ことはできなかった。

(4) 第 12 図中、曲線 oeA に相当する分枝上の点は測定が困難であった。これは加振力が構造および空気の減衰力に比べて小さすぎたことと、振動検出用ピックアップとして拘束を避けるため加速度計を用いたためと考えられる。また、漸近線の op に沿った分枝上において振動加速度と加振力との位相差は他の漸近線に沿った共振点におけるものより 180° ずれていることが観察された。

(5) ダンパーなしの実験において、空気および構造上の減衰力が存在するにもかかわらず、実験結果の不安定振動域が減衰がないとした計算結果よりも広い傾向にあったことは、 K_v が有限の値であったためと考えられる。第 11 図に $s=1$ と仮定した計算結果をあわせてプロットした。

(6) 第 13 図に示すように 3 枚翼機、4 枚翼機の地上共振特性の間には本質的な差は認められない。しかし、4 枚翼機は翼数が増加したため A_{3x} が大きくなり僅かに不安定振動域が広がった。

(7) ドラッグ・ヒンジのオフセットによってある程度連成固有振動数をコントロールすることができる。すなわち、オフセットを大きくすれば不安定振動域は主翼回転数の高い方へ移り、その範囲が幾分狭くなる。

(8) ダンパー付の回転翼機模型は線型振動を行なわなかったが不安定振動域はほぼ理論計算と一致した。非線型振動になった理由は、ダンパー自身に存在していた僅かな非線型特性とダンパー連結部における拘束の二つが考えられる。

5. あとがき

以上述べてきたように、COLEMAN の理論は線型振動域において良く実験と一致した。

いうまでもなく、理想化した本実験模型といえども機体の上下動、数個のばねの組み合わせ、重力等の影響は避けることができず、それらがすべて実験的に決定した有効質量、有効ばね定数に含まれて、しかもなお理論と実験が一致したことは、一応この理論が工學上満足すべきものであると結論することができる。しかし、COLEMAN の理論は機体の運動、特に脚のオレオの影響等に関して厳密性を欠く。本実験結果がさらに高度な地上共振に関する理論的發展の一助となれば筆者等の望外の幸いとするところである。

この実験は昭和 33 年度運輸省試験研究補助金をうけて行なったもので、本実験について、種々御指導、御協力下さった運輸省航空局、運輸技術研究所の方々および大阪府立大学工学部航空工学科の方々に厚く感謝する。

参 考 文 献

- 1) COLEMAN, R.P. & FEINGOLD, A.M.: Theory of self-excited mechanical oscillations of helicopter rotors with hinged blades, NACA. T. N. 3844, (1957).
- 2) DEUTSH, M.L.: Ground vibrations of helicopter, J. Aero. Sci., Vol. 13, No. 5 (1946/5), p. 223.
- 3) WAGNER, R.A.: Vibration hand book for helicopters, P.B. 111289, (1964).
- 4) SILVEIRA, M.A., MAGLIERI, D.J. & BROOKS, G.W.: Results of an experimental investigation of small viscous dampers, NACA. T.N. 4257, (1958).

主要構造部の検査間隔の設定に関する試考*

A Trial of the Determination of Major Structure Inspection Period

谷 洋 五**
Yogo TANI

Abstract

The determination of inspection period of main structure has been accomplished based upon the operator's experience about their operating fleets. But the modern air transport is designed aiming at the increasing of fatigue resistance and the lower crack propagation rate, and they adopt completely

the fail safe principle.

To conform with above situation, the inspection period should be determined as theoretically as possible.

The following analysis is a trial for this way and stands on the basis of the fail-safe test results, the load spectrum, the components fatigue tests, the critical incident rate and the statistical method.

* 昭和 34 年 11 月 17 日原稿受理

** 日本航空整備株式会社

第1図 The Related Ideas about Inspection Period Analysis

1. 緒言

民間輸送機の構造部の検査間隔は運航業者および監督官庁により主として使用経験により決定されてきたが、近代的高速機では製造時において

各部分の耐疲労性の向上

亀裂の進行度の低下

フェイル・セーフ構造の徹底的採用

等により、安全性は著しく向上している。そこでこのような機体に対する検査間隔は従来に較べてかなり理論的に決定できると考えられるので、その方法に関する一試案を示す。

2. 設定方法

検査間隔をできるだけ理論的に設定するために必要な概念とそれらの相互の関連性について、第1図に示す。図中のブロックに付した数字は以下の説明の各項の番号に相応する。

なお計算例として日本航空が使用する予定の大型ジェット旅客機の場合について示す。

1. フェイル・セーフ試験の結果 例えば CAR 46.270 等により指定されるが如き静的試験で、これに合格することにより、機体のある部分についての許容損傷度とこれに対応する許容荷重が得られる。

計算例：主翼の場合で、縦通材2本を切断し、 V_c の際の制限荷重（曲げモーメント、剪断荷重および振りモーメント）の80%をかけて試験を行なっている。

2. 荷重の頻度分布の想定 将来その機体が運航される際に、蒙るであろう荷重の頻度分布は、種々のデータより予測しうる。

計算例：Bo Lundberg の標準突風頻度¹⁾を使用した。なお最大許容荷重に遭遇する確率の計算にはこれで充分であるが、疲労寿命の計算には他の原因に

よる荷重をも考慮しなければならぬが、現在データが不十分であるので、これに対する修正として損傷に対する各種の荷重の貢献の割合を仮定した。（7. 参照）

3. 最大許容荷重に遭遇する確率 最大許容荷重に相当する突風の値と荷重の頻度より、1運航時間中に最大許容荷重に遭遇する確率 P_L を計算することができる。

計算例：制限荷重の80%に相当する突風は34.2 ft/s、これに遭遇する確率は 10^6 哩の飛行中2.22回、すなわち982飛行時間に1回となる。

なおブロック・タイムの平均 h は6.48時間である。

4. 構造構成部品の疲労試験 構造構成部品の疲労試験としては現状ではプログラム荷重をかけることはあまりなく一定の応力振幅で行なわれることが多い。この場合について述べると標本に対して疲労による亀裂の発生までの繰返し回数の平均および標準偏差を得ることができ、その結果より母集団の平均とある信頼度をもって定めることができる。この値は $S-N-P$ 曲線上の一点を与えることになる。

計算例：標本数は4個で第1表の如くである。

第1表では最高および最低の値のみが与えられていて、標準偏差が未知であるので最低値をもって母集団の平均としてこの際の信頼度は80%³⁾であるとした。

第1表 構成部分の疲労試験結果

構成部分の記号	構成部分	疲労破損までの回数 N		部材数 q/m
		最大	最小	
A	wing, basic structure skin & stringer comb.	378,000	372,000	14/3
B	Aと同様 但し stringer に fuel trans-hole あり	上記 A の 80%		20/3
C	胴体中央線における wing skin の splice	240,000	220,000	20/3
D	wing, stringer integral end fitting	上記 A と同様		20/1
E	wing, stringer shear splice	255,000	220,000	8/1

5. 構成部品の平均寿命およびそのちらばり $S-N$ 曲線、荷重の頻度および1Gに対する応力と終極応力との比とを勘案することにより、ある信頼度 ($S-N$ 曲線の信頼度と合致する) をもって、その構成部分の50% 寿命を得ることができる。この寿命に対してちらばりは Log-Normal 分布を成すと考える。

計算例： $S-N$ 曲線の仮定および荷重の頻度の仮定はすべて Bo Lundberg⁴⁾ のやり方にしたがって次式を用いる。

$$L_b = \frac{2400}{\Gamma(\beta+1)} \left(\frac{51.8 k_{Af}}{b_0} \right)^\beta \quad (1)$$

$$\beta = - \frac{\log N_1 - 3.88}{\log S_{aN} - \log b_0} \quad (2)$$

ただし

L_b : 構成部分の 50% が疲労破損をおこすまでの飛行哩数

k_{Af} : 疲労を考慮した安全率で (3) 式で定義される (=1.180)

$$S_{ult} = 1.5 n_A k_{Af} S_1 \quad (3)$$

S_{ult} : 終極荷重に相当する gross stress (= 53,100 psi)

n_A : 制限荷重係数 (=2.5)

S_1 : 1G 荷重に相当する gross stress (=12,000psi)

N_1 : 荷重 S_{aN} により亀裂の発生するまでの繰返し数

S_{aN} : 荷重比で, 試験応力/終極応力 である。

b_0 : S-N曲線の形状をきめる定数で統計的にきまる (=2.904)

6. 飛行時間と構成部分の破損の確率 $P_{0(T)}$ 各(累積) 飛行時間におけるその構成部分の破損の確率を前記 5. の分布より得ることができる。

7. 機体構造として最大許容破損限度に達する確率 $P_{F(T)}$ 実際には機体の一部分(例えば主翼とか尾部)では critical さの程度の異なる多種の部材よりなるが, 破損の確率は最も critical なものに比して他のものは無視できるほど小さいと仮定する。また機体の一部分が同一寸法の critical な部材よりなり立ち, かつ各部材には相等しい荷重がかかっている, すなわち各部材は相等しい破損の確率をもっていると仮定すると, 上記の確率は (4) 式で与えられる

$$P_{F(T)} = \left(\frac{q}{q_c} \right) (m P_{0(T)})^{q_c} \quad (4)$$

ただし

q : 荷重の伝達に対して並列になっている部材の数

m : 各部材が直列の構成部分よりなる際におけるその数

q_c : 許容しうる最大破損部材の数。これはフェイル・セーフ試験より求めることができる。

計算例:

q : 第1表に示す

$q_c=2$ (第1章)

なお荷重頻度として突風以外のものは採用しなかった。これに対する補正として REF.(2) によればジェット輸送機の各種荷重源による疲労破損の貢献度は主翼の付根に対して突風が約 50%, その他のものが約 44% となっているので安全側として (4) 式で与えられる値の 2 倍の確率をとった。

8. Incident Rate/Flight Incident はある時間飛行したときそれまでの検査で発見されない亀裂(破損)が生じていて, たまたまその飛行中に最大許容荷重以上のものをうけることにより起ると仮定しよう。

1 飛行あたりに Incident をうける確率 ($I_{(T)}$) は (5) 式で表わされる。

製造後第1回の検査までは

$$I_{(T)} = 2 P_L \int_T^{T+h} P_{F(T)} dT$$

となるが, h が T に比して充分小さくて, $P_{F(T)}$ は飛行時間中一定と仮定すると近似的に

$$I_{(T)} = 2 h P_L P_{F(T)} \quad (5)$$

第 $n-1$ 回の検査と第 n 回の検査の間では

$$I_{(T)} = 2 h P_L \frac{\int_{T_{n-1}}^T \frac{dP_F}{dT} dT}{1 - \int_0^T \frac{dP_F}{dT} dT} \quad (5)$$

ただし

T_{n-1} : $n-1$ 回目の検査の実施されたときの総飛行時間

なお係数 2 は本計算例のため 7. により定まったもので, 一般化された式では他の値となる。

計算結果: 第2図に示す。

第2図 Flight Hour と Incident Rate の関係

9. 検査間隔 Incident Rate/Flight がある critical な値を超えないように決定する。ただしここで与えられる検査間隔は equivalent なもので実際のものとは異なる。

計算例: critical incident rate は Bo Lundberg⁵⁾ および R.R. Shaw⁶⁾ により示されているが(次表の

中の*のついた値)これより critical section に対する incident rate を次の表により得る。

提案者	機体全体	機体全体	Critical Section
Bo Lundberg	$0.4 \times 10^{-9}/\text{Hr}$	$2.6 \times 10^{-9}/\text{Flt}$	$2.6 \times 10^{-10}/\text{Flt}$
R.R. Shaw		$4 \times 10^{-7}/\text{Flt}$	$4 \times 10^{-8}/\text{Flt}$

ただし: 1 飛行時間は 6.48 時間

機体は5個(対称性により10個)の同程度に最も critical な部分を含むことを仮定し, critical な部分の critical incident rate/flight としては機体全体の 1/10 をとった。

よって第1回目の検査は第2図の各曲線が上記の critical incident rate と交わる点で表わされる飛行時間で行なわなければならない。(第2回以後は省略)

3. 結 論

本方法により近代高速輸送機の主要構造部分に関する検査間隔の設定ができる。計算例により得た結果は大体従来の経験より推定される検査間隔より約2倍程度大きく出ているがこれは、従来の検査間隔が単に耐空性を保つ目的のみならず、効率のよい整備という点を含んでいるため当然のことと考えられる。しかし本方法には以下の如き不備をも含んでいるのでなお将来開発の余地がある。

A. 許容される Incident Rate の確立 これについては種々の案が発表されているが、未だ決定的なものがないので、明確な規定が欲しい。

B. 荷重頻度 突風以外の荷重の頻度に関するデータが不足のため計算例では、各荷重の破損に対して果す割合を仮定したがこれはやはり、全荷重に対して正攻法で計算すべきである。

C. 疲労寿命のちらばり これは Log-Normal 分布を仮定したが、多くの機体の場合逐次改修を行って行くのでむしろ normal 分布の方が近似しているかも知れないので分布の形についてはもっと検討を要する。

D. 疲労寿命 (50%) の決定 S-N 曲線の想定は

抄 録 (続 き)

(87頁より続く)

ども、人工衛星からは入手できる。雲形は地上の観測者からは下から見たものであるが、衛星は上から見た情報をあたえる。また渦とか、雲の列とか、前線性の雲の配置とかいう cloud patterns の大観は、従来の気象観測では到底得られないで、人工衛星のみが与え得る。すなわち気象観測用衛星は新しい基礎的資料を提供する。

衛星による雲の観測プログラムの現状をのべると、

(1) 1959年2月17日発射したバンガート第2号は二

(1) 式に含めて総合的に行なったが過去の試験結果から得た各種のノッチ係数に相応する S-N 曲線群より equivalent なものを見つけてこの曲線を用いる方がよいと考えられる。

E. サンプリングと実際の検査間隔 本方法で与えられる検査間隔は仮想的なもので適宜にサンプリング方式を用いることにより実際の検査間隔を延長することができる。これに関しては Hayden⁷⁾ の論文がある。

F. 亀裂の進行に関して 構成部材に対しては亀裂の発生とともにその部材は破損すると仮定し、逆に一つの構成部材の破損ののち、亀裂の進行によりその隣の構成部材が破損するようなことは検査間ではあり得ないすなわち亀裂の隣の部分への進行の割合は非常におそいか、阻止されるかまたは外部より発見できることを仮定したが、この点も再考を要する。

G. その他 本方法は第1図に示す如くに、疲労試験結果を用いなくて同種類の機体における使用経験を勘案して検査間隔を決めうることを示している。

なお本文作製にあたり、航空技術研究所の上山忠夫氏より、御親切な注意を頂いたことを感謝する。

参 考 文 献

- 1) Bo Lundberg: Fatigue Life of Airplane Structure J.A.S Vol. 22, No. 6, p. 368.
- 2) P. Donely: The Measurement And Assessment of Repeated Loads on Airplane Components 3rd Meeting of Structure and Materials, Panel of AGARD, Fig 29.
- 3) F.A. McClintock: The Statistical Planning and Interpretation of Fatigue Tests, Metal Fatigue, McGraw-Hill, 1959, p. 113.
- 4) 上記 1) と同様 p. 389.
- 5) Bo Lundberg: Notes on The Level of Safety and the Repair Rate with Regard to Fatigue in Civil Aircraft Structures 11 th Tech. Conf. IATA Aug. 1958.
- 6) R.R. Shaw: Level of Safety Achieved by Periodic Inspection for Fatigue Crack J.R.A.S. Vol. 58, No. 10, p. 721.
- 7) H.J. Hayden: Contribution of Fatigue Testing to Fatigue Resistant Design 11 th Tech. Conf. IATA, Aug. 1958.

つの光電池をつみこんで、衛星から見た雲のたたずまいを磁気テープに記憶させる。監視局 (readout stations) の上に来るとき、そこからの指令で記憶させられた情報を地上へつたえられるようになっていた。しかし、この実験では思わしい結果が得られなかった。(2) 現在試作中の Project TIROS によると、50°N と 50°S の間を高度数百マイルで回る衛星が発射され、テレビジョン・カメラがのせられることになっている。それでとられたスナップショットは磁気テ

(80頁へ続く)