値、 $\theta$ および $\phi$ はそれぞれ機体のピッチ角およびロール角で、いずれも1 sub-frame 内では一定とした。

注) (B-2)式中、IFIX〔〕は小数点以下の切捨てを示す。

T I M E  
 W E I G H T  
 FLAP POSITION,LEFT,OUT.  
 RIGHT,OUT.  
 SLAT POSITION  
 SPOILER POSITION,LEFT NO.2, 3, 4  
 NO.5, 6  
 SPOILER POSITION,RIGHT NO.2, 3, 4  
 NO.5, 6  
 PITCH TRIM POSITION,RIGHT  
 LEFT  
 AUTOPILOT ENGAGE,A  
 B

START  
 H M  
 9.07  
 321.7 (KLB)  
 64.4 (DEG)  
 64.4 (DEG)  
 0.0 (DEG)  
 0.0 (DEG)  
 0.0 (DEG)  
 0.4 (DEG)  
 0.2 (DEG)  
 -1.7 (DEG)  
 -1.7 (DEG)  
 0  
 1

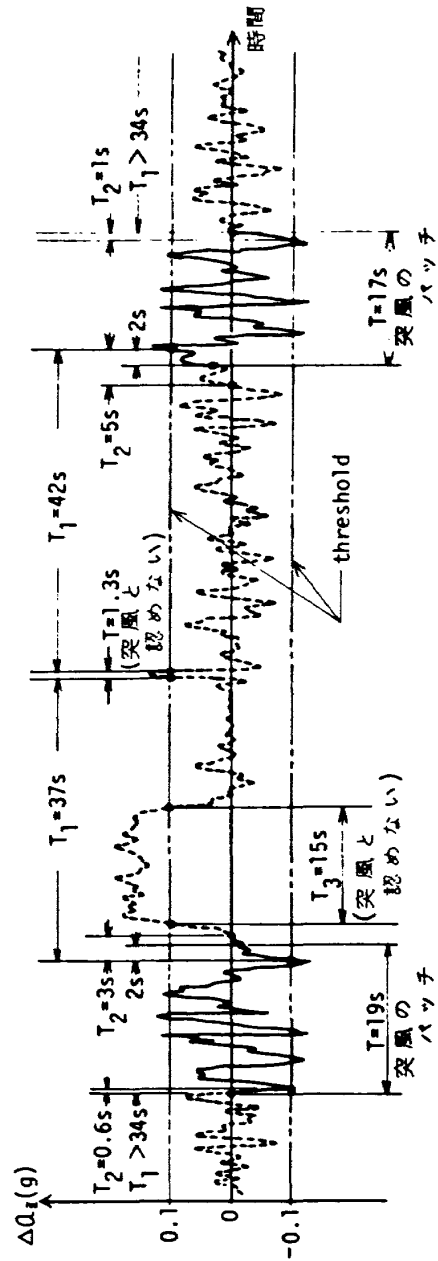
END  
 H M  
 9.08  
 321.4 (KLB)  
 64.6 (DEG)  
 64.4 (DEG)  
 0.0 (DEG)  
 0.0 (DEG)  
 0.1 (DEG)  
 0.3 (DEG)  
 0.0 (DEG)  
 -1.8 (DEG)  
 -1.7 (DEG)  
 0  
 1

	MEAN VALUE	S I G M A	INITIAL(NUMBER)	LAST (NUMBER)	MAXIMUM(NUMBER)	MIN(MUM(NUMBER)
	FRONT:MIDDLE:REAR					
VERTICAL ACCELERATION (G)	0.00	0.119	0.05 ( 2180)	0.02 ( 2464)	0.32 ( 2437)	-0.53 ( 2426)
LATERAL ACCELERATION (G)	0.01	0.019	-0.00 ( 2180)	0.01 ( 2464)	0.08 ( 2280)	-0.08 ( 2434)
LONGITUDINAL ACCEL. (G)	0.02	0.012	-0.03 ( 2180)	-0.00 ( 2464)	0.04 ( 2441)	-0.03 ( 2350)
EAS. ATTACK ANGLE LEFT(M/S)	0.35	7.170	1.29 ( 2180)	2.20 ( 2464)	27.28 ( 2422)	-24.60 ( 2426)
EAS. ATTACK ANGLE RIGH(M/S)	0.18	7.031	0.72 ( 2180)	3.26 ( 2464)	23.25 ( 2422)	-24.05 ( 2428)
TRUE AIR SPEED (KT)	504.	6.4	505. ( 2184)	505. ( 2468)	516. ( 2340)	479. ( 2428)
EQUIVALENT AIR SPEED (KT)	274.	3.5	275. ( 2184)	274. ( 2468)	280. ( 2336)	258. ( 2428)
PRESSURE ALTITUDE (FEET)	35026.	36.8	35049. ( 2184)	35028. ( 2468)	35120. ( 2428)	34932. ( 2296)
VERTICAL SPEED (M/S)	-2.4	16.92	7.2 ( 2180)	-7.3 ( 2464)	59.6 ( 2352)	-40.0 ( 2444)
PITCH ATTITUDE (DEG)	1.3	0.51	0.9 ( 2180)	0.9 ( 2464)	2.2 ( 2296)	0.0 ( 2444)
ROLL ATTITUDE (DEG)	-0.4	1.80	0.4 ( 2184)	0.0 ( 2468)	4.9 ( 2204)	-3.1 ( 2452)
DIRECTIONAL HEADING (DEG)	269.8	0.86	269.6 ( 2194)	271.8 ( 2468)	273.6 ( 2444)	269.6 ( 2184)
PITCH CONTROL COL.,PI.(DEG)	3.4	3.2	3.4 ( 2184)	3.4 ( 2468)	4.3 ( 2428)	2.4 ( 2324)
CO.(DEG)	3.6	3.5	3.7 ( 2180)	3.4 ( 2464)	4.5 ( 2380)	2.8 ( 2340)
ROLL CONTROL COL.,PI.(DEG)	-3.8	-2.7	-5.1 ( 2184)	-3.8 ( 2468)	11.0 ( 2444)	-12.3 ( 2264)
CO.(DEG)	-2.4	-1.7	-5.9 ( 2180)	0.7 ( 2464)	21.4 ( 2444)	-15.6 ( 2264)
RUDDER PEDAL POS.,PI. (IN)	-0.09	0.004	-0.09 ( 2184)	-0.08 ( 2468)	-0.08 ( 2248)	-0.10 ( 2240)
CO. (IN)	-0.09	0.003	-0.09 ( 2180)	-0.09 ( 2464)	-0.08 ( 2260)	-0.10 ( 2188)
STABILIZER POSITION (DEG)	-2.1	2.2	-2.1 ( 2184)	-2.2 ( 2472)	-1.9 ( 2360)	-2.4 ( 2448)
AILERON POS.,LEFT,OUT.(DEG)	-0.7	0.6	-0.4 ( 2184)	-0.6 ( 2468)	2.1 ( 2264)	-5.5 ( 2444)
LEFT,IN.(DEG)	2.3	2.1	3.6 ( 2180)	1.3 ( 2464)	6.7 ( 2264)	-3.6 ( 2444)
RIGHT,OUT(DEG)	-1.7	1.9	-1.5 ( 2180)	-1.0 ( 2464)	3.1 ( 2264)	-9.8 ( 2444)
RIGHT,IN.(DEG)	-1.9	2.1	-1.3 ( 2180)	-2.1 ( 2464)	-0.1 ( 2192)	-7.0 ( 2440)
RUDDER POSITION (DEG)	0.4	0.3	0.4 ( 2180)	0.4 ( 2464)	0.9 ( 2230)	-0.4 ( 2438)
STATIC AIR TEMPERATURE(DEG)	-43.4	45.0	-45.6 ( 2184)	-46.9 ( 2464)	-38.7 ( 2296)	-48.3 ( 2448)

LEVEL (g)	-0.6	-0.55	-0.5	-0.45	-0.4	-0.35	-0.3	-0.25	-0.2	-0.15	-0.1	-0.05	0	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.35	0.4	0.45	0.5	0.55	0.6
NC AZ	0	0	1	1	3	2	4	3	6	12	16	23	28	30	25	16	5	3	1	0	0	0	0	0	0
ERT AZ	71.2	71.2	71.0	71.0	70.5	69.7	69.2	69.0	68.0	66.2	61.2	51.5	37.7	23.5	12.7	6.8	1.5	0.8	0.3	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
LEVEL (m/s)	-24	-22	-18	-16	-14	-12	-10	-8	-6	-4	-2	0	2	4	6	8	10	12	14	16	18	20	22	24	
NC WL	1	1	1	2	3	4	6	7	11	13	18	20	21	16	9	6	4	3	2	2	2	1	1	1	
ERT WL	71.0	70.5	70.5	70.0	69.0	67.5	66.0	64.5	61.5	56.0	42.0	31.0	24.5	15.0	8.0	6.0	4.0	3.0	2.0	2.0	1.5	1.0	1.0	0.5	
NC WR	1	1	1	2	3	4	6	7	10	15	18	22	21	19	9	7	6	5	2	2	1	1	1	0	
ERT WR	71.0	70.5	70.5	70.0	68.5	68.0	66.0	64.5	62.5	56.0	42.0	31.0	24.5	18.0	9.5	6.5	5.0	3.0	2.0	2.0	1.0	1.0	1.0	0.0	

CARD NO. = 160

付図C1 2次処理のライン・プリンタ出力例



(突風のバッチ内では  $T_1 \leq 34$ ,  $T_2 \leq 2s$ ,  $T_3 \leq 10s$ ,  $T \geq 2s$  でなければならぬ)

付図C2 突風のバッチの判別

## 付録C 電子計算機による2次処理

航空機が突風に遭遇すると機体に加速度を生じるが、加速度応答の記録には操舵によって生じるゆっくりした加速度、構造の振動によって生じる低レベルの速い加速度および計測・記録システムで生じるパルス状のノイズも同時に含まれている。そこで、このような突風以外の要素による影響を除くため、2次処理では先ず上下加速度増分  $\Delta a_z$  に対する次に示す判別基準から突風のパッチを検出した後、突風のパッチ内でのみ突風のひん度計数を行って、突風のパッチに関するその他の情報とともに結果をライン・プリンタおよびディスクに出力した。ライン・プリンタの出力例を付図C1に示す。

突風のパッチの判別基準は次のとおりである。

(付図C2参照)

- イ)  $\Delta a_z$  に  $\pm 0.1 \text{ g}$  の threshold を設けて、 $\Delta a_z$  が正負の threshold を連続的に横切る個所を突風のパッチと見做す。
- ロ)  $\Delta a_z$  が 34 s を越えて threshold を横切らないと突風のパッチは終了したものと見做し(付図C2の  $T_1$ )、最初に threshold を横切った直前に mean level を横切った個所から最後に threshold を横切った直後に mean level を横切った個所までを突風のパッチとする。
- ハ) ロ) の方法で突風のパッチの開始および終了位置を定めるとき、threshold を横切る点と mean level を横切る点の間隔が 2 s を越える時は 2 s で打切る。(付図C2の  $T_2$ )
- ニ)  $\Delta a_z$  が正の threshold を正勾配で横切ってから次に負勾配で横切るまで(またはその逆)の時間が 10 s を越える時は操舵による加速度と見做し(付図C2の  $T_3$ )、また検出した突風の長さが 2 s 未満のときはノイズと見做して(付図C2の  $T$ )、いずれの場合も突風のパッチから除外する。
- ホ) 最初または最後に threshold を横切った時の電波高波が 50 ft 未満の場合は突風のパッチから除外する。

上記の方法で突風のパッチを検出すると、パッチの開始点および終了点での時刻、機体重量、flap、

slat, spoiler および pitch trim の位置 autopilot の状態をライン・プリンタに出力した。ただし、機体重量は離陸重量、燃料消費率および飛行時間から求めた。また、飛行中の主要パラメタについて、突風のパッチ内およびその前後各 10 s 間の平均値(それぞれ付図C1の“MEAN VALUE”欄の“MIDDLE”, “FRONT” および “REAR”), パッチ内での標準偏差(同図“SIGMA”), パッチの開始および終了時の値(同図“INITIAL” および “LAST”), およびパッチ内での最大値および最小値(同図“MAXIMUM” および “MINIMUM”) をライン・プリンタに出力した。さらに、 $\Delta a_z$  および胴体の左右の迎え角計出力と等価対気速度から求めた上下突風速度(同図パラメタ欄の“EAS\*ATTACK ANGLE LEFT” および “EAS\*ATTACK ANGLE RIGHT”) の正勾配のレベル・クロスひん度(それぞれ同図の“NC AZ”, “NC WL” および “NC WR”) と各レベル以上の飛行時間(それぞれ同図の“ERT AZ”, “ERT WL” および “ERT WR”) を計数して出力した。ただし、レベルは  $\Delta a_z$  および迎え角計から求めた突風速度に対してそれぞれ 0.05 g および 2 m/s おきに設定した。

付図C1に示したライン・プリンタ出力には最終処理に直接関係のないデータも含まれている。これは電子計算機による2次処理において前述の突風のパッチの判別基準のみでは必ずしもすべてのノイズあるいは不適当な突風のパッチを除くことができないため、2次処理担当者はこのライン・プリンタ出力をチェックし、必要に応じて結果を修正した。

ディスクには、個々の突風のパッチに関する処理結果とともに、電子計算機用磁気テープ1巻ごとに磁気テープ番号、機体番号、その磁気テープ1巻中の飛行の数と突風のパッチの数、および突風のパッチに付けた通し番号の最初と最後の番号を、また、各飛行ごとに日付、flight no., leg no., 離陸重量、その飛行中の突風のパッチの数およびノイズの割合、その飛行の最初と最後のflight phaseならびに documentary data の有無を入力した。なお最終処理での航空路別の分類は flight no. と時刻表を参照して行った。

付録D 上下方向加速度から突風速度  
への変換

最終処理での上下方向加速度から突風速度への変換には(D-1)式を用いた。

$$\left. \begin{aligned}
 U_{de} &= \frac{2(W/S)}{\rho_0 k_g V_e a} \Delta a_z \\
 k_g &= \frac{0.88 \mu_g}{5.3 + \mu_g} \\
 \mu_g &= \frac{2(W/S)}{\rho \bar{c} a g}
 \end{aligned} \right\} (D-1)$$

- ただし、 $U_{de}$  : 有効突風速度  
 $\Delta a_z$  : 機体重心位置の上下方向加速度増分 (g単位)  
 $W/S$  : 主翼翼面荷重  
 $\rho_0$  : 海面上での空気密度 (0.12499 kg · s<sup>2</sup>/m<sup>4</sup>)  
 $\rho$  : 空気密度  
 $V_e$  : 等価対気速度  
 $a$  : 1 radian 当りの揚力傾斜  
 $k_g$  : 突風軽減係数  
 $\mu_g$  : 飛行機質量比  
 $\bar{c}$  : 主翼の幾何平均翼弦  
 $g$  : 重力の加速度

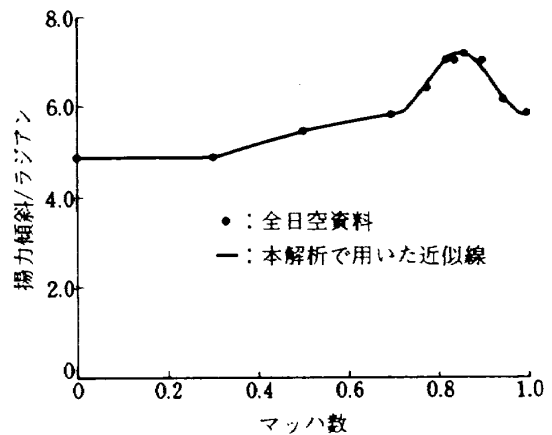
(D-1)式は突風の形を(D-2)式で仮定した、

いわゆる孤立突風法に基づく関係式である。<sup>14)</sup>

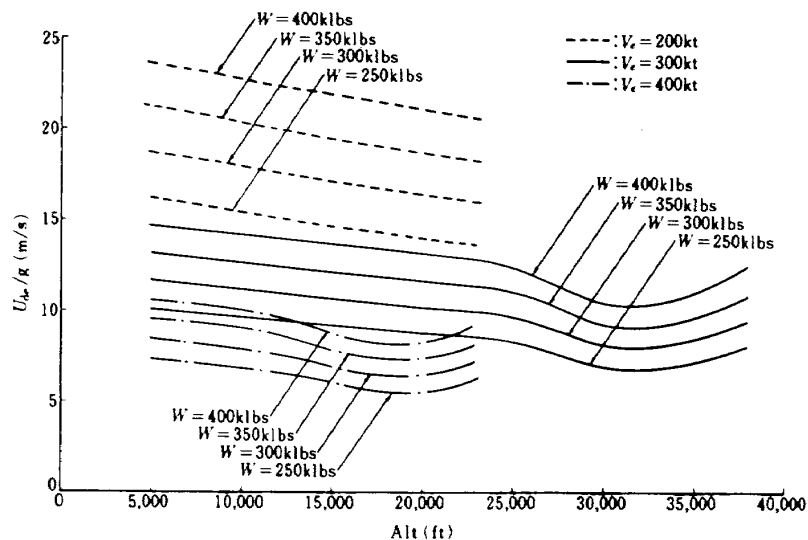
$$U(s) = \frac{U_{de}}{2} \left( 1 - \cos \frac{2\pi s}{25\bar{c}} \right) \quad (D-2)$$

ただし、 $s$  : 突風に突入してからの距離  
 すなわち、突風は主翼翼巾方向には一様で、機体の飛行径路に沿って(D-2)式で表わされる強さの単一孤立突風を仮定する。また機体は剛体で、水平定常飛行中に上記の上下突風に遭遇し、上下運動はするがピッチングは行わず、機体の前進速度も変化しない。さらに胴体および水平尾翼の揚力増分は主翼のそれと比べて小さく無視できる、との仮定を用いている。

(D-1)式に含まれる Lockheed L-1011 機 の特性値は次のとおりである。



付図D1 ロッキードL-1011機の揚力傾斜



付図D2 ロッキードL-1011機の  $U_{de}/g$



$$s = 321, 1 \text{ m}^2$$

$$\bar{c} = 7. 455 \text{ m}$$

$a$  : 付図 D-1 参照 (全日空資料より作製)

(D-1) 式に定数値を代入して変形すると (D-3) 式が得られる。

$$\frac{U_{de}}{\Delta a_z} = 6843 \frac{\rho}{V_e} \left( 1 + 0.007296 \frac{W}{\rho a} \right) \quad (\text{D-3})$$

ただし, 上式中の  $U_{de}$  は  $\text{m/s}$ ,  $\Delta a_z$  は  $g$ ,  $W$  は  $\text{kilbs}$ ,

$V_e$  は  $\text{kts}$ ,  $\rho$  は  $\text{kg} \cdot \text{s}^2/\text{m}^4$  である。(D-3) 式の  $U_{de}/\Delta a_z$  を高度および代表的重量について求めた結果を付図 D-2 に示す。

電子計算機による実際の処理では, 先ず 2 次処理で得られた個々の突風のパッチ内での飛行時間および  $\Delta a_z$  のひん度を高度別, flight phase 別, 季節別等に分類して集計し, 次にそれぞれの分類について機体重量, 高度, 速度およびマッハ数の平均値を求めた後, (D-3) 式によって  $\Delta a_z$  を  $U_{de}$  に変換した。<sup>注)</sup>

---

注) 高度別, flight phase 別, 季節別等に分類, 集計する前に個々の突風のバッチについて機体重量, 高度, 速度およびマッハ数の平均値を用いて  $\Delta a_z$  から  $U_{de}$  への変換を行うと, バッチごとに  $U_{de}$  のレベル分割が異なりその後のひん度の集計ができない。

---

## 航空宇宙技術研究所報告 652号

昭和56年1月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町1880  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182  
印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川2-27-12

---