構 造 の 信 頼 性 設 計*

Design for Structural Reliability

上 山 忠 夫**

Tadao KAMIYAMA

1. はじめに

信頼性が問題となったのは、この前の戦争中アメリカで電子機器とくに真空管の不良による故障が続出し、作戦に支障を及ぼしたのが発端で、信頼性技術は電子機器を中心とし、品質管理の普及とも関連し、1950 年頃から急速に発展して来た。

したがって電子機器については各種環境下での部品の故障率のデータの集積、信頼度予測、故障原因の探求、故障物理の究明などがさかんに行なわれている。

最近原子力、航空機、宇宙開発など大規模なシステムの開発にあたって信頼性が重要視され、アポロ計画の成功などは信頼性の勝利ともいわれている。システムあるいは製品の開発にあたって信頼性は価格、性能、納期あるいは重量とともに計画時考慮すべき重要要素であるので、定量的な尺度で表わし、他の要素とのトレード・オフ (tradeoff) を行なって最適化することが望まれる。

このため信頼性の定義としては“システムあるいは製品が定められた期間、与えられた環境状態のもとで、意図した機能を故障なく果たす確率”と与えられ、定量的な尺度として“信頼度”が用いられる。

一般にシステムの信頼度は、それを構成する各サブシステムの信頼度が関係する。いま構造、推進、電子装置等の各サブシステムの信頼度をそれぞれ R_s , R_p , R_e ... とし、これらがたがいに独立であるとき、システム全体の信頼度 R_T は

$$R_T = R_s, R_p, R_e \cdots \quad (1)$$

となる。逆にシステム全体の信頼度 R_T が与えられたとき、構造に対する信頼度をどう割り当てるかという問題もある。従来航空機あるいはロケットなどの構造設計ではそのシステムに運航中かかると予想される最大の荷重 (制限荷重という) に適当な値の安全率 (一般に有人機では 1.5, 無人機では 1.25) をかけた終極

荷重でこわれないことを目標とした設計が行なわれ、地上で供試機による強度試験を行ない、その強さを確認したうえで、飛行が行なわれ、実用上満足すべき結果が得られていた。

しかし、この安全率を用いる方法は従来と同様な材料、工作法を用い、類似な用途、環境条件で使用した場合にこわれたことが少ないという根拠だけで、新しい材料、新しい工作法あるいは新しい環境条件で用いたとき、果たして十分であるかどうかについては疑問がある。

航空機構造の設計に統計的な方法が導入されるようになったきっかけは 1954 年のコメット機の疲れ事故である。この事故調査の結果、航空機の疲れに対しては従来から用いて来た安全率では十分な保証ができないことが明らかとなり、国際民間航空機構 ICAO ならびに各国の耐空性基準¹⁾ がこれに伴って改正された。

すなわち、航空機構造は運用中受けると予想されるいろいろの大きさの繰返し荷重に耐えることを安全寿命あるいはフェール・セーフ解析で証明し、これを実証することが要求され、新たに繰返し荷重試験が行なわれるようになった。しかるに疲れ試験の結果は一般に繰返し数あるいは使用時間など寿命で表わされるが、この値にはかなりのばらつきがあり、従来の安全率のような一律の値がきめられないので、疲れ破壊の許容確率をおさえて、安全寿命を保証する統計的な方法が取り入れられるようになった。

この疲れ破壊の許容確率については、ICAO の第 4 回 (1960 年) の耐空性委員会が審議され、暫定基準 PAMC (Provisional Acceptable Means of Compliance) として 10^{-5} が推奨されている。

第 1 図は疲れ寿命を対数正規分布と仮定したとき、その標準偏差と寿命安全率との関係を示したもので、信頼度 .99999 の曲線は ICAO の PAMC の値に相当する。

第 1 図から明らかなように寿命安全率は寿命のばら

* 昭和 45 年 8 月 25 日原稿受理

** 航空宇宙技術研究所

第1図 寿命安全率

つき σ に大きく左右される。 σ の値は使用材料、構造方法、応力集中係数、応力水準、荷重スペクトルなどによって変化するので、そのつどばらつきに応じた安全率をとるのが合理的であることがわかる。

前述の疲れ設計を行なうには航空機にかかる荷重スペクトルを作成しなければならないので、そこで各国で飛行試験による操縦、突風などの荷重に関する資料を集められ来たので航空機にかかる荷重はかなり明確になってきた。

また突風に対しては従来は単一の最大突風に対する強さだけを検討していたが、最近のたわみやすい航空機では、いろいろの大きさの連続突風に遭遇したときの応答を検討する必要があるというので power spectral density method (PSD 法という) 解析²⁾ が要望され、この結果は制限荷重あるいは終極荷重に出合うまでの飛行時間などの統計的な量で示されるようになった。

以上のように航空機の構造設計に次第に統計的な考えが取り入れられるに従って、従来の安全率を再検討し、合理化しようという動きが出て来ている。

すなわち ICAO の耐空性委員会で、オランダ、イタリア等から、現在の安全率の内容として

(1) 正常運航でかかると予想される荷重 (制限荷重) より大きい荷重

(2) 設計の不確かさ

(3) 使用中の劣化を含めた構造強さのばらつき

が含まれているが (1) の制限荷重より大きい荷重を max. load と呼び、これを終極荷重との間に導入しようという提案がなされている。この提案によると max. load はその航空機の集団 (fleet) の寿命中に平均して 1 回かかると期待される荷重で、それがかった場合には、構造に軽微な破損あるいは永久変形が起きてもやむを得ないが、このため飛行の継続あるいは着陸を妨げる危険がなく、着陸後その部分は容易に修理できるものというように定義し、そこまでは使用できるようにしようとの考えである。オランダはさらに自国で行なったパネルの圧縮試験のデータをもとにし、max. load に 1.2 (上述の安全率の内容の (2), (3) に相当す

る部分) を乗じたものを終極荷重としようとする提案を行なった。

これに対して、アムステルダムで行なわれた ICAO の第 8 回委員会³⁾ (1968 年) では、わが国から

(1) 現状では、このような max. load をきめるためには資料が不十分である。

(2) 制限荷重、終極荷重のほかに max. load を設け耐空性基準を複雑化するよりは現在の制限荷重をもっと合理的にきめるとともに構造信頼性の見地から安全をとる方向に進むべきである。

との意見を出し、各国からも討論が行なわれたが結論は得られず、各国から航空機構造の強さのばらつき、強度計算と試験結果の対比などの資料を提出し、これをもとにしてさらに検討を行なおうということになった。

ここでは、1970 年 11 月 16 日～12 月 4 日の間カナダのモントリオールで行なわれた第 9 回の ICAO の耐空性委員会にわが国から提出した資料などを含めて、構造の信頼性に関する現状と問題点ならびに構造の最適化などの研究の概要を解説することにする。

なお PSD 法については、わが国で開発した YS-11 についてアメリカの推奨する方法に従って解析を行ない、構造のばらつきに関する資料とともに ICAO に提出した。

2. 構造強さのばらつき

一般に構造システムの破壊のモードとしては

- (1) 変形
- (2) 破断
- (3) 不安定 (座屈等)

などがあり、これにはクリープ、疲れなど時間が関係するものも含まれる。これらの破壊モードの要因として、

(i) 荷重の大きさ、方向、荷重状態 (繰り返し、熱等)

(ii) 環境条件 (温度、湿度、圧力等)

など構造部材にかかる荷重を規定するものと

(iii) 部材の形状、寸法および表面状態

(iv) 使用材料の機械的特性 (処理の効果を含む)

など上記の荷重に耐える構造の強さに関係するものがある。構造にかかる荷重は、そのシステムの使命、用途、運航方法などによってある程度の変動がある。また構造の強さも材料ならびに製造工程でのばらつきがある。

したがって構造の信頼度は荷重と強さの両方の分布が明確につかめると合理的に推定することができる。そこで構造に用いる材料、部材ならびに実機構造の強

さのばらつきに関する資料を整えることが必要となる。

(1) 材料特性 材料特性には一般にばらつきがある。これは材料の成分の純度、組成のばらつきなどのほかに材料を製造する工程での管理すなわち工程能力によるものも含まれる。

強度計算の材料の強さの基準として許容応力が用いられるが、この値は JIS 等の標準規格で与えられているものでも統計的な見地から定めたものはきわめて少ない。

しかしアメリカの国防省が定め、連邦航空局 (FAA) あるいは航空宇宙局 (NASA) が使用している航空宇宙用金属材料ハンド・ブック (MIL-HDBK-5A)⁴⁾ には統計的な資料をもとにして求めた許容応力が与えられている。本書ではアメリカの製造会社間およびロット間の変動を考慮し、製造会社の出す製品の特性値の 99% 以上あるいは 90% 以上が入ると期待される許容応力をそれぞれ A 値、 B 値として与えてある。

いま材料特性が正規分布をするものについて、その平均値および標準偏差をそれぞれ X, σ で表わすと

$$A = X - 2.326\sigma \quad (1)$$

$$B = X - 1.282\sigma \quad (2)$$

$$\frac{\sigma}{X} = \frac{A - B}{2.326B - 1.282A} \quad (3)$$

となり、 A, B 値からばらつきの目安である変動係数 (σ/X) を求めることができる。航空機に用いられる代表的金属材料について、板、型材等の常温における変

第1表 代表的金属材料の A, B 値と変動係数

材 料	7075-T ₆ クラッド材			Ti-6Al-4V		
	0.188"~0.249"			<0.25"		
板 厚						
種 別	A	B	σ/X	A	B	σ/X
引張り強さ (Ksi)	75	77	.0241	157	162	.0286
引張降伏点 (Ksi)	65	67	.0276	143	148	.0313
圧縮降伏点 (Ksi)	66	68	.0274	157	157	.0294

動係数を求めると、大体 0.02~0.05 の範囲に入っている (第1表)。

しかし鋳造品は一般にばらつきが大きく、通常の材料でも高温になると変動係数は大きくなる傾向がある。耐空性基準でこれらに対して通常の安全率のほかに特別係数がとられるのはこの理由によるものと思われる。

なお複合材料については変動係数はやや大きく繊維補強金属⁵⁾ (FRM) で 0.08, 繊維補強プラスチック⁶⁾ (FRP) では 0.10 程度が現状である。

(2) 構造部材 材料特性のばらつきは標準試験片で行なわれたものであるが、構造部材について形状、寸法などの影響が多いと思われる圧縮試験を行なった結果をつぎに示す。材料はいずれも 7075-T₆ 材で、板を曲げ成形した補強材および押形材の縦通材付の補強パネルについて行なったものである。

(i) 補強材の軸圧縮試験 曲げ成形したアルクラッド 7075-T₆ 材の長さ 150mm の L 形および Z 形材について、板厚の異なる各 5 種類に対してそれぞれ 5 本、合計 50 本の試料について圧縮試験を行なった結果を第2表に示す。

(ii) 補強パネル圧縮試験⁷⁾ 長さ 800mm, 幅 360mm, 厚さ 2mm の 7075-T₆ の外板に Z 形, J 形, I 形およびハット形の 4 種類の縦通材を各 3 本ずつ取り付け付けたパネル各 6 板、合計 24 板の補強パネルについて圧縮試験を行なった結果をつぎの第3表に示す。

(i), (ii) いずれの場合も変動係数は 0.03 以下で、素材の値と大差がないことが示された。

(iii) 計算値と試験結果との比較 (ii) の補強パネ

第3表 補強パネル圧縮強さ (単位 t)

形 式	1	2	3	4	5	6	平均値 ($\bar{x}$)	変動係数 ($s/\bar{x}$)
Z 形	45.3	48.9	47.1	45.8	46.2	47.7	46.87	0.0291
J 形	65.0	67.0	68.1	66.1	67.2	66.1	66.65	0.0171
I 形	80.0	81.3	79.0	80.6	76.9	78.2	79.33	0.0205
Ω 形	87.6	86.3	86.8	82.0	83.9	86.1	85.43	0.0248

第2表 補強材の軸圧縮強さ

(単位 kg)

番 号	板 厚 (mm)	1	2	3	4	5	平均 値 ($\bar{x}$)	変動 係数 ($s/\bar{x}$)
L-1	0.845	537	519	540	529	538	531.8	0.0155
L-2	1.032	739	738	725	747	730	735.8	0.0116
L-3	1.282	1,070	1,050	1,105	1,065	1,085	1,075.0	0.0195
L-4	1.616	1,735	1,749	1,760	1,787	1,720	1,750.2	0.0146
L-5	3.212	6,780	6,850	6,880	6,800	6,500	6,762.0	0.0224
Z-1	0.857	1,290	1,270	1,216	1,305	1,235	1,263.2	0.0294
Z-2	1.022	1,756	1,715	1,725	1,698	1,730	1,724.8	0.0123
Z-3	1.275	2,640	2,630	2,740	2,610	2,695	2,663.0	0.0200
Z-4	1.632	4,270	4,330	4,230	4,260	4,150	4,248.0	0.0155
Z-5	3.212	15,170	15,600	15,600	15,500	15,380	15,450.0	0.0117

ル圧縮試験の結果と計算値との比較を行なったもので、計算の許容応力に前述の MIL-ハンド・ブックの A 値を用いた場合と、縦通材単独の圧縮試験の平均値を用いた場合をつぎの第 4 表に示す。

第 4 表から補強パネルの圧縮試験の実験値は、許容応力として MIL-ハンド・ブックの A 値を用いた計算 I よりは大きくなるが、縦通材の実験値の平均値を用いた計算 II よりは一般に小さくなるようである。

(3) 実機構造 実機構造の試験は一般に試料の大きさが小さいので、これからばらつきを推定するのはむづかしい。最近アメリカで 19 種の主、尾翼および 38 種のパネル構造について試料の大きさ 3 以上のものの試験結果をまとめたものが発表⁸⁾された。そこでは終極強さをもとにしワイブル分布を用いてデータを整理してあるが、これによると

(i) 強度試験での終極強さの平均値は、通常設計終極強さの 93% である。

(ii) 1940 年ごろでは設計終極強さの 60% をこえるものが約 9 割であったが、最近では設計終極強さの 80% をこえるものが約 9 割となっている。

(iii) 終極強さをもとにした強さのばらつきは標準偏差で 0.06 となる。

等の報告が行なわれている。航空機の強度試験では設計終極荷重に達せないでこわれた場合は、補強、再試験をして所要強さに達するまで試験が行なわれるので、設計にあたって所要強さぎりぎりを狙うか、あるいはわざと不足気味に設計し、こわれた部分だけを補強することで全体を軽く設計しようという stretch method⁹⁾ もとられるので、前記(i)、(ii)はこの見地からは興味のある結果が示されたといえよう。つぎに実機構造の強さのばらつきは(iii)に示されたように、材料あるいは構成部材の強さのばらつきよりは大きいようである。

これは寸法、板厚などの公差以外に、リベット、接着等組み立て、製造工程でのばらつきあるいは周辺の構造の境界条件、応力伝達、残留応力などによるばらつきも含まれるためと思われる。

さらに長年月使用するものには、腐食、変質、剛性低下など使用中の劣化の影響も考慮し構造全体のばらつきを推定したうえで、荷重のばらつきと合わせて、構造信頼度を考える必要がある。

第 4 表 補強パネルの実験値と計算値 (単位 t)

試料形式	Z 形	J 形	I 形	Ω 形
実験値 (平均)	46.87	66.65	79.35	85.45
計算 I (MIL-ハンド・ブック A 値)	45.00	64.45	75.32	82.80
計算 II (縦通材の実験値)	48.80	70.92	78.20	88.45

3. 構造の信頼性設計

現在航空機の構造設計には

(1) 静的強さに対して安全率を用いる方法

正常の運航で航空機にかかると予想される最大の荷重を制限荷重といい、これに規定 (通常 1.5) の安全率をかけた終極荷重で破壊しないことを目標として設計する。

(2) 疲れ強さに対しては

(i) 安全寿命設計 航空機にかかるいろいろの荷重の繰返しに対して、使用寿命での疲れ破壊を許容確率以下におさえて設計する。

(ii) フェール・セーフ設計 構造の一部に疲れき裂等の損傷が入っても、つぎの検査期日までは安全な運航をさまたげるほどの強度低下を来さない (フェール・セーフ荷重に耐える) ようにする。このいずれかの設計方法を取り、これを供試機の試験で確認し、これにより構造の強さが保証されて来ている。

航空機構造の強さのばらつきについては材料の品質管理あるいは受け入れ検査の成績、または強度試験の結果などから前章で述べたようなデータが次第に集められつつある。

また航空機にかかる荷重は飛行荷重試験や、突風、操縦荷重などの統計的な資料によって次第に明確にされつつある。たとえば疲れ試験を行なう荷重スペクトルの作成にはアメリカの MIL-A-8866¹⁰⁾: 飛行機の強度および剛性、信頼性要求、繰返し荷重および疲れがあり、操縦、突風あるいは着陸装置の荷重等のスペクトルが与えられており、わが国でも JIS W 0611 として制定されている。

これらの分布の形としてはワイブル分布、正規分布、対数正規分布などがよく用いられるが、終極強さ、降伏点強さなどについては正規分布、疲れ寿命については対数正規分布が一般によく合うことが知られている。

したがって構造の強さと荷重の分布がわかると、構造信頼度はつぎのようにして両方の分布の差の分布から計算¹¹⁾できる。

いま簡単のため強さと荷重の分布がいずれも正規分布をしている場合は、強さと荷重の平均値および標準偏差をそれぞれ (μ_1, σ_1) , (μ_2, σ_2) とすると、構造信頼度 R_s は

$$k_r = \frac{\mu_1 - \mu_2}{\sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_2^2}} \quad (4)$$

$$R_s = 1 - \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{k_r}^{\infty} e^{-t^2/2} dt \quad (5)$$

t あるいは k_r と R_s の関係は、つぎの第 5 表に与

第2図 強さと荷重の比と信頼度

第5表 正規偏差と信頼度

$t(k_r)$	0	1.0	2.0	3.0	4.0	5.0
R	.50	.8413	.9772	.9987	.99997	.9999997
$t(k_r)$		6.0		7.0		
R		.999999999		.999999999999		
$t(k_r)$	1.28	1.65	2.33	3.09	3.72	4.26
R	.90	.95	.99	.999	.9999	.99999
$t(k_r)$		5.20		5.61		
R		.9999999		.999999999		

えられる。

式(4)から

$$\mu_1/\mu_2 = \frac{1}{1 - k_r(\sigma_1/\mu_1)\sqrt{1 + (\sigma_2/\sigma_1)^2}} \quad (6)$$

したがって、 k_r 、 σ_1/μ_1 および σ_2/σ_1 の値を与えると、荷重と強さの平均をどれだけ離せば所要の構造信頼度が得られるかがわかる。第2図にこの関係を示す。

たとえば荷重にばらつきがない場合 ($\sigma_2=0$, $\sigma_2/\sigma_1=0$) 強さの変動係数 σ_1/μ_1 の値を 0.12 とすると、第2図から、信頼度 .99999 の場合、 $\mu_1/\mu_2=2.0$ が得られる。

つぎに構造信頼度と従来の安全率との関係は、第3図のように許容応力を μ_A 、制限荷重を μ_L とし、安全率を S_F で表わすと

$$\mu_A = \mu_1 - k_{p1}\sigma_1 \quad (7)$$

$$\mu_L = \mu_2 + k_{p2}\sigma_2 \quad (8)$$

$$S_F = \mu_A/\mu_L \quad (9)$$

式(4)、(7)~(9)から

第3図 強さと荷重の分布

$$k_r = \frac{1}{\sqrt{1 + (\sigma_2/\sigma_1)^2}} \left\{ \frac{\mu_1}{\sigma_1} \left(1 + \frac{1}{S_F} \right) + \frac{k_{p1}}{S_F} + k_{p2} \frac{\sigma_2}{\sigma_1} \right\} \quad (10)$$

となり許容応力と制限荷重のきめ方すなわち p_1 と p_2 の値を前もってきめておけば、構造信頼度と安全率の関係を求めることができる。たとえば $\sigma_1=\sigma_2$ で、 $p_1=p_2=0.01$ の場合を第4図に示す。構造強さのばらつきは使用材料、構造方法あるいは破壊のモード等によって異なると思われるので、従来のように安全率一定にとるよりは構造強さのばらつきに応じた安全をとる方が疲れの場合と同様に合理的であることがわかる。

つぎに信頼度の値をどうきめればよいかについて

第4図 安全率と信頼度の計算の一例

は、まず航空機全体の信頼度を機種、使命、用途などに関連して、費用、重量などとのトレード・オフできめ、つぎに構造の信頼度は他のサブシステムとの間で最適化などによって決定すべきである。しかしこのような決定は政策的、経済的な要素がからみ合っそう簡単ではない。

一方 ICAO での事故統計によると、輸送機の致命的な事故は 10^6 飛行時間について数件発生しているのが現状である。そこで超音速輸送機 (SST) の計画あるいは自動着陸装置の開発には 10^7 飛行時間事故が生じないことを目標として計画が進められている。

1966 年わが国の富士山の近くでおきた BOAC のボーイング 707 型機の乱気流による空中分解の事故は、事故調査ではきわめてまれな現象で不可抗力と結論されたが、構造の破壊による事故は一般に事前に検討できるものが多いとして、前記 10^7 時間よりはかなり高い値を目標とすべきであるとの意見¹²⁾ が出されている。ICAO の疲れに対する暫定基準もこの考えによってきめられたものと思われる。たとえば、いま計画する航空機の寿命を 5×10^4 時間とすると、疲れの許容破壊率を 10^{-5} とすることは、 5×10^9 時間疲れ破壊を生じないことを要求することになる。

前述のように現在 ICAO の耐空性委員会で従来の安全率の合理化に対する努力が行なわれているが、このような構造信頼性の見地から検討される方向に向うことが望まれる。

4. 構造の最適化

構造の破壊確率あるいは信頼度をもとにした構造の最適化にはつぎのいろいろの方法がある。

(1) 総費用最小の方法

構造物の原価と構造の破壊による損失にその破壊確

率をかけた構造の総費用を最小にする方法。

(2) 構造重量を与えて信頼度を最大にする方法

与えられた構造重量のもとで、構造全体の破壊確率を最小にするように、各構造要素の重量と破壊確率をきめる方法。

(3) 構造信頼度を与えて、構造重量を最小にする方法

構造信頼度の目標値をきめた場合、各部材に信頼度をどう配分すれば、目標の信頼度を達成しながら、全体の重量が最小になるかを求める方法。

あるいはこの場合全体の費用を最小にする方法などがあるが、これらに関する研究のいくつかについてのべる。

(1) 最小重量設計 HILTON¹³⁾ らは強さと荷重の分布がいずれも正規分布をする場合静定構造について、構造全体の許容破壊確率 p を与えた場合

$$p = \sum p_i(A_i) \quad (11)$$

ただし、 $p_i(A_i)$: 部材 i の破壊確率で、断面積 A_i の関数

構造全体の重量 W は

$$W = \sum W_i = \sum \rho_i l_i A_i \quad (12)$$

ここで、 ρ_i : 部材 i の密度

l_i : 部材 i の長さ

問題は式 (11) の拘束のもとで式 (12) を最小にする A_i を求めることで、これにはラグランジの乗数 μ を用いて

$$\frac{\partial W}{\partial A_i} + \mu \left(\frac{\partial p}{\partial A_i} \right) = 0, \quad i=1, 2, \dots, n \quad (13)$$

式 (13) の μ を消去し、式 (12) を最小にする A_i あるいは p_i を求める。しかしこの解を導くには非線形の項があり、試行錯誤法で繰り返し計算が必要で手間がかかる。これを簡単化しようとするつぎの 2, 3 の試みがなされた。

SWITZKY^{14), 15)} は各部材の破壊が独立で、強さおよび荷重のばらつきはいずれも小さいという仮定で

$$\frac{\text{部材 } i \text{ の重量}}{\text{構造全体の重量}} = \frac{\text{部材 } i \text{ の } p_i}{\text{構造全体の } p}$$

となったとき、すなわち各部材の破壊確率が、それぞれの部材の重量に比例したとき最小重量が得られるとした。

これに対して MOSES¹⁶⁾ らは荷重と強さの変動係数の相対値が破壊モード間の相関に関係がある。そこである部材はこわれるが他の部材はこわれないという仮定で荷重と強さの確率を求める "ordering method" という計算方法を提案し、SWITZKY より近似度のよい方法を導いた。

また MURTHY¹⁷⁾ は HILTON らの解法を簡単化す

るため構造信頼性で p_i の値が問題となる 10^{-4} から 10^{-10} の範囲では k_r と p_i は近似的に

$$\log p_i = k_1 k_r + k_2 \quad (14)$$

という関係を仮定し、簡単化した方法を導いた。

(2) **Gradient move method** GHISTA¹⁸⁾ は構造部材は荷重による応力 f_i が材料の終極強さ F_i をこえるとこわれるとし、部材 i について

$$p_i = P(f_i > F_i) = P(F_i - f_i < 0) \quad (15)$$

いま全体の破壊確率を p_F とすると

$$p_F = \varphi(A_1, A_2, \dots, A_n) \quad (16)$$

構造全体の重量 W は

$$W = W(A_1, A_2, \dots, A_n) \quad (17)$$

構造の最適化は式(17)の関数 W を式(16)の p_F の値が許容限界 α 以下であるという束縛条件のもとで最適化することになる。この方法は束縛条件のもとで繰り返し再設計を行ない最適パラメータの組を見出す gradient move method と呼ばれ電子計算機を用いて行なわれる。

まず、はじめに任意の1組のパラメータを選び、これに対する構造の破壊確率を計算し、許容限界をこえるかどうかをしらべる。もし、こえなければ設計パラメータを重量が小さくなる方向に移動する。このようにして、 $p_F < \alpha$ の判定基準を満足するもののうち構造重量を最小にする最適パラメータの組を求める。

例として第5図のトラス構造の最適化の方法を第6図に示す。第6図は設計パラメータとしてトラス部材の断面積 A_1, A_2 を両軸にとり、重量一定と破壊確率一定の曲線が入れてある。第6図について図上の点が

(a) F_n : 自由点の場合、重量の変化の度合いが最大となるように(重量曲線に垂直に)変化させ

(b) B : 束縛点の場合、同一重量曲線上の他の点に移動し、(a)の方向に進む

(c) V : 反則点の場合、その前の設計点にもどり、同一重量曲線上の他の点に移動し、(a)の方向に進む

(3) 保証荷重(proof load) 試験を考慮した最適

第5図 トラス構造

第6図 第5図のトラスの設計パラメータ領域

構造法, SHINOZUKA¹⁹⁾ は宇宙船等では破壊強度試験を行なわなくても保証荷重(通常制限荷重の1.1~1.15倍)までの試験を行なう。保証荷重試験を行なえばその荷重以下の強さでないことが保証されるので、もとの母集団からの構造よりは信頼度が高くなる。そこで保証荷重を設計パラメータに加えることで最適設計を行なう方法を導いた。

一様厚の球殻に一様分布の荷重がかかった場合の計算例をつぎの第6表に示す。表中 r は保証試験にかかる費用を、構造が破壊した場合の損失費用で割ったもので、 r の値が小さいほど、すなわち試験にかかる相対費用が小さいほど、 h すなわち板厚が薄くでき、重量が軽くなることがわかる。

第6表 一様厚の球殻の最適設計

	標準設計	保証荷重試験考慮 r			
		10^{-6}	10^{-8}	10^{-4}	10^{-3}
板 厚 $h(\text{in})$	0.315	0.28	0.297	0.310	0.314
強さと荷重の平均の比 r	1.971	1.75	1.854	1.941	1.946
破壊確率 P_F	1×10^{-6}	5.9×10^{-6}	5.6×10^{-6}	6.7×10^{-6}	7.2×10^{-6}

5. む す び

主として航空機構造について、安全率の合理化の問題を中心として構造の信頼性研究の現状をのべた。ICAOにおいても安全率の合理化を目指した審議が続けられているが、構造信頼性の考えを全面的に取り入れるには、まだまだ資料が不足であり、信頼性導入に対する客観的条件が十分整ったうえで、この解答が得られるであろう。

これにはつぎの研究とデータ集積の努力が必要である。

(1) 航空機の使命、用法を明確に定め、これから

動的ならびに静的な包圍線, 各ミッション時間, 各点での環境条件を明確に推定できるような資料を整えること。

(3) 操縦, 突風, 地上荷重等の分布形ならびにばらつきに関する資料をもっと整えること。

(3) 上記各環境下での, 使用材料の挙動に関する統計的なデータを充分整備すること。

(4) 時間的に変化する材料特性 (クリープ, 疲れなど) に関する統計的な資料を整えること。

(5) 試料で得られた材料特性を実際の部材に適用するための修正法を確立すること。

(6) 製造工程でのリベット, 溶接, 接着等による構造強さの変動に関するデータを整備すること。

(7) 長期使用での腐食, 変質, 剛性低下など構造強さの劣化に対する資料を整えること。

(8) 強度計算と試験結果がもっと一致するよう計算法を合理化すること。

(9) 構造強さのばらつきを考慮に入れた強度試験結果の合理化な修正法と強さ判定方法を確立すること。

おわりに本稿でのべた構造部材の圧縮試験およびPSD法の計算に協力した航空宇宙技術研究所および日本航空機製造会社の担当者およびこれを取りまとめICAOに提出された運輸省航空局の関係者のご努力に感謝する次第である。

参 考 文 献

- 1) 耐空性審査要領: 鳳文書林.
- 2) HOBLETT F.M. et al.: Development of a power spectral gust design procedure for civil aircraft. Rept. FAA-ADS-53, (1966/1).
- 3) Airworthiness Committee, Eight meeting, ICAO Report. DOC 8748-AN/890, (1968).
- 4) MIL-HDBK-5A: Metallic materials and elements for aerospace vehicle structures, (1966/2), USA.

- Dept. of Defence.
- 5) J.D. FOREST and J.L. CHRISTIAN: Development and application of aluminum-boron composite material. J. Aircraft, Vol. 7, No. 2, (1970/3-4), p. 145.
- 6) 林毅: 軽構造の理論と応用, 下巻第 16 章, 強化プラスチック構造, 日本科学技術連盟.
- 7) 川井忠彦, 江川幸一: 補強板の圧縮強度に関する一解析, 航空技術研究所報告 TR-32, 1962.
- 8) A.M. FREUDENTHAL and P.Y. WANG: Ultimate strength analysis of aircraft structure, J. Aircraft, Vol. 7, No. 3, (1970/5-6), p. 205.
- 9) J.H. MEYER: Test development of structures designed under strength, Aero Eng. Review, (1954/10)
- 10) MIL-A-8866: Airplane strength and rigidity, reliability requirements, repeated loads, and fatigue, (1960/5), JIS W 0611-1967, 飛行機の強度および剛性, 信頼性要求事項繰り返し荷重および疲れ.
- 11) 上山忠夫: 構造の信頼性と安全率, 日本航空学会誌, Vol. 12, No. 129, (1964/10), p. 341.
- 12) Bo. K.O. LUNDBERG: Notes on the level of safety and repair rate with regard to fatigue in civil aircraft structures, FFA Memo PE-15, (1962).
- 13) H.H. HILTON and M. FEIGEN: Minimum weight analysis based on structural reliability, J. A. S., Vol. 27, No. 9, (1960/9), p. 641.
- 14) H. SWITZKY: Designing for structural reliability, J. Aircraft, Vol. 2, No. 6, (1965/11-12), p. 509.
- 15) H. SWITZKY: Minimum weight design with structural reliability, J. Aircraft, Vol. 2, No. 3, (1965/11-12), p. 225.
- 16) Fred MOSES and David E KINSER: Optimum structural design with failure probability constraints, AIAA. J. Vol. 5, No. 6, (1967/6), p. 1152.
- 17) P.N. MURTH: Minimum weight analysis based on structural reliability, AIAA. J. Vol. 6, No. 10, (1968/10), p. 2037.
- 18) Dhanjo. N. GHISTA: Structural optimization with probability of failure constraints, NASA. TND-3777 Dec. 1968.
- 19) M. SHINOZUKA: Optimum structural design based on reliability and proof-load test, (1969), Annual symposium on reliability and maintainability, Vol. 8, p. 375.

ロケット構造の振動について*

Vibration of Launch Vehicle Structures

中 井 暎 一**・田 寺 木 一**・塙 武 敏**
Eiichi NAKAI Kiichi TATERA Taketoshi HANAWA

1. は し が き

ロケット構造の振動に関しては, 東京大学の森教授を中心に, 本誌¹⁾ならびに機械学会誌²⁾などに,

一般的な概論ならびに実際のロケット製作打ち上げに関連して解決していった問題点を例に多数紹介されている。ここでは主としてロケット全体の動的な応答を解析する場合の基礎となる振動問題の解析ならびにこれらに関連した実験法などを紹介したい。

現在米国においては, 少なくとも実用的には最早や

* 昭和 45 年 6 月 26 日

** 航空宇宙技術研究所