

第 III 部

飛行機（耐空類別が飛行機輸送 T であるもの）

第 1 章 一 般

1－1 適 用

1－1－1 第Ⅲ部の規定は、飛行機輸送 T について適用する。

1－1－2 申請者は、当該飛行機が第Ⅲ部、第Ⅲ部の 2 及び第Ⅲ部の 3 の該当規定に適合することを証明しなければならない。

第2章 飛 行

2-1 一 般

2-1-1 適合性の証明

2-1-1-1 この章の規定に適合することを、証明をえようとする積載限界内のすべての重量及び重心位置の組み合わせについて、証明しなければならない。この証明は、次によって行なわなければならない。

a 証明をえようとする型式の飛行機についての試験、又は試験の結果に基づく、試験と同等の精度を有する計算

b 適合性が証明された重量及び重心位置の組み合わせから合理的に推論できない場合には、重量及び重心位置のあらゆる組合せについての系統的試験

2-1-1-2 [削除]

2-1-1-3 飛行機の操縦性、安定性、トリム及び失速性は、予想最大運用高度までの各高度に対して証明しなければならない。

2-1-1-4 試験に多大な影響を及ぼす要因である重量、荷重（重心及び慣性）、対気速度、出力及び風については、飛行試験を行っている間、許容範囲内に維持しなければならない。

2-1-1-5 飛行性の要件に適合するために安定性増加系統またはその他のいかなる自動もしくは機力作動系統によっている場合は、4-3-1および4-3-1 Aへの適合性を証明しなければならない。

2-1-1-6 2-3-3-4、2-3-1 3、2-8-2及び2-8-4の規定に適合することを証明する場合の風速は、地表面上10mの高さにおいて測定するか、又は風速を測定した高度と地表面上10mの高度差に対して修正しなければならない。

2-1-1-7 この章の要件で、着氷気象状態に関するものは、着氷気象状態での飛行について証明を受けようとする場合にのみ適用される。

a c及びdの規定は次のいずれか、又は両方に該当する飛行機のみに適用する。

(a) 最大離陸全備重量が27,210kg (60,000lb) 未満である。

(b) 飛行機が可逆式操縦装置を有する。

b 2-3-1 1-1、2-3-1 2-3、2-4-1-2 a、2-4-1-2 b、2-4-4、2-7-1-3 b、2-8-5及び2-9-1-2～2-9-1-5を除き、この章の各要件は、附録Cで規定された着氷気象状態の下でも適合しなくてはならない。2-7-4-3及び2-7-4-4は、附録Cで規定された着氷気象状態の下での着陸形態において適合しなければならないが、他の形態において適合する必要はない。適合性は、申請者により設定され飛行規程に記載される運用限界及び操作手順に従う機体及び着氷防止装置の通常運用を仮定し、第Ⅲ部附録CのIIで定義された機体の着氷状態を用いて証明しなければならない。

c 申請者が附録Oで定義された全ての着氷気象状態の下での飛行について証明を受けようとする場合以外の場合には、証明を受けない着氷気象状態からの安全な離脱を可能とするために、2-3-3、2-3-4、2-3-5、

2-3-6、2-3-7、2-3-8、2-3-11、2-3-12、2-4-1-2 a 及び b、2-4-1-3 a、2-4-4、2-7-1-3 b、2-7-4-3、2-7-4-4、2-7-4-5 a、2-8-5 並びに 2-9-1-2～2-9-1-5 を除き、この章の各要件は、附録 O で定義された着氷気象状態のうち証明を受けないものにおいて適合しなければならない。適合性は、申請者により設定され飛行規程に記載される運用限界及び操作手順に従う機体及び着氷防止装置の通常運用を仮定し、附録 O の II の 2 及び 4 で定義された機体の着氷状態を用いて証明しなければならない。

- d 申請者が附録 O で定義されたいずれかの部分の着氷気象状態での飛行について証明を受けようとする場合には、2-3-11-1、2-3-12-3、2-4-1-2 a 及び b、2-4-4、2-7-1-3 b、2-8-5 並びに 2-9-1-2～2-9-1-5 を除き、この章の各要件は、証明を受ける附録 O の着氷気象状態において適合しなければならない。2-7-4-3 及び 2-7-4-4 は、証明を受ける附録 O の着氷気象状態の下での着陸形態において適合しなければならないが、他の形態において適合する必要はない。適合性は、申請者により設定され飛行規程に記載される運用限界及び操作手順に従う機体及び着氷防止装置の通常運用を仮定し、附録 O の II の 3 及び 4 で定義された機体の着氷状態を用いて証明しなければならない。

2-1-2 重量分布限界

2-1-2-1 飛行機が安全に運用できる重量及び重心位置の範囲を設定しなければならない。ある重量分布限界内（翼巾方向等）でだけ重量及び重心位置の組合せが許容され、この限界をこえるおそれのある場合には、当該限界及びそれに対応する重量と重心位置の組合せを設定しなければならない。

2-1-2-2 重量分布限界は、次のいずれをもこえてはならない。

- a 選定した限界
- b 強度が証明された限界
- c 第 2 章の各適用規定に適合することが証明された限界

2-1-3 重量限界

2-1-3-1 最大重量

飛行機の運用条件（ランプ、地上滑走又は水上滑走、離陸、巡航、着陸等）、環境条件（高度、温度等）及び積載条件（零燃料重量、重心位置、重量分布等）に対応する最大重量を次の a、b 及び c を超えないように設定しなければならない。

- a 特定の条件に対して、申請者が選定した最大の重量
- b 構造上の荷重要件及び飛行条件に適合することが証明された最大の重量
ただし、補助動力ロケット発動機を装備した飛行機を除く。この場合は、第 III 部附録 E により設定された最大の重量を超えてはならない。
- c 航空法第 10 条第 4 項第 2 号に掲げる騒音の基準に適合することが示される最大重量

2-1-3-2 最小重量

最小重量（規定の条件に適合することが証明された最小重量）は、次のいずれよりも小さくてはならない。

- a 申請者が選定した最小重量

b 設計最小重量（規定の荷重状態に適合することが証明された最小重量）

c 規定の飛行条件に適合することが証明された最小重量

2-1-4 重心位置限界

最前方及び最後方重心位置の限界は、各運用状態について設定しなければならない。重心位置の限界は、次のいずれをもこえてはならない。

a 申請者が選定した両限界

b 構造について証明された両限界

c 規定の飛行条件に適合することが証明された両限界

2-1-5 自重及びこれに対応する重心位置

2-1-5-1 自重及びこれに対応する重心位置は、飛行機の重量を測定して決定しなければならない。ただし、次のものは自重に含むものとする。

a 固定バラスト

b 5-2-5の規定により決定された使用不能燃料

c 運用中に使用する満載時の各種流体（次に掲げるものを含む。）

(a) 滑油

(b) 作動油

(c) 飛行機の各種システムの通常の運用に必要なその他の流体（飲料水、洗面所用の洗浄水及び発動機に使用される噴射用の流体を除く。）

2-1-5-2 自重を決定するさいの飛行機の状態は、明確なものであり、かつ、容易に繰返すことのできるものでなければならない。

2-1-6 可動バラスト

この章の規定に適合することを証明するために、可動バラストを用いることは差支えない。

2-1-7 プロペラの回転速度及びピッチ限界

2-1-7-1 プロペラの回転速度及びピッチの範囲は、次の条件に適合するように設定しなければならない。

a 通常の運用状態において安全である。

b 2-3-1から2-3-13までの性能についての規定に適合する。

2-1-7-2 調速器には、プロペラの回転速度を制限する方法を講じなければならない。発動機の最大調速回転速度を許容最大回転速度以下に制限しなければならない。

2-1-7-3 プロペラの羽根の低ピッチ位置を制限するために用いる手段は、次の状態で発動機の回転速度が、許容最大回転速度の103%又は承認された最大超過回転速度の99%のいずれか大きい方を超えないように設定しなければならない。

a プロペラは低ピッチ限界にあり、かつ調速器不作動の状態

b 無風で標準大気状態において、飛行機が静止している状態

c ピストン発動機を装備した飛行機においては吸気圧力が離陸限界での作動状態、ターボプロップ発動機を装備した飛行機においては最大離陸トルクでの作動状態

2-2 (予備)

2-3 性能

2-3-1 一般

2-3-1-1 特に規定する場合を除き、飛行機は静穏大気状態において、この章の規定に適合しなければならない。

2-3-1-2 発動機の出力又は推力の影響を受ける性能は、次の事項を考慮しなければならない。

a タービン飛行機にあつては次の相対湿度

(a) 標準大気温度 (ISA) 以下において 80%

(b) ISA+28°C (ISA+50° F) 以上において 34%

上記温度間においては、相対湿度は、温度に対して直線的に変化するものとする。

b ピストン飛行機にあつては、標準大気において 80%。蒸気圧に対する発動機出力修正は、次表によって行わなければならない。

高 度 H m (ft)	蒸 気 圧 e mmHg (inHg)	絶 対 湿 度 ω 水蒸気/乾燥空気 kg/kg (lb/lb)	密 度 比 $\sigma = \frac{\rho}{0.124932}$ $\left(\sigma = \frac{\rho}{0.0023769} \right)$
0 (0)	10.236 (0.403)	0.00849	0.99508
300 (1,000)	8.992 (0.354)	0.00773	0.96672
600 (2,000)	7.897 (0.311)	0.00703	0.93895
900 (3,000)	6.909 (0.272)	0.00638	0.91178
1,200 (4,000)	6.045 (0.238)	0.00578	0.88514
1,500 (5,000)	5.283 (0.207)	0.00523	0.85910
1,850 (6,000)	4.5847 (0.1805)	0.00472	0.83361
2,100 (7,000)	3.9776 (0.1566)	0.00425	0.80870
2,450 (8,000)	3.4442 (0.1356)	0.00382	0.78434
2,750 (9,000)	2.9769 (0.1172)	0.00343	0.76053
3,050 (10,000)	2.5654 (0.1010)	0.003070	0.73722
4,600 (15,000)	1.17602 (0.0463)	0.001710	0.62868
6,100	0.502412		

(20,000)	(0.01978)	0.000896	0.53263
7,600 (25,000)	0.197612 (0.00778)	0.000436	0.44806

2-3-1-3 性能は、特定の大気状態、特定の飛行状態及び2-3-1-2に規定する相対湿度において利用できる推力に対応するものでなければならない。この場合、利用できる推力とは、承認された出力又は推力をこえず、次の出力又は推力を減じた発動機出力又は推力に対応するものでなければならない。

a 取付損失

b 当該大気状態及び飛行状態における補機及び付属品が吸収する出力又は等価な推力

2-3-1-4 特に規定する場合を除き、申請者は、飛行機の離陸、運航上昇、進入及び着陸の各形態を選定しなければならない。

2-3-1-5 飛行形態は、各重量、高度及び温度に対して2-3-1-6に規定する運用操作に適合することが認められる範囲内で変えることができる。

2-3-1-6 加速停止距離、離陸距離、離陸径路及び着陸距離を決定する際の飛行形態、速度、出力及び推力の変更は、特に規定しない限り、運用時の操作について申請者が選定した操作によって行なわなければならない。

2-3-1-7 2-3-1-1-4及び2-3-1-0に規定する着陸復行及び進入復行についての操作を設定しなければならない。

2-3-1-8 2-3-1-6及び2-3-1-7に規定する操作は、次の条件に適合しなければならない。

a 特別な技術を要せず、確実に行なうことができること。

b 安全かつ信頼性のある装置又は方法であること。

c 運用中予想される操作の時間的遅れに対して余裕をもつものであること。

2-3-1-9 2-3-5及び2-3-1-3に規定する加速停止距離及び着陸距離は、飛行機のすべての車輪ブレーキ・アセンブリが許容される最も磨耗した状態で決定されなければならない。

2-3-2 失速速度

2-3-2-1 参照失速速度 V_{SR} (CAS) は、1 g 失速速度以上の速度で、申請者が選定するものとする。 V_{SR} は次の式で表される。

$$V_{SR} \geq \frac{V_{CLMAX}}{\sqrt{n_{ZW}}}$$

V_{CLMAX} : 2-3-2-3に規定する運動中に、荷重倍数で修正された揚力係数 $\left(\frac{n_{ZW}W}{qS}\right)$ が最初の極大値になる時の速度

(CAS)。定められた迎角に達すると急激に機首を下げる装置（例：スティック・プッシャー）により、運動が制限される場合、 V_{CLMAX} は当該装置が作動する時点の速度以上でなければならない。

n_{zw} :	V_{CLMAX} での飛行経路に垂直な方向の荷重倍数
W :	飛行機の全備重量
S :	参考空力翼面積
q :	動圧

2-3-2-2 V_{CLMAX} は、次の条件に従って決定しなければならない。

- a 発動機は緩速とするか、又はそれによって生じる推力が失速速度を著しく低下させる場合は失速速度において推力が零であること。
- b プロペラのピッチ制御装置は離陸位置にあること。
- c その他の飛行状態（フラップ、着陸装置、着氷等）は、 V_{SR} の試験又は V_{SR} が用いられる性能についての規定で用いられる状態にあること。
- d 重量は、 V_{SR} が性能についての規定に適合することを決定する場合の重量であること。
- e 重心位置は、参照失速速度が最大値になるものであること。
- f 飛行機は、 $1.13 V_{SR}$ 以上 $1.3 V_{SR}$ 以下の申請者が選定した速度で直線飛行ができる様にトリムすること。

2-3-2-3 定常トリム状態から、飛行機の減速率が毎秒 1.9km/h (1kt/s) を超えない減速をするように縦の操縦を行うこと。

2-3-2-4 定められた迎角に達すると急激に機首を下げる装置（例：ステイック・プッシャー）が装備されている場合、2-3-2-1 の規定の要求を満たすとともに、参照失速速度 V_{SR} は、当該装置が作動する速度より 3.7km/h (2kt) 大きい速度又は当該装置が作動する速度の 102% のいずれか大きいほうの速度以上でなければならない。

2-3-3 離陸

2-3-3-1 2-3-4 に規定する離陸速度、2-3-5 に規定する加速停止距離、2-3-6 に規定する離陸経路、2-3-7 に規定する離陸距離及び離陸滑走距離、並びに 2-3-8 に規定する離陸飛行経路を決定しなければならない。これらは、申請者が選定した運用限界の範囲で、各重量、高度及び大気温度に対して、次の各気象条件について、申請者が選定した離陸形態において決定しなければならない。

- a 着氷しない気象状態及び
- b 2-3-1 1-2 で規定に適合することを示すために用いられる形態において、2-1-1-7 の規定に基づき附録 C 及び附録 O（適用される場合）で定義された最も不利な離陸着氷状態のもとで、次の条件のいずれかにあたる場合は、着氷気象状態。
 - (a) 最大離陸重量における失速速度が、着氷しない気象状態と比較して 5.6km/h (3kt) (CAS) 又は V_{SR} の 3% のいずれかを超過して高くなる。
 - (b) 2-3-1 1-2 に従い決定される上昇勾配の低減量が、2-3-8-2 で定義される、実用離陸飛行経路算出のための低減量の 0.5 倍以上となる。

2-3-3-2 2-3-3 に規定する性能を決定するための離陸は、特別な操縦技術又は過度の注意力を要するものであってはならない。

2-3-3-3 離陸性能は、次の条件に基づいたものでなければならない。

- a 陸上機及び水陸両用機にあっては、滑走路面は、次の条件に基づいていな

なければならない。

(a) 平滑で、乾いた及び濡れた、かたい面

(b) 申請者の選択により、溝又は多孔性の摩擦路面で、濡れた、かたい面

b 水上機及び水陸両用機にあつては、平滑な水面であること。

c スキー式飛行機にあつては、平滑な乾いた雪面であること。

2-3-3-4 離陸性能は、運用限界内で、次の運用上の補正を含まなければならない。

a 向風に対しては、離陸径路にそつて公称風速成分の 50%をこえない風速また追風に対しては、離陸径路にそつて公称風速成分の 150%以上の風速

b 滑走路勾配

2-3-4 離陸速度

2-3-4-1 V_1 は V_{EF} に関連して以下のように選ぶ。

a V_{EF} (CAS) は、臨界発動機に不具合が生じたと考えられるときの速度とする。 V_{EF} は、2-4-4-5 で定められる V_{MCG} 以上で、申請者が選定する。

b V_1 (CAS) は、申請者が選定する。ただし、 V_1 は V_{EF} に、臨界発動機が不具合になってから、操縦者が認識して発動機不作動に対し対処処置をとる（加速停止試験において操縦者が飛行機を停止させるために行う最初の行動（例：ブレーキの使用、推力を下げる、スピード・ブレーキの使用）をとる。）までの時間に増加する速度を加えた速度以上でなければならない。

2-3-4-2 V_{2min} (CAS) は、次の値以上でなければならない。

a 次の飛行機にあつては $1.13 V_{SR}$

(a) 双発又は 3 発のターボプロップ飛行機及びピストン飛行機

(b) 1 発動機不作動時の失速速度を著しく減少できる装置を有しないターボジェット飛行機

b 次の飛行機にあつては $1.08 V_{SR}$

(a) 4 発以上のターボプロップ飛行機及びピストン飛行機

(b) 1 発動機不作動時の失速速度を著しく減少できる装置を有するターボジェット飛行機

c 2-4-4 に規定する V_{MC} の 1.1 倍

2-3-4-3 V_2 (CAS) は、2-3-1 1-2 の上昇勾配の規定に適合するように申請者が選定するものとし、次の値以上でなければならない。

a V_{2min}

b V_R に、2-3-6-3 の b の規定に従つて離陸面上 10.7m (35ft) の高度に達するまでに得られる速度増分を加えた速度

c 2-4-1-8 に規定する運動性が得られる速度

2-3-4-4 V_{MU} (CAS) は、 V_{MU} 以上の速度では飛行機が安全にリフトオフし、離陸を継続できる速度とする。 V_{MU} は証明されるすべての推力／重量比において申請者が選定しなければならない。 V_{MU} の値は、地上の離陸試験により立証された場合は、自由大気の場合に基づいて設定してもよい。

2-3-4-5 V_R (CAS) は、次の a から d までの規定に従つて選定しなければならない。

- a 速度 V_R は、次の値以上でなければならない。
 - (a) 速度 V_1
 - (b) V_{MC} の 105% に等しい速度
 - (c) 2-3-6-3 の b の規定により、離陸面上 10.7m (35ft) の高度に到達する以前に V_2 が得られるような速度
 - (d) 実際に得られる最大の角速度で機首上げを行ったときのリフトオフ速度 V_{LOF} が次のいずれかの値以上になるような速度
 - 1) 全発動機運転状態における V_{MU} の 110%、及び 1 発動機不作動状態における推力/重量比において決定される V_{MU} の 105%
 - 2) 飛行機の形状により V_{MU} の時の姿勢が制限される場合（例えば、滑走路への尾部の接触）、全発動機運転状態における V_{MU} の 108%、及び 1 発動機不作動状態における推力/重量比において決定される V_{MU} の 104%
 - b 重量、形態、温度等の条件のいかなる組合わせが与えられても、全発動機運転時及び 1 発動機不作動時の離陸の規定に適合することを証明するにあたっては、2-3-4-5 の規定によりえられたただ 1 つの V_R の値を用いなければならない。
 - c 上記 a 及び b により定められた V_R の値より 5 ノットだけ小さいローテーション速度でえられる 1 発動機不作動時の離陸距離が、設定された V_R でえられる値をこえないことを証明しなければならない。離陸距離は、2-3-7-1 の a の規定により決定しなければならない。
 - d 飛行機の運用について定められた離陸操作方法からの運用中予想される逸脱（過度の機首上げ、トリムの誤り等）が、危険な飛行特性又は 2-3-7-1 の規定により定められた指定離陸距離の著しい増加を生ずることのないことを証明しなければならない。
- 2-3-4-6 V_{LOF} (CAS) は、飛行機がはじめて空中に浮揚しはじめる速度をいう。
- 2-3-4-7 V_{FTO} (CAS) は、2-3-1 1-3 の上昇勾配の規定に適合するように申請者が選定するものとし、次の値以上でなければならない。
- a 1.18 V_{SR}
 - b 2-4-1-8 に規定する運動性が得られる速度
- 2-3-4-8 着氷気象状態における V_1 、 V_R 及び V_2 を決定する際には、着氷しない気象状態での V_{MCG} 、 V_{MC} 及び V_{MU} を使用してよい。
- 2-3-5 加速停止距離
- 2-3-5-1 乾いた滑走路における加速停止距離は、次のうち長い方とする。
- a 次の各距離をすべて加えた距離
 - (a) 乾いた滑走路から離陸するため飛行機を全発動機作動状態で、静止出発点から V_{EF} まで加速するのに要する距離
 - (b) 乾いた滑走路から離陸を行い、 V_{EF} において臨界発動機が不作動になり、 V_1 において操縦者が離陸を中止するための最初の行動をとったとして、飛行機を V_{EF} から離陸中止の間に到達した最大速度まで加速させるのに要する距離
 - (c) 乾いた滑走路において、(b) に規定された速度から飛行機を完全

に停止させるまでに要する距離

(d) 乾いた滑走路から離陸するための V_1 で 2 秒間滑走するのと同等の距離

b 次の各距離をすべて加えた距離

(a) 乾いた滑走路から離陸するための V_1 において操縦者が離陸を中止するための最初の行動をとったとして、飛行機を全発動機作動状態で、静止出発点から、離陸中止の間に到達した最大速度まで加速させるのに要する距離

(b) 乾いた滑走路において、引き続き全発動機作動状態で (a) に規定された速度から飛行機を完全に停止させるまでに要する距離

(c) 乾いた滑走路から離陸するための V_1 で 2 秒間滑走するのと同等の距離

2-3-5-2 濡れた滑走路における加速停止距離は、次のうち長い距離とする。

a 2-3-5-1 で決定される乾いた滑走路における加速停止距離

b 2-3-5-1 で滑走路が濡れているとし、濡れた滑走路における V_{EF} 及び V_1 を使用して決定される加速停止距離。濡れた滑走路における加速停止距離を決定する際には、車輪ブレーキの制動力は、次の値を超えてはならない。

(a) 2-3-1-9 及び 2-3-5-1 の要件に適合するように決定された車輪ブレーキの制動力

(b) 2-3-5-3 又は 2-3-5-4 で決定された濡れた滑走路における制動摩擦係数を用い、離陸の際に認められた最も不利な重心位置において、ブレーキをかけている車輪とかけていない車輪間で通常の荷重分布を考慮してえられる制動力

2-3-5-3 平滑な濡れた滑走路における制動摩擦係数は、摩擦係数と地上速度の曲線で定義され、以下に従って算出されなければならない。

a 濡れた滑走路におけるタイヤ地面間の最大制動摩擦係数は、下表で定義される。

タイヤ圧 力 (psi)	最大制動摩擦係数 (タイヤと地面)
50	$\mu t / g_{MAX} = -0.0350 \left(\frac{V}{100} \right)^3 + 0.306 \left(\frac{V}{100} \right)^2 - 0.851 \left(\frac{V}{100} \right) + 0.883$
100	$\mu t / g_{MAX} = -0.0437 \left(\frac{V}{100} \right)^3 + 0.320 \left(\frac{V}{100} \right)^2 - 0.805 \left(\frac{V}{100} \right) + 0.804$
200	$\mu t / g_{MAX} = -0.0331 \left(\frac{V}{100} \right)^3 + 0.252 \left(\frac{V}{100} \right)^2 - 0.658 \left(\frac{V}{100} \right) + 0.692$
300	$\mu t / g_{MAX} = -0.0401 \left(\frac{V}{100} \right)^3 + 0.263 \left(\frac{V}{100} \right)^2 - 0.611 \left(\frac{V}{100} \right) + 0.614$

ここで、

タイヤ圧： 運航時の最大タイヤ圧 (psi)

$\mu t/g_{MAX}$ ： タイヤと地面間の最大制動係数

V： 真対地速度 (kt)

表に挙げられていないタイヤ圧については、線形補間した値を用いてもよい。

- b 濡れた滑走路におけるタイヤ・地面間の最大制動摩擦係数は、濡れた滑走路におけるアンチ・スキッド系統の効率を考慮して補正されなければならない。アンチ・スキッド系統の作動は平滑な濡れた滑走路上の飛行試験により実証され、その効率が決定されなければならない。アンチ・スキッド系統の効率が平滑な濡れた滑走路上の飛行試験により定量的に決定されない場合、a で決定される濡れた滑走路におけるタイヤと地面間の最大制動摩擦係数に、当該飛行機に装備されているアンチ・スキッド系統の型に対応する効率係数を乗じなければならない。

アンチ・スキッド系統の型	効率係数
オンーオフ	0.30
準モジュレーティング	0.50
全モジュレーティング	0.80

- 2-3-5-4 申請者の選択により、滑走路表面が溝又は多孔性の材料によって処理されている場合には、より高い濡れた滑走路における制動摩擦係数を使用してもよい。溝又は多孔性の摩擦路面のため、濡れた滑走路における制動摩擦係数は次により定義される。

- a 乾いた滑走路における加速停止距離を決定する際に使用する制動摩擦係数の値の 70% に等しい値
- b 2-3-5-3 で定義されている濡れた滑走路における制動摩擦係数。
ただし、アンチ・スキッド系統の効率が溝又は多孔性の摩擦路面に対し有効である場合には、濡れた滑走路におけるタイヤと地面間の最大制動摩擦係数は次表で定義される。

タイヤ圧力 (psi)	最大制動摩擦係数 (タイヤと地面)
50	$\mu t/g_{MAX} = 0.1470 \left(\frac{V}{100} \right)^5 - 1.050 \left(\frac{V}{100} \right)^4 + 2.673 \left(\frac{V}{100} \right)^3 - 2.683 \left(\frac{V}{100} \right)^2 + 0.403 \left(\frac{V}{100} \right) + 0.859$

100	$\mu t / g_{MAX} = 0.1106 \left(\frac{V}{100} \right)^5 - 0.813 \left(\frac{V}{100} \right)^4 + 2.130 \left(\frac{V}{100} \right)^3$ $- 2.200 \left(\frac{V}{100} \right)^2 + 0.317 \left(\frac{V}{100} \right) + 0.807$
200	$\mu t / g_{MAX} = 0.0498 \left(\frac{V}{100} \right)^5 - 0.398 \left(\frac{V}{100} \right)^4 + 1.140 \left(\frac{V}{100} \right)^3$ $- 1.285 \left(\frac{V}{100} \right)^2 + 0.140 \left(\frac{V}{100} \right) + 0.701$
300	$\mu t / g_{MAX} = 0.0314 \left(\frac{V}{100} \right)^5 - 0.247 \left(\frac{V}{100} \right)^4 + 0.703 \left(\frac{V}{100} \right)^3$ $- 0.779 \left(\frac{V}{100} \right)^2 - 0.00954 \left(\frac{V}{100} \right) + 0.614$

ここで、

タイヤ圧： 運航時の最大タイヤ圧 (psi)

$\mu t / g_{MAX}$ ： タイヤと地面間の最大制動係数

V： 真対地速度 (kt)

表に挙げられていないタイヤ圧については、線形補間した値を用いてもよい。

2-3-5-5 2-3-5-6 aに規定される場合を除き、車輪ブレーキ以外の制動装置は、次の条件に適合する場合には、加速停止距離の決定に際して使用してもよい。

a 安全で信頼性のあること。

b 通常の運用状態において、確実な結果が期待できること。

c 飛行機の操縦に特別の技術を必要としないこと。

2-3-5-6 逆推力装置の効果は、次のとおりでなければならない。

a 乾いた滑走路における加速停止距離を決定する際には、減速の効果として含めてはならない。

b 濡れた滑走路における加速停止距離を決定する際には、2-3-5-5の要件に適合する場合は、逆推力装置による減速の効果を含めてもよい。

2-3-5-7 着陸装置は、加速停止距離測定中、下げのままとしなければならない。

2-3-5-8 加速停止距離に、滑走路面と本質的に異なった特性を有するストップウェイを含めようとする場合は、離陸性能は、当該加速停止距離に対する運用上の補正係数を含めなければならない。この補正係数は、予想運用限界内におけるストップウェイの表面特性及び四季の気象条件（気温、雨、雪、氷等）による表面特性の変化を考慮したものでなければならない。

2-3-5-9 最大ブレーキ運動エネルギーによる加速停止距離を決定するための飛行試験による実証は、それぞれの車輪ブレーキの残りが摩耗許容範囲の10%を超えないものを使用して行わなければならない。

2-3-6 離陸経路

2-3-6-1 離陸経路は、静止出発点から始まって、離陸面上 450m

(1,500ft) の高度に達する点か又は離陸形態から運航形態への移行が完了し、かつ、飛行機の速度が V_{FTO} に達する点のうち、高度の高い方の点までとする。

離陸経路は、次の条件によって決定したものでなければならない。

- a 離陸経路は 2-3-1-6 に規定する操作に基づいたものであること。
- b 飛行機を地上で V_{EF} まで加速し、 V_{EF} において臨界発動機を不作動とし、臨界発動機は離陸の終わりまで不作動のままとする。
- c V_{EF} に達した後、 V_2 まで加速すること。

2-3-6-2 V_2 まで加速する間に、前脚は、 V_R 以上の速度において、地面から浮揚してもよい。

ただし、着陸装置の引込みは、飛行機が空中に浮揚する以前に開始してはならない。

2-3-6-3 2-3-6-1 及び 2-3-6-2 に従い決定する離陸経路は、次の条件に適合しなければならない。

- a 空中の離陸経路の勾配は、各点において正でなければならない。
- b 離陸面上 10.7m (35ft) の高度に至るまでに、飛行機は速度 V_2 に達し、離陸面上 120m (400ft) の高度までは、できるかぎり V_2 に近い V_2 以上の速度で離陸を続けるものとする。
- c 離陸面上 120m (400ft) の高さに達した後の離陸経路上の各点における上昇勾配は、次の値以上でなければならない。

(a) 双発機にあっては、1.2%

(b) 3 発機にあっては、1.5%

(c) 4 発機にあっては、1.7%

- d 飛行機が離陸面上 120m (400ft) の高度に達するまで、脚上げの操作及びプロペラの自動的なフェザリングを除き、飛行機の形態を変えてはならず、また、操縦者の動作を要する出力又は推力の変動があってはならない。

- e 2-3-3-1 b により、着氷気象状態における離陸経路を決定することが求められる場合、浮揚後の機体の空力抵抗は、次のようなものとする。

(a) 離陸面上 10.7m (35ft) から 120m (400ft) までは、2-1-1-7 の規定に基づき附録 C 及び附録 O (適用される場合) で定義される最も不利な離陸着氷状態における空力抵抗

(b) 離陸面上 120m (400ft) から離陸経路の末端までは、2-1-1-7 の規定に基づき附録 C 及び附録 O (適用される場合) で定義される最も不利な離陸最終段階の着氷状態における空力抵抗

2-3-6-4 離陸径路の決定は、離陸を連続的に行なって証明する方法 (連続法) か又は離陸径路の各区分を総合して決定する方法 (区分法) によらなければならない。区分法は次の条件によるものとする。

- a 離陸径路は、飛行形態、発動機出力又は推力及び飛行速度に明瞭な変化がある毎に明確に区分すること。
- b 飛行機の重量、形態及び発動機出力又は推力は、一つの区分中においては一定であり、かつ、その区分において最も不利な状態にあること。
- c 飛行径路は、地面効果を考えない飛行機の性能に基づいたものであること。

- d 区分法によってえた離陸径路は、当該方法が連続法に比して、より安全側にあることを証明するため飛行機の性能が地面効果の影響を受けず、かつ、飛行速度が安定する点まで連続法によって再吟味すること。

飛行機は、地面からその翼幅に等しい高さに達したとき、地面効果の影響を受けなくなると考えられる。

- 2-3-6-5 補助動力ロケット発動機を装備した飛行機にあつては、離陸径路は、附録E IIにより決定してもよい。

2-3-7 離陸距離及び離陸滑走

- 2-3-7-1 乾いた滑走路における離陸距離は、次のa又はbに従って決定された距離のうちいずれか大きい方としなければならない。

a 静止出発点から乾いた滑走路のための2-3-6の規定に従って飛行機が離陸面上 10.7m (35ft) の高度に達した点までの水平距離

b 全発動機運転の状態において、静止出発点から2-3-6の規定に適合した操作に従って、飛行機が離陸面上 10.7m (35ft) の高度に達した点までの水平距離の 1.15 倍に等しい距離

- 2-3-7-2 濡れた滑走路における離陸距離は、次のa又はbに従って決定された距離のうちいずれか大きい方としなければならない。

a 2-3-7-1の規定に従って決定された、乾いた滑走路における離陸距離

b 濡れた滑走路のための2-3-6の規定に従って、飛行機が離陸面上 10.7m (35ft) の高度に至るまでに V_2 に達する離陸経路における、離陸出発点から離陸面上 4.6m (15ft) の高度に達した点までの水平距離

- 2-3-7-3 離陸距離がクリアウェイを含まない場合の離陸滑走距離は、離陸距離に等しい。離陸距離がクリアウェイを含む場合の離陸滑走距離は、次のa又はbに従って決定されなければならない。

a 乾いた滑走路における離陸滑走距離は、次の(a)又は(b)に従って決定された距離のうちいずれか大きい方としなければならない。

(a) 離陸出発点から、飛行機の速度が V_{LOF} に達した点と、乾いた滑走路のための2-3-6の規定に従って飛行機が離陸面上 10.7m (35ft) の高度に達した点との中間点までの水平距離

(b) 全発動機運転の状態において、離陸出発点から、飛行機の速度が V_{LOF} に達した点と、2-3-6の規定に従って飛行機が離陸面上 10.7m (35ft) の高度に達した点との中間点までの水平距離の 1.15 倍に等しい距離

b 濡れた滑走路における離陸滑走距離は、次の(a)又は(b)に従って決定された距離のうちいずれか大きい方としなければならない。

(a) 濡れた滑走路について2-3-6の規定に従って飛行機が離陸面上 10.7m (35ft) の高度に至るまでに V_2 に達する離陸経路における、離陸出発点から離陸面上 4.6m (15ft) の高度に達する点までの水平距離

(b) 全発動機運転の状態において、2-3-6の規定に従って離陸出発点から、飛行機の速度が V_{LOF} に達した点と、飛行機が離陸面上 10.7m (35ft) の高度に達した点との中間点までの水平距離の 1.15 倍に等しい距離

2-3-8 離陸飛行経路

2-3-8-1 離陸飛行経路は、滑走路表面の状態に応じた2-3-7-1又は2-3-7-2の規定により決定された離陸距離の末端上、高度10.7m (35Ft) の点を始点とする。

2-3-8-2 実用離陸飛行経路を示すため2-3-6及び2-3-8-1の規定に基づいた離陸飛行経路から径路上の各点において、次の上昇勾配を減じた正味の離陸飛行経路を定めておかなければならない。

- a 双発機にあつては、0.8%
- b 3発機にあつては、0.9%
- c 4発機にあつては、1%

2-3-8-3 2-3-8-2の上昇勾配の軽減量を、離陸飛行径路上で飛行機が水平加速飛行する部分での飛行機の加速度の減小量として適用してもよい。

2-3-9 上昇：一般

2-3-10及び2-3-11の規定への適合性は、当該飛行機に設定された運用限界内における各重量、各高度及び各大気温度並びに各形態に対する最も不利な重心位置について証明しなければならない。

2-3-10 着陸復行：全発動機運転 着陸形態における定常上昇勾配は、3.2%以上でなければならない。このとき、発動機は、全て出力又は推力制御装置を飛行のための最低緩速位置から着陸復行出力又は推力設定位置へ動かし始めてから8秒後に得られる出力又は推力で運転されていることとする。また、上昇速度は次の速度とする。

2-3-10-1 着氷しない気象状態では、上昇速度は2-3-13-2 b (a) に従い決定された V_{REF} とする。

2-3-10-2 2-1-1-7の規定に基づき附録C及び附録O（適用される場合）で定義される最も不利な着陸着氷状態にある着氷気象状態では、上昇速度は2-3-13-2 b (b) に従い決定された V_{REF} とする。

2-3-11 上昇：1発動機不作動

2-3-11-1 離陸：着陸装置下げ 2-3-6の規定で用いた形態及び飛行機が速度が V_{LOF} に達する点と着陸装置が完全に上げ状態になる点との間の飛行径路上、最も不利な離陸形態において、地面効果のない場合の定常上昇勾配は、 V_{LOF} における次の条件下で双発機にあつては正、3発機にあつては0.3%以上、4発機にあつては0.5%以上でなければならない。

a 臨界発動機は不作動とし、残りの発動機は、2-3-6に規定した着陸装置引込み開始時において、利用できる出力又は推力で運転されていること。

ただし、着陸装置引込み開始から完了までに、上記の運転状態よりも不利な運転状態が存在する場合は、その状態で運転されているものとする。

b 重量は、2-3-6に規定した着陸装置を上げ始めた状態における重量であること。

2-3-11-2 離陸：着陸装置上げ 2-3-6の規定で用いた形態及び着陸装置が完全に上げとなった飛行経路上の点における離陸形態において、地面効果のない場合について、次の要求を満足しなければならない。

a 定常上昇勾配は、 V_2 における次の条件下で双発機にあつては2.4%以上、3

発機にあつては 2.7%以上、4 発機にあつては 3.0%以上でなければならない。

(a) 臨界発動機は不作動とし、残りの発動機は、2-3-6 によって決定される着陸装置引込み完了時において利用できる離陸出力又は推力で運転されていること。ただし、着陸装置引込み完了時から離陸面上 120m (400ft) の高さに達するまでに、上記の運転状態よりも不利な運転状態が存在する場合は、その状態で運転されているものとする。

(b) 重量は、2-3-6 によって決定される着陸装置が完全に上げとなった状態における重量であること。

b 2-3-1 1-2 a の要求は次のときに満足しなければならない。

(a) 着氷しない気象状態及び

(b) 離陸着氷状態にある 2-3-1 1-2 への適合を示すために用いられる形態で、次の条件のいずれかにあたる場合は、2-1-1-7 の規定に基づき附録 C 及び附録 O (適用される場合) で定義される最も不利な離陸着氷状態にある着氷気象状態。

1) 最大離陸重量における失速速度が、着氷しない気象状態と比較して 5.6km/h (3kt) (CAS) 又は V_{SR} の 3%のいずれか大きい方の値を超えて高くなる。

2) 2-3-1 1-2 に従い決定される上昇勾配の減少量が、2-3-8-2 で定義される、実用離陸飛行経路を定めるために減ずる値の 0.5 倍以上となる。

2-3-1 1-3 離陸の最終段階 2-3-6 に規定した離陸経路の末端で、巡航形態において次の要求を満足しなければならない。

a V_{FTO} における定常上昇勾配が、次の条件下で双発機にあつては 1.2%以上、3 発機にあつては 1.5%以上、4 発機にあつては 1.7%以上でなければならない。

(a) 臨界発動機は不作動とし、残りの発動機は利用しうる連続最大出力又は推力で運転されていること。

(b) 重量は、2-3-6 で規定した離陸経路末端における重量であること。

b 2-3-1 1-3 a の要求は次のときに満足しなければならない。

(a) 着氷しない気象状態及び

(b) 2-3-6-3 e (a) への適合を示すために用いられる離陸着氷状態にあつて 2-3-1 1-2 への適合を示すために用いられる形態で、次のいずれかの条件にあたる場合は、2-1-1-7 の規定に基づき附録 C 及び附録 O (適用される場合) で定義される最も不利な離陸最終段階の着氷状態にある着氷気象状態。

1) 最大離陸重量における失速速度が、着氷しない気象状態と比較して 5.6km/h (3kt) (CAS) 又は V_{SR} の 3%のいずれか大きい方の値を超えて高くなる。

2) 2-3-1 1-2 に従い決定される上昇勾配の減少量が、2-3-8-2 で定義される、実用離陸飛行経路を定めるために減ずる値の 0.5 倍以上となる。

2-3-1 1-4 進入復行

飛行機は全発動機運転時の常用操作による進入形態にあり、その形態に対する V_{SR} が全発動機運転時の着陸形態に対する V_{SR} の 110%を超えない形態にお

いて、次の要求を満足しなくてはならない。

a 定常上昇勾配は、次の条件下で双発機にあっては 2.1%以上、3 発機にあっては 2.4%以上、4 発機にあっては 2.7%以上でなければならない。

(a) 臨界発動機は不作動とし、残りの発動機は着陸復行出力又は推力で運転されていること。

(b) 重量は最大着陸重量であること。

(c) 飛行機の速度は、着陸時の常用操作として設定された上昇速度で $1.4 V_{SR}$ をこえないこと。

(d) 着陸装置は上げ位置であること。

b 2-3-1 1-4 a の要求は次のときに満足しなくてはならない。

(a) 着氷しない気象状態および

(b) 2-1-1-7 の規定に基づき附録 C 及び附録 O (適用される場合) で定義される最も不利な進入着氷状態にある着氷気象状態。2-3-1 1-4 a (c) に従い計算される着氷気象状態での上昇速度が、着氷しない気象状態での上昇速度と比較して、5.6km/h (3kt) (CAS) 又は 3%のいずれか大きい方の値を超えて上回らない場合は、着氷しない気象状態での上昇速度を用いても良い。

2-3-1 2 運航飛行経路

2-3-1 2-1 巡航形態に対する 2-3-1 2-2 及び 2-3-1 2-3 に規定する飛行経路は、当該飛行機に設定された運用限界内における各重量、高度及び大気温度について決定しなければならない。発動機の運転による燃料及び滑油の連続的消費を考慮した飛行経路上の重量変化は、算定に含めてもよい。飛行経路は、 V_{FTO} 以上の速度で次の条件下において決定しなければならない。

a 重心位置は、最も不利な位置にあること。

b 臨界発動機は、不作動であること。

c 残りの発動機は、利用できる連続最大出力又は推力で運転されていること。

d 発動機の冷却空気の供給を制御する装置は、予想最高大気温度状態において適正な冷却ができる位置にあること。

2-3-1 2-2 1 発動機不作動時の正味の飛行経路は、次の各気象状態について、双発機にあっては 1.1%、3 発機にあっては 1.4%、4 発機にあっては 1.6%の上昇勾配を減じた実際の上昇性能で示さなければならない。

a 着氷しない気象状態及び

b 次のいずれかの条件にあたる場合は、2-1-1-7 の規定に基づき附録 C 及び附録 O (適用される場合) で定義された最も不利な巡航着氷状態にある着氷気象状態。

(a) 巡航着氷状態での $1.18 V_{SR}$ が、着氷しない気象状態で選択される巡航時の速度と比較して、5.6km/h (3kt) (CAS) 又は V_{SR} の 3%のいずれか大きい方の値を超えて高くなる。

(b) 上昇勾配の減少量が、2-3-1 2-2 で定義される、実用離陸飛行経路を定めるために減ずる値の 0.5 倍以上。

2-3-1 2-3 3 発機又は 4 発機の 2 発動機不作動時の正味の飛行経路は、

3 発機にあつては 0.3%、4 発機にあつては 0.5%の上昇勾配を減じた実際の上昇性能で示さなければならない。

2-3-13 着 陸

2-3-13-1 着陸面上高さ 15m (50ft) の点から、接地し完全に停止する（又は、着水の場合は 5.6km/h (3kt) の速度になるまで）のに必要な水平距離を次の各気象状態について決定しなければならない。（当該飛行機について申請者が選定した運用限界内で、標準温度状態のもとで各重量、高度及び風の状況に対して決定すること。）

a 着氷しない気象状態及び

b 最大着陸重量において、着氷気象状態における V_{REF} が着氷しない気象状態の V_{REF} を 9.2km/h (5kt) (CAS) を超えて上回る場合、2-1-1-7の規定に基づき附録 C 及び附録 O (適用される場合) で定義された最も不利な着陸着氷状態にある着氷気象状態

2-3-13-2 2-3-13-1 の着陸距離を決定する際には、次の条件に従うこと。

a 飛行機は、着陸形態であること。

b 15m (50ft) の高さまで、 V_{REF} (CAS) 以上の降下速度をもって安定した進入を行うこと。

(a) 着氷しない気象状態では、 V_{REF} は次の値以上でなければならない。

1) $1.23 V_{SR0}$

2) 2-4-4-6 により設定される V_{MCL}

3) 2-4-1-8 に規定する運動性が得られる速度

(b) 着氷気象状態では、 V_{REF} は次の値以上でなければならない。

1) 2-3-13-2 b (a) で決定される速度

2) 2-1-1-7 の規定に基づき附録 C 及び附録 O (適用される場合) で定義される最も不利な着陸着氷状態での $1.23V_{SR0}$ が、着氷しない気象状態において選択された V_{REF} を 9.2km/h (5kt) (CAS) を超えて上回る場合は、着陸着氷状態の $1.23V_{SR0}$

3) 2-1-1-7 の規定に基づき附録 C 及び附録 O (適用される場合) で定義される最も不利な着陸着氷状態で、2-4-1-8 に規定する運動性が得られる速度

c 形態、出力又は推力及び速度を変化させるための操作は、実際の運用に対して選定された操作に従って行なうこと。

d 着陸は過大な垂直加速度、跳躍、転覆、グランドループ、ポーポイズ又はウォーターループの傾向がなく行なわれること。

e 着陸には、操縦に特別な技術又は過大な注意力を要するものでないこと。

2-3-13-3 陸上機及び水陸両用機にあつては、地上の着陸距離は、次の条件のもとに、かつ、平滑な乾いた固い水平滑走路面で決定しなければならない。

a 車輪ブレーキ系統の圧力は、規定した値をこえないこと。

b ブレーキは、ブレーキ又はタイヤの過度の磨耗を生ずるような使用をしないこと。

c 車輪ブレーキ以外の制動装置は、次の条件に適合する場合には使用しても

よい。

(a) 安全で信頼性のあること。

(b) 運用において、確実な結果が期待できること。

(c) 飛行機の操縦に特別の技術を必要としないこと。

2-3-1 3-4 水上機及び水陸両用機にあっては、水上の着陸距離は、平滑な水面で決定しなければならない。

2-3-1 3-5 スキー式飛行機にあっては、雪上の着陸距離は、平滑な乾いた雪面で決定しなければならない。

2-3-1 3-6 着陸距離は、向風に対しては着陸方向において、証明をえようとする風速成分の 50%をこえない風速、追風に対しては、着陸方向において証明をえようとする風速成分の 150%以上の風速についての補正係数を含まなければならない

2-3-1 3-7 発動機の運転に依存するような装置の特性上、発動機故障時の着陸において、着陸距離が著しく増加する飛行機にあっては、着陸距離を臨界発動機不作動の状態で決定しなければならない。ただし、これらの補助装置を使用した場合、全発動機運転時の着陸距離と著しい差を生じないと認められる飛行機にあっては、臨界発動機不作動としなくてもよい。

2-4 操縦性及び運動性

2-4-1 一般

2-4-1-1 飛行機は、次の状態において安全な操縦及び運動ができなければならない。

- a 離陸
- b 上昇
- c 水平飛行
- d 降下
- e 着陸

2-4-1-2 次の状態を含むすべての予想される運用状態において、特別な操縦技術、注意力又は操縦力を要することなく、かつ、制限荷重倍数を超えることなく、一つの飛行状態から他の任意の飛行状態へ円滑に移ることができる。

- a 臨界発動機の突然の故障
- b 3発以上の飛行機について、巡航、進入又は着陸形態であって、臨界発動機不作動の状態にトリムしているときの、第二臨界発動機の突然の故障
- c 減速装置の展開又は引き込みを含む形態の変化

2-4-1-3 飛行機が、2-1-1-7の規定に基づき附録C及び附録O（適用される場合）で定義される各飛行段階において最も不利な着氷状態で、次のときに安全に操縦及び運動できることを示さなければならない。このとき、臨界発動機は不作動、（プロペラを有する場合）プロペラ角度は空力抵抗が最小となる位置とする。

- a 最小の V_2 による離陸時
- b 進入及びこれに続き着陸復行を行う間
- c 進入及びこれに続き着陸を行う間

2-4-1-4 在来の操縦輪型の操縦装置にあつては2-4-1-1、2-4-1-2及び2-4-1-3に設定する試験において、最大操縦力は次の値に制限する。

操縦輪又は方向舵ペダルに加える力		縦 揺 れ	横 揺 れ	偏 揺 れ
短時間操舵	両手による場合	34kg (75lb)	23kg (50lb)	
	片手による場合	23kg (50lb)	11kg (25lb)	
	ペダル			68kg (150lb)
長時間操舵		4.6kg (10lb)	2.3kg (5lb)	9.1kg (20lb)

2-4-1-5 2-4-1-4の短時間操舵の場合の操縦力を証明するには、飛行機を承認された操作手順又は通常の方法で操縦しなければならない。飛行機は定常飛行状態において、あらかじめトリム又はできる限りトリムに近い状態にしなければならない。離陸にあつては、承認された操縦方法に従って

飛行機をトリムしなければならない。

2-4-1-6 2-4-1-4の長時間操舵の場合の操縦力限界は、飛行機はトリムするか又はできる限りトリムに近い状態にして実証する。

2-4-1-7 V_{FC} 又は M_{FC} 迄の速度において、操縦力及び運動荷重倍数対操縦力勾配は、限界内に納まらなければならない。飛行機が運動をしているとき操縦力は過度に重くはならず、また、不注意な操作により容易に機体に対して過負荷を与えてしまう程小さいものであってはならない。また、運動荷重倍数の変化に伴う操縦力勾配の変化は、飛行機の操縦を維持することを著しく難しくするものであってはならず、また、操縦力勾配のいずれの部分も過剰操作の危険が発生する程小さいものであってはならない。

2-4-1-8 失速警報及びその他の正常な運動を妨げるような特性を発生することなく、前方重心時において次表に規定する定速釣り合い旋回を行う運動性を有しなければならない。

形 態	速 度	釣り合い旋回時のバンク角	推力・出力設定
離陸形態	V_2	30 度	限定された重量、高度及び温度 [注 (1)] における非対称推力・出力設定
離陸形態	$V_2 + XX$ [注 (2)]	40 度	全発動機運転時の上昇推力・出力設定 [注 (3)]
巡航形態	V_{FTO}	40 度	限定された重量、高度及び温度 [注 (1)] における非対称推力・出力設定
着陸形態	V_{REF}	40 度	3 度の進入角に対応した対称な推力・出力設定

注 (1) その飛行状態において 2-3-1 1 に規定する最小上昇勾配が得られるような推力又は出力の設定となる重量、高度及び温度の組み合わせ

(2) 全発動機運転時での上昇の初期段階において認められた速度

(3) 臨界発動機に不具合が生じた時に乗組員が残りの発動機の推力又は出力を調整するための操作をしなくても、 V_2 での離陸状態のための推力又は出力が得られるような推力・出力の設定、又はそれより低い推力・出力の設定で全発動機運転時の上昇の初期段階における手順で用いられるもの

2-4-1-9 着氷気象状態において、2-4-1への適合性を実証する際には、次に従うこと。

a 操縦性は、2-1-1-7の規定に基づき附録C及びO(適用される場合)で定義される特定の飛行段階において最も不利な着氷状態で実証すること。

b 0g、又は昇降舵の能力やその他の飛行システムの設計特性により制限される場合は得られる最小の荷重倍数への機首下げ操作の間、常に押す操縦力が必要であることを示さなくてはならない。当該操作による機体運動からの回

復は、引きの操縦力が 23kgf (50lbf)を超えることなく、速やかに行うことが可能でなければならない。

- c 増加する横滑り角のもとで、速度を維持するために、縦揺れ操作として操縦者が加えなければならない力のいかなる変化も、力の逆転を伴わず増加し続けるものでなくてはならない。ただし、力の変化が緩やかで、特別な操縦技術、注意又は体力を用いることなく容易に操作可能な場合はこの限りではない。

2-4-1-10 着氷気象状態において、着氷防止装置が起動し、所定の機能を発揮するまでの飛行について、2-1-1-7の規定に基づき附録CのIIの5及び附録OのIIの4（適用される場合）で定義される最も不利な着氷状態での飛行により、以下を実証しなければならない。

- a 飛行機は荷重倍数 1.5g までの機首上げ操作で正常な操縦性を有すること。
- b 荷重倍数 0.5g までの機首下げ操作の間、縦揺れの操作力が反転しないこと。

2-4-2 縦の操縦

2-4-2-1 次の条件下で2-3-2-2 fに規定するトリム速度と2-7-1-4に規定する失速の徴候が現れる速度までの間のすべての速度において、機首を下げることにより選定されたトリム速度が直ちにえられなければならない。

- a 飛行機は、2-3-2-2 fに規定するトリム速度においてトリムされていること。
- b 着陸装置は下げであること。
- c フラップは、上げ及び下げの両状態とすること。
- d 全発動機は、パワ・オフ及び連続最大出力の両状態とすること。

2-4-2-2 次の飛行状態において、着陸装置は下げ状態で、操縦性は、トリムの変更を要するようなものでなく、操縦力は通常片手で短時間に加えられる最大操縦力 23kg (50lb) 以上を要するものであってはならない。

- a 発動機は、パワ・オフ、フラップは、上げで、飛行機は $1.3 V_{SR1}$ の速度においてトリムされ、運動中のあらゆる点において、対気速度を失速速度の30%上の速度に保持しながら、できるだけ速やかにフラップを下げること。
- b フラップ下げで、できるだけ速やかにフラップを上げること。その他の条件はaと同じとする。
- c 着陸復行出力又は推力を用いて、bの操作を行うこと。
- d 発動機はパワ・オフ、フラップは上げの状態で、飛行機を $1.3 V_{SR1}$ の速度においてトリムし、対気速度を一定に保ちつつ、速やかに着陸復行出力又は推力を働かせること。
- e フラップは下げ状態でdの操作を行なうこと。
- f 発動機はパワ・オフ、フラップは下げの状態で、飛行機を $1.3 V_{SR1}$ の速度においてトリムし、 V_{SW} から $1.6 V_{SR1}$ か又は V_{FE} のうち、いずれか小さい方の速度までの範囲内で、対気速度を一定に保持すること。

2-4-2-3 次の条件において、水平定常直線飛行中、プロペラ推進式飛行機にあつては $1.08 V_{SR1}$ 、ターボ・ジェット推進式飛行機にあつては $1.13 V_{SR1}$ の速度で高揚力装置を任意の位置から全上げ位置へ上げ始めた場合、特別な操縦技量を要することなく、高度低下を防ぐことができないなければならない。

- a 同時に出力又は推力制御装置を着陸復行出力又は推力が得られる位置にすること。
- b 着陸装置は下げであること。
- c 着陸重量及び高度の組合せが不利なものであること。

2-4-2-4 ゲイト方式の高揚力装置操作位置が用いられている場合は、最大着陸位置から最初のゲイト位置、各ゲイト位置間および最終ゲイト位置から全上げ位置への任意の位置からの高揚力装置上げについて2-4-2-3の規定を適用する。また2-4-2-3に規定する要件は、その着陸位置からの着陸復行手順を確定するために使用した高揚力装置形態に関する各承認された着陸位置から操作位置までの上げに適用する。さらに、最大着陸位置からの第一番目のゲイト位置は、着陸形態からの復行操作に用いられる高揚力装置の形態に対応するものでなければならない。各ゲイト操作位置は当該ゲイト位置を通過する際に別個の明瞭な操作を必要とするものであり、また、不用意にゲイト位置を通過することを防止する特性を持ったものでなければならない。この別個の明瞭な操作は、操作が一旦ゲイト位置に到達した後行うことができるものでなければならない。

2-4-3 方向及び横の操縦

2-4-3-1 方向の操縦：一般

主翼を水平に保ちつつ、作動中の発動機側に偏揺れを行うことができ、さらに不作動の臨界発動機側には15度までの機首の急激な方向変化が安全にできなければならない。このことは、以下の条件下で $1.3 V_{SR1}$ の速度において、15度までの機首の方向変化をすることにより証明しなければならない。ただし、方向舵ペダル操縦力が68kg (150lb) であるときに相当する方向変化を超える必要はない。

- a 臨界発動機は不作動で、そのプロペラは抗力最小の位置にあること。
- b 出力は $1.3 V_{SR1}$ の速度における水平飛行を維持するのに必要なものであること。ただし、連続最大出力を超えてはならない。
- c 重心は最も不利な位置にあること。
- d 着陸装置は上げであること。
- e フラップは進入位置にあること。
- f 重量は、最大着陸重量であること。

2-4-3-2 方向の操縦：4発以上の飛行機

4発以上の飛行機にあっては、次の条件下において2-4-3-1の規定に合致しなければならない。

- a 2個の臨界発動機が不作動でそのプロペラが抗力最小の位置にあること。
- b [保留]
- c フラップは上昇に対して最も有利な位置にあること。

2-4-3-3 横の操縦：一般

次の条件下で、 $1.3 V_{SR1}$ の速度における定常飛行から不作動発動機側及びその反対側へ20度のバンク旋回を行うことができなければならない。

- a 臨界発動機は不作動で、そのプロペラは抗力最小の位置にあること。
- b 残りの発動機は、連続最大出力で運転されていること。
- c 重心は、最も不利な位置にあること。

- d 着陸装置は、上げ及び下げの両状態にあること。
 - e フラップは、上昇に対して最も有利な位置にあること。
 - f 重量は、最大離陸重量にあること。
- 2-4-3-4 横の操縦：横揺れ能力 臨界発動機不作動状態において、横転操作に対する応答は、通常の運動を行なえるものでなければならない。1 発動機不作動時に使用される適切な速度において、過大な操縦力もしくは過大な操舵範囲を要することなく、安全上必要な横揺れ角速度を得られなければならない。
- 2-4-3-5 横の操縦：4 発以上の飛行機 4 発以上の飛行機にあっては、2-4-3-4 の規定のもとに、連続最大出力状態において、 $1.3 V_{SR1}$ の速度における定常飛行から、不作動発動機側及びその反対側へ 20 度のバンク旋回を行うことができなければならない。
- 2-4-3-6 横の操縦：全発動機運転 全発動機運転時の横転操作に対する応答は、突風により生ずる横揺れ、又は不安定な運動からの回復等の通常の運動を行なえるものでなければならない。また常用運用時に予想される横滑り角までの横滑りにおいて、当該飛行機に対して許容される運動を行ない、突風に対する修正を行なうのに十分な余裕を有する操縦性をもたなければならない。 V_{FC} 又は M_{FC} までのすべての速度において、過大な操縦力もしくは過大な操舵範囲を要することなく、安全上必要な最大横揺れ角速度を得られなければならない。
- 2-4-4 最小操縦速度
- 2-4-4-1 本節により最小操縦速度を決定するに当たって、臨界発動機の故障を模擬する方法は、運用中に発生すると予想される操縦上最も苛酷な動力装置の故障形態を代表しうるものでなければならない。
- 2-4-4-2 V_{MC} (CAS) は、当該速度で臨界発動機が突然不作動に陥った場合に、当該発動機が不作動の状態で行き機の操縦が維持でき、かつ、5 度以下のバンク角で直線飛行を保持できる最小速度である。
- 2-4-4-3 V_{MC} は次の条件下において $1.13 V_{SR}$ を超えてはならない。
- a 発動機は利用できる最大離陸出力又は推力で運転されていること。
 - b 重心は、最も不利な位置にあること。
 - c 飛行機は、離陸時のトリム状態にあること。
 - d 重量は、海面上における最大離陸重量であること。（又はそれ以下で V_{MC} を証明するために必要な重量であること。）
 - e 飛行機は、地面を離れてからの離陸経路上で最も不利な離陸形態にあること。ただし、着陸装置は上げとする。
 - f 飛行機は、空中にあるものとし、地面効果は無視すること。
 - g 不作動発動機のプロペラは、次のいずれかの状態にあること。
 - (a) 風車状態
 - (b) プロペラ制御の設計特性上、最も起こりうると予想される位置
 - (c) 2-3-1 1-1 の上昇の要求を満たす自動フェザー装置を有する飛行機にあってはフェザー状態にあること。
- 2-4-4-4 V_{MC} における方向舵操縦力は、68kg (150lb) をこえてはならず、また、作動発動機の出力又は推力を減じる必要があつてはならない。回復

中に、飛行機は、危険な姿勢を示してはならず、また、20 度をこえる機首の方向変化を防ぐために特別な操縦技術、過度の注意力又は操縦力を要するものであってはならない。

2-4-4-5 V_{MCG} (CAS) (地上における最小操縦速度) は、離陸滑走中に当該速度で臨界発動機が突然不作動になった際、68kg (150lb) を超えない方向舵操縦力により (前脚の舵を使わずに) 飛行機の操縦を維持し、かつ、主翼を水平に保つ範囲で横の操縦を維持することにより、通常の技術の操縦者が安全に離陸を継続できる最小速度である。 V_{MCG} を決定する際には、全発動機作動中の飛行機の加速経路は滑走路の中心線に沿っているとした場合に、臨界発動機が不作動になった点から中心線に平行に方向を修正し終わる点までの経路において中心線から 9m (30ft) 以上ずれてはならない。この場合において、 V_{MCG} は次の条件下で決められなければならない。

- a 飛行機は、それぞれの離陸形態において行うか、又は申請者が選択する場合には最も厳しい離陸形態において行うこと。
- b 発動機は利用できる最大離陸出力又は推力で運転されていること。
- c 重心は最も不利な位置にあること。
- d 飛行機は、離陸時のトリム状態にあること。
- e 離陸重量の範囲内で最も不利な重量であること。

2-4-4-6 V_{MCL} (CAS) (着陸進入における最小操縦速度) は、全発動機作動で着陸進入中、その速度で臨界発動機が突然不作動になった際、当該発動機が不作動の状態での飛行機の操縦が維持でき、5° 以下のバンク角で、直線飛行を保持できる最小速度である。 V_{MCL} は次の条件下で決めなければならない。

- a 全発動機作動時における進入及び着陸の最も厳しい形態であること (又は、申請者が選択した場合は、全ての形態)。
- b 重心は、最も不利な位置であること。
- c 飛行機は、全発動機作動状態で進入時のトリム状態にあること。
- d 最も不利な重量又は申請者が選択した重量であること。
- e プロペラ推進式飛行機にあつては、3° の進入角を保つために必要な出力又は推力状態で発動機が不作動となったとし、その発動機のプロペラ角度が操縦士の操作なしに設計どおりの位置に設定されること。
- f 作動発動機は着陸復行出力又は推力で運転されていること。

2-4-4-7 3 発以上の飛行機について、 V_{MCL-2} (CAS) (臨界発動機不作動時の着陸進入における最小操縦速度) は、第一臨界発動機不作動状態で着陸進入中その速度で第二臨界発動機が突然不作動になった際、両発動機は不作動の状態での飛行機の操縦が維持でき、5 度以下のバンク角で、直線飛行を維持できる最小速度である。 V_{MCL-2} は、次の条件下で決めなければならない。

- a 第一臨界発動機不作動状態における最も厳しい進入及び着陸の最も厳しい形態 (又は、申請者が選択した場合は全ての形態) であること。
- b 重心は、最も不利な位置であること。
- c 飛行機は、第一臨界発動機不作動状態で進入時のトリム状態であること。
- d 最も不利な重量又は申請者が選択した重量であること。
- e プロペラ推進式飛行機にあつては、3° の進入角を保つために必要な出力

又は推力状態で両臨界発動機が不作動になったものと想定し、第一臨界発動機のプロペラ角度が操縦士の操作なしに設計どおりの位置に設定され第二臨界発動機のプロペラがフェザー状態であること。

- f 作動発動機の出力又は推力は、第一臨界発動機不作動時に 3° の進入角を保つことができること。
- g 作動発動機の出力又は推力は第二臨界発動機不作動後直ちに f の出力又は推力から次の出力又は推力に変えられること。
 - (a) 最小利用可能出力又は推力
 - (b) 着陸復行出力又は推力

2-4-4-8 V_{MCL} 及び V_{MCL-2} の証明は、次によらなければならない。

- a 方向舵操縦力は 68kg (150lb) を超えてはならない。
- b 飛行機は危険な飛行特性を示すものであってはならず、また、特別な操縦技術又は過度の注意力若しくは操縦力を要するものであってはならない。
- c 横の操縦は、定常飛行から不作動発動機の反対側へ 20° のバンク旋回を 5 秒以内に行うことができなければならない。
- d プロペラ推進式飛行機にあっては、発動機が故障し、それに伴う発動機又はプロペラの制御を行う間、いかなるプロペラ位置であっても危険な飛行特性を示してはならない。

2-5 トリム

2-5-1 トリム

2-5-1-1 一般 すべての飛行機は、トリムした後に、主操縦装置又はそれに相当するトリム操作装置のいずれかを操縦者若しくは自動操縦装置によってさらに力を加えたり、動かしたりすることなしに、2-5-1のトリムの要件に合致するものでなければならない。

2-5-1-2 横及び方向トリム 飛行機は、運用限界内の最も不利な重心位置で、通常予想される運用状態（ $1.3 V_{SR1}$ から V_{MO}/M_{MO} までのすべての速度における運用を含む。）で横及び方向のトリムを保持できるものでなければならない。

2-5-1-3 縦のトリム 飛行機は次の a、b 及び c の状態で縦のトリムを保持できるものでなければならない。

a 着陸装置上げ、フラップは上げ及び離陸位置の両状態で、 $1.3 V_{SR1}$ をこえない速度で連続最大出力で上昇中

b 着陸装置は下げ、フラップは上げ及び下げの両状態、着陸について許容される最も不利な重量及び重心位置の組み合わせにおいて、発動機パワオフ減速かつ $1.3 V_{SR1}$ をこえない速度での滑空中又は 3 度の進入角に対応する出力状態での重量と形態に適合する通常範囲内の進入速度で進入中のうちいずれか厳しい方

c 着陸装置及びフラップ上げで $1.3 V_{SR1}$ から V_{MO}/M_{MO} まで及び着陸装置下げで $1.3 V_{SR1}$ から V_{LE} までのすべての速度で水平飛行中

2-5-1-4 縦、方向及び横のトリム 飛行機は次の a、b 及び c の状態で上昇飛行中 $1.3 V_{SR1}$ で縦、方向及び横のトリム（横のトリムに対してはバンク角は 5 度をこえてはならない。）を保持できるものでなければならない。

a 臨界発動機は不作動であること。

b 残りの発動機は連続最大出力であること。

c 着陸装置及びフラップは上げであること。

2-5-1-5 4 発以上の飛行機 4 発以上の飛行機は、重心位置が最も不利な位置であって、かつ、2-3-1 2-1 で 2 発動機不作動の場合の運航飛行径路を決定するために要求される上昇速度、形態及び出力状態において、直線飛行にトリムできるものでなければならない。

2-6 安定性

- 2-6-1 一般 飛行機は2-6-2から2-6-4までの規定に従って縦安定性、方向安定性及び横安定性を有するものでなければならない。また、飛行試験の結果、必要と認められれば、運用中遭遇すると予想されるすべての状態で適切な安定性及び操縦感覚（静的安定）が要求される。
- 2-6-2 静的縦安定 2-6-3に規定する状態で昇降舵操縦力（摩擦を含む。）は、次の2-6-2-1から2-6-2-4までの規定に適合するものでなければならない。
- 2-6-2-1 規定のトリム速度以下の速度にしてそれを保持するためには操縦桿を引くことが必要であり、規定のトリム速度以上の速度にしてそれを保持するためには操縦桿を押すことが必要でなければならない。この規定は、すべての速度で適用されるが、着陸装置若しくはフラップ操作の限界速度又は V_{FC} / M_{FC} のうちのいずれか適当な速度以上である必要はなく、また、定常な失速しない飛行に対する最小速度以下である必要はない。
- 2-6-2-2 2-6-2-1に規定した範囲内のすべての速度から、操縦桿を徐々に手放し状態にしたとき、対気速度は、2-6-3-1、2-6-3-3及び2-6-3-4に規定する上昇、進入及び着陸状態に対するもとのトリム速度の10%以内に復元しなければならず、また、2-6-3-2に規定する巡航状態に対して、もとのトリム速度の7.5%以内に復元しなければならない。
- 2-6-2-3 操縦力対速度曲線の傾斜は正であり、かつその平均勾配は $1\text{kg}/24.5\text{km}$ ($1\text{lbs}/6\text{kt}$) より小さくてはならない。
- 2-6-2-4 2-6-2-2に規定する手放し復元速度範囲内において、飛行機は、操縦力を使わずに、希望のトリム速度の上又は下の速度で安定すればよい。ただし、希望のトリム速度及び高度にもどし、それを保持することが、操縦者の過度の注意を必要とするものであってはならない。
- 2-6-3 静的縦安定性の証明 静的縦安定性は、次の2-6-3-1から2-6-3-4までに示す方法によって証明しなければならない。
- 2-6-3-1 上昇 操縦力曲線の勾配は、次のa及びbの速度の85%から115%までの間の速度で傾斜は正でなければならない。
- a 次の状態でトリムすること。
- (a) フラップは上げであること。
 - (b) 着陸装置は上げであること。
 - (c) 最大離陸重量であること。
 - (d) ピストン発動機に対しては、連続最大出力の75%、また、タービン発動機に対しては上昇中使用する運転限界として申請者が選定した最大出力又は推力であること。
- b 最良上昇率速度でトリムすること。ただし、 $1.3 V_{SR1}$ より小さくする必要はない。
- 2-6-3-2 巡航 静的縦安定は次のa、b及びcに示す巡航状態で証明しなければならない。
- a 着陸装置上げの高速時に、操縦力曲線は、次の(a)から(e)までの状

態において、トリム速度の上又は下での手放し復元速度範囲プラストリム速度の 15%、又はトリム速度の上又は下での手放し復元速度範囲プラス 92km/h (50kt) のうちいずれか大きい方の範囲内でのすべての速度において安定な傾斜を有するものでなければならない。ただし、この速度範囲には、 $1.3 V_{SR1}$ より小さい速度、 V_{FC}/M_{FC} より大きい速度、又は 23kg (50lb) を超える操縦力を要する速度を含める必要はない。

- (a) フラップは上げであること。
 - (b) 重心は最も不利な位置 (2-1-4 参照) にあること。
 - (c) 最大離陸重量及び最大着陸重量の間の最も不利な重量であること。
 - (d) ピストン発動機に対しては、連続最大出力の 75%、また、タービン発動機に対しては、申請者が運転限界 (7-2-8 参照) として選定した最大巡航出力であること。ただし、 V_{MO}/M_{MO} で必要とする出力をこえる必要はない。
 - (e) 飛行機は、(d) で要求される出力で水平飛行にトリムされていること。
- b 着陸装置上げの低速時に、操縦力曲線は、次の (a)、(b) 及び (c) の状態で、トリム速度の上及び下での手放し復元速度範囲プラストリム速度の 15%、又はトリム速度の上又は下での手放し復元速度範囲プラス 92km/h (50kt) のうちいずれか大きい方の範囲内でのすべての速度において、安定な傾斜を有するものでなければならない。ただし、この速度範囲には、 $1.3 V_{SR1}$ より小さい速度、a で規定された適用速度範囲の最小速度より大きい速度、又は 23kg (50lbs) より大きい操縦力を必要とする速度を含める必要はない。
- (a) フラップ、重心位置及び重量は a に規定する位置にあること。
 - (b) 出力は $\frac{V_{MO} + 1.3V_{SR1}}{2}$ に等しい速度での水平飛行に必要な出力であること。
 - (c) 飛行機は、(b) で要求される出力で水平飛行にトリムされていること。
- c 着陸装置下げで、操縦力曲線は、次の (a)、(b) 及び (c) の状態で、トリム速度の上又は下での手放し復元速度範囲プラストリム速度の 15%、又はトリム速度の上又は下での手放し復元速度範囲プラス 92km/h (50kt) のうちいずれか大きい方の範囲内でのすべての速度において、安定な傾斜を有するものでなければならない。ただし、この速度範囲には、 $1.3 V_{SR1}$ より小さい速度、 V_{LE} より大きい速度、又は 23kg (50lbs) をこえる操縦力を要する速度を含める必要はない。
- (a) フラップ、重心位置及び重量は a に規定する位置にあること。
 - (b) ピストン発動機に対しては、連続最大出力の 75%、また、タービン発動機に対しては、申請者が運転限界として選定した最大巡航出力であること。ただし、 V_{LE} における水平飛行に必要な出力をこえる必要はない。
 - (c) 飛行機は (b) で要求される出力で水平飛行にトリムされていること。

2-6-3-3 進入 操縦力曲線は V_{SW} と $1.7 V_{SR1}$ との間の速度で、次の a から d までの状態で安定な傾斜を有するものでなければならない。

- a フラップは進入位置にあること。
- b 着陸装置は上げであること。
- c 最大着陸重量であること。
- d 飛行機は、 $1.3 V_{SR1}$ で水平飛行を保持するに十分な出力で $1.3 V_{SR1}$ にトリムされていること。

2-6-3-4 着陸 操縦力曲線は、安定な傾斜を有するものでなければならない。また、操縦力は V_{SW} と $1.7 V_{SR0}$ の間の速度において、次の a から d までの状態で **36kg (80lb)** をこえてはならない。

- a フラップは着陸位置にあること。
- b 着陸装置は下げであること。
- c 最大着陸重量であること。
- d 飛行機は次の出力状態で、 $1.3 V_{SR0}$ にトリムされていること。
 - (a) パワオフ又は推力オフ
 - (b) 水平飛行に対応する出力又は推力

2-6-4 静的横安定及び静的方向安定

2-6-4-1 全ての着陸装置及びフラップの位置並びに対称出力状態において、静的方向安定（方向舵を自由にした状態で滑りからの回復傾向によって示される。）は、 $1.13 V_{SR1}$ から V_{FE} 、 V_{LE} 又は V_{FC}/M_{FC} （飛行機の形態に応じて適切に選択されること。）までの速度において、正でなければならない。

2-6-4-2 全ての着陸装置及びフラップの位置並びに対称出力状態において、静的横安定（補助翼操縦装置を自由にした状態で、横滑り時に低い方の翼が上がる傾向によって示される。）は、以下の速度範囲の全ての速度（フラップ下げの形態における V_{FE} より大きい速度、又は着陸装置下げの形態における V_{LE} より大きい速度は考慮しなくてもよい。）において、負であってはならない。

- a $1.13 V_{SR1}$ から V_{M0}/M_{M0} までの速度
- b ダイバージェンスが次の(a)、(b)及び(c)の条件に該当する場合を除き、 V_{M0}/M_{M0} から V_{FC}/M_{FC} までの速度
 - (a) 緩やか
 - (b) 操縦者により容易に認識可能
 - (c) 操縦者により容易に操作可能

2-6-4-3 次の要件は、2-6-4-1に規定された形態及び速度において適合しなければならない。直線定常横滑りにおいて、飛行機の運航に適切な横滑り角の全範囲を通じて、補助翼及び方向舵の操縦装置の動き及び操縦力は横滑り角にほぼ比例しなければならない。その比率は、安全な運航のために必要な限界内になければならない。評価される横滑り角の範囲は、次のうちいずれか小さい方により得られる横滑り角を含まなければならない。

- a 利用できる方向舵操舵量の半分
- b **82kg(180lb)**の方向舵操縦力

2-6-4-4 2-6-4-3に規定される横滑り角を超え、方向舵を一杯に操舵するか、又は **82kg(180lb)**の操縦力に対応する角度までの横滑り角におい

て、方向舵操縦力は逆転してはならず、かつ、横滑り角を増加するには方向舵角を増加する必要があるものでなければならない。方向舵の操縦操作が一杯に達するか又は 82kg(180lb)の方向舵操縦力に達するかの前に、横の操縦操作が一杯に達する場合を除き、この規定に適合することは、直線定常横滑りを用いて証明されなければならない。直線定常横滑りは、横の操縦操作が一杯に達した後に維持される必要はない。この規定は、全発動機作動での着陸装置及びフラップの各位置に対して適切な運用速度及び出力状態の範囲における、全ての承認された着陸装置及びフラップの位置において、適合しなければならない。

2-6-5-1 横と方向の組合せの振動を含まない $1.13V_{SR}$ から飛行機の形態に対応する最大許容速度までの間で生ずるすべての短周期振動は、次の各条件下で急激に減衰するものでなければならない。

a 主操縦装置を自由にした場合

b 主操縦装置を固定した場合

2-6-5-2 $1.13V_{SR}$ から飛行機の形態に対応する最大許容速度までの間で生ずるすべての横と方向の組合せの振動（ダッチロール）は操縦装置を自由にした場合に減衰し、かつ、特別な操縦技術を要しないで主操縦装置の通常の使用をすることにより制御可能なものでなければならない。

2-7 失 速

2-7-1 失速の証明

2-7-1-1 失速は次の a 及び b の状態で、直線飛行及び 30 度バンク旋回において行わなければならない。

a パワ・オフの状態

b $1.5V_{SR1}$ での水平飛行を維持するために必要な出力状態。ただし、 V_{SR1} はフラップ進入位置、着陸装置上げ及び最大着陸重量での参照失速速度に相当する速度。

2-7-1-2 2-7-1-1 a 及び 2-7-1-1 b のそれぞれで、次の a、b、c 及び d の状態で 2-7-2 の適用要件に合致することができるものでなければならない。

a フラップ、着陸装置及び減速装置は、飛行機の運用のために承認された予想されるすべての組み合わせの位置にあること。

b 証明を得ようとする範囲内の代表的な各重量であること。

c 回復に対して最も不利な重心位置であること。

d 2-3-2-2 f に規定する速度で直線飛行に飛行機をトリムすること。

2-7-1-3 2-7-2 との適合性を証明しようとする場合、次の a、b 及び c の方法を用いなければならない。

a 安定した速度低減率を得るため、失速速度よりも十分上の速度から減速を開始して、飛行機が失速するまで速度の減速率が毎秒 1.9km/h (1kt/s) を超えないように昇降舵を操舵する。

b 旋回飛行時の失速については、上記に加えて減速率が毎秒 5.6km/h (3kt/s) になるように昇降舵を操舵する。

c 飛行機は失速後ただちに通常の回復操作によって回復するものとする。

2-7-1-4 飛行機が失速しているという明瞭で特異な徴候を操縦者に与えるとき、飛行機は失速していると考えられる。失速の徴候は次の (a) ~ (c) のいずれか又は組み合わせとなる。

(a) 容易に制御できない機首下げ

(b) それ以上の速度減少に対して強力で有効な制止となる大きさと激しさをもつバフエッティング

(c) 回復を開始する前に短時間に昇降舵を後方一杯に操舵した場合、操縦装置が後方ストッパに当たり、ピッチ姿勢はそれ以上増加しない。

2-7-2 失速特性

2-7-2-1 飛行機が失速に達するまでは補助翼及び方向舵を正規に使用して横揺れ若しくは偏揺れを起させ又は修正することが出来なければならない。この場合異常な機首上げが起ってはならない。また、縦の操縦力は失速に至るまで及び失速中、正でなければならない。さらに操縦装置を通常に操作して失速をすみやかに防ぎ、また、失速から回復することができなければならない。

2-7-2-2 主翼水平姿勢での失速の場合、失速及び回復の完了までの間発生する横揺れは約 20 度を越えてはならない。

2-7-2-3 旋回飛行時の失速の場合、失速後の飛行機の運動は、通常の操縦技術によるすみやかな失速からの回復や飛行機の操縦の回復がむずかしいよ

うな激しく極端なものであってはならない。操縦の回復中、最大のバンク角は、次の a 及び b を超えてはならない。

a 毎秒 1.9km/h (1kt/s) 以下の減速率による失速の場合、旋回方向においては約 60°又はその反対側においては約 30°

b 毎秒 1.9km/h (1 kt/s) を超える減速率による失速の場合、旋回方向においては約 90°又はその反対側においては約 60°

2-7-3 [保留]

2-7-4 失速警報

2-7-4-1 フラップ及び着陸装置の通常用いるすべての組合せに対して、不意の失速を防ぐ失速警報は、十分な余裕をもち、直線飛行及び旋回飛行において操縦士が明瞭に識別できるものでなければならない。

2-7-4-2 警報は、当該飛行機特有の空力特性によるか、又は予想される飛行状態で明瞭に識別できる指示を与える装置によるものでなければならない。ただし、操縦室内の乗員が注意する必要がある視覚的な失速警報は、単独では承認できない。警報装置が使用される場合、当該装置は 2-7-4-3 及び 2-7-4-4 に規定される速度で、2-7-4-1 に規定される飛行機の各々の形態のときにおいて警報を発するものでなければならない。2-7-4-8 c (b) に規定される失速警報の場合を除き、着氷気象状態での失速警報は、着氷しない気象状態のものと同じの方法で与えられなければならない。

2-7-4-3 毎秒 1.9km/h (1kt/s) 以下の減速率で減速するとき、失速警報は、通常用いられる各形態において、2-7-1-4 の規定により失速が認識される速度を、9.3km/h (5kt) 又は 5% (CAS) のいずれか大きい方の値以上に上回る、速度 V_{sw} で始まるものでなければならない。失速警報が発生した場合、警報が始まったときの角度付近に迎角が戻るまで、警報は継続しなければならない。

2-7-4-4 2-7-4-3 の要求に加えて、発動機減速で、かつ、2-3-2-2 e に規定する重心位置での直線飛行時に、毎秒 1.9km/h (1kt/s) 以下の減速率で減速するとき、 V_{sw} は通常用いられる各形態において、5.6km/h (3kt) 又は 3% (CAS) のいずれか大きい方の値以上に V_{SR} を上回るものでなければならない。

2-7-4-5 着氷気象状態において、直線飛行および旋回飛行での失速警報の余裕は、失速警報の発生から 3 秒後以降に操縦者が回復操作を開始したときに、(2-7-1-4 で定義される) 失速を防ぐのに十分なものでなければならない。この要件への適合性を実証するときの、操縦者の回復操作の要領は、着氷しない気象状態と同じものでなければならない。

この要求への適合性は、次の条件のもとで、毎秒 1.9km/h (1kt/s) 以下の減速率で実施する減速飛行により実証しなければならない。

a 飛行の離陸段階における各形態において、2-1-1-7 の規定に基づき附録 C 及び附録 O (適用される場合) で定義された離陸着氷状態及び離陸最終段階の着氷状態のうち、最も不利な着氷状態

b 巡航形態において、2-1-1-7 の規定に基づき附録 C 及び附録 O (適用される場合) で定義される最も不利な巡航着氷状態

c 上空待機の形態において、2-1-1-7 の規定に基づき附録 C 及び附録

- （適用される場合）で定義される最も不利な上空待機段階の着氷状態
- d 進入形態において、2-1-1-7の規定に基づき附録C及び附録O（適用される場合）で定義される最も不利な進入着氷状態
- e 着陸形態および着陸復行形態において、2-1-1-7の規定に基づき附録C及び附録O（適用される場合）で定義される最も不利な着陸着氷状態
- 2-7-4-6 失速警報の余裕は、着氷しない気象状態及び着氷気象状態の両方において、飛行経路に垂直な荷重倍数 $1.5g$ 以上、減速率 3.7 km/h/s (2 kt/s) 以上の減速旋回中に、失速警報の発生から1秒後以降に操縦者が回復操作を開始したときに、失速を十分に防ぐのに十分なものでなければならない。着氷気象状態についてこの要件への適合性を実証するときの、操縦者の回復操作の要領は、着氷しない気象状態と同じものでなければならない。
- この要求への適合性は、次の条件で実施する飛行により実証しなければならない。
- a フラップ及び着陸装置は通常用いる全ての組合せとする。
- b 飛行機は速度 $1.3V_{SR}$ で直線飛行するようにトリムされているものとする。
- c 出力又は推力は、速度 $1.3V_{SR}$ の水平飛行を維持するために必要な設定とする。
- 2-7-4-7 失速警報は、系統の故障により飛行中に用いることが予想される高揚力装置の異常な形態（飛行規程で定める手順によって生じる全ての形態を含む。）においても、与えられるものでなければならない。
- 2-7-4-8 着氷気象状態において、着氷防止装置が起動し、所定の機能を発揮するまでの飛行について、次の失速警報の余裕が求められる。2-1-1-7の規定に基づき附録CのIIの5及び附録OのIIの4（適用される場合）で定義された最も不利な着氷状態を用いて、適合性が示されなければならない。直線及び旋回飛行中の失速警報の余裕は、以下の場合において危険な飛行特性を生じることなく、操縦者が失速を十分に防ぐことができるものでなければならない。
- a 毎秒 1.9 km/h (1 kt/s) の減速率を超えない減速。
- b 操縦者は、着氷しない気象状態と同じ要領で回復操作を行う。
- c 回復操作は、次よりも早く行わない。
- (a) 失速警報が着氷しない気象状態と同じ方法で与えられる場合、失速警報の発生から1秒後。
- (b) 失速警報が着氷しない気象状態と違う方法で与えられる場合、失速警報の発生から3秒後。
- 2-7-4-9 2-7-4-8への適合性証明において、着氷気象状態における失速警報が着氷しない気象状態と違う方法で与えられる場合、2-7-2への適合性を、本附録CのIIの5で定義された着氷状態で実証しなくてはならない。この要件への適合性は、2-7-1に規定された方法で実証しなくてはならない。ただし、2-7-1-3 bの減速率による実証は適用しない。

2-8 地上及び水上特性

2-8-1 縦安定性及び縦操縦性

2-8-1-1 陸上機にあっては、すべての予想される運用状態において、または離着陸中跳躍を起こした際に、制御できない転覆の傾向があってはならない。また、次のa及びbの要件に適合しなければならない。

a 車輪ブレーキは円滑に作動するものであり、かつ、転覆を引き起すおそれの全くないものでなければならない。

b 尾輪式着陸装置を有する飛行機は、コンクリート上での離陸滑走中 V_{SR1} の75%の速度において推力線が水平になるまでのすべての姿勢を保持することが出来なければならない。

2-8-1-2 水上機及び水陸両用機にあっては、離水、滑走及び着水に対して安全な最低水上条件を定めておかなければならない。

2-8-2 方向安定性及び方向操縦性

2-8-2-1 飛行機は、地上で運用中予想されるすべての速度において、それが25ノットを超える必要はないが、少なくとも20ノット又は $0.2V_{SR0}$ のいずれか大きいほうの風速までの90度の横風を受けた場合、制御できないグランドループの傾向があってはならない。この証明は、2-8-4で要求されている風速の90°横方向成分を定める場合に行なってもよい。

2-8-2-2 陸上機は、特別な操縦技術又は過度の注意力を要することなく、通常の着陸速度におけるパワ・オフの着陸で、直線経路を保持するために、ブレーキ又は発動機出力を用いることなく、十分に操縦できるものでなければならない。この証明は、他の試験と関連して行われるパワ・オフの着陸中に行なってもよい。

2-8-2-3 飛行機は、滑走中適切な方向操縦性を有するものでなければならない。この証明は、他の試験と関連して行われる離陸前の滑走中に行なってもよい。

2-8-3 地上誘導状態

飛行機が通常の運用で予想される最も粗い地面を滑走する場合、衝撃吸収機構は、飛行機の構造に損傷を与えるものであってはならない。

2-8-4 風速

2-8-4-1 陸上機及び水陸両用機にあっては、次の要求を適用する。

a 離陸及び着陸において安全な、風の90°横方向成分の風速を、乾いた滑走路に対して定め実証する。これは25ノットを超える必要はないが、少なくとも20ノット又は $0.2V_{SR0}$ のいずれか大きい値以上でなければならない。

b 着氷のない状態について定められた離陸における上記の横風成分は、着氷気象状態についても有効とする。

c 着陸時の横風成分は、次の各気象状態について決定しなければならない。

(a) 着氷しない気象状態及び

(b) 2-1-1-7の規定に基づき附録C及び附録O(適用される場合)で定義される最も不利な着陸着氷状態にある着氷気象状態

2-8-4-2 水上機及び水陸両用機にあっては、次のa又はbを適用すること。

- a 通常の運用状態で当然予想されるすべての水上条件下で安全に離水又は着水ができる風速の 90°横方向成分を定めるものとし、これは 25 ノットを超える必要はないが、少なくとも 20 ノット又は $0.2V_{SR0}$ のいずれか大きい値以上でなければならない。
- b 通常の運用状態で当然予想されるすべての水上条件下ですべての方向に安全に滑走できる風速を定めるものとし、これは 25 ノットを超える必要はないが、少なくとも 20 ノット又は $0.2V_{SR0}$ のいずれか大きい値以上でなければならない。

2-8-5 水沫特性及び水上操縦性

2-8-5-1 水上機及び水陸両用機にあつては、離水、滑走及び着水中並びに 2-8-5-2 に規定する状態で次の a、b 及び c の特性があつてはならない。

- a 操縦士の視界がさえぎられたり、機体に損傷が生じたり又は異常な量の浸水を生ずるような水沫特性
- b 危険で制御できないポーピング跳躍又は動揺の傾向
- c 補助フロート又はスポンソン、翼端、プロペラ羽根、若しくはその他の水力に耐えるように設計されていない部分の接水

2-8-5-2 2-8-5-1 の要件との適合は、次の a から e までの条件下で証明されなければならない。

- a 平水から 2-8-1 の要件に従って定められた最も不利な水上条件
- b 水上の運用で、当然予想される風速及び横風速度、潮流、波およびうねりの合成
- c 水上の運用で当然予想される各速度
- d 水上にある間あらゆる場合に起る臨界発動機の突然の故障
- e 証明をえようとする荷重条件の範囲内において、すべての運用状態に関するすべての重量及び重心位置

2-8-5-3 水上機及び水陸両用機は、2-8-5-2 に規定する状態及びそれに相当する風の条件下で、発動機不作動で 5 分間漂流できなければならない。この場合錨を用いてもよい。

2-9 その他の飛行要件

2-9-1 振動及びバフエッティング

2-9-1-1 飛行機は、すべての予想される運用状態で、安全な飛行を妨げるおそれのあるすべての振動及びバフエッティングを生じないことを飛行によって証明しなければならない。

2-9-1-2 飛行機のすべての部分は、 V_{DF}/M_{DF} までのすべての該当する速度及び出力状態で過度の振動を生じないことを飛行によって証明しなければならない。証明された最大速度は、7-2-2に従って飛行機の運用限界を定めるのに用いなければならない。

2-9-1-3 2-9-1-4に規定する場合を除き、巡航中での形態の変更を含む通常の飛行において、飛行機の操縦に影響を及ぼし、乗組員に過度の疲労を与え、又は構造に損傷をひき起すような過度のバフエッティングの状態が存在してはならない。これらの限界内の失速警報のバフエッティングは差支えない。

2-9-1-4 失速警報としてのバフエッティングを除き、 V_{MO}/M_{MO} までのすべての速度の巡航形態直線飛行において感知できるバフエッティングがあつてはならない。

2-9-1-5 M_D が 0.6 より大きい場合又は最大運航高度が 7600m

(25,000ft) よりも大きい場合には、巡航状態において、飛行機が証明される対気速度若しくはマッハ数、重量及び高度の範囲で、感知できるバフエッティングが発生し始めるときの正の運動荷重倍数を定めなければならない。荷重倍数、速度、高度及び重量の包囲線は通常の運用の速度及び荷重倍数について十分な範囲を与えるものでなければならない。バフエッティング発生 of 包囲線の境界を不注意に超えることが起こりうる場合には危険な状態に陥ることがあつてはならない。

2-9-2 高速度特性

2-9-2-1 速度増加及び回復特性

次の速度増加及び回復特性に適合しなければならない。

a 不意の速度増加（縦揺れ及び横揺れの姿勢の急変を含む。）をきたすことが予想される運用状態及び特性は、 V_{MO}/M_{MO} までのすべての予想される巡航速度に飛行機をトリムして証明しなければならない。これらの状態及び特性には、突風による姿勢の急変、不意の操縦桿の動き、操縦系統の摩擦に関して操縦力勾配が低いこと、乗客の移動、上昇から水平飛行への移行及びマッハ制限高度から対気速度制限高度への降下を含むものとする。

b 効果のある固有の又は人工の速度警報が作動してからの操縦者の反応時間を考慮に入れて、飛行機が通常の姿勢にもどり、かつ、その速度を V_{MO}/M_{MO} まで減ずることができることを証明しなければならない。この場合、次のような傾向があつてはならない。

(a) 過大な操縦力と特別な操縦技術を要すること。

(b) V_D/M_D 、 V_{DF}/M_{DF} 又は構造上の諸限界をこえること。

(c) 通常の飛行状態に回復させるために必要な操縦者の計器を読む能力又は操縦する能力を阻害するバフエッティングが生ずること。

- c V_{MO}/M_{MO} までの各速度に飛行機がトリムされた状態から V_{DF}/M_{DF} までのすべての速度において、すべての軸まわりに操縦装置の逆効きがあってはならない。飛行機の縦揺れ、横揺れ又は偏揺れの傾向はすべて緩やかなもので、かつ通常の操縦技術により容易に制御できるものでなければならない。飛行機が V_{MO}/M_{MO} でトリムされているとき、 V_{FC}/M_{FC} より大きい速度において昇降舵操縦力対速度曲線の勾配が安定している必要はないが、 V_{DF}/M_{DF} までのすべての速度において押す力がなければならず、かつ V_{DF}/M_{DF} に達したときに昇降舵操縦力の急激又は過度の減少があってはならない。
- d 横の動揺状態からの迅速な回復を確実にするための十分な横揺れ能力が、 V_{DF}/M_{DF} までの全ての速度において有効でなければならない。
- e 機体が V_{MO}/M_{MO} でトリムされているとき、 V_{MO}/M_{MO} を超え、運動の間に V_{DF}/M_{DF} を超えない範囲の全ての速度において、操縦者の操作装置の全可動範囲にわたるスピード・ブレーキの展開は、次の状態に至ってはならない。
 - (a) 操縦者が展開の影響に対応する措置をとらない場合の過度な正の荷重倍数
 - (b) 操縦者の計器を読む能力又は通常の飛行状態に回復させるための操縦能力を阻害するバフエッティング
 - (c) 機首下げのピッチモーメント（小さい場合を除く。）

2-9-2-2 安定最大速度 V_{FC}/M_{FC}

V_{FC}/M_{FC} は、フラップ及び着陸装置上げの状態、2-4-1-7、2-4-3-6、2-6-3-2 a、2-6-4-1 から 2-6-4-3 まで及び 2-6-5 の規定に適合する最大速度とする。2-9-2-3 に規定される場合を除き、 V_{FC}/M_{FC} は V_{MO}/M_{MO} と V_{DF}/M_{DF} の中間の速度より小さくないこと。ただし、マッハ数が制限要素となる高度では、 M_{FC} は有効な速度警報の発生するマッハ数を超える必要はない。

2-9-2-3 着氷気象状態における安定最大速度

2-1-1-7 の規定に基づき附録 C 及び附録 O（適用される場合）で定義される最も不利な着氷状態で、2-4-1-7、2-4-3-6、2-6-3-2 a、2-6-4-1 から 2-6-4-3 まで及び 2-6-5 の要求を満たさなくてはならない最大安定速度は、次のいずれか低い方の速度とする。

a 300kt(CAS)

b V_{FC}

c 動圧の増加のために機体が着氷状態とならないことが実証されている速度

2-9-3 非トリム特性

2-9-3-1 飛行機が、 V_{MO}/M_{MO} までの巡航速度でトリムされた初期状態から、機首上げ及び機首下げの両方向に、次の a 及び b のいずれか大きい値までの非トリムされた場合において、飛行機は十分な運動安定性及び操縦性を有するものでなければならない。

a 4-2-2-2 で調節式安定板に対し要求されたストッパを含め、トリム系統中のストッパにより制限される場合を除き、特定の飛行状態に対し、空力的荷重なしで、通常率での縦のトリム系統の 3 秒間の動きの値（動力式トリム系統を有しない飛行機に対しては同等のトリム値）

b 高速度巡航状態で水平飛行中に自動操縦装置により受け得る最大誤トリム

- の値。
- 2-9-3-2 2-9-3-1で規定された非トリム状態で、+1g から 2-9-3-3に規定された正及び負の値まで垂直加速を行う場合、次の a 及び b の条件を満たすものでなければならない。
- a 操縦力対 g 曲線は V_{FC}/M_{FC} までのすべての速度において傾斜が正でなければならないこと。
- b V_{FC}/M_{FC} と V_{DF}/M_{DF} 間の速度で主縦操縦力の方向は反転してはならないこと。
- 2-9-3-3 2-9-3-4 及び 2-9-3-5 に定められた場合を除き、2-9-3-1 の規定に適合するか否かは、次の a 又は b の加速度範囲において飛行により実施しなければならない。
- a -1g から +2.5g まで。
- b 0g から 2.0g まで、並びに -1g 及び +2.5g に対しては適当な方法で外挿する。
- 2-9-3-4 2-9-3-3 b の手順が適用され、試験飛行中主縦操縦力反転に近い状態が発生する場合は、反転に近い状態の発生する垂直の加速度から 2-9-3-2 a において適用される限界までで飛行試験を実施しなければならない。
- 2-9-3-5 2-9-3-1 で要求される飛行試験における荷重倍数は、3-3-2-2 及び 3-3-4 に規定する制限運動荷重倍数並びに 2-9-1-5 に定めるバフエット発生の包囲線の境界を不注意に超えた場合の運動荷重倍数を超えることを要しない。重力加速度より小さい垂直加速度での飛行試験の初期速度は、 V_{DF}/M_{DF} を超えずに回復するために必要な範囲に制限しなければならない。
- 2-9-3-6 2-9-3-1 に規定する非トリム状態において、主縦操縦装置のみ又は主縦操縦装置及び縦トリム装置を用いて、57kg (125lb) 以下の縦操縦力で、 V_{DF}/M_{DF} から回復のために少なくとも荷重倍数 1.5 を発生させることが可能でなければならない。要求される荷重倍数を発生させるため縦トリムが用いられた場合においては V_{DF}/M_{DF} において、主操縦面が次の (a)、(b) 及び (c) に規定する機首上げ操縦力のうちの最小の値に対応する荷重を受けた状態で縦トリムを機首上げ方向に作動できることを証明しなければならない。
- (a) 3-1-1 及び 3-5-4 に規定する飛行状態で予想される最大操縦力。
- (b) 荷重倍数 1.5 を発生させるために必要な操縦力。
- (c) バフエッティング又は更に主縦操縦力を加えることを強く抑止するような現象に対応する操縦力

第3章 強 度

3-1 一 般

3-1-1 荷重

3-1-1-1 強度上の要件は制限荷重（運用中に予想される最大荷重）及び終極荷重（制限荷重に所定の安全率を乗じた荷重）による。規定する荷重は別に断わりがない限り、制限荷重とする。

3-1-1-2 原則として規定する飛行荷重、地上荷重及び水上荷重はその飛行機の質量の内訳を考慮して、慣性力とつり合わせなければならない。荷重の分布は、安全側の近似的な状態又はほぼ実際の状態としなければならない。荷重の大きさおよび荷重の分布を決定する方法は、信頼できることが証明されている場合を除いて飛行荷重測定により確認しなければならない。

3-1-1-3 荷重によっておこる変形のため外力又は応力の分布は明らかに変わる場合には、これを考慮に入れて計算しなければならない。

3-1-2 安全率

別に規定する場合を除き制限荷重（構造の外部荷重）に対して 1.5 の安全率を適用しなければならない。荷重状態が終極荷重で与えられているときは別に規定する場合を除き安全率を適用する必要はない。

3-1-3 強度及び変形

3-1-3-1 構造は、制限荷重に対して安全上有害な残留変形を生ずるものであってはならない。構造は、制限荷重に至るまでのすべての荷重において、その飛行機の安全な運用を妨げる変形を生ずるものであってはならない。

3-1-3-2 構造は、終極荷重に対して少なくとも 3 秒間は破壊することなく耐えるものか、又は負荷の実際の状態に模した動的試験によって十分な強度が証明されるものでなければならない。

終極荷重までの静的試験は荷重によって生ずる終極たわみ及び終極変形を含めたものでなければならない。計算により終極荷重強度要件の適合を証明する場合は、以下を示さなければならない。

a 変形による効果は重大でないこと。

b 変形が計算により全て説明されていること。

c または計算の方法および仮定が変形による効果を十分に包含していること。

3-1-3-3 常用運用状態で受けると予想される荷重を動的にかけたとき、構造の可とう性のために、その荷重を静的にかけたときよりも高い瞬間応力を生ずるおそれのある場合には、そのような動的効果を考慮しなければならない。

3-1-3-4 [保留]

3-1-3-5 飛行機は、 V_{DF}/M_{DF} までの予想されるあらゆる運用状態において、失速及びバフエット開始曲線の境界を越えて起こる可能性のある意図しない逸脱を含め、すべての振動及びバフエッティングに耐えるように設計しなければならない。これは解析、飛行試験又は国土交通大臣が必要であると認め

た他の試験によって証明されなければならない。

3-1-3-6 極めて起こり得ないことが示されない限り、飛行機は、操縦系統のあらゆる故障、機能不良又は有害な状態に起因する構造上の強制振動に耐え得るように設計しなければならない。これらは制限荷重を考慮したものでなければならず、 V_C/M_C の速度まで検証されなければならない。

3-1-4 強度の証明

3-1-4-1 構造が第3章の強度及び変形の規定に適合していることの証明は、あらゆる最も厳しい荷重条件について行わなければならない。構造解析は、その方法が経験上信頼できることが証明されている構造と同一の構造である場合に限り、証明に使用してもよい。これ以外の場合には、3-1-3で規定されている荷重までの構造挙動を証明するために十分な荷重レベルの試験を行わなければならない。

3-1-4-2 [保留]

3-1-4-3 [保留]

3-1-4-4 飛行構造部材について3-1-3-2の規定に適合することの証明のために静的試験又は動的試験を行う場合、構造またはその部材が、多重の要素により構造の全体強度が保たれ、1つの部材が破壊した場合他の荷重経路により荷重の再分配が行なわれるものである場合を除き、適当な材料修正係数を適用しなければならない。

3－2 飛行荷重

3－2－1 一般

3－2－1－1 飛行荷重倍数は、飛行機に生ずる空気力の分力（機軸に垂直に働く。）を飛行機の重量で除して表わす。正の荷重倍数とは、飛行中空気力が上方に働くものをいう。

3－2－1－2 飛行荷重に関する要件は、すべての速度において、空気の圧縮性による効果を考慮しつつ、次の条件において証明されなければならない。

a 申請者が選定した高度範囲において、最も不利な高度

b 各飛行荷重状態に対応した設計最小重量から設計最大重量までのすべての重量

c 運用限界内のすべての高度、重量及び重量分布

3－2－1－3 飛行機構造のそれぞれの部分にかかる最大荷重を確認するため、設計包囲線図の境界上及び境界線内において、十分な検証を行わなければならない。

3－2－1－4 飛行機に働く重要な力は、合理的又は安全側に見積もられた方法により釣り合わせなければならない。直線慣性力は推力及び全空力荷重と釣り合うよう考え、また、回転（縦揺れ）慣性力は、推力及び尾翼、ナセル等のコンポーネントに働く荷重によるモーメントを含む全空力モーメントと釣り合うよう考えなければならない。零から連続最大推力の範囲で、臨界推力値を考慮しなければならない。

3-3 運動と突風

3-3-1 対称運動

3-3-1-1 解析方法 3-3-1-2及び3-3-1-3に規定する動的飛行状態を解析するにあたっては、次の手順によらなければならない。

a 突然の操舵について規定される場合は、仮定する舵面変位の速度は、操縦者が操縦装置を通じて実際にかけることのできる値よりも小さい値であってはならない。

b 3-3-1-2及び3-3-1-3に規定する運動状態において、昇降舵角及び昇降舵翼弦方向荷重分布を決定するにあたっては、対応する縦揺れ角速度の影響を考慮に入れなければならない。2-9-3に規定するトリム状態及び非トリム状態を考慮しなければならない。

3-3-1-2 釣合状態 飛行機は縦揺れ角加速度零で釣合状態にあると仮定し、3-3-2に規定する運動包囲線図のA点からI点までの運動について検証しなければならない。

3-3-1-3 縦揺れ状態 下記の状態について検証しなければならない。

a 設計運動速度 V_A における最大縦揺れ操作 飛行機は、定常水平飛行状態(3-3-2-2図の A_1 点)において、大きな機首上げ角加速度を得るために、縦揺れ操作を急に行うものとする。尾翼荷重を決定するときには、飛行機の反応を考慮しなければならない。ただし、重心位置における垂直加速度が正の制限運動荷重倍数(3-3-2-2図の A_2 点)を超える時点又は水平尾翼の垂直荷重が最大となる時点の、いずれか早い時点より後に飛行機に働く荷重は考慮しなくてよい。

b V_A と V_D 間のチェック操作 機首上げチェック縦操作は3-3-4に規定する正の制限荷重倍数に到達するように解析されなければならない。別の条件として、機首下げチェック縦操作は $0g$ の制限荷重倍数に到達するように解析されなければならない。飛行機の荷重を決定する際は、3-3-1-3 b(a)から(d)に記載されている操縦室の縦の操縦装置の動きが用いられなければならない。

(a) 飛行機は V_A と V_D 間の速度で定常水平飛行をし、操縦室の縦の操縦装置は次の式に従い動くものと仮定する。

$$0 \leq t \leq t_{\max} \text{ については、 } \delta(t) = \delta_1 \sin(\omega t)$$

ここで、

δ_1 : 操縦系統のストップ、操縦面ストップ又は3-5-4-2による操縦者操縦力により制限される、操縦室の縦の操縦装置の初期の操作方向における最大可能変位量

$\delta(t)$: 時間の関数としての操縦室の縦の操縦装置の変位量。初期の操作方向においては $\delta(t)$ は δ_1 に制限される。逆方向については、 $\delta(t)$ は操縦系統のストップ、操縦面ストップ又は3-5-4-2による操縦者操縦力により制限される、操縦室の縦の操縦装置の最大可能変位量に制約してもよい。

$$t_{\max} = 3\pi/2\omega$$

ω : 操縦装置の変位の角振動数 (ラジアン/秒) で、飛行機の縦短周期モードにおける非減衰固有振動数に等しい。必要に応じてアクティブ操縦系統の影響を含めること。ただし、少なくとも下記の値以上を取るものとする。

$$\omega = \frac{\pi V}{2V_A} \quad (\text{ラジアン/秒})$$

ここで、

V : 運動開始時の飛行機の世界

V_A : 3-3-3-3で規定される設計運動速度

(b) 機首上げ縦揺れ状態に対しては、操縦室の縦の操縦装置の変位時刻歴は、3-3-4に規定される正の制限荷重倍数を超えないようにするために、必要な量だけその振幅の大きさを低減してもよい。機首下げ縦揺れ状態に対しては、操縦室の縦の操縦装置の変位時刻歴は、重心位置の垂直加速度が $0g$ を下回らないようにするために、必要な量だけその振幅の大きさを低減してもよい。

(c) さらに、規定された操縦室の縦の操縦装置の動きに対応する飛行機の応答が、規定された制限荷重倍数に達しない場合には、次の操縦室の縦の操縦装置の動きが使用されなければならない。

$$0 \leq t \leq t_1 \text{ については、 } \delta(t) = \delta_1 \sin(\omega t)$$

$$t_1 \leq t \leq t_2 \text{ については、 } \delta(t) = \delta_1$$

$$t_2 \leq t \leq t_{\max} \text{ については、 } \delta(t) = \delta_1 \sin(\omega[t + t_1 - t_2])$$

ここで、

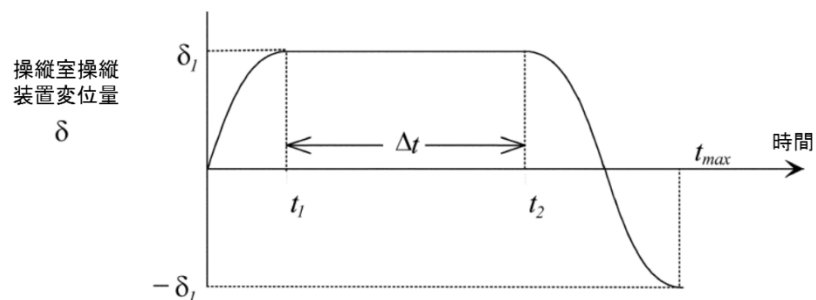
$$t_1 = \pi/2\omega$$

$$t_2 = t_1 + \Delta t$$

$$t_{\max} = t_2 + \pi/\omega$$

Δt : 初期の操作方向において、規定された制限荷重倍数に到達するために必要な最小時間。ただし、5秒を超える必要はない。

(下図参照)



(d) 操縦室の縦の操縦装置の動きがシステムからの入力により（例えば、 $1g$ と同様に高荷重倍数においても動作可能なスティック・プッシャーにより）影響を受ける可能性がある場合には、それらのシステムによる影響を考慮しなければならない。

(e) 次の時刻を超えて生じる飛行機の荷重については、考慮する必要はない。

1) 機首上げ縦揺れ状態に対して、重心における垂直加速度が $0g$ を下回る時間

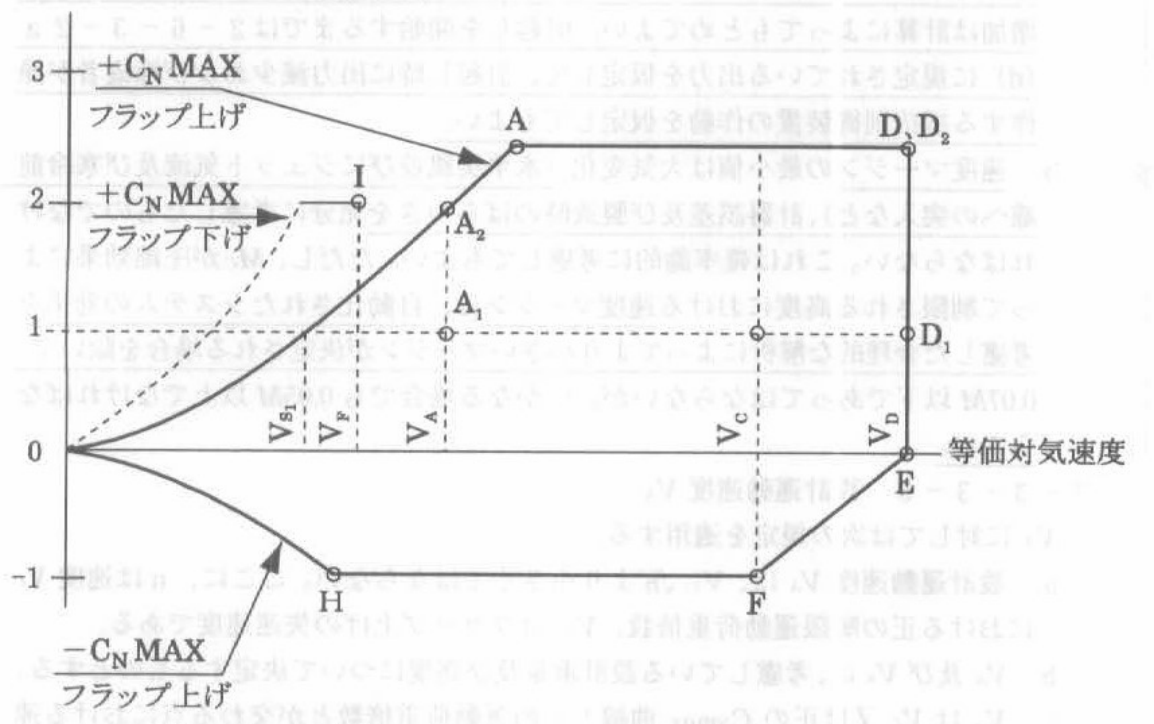
2) 機首下げ縦揺れ状態に対しては、重心における垂直加速度が $3 - 3 - 4$ に規定される正の制限荷重倍数を超える時間

3) $t_{\max.}$

3-3-2 飛行運動包囲線図

3-3-2-1 一般 強度上の要件は、3-3-2-2の運動包囲線図（V-n線図）の境界線上及び境界線内にある対気速度及び荷重倍数の各組み合わせにおいて、適合しなければならない。また、この包囲線図は、7-1に規定する構造に係る運用限界を決定する際に、用いられなければならない。

3-3-2-2 運動包囲線



3-3-2-3 [削除]

3-3-3 設計対気速度

設計対気速度は、等価対気速度（EAS）で表わし、かつ、申請者が選定するものとする。また失速速度 V_{S0} 及び V_{S1} について推定値を用いる場合は、その値は安全側のものでなければならない。

3-3-3-1 設計巡航速度 V_C

V_C に対しては次の規定を適用する。

- a 設計巡航速度 V_C の最小値は、この速度で悪気流中を飛行する場合に起こりうる不利な速度増加に備え、 V_B より十分大きな値としなければならない。
- b 3-3-3-4 bに規定される場合を除き、 V_C は $V_B + 1.32U_{REF}$ (U_{REF} は3-3-5-1 e (a) 参照) 以上としなければならないが、その高度での連続最大出力状態における最大水平飛行速度を超える必要はない。
- c V_D がマッハ数により制限される高度では V_C の値を申請者の選定したマッハ数に制限することができる。

3-3-3-2 設計急降下速度 V_D

設計急降下速度 V_D は V_C/M_C が $0.8V_D/M_D$ よりも小さいか、または V_C/M_C と V_D/M_D の速度の間のマージンの最小値が次の値よりも大きいように選定しなければならない。

- a V_C/M_C での定常の飛行状態を初期条件としてこの飛行経路より 7.5 度下向きの経路に沿って 20 秒飛行の後、 $1.5g$ 荷重倍数 ($0.5g$ の加速度増加) で引起す。空気力学的データが信頼できるかまたは安全側である場合はこの運動中の速度増加は計算によってもとめてよい。引起しを開始するまでは2-6-3-2 a (d) に規定されている出力を仮定して、引起し時に出力減少および操縦者が操作する抵抗制御装置の作動を仮定してもよい。
- b 速度マージンの最小値は大気変化 (水平突風並びにジェット気流及び寒冷前線への突入など)、計器誤差及び製造時のばらつきを十分に考慮したものでなければならない。これは確率論的に考慮してもよい。ただし、 M_C が圧縮効果によって制限される高度における速度マージンは、自動化されたシステムの効果を考慮した合理的な解析によってより小さいマージンが決定される場合を除いて、 $0.07M$ 以下であってはならないが、いかなる場合でも $0.05M$ 以上でなければならない。

3-3-3-3 設計運動速度 V_A

V_A に対して次の規定を適用する。

- a 設計運動速度 V_A は、 $V_{S1}\sqrt{n}$ より小さくってはならない。ここに、 n は速度 V_C における正の制限運動荷重倍数、 V_{S1} はフラップ上げの失速速度である。
- b V_A 及び V_S は、考慮している設計重量及び高度について決定するものとする。
- c V_A は V_C 又は正の C_{Nmax} 曲線と正の運動荷重倍数とが交わる点における速度のうち、いずれか小さい値より大きい必要はない。

3-3-3-4 最大突風に対する設計速度 V_B

- a V_B は以下の値を下回ってはならない。

$$V_{S1} \left(1 + (KgU_{REF}V_C a) / 57.6w \right)^{1/2}$$
$$[V_{S1} \left(1 + (KgU_{REF}V_C a) / 498w \right)^{1/2}]$$

V_{S1} : 所定の重量状態におけるフラップの上げの C_{NAMAX} に基づく $1g$ での失速速度

V_C : 設計巡航速度 (等価対気速度 (EAS)) を km/h [knots] で表

した時の数値)

U_{REF} : 3-3-5-1 e (a) に規定された参考突風速度 (等価対気速度 (EAS) を m/s [ft/s] で表した時の数値)

w : 所定の重量状態における平均翼荷重 (kg/m^2 [lbs/ft^2])

$$\left[Kg = \frac{0.88\mu}{5.3 + \mu} \right]$$

$$\left[\mu = \frac{2w}{\rho c a g} \right]$$

ρ : 空気密度 (kgs^2/m^4 [$slugs/ft^3$])

c : 幾何学的翼弦 (m [ft])

g : 重力の加速度 (m/s^2 [ft/s^2])

a : 法線分力係数曲線 C_{NA} の 1 ラジアンあたりの傾斜

b V_C がマッハ数により制限される高度においては、

(a) 低速バフェットの境界と高速バフェットの境界との間に最適のマージンを確保するよう、 V_B を選択することができる。

(b) V_B は V_C より大きい必要はない。

3-3-3-5 設計フラップ下げ速度 V_F

V_F については次の規定を適用する。

a 4-3-1 2-1 に従って設定した各フラップ下げ速度は対応する飛行段階 (着陸復行を含む。) に対して推奨される操作速度より十分大きくとり、速度制御時に起りうる速度の変動と或るフラップ位置から他のフラップ位置への推移に備えなければならない。

b フラップ位置自動調節装置又は自動荷重制限装置がある場合には、この装置により計画され又は許された速度及びこれに対応するフラップ位置を用いてもよい。

c V_F は、次のいずれよりも小さくてはならない。

(a) 最大離陸重量で、フラップを離陸位置にした状態の V_{S1} の 1.6 倍

(b) 最大着陸重量で、フラップを進入時の位置にした状態の V_{S1} の 1.8 倍

(c) 最大着陸重量で、フラップを着陸位置にした状態の V_{S0} の 1.8 倍

3-3-3-6 設計抵抗制御装置速度 V_{DD}

抵抗制御装置に選定する設計速度は、推奨操作速度よりも速度コントロール時の可能性のあるばらつきに備えられるよう充分大きくなければならない。

高速度降下で使用する抵抗制御装置の V_{DD} は V_D より小さくてはならない。抵抗制御装置に自動位置制御装置または荷重制限装置が使用されている場合には、この自動装置によりプログラムまたは許容された速度とこれに対応する抵抗制御装置の位置を設計に用いなければならない。

3-3-4 制限運動荷重倍数

3-3-4-1 飛行機は、次に規定する制限運動荷重倍数になるような対称飛行をするものとする。ただし、静的最大揚力線により制限される範囲を除く。この場合において、引起し及び定常旋回時の縦揺れ角速度を考慮しなければならない。

3-3-4-2 V_D までのすべての速度における正の制限運動荷重倍数は、

$$2.1 + \left(\frac{10,886}{W+4,536} \right), \left[2.1 + \frac{24,000}{W+10,000} \right] \text{ よりも小さくてはならない。}$$

(ここで W は kg (lb) で表わしたときの設計最大離陸重量とする。) ただし n は 2.5 より小さくてはいけなく、および 3.8 よりも大きい必要はない。

3-3-4-3 負の制限運動荷重倍数は

a V_C までのすべての速度において、 -1.0 より小さくてはならない。

b V_C から V_D までは、 V_D において零になるようにこの間直線的に変化するものでなければならない。

3-3-4-4 上記の値以下の運動荷重倍数であっても、飛行機の特性上、その値をこえることがないことが証明される場合には、その値を制限運動荷重倍数としてもよい。

3-3-5 突風及び乱気流荷重

3-3-5-1 個々の突風設計基準 飛行機は、水平飛行中対称な垂直突風及び水平突風を受けるものとする。制限突風荷重は次の規定に従って決めなければならない。

a 構造の各部分にかかる荷重は、力学的な解析によって決定されなければならない。この解析は、非定常な空力特性及び剛体運動を含む全ての重要な構造的自由度を考慮しなければならない。

b 突風の形は次のようであるなければならない。

$$U = \frac{U_{ds}}{2} (1 - \cos(\pi s / H))$$

$$0 \leq s \leq 2H$$

s : 突風に進入してからの距離 (m)

U_{ds} : 3-3-5-1 d に規定された等価対気速度 (EAS) で表される設計突風速度

H : 突風の速度が最大に達するまでの飛行機の飛行経路に平行な距離 (m) で表される突風勾配

c 9.1m [30ft] から 106.1m [350ft] の範囲においては、各荷重値での臨界応答を明確にするため、十分に突風勾配について検証しなければならない。

d 設計突風速度は次のようであるなければならない。

$$U_{ds} = U_{REF} F_g (H/106.1)^{1/6}$$

$$[U_{ds} = U_{REF} F_g (H/350)^{1/6}]$$

U_{REF} : 3-3-5-1 e に規定された等価対気速度 (EAS) で表される参考突風速度

F_g : 3-3-5-1 f に規定された飛行形態軽減係数

e 参考突風速度を次に示す。

(a) 飛行機の速度が V_B から V_C までの間においては、海面上では正 (上向き) 及び負 (下向き) の 17.07m/s (56.0ft/s) (EAS) の参考突風速度を考慮しなければならない。参考突風速度は、海面上における 17.07m/s (56.0ft/s) (EAS) から高度 4,572m (15,000ft) における

13.41m/s (44.0ft/s) (E A S) の間直線的に減少する。また、高度 4,572m (15,000ft) の 13.41m/s (44.0ft/s) (E A S) から高度 18,288m (60,000ft) における 6.36m/s (20.86ft/s) (E A S) までの間においても直線的に減少する。

(b) 飛行機的设计速度 V_D においては、参考突風速度は 3-3-5-1 e (a) で求められる値の 0.5 倍でなければならない。

f 飛行形態軽減係数 F_g は、海面上における値から、7-2-1-1 において決定される最高運用高度における値である 1.0 まで、直線的に増加しなければならない。海面上における飛行形態軽減係数は次式により決定される。

$$F_{gz} = 1 - \frac{Z_{mo}}{76200}; \quad (F_{gz} = 1 - \frac{Z_{mo}}{250000})$$

$$F_g = 0.5 (F_{gz} + F_{gm})$$

ここで、

$$F_{gm} = \sqrt{R_2 \tan(\pi R_1 / 4)}; \quad ;$$

R_1 = 最大着陸重量 / 最大離陸重量 ;

R_2 = 最大零燃料重量 / 最大離陸重量 ;

Z_{mo} = 7-2-1-1 において決定される最高運用高度 (m (ft))

g この解析において安定増大システムが含まれる場合、制限突風状態における制限荷重を導く際に、重要なシステムによる非線形性の影響を考慮しなければならない。

3-3-5-2 連続乱気流設計基準 垂直及び水平の連続した乱気流に対する飛行機の力学的な応答を考慮に入れなければならない。動的解析においては、非定常な空力特性及び剛体運動を含む全ての重要な構造的自由度を考慮しなければならない。制限荷重は、全ての最も不利な高度、重量及び 3-2-1-2 に規定される重量分布並びに 3-3-5-2 c に示される範囲の全ての最も不利な速度について決定されなければならない。

a 3-3-5-2 d 及び e に定められた場合を除き、次式が用いられなければならない。

$$P_L = P_{L-1g} \pm U_o \bar{A}$$

ここで、

P_L : 制限荷重

P_{L-1g} : その条件における定常 1g 荷重

$\bar{A}$: その条件における荷重増加の二乗平均平方根と、乱気流速度の二乗平均平方根の比

U_o : 3-4-5-2 c で規定される、真対気速度で示された制限乱気流強度

b $\bar{A}$ の値は次式により決定されなければならない。

$$\bar{A} = \sqrt{\int_0^{\infty} |H(\Omega)|^2 \Phi(\Omega) d\Omega}$$

ここで、

$H(\Omega)$: 大気の乱気流に対する、機体構造の荷重に関連した動的解析により決定される周波数応答関数

$\Phi(\Omega)$: 大気の乱気流の正規化パワー・スペクトル密度は下記で示さ

$$\Phi(\Omega) = \frac{L}{\pi} \frac{1 + \frac{8}{3}(1.339\Omega L)^2}{[1 + (1.339\Omega L)^2]^{1/6}}$$

れる。

ここで、

Ω : 無次元振動数 (rad./ft)

L : 乱気流の規模 2,500ft

c 本項への適合が求められる、真対気速度 (ft/s) で示される制限乱気流強度 U_σ は次式による。

(a) 飛行機の実速度 V_B と V_C の間では：

$$U_\sigma = U_{\sigma ref} F_g$$

ここで、

$U_{\sigma ref}$ は参考乱気流強度であり、海面上で 27.43m/s (90ft/s)

(TAS)、高度 7,315m (24,000ft) で 24.08m/s (79ft/s) (TAS)

となるよう直線的に変化し、その後は高度 18,288m (60,000ft) まで 24.08m/s (79ft/s) (TAS) で一定となる。 F_g は 3 - 3 - 5 - 1 f に規定された飛行形態軽減係数である。

(b) 速度 V_D では：

U_σ は、3 - 4 - 5 - 2 c (a) で得られる値の 1/2 に等しい。

(c) 速度 V_C と V_D の間では：

U_σ は、線形補間により得られた値に等しい。

(d) 全ての速度において、連続的乱気流による正及び負の両方の増加荷重を考慮しなければならない。

d 飛行機の動的応答に影響する自動系統が解析に含まれる場合には、制限荷重水準における荷重に対する系統の非線形性の影響を現実的、又は安全側に考慮しなければならない。

e 重大な非線形性を持つ飛行機についての荷重評価が必要な場合には、乱気流は速度の二乗平均平方根が 3 - 4 - 5 - 2 c で得られる U_σ 値の 40 パーセントに相当するものと仮定しなければならない。制限荷重は、乱気流領域において線形近似モデルにおける同荷重値の AU_σ と超過の可能性が同じとなる荷重とする。

3 - 3 - 5 - 3 主翼に発動機が取り付けられている場合の補足突風条件 主翼に発動機を取り付けられた飛行機については、発動機架、パイロン及び主翼支持構造は、飛行機に適用される下記の動的突風条件から得られるナセル重心における最大応答に対して設計されなければならない。

a 3 - 3 - 5 - 1 に従って決定される孤立突風で、飛行経路に対して垂直なあらゆる角度からのそれぞれの突風。

b 垂直及び水平の一对の孤立突風。これらの突風のそれぞれの長さは、3 -

3-5-1に従い、最大応答を得るよう独立して調整されなければならない。組み合わせ突風への飛行機の突入並びに垂直及び水平突風成分の位相関

$$P_L = P_{L-1g} \pm 0.85 \sqrt{L_V^2 + L_L^2}$$

係は、この一対の突風に対して最大応答を得るよう設定されなければならない。この状態における合理的な解析ができない場合には、6自由度における最大発動機荷重のそれぞれについて、次の式が使用されなければならない。

ここで、

P_L : 制限荷重

P_{L-1g} : その条件における定常 1g 荷重

L_V : 3-3-5-1に基づく垂直突風による最大増加応答荷重

L_L : 3-3-5-1に基づく水平突風による最大増加応答荷重

3-3-6 設計燃料及び滑油荷重

3-3-6-1 投棄可能な荷重については、燃料及び滑油が零の状態における荷重から申請者の選定した最大の燃料及び滑油積載状態における荷重までのすべての組合せについて考慮しなければならない。ただし、申請により、5-3-6-5及び5-3-6-6に規定する運航状態において、45分間を超えない飛行に必要な燃料の量を構造上の予備燃料として選定することができる。

3-3-6-2 申請者が構造上の予備燃料を選定した場合は、第3章に規定する飛行荷重要件に適合することを証明する際には、当該燃料を最小燃料重量状態における燃料として用いなければならない。その場合、次のaからcまでの規定を適用しなければならない。

a 構造は、次の(a)及び(b)に規定する制限荷重において、翼内の燃料及び滑油が零の状態として設計されなければならない。

(a) 運動荷重倍数が+2.25

(b) 3-3-5-1及び3-3-5-2に規定する突風及び乱気流状態
ただし、3-3-5-1 dに規定する突風速度の85%及び3-3-5-2 cに規定する乱気流強度の85%と仮定する。

b 構造の疲労評価は、aに規定する設計条件から生じる運用状態での応力の増加について考慮されたものでなければならない。

c 構造は燃料が零の状態においても、フラッタ、変形及び振動の要件に適合するものでなければならない。

3-3-7 高揚力装置

3-3-7-1 離陸、進入又は着陸中に、それぞれ3-3-3-5に規定される設計フラップ下げ速度及び対応したフラップ位置でフラップを使用する設計とされている場合には、飛行機は対称運動を行いかつ突風を受けるものと仮定する。結果として生じる制限荷重は、次に示す状態に対応したものでなければならない。

a 正の制限荷重倍数 2.0 までの運動、及び

b 水平飛行中、飛行経路に垂直方向に作用する 7.62m/s (25ft/s) (E A S) の正及び負の突風。構造の各部分に生ずる突風荷重は合理的な解析によって決定されなければならない。解析においては、非定常の空力特性及び飛行機の剛体運動を考慮しなければならない。突風の形は、3-3-5-1 b

に規定する形でなければならない。ただし、 U_{ds} 及び H については次の値を用いることとする。

$$U_{ds} = 7.62 \text{ m/s [25 ft/s]} \quad (\text{EAS})$$

$$H = 12.5c$$

$$c = \text{平均幾何学的翼弦 } m \text{ (ft)}$$

3-3-7-2 飛行機は、上記 3-3-7-1 に規定する条件に対して設計しなければならない、(次の影響を別々の条件と考えて)、飛行機の荷重倍数は 1.0 をこえる必要はない。

a 設計フラップ下げ速度 V_F で連続最大出力に対応するプロペラ後流、及び特定のフラップ位置でそれに伴う最大重量に対する失速速度の 1.4 倍以上の速度で離陸出力に対応するプロペラ後流

b $7.5 \text{ m/s (25 ft/s)}$ の迎え突風。

3-3-7-3 巡航中においてフラップ又は高揚力装置を使用する設計、及び選定された設計フラップ下げ速度まで適切な位置で使用する設計の場合には、飛行機は次により決定される範囲までの対称運動を行い、及び突風を受けるものとする。

a 3-3-4-2 に規定する正の制限荷重倍数までの運動

b 3-3-5-1 及び 3-3-5-2 の基準に基づく垂直突風及び乱気流状態

3-3-7-4 飛行機は、最大離陸重量でフラップ及び類似の高揚力装置が着陸形態にある状態で、運動荷重倍数が 1.5 となるような運動ができるように設計されなければならない。

3-3-8 横揺れ状態

飛行機は、次に規定する横揺れ状態によって生ずる荷重について設計しなければならない。この場合において、重心まわりの不平衡な空力モーメントは、反作用として働く飛行機重量の慣性力を考慮して、合理的又は安全側の方法でつり合わせなければならない。

3-3-8-1 横揺れ運動 次の a から d までの条件、補助翼角及び対気速度は補助翼角が操縦者操縦力により制限される場合を除き、荷重倍数零及び設計に用いた正の運動荷重倍数の $2/3$ 荷重倍数と組合わせて考慮しなければならない。所要の補助翼角を決めるにあたっては、3-1-1-2 の規定に従って主翼の捩り変形を考慮しなければならない。

a 定常横揺れ角速度に対応する状態を考慮しなければならない。胴体外側に発動機その他の集中質量を有する飛行機にあつては、更に最大角加速度に対応する状態も考慮しなければならない。角加速度に対応する状態を考慮するにあたって、その運動の時歴について合理的な資料がない場合には、横揺れ角速度を零と仮定してもよい。

b 速度 V_A において、補助翼をストッパまで突然に操作するものとする。

c 速度 V_C において、上記 b の条件によりえられる値以上の横揺れ角速度を生ずるように、補助翼を操作するものとする。

d 速度 V_D において、上記 b の条件によりえられる値の $1/3$ 以上の横揺れ角速度を生ずるように、補助翼を操作するものとする。

3-3-8-2 非対称突風 飛行機は、水平飛行において垂直の非対称突風を

受けるものとする。結果として生じる制限荷重は、3-3-5-1から直接導かれる最大主翼荷重又は3-3-5-1の計算による垂直荷重係数から間接的に導かれる最大主翼荷重から決定されなければならない。この場合、主翼荷重の100%が飛行機の片側に作用し、80%が反対側に作用するとしなければならない。

3-3-9 偏揺れ状態

飛行機は、 V_{MC} から V_D までのすべての速度において、3-3-9-1から3-3-9-4に規定する偏揺れから生じる荷重について設計されなければならない。この場合において、重心まわりの不平衡な空力モーメントは、飛行機の慣性力を考慮して、合理的又は安全側の方法でつり合わせなければならない。尾翼荷重を計算する場合には、偏揺れ角速度を零と仮定してもよい。

3-3-9-1 飛行機が偏揺れなしの定常飛行を行っているとき、方向舵の変位が次のいずれかにより制限されるまで、方向舵操縦装置を急激に操作するものとする。

a 操縦面ストッパにより操縦系統が制限されるまで

b V_{MC} から V_A においては 136kg (300lb) 及び V_C/M_C から V_D/M_D においては 91kg (200lb) とし、 V_A から V_C/M_C までは直線的に変化させた値とする制限操縦力

3-3-9-2 飛行機は、3-3-9-1に規定する制限内で最大の方向舵変位を維持するため方向舵操縦操作が行われ、過度の横滑り角に偏揺れするものとする。

3-3-9-3 飛行機が偏揺れして定常的に安定した横滑り角であり、3-3-9-1に規定する制限内で最大の方向舵変位を維持するために、方向舵操縦操作が行われているものとする。

3-3-9-4 飛行機が3-3-9-3に規定する定常的に安定した横滑り角で偏揺れしているときに、方向舵を急激に中立位置に戻すこととする。

3-4 その他の荷重

3-4-1 発動機及び補助動力装置トルク

3-4-1-1 発動機装備にあつては、

a 発動機架、パイロン及びその周辺機体支持構造は、次に規定する条件について設計しなければならない。

(a) 飛行状態 A (3-3-2-2 参照) の場合の制限荷重の 75% の荷重に、離陸出力／推力と離陸時のプロペラ回転速度 (プロペラを有する場合) に対応する発動機制限トルクが加わる場合

(b) 飛行状態 A (3-3-2-2 参照) の場合の制限荷重に、連続最大出力／推力及びプロペラ速度 (プロペラを有する場合) に対応する発動機制限トルクが加わる場合

(c) ターボプロップ飛行機のみにあつては、上記 (a) 及び (b) の条件の他に、離陸出力又は推力及び離陸時のプロペラ回転速度に相当する制限トルクに 1g 水平飛行時に急激にフェザリングを行なう場合を含むプロペラ制御装置の不具合の影響による倍数をかけたトルクが同時に働く場合を考慮しなければならない。合理的な計算がない場合は、倍数として 1.6 を使用しなければならない。

b 上記 a 項において考慮される発動機の制限トルクは、下記により求めるものとする。

(a) ターボプロップに対しては、指定された出力／推力及び速度に対応する平均トルクに 1.25 の係数を乗じて求めるものとする。

(b) 他のタービン発動機に対しては、発動機の制限トルクは考慮対象ケースの最大加速トルクに等しくなければならない。

c 発動機架、パイロン及びその周辺機体支持構造は、次の (a) 又は (b) による最大制限トルク荷重と 1g 水平飛行における荷重が同時に働いた状態に耐えるよう設計されたものでなければならない。

(a) 機能不良又は異常状態により突然生ずる発動機の最大減速

(b) 発動機の最大加速

3-4-1-2 補助動力装置にあつては、動力装置架及びその周辺機体支持構造は、次の a 又は b による制限トルク荷重と 1g 水平飛行における荷重が同時に働いた状態に耐えるよう設計されたものでなければならない。

a 機能不良、異常状態又は内部構造の破壊により突然生ずる補助動力装置の最大減速

b 補助動力装置の最大加速

3-4-1 A 発動機故障荷重

3-4-1 A-1 発動機架、パイロン及びその周辺機体支持構造にあつては、1g 水平飛行に、ブレード、軸、軸受け若しくは軸受け支持部の破壊、又は鳥衝突事案に起因する最も厳しい突発的な動荷重と振動を動的解析により決定したものを組み合わせた終極荷重が考慮されなければならない。これらの終極荷重によるいかなる残留変形も、継続した安全な飛行及び着陸を妨げてはならない。

3-4-1 A-2 上記 3-4-1 A-1 から得られる終極荷重は、

- a 発動機架及びパイロンに適用する場合には、係数 1.0 を乗ずる。
 - b 周辺機体支持構造に適用する場合には、係数 1.25 を乗ずる。
- 3-4-2 発動機架及び補助動力装置架に働く横荷重
- 3-4-2-1 発動機架、補助動力装置架及びそれらの支持構造は、発動機架及び補助動力装置架にかかる横方向荷重について、横方向の制限荷重倍数に対して設計されなければならない。当該荷重倍数は少なくとも偏揺れ状態で得られる最大横方向荷重倍数に等しくなければならない。かつ、次のいずれよりも小さくてはならない。
- a 1.33
 - b 3-3-2-2 に規定された飛行状態 A の場合の制限荷重倍数の 1/3
- 3-4-2-2 上記 3-4-2-1 の横方向荷重は、他の飛行状態では考慮する必要はない。
- 3-4-3 与圧室荷重 1 つ以上の与圧室を有する飛行機は、次の規定に適合しなければならない。
- 3-4-3-1 飛行機の構造は、圧力差が零から減圧弁の最大の設定値までの圧力差による荷重と組み合わせた飛行荷重に対して十分な強度を有していなければならない。
- 3-4-3-2 飛行中の外部圧力分布、応力集中及び疲労の影響について考慮しなければならない。
- 3-4-3-3 与圧室を加圧したまま着陸する場合には、着陸荷重には圧力差が零から着陸の際認められる最大の値までの圧力差による荷重を組み合わせなければならない。
- 3-4-3-4 飛行機の構造は、減圧弁最大位置に対応する圧力差による荷重に、13,700m [45,000ft] での飛行が承認される飛行機においては 1.33 倍、13,700m [45,000ft] より高い高度での飛行が承認される飛行機においては 1.67 倍の荷重に対して耐えることができるように設計されていなければならない。この場合において、他のすべての荷重を省略してもよい。
- 3-4-3-5 与圧室の内側又は外側にある構造、機体構成部分又は部品であって、それらの損傷が継続した安全な飛行及び着陸に支障を及ぼすおそれのあるものは、運用されるすべての高度において、次の a ~ c に規定する状態を原因とする、すべての与圧室の開口部を通じて発生する圧力の急激な減少による影響に耐えるよう設計されなければならない。
- a 発動機の破壊による発動機の部品の与圧室への貫通
 - b すべての与圧室における大きさ H_0 までのあらゆる開口。なお、小区画室に発生した開口が当該小区画室に隣接する与圧室にまで及ばないと合理的に予測できない場合は、当該小区画室と当該隣接する与圧室とを当該開口に対する単一の与圧室と考えるもよい。
- 大きさ H_0 (m^2 [ft^2]) は次式により計算しなければならない。
- $$H_0 = PA_s$$
- ただし、
- $$H_0 = \text{開口部の最大面積} (\text{m}^2 [\text{ft}^2])、\text{ただし } 1.86\text{m}^2 [20\text{ft}^2] \text{ 以下とする。}$$

$$P = \frac{A_s}{579.696} + 0.024$$

$$\left[P = \frac{A_s}{6240} + 0.024 \right]$$

A_s = 与圧室の機軸方向に垂直な断面の最大面積 (m² [ft²])

- c 飛行機又は装備品の破損によってできる最大の開口であって、発生する可能性が非常に少ないことが証明されていないもの
- 3-4-3-6 3-4-3-5への適合性の証明において、損傷又は与圧室への貫通が発生する可能性及び予想される開口部の大きさを決める場合は、フェールセーフ特性を考慮してもよい。ただし、扉や窓の閉鎖装置の不適切な作動及び意図せず扉が開く可能性を考慮しなければならない。更に、結果として生じる圧力差による荷重は、合理的かつ安全側の方法により、1gでの水平飛行荷重及び非常減圧状態で発生するあらゆる荷重と組み合わせなければならない。これらは、終極荷重と考えてもよいが、このような状態により生じるすべての変形は、継続した安全な飛行及び着陸に支障を及ぼすものであってはならない。また、室相互間の通気による圧力開放を考慮してもよい。
- 3-4-3-7 搭乗者用の与圧室内の隔壁、床及び仕切りは、3-4-3-5で規定される荷重条件に耐えるよう設計されなければならない。又、破損した破片が飛散して、座席にいる搭乗者を傷つけないように考慮しなければならない。
- 3-4-4 1 発動機故障による非対称荷重
 - 3-4-4-1 飛行機は臨界発動機が故障したために生ずる非対称荷重について設計しなければならない。ターボプロップ飛行機にあっては、プロペラ抵抗制限系統の一つの機能不良を次の a から d に規定する条件に加えた状態に対して設計しなければならない。この場合、可能な操縦者の修正操作を考慮すること。
 - a V_{MC} から V_D までのすべての速度において燃料の流れが止まったことによる発動機出力損失の場合に生ずる荷重を制限荷重としなければならない。
 - b V_{MC} から V_C までのすべての速度において圧縮機がタービンからはずれたことによる荷重又はタービンブレードの損失によって生ずる荷重を終極荷重としなければならない。
 - c 本項の規定は発動機の故障の結果おこる推力の減衰と抵抗の増加の時刻歴は特定の発動機とプロペラの組合せに対して試験又は適用できる資料により証明しなければならない。
 - d 特定の発動機、プロペラ及び飛行機の組合せの特性を考慮して、操縦者の可能な修正操作を行う時期と操作力を安全側に見積もらなければならない。
 - 3-4-4-2 操縦者が修正操作を始める時期は最大偏揺れ速度に達した時であるが発動機故障後 2 秒以内であってはならない。修正操作の操作力は 3-5-4 に従って決めてもよい。ただし、解析又は試験により規定よりも小さい力でも、本項の規定の発動機故障から生じる偏揺れおよび横揺れを制御するのに十分であることが証明できる場合には、この小さな力を操作と仮定してよい。
- 3-4-5 ジャイロ効果による荷重

発動機又は補助動力装置を支持する構造は、発動機又は補助動力装置を最大回

転数で運転させた状態で、3-3-1、3-3-5、3-3-8、3-3-9、3-6-2、3-6-4及び3-6-5に規定する状態によって生ずるジャイロ効果による荷重を含めた荷重について設計しなければならない。3-4-5への適合性の証明においては、3-3-1-3 aに規定する縦揺れ運動について、正の制限運動荷重倍数（3-3-2-2の図のA₂点）に達するまで実施されなければならない。

3-4-6 速度制御装置

運航状態で使用するよう速度制御装置（例えばスポイラ、抵抗フラップ等）を備えている飛行機にあっては次の条件を適用しなければならない。

3-4-6-1 飛行機は、それぞれの設定位置及び当該設定位置に対応する最大速度において、3-3-2及び3-3-4に規定する対称運動、3-3-9に規定する偏揺れ運動、並びに3-3-5-1及び3-3-5-2に規定する垂直突風及び水平突風並びに乱気流状態に対して設計されなければならない。

3-4-6-2 自動作動装置又は荷重制限装置を備えた速度制御装置にあっては、飛行機は、そのような特殊機構に許容される速度及び速度制御装置位置において3-4-6-1に規定する運動状態及び突風状態について設計しなければならない。

3-5 操縦面：操縦系統および操作系統の荷重

3-5-1 操縦面荷重：一般

操縦面は、3-3-1、3-3-5-1、3-3-5-2、3-3-8及び3-3-9に規定する飛行状態において生ずる制限荷重に対して設計されなければならない。この場合、次の要件を考慮しなければならない。

3-5-1-1 3-5-2に規定するヒンジラインに平行な荷重

3-5-1-2 3-5-4に規定する操縦者操縦力

3-5-1-3 3-5-7に規定するタブ

3-5-1-4 3-5-10に規定する非対称荷重

3-5-1-5 3-5-11に規定する補助空力面

3-5-2 ヒンジラインに平行な荷重

3-5-2-1 操縦面及びその支持用ヒンジブラケットは、ヒンジラインに平行に働く慣性荷重について設計しなければならない。

3-5-2-2 合理的な方法で解析する代りに、慣性荷重はKWに等しいと仮定してもよい。ここに

a $K=2.4$ (垂直舵面の場合)

b $K=1.2$ (水平舵面の場合)

c W：操縦面の重量

3-5-3 操縦系統

3-5-3-1 縦、横、偏および抗力の各操縦系統並びに支持構造は、3-5-1に規定する条件において、可動操縦面に働く計算上のヒンジモーメントの1.25倍に相当する荷重について設計しなければならない。

3-5-3-2 上記3-5-3-1の操縦系統の制限荷重は、操縦者及び自動操縦装置又は機力操縦装置が与える荷重を超える必要はない。

3-5-3-3 荷重は、3-5-4-3に規定された最小操縦力を適用することにより生じる荷重以上でなければならない。

3-5-4 操縦系統 荷重

3-5-4-1 一般 3-5-4-3に規定する最大及び最小の操縦力は、操縦桿又はペダルに対して（飛行中と同じ状態で）加えられ、操縦面ホーンへの操縦系統の取付部において反力を受けるものとする。

3-5-4-2 操縦者操縦力の影響 操縦面に飛行荷重がかかっている状態においては、操縦面に働く空気力及びそれに対応する舵角は、3-5-4-3に規定する範囲内でのあらゆる操縦力を加えることにより飛行中に生じるものをを超える必要はない。ただし、補助翼及び昇降舵については、操縦面のヒンジモーメントが信頼できるデータに基づいて定められたものである場合は、これらの操縦面に規定された最大値の2/3の値を用いてもよい。この基準を適用する際には、サーボ機構、タブ及び自動操縦装置の影響を考慮しなければならない。

3-5-4-3 制限操縦力及び制限操縦トルク 制限操縦力及び制限操縦トルクは、次のとおりである。

操 縦 装 置	最大操縦力又は 最大操縦トルク	最小操縦力又は 最小操縦トルク
補助翼 操縦桿 操縦輪 ¹⁾	45kg (100lb) 36Dkg-cm (80D lb-in) ²⁾	18kg (40lb) 18Dkg-cm (40D lb-in)
昇降舵 操縦桿 操縦輪 (対称操縦力) 操縦輪 (非対称操縦力) ³⁾	113kg (250lb) 136kg (300lb) —	45kg (100lb) 45kg (100lb) 45kg (100lb)
方向舵	136kg (300lb)	60kg (130lb)

¹⁾ 補助翼操縦系統の重要な部分は、上記の表から得られる偶力の 1.25 倍を制限値とする片側単一の接線方向の力に対して耐えるように設計しなければならない。

²⁾ D＝操縦輪の直径 cm (in)

³⁾ 非対称操縦力は、操縦輪の外周部において通常握る位置のうち一方に加えないなければならない。

3－5－5 複操縦装置系統

3－5－5－1 複操縦装置を備える場合には、2 人の操縦者が反対方向に操作するものとして設計しなければならない。この場合、個々の操縦力は、次の値以上でなければならない。

a 3－5－3 の規定に基づいてえられる値の 75%

b 3－5－4－3 に規定する最小操縦力

3－5－5－2 複操縦装置系統は、3－5－3 の規定に基づいてえられる値の 75%以上の個々の操縦力を用いて、同方向に操作するものとして設計しなければならない。

3－5－6 その他の操作系統

車輪ブレーキ、スポイラ、タブの操作装置、その他の操作装置は操縦者が、その操作装置に加えると予想される最大の力に基づいた荷重について設計しなければならない。その適当と思われる値は、次のとおりである。

操縦者の操作力限界（主操縦装置以外の操作装置）

操 作 装 置	操 作 限 界 荷 重
クランク、輪又は 把手*	$\frac{1+0.394R}{3} \times 23 \text{ kg}$ $\left(\frac{1+R}{3} \times 50 \text{ lb} \right)$ 但し、23kg (50lb) 未満であってはならず、68kg (150lb) を超える必要はない。 (R：半径を cm (in) で表したときの数値) (柄又はスポークと回転面とのなす角が 20°以内の場合に適用する)
振り式グリップ	1.53kg-m (133lb-in)
押引式グリップ	申請者が選定するものとする。

* フラップ、タブ、安定板、スポイラ及び着陸装置の操作装置に限る。

3-5-7 トリムタブの影響

主操縦面の設計条件に対するトリムタブの影響は、操縦面の荷重が操縦者操縦力で制限される場合にのみ考慮する必要がある。この場合、トリムタブは、操縦者を助ける方向に取られるものとし、かつ、タブの舵角は、次に規定する値としなければならない。

3-5-7-1 昇降舵トリムタブの舵角は、V-n線図の正の部分内のすべての点において、飛行機をトリムさせるのに必要な舵角とする。ただし、ストップで制限される場合は、この限りでない。

3-5-7-2 補助翼及び方向舵のトリムタブの舵角は、取付けの誤差を適当に考慮して、最もきびしい非対称出力状態及び非対称荷重状態において、飛行機をトリムさせるのに必要な舵角とする。

3-5-8 タブ

3-5-8-1 トリムタブ トリムタブは、3-5-4-2に規定する値までの操縦者操縦力によってタブの効果を妨げるような方向に操舵する場合に、当該飛行機の飛行荷重条件をこえないでえられるタブの舵角、主操縦面の舵角及び飛行速度の予想されるあらゆる組み合わせによって生ずる荷重に耐えるように設計しなければならない。

3-5-8-2 バランスタブ バランスタブは、主操縦面の荷重条件に合致する舵角について設計しなければならない。

3-5-8-3 サーボタブ サーボタブは、トリムタブと作用が相反する場合を考慮に入れて、操縦者操縦力の範囲内でえられる主操縦面の荷重条件に合致するすべての舵角について設計しなければならない。

3-5-9 地上突風状態

3-5-9-1 飛行操縦系統及び操縦面は、飛行機が地上滑走中及び駐機中に全ての方向から 33.44m/s (65kt) の水平の地上突風を受けた場合に生ずる制限荷重を考慮して設計しなければならない。飛行機が操縦系統固定装置を有する場合には、地上滑走について装置が固定及び非固定の状態について評価し、駐機については装置が固定の状態について評価しなければならない。

3-5-9-2 地上突風により生ずる操縦系統及び操縦面荷重は静荷重と仮定してもよく、その際のヒンジモーメント H は次の式で計算しなければならない。

$$H = K (1/2) \rho_0 V^2 c S$$

ここで、

K: 3-5-9-3に規定された地上突風に対する制限ヒンジモーメント係数

ρ_0 : 海面上の空気密度

V: 飛行機に対する相対速度 33.44m/s (65kt)

S: ヒンジラインより後方の操縦面の面積

c: ヒンジラインより後方の操縦面の平均空力翼弦

3-5-9-3 地上突風に対する制限ヒンジモーメント係数 K は、次の規定によるものとする。

操縦面	K	操 縦 装 置 の 位 置
補助翼	0.75	中正位置に固定の場合
	*±0.50	操舵制限位置まで操舵の場合
昇降舵	*+0.75	下げ舵制限位置までの操舵の場合
	*−0.75	上げ舵制限位置までの操舵の場合
方向舵	0.75	中正位置に固定の場合
		操舵制限位置まで操舵の場合
* Kの値のうち、正は操縦面を押し下げるモーメント、負は操縦面を押し上げるモーメントを示す。		

3-5-9-4 3-5-9-2で計算されるヒンジモーメントは地上突風による操縦面への制限荷重を決定するために使用されなければならない。制限操縦系統荷重を計算する際には、計算されるヒンジモーメントについて1.25の係数が使用されなければならない。

3-5-9-5 地上突風状態で受けると予想される荷重を動的にかけたとき、操縦系統の可とう性のために、その荷重を静的にかけたときよりも高い瞬間応力を生ずるおそれのある場合であって、異なる動的係数を実証する合理的な解析がない場合には、制限荷重を得るため3-5-9-4の操縦系統荷重に追加の係数1.6が適用されなければならない。合理的な解析を使用する場合には、追加の係数は1.2未満としてはならない。

3-5-9-6 操縦固定装置がかかっている場合にあっては、操縦面、操縦系統固定装置、及び操縦面と固定装置間の操縦系統の部品は制限合成荷重に対して設計されなければならない。操縦固定装置が備わっていない場合にあっては、操縦面、操縦面に最も近い操縦系統のストッパ、及び操縦面とストッパ間の操縦系統の部品は制限合成荷重に対して設計されなければならない。操縦系統の設計が、可とう性のために操縦系統のどこかがストッパとぶつかることを許容するものにあっては、地上突風による制限荷重を推定する場合に制限合成荷重を考慮しなければならない。

3-5-9-7 操縦固定装置がかかっていない、又は操縦固定装置が備わっていない地上滑走状態にあっては、次の規定に適合しなければならない。

a 操縦面、操縦面に最も近い操縦系統のストッパ、及び操縦面とストッパ間の操縦系統の部品は制限合成荷重に対して設計されなければならない。

b 操縦面に最も近いストッパと操縦室内の操縦装置の間の操縦系統の部品にあっては、制限合成荷重に対して設計されなければならない。ただし、荷重が最終的に操縦者によりつり合いが取られる操縦系統の部品は次の値を超える必要はない。

(a) それぞれの操縦者単独について、3-5-4-3に規定される最大操縦力に相当する荷重

(b) 2人の操縦者が同方向に操作するときの各操縦者の最大操縦力の75%に等しい操縦力に対応する荷重

3-5-10 非対称荷重

3-5-10-1 横方向の突風、偏揺れ及び横揺れ状態についての飛行機の設計においては、プロペラ後流並びに翼、垂直尾翼及びその他の空力面との空力干渉により飛行機の尾部に発生する非対称荷重を考慮しなければならない。

- 3-5-10-2 水平尾翼は、次に規定する非対称荷重状態にさらされることを仮定しなければならない。
- a 3-3-1に規定する対称運動及び3-3-5-1に規定する垂直突風により発生する最大荷重の100%が、その対称面の片側に働く
 - b それらの荷重の80%が、その対称面の反対側に働く
- 3-5-10-3 尾部の構成において、 ± 10 度以上の上半角を有する水平尾翼又は垂直尾翼によって支持される水平尾翼の場合、水平尾翼及びその支持構造は、飛行経路に直角なあらゆる方向から作用する3-3-5-1に規定された突風速度に対し設計されなければならない。
- 3-5-10-4 3-1-3-5に規定するバフエット状態により発生し、尾部に作用する非対称荷重を考慮しなければならない。
- 3-5-11 補助空力面
- 3-5-11-1 外側垂直尾翼、ウイング・レット及びそれらを支持する補助的な空力面等による空力的影響が重大な場合には、ピッチ、ロール及びヨー運動を含む全ての荷重状態、並びに飛行経路に対して直角な全ての方向に作用する3-3-5で規定される突風状態について考慮しなければならない。
- 3-5-11-2 外側垂直尾翼が水平尾翼の上方及び下方にある場合の非対称荷重を考えるにあたっては、3-5-1の規定により決定される最大垂直尾翼荷重（単位面積当たりの荷重）を次のように適用しなければならない。
- a 水平尾翼の上方（又は下方）にある垂直尾翼の面に対しては100%の荷重。
 - b 水平尾翼の下方（又は上方）にある面に対しては80%の荷重。
- 3-5-12 フラップ
- フラップ及びその操作装置並びに支持構造は3-3-7に規定する最もきびしい荷重に対して考慮しなければならない。この場合、1つのフラップ位置、速度から他のフラップ位置、速度に移る場合に生ずる荷重に対して考慮しなければならない。
- 3-5-13 特殊機構 空力面となるスロット、スラット、スポイラ等の特殊な機構に対する荷重は、試験データに基づいて決めなければならない。

3-6 地上荷重

3-6-1 一般

3-6-1-1 荷重と釣合、制限荷重は

- a 飛行機の構造に働く外力と考え
- b 合理的又は安全側の方法で線慣性力および回転慣性力とつり合わなければならない。

3-6-1-2 重心位置 運用限度内の最もきびしい重心位置は、着陸装置の各構造部分について、設計最大荷重がえられるように選定しなければならない。前後方向 垂直方向および横方向の飛行機の重心位置を考慮しなければならない。次の a および b が満たされれば対称荷重状態時の臨界設計荷重の 103% よりも大きくない主脚荷重を生ずるような飛行機の中心線からの重心位置の横方向の変位を、主脚部材または飛行機の構造の荷重への横方向重心位置の変位の影響を考慮することなく、選定してもよい。

- a 横方向の重心位置の変位は胴体内での不規則な旅客又は荷物の配置または不規則な非対称燃料荷重又は燃料消費荷重により生ずること。
- b 自由に配置できる荷重については適当な積載要領が重心位置の横方向の変位を限界内に保つことを確実にするように 7-4-2-3 a に含まれている
〔空検 356・48.9.5〕

3-6-1-3 着陸装置の諸元 附録Aの第1図に基本諸元を規定する。

〔空検 356・48.9.5〕

3-6-2 着陸状態

3-6-2-1 3-6-4 から 3-6-7 までに規定する着陸状態においては、飛行機は次の状態で接地するものとする。

- a 3-6-4 及び 3-6-5 に規定する着陸姿勢
- b 設計着陸重量（最大降下率での着陸における最大重量）で 3.05m/s (10ft/s) の制限降下率
- c 設計離陸重量（最大降下率よりも低い降下率での着陸における最大重量）で 1.83m/s (6ft/s) の制限降下率
- d 飛行機の設計特性上、規定の降下率を得ることができないことが証明される場合には、上記の降下率の値を修正してもよい。

3-6-2-2 揚力に重大な影響を与える系統又は操作手順がない限り、飛行機の重量を超えない範囲で飛行機の揚力を仮定する。

3-6-2-3 機体及び着陸装置の荷重解析の方法は、少なくとも下記の要素を含むものとする。

- a 着陸装置の動的特性
- b スピンアップおよびスプリングバック
- c 剛体反応
- d 機体構造の構造動的反応（大きい場合）

3-6-2-4 着陸装置の動的特性は、4-4-2-1 の規定により試験で確認されなければならない。

3-6-2-5 タイヤと地面の摩擦係数は、タイヤ圧と滑り速度の効果を考慮

して設定してもよい。ただし、摩擦係数は 0.8 を超える必要はない。

3-6-3 車輪の配置

3-6-4 から 3-6-7 までの規定は主輪と前輪が普通に配置された飛行機が通常の操作技術によって着陸するとした場合に対して規定したものである。

3-6-4 水平着陸状態

3-6-4-1 飛行機は水平姿勢で、以下の状態を伴う 3-6-2 に規定する状態のもとで、 V_{L1} から $1.25V_{L2}$ までの範囲の地面に平行な前向き速度成分で接地するものとする。

- a V_{L1} は所定の着陸重量及び標準海面上における V_{SO} (TAS) に等しい。
- b V_{L2} は所定の着陸重量及び高度において、その高度の標準大気温度に 22.8°C (41°F) を加えた高温大気状態における V_{SO} (TAS) に等しい。
- c 18.5km/h (10kt) を超える追風着陸について、証明を得ようとする場合は、そのための接地速度の増加による影響について検証しなければならない。

3-6-4-2 尾輪式飛行機の水平着陸においては、飛行機は第Ⅲ部附録 A 第 2 図の姿勢での 3-6-4 に規定する状態について、検証しなければならない。

3-6-4-3 前輪式飛行機の水平着陸においては (第Ⅲ部附録 A 第 2 図参照)、次の姿勢を考慮して 3-6-4 に規定する状態について検証しなければならない。

- a 主輪が接地し前輪がわずかに地面から離れている姿勢
- b 規定の降下率及び前進速度で無理なく達成できる場合には、主輪と前輪が同時に接地する姿勢

3-6-4-4 3-6-4-1 の規定による荷重状態に加え、下記の規定を適用すること。ただし、3-6-4-1 から計算される最大垂直地面反力を用いること。

- a 着陸装置及び直接影響を受ける支持構造については、最大垂直地面反力の 25%以上の大きさで後向きに働く抵抗成分と組み合わせた最大垂直地面反力に対して設計しなければならない。
- b 横方向ドリフト着陸時に発生する可能性のある最も厳しい荷重の組み合わせについて、考慮しなければならない。この状態における合理的な解析ができない場合には、下記により検証しなければならない。
 - (a) 3-6-2 に規定する最大地面反力の 75%に等しい垂直荷重を、当該垂直荷重のそれぞれ 40%及び 25%に相当する抵抗及び横荷重を組合わせて考慮しなければならない。
 - (b) 緩衝装置とタイヤの変位は 3-6-2-1 b に規定する最大地面反力による変位の 75%に一致すると仮定しなければならない。この荷重形態においては、空気抜けタイヤとの組み合わせについては考慮しなくてもよい。
- c 垂直反力及び抵抗分力の合力は車輪軸の中心線に働くものとする。

3-6-5 尾部下げ着陸状態

3-6-5-1 飛行機は尾部下げ姿勢で、以下の状態を伴う 3-6-2 に規定

- する状態のもとで、地面に平行な前方からの速度成分が V_{L1} から V_{L2} までの範囲で接地するものとする。
- a V_{L1} は所定の着陸重量及び標準海面上における V_{S0} (TAS) に等しい。
 - b V_{L2} は所定の着陸重量及び高度において、その高度の標準大気温度に 22.8°C (41°F) を加えた高温大気状態における V_{S0} (TAS) に等しい。
 - c 垂直反力及び抵抗分力の合力は主車輪軸の中心線に働くものとする。
- 3-6-5-2 尾輪式飛行機の尾部下げ着陸の場合には、主輪及び尾輪が同時に接地するものとする（附録A第3図参照）。尾輪に働く地面反力については次の条件を仮定するものとする。
- a 垂直方向
 - b 車軸をとおり、地面に対して 45° 上後方の方向
- 3-6-5-3 前輪式飛行機の尾部下げ着陸の場合、飛行機は失速角もしくは、主輪以外の飛行機の部分が地面に接することなしにえられる最大角のいずれか小さい方の角度をなすような姿勢にあるものとする（附録A第3図参照）。
- 3-6-6 片車輪着陸状態 片車輪着陸状態においては、飛行機は水平姿勢で1つの主輪が接地するものとする。（附録A第4図参照）この姿勢において、次の規定を適用する。
- 3-6-6-1 接地する車輪に働く地面反力は、3-6-4-4 a の規定により得られる反力と同じでなければならない。
 - 3-6-6-2 不平衡な外力は、合理的又は安全側の方法で飛行機の慣性力とつり合わせるものとする。
- 3-6-7 横滑り着陸状態
- 3-6-4-4 b に加え、次の条件を考慮しなければならない。
 - 3-6-7-1 飛行機は水平姿勢で主輪のみが接地するものとする（附録A第5図）。
 - 3-6-7-2 横滑り方向の主輪に対しては、垂直反力と垂直反力の 0.8 倍の大きさで内向きに働く横力と組み合わせ、他方の主輪に対しては、垂直反力と垂直反力の 0.6 倍の大きさで外向きに働く横力とを組み合わせなければならない。この場合において、垂直反力は、水平着陸状態においてえられる最大垂直反力の半分とし、荷重は接地点に働き、飛行機の慣性力とつり合うものとし、抵抗荷重は、零としてよい。
- 3-6-8 跳ね返り着陸状態
- 3-6-8-1 着陸装置および支持構造は、飛行機が地面から跳ねかえり中に生ずる荷重について考慮しなければならない。
 - 3-6-8-2 着陸装置は伸び切った状態で、バネ下部分の重量の 20 倍に等しい荷重を、バネ支持部に下向きにかけるものとする。なお、当該荷重は、バネ下部分が伸びきる動作方向に働くものとする。
- 3-6-9 地上操作の状態
- 着陸装置及び機体の構造は、別に規定しない限り、設計ランプ重量（地上操作の条件における最大重量）において、次の3-6-10から3-6-17までの規定に従って設計しなければならない。この場合において、主翼の揚力は零とし、緩衝装置及びタイヤは、その静的たわみの位置までたわんでもよい。

3-6-10 地上滑走、離陸・着陸滑走

所定の地上滑走速度及び承認された重量の範囲内において、機体構造及び着陸装置が受ける荷重は、粗い滑走路において通常の操作を行ったときに受けると想定される荷重以下にはならないと仮定する。

3-6-11 ブレーキ使用状態

3-6-11-1 尾輪式飛行機の場合 飛行機は水平姿勢で、全荷重が主輪にかかるものとする。制限垂直荷重倍数は、設計着陸重量に対して 1.2、設計ランプ重量に対して 1.0 とする。この場合において、垂直反力に摩擦係数 0.8 を乗じた値に等しい抵抗力が、垂直反力と組合わされて接地点に働くものとする（附録A第6図参照）。

3-6-11-2 前輪式飛行機の場合、制限垂直荷重倍数は、設計着陸重量に対して 1.2、設計ランプ重量に対して 1.0 とする。この場合において、垂直反力に摩擦係数 0.8 を乗じた値に等しい抵抗分力が、垂直反力と組合わされてブレーキを有する車輪の接地点に働くものとし、かつ、次の a 及び b に規定する飛行機の 2 つの姿勢について考慮しなければならない（附録A第6図参照）。

a 飛行機は水平姿勢で全車輪が接地し、荷重は、主輪と前輪とに分配されるものとする。この場合において、縦揺れ加速度は零とする。

b 飛行機は水平姿勢で、主輪のみが接地しているものとする。この場合において、縦揺れモーメントは慣性力でつり合わせるものとする。

3-6-11-3 予想される荷重状態において、有効な抵抗分力が垂直反力の 0.8 倍に達しないことが証明される場合には、3-6-11 に規定した値以下の抵抗反力を用いてもよい。

3-6-11-4 前輪式飛行機は、最大ブレーキ力を急激に与えたことによる飛行機の動的ピッチング動作から発生する荷重に耐えるように設計しなければならない。飛行機は、設計離陸重量で前輪及び主輪が接地し、定常的な垂直荷重倍数が 1.0 であると考え。定常的な前輪反力は、3-6-11-2 及び 3-6-11-3 に規定する最大ブレーキ力を急激に与えたことにより増加する前輪の最大垂直反力と組合わせなければならない。

3-6-11-5 3-6-11-4 に規定する前輪垂直反力は、合理的な解析ができない場合は、次の式により求めなければならない。

$$V_N = \frac{W_T}{A+B} \left[B + \frac{f\mu AE}{A+B+\mu E} \right]$$

ここで、

V_N = 前輪垂直反力

W_T = 設計離陸重量

A = 飛行機の重心位置と前車輪間の水平距離

B = 飛行機の重心位置と主車輪の中心を結んだ線間の水平距離

E = 1.0g の静止状態での飛行機の重心位置と地面の間の垂直距離

μ = 摩擦係数 0.80

f = 動的反力係数；より小さい値が証明された場合を除き 2.0 を使用する。その他の情報がない場合には、動的反力係数 f は次の式によって求める。

$$f=1+\exp\left(\frac{-\pi\zeta}{\sqrt{1-\zeta^2}}\right)$$

ここで、

ζ は、主輪の有効接地点における剛体のピッチング・モードの有効臨界減衰率

3-6-12 地上旋回

飛行機は垂直に 1.0 横方向に 0.5 の制限荷重倍数が重心に加わるように、前輪を操縦するか、又はその他の方法で非対称外力を加えることによって、静的姿勢のまま定常旋回を行なうものとする（附録A第7図参照）。この場合において、各車輪の横方向地面反力は、垂直反力の 0.5 倍とする。

3-6-13 尾輪偏揺れ

3-6-13-1 尾輪の静荷重に等しい垂直地面反力が、これに等しい大きさの横方向の分力に組合わされて働くものとする。

3-6-13-2 尾輪首振り式の飛行機にあっては、尾輪は機体の前後軸に対して 90°回転し、車軸を通して働く上記の合成荷重を受けるものとする。

3-6-13-3 尾輪固定装置、尾輪操縦装置又はシミーダンパーを備えている場合は、尾輪は地上誘導時の位置にあり、横方向荷重を接地点に受けるものとする。

3-6-14 前輪偏揺れ及びステアリング

3-6-14-1 重心に 1.0 の垂直荷重倍数、前車輪接地点にその点に働く垂直反力の 0.8 倍の横方向分力が働くものとする。

3-6-14-2 飛行機は、片方の主輪にブレーキをかけたときに生ずる荷重を受けた状態で、静的につり合っているものとした場合、前輪、前輪支持構造および重心位置前方の胴体構造は次の荷重に対して設計しなければならない。

a 重心における垂直荷重倍数は 1.0 とする。

b 重心に働く前向き荷重は、片方の主輪が受ける荷重の 0.8 倍とする。

c 前輪の接地点に働く横方向及び垂直方向の荷重は、静的釣合状態になるのに必要な値とする。

d 重心における横方向荷重倍数は零とする。

3-6-14-3 3-6-14-2 の状態で前輪に働く垂直荷重 0.8 の倍以上の横方向の荷重が前輪に生ずる場合には、前輪の設計横方向荷重を垂直荷重の 0.8 倍に制限するものとする。この場合において、不平衡な偏揺れモーメントは飛行機の慣性力につり合わせるものとする。

3-6-14-4 前輪、前輪支持構造及び前方胴体構造に適用する場合を除き、適用する荷重状態は 3-6-14-2 の場合と同じでなければならないが、この場合次の条件を考慮するものとする。

a 予想される荷重状態において抵抗分力が垂直反力の 0.8 倍に達しないことが証明される場合には、それより小さい抵抗分力を用いてもよい。

b 重心に働く前向きの荷重は 3-6-11-2 の規定によりえられる抵抗分力より大きい必要はない。

3-6-14-5 前輪、前輪支持構造及び前方胴体構造の設計は、機体重量が設計ランプ重量とし、前輪がステアリング可動範囲にある場合の最大の通常操

縦トルクと前輪への最大静反力の 1.33 倍の垂直力との組み合わせを考慮しなければならない。

3-6-15 点旋回

3-6-15-1 飛行機は片方の主輪にブレーキをかけ、これを中心にして点旋回を行うものとする。

この場合、制限垂直荷重倍数は 1.0、摩擦係数は 0.8 とする。

3-6-15-2 荷重は接地点に働らき、飛行機は静的釣合状態にあるものとする（附録 A 第 8 図参照）。

3-6-16 逆向きブレーキ

3-6-16-1 飛行機は 3 点姿勢で地上にあり地面に平行な前向き水平分力が、ブレーキを有する各車輪の接地点に働くものとする。この場合において、制限荷重は、各車輪に働く垂直荷重の 0.55 倍の荷重か、または公称最大静的ブレーキトルクの 1.2 倍のトルクにより生ずる荷重のうち、いずれか小さい方の荷重とする。

3-6-16-2 前輪式飛行機にあつては、縦揺れモーメントは回転慣性力とつり合うものとする。

3-6-16-3 尾輪式飛行機にあつては、地面反力の合力は飛行機の重心を通るものとする。

3-6-17 牽引荷重

3-6-17-1 牽引荷重は 3-6-17-4 に規定するが、それぞれの条件について別々に考慮しなければならない。牽引荷重は、地面に平行に牽引金具にかけ、次の条件を考慮しなければならない。

a 垂直荷重倍数は 1.0 とし、重心に働くものとする。

b 緩衝装置及びタイヤは静的たわみの位置までたわんでいるものとする。

c 設計ランプ重要を W_T とした場合、牽引荷重 F_{TOW} は次の値としなければならない。

(a) W_T が 13,600kg (30,000lb) 以下の場合には $0.3 W_T$

(b) W_T が 13,600kg (30,000lb) から 45,300kg (100,000lb) までの場合には

$$\frac{6W_T + 204,100}{70} \quad \left(\frac{6W_T + 450,000}{70} \right)$$

(c) W_T が 45,300kg (100,000lb) 以上の場合には $0.15 W_T$

3-6-17-2 牽引点が着陸装置上になくて飛行機の対称面の近くにある場合には、前輪又は尾輪に対して規定する牽引荷重の抵抗分力及び横方向分力を前輪又は尾輪にかけ、牽引点が主輪の外側にある場合には、主輪に対して規定する牽引荷重の抵抗分力及び横方向分力を主輪にかけなければならない。また規定の転回角がえられない場合には、実際にえられる最大の転回角を用いなければならない。

3-6-17-3 3-6-17-4 に規定する牽引荷重は次の方法によりつり合わせたものとする。

a 主脚にける牽引荷重の横方向分力は、荷重のかかる車輪の接地点における横力とつり合わせる。

b 主脚にかける牽引荷重の抵抗分力及び前脚又は尾脚にかける牽引荷重は、次の各々の荷重でつり合わせる。

(a) 荷重のかかる車輪の車軸に働く反力、この反力の最大値は垂直反力に等しく、またつり合いが必要とされる場合は飛行機の慣性力をかける。

(b) 飛行機の慣性力とつり合う荷重

3-6-17-4 牽引荷重について次の通り規定する。

牽引点	車輪の状態	荷 重		
		荷重の大きさ	番号	負 荷 の 方 向
主 脚	—	1 主輪当たり $0.75F_{TOW}$	1	抗力に平行に前向き
			2	抗力に対し 30° で前向き
			3	抗力に平行に後ろ向き
			4	抗力に対し 30° で後ろ向き
前 脚 又 は 尾	前向位置	$1.0 F_{TOW}$	5	前向き
			6	後ろ向き
	後ろ向位置	$0.5 F_{TOW}$	7	前向き
			8	後ろ向き
	前向位置から 45° 転回した位置		9	車輪面内で前向き
			10	車輪面内で後ろ向き
	後ろ向位置から 45° 転回した位置		11	車輪面内で前向き
			12	車輪面内で後ろ向き

3-6-18 多車輪式着陸装置にかかる非対称荷重

3-6-18-1 一般 多車輪式着陸装置は3-6-18-2から3-6-18-6までに規定する制限地上荷重を受けるものとする。この場合次の条件を考慮するものとする。

a タンデム式支柱配置の着陸装置は多車輪式着陸装置とする。

b 3-6-18-2から3-6-18-6までの規定によって着陸装置にかかる総荷重を決める場合には、車輪にかかる非対称荷重分布による負荷中心の横方向の偏りは考慮しなくてもよい。

3-6-18-2 制限荷重の車輪への分布（すべてのタイヤ圧力が正規である場合） 制限荷重の車輪への分布は次の a から f までに掲げる因子による影響を考慮して、すべての着陸状態・地上滑走状態及び地上誘導状態について定めなければならない。

a 車輪の数およびその相互配列 トラック型着陸装置の場合には、前車輪及び後車輪の各組に対する設計最大荷重を決めるにあたって、着陸衝撃の間の着陸装置のシーソー運動の影響を考慮しなければならない。

b 製造誤差の累積、異常膨張及び摩耗によって生ずるタイヤの直径の差 タイヤの直径の最大差は、製造誤差、異常膨張および摩耗を考慮したときにえられる直径変動量の最も悪い組み合わせによる直径の差の $2/3$ に等しいと考え

- てよい。
- c タイヤ圧の不平等 タイヤ圧力の変動量の最大値は、公称タイヤ圧力の5%とする。
 - d 頂部が水平面に対して勾配零及び上向きに凸で水平面に対して1.5%の勾配を有する滑走路クラウン、前輪については、滑走路クラウンのいずれかの傾斜面上にある場合について考慮するものとする。
 - e 飛行機の姿勢
 - f 構造変形
- 3-6-18-3 空気が抜けたタイヤ 着陸装置の配列を考えて、次の3-6-18-4から3-6-18-6までに規定する荷重条件について、空気が抜けたタイヤが強度におよぼす影響を考慮しなければならない。
- a すべての多車輪式着陸装置については、どれか1個のタイヤの空気が抜けた場合を考慮し、1脚当たりに4個以上の車輪を有する着陸装置についてはどれか1個のタイヤの空気が抜けた場合およびどれか2個のタイヤの空気の抜けた場合を考慮しなければならない。
 - b 空気が抜けていないタイヤを有する車輪には、地面反力をかけなければならない。ただし2本以上の緩衝支柱を有する多車輪式着陸装置にあっては、空気の抜けたタイヤのために生じた緩衝支柱の伸びの差を考慮して、地面反力を正規圧のタイヤと空気が抜けたタイヤとに合理的に分布させなければならない。
- 3-6-18-4 着陸条件 空気が抜けたタイヤが1個の場合および空気が抜けたタイヤが2個の場合には、各着陸装置にかける荷重は、規定の各着陸条件について各着陸装置にかかる制限荷重のそれぞれ60%及び50%の荷重とする。ただし3-6-7に規定する横滑り着陸状態については、垂直荷重の100%の荷重をかけなければならない。
- 3-6-18-5 地上滑走及び地上誘導条件 空気が抜けたタイヤが1個の場合及び空気が抜けたタイヤが2個の場合には、次の条件を考慮しなければならない。
- a 重心にかける横方向荷重倍数および抵抗荷重倍数は、規定の地上滑走及び地上誘導条件を考慮してえられる最もきびしい状態に対応する制限横方向荷重倍数及び制限抵抗荷重倍数のそれぞれ50%及び40%までの最もつらい値としなければならない。
 - b 3-6-11-1および3-6-11-2のbに規定する制動条件については、正規のタイヤ圧力の各タイヤにかける抵抗荷重は、空気が抜けたタイヤが1個もないときの対称荷重分布の場合に、各タイヤにかかる荷重以上の荷重としなければならない。
 - c また、空気が抜けたタイヤが1個の場合および空気が抜けたタイヤが2個の場合には、重心における垂直荷重倍数は、空気が抜けたタイヤが1個もないときの荷重倍数のそれぞれ60%及び50%の値としなければならない。ただし、この値は1g以上でなければならない。
 - d 点旋回は考慮する必要はない。
- 3-6-18-6 牽引条件 空気が抜けたタイヤが1個の場合および空気が抜けたタイヤが2個の場合には、牽引荷重 F_{TOW} は、規定の荷重のそれぞれ60%

および 50%の値としなければならない。

3-6-19 ジャッキング及びタイダウンの装備

3-6-19-1 一般 飛行機は、機体重量と重心位置の最も不利な組合せで、3-6-19-2 及び適用できる場合は3-6-19-3に規定する静的地面荷重状態により生じる最大荷重状態に対して耐えるように設計しなければならない。それぞれのジャッキ・パッドには、最大許容荷重が設定されなければならない。

3-6-19-2 ジャッキング 飛行機はジャッキングのための装備を有するものでなければならず、飛行機がジャッキで支えられているとき、次の制限荷重に耐えるものでなければならない。

a 飛行機の構造は、最大ランブ重量における着陸装置によるジャッキングについては、それぞれのジャッキング・ポイントについて、作用する静的垂直反力の 1.33 倍の垂直荷重の単独及び静的垂直反力の 0.33 倍のすべての方向の水平荷重の組み合わせに耐えるように設計しなければならない。

b 承認された最大ジャッキング重量での、他の飛行機構造によるジャッキングについては、

(a) 飛行機の構造は、それぞれのジャッキング・ポイントに作用する静的垂直反力の 1.33 倍の垂直荷重の単独及び静的垂直反力の 0.33 倍のすべての方向への水平荷重の組み合わせに耐えるように設計しなければならない。

(b) ジャッキ・パッド及び周辺部分の構造は、それぞれのジャッキング・ポイントに、静的垂直反力の 2.0 倍の垂直荷重の単独及び静的垂直反力の 0.33 倍のすべての方向への水平荷重の組み合わせに耐えるように設計しなければならない。

3-6-19-3 タイダウン タイダウン・ポイントが装備されている場合は、主タイダウンポイント及び周辺部分の構造は、全ての方向から 121Km/h [65kt] の水平の風を受けたときの制限荷重に耐えるように設計しなければならない。

3-7 水上荷重

3-7-1 一般

3-7-1-1 水上機の構造は、予想される最も苛酷な海面状態において、常用運用状態における前進速度、降下率および姿勢での離水及び着水の際に生ずる水上荷重について設計しなければならない。

3-7-1-2 合理的な解析法がない限り、水上荷重は3-7-2から3-7-9までの規定によらなければならない。

3-7-1-3 この章の規定は、水陸両用機に対しても適用するものとする。

3-7-2 設計重量及び重心位置

3-7-2-1 設計重量 飛行機及びフロート式水上機は、設計着陸重量までのすべての重量において、水上荷重要件に適合しなければならない。ただし3-7-6に規定する離陸状態に対しては、設計水上離陸重量（水上誘導及び離陸滑走における最大重量）を用いなければならない。

3-7-2-2 重心位置 証明をえようとする限界内での最も不利な重心位置は、機体構造の各部分の受ける荷重が、それぞれ設計最大荷重になるように決定するものとする。

3-7-3 荷重

3-7-3-1 別に規定しない限り、水上機は3-7-4に規定する荷重倍数に対応する荷重倍数を受けるものとする。

3-7-3-2 3-7-4に規定する荷重倍数によって生ずる荷重をかける場合には、水上荷重の負荷点に局部的に過大な剪断力及び曲げモーメントがかかることのないように、荷重を艇体底部に分布させてもよい。この場合において、分布荷重は3-7-7-2に規定する値以上の圧力を用いるものとする。

3-7-3-3 双フロート式水上機にあっては、各フロートは当該水上機の1/2の重量を有する水上機の艇体として考慮するものとする。

3-7-3-4 3-7-6に規定する離陸状態を除き、衝撃時には、当該水上機重量の2/3の揚力が作用しているものとする。

3-7-4 艇体及び主フロートの荷重倍数

3-7-4-1 水面反力による荷重倍数の n_w の算定は、次によるものとする。

a 中部衝撃を生ずる着水の場合

$$n_w = \frac{0.224C_1V_{s0}^2}{(\tan^{2/3}\beta)W^{1/3}}$$
$$\left[n_w = \frac{C_1V_{s0}^2}{(\tan^{2/3}\beta)W^{1/3}} \right]$$

b 前部及び後部衝撃を生ずる着水の場合

$$n_w = \frac{0.224C_1V_{s0}^2}{(\tan^{2/3}\beta)W^{1/3}} \times \frac{K_1}{(1+r_x^2)^{2/3}}$$
$$\left[n_w = \frac{C_1V_{s0}^2}{(\tan^{2/3}\beta)W^{1/3}} \times \frac{K_1}{(1+r_x^2)^{2/3}} \right]$$

3-7-4-2 上記の式については次の数値を用いるものとする。

- a n_w : 水面反力による荷重倍数 (水面反力を水上機重量で割った値)
- b C_1 : 0.012 (経験上の水上機運用係数)。ただし、この係数はステップ荷重倍数の最小値 2.33 をうるのに必要な値以上でなければならない。
- c V_{s0} : フラップが適正位置で、プロペラ後流の影響を与えない場合の失速速度 km/h (kt)
- d β : 荷重倍数を算出する点における底こう配の角度 (附録 B 第 1 図)
- e W : 設計着陸重量を kg (lb) で表したときの数値
- f K_1 : 経験上の艇体荷重率 (附録 B 第 2 図参照)
- g r_x : 水上機の重心位置から荷重倍数を算出する点までの艇体基本軸に平行に測った距離の当該水上機の縦揺れ慣性半径に対する比
ここに艇体基本軸とは、対称面内の直線で、主ステップにおけるキールの切線をいう。

3-7-4-3 双フロート式水上機にあっては、フロート取付部の可とう性の影響を考慮し、前部及び後部における K_1 の値を附録 B 第 2 図の値の 80% まで軽減することができる。この軽減は横通部材及び機体構造の設計に対してのみ適用される。

3-7-5 艇体および主フロートに対する着水条件

3-7-5-1 対称着水条件 制限水面反力荷重倍数は 3-7-4 の規定によるものとする。

この場合、次の条件を考慮しなければならない。

- a 中部衝撃対称着水条件 水上荷重の合力は、キールに働きその作用線は重心を通りキール線に垂直とする。
- b 前部衝撃対称着水条件 水上荷重の合力は、キール前部からステップまでの距離の $1/5$ の点に働き、その作用線はキール線に垂直とする。
- c 後部衝撃対称着水条件 水上荷重の合力は、キール上ステップから後端までの距離の 85% の点に働き、その作用線はキール線に垂直とする。

3-7-5-2 飛行機及び単フロート式水上機の非対称着水条件 前部、中部及び後部衝撃の非対称着水条件について設計するものとし、次の条件を考慮しなければならない。

- a 荷重は対応する対称着水条件における荷重合力に 0.75 を乗じた上方荷重および $0.25 \tan \beta$ を乗じた側方荷重からなるものとする。
- b 上方荷重の作用点及び作用線は、対称着水条件の場合と同じとし、また側方荷重の作用点の前後方向の位置は上方荷重の場合と同じとし、その作用線は、キール線とチェーン線との中程の点において、対称面に垂直に内向きに働くものとする。

3-7-5-3 双フロート式水上機の非対称着水条件 非対称荷重は 3-7-4 の規定によりえられる中部衝撃荷重に 0.75 を乗じた上方荷重が各フロートのステップに、 $0.25 \tan \beta$ を乗じた側方荷重がフロート 1 個当りに加わるものとする。この場合において、側方荷重の作用点の前後方向の位置は、上方荷重の場合と同じとし、その作用線は、キール線とチェーン線との中程の点において、対称面に垂直に内向きに働くものとする。

3-7-6 艇体及び主フロートに対する離水条件 主翼及びその艇体又はフロー

トへの取付部の設計については、次の規定を適用するものとする。

3-7-6-1 主翼の揚力は零とする。

3-7-6-2 次の式によりえられる荷重倍数に対応する下向きの慣性力が働くものとする。

$$n = \frac{0.224 C_{T0} V_{S1}^2}{(\tan^{2/3} \beta) W^{1/3}}$$
$$\left[n = \frac{C_{T0} V_{S1}^2}{(\tan^{2/3} \beta) W^{1/3}} \right]$$

n : 慣性荷重倍数

C_{T0} : 0.004 (経験上の水上機運用係数)

V_{S1} : フラップ離陸位置、設計離陸重量での失速速度 km/h
(kt)

β : 主ステップ位置における底こう配の角度を表わしたとき
の数値

W : 設計水上離陸重量 kg (lb)

3-7-7 艇体及び主フロートの底部圧力

3-7-7-1 一般 フレーム、隔壁、ストリンガーおよび底部外板を含む艇体及び主フロートの構造部の設計に対して次の規定を適用する。

3-7-7-2 局部底部圧力 底部外板、ストリンガーおよびその支持構造への取付部の設計にあたっては、次の圧力分布を考慮しなければならない。

a フレアのない底部の場合には、チェーンにおける圧力は、キールにおける圧力の 0.75 倍とし、キールとチェーンとの間で圧力は直線的に変化するものとする (附録B 第3図参照)。キールにおける圧力は次によるものとする。

$$P_K = 0.0206 C_2 \frac{K_2 V_{S1}^2}{\tan \beta_K}$$
$$\left[P_K = C_2 \frac{K_2 V_{S1}^2}{\tan \beta_K} \right]$$

P_K : キールにおける圧力 kg/cm² (lb/in²)

C₂ : 0.00213

K₂ : 艇体荷重率 (附録B 第2図)

V_{S1} : 設計水上離陸重量、フラップ離陸位置での失速速度 km/h
(kt)

β_K : キールにおける底こう配の角度 (附録B 第1図)

b フレアのある底部の場合 フレア始点における圧力は、フレアのない底部に対する圧力と同じとし、チェーンとフレア始点の間で圧力は直線的に変化するものとする (附録B 第3図参照)。

圧力分布は a に規定したフレアのない底部に対するものと同じとする。
ただしチェーンにおける圧力は次によるものとする。この圧力を受ける領域は、局部的な高い衝撃時に艇体又はフロートに生ずる圧力に模して決定しな

ければならない。ただし、フレームまたは構造全体に危険な応力を生ずるような域まで拡げる必要はない。

$$P_{ch}=0.0206C_3 \frac{K_2 V_{s1}^2}{\tan \beta}$$

$$\left[P_{ch}=C_3 \frac{K_2 V_{s1}^2}{\tan \beta} \right]$$

P_{ch} : チェインにおける圧力 kg/cm^2 (lb/in²)

C_3 : 0.0016

K_2 : 艇体荷重率 (附録B第2図)

V_{s1} : 設計水上離陸重量、フラップ離陸位置での失速速度 km/h (kt)

β : 適切な位置における底こう配の角度

3-7-7-3 圧力分布

フレーム、キール及びチェインに構造の設計にあたっては、次の圧力分布を考慮しなければならない。

a 対称圧力は次によるものとする。

$$P=0.0206C_4 \frac{K_2 V_{s0}^2}{\tan \beta}$$

$$P=C_4 \frac{K_2 V_{s0}^2}{\tan \beta}$$

P : 圧力 kg/cm^2 (lb/in²)

C_4 : 0.078 C_1 (C_1 については3-7-4参照)

K_2 : 艇体荷重率 (附録B第2図)

V_{s0} : フラップは適正位置にあり、プロペラ後流の影響を考慮しない場合の失速速度 km/h (kt) [空検 356・48.9.5]

β : 適当な位置における底こう配の角度

b 非対称圧力は、艇体又は主フロート中心線の一方の側に上記aに規定する圧力がかかり、他の側にaに規定する圧力の1/2の圧力がかかるように分布するものとしなければならない (附録B第3図)。

この圧力は、一様にかつ艇体又は主フロート底部全体に同時に加わるものとする。この場合においてえられた荷重は艇体本体の側壁構造に伝わるものとしなければならないが、剪断荷重及び曲げ荷重として前方及び後方に伝わることは考慮しなくともよい。

3-7-8 補助フロートに加わる荷重

3-7-8-1 補助フロート その取付部及び支持構造は、次の条件について設計しなければならない。3-7-8-2から3-7-8-5までの規定においては、局部的に過大な荷重がかかることを避けるために、規定の水上荷重をフロート底部に分布させてもよい。この場合、分布荷重は3-7-8-7に規定する値以上の底部圧力を用いるものとする。

3-7-8-2 中部衝撃荷重 水上荷重の合力は、フロート前端からステップまでの距離の3/4の点に働き、その作用線はキールに垂直とする。制限合成荷重は、次によるものとする。ただし、フロートが完全に水に没した際の排水量

の 3 倍を超える必要はない。

$$L = \frac{0.224C_5 V_{s0}^2 W^{2/3}}{\tan^{2/3} \beta_s (1+r_y^2)^{2/3}}$$

$$\left[L = \frac{C_5 V_{s0}^2 W^{2/3}}{\tan^{2/3} \beta_s (1+r_y^2)^{2/3}} \right]$$

L : 制限荷重 kg (lb)

C₅ : 0.0053

V_{s0} : フラップは適正位置にあり、プロペラ後流の影響を考慮しない場合の失速速度 km/h (kt) [空検 356・48.9.5]

W : 設計着陸重量を kg (lb) で表わしたときの数値

β_s : フロート前端からステップまでの距離の 3/4 の位置における底こ
う配の角度。ただし 15 度以上とする。

r_y : 水上機の重心からフロート対称面までの横方向の距離の横揺れ慣
性半径に対する比

3-7-8-3 前部衝撃荷重 制限合成荷重は、フロートの対称面内でフロート
前端からステップまでの距離の 1/4 の点に働き、その作用線は、その点にお
けるキールの切線に垂直とする。合成荷重の大きさは 3-7-8-2 に規定す
る値とする。

3-7-8-4 非対称中部衝撃荷重 水上荷重の合力は 3-7-8-1 に規定
する値に 0.75 を乗じた上方荷重および 3-7-8-2 に規定する値に
0.25tanβ を乗じた側方荷重からなり、側方荷重は、キールとチェーンの中程の
点において、フロート対称面に働くものとする。

3-7-8-5 非対称前部衝撃荷重 水上荷重の合力は 3-7-8-2 に規定
した値に 0.75 を乗じた上方荷重及び 3-7-8-3 に規定する値に 0.25tanβ
を乗じた側方荷重からなり側方荷重は、キールとチェーンとの中程の点におい
て、フロート対称面に垂直に働くものとする。

3-7-8-6 水没状態 合成荷重はフロート前端からステップまでの距離の
1/3 の点におけるフロート断面の中心に働くものとし、制限荷重成分は次によ
るものとする。

上方荷重 = ρgV

後方荷重 = 0.0896C_x $\frac{\rho}{2} V^{2/3} (KV_{s0})^2$

$$\left[\text{後方荷重} = C_x \frac{\rho}{2} V^{2/3} (KV_{s0})^2 \right]$$

側方荷重 = 0.0896C_y $\frac{\rho}{2} V^{2/3} (KV_{s0})^2$

$$\left[\text{側方荷重} = C_y \frac{\rho}{2} V^{2/3} (KV_{s0})^2 \right]$$

ρ : 水の密度を Kgs²/m⁴ (Slugs/ft³) で表したときの数値

V : フロートの容積を m³ (ft³) で表したときの数値

C_x : 0.133 (抗力係数)

C_y : 0.106 (横荷重係数)

K : 0.80 ただし、常用運用状態において、フロートが $0.8V_{S0}$ の速度で没水することがないことが証明される場合は 0.8 以上の値でもよい。

V_{S0} : フラップは適正位置、プロペラ後流の影響を考慮しない場合の失速速度 km/h (kt)

g : 重力の加速度を m/s^2 (ft/s²) で表したときの数値

3-7-8-7 フロート底部圧力 フロート底部圧力は、3-7-7の規定により決定しなければならない。但し公式中 K_2 の値を 1.0 と与えてもよい。

フロート底部圧力の決定の際に用いる底こう配の角度は3-7-8-2に規定するところによるものとする。 [空検 356・

48.9.5]

3-7-9 水中翼に加わる荷重

水中翼の設計荷重は、信頼できる試験資料に基づいて決定しなければならない。

3-8 非常着陸状態

3-8-1 一般

3-8-1-1 飛行機は、非常着陸状態又は非常着水状態において、たとえ構造部分が損傷してもすべての搭乗者を保護するように、3-8-1の規定により設計しなければならない。

3-8-1-2 構造は、次のような状態で小規模な破壊着陸を行った場合、すべての乗客及び乗組員が重傷を免れるように設計されなければならない。

- a 座席、安全バンド、その他の設備は正しく使用されている。
- b 引込式車輪の場合は、車輪を上げた状態。
- c 乗客及び乗組員は、周囲の構造に対して下記の別々に働く終極慣性力を受けるものとする。
 - (a) 上方 3.0g
 - (b) 前方 9.0g
 - (c) 側方 機体構造に対しては 3.0g、座席及びその取付部に対しては 4.0g
 - (d) 下方 6.0g
 - (e) 後方 1.5g

3-8-1-3 客室内の機器、荷物及びその他の質量の大きな物について、下記の規定を適用する。

- a bに規定する場合を除き、これらの固縛が解けたときに、下記の状態にならないように搭載しなければならない。
 - (a) 搭乗者への直接的危害を及ぼす原因
 - (b) 燃料タンク又は配管への貫通若しくは周囲の機器の損傷による火災の発生又は爆発の危険の原因
 - (c) 緊急着陸後に使用する非常脱出装置の破壊
- b このような搭載が事実上不可能な場合（例えば胴体に取り付けられている発動機又は補助動力装置）に、それぞれの質量物は3-8-1-2 cに規定する荷重までの全ての荷重において、固縛されていなければならない。これに係る取り付け部については、もし当該質量物の頻繁な取り外しにより重大な摩耗及び裂けを受ける（例えばクイック・チェンジ・インテリア等）場合は、基準荷重の1.33倍の荷重に耐えられるよう設計されなければならない。

3-8-1-4 座席並びに重量物及びその支持構造は、3-8-1-2、cに規定する荷重迄のすべての荷重において、その後の搭乗者の緊急脱出を妨げる可能性のあるすべての形状に変形してはならない。

3-8-1 A 非常着陸の動的状態

3-8-1 A-1 座席及び固縛装置は、次に掲げる非常着陸状態においてすべての搭乗者を保護するように本3-8-1 Aの規定により設計されなければならない。

- a 設計上装備されている座席、安全バンド及び肩バンドは正しく使用されている。
- b 搭乗者は、本3-8-1 Aに規定する条件により発生する荷重を受けるものとする。

3-8-1 A-2 乗組員又は乗客が離陸及び着陸中に使用することを承認する各座席の型式毎の設計の証明は、次に掲げる各非常着陸状態に従って動的試験をすべて実施して証明するか又は類似型式の座席の動的試験に基づいた合理的な解析によって実証しなければならない。試験は重量が 77kg (170lb) であって、通常の直立させた座席の状態を着座している別に定める基準による人体を模擬した試験用ダミー又はこれと同等のものにより搭乗者を模擬して実施されなければならない。

a 飛行機の機軸が水平面に対して下方に 30° 傾いており、かつ、翼が水平である状態において、垂直方向の下方への速度の変化 (ΔV) は毎秒 10.67m/s (35ft/s) 以下であってはならない。床面における最大減速度は、衝撃後 0.08 秒を超えないうちに生じなければならず、かつ、少なくとも 14g に達しなければならない。

b 飛行機の機軸が水平であり、上部胴体の固縛装置が装備されている場合には、当該装置が最も搭乗者の肩から離れると予想される方向へ進行方向から左又は右に 10° 偏揺れしている状態であって、かつ、翼が水平である状態において、進行方向の前方への速度の変化 (ΔV) は毎秒 13.41m/s (44ft/s) 以下であってはならない。床面における最大減速度は、衝撃後 0.09 秒を超えないうちに生じなければならず、かつ、少なくとも 16g に達しなければならない。試験装置に座席及び固縛装置を取り付けるのに床のレール又は床の取付装置が使用されている場合には、当該レール又は取付装置は 1 個を 10° 回転させた状態にし、レール又は取付装置を垂直方向に 10° ずらした状態（すなわち、平行でなくする。）にして取り付けられなければならない。

3-8-1 A-3 3-8-1 A-2 に従って動的試験が実施される場合は、次に掲げる性能に関する規定に適合しなければならない。

a 乗組員に対して、胴体上部を固定する縛帯が使用される場合は、各縛帯に対する引張り荷重は 793.7kg (1,750lb) を超えてはならない。胴体上部を固定するために 2 重式の縛帯が使用される場合は、縛帯の引張り荷重の合計は 907.1kg (2,000lb) を超えないこと。

b 人体を模擬した試験用ダミーの骨盤と腰骨との間で測定される圧縮荷重の最大値は 680.3kg (1,500lb) を超えないこと。

c 胴体上部を固定する縛帯が使用される場合は、当該縛帯は試験用ダミーの肩から離れないこと。

d 腰の安全バンドは、衝撃の間、試験用ダミーの骨盤から離れないこと。

e 3-8-1 A-2 に規定する状態の下で、各搭乗者は、頭部に重大な負傷を負わないように保護されなければならない。頭部と座席又はその他の構造との接触が起こりえる場合は、頭部への衝撃が頭部損傷基準値で 1,000 を超えないように保護がなされなければならない。頭部損傷基準値は、次の式で定義される。

$$\text{頭部損傷基準値} = \left\{ (t_2 - t_1) \left[\frac{1}{(t_2 - t_1)} \int_{t_1}^{t_2} a(t) dt \right]^{2.5} \right\}_{\max}$$

ここで、 t_1 は積分開始時刻、

t_2 は積分終了時刻、

$a(t)$ は t を秒にとり、重力加速度 g を単位として表した頭部への衝撃に関する全加速度対時間の曲線とする。

f 座席及びその他の構造との接触により脚の負傷が起こりえる場合は、各大腿骨における軸方向の圧縮荷重が 1,020.5kg (2,250lb) を超えないように保護がなされなければならない。

g 座席はその構造が変形しても、機体への取付装置のすべての点において取り付いたままでなければならない。

h 座席は 3-8-1 A-2、a 及び b に規定する試験において、搭乗者の緊急脱出を妨げる程度まで変形してはならない。

3-8-2 構造上の非常着水設備

構造上の非常着水設備の強度要件については 4-7-1-5 に規定する。

3-9 疲 労

3-9-1 飛行構造部材の損傷と疲労

3-9-1-1 一般 強度、細部設計及び組立の評価は、飛行機の使用寿命の間、疲労、腐食、製造中の欠陥又は事故による損傷に伴う致命的な破壊を招くことがないことが証明されるものでなければならない。この評価は、3-9-1-3に規定する場合を除き、その損傷が飛行機の致命的な破壊を招く恐れがある、構造部材（例えば、主翼、尾翼、操縦面及び操縦系統、胴体、発動機架、着陸装置、これらに係る主要な取付構造等）について、3-9-1-2及び3-9-1-5の規定に従って行わなければならない。また、ターボジェット発動機を装備する飛行機にあっては、これらの部品に対し3-9-1-4の規定に従った評価が行われなければならない。更に、次の規定を適用する。

a 疲労強度については次のことを考慮しなければならない。

(a) 運用中受けると予想される典型的な荷重スペクトル、温度及び湿度

(b) 疲労破壊した場合に、飛行機の致命的な破壊につながる主構造要素及び細部設計点の判別

(c) 上記(b)で判別された主構造要素及び細部設計点の試験による裏付けのある解析

b 運用条件及び運用方法の差異を考慮して、当該飛行機と同じような設計の飛行機の運用試験による資料を本節の確認に利用してもよい。

c 3-9-1で要求される評価に基づき、必要に応じ致命的な破壊を防止するための検査又は他の手順を定めなければならない。これらは、7-2-1 1 Aで要求される「耐空性を継続するための指示書」の耐空性限界の章に記載しなければならない。また、3-9-1に従い設定され、総飛行サイクル数若しくは総飛行時間又はその両方で表わされる、構造整備プログラムを設定する際に根拠とした技術データの有効性限界(LOV)は、7-2-1 1 Aで要求される「耐空性を継続するための指示書」の耐空性限界の章に記載しなければならない。次に掲げるような構造に関する検査時期については、構造は製造中又は運用中の損傷に伴って発生しうる最大の大きさの初期欠陥を抱えていると仮定して行われた亀裂進展解析及び／又は試験に基づいて定めなければならない。

(a) 一重荷重経路構造

(b) 多重荷重経路(フェイル・セーフ)構造及び亀裂進展阻止(フェイル・セーフ)構造のうち、荷重経路の破損、部分的破損又は亀裂の進展が阻止されている状態が生じた場合でも、残りの構造が破損する前に、飛行機の通常の整備、検査又は運用中に発見され、修理されることが実証できないもの

3-9-1-2 損傷許容評価 損傷許容の評価には、疲労、腐食又は偶発的損傷が発生すると予想される位置と損傷モードの決定も含めなければならない。当該評価には、試験結果及び運用経験(利用できれば)に裏付けされた繰り返し荷重及び静荷重に対する解析も含まなければならない。広域疲労損傷が起こりうる設計については、当該損傷について特別に考慮したものでなければならない。LOVは、飛行機構造に広域疲労損傷が発生しないことが実証された期

限として、総飛行サイクル数若しくは総飛行時間又はその両方で設定しなければならない。この実証は、全機疲労試験結果によるものでなければならない。必要な疲労試験計画が承認されている場合は、全機疲労試験が完了する前であっても証明を行うことができる。その場合、当該試験が完了するまでは当該試験により実証されたサイクル数の 1/2 を超えて飛行機が運用されることのないよう、7-2-11A で要求される「耐空性を継続するための指示書」の耐空性限界の章に記載しなければならない。飛行機の運用寿命中における残留強度評価のための損傷の程度は、当該損傷の初期段階での検出の可能性及び繰り返し荷重によるその後の大きさと一致しなければならない。残留強度評価は、残りの構造が以下の条件の荷重（静的終極荷重と考える）に耐えうることを示さなければならない。

- a V_C における 3-3-4 及び 3-3-7 の制限対称運動状態
- b 3-3-7 及び V_C までの速度における 3-3-5 に規定する制限突風荷重状態
- c V_C までの速度における、3-3-8 に規定する制限横揺れ荷重状態並びに 3-4-4 及び 3-5-10-1 から 3-5-10-3 に規定する制限非対称荷重状態
- d V_C までの速度における 3-3-9-1 の制限偏揺れ状態
- e 与圧室については、次の条件
 - (a) 与圧室について予想される外部空気圧力と組合わせた常用運用圧力を 3-9-1-2 a～d に規定する飛行荷重と同時に加えた状態
 - (b) 常用運用差圧（1g 水平飛行中における予想される外部の空力的圧力を含む。）の最大値の 1.15 倍で、他の荷重を除く。
- f 着陸装置及びその影響が直接及ぶ機体構造については、3-6-2、3-6-10 及び 3-6-11 の制限地上荷重状態

構造の破壊又は部分破壊により、構造剛性及び形状に変化があるときは、許容損傷について更に調査が必要である。

- 3-9-1-3 疲労（安全寿命） 申請者が特定の構造について適用することが現実的でないことを示す場合には、3-9-1-2 の損傷の許容に対する要求は適用されない。この構造については、運用中予想される種々の大きさの繰り返し荷重に対して発見可能な亀裂を生ずることなく耐えることを試験結果に基づく解析により示さなければならない。この際、適切な分散係数を適用しなければならない。
- 3-9-1-4 音響疲労強度 次の a 又は b を、試験結果又は類似の構造設計及び音響加振環境にある飛行機の就航経験に裏付けされた解析によって証明しなければならない。
 - a 飛行中に音響加振を受けるすべての構造部材に、音響疲労による亀裂の発生のおそれがないこと。
 - b 3-9-1-2 に規定する荷重が、音響疲労による亀裂の影響が及ぶすべての部分にかかると考えた場合、致命的な故障となるおそれがないこと。
- 3-9-1-5 損傷の許容（単一の原因） 以下の原因の結果として構造の損傷が起った場合に、飛行機は完全に飛行を終了することができるものでなければならない。

- a 海面上での速度 V_C 又は高度 2,400m [8,000ft] での $0.85V_C$ のいずれか厳しい方の相対速度において、飛行経路に沿った方向から 1.8kg [4lb] の鳥と衝突した場合の衝撃
- b 発動機外に及ぶファン・ブレードの破損
- c 内包されない発動機の故障
- d 内包されない高エネルギー回転機の故障

損傷を受けた構造は、飛行中起こることが予想される静的荷重（終極荷重）に耐えるものでなければならない。これらの静的荷重の動的影響は考えることを要しない。故障の後、操縦者によってとられる制限された操縦、乱気流の回避、速度の減少などの回避動作を考慮しなければならない。構造の破壊又は部分破壊により、構造剛性及び形状に変化があるときは、許容損傷について更に調査が必要である。

3－9－2 （予備）

3－10 雷撃への防禦

3－10－1 雷撃への防禦

3－10－1－1 飛行機は雷撃により致命的な影響を受けることがないよう防禦されなければならない。

3－10－1－2 金属部材については3－10－1－1への適合性は次のaまたはbによって証明してもよい。

a 部材を機体構造に適切にボンディングすること。

b 雷撃によって飛行機が危険に陥らないように部材を設計すること。

3－10－1－3 非金属部材については、3－10－1－1への適合性は次のaまたはbによって証明してもよい。

a 雷撃の影響を最少にするように部材を設計すること。

b 飛行機が危険に陥らないように雷撃によって生じた電流をそらす適切な方法をこうじること。

第4章 設計及び構造

4-1 一般

- 4-1-1 一般 飛行機の構造には、経験上危険であるか又は信頼性がないと認められる設計方式若しくは部品を用いてはならない。適切性について疑問のあるすべての設計方式及び部品は、試験によってその安全性を確かめなければならない。
- 4-1-2 材料 その破損が安全性に悪影響を与える部品の材料の適切及び耐久性は、次の通りでなければならない。
 - 4-1-2-1 経験又は試験により証明しなければならない。
 - 4-1-2-2 国土交通大臣が承認した規格に適合し、設計時に仮定した強度その他の特性を有することを保証されたものでなければならない。
 - 4-1-2-3 運用中予想される温度、湿度など環境条件を考慮しなければならない。
- 4-1-3 工作法 飛行機の構造の工作法は、常に安全な構造を製作しうるものでなければならない。このために厳密な管理を要する接着、溶接、熱処理等の工作過程は、国土交通大臣が承認した規格に従って行なわれるものでなければならない。新しい飛行機工作法は試験手順により証明しなければならない。
- 4-1-4 ファスナー
 - 4-1-4-1 次の（a）または（b）に該当する場合、取りはずし可能なボルト、スクリュー、ナット、ピンまたは他の取りはずし可能なファスナーは二つの異なった固定の方法を講じなければならない。
 - （a） ファスナーの損失により通常の操縦技術および体力を使用して飛行機を航空機の設計限界内で継続し、かつ着陸できなくなる場合
 - （b） 損失した時に縦揺れ、偏揺れまたは横揺れの操縦性または応答性が第2章に規定されるより減少する場合
 - 4-1-4-2 4-1-4-1に規定されるファスナーおよびその固定の方法は取り付けに伴う環境状況により悪影響を受けてはならない。
 - 4-1-4-3 ゆるみ止めナットは摩擦によらない固定の方法が共に使われる場合を除いて運用中回転にさらされるボルトに対して用いてはならない。
- 4-1-5 構造の保護 すべての構造部分は、風化、腐食、磨耗その他の原因による運用中の劣化又は強度低下に対して適当に保護しなければならない。また、すべての構造部分には、保護の必要がある場所に、換気及び排水に対して設備をほどこしておかなければならない。
- 4-1-6 近接性
 - 4-1-6-1 耐空性の維持に必要な点検（主要構造部材および操縦系統の点検を含む。）、通常交換を必要とする部品の交換、調整および潤滑ができるような手段が講じられていなければならない。各点検項目の点検設備は項目の点検時間間隔に見合う実用的なものでなければならない。直接の目視点検のための設備を備えることが非実際的な場合には構造部材の点検に非破壊検査法の助

- けを用いてもよい。ただしこの場合この点検が有効であることが示され、かつ 7-2-1 1 Aで規定されるメンテナンスマニュアル中に点検手順が規定されていなければならない。
- 4-1-6-2 電気配線の相互接続系統（以下「EWIS」という。）は8-1-10の近接性の要件を満たさなければならない。
- 4-1-7 材料強度特性及び材料設計値
- 4-1-7-1 設計値を決定するために用いる材料強度特性は、承認された材料規格に合格した材料で行なった十分な試験から統計的にえたものでなければならない。
- 4-1-7-2 材料設計値は、材料特性のむらによる構造損傷の可能性が最小になるように選定しなければならない。4-1-7-5及び4-1-7-6に規定された場合を除き、以下に掲げる確率で材料強度を保証する設計値を選定することにより、4-1-7-2に適合することを証明しなければならない。
- a 負荷された荷重がアセンブリ内の単一部材を通じて最終的に分配されており、これが損傷した場合には構造の健全性が失われることとなる場合は、**95%の信頼性で99%の確率**
- b 冗長性のある構造であって、個々の構造部材が損傷しても負荷された荷重が他の荷重伝達部材に安全に分配される場合は、**95%の信頼性で90%の確率**
- 4-1-7-3 飛行機の運用範囲内で温度、湿度等の環境条件が有意な影響を与える場合、重要な部材又は構造に用いられる材料設計値についてこれら環境条件の影響を考慮しなければならない。
- 4-1-7-4 [保留]
- 4-1-7-5 使用前に、個々の品目の試験片に対し試験を行い、その特定部材の実際の強度特性が設計で使用する特性と同等以上であることを決定することにより材料の選定（プレミアム・セレクション）を行う場合は、より大きな材料設計値を用いてもよい。
- 4-1-7-6 国土交通大臣が認めた場合は、その他の材料設計値を用いてもよい。
- 4-1-8 特別係数 実際の強度が不確実な部材、正規の部品交換期以前に運用中劣化するおそれのある部材又は製造過程若しくは検査方法の不確実のために個々の強度に相当なむらが生ずる部材に対しては、3-1-2に規定する安全率に4-1-9から4-1-11までに規定する特別係数のうち該当する最も大きい特別係数を乗じたものを安全率としなければならない。
- 4-1-9 鋳物係数
- 4-1-9-1 一般 構造に使用する鋳物については、鋳物の品質管理を確立するのに必要な係数、試験及び検査のほかに、4-1-9-2から4-1-9-4までに規定する係数を考慮し、かつ、試験及び検査を行なわなければならない。検査は、承認された規格に適合するものでなければならない。4-1-9-3及び4-1-9-4の規定は、油圧系統若しくはその他の流体系統部品として圧力試験を行ない、構造上の荷重を支持しない鋳物以外の構造用鋳物に適合するものとする。
- 4-1-9-2 面圧応力及び面圧部分 4-1-9-3及び4-1-9-4に規定する鋳物係数は、次のとおりとする。

- a 検査方法にかかわらず面圧応力に関して 1.25 を超える必要はない。
 - b 適切な鋳物係数より大きい面圧係数を用いる面圧部分には、鋳物係数を用いる必要はない。
- 4-1-9-3 安全上極めて重要な鋳物 部材の破壊によって飛行機の継続した安全な飛行及び着陸ができなくなり、又は搭乗者が重傷を負うおそれのある鋳物は、安全上極めて重要な鋳物である。安全上極めて重要な各鋳物は、3-1-3 の強度及び変形の規定に適合することを証明する際に各鋳物に応じた係数を考慮しなければならない、その係数は以下の基準に適合しなければならない。
- a 次の場合には、鋳物係数として 1.0 以上を用いてもよい。
 - (a) プロセス認定、製品試験及びプロセス監視の形態で、各鋳物設計及び部品番号について、各鋳造法及びプロセスの組み合わせにより製造された鋳物が、類似組成の鍛錬合金製品と同等の材料特性変動係数を有することが実証される場合。
 プロセス監視には、各鋳物（又はランナーシステムにおいて、単一の注ぎ口から単一の鋳型に注がれて製造される場合にはその鋳物集合品）の延長部分から切り出されたクーポンの試験が含まれなければならない、また、鋳物製品の重要な部分から切り出したクーポンについては抜取標本による試験が含まれなければならない。鋳物製品の特性が設計で用いられる基準内に制御されることを確実にするため、プロセス監視検査及び試験の許容基準が設定され、かつ、製造仕様の中に含まれなければならない。
 - (b) 各鋳物が次の検査を受ける場合。
 - 1) 目視検査及び浸透液による探傷検査又はこれと同等の検査方法による全数の表面検査
 - 2) X 線検査又はこれと同等の検査方法による、構造的に重要な内部部分及び欠陥が発生する可能性のある部分の検査
 - (c) 1 個の鋳物について静的試験を行い、3-1-3-1 及び 3-1-3-2 の強度及び変形の規定に適合することが示される場合。
 - b 次の場合には、鋳物係数として 1.25 以上を用いてもよい。
 - (a) 各鋳物が次の検査を受ける場合。
 - 1) 目視検査及び浸透液による探傷検査又はこれと同等の検査方法による全数の表面検査
 - 2) X 線検査又はこれと同等の検査方法による、構造的に重要な内部部分及び欠陥が発生する可能性のある部分の検査
 - (b) 3 個の鋳物について静的試験を行い、以下の規定に適合することが示される場合。
 - 1) 鋳物係数 1.25 を適用した終極荷重に対する、3-1-3-2 の強度要件
 - 2) 制限荷重の 1.15 倍の荷重に対する、3-1-3-1 の変形要件
 - c 次の場合には、鋳物係数として 1.50 以上を用いてもよい。
 - (a) 各鋳物が次の検査を受ける場合。
 - 1) 目視検査及び浸透液による探傷検査又は同等の検査方法による全数の表面検査

- 2) X線検査又はこれと同等の検査方法による、構造的に重要な内部部分及び欠陥が発生する可能性のある部分の検査
- (b) 1個の鋳物について静的試験を行い、以下の規定に適合することが示される場合。
 - 1) 鋳物係数 1.50 を適用した終極荷重に対する、3-1-3-2の強度要件
 - 2) 制限荷重の 1.15 倍の荷重に対する、3-1-3-1の変形要件
- 4-1-9-4 4-1-9-3に規定する安全上極めて重要な鋳物以外の鋳物
 - 4-1-9-3に規定する鋳物以外の鋳物に対しては、次の規定を適用する。
 - a 4-1-9-3 aの規定に適合する場合、又は次の全ての条件に適合する場合には、鋳物係数として 1.0 以上を用いてもよい。
 - (a) 鋳物中の材料に対する最低物理特性を特定した承認された製造仕様により鋳物が製造され、鋳物から切り出されたクーポンに対する抜取標本試験によりそれらの特性が実証される場合。
 - (b) 各鋳物が次の検査を受ける場合。
 - 1) 目視検査及び浸透液による探傷検査又はこれと同等の検査方法による全数の表面検査
 - 2) X線検査又はこれと同等の検査方法による、構造的に重要な内部部分及び欠陥が発生する可能性のある部分の検査
 - (c) 3個の抜取標本の鋳物について静的試験を行い、3-1-3-1及び3-1-3-2の強度及び変形の規定に適合することが示される場合。
 - b 各鋳物が次の検査を受ける場合には、鋳物係数として 1.25 以上を用いてもよい。
 - (a) 目視検査及び浸透液による探傷検査又はこれと同等の検査方法による全数の表面検査
 - (b) X線検査又はこれと同等の検査方法による、構造的に重要な内部部分及び欠陥が発生する可能性のある部分の検査
 - c 各鋳物が、目視検査及び浸透液による探傷検査又はこれと同等の検査方法による全数の表面検査を受ける場合には、鋳物係数として 1.5 以上を用いてもよい。
 - d 各鋳物が、目視検査による全数の表面検査を受ける場合には、鋳物係数として 2.0 以上を用いてもよい。
 - e 承認された品質管理方法が確立されている場合は、上記 b 又は c に従い目視検査以外の方法により検査される製造単位毎の鋳物の数を減らしてもよい。
- 4-1-10 面圧係数
 - 4-1-10-1 4-1-10-2に規定する場合を除き、空隙（遊合）を有する部分及び連打又は振動を受ける部分には、通常の相対運動の影響を考慮して、十分大きい面圧係数を用いなければならない。
 - 4-1-10-2 面圧係数より大きい他の特別係数を用いるように規定されている部分に対しては、面圧係数を用いなくてもよい。
- 4-1-11 金具係数 取付金具（構造部材を互いに結合するための部品又は端末部）に対しては、次の規定を適用する。

- 4-1-1-1-1 取付金具及びその周囲構造における実際の応力状態を模した制限荷重試験及び終極荷重試験によって、その強度が証明されないようなすべての取付金具に対しては、取付金具、取付装置及び結合部材の面圧部の全部分に 1.15 以上の金具係数を適用しなければならない。
- 4-1-1-1-2 承認された方法によって製作され、かつ、十分に試験資料に基づいた金属板の結合、熔接接合、木材のスカーフ接合等の接合部には、金具係数を用いなくてもよい。また、金具係数より大きい他の特別係数を用いるように規定されている面圧部についても金具係数を用いなくてもよい。
- 4-1-1-1-3 構造部と一体にできた取付金具は、その断面特性がその部材特有のものとなる所まで、取付金具として取扱わなければならない。
- 4-1-1-1-4 座席、寝台、安全ベルト及び縛帯に対しては、4-6-8-6 c に規定される金具係数を適用する。
- 4-1-1-2 空力弾性安定性の要求
- 4-1-1-2-1 一般 4-1-1-2 で要求される空力弾性安定性の評価は、フラッタ、ダイバージェンス、コントロール・リバーサル並びに構造上の変形により生ずるすべての顕著な安定性及び操縦性の低下を含む。空力弾性の評価は、著しい動的外力を引き起こすすべてのプロペラ又は回転装置に関するワール・モードを含むものでなければならない。4-1-1-2 に適合することの証明は、解析、風洞試験、地上振動試験、飛行試験、又は国土交通大臣が必要であると認めた他の方法によって示されなければならない。
- 4-1-1-2-2 空力弾性安定性包囲線 飛行機は、次に示す空力弾性安定性包囲線内において、すべての形態及び設計条件について空力弾性不安定を生じないように設計しなければならない。
- a 故障、機能不良又は不良状態のない、通常の状態において、高度および速度の全ての組合せは、全ての点を一定のマッハ数および一定の高度の双方において、等価対気速度で 15 パーセント拡大させた V_D/M_D 高度包囲線を含める。加えて、安定性に適した余裕が V_D/M_D までの全ての速度において存在しなければならない。拡大包囲線は、全ての設計高度において M_D が 1.0 より小さい場合は、マッハ 1.0 に制限してもよい。
- b 4-1-1-2-4 に規定された状態においては、全ての承認された高度において、次に規定する速度のうち大きい速度までの速度を適用する。
- (a) 3-3-3-2 の規定により決定された V_D/M_D 包囲線
- (b) 一定高度において V_C 以上の等価対気速度に 15% 拡大した高度-速度包囲線、海面から $1.15V_C$ と一定の巡航マッハ数線の延長線との交点の高度まで、 M_C 、それから最低 V_C/M_C の交点の高度において $M_C + 0.05$ までの等価速度での直線変位、それから最大飛行高度までのより高い高度、一定高度において M_C にマッハ 0.05 拡大した境界。
- 4-1-1-2-3 バランスウェイト バランスウェイトが集中して使用されている場合、支持構造に含めてそれらの効果及び強度が実証されなければならない。
- 4-1-1-2-4 故障、機能不良及び不良状態 4-1-1-2 の規定に適合することを証明するにあたって、以下の故障、機能不良及び不良状態を考慮しな

なければならない。

- a 燃料の管理不良の結果生じる全てのクリティカルな燃料搭載状態（発生の可能性が極めて稀と示されるものを除く）。
 - b いずれかのフラッタ・ダンパー系統のうち、あらゆる単一の破壊
 - c 着氷気象状態での運用を承認されていない飛行機については、予期されない気象状態との遭遇により最大限起こり得る氷の蓄積
 - d 発動機、独立して搭載されたプロペラ軸、大きな補助動力装置又は外部に取り付けられた大きな空気力学上の物体（例えば外部燃料タンク）の支持構造のうちのあらゆる単一の部材の破壊
 - e プロペラ又は大きな動的荷重を発生する大型回転装置を有する発動機の付いた飛行機において、回転軸の剛性が減少するような発動機構造のうちのあらゆる単一の破壊
 - f フェザーされたプロペラ又は大きな動的荷重を発生する他の回転装置の最も不利な組合せにより生ずる空気力又はジャイロ効果による荷重の欠除。さらに、フェザーされたプロペラ又は回転装置単独の効果を上記 d 及び e の破壊と組み合わせなければならない。
 - g 想定される最高の超過回転速度で回転している 1 個のプロペラ又は大きな動的荷重を発生する回転装置
 - h 3-9-1 の規定により、要求又は調査の対象として選定された全ての損傷又は故障状態。次の場合は、4-1-1 2-4 の規定に適合することの証明にあたって、4-1-1 2-4 d 及び 4-1-1 2-4 e に掲げる単一の構造破壊は考慮する必要はない。
 - (a) 構造要素が、3-9-1-5 に掲げる状態による独立した損傷の原因により破壊し得ない場合
 - (b) 3-9-1-2 の規定に従った損傷許容に係る調査により、残留強度評価の目的で想定された最大の損傷が構造要素の完全な破壊を含まないことが示される場合
 - i 4-1-1 3、4-3-1、4-3-1 A 及び 6-1-5 の規定において考慮される、全ての損傷、故障又は機能不良
 - j 極めて稀である事象として証明されない、その他の全ての故障、機能不良又は不良状態の組合せ
- 4-1-1 2-5 飛行フラッタ試験 新しい型式設計の場合及び型式設計に対して改修を実施する場合（当該改修が空力弾性安定性に重要な影響を及ぼさないと証明される場合を除く。）には、 V_{DF}/M_{DF} までの速度における実際の飛行フラッタ試験が実施されなければならない。これらの試験は、飛行機が V_{DF}/M_{DF} までの全ての速度で、適切な振動減衰の余裕があること、及び V_{DF}/M_{DF} に近づいても振動減衰が過大かつ急速に減少しないことを実証しなければならない。故障、機能不良及び不良状態が、4-1-1 2-4 の規定に適合するための証明を行う飛行試験において模擬される場合において、飛行試験データと他の試験データ又は解析との相関関係によって、飛行機は 4-1-1 2-2 b に規定された高度-速度包囲線図内のすべての速度において、空力弾性不安定が生じないことが証明される場合は、試験において調査する最大速度は V_{FC}/M_{FC} を超える必要はない。

4-1-13 鳥衝突による損傷

飛行機の尾部構造は飛行機が海面上で3-3-3により選定された V_C に等しいとき（飛行経路に沿って鳥と相対的）に 3.6kg (8lb) の鳥が衝突しても、その後飛行機が継続した安全な飛行及び着陸ができるよう設計されなければならない。冗長性のある構造及び操縦系統を保護された位置に配置し、又は分割平板若しくはエネルギー吸収材のような保護装備を用いることにより本項の規定に適合することを証明してもよい。計算、試験又はその両方を用いて本項の規定に適合することを証明する場合は、同様な構造設計の飛行機に関してのデータを用いてもよい。

4－2 安定板及び操縦面

4－2－1 強度の証明

4－2－1－1 安定板及び操縦面については、制限荷重試験を行なわなければならない。これらの試験を行なう場合には、操縦系統への取付金具又はホーンを含めなければならない。

4－2－1－2 操縦面ヒンジ軸受部は、解析又は個々の荷重試験により、4－1－8から4－1－11まで及び4－2－3の特別係数要件に合致することを証明しなければならない。

4－2－2 取付け

4－2－2－1 可動尾翼操縦面は、一つの操縦面をその最大位置に固定し、他のすべての操縦面を全可動範囲にわたって作動させた場合に、互いに打ち当たることのないように取付けなければならない。

4－2－2－2 調節式安定板を用いる場合には、2－4－1のトリム要件に適合することが証明されている最大調節範囲までその行程を制限するストッパを備えなければならない。

4－2－3 ヒンジ軸受部

4－2－3－1 球軸受、コロ軸受および潤滑材内蔵式軸受を使用しているものを含めて操縦面ヒンジ軸受部はその承認された軸受の定格値以上の荷重がかかることがあってはならない。標準の軸受ヒンジ構造以外のものについて定格値は経験または試験に基づいて定めなければならない。合理的な方法がない場合には、軸受の最も柔らかい材料の終極面圧強度に関して 6.67 以上の特別係数を使用しなければならない。

4－2－3－2 ヒンジ金具は、ヒンジ線に平行な荷重について十分な強度及び剛性を持たなければならない。

〔空検 356・48.9.5〕

4-3 操縦系統及び操作系統

4-3-1 一般

4-3-1-1 すべての操縦装置、操作装置、操縦系統及び操作系統は、容易、円滑及び確実に操作できなければならない。

4-3-1-2 主操縦系統の各部は、操縦系統の機能不良を生ずるような不正確な組立をすることをできるだけ少くするように設計するか又ははっきりと耐久性のある標識をほどこしておかなければならない。

4-3-1-3 操縦系統及び操縦面（トリム、揚力、抗力及び操縦力感知系統を含む。）に次の a より c の不具合又はジャミングのいずれかが発生した後、特別な操縦技術又は体力を必要とせず、通常の飛行包囲線内で飛行機が継続した安全な飛行及び着陸を行うことができることを解析、試験又はその両方により証明しなければならない。起りうる不具合は操縦システム操作に小さな影響のみを与えるものでなければならず操縦士が容易に対応できるものでなければならない。

a ジャミングを除く単一不具合（例えば機械要素の分離、油圧部品のアクチュエーター、コントロール・スプール・ハウジング及びバルブ等の構造破壊）

b ジャミングを除いて確実に発生しないとは証明されていない不具合の組み合わせ（例えば二重の電気若しくは油圧系統の不具合、又は起こりうる油圧若しくは電気系統の故障と結びついた単一の不具合）

c 操縦系統が離陸、上昇、巡航、通常旋回、降下及び着陸動作中に通常置かれる位置での操縦系統のジャミング。ただしこれが極度にありえないと証明された場合又は緩和することができる場合はこの限りでない。

操縦系統の不具合な位置およびジャミング状態へのランアウェイの結果を説明しなければならない。ただしこのようなランアウェイ及びこれに伴うジャミングが極度にありえないと証明された場合はこの限りでない。

4-3-1-4 飛行機は、全ての発動機が停止しても操縦可能なように設計されねばならない。本規定への適合性は、方法が信頼できるものであることが証明されている場合は計算によって行ってもよい。

4-3-1 A 安定性増加、自動、および機力作動系統

安定性増加、または他の自動もしくは動力作動系統の機能が第Ⅲ部の飛行特性の規定への適合性を証明するときに必要とされる場合はこれらの系統は、4-3-1 および次の規定に適合しなければならない。

4-3-1 A-1 操縦士が不具合に気付かない場合に安全でない状態に陥る可能性をもつ、安定性増加系統、または他の自動もしくは機力作動系統におけるどの不具合に対しても、予想される飛行状態のもとで操縦士が注意を集中することなしに明瞭に判別しうる警報装置を備えなければならない。警報装置は操縦系統を作動するものであってはならない。

4-3-1 A-2 安定性増加系統、または他の自動、もしくは機力作動系統の設計は、特別な操縦技術や操縦力を必要とせず、系統もしくは故障部分を不作為とすること、または通常の操縦系統の作動により故障をオーバーライドすることにより 4-3-1-3 に規定された種類の不具合にたいして初期対応が

できるようにしたものでなければならない。

4-3-1 A-3 安定性増加系統、または他の自動、もしくは機力作動系統に単一の不具合が生じた後に次のことが証明されなければならない。

a 飛行機は故障または不具合が承認されている運用限界内の最も不利と考えられる速度または高度で発生しても安全に操縦できること。

b 飛行規程に記載されている実用運用飛行包囲線図（例えば速度、高度、垂直加速度および機材の姿勢）内で第Ⅲ部に規定されている操縦性および運動性の要件に合致すること。

c トリム、安定性及び失速の特性は、継続した安全に飛行及び着陸に必要な限度以下に悪化しないこと。

4-3-2 [保留]

4-3-3 ストップ

4-3-3-1 各操縦系統には、その系統により操作される各可動空力操縦面の運動範囲を確実に制限するストップを設けなければならない。

4-3-3-2 ストップは、摩損、ゆるみ又は過度の調整により、操縦面の行程範囲が変り、そのために飛行機の操縦性に悪影響を及ぼさないように取付けなければならない。

4-3-3-3 ストップは、それぞれの操縦系統の設計条件に対応する荷重に耐えることのできるものでなければならない。

4-3-4 トリム系統

4-3-4-1 トリム操作装置は、不注意な又は急激な操作を行なうことができないように、また飛行機の運動の面内で、かつ、運動の向きに作動するように設計しなければならない。

4-3-4-2 飛行機の運動に関するトリム操作装置の操作方向を指示する装置をトリム操作装置の近傍に設けなければならない。また、トリム装置の調整範囲内での位置を指示するための装置を設けなければならない。この指示装置は、はっきりと目視可能なものでなければならない。この指示装置には、離陸を承認されたすべての重心位置について、離陸が安全であると実証された範囲が、はっきりと標示されていなければならない。

4-3-4-3 トリム操作系統は、飛行中クリープすることのないように設計しなければならない。トリムタブは、適当にマスバランスし、タブフラッタが起らないようになっていることが証明されない限り、その操作装置を非可逆式にしなければならない。

4-3-4-4 非可逆式タブ操作系統を用いる場合には、その操作装置の主構造への取付部とタブとの間の結合材の剛性は十分大きくななければならない。

4-3-5 操縦系統固定装置

4-3-5-1 飛行機が地上又は水上にある場合に突風により操縦面（タブを含む。）及び操縦系統が損傷を受けないように固定装置を設けなければならない。この装置は、かかっている場合に、操縦者による操縦面の正常な作動を妨げるものであるとしても、次の a 又は b の規定に適合するものでなければならない。

a 操縦者が主操縦装置を普通に操作したとき自動的にはずれるものであること。

- b 離陸開始時に操縦者にその装置がかかっていることをはっきりと警報して飛行機の運航を制限するものであること。
- 4-3-5-2 固定装置は、飛行中不意に作用するおそれのないものでなければならない。
- 4-3-6 静的制限荷重試験
 - 4-3-6-1 次の a 及び b の方法で行なう試験により、制限荷重要件に適合することを証明しなければならない。
 - a 試験荷重は、操縦系統に最もきびしい荷重状態を起こす方向にかけること。
 - b 試験は、操縦系統の主構造への取付けに用いるすべての取付金具、滑車及び支持金具を含めて行なうこと。
 - 4-3-6-2 角運動を行なう操縦系統連結部については特別係数要件に合致することを（解析又は個別の荷重試験によって）証明しなければならない。
- 4-3-7 作動試験
 - 4-3-7-1 操縦者の操縦力がおよぶ操縦系統の部分がその系統に対して規定された制限荷重の 80%まで負荷され、かつ操縦系統の動力作動部が通常操作において予想される最大荷重まで負荷された時に、系統は以下を生じないことを作動試験により証明しなければならない。
 - a ジャミング
 - b 過度の摩擦
 - c 過度の変形
 - 4-3-7-2 ピッチ、ロール、及びヨーのそれぞれの方向に制限運動荷重を負荷した際に生じる飛行機構造の変形がある状態で、操縦系統に制限荷重が負荷され、かつ運用舵角範囲内で操縦系統を作動させたときに、全ての制御軸を使用することができ、かつ以下を生じさせないことを解析及び、必要な場合には、試験により証明しなければならない。
 - a ジャミング
 - b 過度の摩擦
 - c 分離
 - d 永久的な損傷
 - 4-3-7-3 通常の飛行及び地上の運用条件における振動荷重において、隣接する要素との干渉や接触に起因する危険性がないことを示さなければならない。
- 4-3-8 操縦系統及び操作系統の各部
 - 4-3-8-1 操縦系統及び操作系統のどの部分も、引っかかり、摩擦並びに荷物、乗客その他の固定されない物体又は水分の氷結による妨害を受けないように設計し、かつ、装備しなければならない。
 - 4-3-8-2 操縦室には、操縦系統又は操作系統に引っかかりを生ずるような場所に異物が入るのを防ぐ手段を講じなければならない。
 - 4-3-8-3 操縦系統及び操作系統の索又は管が、飛行機他の部分に打ちあたることを防ぐ手段を講じておかななければならない。
 - 4-3-8-4 索系統および連結部については、4-3-9 および 4-3-10 の規定を適用する。

4-3-9 索系統

4-3-9-1 索、索金具、ターンバックル、索編み部および滑車は、承認されたものでなければならない。さらに、次の規定を適用する。

a 径 3mm (1/8in) より小さい索を補助翼系統、昇降舵系統又は方向舵系統に用いてはならない。

b 索系統は、索張力が飛行機の運用状態及び温度の変化のもとでその全運動範囲にわたって有害な変化を生じないように設計しなければならない。

4-3-9-2 滑車の種類及び寸法は、用いる索に適合したものでなければならない。すべての滑車及び鎖輪には、索及び鎖がはずれ、又は引っかかるのを防ぐため、滑車と索又は鎖輪と鎖に密接して保護覆を付けなければならない。滑車の面は、滑車のフランジに索が摩擦しない程度に索の通る面と一致しなければならない。

4-3-9-3 索案内の取付けは、索の方向を 3 度以上変えてはならない。

4-3-9-4 操縦系統又は操作系統で荷重又は運動を受ける部分には、コッターピンのみで抜け止めをするクレビスピンを用いてはならない。

4-3-9-5 角運動を行なう部分に取付けるターンバックルは、全運動範囲にわたって索の運動を損わないように取付けなければならない。

4-3-9-6 すべての索案内、滑車、索端金具及びターンバックルは、外観検査ができるように装備しなければならない。

4-3-10 連結部

角運動を行う押引式操縦系統中の連結部は、球軸受及びコロ軸受の場合を除き、その軸受部に用いられている最も柔らかい材料の終極面圧強度に関して特別係数として 3.33 以上を用いなければならない。索を用いる操縦系統の連結部については、上記の特別係数を 2.0 まで低減することができる。球軸受及びコロ軸受は、承認された定格値以上の荷重がかかるようなところに用いてはならない。

4-3-11 [保留]

4-3-12 揚力及び抗力制御装置、およびこの操作装置

4-3-12-1 各揚力制御装置の操作装置は、操縦者が 2-3-1-4 の規定により設定された離陸、運航、進入又は着陸の位置に置くことができるように設計したものでなければならない。揚力及び抗力制御装置は、自動位置調節装置又は荷重制限装置によって生ずる作動を除き、操縦者が特に注意を払うことなく選択した位置を保持するものでなければならない。

4-3-12-2 揚力及び抗力制御装置は、不用意に作動しないように設計し、かつ、配置されたものでなければならない。地上のみで使用される揚力及び抗力装置は、飛行中にその操作を行うと危険な場合において、不用意な操作が行われることを防止する仕組みを有するものでなければならない。

4-3-12-3 操作装置の操作に応ずる舵面の運動速度、および自動位置調節装置または自動荷重制限装置の特性は、飛行速度、発動機出力又は推力および飛行機の姿勢が一定な状態にあっても、また変化する状態にあっても十分な飛行性および性能がえられるものでなければならない。

4-3-12-4 揚力制御装置の操作装置は、連続最大出力または推力において、速度が $V_F + 16.7\text{km/h}$ ($V_F + 9.0\text{kt}$) 以下での定常飛行中、最大下げ位置から舵面を上げることができるように設計しなければならない。

4-3-13 揚力および抗力制御装置指示器

4-3-13-1 操縦室内に、位置を調節するための分離した操作装置を持つ揚力または抗力制御装置の位置を操縦者に指示する方法を講じておかなければならない。さらに飛行特性および飛行性能への影響を考慮して、操縦者が安全でない飛行または地上状態を防止またはこれに対応するために、揚力または抗力制御装置の非対称作動またはその他の不具合の指示が必要である時には、これを指示するための方法を講じなければならない。

4-3-13-2 離陸、運航、進入および着陸の飛行状態に対応する揚力制御装置位置を操縦者に指示する手段を講じておかなければならない。

4-3-13-3 着陸位置以上に揚力および抗力制御装置を下げることはできる場合には、その操作装置に揚力および抗力制御装置の位置範囲を明瞭に示しておかなければならない。

4-3-14 左右フラップ及びスラット同調装置

4-3-14-1 飛行機対称面に対し互いに反対の位置にあるフラップ又はスラットの運動を機械的方法又はそれと同等であると承認された方法により同調させなければならない。ただし、片側のフラップ又はスラットは上げ位置で、反対側のフラップ又はスラットは下げ位置の場合でも、安全な飛行性を保つことが証明できる場合はこの限りでない。

4-3-14-2 左右フラップ若しくはスラット同調装置又はそれと同等な方法を用いる場合には、飛行機の対称面に対し片側にある発動機が停止し、かつ、反対側の発動機が離陸出力にあるときに生ずる場合を含む非対称荷重を考慮に入れて設計しなければならない。

4-3-14-3 フラップ又はスラットに後流の影響が及ばない飛行機にあっては、フラップ又はスラットが規定の対称飛行状態において生ずる最も厳しい荷重を片側で受け、反対側にはこの荷重の 80%以下の荷重を受ける場合の荷重に対する構造を設計しなければならない。

4-3-14-4 同調装置は、飛行機の対称面に対して片側にある同調フラップ又はスラット舵面がジャミングし不作動であって、かつ反対側の舵面が自由であって舵面作動装置が全出力を出している場合に生ずる荷重に対して設計されなければならない。

4-3-15 離陸警報装置 以下の要求を満たす離陸警報装置を装着しなければならない。

4-3-15-1 当該システムは、離陸時に次の各形態を含む安全な離陸を行うことができない形態の場合、自動的に操縦者に音声による警報を与えるものでなければならない。

a 翼のフラップ及び前縁の装置の位置が離陸時の許容範囲内にないこと。

b 翼のスポイラー（4-3-1の要求に適合する横方向操縦スポイラーを除く）、速度ブレーキ又は縦方向トリム装置が安全な離陸を行うことができる位置にないこと。

4-3-15-2 4-3-15-1で要求される警報は次に定める時期まで作動し続けるものでなければならない。

a 形態が安全な離陸を行うことができるように変えられるとき

b 離陸中止操作が操縦者によってとられるとき

c 飛行機が離陸ローテーションを始めるとき

d 操縦者が警報を止めるとき

4－3－1 5－3 装置は証明を行うすべての離陸重量、高度及び温度の範囲で有効に機能するものでなければならない。

4-4 着陸装置

4-4-1 一般

4-4-1-1 主着陸装置は、離着陸時の過荷重（上方及び後方に作用する過荷重を仮定する。）により破壊する場合に火災を発生させるほどの量の燃料の流出を起こさないように設計されなければならない。過荷重については、上方及び後方に作用する荷重に、内向き及び外向きの側方に作用する荷重を組み合わせ仮定しなければならない。より合理的な解析が出来ない場合には、側方荷重は、垂直荷重の 20%又は抵抗荷重の 20%のいずれか大きい方を仮定しなければならない。

4-4-1-2 飛行機は、下記の小規模な破壊着陸状況下で、脚上げで舗装滑走路に着陸した場合でも、火災を発生させるほどの量の燃料漏れを引き起こすような損傷を受けないように設計されなければならない。

a 下記の条件で、最大設計着陸重量において、飛行機が制御された状態で垂直方向の沈下速度 1.52m/s (5ft/s) で衝突する。

(a) 着陸装置は全て格納されている。

(b) 1 個以上の脚柱が下げられていない。

b 下記の条件で地上を滑走する。

(a) 着陸装置は完全に格納されており、20 度までの偏揺れ角度を伴う。

(b) 1 個以上の脚柱が下げられておらず、偏揺れ角度は 0 度とする。

4-4-1-3 発動機ナセルが地上と接する可能性のある形態にあつては、発動機パイロン又は発動機架は過荷重（主として上方に作用する過荷重及びこれとは別に主として後方に作用する過荷重を仮定する。）により破壊した場合であっても、火災を発生させるほどの量の燃料の流出を起こさないように設計されなければならない。

4-4-2 緩衝装置

4-4-2-1 荷重の決定に使用される着陸装置の動的特性の解析による証明は、エネルギー吸収試験により妥当性を示さなければならない。3-6-2 に規定される設計要件に対して、解析により証明が妥当であることを保証するための、一連の試験を行わなければならない。

a 制限設計条件において、エネルギー吸収試験が行われる形態には、設計着陸重量又は設計離陸重量のうち、大きな着陸衝撃エネルギーを生じる重量を含まなければならない。

b 試験時における着陸装置の姿勢及び適切な抗力荷重の適用は、合理的もしくは安全側の制限荷重を設定する方法によって飛行機の着陸状態を模擬しなければならない。

4-4-2-2 接地衝撃を受けるとき飛行機の重量以下の飛行機の揚力が作用すると仮定し、設計着陸重量で 3.66m/s (12ft/s) の降下率となる試験を行い、緩衝装置のエネルギー吸収能力に余裕があることを証明しなければならない。この場合において着陸装置は破壊してはならない。

4-4-2-3 4-4-2 に規定される試験の代わりに、以前承認された設計重量からの変更及び設計の小変更については、同様のエネルギー吸収特性をも

つ、同一の着陸装置システムを用いて行われた試験に基づく解析によって証明してもよい。

4-4-3 [保留]

4-4-4 [保留]

4-4-5 脚引込装置

4-4-5-1 一般 引込式着陸装置を有する飛行機にあっては、次の規定を適用する。

a 脚引込装置、着陸装置覆及び支持構造は、次の (a) から (c) までの荷重について設計しなければならない。

(a) 着陸装置が上げの位置にあるときのいろいろの飛行状態で生ずる荷重。

(b) $1.5V_{SR1}$ (フラップは進入位置で重量は設計着陸重量) までのすべての飛行速度において着陸装置の上げ及び下げ操作中に生じる摩擦荷重、慣性荷重、ブレーキ・トルク荷重、空気荷重、並びに車輪が $1.23V_{SR}$ (フラップは離陸位置で重量は設計離陸重量) に等しい周速度で回転している時に生じるジャイロ荷重を組み合わせた荷重

(c) フラップ下げ状態に対して 3-3-7-1 に規定する値までのすべての荷重倍数

b 着陸装置覆を含む飛行機構造、着陸装置及び脚引込装置は、 $0.67V_C$ までのすべての飛行速度において、着陸装置下げの状態で生ずる飛行荷重に耐えるように設計しなければならない。ただし $0.67V_C$ 、で用いられる減速装置を有する飛行機にあってはこの限りでない。

c 着陸装置覆、覆開閉装置および支持構造は、上記 a 及び b に規定した飛行速度および荷重倍数の組合わせ並びにその飛行機に規定された偏揺れ飛行について設計しなければならない。

4-4-5-2 着陸装置固定装置 脚引込装置には、飛行中及び地上において着陸装置を下げの位置に確実に保持する装置を設けなければならない。着陸装置若しくは脚扉の飛行中の展開、又は着陸装置若しくは脚扉を展開した状態での飛行が、いかなる速度においても危険な状態とならないことを証明できる場合を除き、飛行中において着陸装置及び脚扉を適正な収納位置に保持する装置を設けなければならない。

4-4-5-3 非常操作 次の a 又は b の故障が生じた場合に、着陸装置を下げることができる非常操作装置を備えなければならない。

a 正規の脚引込装置の普通起りうる故障

b 油圧、電気又はそれと同等の動力源のうちいずれか 1 個の動力源の故障

4-4-5-4 作動試験 脚引込装置の作動が正規であることを作動試験により証明しなければならない。

4-4-5-5 位置指示器及び警報器 脚引込装置を有する飛行機にあっては、脚引込装置及びそれらに関連する扉が、開 (又は閉) の位置に固定してあることを明確に示す脚位置指示器 (指示器を作動させるために必要な装置も含む。) を操縦者又は適切な航空機乗組員から容易に見える位置に備えなければならない。この装置は次の a から f までの規定に適合するよう設計したものでなければならない。

- a スイッチを有する飛行機にあつては、着陸装置が完全に下げ位置でないときに「下げ位置に固定」又は着陸装置が完全に上げ位置でないときに「上げ位置に固定」の誤った指示を示すことのないように、スイッチを配置し、かつ、着陸装置引込機構と結合しなければならない。
 - b 着陸装置が下げ位置に固定されていないときに着陸しようとする場合に、航空機乗組員に対して、連続して作動するか、又は周期的に繰り返される音による警報が与えられるものでなければならない。
 - c 着陸装置が下げ位置に固定されるか、又は、着陸復行が実施されるのに十分な時間の警報が与えられるものでなければならない。
 - d b 項の規定により必要とされる警報には、直感的に、意図せず、又は習慣的な反射操作により、航空機乗組員が容易に操作できる手動遮断装置を備えてはならない。
 - e 音による警報を発生するのに使用される系統は、誤った又は不適切な警告の発生が最小となるように設計しなければならない。
 - f 着陸装置の音による警報を不作動にするのに使用される系統において、警報系統の作動を妨げる恐れのある故障は発生し得ないものでなければならない。
 - g 着陸装置操作レバーの位置と脚位置が一致しない場合に、航空機乗組員に対する警告が出されなければならない。
- 4-4-5-6 着陸装置及び脚格納室の装備の保護 飛行機の安全な運航に必要な不可欠な装備品で着陸装置及び脚格納室に装備されているものは、次の a から c の場合に損傷しないように保護しなければならない。
- a タイヤの破裂
 - b トレッドのはがれただし、はがれたトレッドにより損傷されないことが証明される場合はこの限りでない。
 - c 起こりうるブレーキ温度
- 4-4-6 車輪
- 4-4-6-1 主輪及び前輪は、承認されたものでなければならない。
 - 4-4-6-2 各車輪の公称最大静荷重は、次の条件における静的地面反力に相当する荷重以上でなければならない。
 - a 設計最大重量
 - b 最も不利な重心位置
 - 4-4-6-3 各主輪及び前輪の公称最大制限荷重は、第Ⅲ部に規定する地上荷重要件のうち適用できる規定により決定される半径方向の最大制限荷重以上でなければならない。
 - 4-4-6-4 過圧による破裂の防止 車輪及びタイヤ・アセンブリの過度の加圧による車輪の破壊及びタイヤの破裂を防止するための手段を各車輪に講じなければならない。
 - 4-4-6-5 制動を受けた車輪 制動を受けた車輪は、4-4-8に適合しなければならない。
- 4-4-7 タイヤ
- 4-4-7-1 着陸装置車軸に 1 個の車輪及びタイヤ・アセンブリが装着されている場合は、当該車輪は、臨界条件の下で越えることがないことが承認さ

れた速度定格並びに次の a 及び b の荷重条件の下で超えないことが承認された荷重定格を有し、かつ、適切なはめあわせを有するタイヤを備えなければならない。

a 主輪タイヤについては、飛行機の重量（最大重量まで）及び重心位置が最も不利な組合せに対応する荷重

b 前輪タイヤについては、4-4-7-2 a に規定する地面反力

4-4-7-2 前輪タイヤへの地面反力は次の a、b 及び c に規定するものである。

a 飛行機重量（最大ランプ重量まで）及び重心位置に下向きに 1.0g の力が加わった場合の重心位置の最も不利な組合せに対応するタイヤへの静的地面反力。この荷重はタイヤの荷重定格を超えてはならない。

b 飛行機重量（最大着陸重量まで）及び重心位置に下向きに 1.0g、前方に 0.31g の力が加わった場合の重心位置の最も不利な組合せに対応するタイヤの地面反力。この場合の反力は、垂直荷重の 0.31 倍に等しい抗力がこの地面反力を発生し得るブレーキを有する各車輪に加わるとして、静力学の法則により前輪と主輪に分配されなければならない。この前輪タイヤ荷重はタイヤの荷重定格の 1.5 倍を超えてはならない。

c 飛行機重量（最大ランプ重量まで）及び重心位置に下向きに 1.0g、前向きに 0.20g の力が加わる場合の重心位置の最も不利な組合せに対応するタイヤの地面反力。この場合の反力は、垂直荷重の 0.20 倍に等しい抗力がこの地面反力を発生し得るブレーキを有する各車輪に加わるとして、静力学の法則により前輪と主輪に分配しなければならない。この前輪タイヤ荷重はタイヤの荷重定格の 1.5 倍を超えてはならない。

4-4-7-3 着陸装置車軸に、デュアル型又はデュアル・タンデム型のよう
に 2 個以上の車輪及びタイヤ・アセンブリが装着されている場合は、各車輪は
臨界状態で超えない承認された速度定格並びに次の a 及び b の荷重を超えない
承認された荷重定格を有する適切なタイヤを備えなければならない。

a 各主輪タイヤについては、飛行機の重量（最大重量まで）及び重心位置が最も不利な組合せに対応する荷重の 1.07 倍

b 各前輪タイヤについては、4-4-7-1 b、4-4-7-2 a、4-4-7-2 b 及び 4-4-7-2 c に規定する荷重

4-4-7-4 引込式着陸装置に装着するタイヤは、使用中に予想される当該
型式のタイヤの最大寸法時において、タイヤと周囲の構造又は装置とが接触す
ることのないように、当該構造及び装置との間に十分な間隙を有するものでな
なければならない。

4-4-7-5 証明する最大離陸重量が 34,020kg (75,000lbs) を超える飛行
機については、ブレーキを有する車輪に取り付けられているタイヤに、タイヤ
が熱せられたときタイヤのライナーの材料が揮発ガスを発生しないこと、又は
タイヤの温度が不安全な水準に到達するのを防止する装置が備えられているこ
とを証明できる場合を除き、乾燥した窒素又はタイヤ内の混合ガスが体積比で
5%を超える酸素を含まない不活性なものであることが証明されたガスを充填
しなければならない。

4-4-8 ブレーキ

- 4-4-8-1 承認 車輪及びブレーキで構成される各アセンブリは承認されたものでなければならない。
- 4-4-8-2 ブレーキ系統の性能 ブレーキ系統、関連する系統及び構造は、次の a 及び b の規定に適合するように、設計し、かつ組み立てなければならない。
- a 電気式、空気圧式、油圧式若しくは機械式の連結部若しくは伝達部のいずれかが損傷した場合、又は油圧その他のブレーキ動力源のいずれか 1 個の動力源の能力が失われた場合、ブレーキをかけた停止距離が、2-3-13 の規定により決定される着陸距離の 2 倍以下で飛行機を停止させることができる。
 - b ブレーキ及びその近傍の破壊を生じるブレーキ油圧系統からの作動油の漏れは、地上及び飛行時に危険な火災を起こす又は誘因するのに不充分である。
- 4-4-8-3 ブレーキ制御 ブレーキ制御は次の a 及び b の規定に適合するように、設計し、かつ組み立てなければならない。
- a その操作に過大な操作力を要するものであってはならない。
 - b 自動ブレーキ系統が装備されている場合、次の (a) 及び (b) に規定する方法を備えなければならない。
 - (a) 系統を作動及び不作動させる。
 - (b) 操縦士の手動ブレーキの操作が、系統より優先される。
- 4-4-8-4 パーク用ブレーキ 飛行機には、飛行機が乾いた水平な滑走路で、一発動機が最大推力でその他の一つ以上の発動機が地上暖速推力である最も不利な組み合わせの場合において、作動後は操縦者が注意しなくても、ころがり出すのを十分防止できるパーク用ブレーキ操作装置を装備しなければならない。操作装置は適切な位置にあり、不用意な操作を防止するために適切に保護されていなければならない。操縦室には、パーク用ブレーキが完全に解放されていないことを示す表示がなければならない。
- 4-4-8-5 アンチ・スキッド系統 アンチ・スキッド系統が装備されている場合、次の a 及び b の規定に適合しなければならない。
- a 外的な調整なしに、予想される滑走路状態で十分に作動しなければならない。
 - b 自動ブレーキ系統が装備されている場合、常に、アンチ・スキッド系統が優先しなければならない。
- 4-4-8-6 ブレーキのエネルギー容量
- a 設計着陸停止 設計着陸停止は、最大着陸重量における運用上の着陸停止である。各車輪、ブレーキ及びタイヤ・アセンブリの設計着陸停止のブレーキの運動エネルギー吸収要件が決定されなければならない。車輪、ブレーキ及びタイヤ・アセンブリは、ブレーキについて規定された全ての摩耗範囲にわたり、当該運動エネルギーの水準以上の吸収能力を有することを、動力計を用いた試験により実証しなければならない。飛行機の製造者によるブレーキ要件から設定されるエネルギー吸収率は達成されなければならない。平均減速率は 3m/s^2 (10ft/s^2) 未満であってはならない。
 - b 最大運動エネルギー加速停止 最大運動エネルギー加速停止は、飛行機の離陸

重量と速度の最も厳しい組み合わせに対する離陸中止である。各車輪、ブレーキ及びタイヤ・アセンブリについて、ブレーキの加速停止運動エネルギー吸収要件が決定されなければならない。車輪、ブレーキ及びタイヤ・アセンブリは、ブレーキについて規定する全ての摩耗範囲にわたり、当該運動エネルギーの水準以上の吸収能力を有することを、動力計を用いた試験により実証しなければならない。飛行機の製造者のブレーキ要件から設定されるエネルギー吸収率は達成されなければならない。平均減速率は 1.8m/s^2 (6ft/s^2) 未満であってはならない。

- c 最も厳しい着陸停止 最も厳しい着陸停止は、飛行機の着陸重量と速度の最も厳しい組み合わせにおける停止である。各車輪、ブレーキ及びタイヤ・アセンブリについて最も厳しい着陸停止のブレーキの運動エネルギー吸収要件が決定されなければならない。車輪、ブレーキ及びタイヤ・アセンブリは、ブレーキ・ヒート・シンクの公称の最大摩耗限界において、当該運動エネルギーの水準以上の吸収能力を有することを、動力計を用いた試験により実証しなければならない。最も厳しい着陸停止は、発生が極度にあり得ない故障状態について、又は最大エネルギー加速停止のエネルギーの方がより厳しい場合には、考慮する必要はない。

4-4-8-7 高エネルギー状態での動力計停止後のブレーキ状態 4-4-8-6 に規定される高エネルギー停止の実証後、駐機ブレーキを即時かつ十分に少なくとも 3 分間以上加えた場合に、駐機ブレーキを加えてから少なくとも 5 分間、タイヤ又は車輪及びブレーキ・アセンブリに関連した火災を含む、飛行機について安全かつ完全な避難を妨げる可能性があるいかなる状態も発生しない（又は停止中に発生しない）ことが実証されなければならない。

4-4-8-8 エネルギー蓄積系統 4-4-8-2 a の規定に対する適合性を示すためにエネルギー蓄積系統が利用される場合には、利用可能な蓄積エネルギーを航空機乗組員に指示する装置を設けなければならない。利用可能な蓄積エネルギーは、以下の a 及び b に対し十分でなければならない。

a アンチ・スキッド系統が作動していない場合に、少なくとも 6 回の完全なブレーキが利用可能であること

b アンチ・スキッド系統が作動している場合には、その飛行機について証明されたすべての滑走路面状態において、完全な停止ができること

4-4-8-9 ブレーキ摩耗指示装置 各ブレーキ・アセンブリについて、ヒート・シンクが許容される限界まで摩耗したことを指示する手段を設けなければならない。この手段は、信頼性があり、かつ、容易に目視可能でなければならない。

4-4-8-10 過熱による破裂の防止 ブレーキを有する各車輪は、ブレーキ温度の上昇によって生じる車輪の損傷、タイヤの破裂、又はその両方を防止する手段を設けなければならない。さらに、すべての車輪は、4-4-6-4 の規定を満足しなければならない。

4-4-8-11 互換性 航空機及びその系統に対する車輪及びブレーキ・アセンブリの互換性は、実証されなければならない。

4-4-9 スキー スキーは、承認されたものでなければならない。各スキーの公称最大制限荷重は、第Ⅲ部に規定する地上荷重要件のうち適用できる規定によ

り決定される最大制限荷重以上でなければならない。

4－5 フロート及び艇体

4－5－1 主フロートの浮力 主フロートは、次の規定に適合するものでなければならない。

4－5－1－1 水上機又は水陸両用機の最大重量を真水中において支えるのに必要な浮力に対し、その 80%に等しい浮力の余裕を有すること。

4－5－1－2 5 個以上のほぼ等しい容積の水密区劃を有すること。

4－5－2 主フロートの設計 主フロートは、承認されたものであり、かつ、3－7－1 の規定に適合するものでなければならない。

4－5－3 艇体

4－5－3－1 艇体は、隣接したいずれの 2 個の区画が浸水しても、艇体及び補助フロート（タイヤがある場合はこれを含む。）の浮力が、荒れた真水中で飛行機を転覆させないだけの十分余裕のある正の安定性を与えるように十分な数の水密区画に分割したものでなければならない。

4－5－3－2 隔壁には、区画間の連絡のために水密とびらを設けてもよい。

4－6 乗客、乗組員及び荷物のための設備

4－6－1 操縦室

4－6－1－1 操縦室及びその付属物は、（7－2－9の規定により設定された）最少航空機乗組員が不当な注意力集中による疲労を伴わないでその任務を遂行できるように設備しなければならない。

4－6－1－2 4－6－5－1に示した主操縦装置（索及び棒を除く。）は、（7－2－9の規定により設定された）最少航空機乗組員のうちどの乗組員又は操縦装置のいかなる部分も内側のプロペラハブの中心を通りその回転面と前後5°の角度をなす線によって生成される2つの面との間の区域内にないように、プロペラに関して配置しなければならない。

4－6－1－3 副操縦席を設ける場合は、飛行機は、正副両方の操縦席から同じ安全度をもって操縦できなければならない。

4－6－1－4 操縦室は、雨中又は雪中飛行において乗組員の任務又は構造に有害となる水漏れのないように設計しなければならない。

4－6－1－5 操縦室の装備品は、飛行機の安全な運航の妨げとなるような振動及び騒音特性を持つものであってはならない。

4－6－1 A 操縦室ドア

施錠できるドアが操縦室と客室との間に設けられている飛行機にあっては、以下の規定を適用する。

4－6－1 A－1 最大客席数が20を超える飛行機にあっては、非常脱出口の配置は、乗組員と乗客の双方が、操縦室ドアを使用することなく、それぞれのために設けられた非常脱出口に到達することができるように設計しなければならない。

4－6－1 A－2 操縦室ドアが噛み込みのため開かなくなった場合でも、航空機乗組員が操縦室から客室に直接入るための手段が提供されていなければならない。

4－6－1 A－3 航空機乗組員がその職務を遂行できなくなった場合、客室乗務員が操縦室に入るための非常手段が提供されていなければならない。

4－6－2 操縦室視界

4－6－2－1 非降水状態 非降水状態に対し次の規定を適用する。

a 乗組員室は、十分広い、明瞭な、かつ、ひずまない視界を有し、操縦者が地上滑走、離陸、進入及び着陸を含む飛行機の運用限界内のすべての運動を安全に遂行できるものでなければならない。

b 操縦室は、（7－2－9の規定により設定された）最少航空機乗組員の通常の任務を妨げるような直接光及び間接光を受けないものでなければならない。また、これを非降水状態において、昼間飛行試験及び夜間飛行試験により証明しなければならない。

4－6－2－2 降水状態

降水状態に対し次の規定を適用する。

a 正及び副両方の操縦者が、すべての普通の飛行姿勢において飛行経路に沿って十分広い視界をうるように、降水状態中風防の必要な部分を透明に保つ装置を備えなければならない。この装置は、次の（a）及び（b）の状態で、

乗組員が上記の部分に注意を払いつづけなくとも機能が果たされるように設計しなければならない。

- (a) 揚力装置及び抗力装置を引き込んだ形態で、 $1.5V_{SR1}$ までの速度における豪雨中
- (b) 着氷気象状態での飛行について証明を受けようとする場合は、附録 C で規定する着氷気象状態及び下記の附録 O で規定する着氷気象状態
 - 1) 6-5-4 A-1 a に基づき証明される飛行機については、着氷検知後の、飛行機の安全な離脱が証明された着氷気象状態
 - 2) 6-5-4 A-1 b に基づき証明される飛行機については、飛行機が安全に運航できる着氷気象状態及び着氷検知後の飛行機の安全な離脱が証明された着氷気象状態
 - 3) 6-5-4 A-1 c に基づき証明される飛行機及び 6-5-4 A を条件としない飛行機については、全ての着氷気象状態
- b a で求められる視界を確保するために用いられる系統の単一故障は、規定される降水状態において、両方の操縦者の a で求められる視界の喪失を引き起こしてはならない。
- c 正操縦者のために、次の(a)から(c)に規定する 1 個の窓を有さなければならない。
 - (a) 室内が与圧されていないときに a に規定した状態において開けることができること。
 - (b) a に規定した視界を得ることができること。
 - (c) 操縦者の視界の妨げとなる要素に対して十分な保護を有すること。
- d 以下の事態においても、少なくとも 1 人の操縦者が飛行機を安全に着陸させるために十分な程度に、透明である範囲が明瞭に保たれることが証明される場合、c に規定される開放可能な窓を備える必要はない。
 - (a) a に規定される降水状態において、6-1-5 の規定に従って発生することが極めて稀と示されない系統のいかなる故障又は故障の組み合わせ
 - (b) 激しいひょう、鳥又は虫との衝突
- 4-6-2-3 風防及び窓の内側の曇り 飛行機には、降水状態を含む機体内および機体外のあらゆる飛行機が運用される大気状態においても 4-6-2-1 に規定された視界を得るガラス面積にわたって、風防及び窓ガラスの内側の曇りを防止する手段を備えなければならない。
- 4-6-2-4 操縦者が外部視界と計器目視の最良の組み合わせが得られるための座席位置を決めることができるように、各操縦者位置には固定した標識又はその他の表示を備えなければならない。点灯式の標識又は標示を使用している場合にはそれらのものは 6-4-1 の規定を満足しなければならない。
- 4-6-2-5 透明なディスプレイを用いた視覚システム
 - ヘッド・アップ・ディスプレイ、ヘッド・マウント・ディスプレイ又はその他の同等のディスプレイ等の操縦者の外部視野内に設置される透明なディスプレイ画面を用いた視覚システムは、非降水及び降水状態において以下の要件を満たさなければならない。
 - a 視覚システムのディスプレイが作動している間、ディスプレイ内で視認できるもの並びにディスプレイを通して及びその周辺で視認できるものと

の組合せにより、操縦者が 4-6-2-1 の運動の操作及び通常の任務を遂行できるように、当該システムが操縦者の外部視野に与える影響を補償するものでなければならない。

- b 操縦者の視界における外部の景観は、透明なディスプレイ画面又は視覚システムの映像によって、ゆがめられてはならない。視覚システムが、映像を表示したり、映像又は外部地形に関連付けられた記号（姿勢記号、飛行経路方向及び飛行経路角度参照指示を含む。）を表示するときには、その映像及び記号は外部の景観に整合し縮尺が合っていないなければならない。
- c 視覚システムは、ディスプレイを用いる操縦者が主操縦装置又は推力制御装置から手を離すことなく、必要に応じて視覚システムの映像を直ちに不作用にする方法及び再び作動させる方法を有しなければならない。
- d 視覚システムが作動していないときには、当該システムは操縦者が 4-6-2-1 a で規定された運動の操作を行うことを制限してはならず、かつ、乗組員室が 4-6-2-1 b の規定を満たすことを制限してはならない。

4-6-3 風防及び窓

4-6-3-1 内側のガラス板は、破壊しても危険な破片とならない安全な材料を用いたものでなければならない。

4-6-3-2 操縦者が普通の操作を行なっている際は、操縦者のすぐ前にある風防ガラス及びそのような風防ガラスの支持構造は、1.8kg (4lb) の鳥が飛行経路に沿って、3-3-3-1 の規定により選定された海面上の V_C の値に等しい相対速度で衝突しても、突き破られないような十分な強度を有するものでなければならない。

4-6-3-3 解析又は試験により、風防が破壊して危険な破片となることが極めて少ないことが証明されない限り、鳥の衝突により風防の破片が飛び散って操縦者に危険を及ぼすことのないように適当な方法を講じておかなければならない。このことは、飛行機の前面にあり、機軸に対し 15° 以上の傾斜を有し、かつ、破壊によって生じた破片が操縦者に危険を及ぼすような位置にある操縦室の各透明ガラスについて証明しなければならない。

4-6-3-4 与圧装置を有する飛行機の風防及び窓は、連続的、かつ、周期的な与圧荷重、使用材料固有の材質及び温度と温度差の影響などの高々度飛行に特有な因子に基づいて設計しなければならない。風防及び窓はその装備またはそれに伴う系統におけるいかなる単一の破壊の後でも与圧差による最大荷重と最も厳しい空気力及び温度の効果を組合わせた荷重に耐えることができなければならない。この場合、（7-2-9 の規定により設定された）最少航空機乗組員にとって明らかな単一破壊を生じた後、与圧差は最大から次第に減少し、運用限界に従って、飛行機は客室高度 4,500m (15,000ft) 以下で安全に飛行すると仮定してよい。

4-6-3-5 操縦者の前方にある風防パネルは、いずれか一つのパネルを通しての視界が失われた場合でも操縦者席にいる操縦者が、残りの一つ以上の風防パネルを継続した安全な飛行及び着陸を行うために、利用することができるように配置しなければならない。

4-6-4 操縦室の操縦装置及び操作装置

4-6-4-1 すべての操縦装置及び操作装置は、操作に便利であり、かつ、混同したり、不用意に操作することのないよう配置しなければならない。

4-6-4-2 操縦装置及び操作装置の操作及び作動の向きは、4-6-5の要件に適合するものでなければならない。他の操縦装置又は操作装置の操作と関連する装置の作動の向きは、できる限り、飛行機の運動又は被操作部の運動の向きに一致させなければならない。また回転式操作により被操作部の作動又は運動の量を変化させる操作装置は、作動停止の位置から時計方向に動かせば、被操作部の作動又は運動の量が次第に増加して操作範囲一杯の位置まで達するものでなければならない。

4-6-4-3 操縦装置及び操作装置は、操縦者席に関して、操縦室の構造又は身長 1.58m (5ft2in) から 1.91m (6ft3in) までの安全バンド及び肩バンド（装備されている場合）を締めて着席している（7-2-9の規定により設定された）最少航空機乗組員の被服にあたることなく、操作範囲一杯まであらゆる自由な操作ができるように配置しなければならない。

4-6-4-4 各発動機の同種類の操作装置は、どの発動機用のものか、混同することのないように配置しなければならない。

4-6-4-5 フラップ操作装置及びその他の補助高揚力装置操作装置は、絞弁後方のペデスタル中央頂点又はペデスタル中心線の右側に、かつ着陸装置操作装置の後方 25cm (10in) 以上離れた位置に配置しなければならない。

4-6-4-6 着陸装置操作装置は、絞弁の前方に配置し、かつ、安全バンド及び肩バンド（装備されている場合）を締めて着席している正及び副のどちらの操縦者も操作することができるものでなければならない。

4-6-4-7 操作装置のつまみは、4-6-6に規定する形状のものでなければならない。同一種類の操作装置のつまみは同じ色でなければならないが、他の操作装置及び操縦室の色と対照的な色でなければならない。

4-6-4-8 （7-2-9の規定により設定された）最少航空機乗組員の一人として機関士を必要とする飛行機にあっては、航空機乗組員がお互いに邪魔にならず、それぞれの任務を十分遂行できるように配置した機関士席を設けなければならない。

4-6-5 操縦室の操縦装置及び操作装置の操作及び運動の向き 操縦室の操縦装置及び操作装置は、次に掲げる操作と作動の向きに従って動くように設計しなければならない。

4-6-5-1 主操縦装置及び補助操縦装置

a 主操縦装置

操縦装置	操作と運動の向き
補助翼	右翼下げに対し右方向（時計方向）
昇降舵	機首上げに対し後方
方向舵	機首を右に向けることに対し右ペダル前方

b 補助操縦装置

操縦装置	操作と運動の向き
フラップ（又は他の高揚力装	フラップを上げるためには前方

置) トリムタブ（又はこれに相当するもの）	フラップを下げるためには後方 トリムタブ操縦装置の軸に平行な軸まわりに飛行機におこる回転と同じ向き

4－6－5－2 動力装置及びその他の操作装置

a 動力装置操作装置

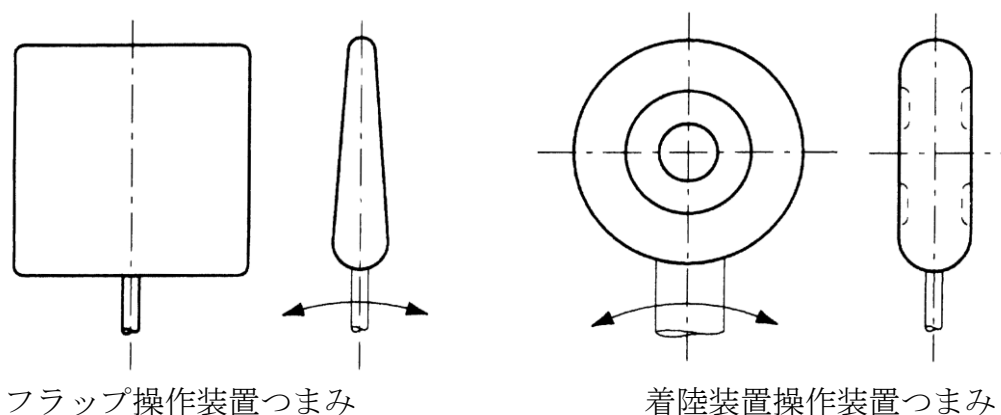
操作装置	操作の向きと効果
出力及び推力	前向き推力を増すためには前方 後向き推力を増すためには後方
プロペラ	回転数を増すためには前方
混合気操作装置	燃料混合気の濃度を濃くするためには前方又は上方
気化器空気予熱操作装置	気化器空気温度を冷にするためには前方又は上方
過給機	過給機増速比を低にするためには前方又は上方 排気タービン過給機の場合は、圧力を増すためには前方、上方又は時計方向

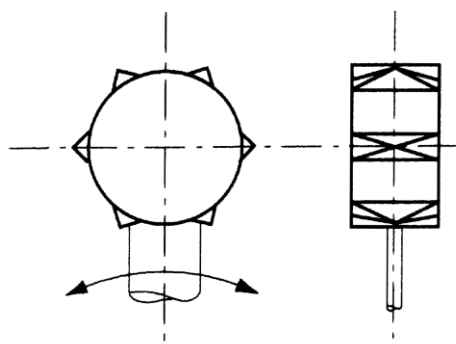
b その他の操作装置

操作装置	操作と運動の向き
着陸装置	下げるためには下方

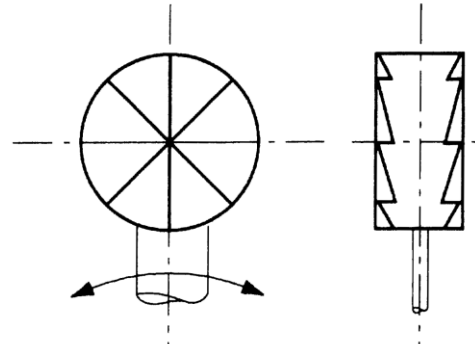
4－6－6 操縦室の操縦装置及び操作装置のつまみの形状

操縦装置及び操作装置のつまみの形状は、次の図に示すようなものでなければならない。（ただし、寸法又は相対的大きさは必ずしも正確なものでなくてもよい。）

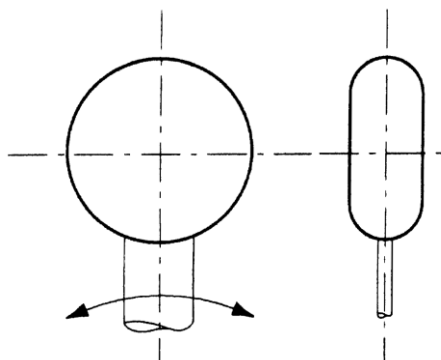




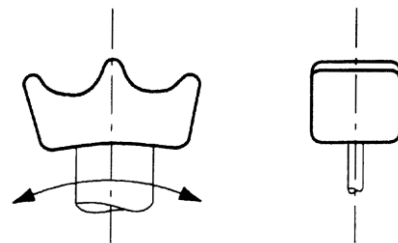
混合気操作装置つまみ



過給機操作装置つまみ



出力又は推力つまみ



プロペラ操作装置つまみ

4-6-7 胴体のとびら

4-6-7-1 一般 本項の規定は、ハッチ、開放可能な窓、アクセス・パネル、カバー等を含む、開閉に工具を必要としない胴体外側にある胴体の全てのとびらに適用される。これらは、第Ⅲ部に規定された故障状態において二次的な圧力隔壁として機能するように特別に設計された隔壁を含む圧力隔壁を貫くすべてのとびら又はハッチについても適用される。これらのとびらは、与圧及び非与圧状態の飛行を考慮して本項の規定を満足し、以下のaからeに従って設計しなければならない。

- a 各とびらは、機械的な故障、又はいかなる単一の構造要素の損傷について、飛行中の開放からの保護装置を設けなければならない。
- b ラッチが外れている場合に危険となる可能性がある各とびらは、与圧及び非与圧状態の飛行中において、完全な閉鎖、ラッチ及び施錠がなされた状況からラッチが外れる状態の発生が極度にあり得ないように設計しなければならない。
- c とびら作動システムの各要素は、機能不良となる可能性がある誤った組立て又は調整が行われる可能性を最小にするように設計されるか、又は実現不可能な場合には明確かつ恒久的に標示されなければならない。
- d とびらの開錠又はラッチの開放を起動できるすべての動力源は、飛行前にラッチ及び施錠システムから自動的に切り離されなければならない、また、飛行中

- に当該とびらへの動力の回復が可能であってはならない。
- e 取り外し可能な各ボルト、スクリュー、ナット、ピン又はその他の取り外し可能なファスナーは、4-1-4の固定の要件を満足しなければならない。
 - f 4-7-4-8に規定するとびらは、4-7-5から4-7-6 Aまでの該当する非常脱出口の要件に適合しなければならない。
- 4-6-7-2 人による開放 すべてのとびらは、人が飛行中に誤って開くことを防ぐ安全装置が設けられなければならない。さらに、飛行中に人がとびらを開く可能性を最小化するために、設計上の予防策を行わなければならない。予防策が補助装置の使用を含む場合には、装置及びその制御系統は、以下のa及びbの規定に従って設計しなければならない。
- a 単一の故障が、2つ以上の出入口を開くことを妨げることがないこと。
 - b 着陸後に出入口を開くことを妨げる故障の発生する可能性が非常に少ないこと。
- 4-6-7-3 与圧防護手段 与圧がかかるすべてのとびらは、完全な閉鎖、ラッチ及び施錠がなされていない場合に、飛行機の与圧が不安全な水準になることを防止する装置を設けなければならない。
- a 当該装置は、想定されていない、いかなる単一の故障又は想定されていない故障の組み合わせが生じた場合であっても、機能するように設計されなければならない。
 - b 4-6-7-8に規定する条件に適合するとびらにあっては、とびらについて予想されるすべての位置において、与圧を防ぐ範囲まで開放されるか又は与圧が生じることによって安全に閉鎖及びラッチをした状態となるのであれば、専用の与圧防護手段を設ける必要はない。これはまた、以下の(a)及び(b)を除くすべての単一の故障及び機能不良状態であっても、示されなければならない。
 - (a) ラッチ機構に故障または機能不良がある場合にあっては、閉鎖後にラッチをかける必要はない。
 - (b) 機械的な故障又は妨害する破片により動かない場合にあっては、動かないとびら又は機構に対する与圧荷重が不安全な状態に至らないことを示すことができるならば、とびらを閉鎖及びラッチする必要はない。
- 4-6-7-4 ラッチ及びロック ラッチ及びロックの機構は、次の規定に従って設計しなければならない。
- a 各とびらは、ラッチをかける装置を設けなければならない。
 - b ラッチ及びその作動機構は、ドアがラッチをかけられている場合に、飛行機のすべての飛行及び地上荷重条件において、ラッチを外す側に力又はトルクが作用しないように設計しなければならない。加えて、ラッチ系統は、ラッチをかけた位置にラッチを保持する手段を含まなければならない。これはロック系統とは独立していなければならない。
 - c 与圧がかかるとびらであって、開くときの最初の動作が内側への動きではないとびらにあっては、以下に適合しなければならない。
 - (a) 各ラッチについて個々にロックがあること。
 - (b) ラッチの可能な限り近くに、ロックが配置してあること。

- (c) 与圧飛行中に、ドアのロック機構のいかなる単一の故障によっても、とびらを確実に閉めるために必要なラッチをロックにより拘束することが妨げられないこと。
 - d 開くときの最初の動作が内側への動きであるとびらであって、ドアのラッチが外れることによって危険な状態に至る可能性があるものにあつては、ラッチが外れることを防ぐロック手段を設けなければならない。ロック手段は、ラッチ機構の単一の故障の場合であっても、ドアが開くことを防ぐ十分なラッチを保証しなければならない。
 - e ラッチ及びラッチ機構がラッチをかけた位置にない場合に、ロックを施錠位置にすることが可能であつてはならない。
 - f ロックが施錠位置にある場合には、ラッチを外すことが可能であつてはならない。ロックは、以下により生じる制限荷重に耐えられるように設計しなければならない。
 - (a) ラッチが手動で作動されるときに操作者の最大の力
 - (b) 動力式ラッチ・アクチュエータが装備されている場合には、当該アクチュエータの荷重
 - (c) ラッチと構造的に対応するものとの間での相対的な動き
 - g ラッチが外れた場合でも危険な状態に至ることがないとびらにあつては、必ずしも4-6-7-4 cから4-6-7-4 fまでの規定を満足するロック機構を備えている必要はない。
- 4-6-7-5 警報、注意及びアドバイザリー表示 とびらは、以下の指示装置を備えなければならない。
- a とびらを閉鎖、ラッチ及び施錠するために必要なすべての作業が完了したときに、そのことを標示する明確な手段が、各とびらの操作者の位置になければならない。
 - b ラッチが外れた場合に危険となる可能性があるすべてのとびらについて、とびらが完全に閉止、ラッチ及びロックされていない場合に、そのことが各操作者の位置からはっきりと目視可能な、明確な手段がなければならない。
 - c とびらが完全に閉鎖、ラッチ及びロックされていない場合にそのことを操縦者へ伝えるため、操縦室に視覚的手段がなければならない。当該手段は、誤った閉止、ラッチ及びロックの指示に至るいかなる故障又は故障の組み合わせが、以下の(a)及び(b)に対して起こらないように設計されなければならない。
 - (a) 与圧がかかるとびらであつて、開くときの最初の動きが内側への動きではないもの
 - (b) ラッチが外れた状態では危険となる可能性があるとびら
 - d いずれかのとびらが完全に閉鎖、ラッチ及びロックされておらず、かつその開放が安全な離陸と着陸復行を妨げる可能性があるものにあつては、離陸滑走を開始する前又は初期の段階に、操縦者に対する音声による警報がなければならない。
- 4-6-7-6 目視検査のための設備 とびらのラッチが外れることが危険な状態に至る可能性がある各とびらには、とびらが完全に閉鎖、ラッチ及びロックされているかどうかについて確実に判断するための直接の目視検査の設備を

備えなければならない。当該設備は、運用中の照明状態の下、又は懐中電灯若しくは同等の光源の手段により、恒久的かつ認識可能でなければならない。

4-6-7-7 特定の整備のためのとびら、取り外し可能な非常脱出口及びアクセス・パネル 整備の目的又は非常脱出以外に通常開放しない一部のとびら及び一部のアクセス・パネルにあつては、以下の a から c までに従って、4-6-7の規定のうちの一部の規定を満足する必要はない。

a 客室の与圧がかからず、飛行中に開放した場合であっても危険な状態には至らないアクセス・パネルについては、4-6-7-1から4-6-7-6までの規定を満足する必要はない。ただし、飛行中に不意に開放することを防止する手段を備えなければならない。

b 整備の目的又は非常脱出以外に通常取り外されることのない内側に開く取り外し可能な非常脱出口、及び操縦室の開放可能な窓は、4-6-7-3及び4-6-7-6の規定を満足する必要はない。

c 4-6-7-8の条件を満足する整備のためのとびらであつて、整備に係る利用に使用を限定する標識が備えられているものにあつては、4-6-7-3及び4-6-7-6の規定を満足する必要はない。

4-6-7-8 危険性のないとびら 4-6-7の目的に対し、以下の a から f までのすべての条件を満足することを示すことができるならば、とびらは飛行中にラッチが外れた状態であっても危険ではないと考えられる。

a 与圧がかかる区画のとびらは、 3450N/m^2 (1/2 psi) を超える圧力にさらされた状態で、ラッチにより拘束されていない場合に、完全に閉鎖した位置に止ること。この判断を行う場合には、人により無作為又は故意に開放されることを考慮する必要はない。

b とびらが飛行の与圧状態又は非与圧状態で開放した場合であっても、とびらが飛行機の内部に残るか、又は飛行機に付随した状態で残ること。この判断は、飛行の与圧状態又は非与圧状態で、人により無作為及び故意に開放されることについての考慮を含まなければならない。

c 飛行中にラッチが外れることにより、客室の減圧が不安全な水準になってはならない。この安全性の評価には、乗員及び乗客に対する生理学的な影響が含まれなければならない。

d 飛行中にとびらが開放した場合であっても、安全な飛行及び着陸を妨げる可能性がある空力的な影響を生じないこと。

e とびらが開放した状態にあつても、飛行機が構造の設計基準を満足すること。この評価は、第Ⅲ部第3章の強度の基準と同様に、4-1-12の空力弾性安定性の基準を含まなければならない。

f とびらのラッチが外れること又は開放が、他の系統又は構造と干渉した結果、安全な飛行及び着陸を妨げることがないこと。

4-6-8 座席、寝台、安全ベルト及び縛帯

4-6-8-1 すべての2歳以上の搭乗者のために座席（又は歩行が困難な人のための寝台）が備え付けられなければならない。

4-6-8-2 離着陸中に使用してよいことになっているすべての場所では、座席、寝台、安全ベルト、縛帯及びその他周辺構造は、非常着陸の場合にそれらを正しく使用する人が3-8-1及び3-8-1Aに規定する慣性力によつ

- て重傷を負わないように設計したものでなければならない。
- 4-6-8-3 座席及び寝台は承認されたものでなければならない。
- 4-6-8-4 飛行機の中心線を含む垂直平面と 18 度を超える角度を有する座席には、安全ベルト及び衝撃を吸収できるよりかかりを装備し、腕、肩、頭部及び背骨を支えるか、又は安全ベルト及び肩バンドを装備し、傷害を与えうるすべての物体に頭部が当たるのを防ぐことにより、座席使用者の頭部に傷害を与えることのないような方法を講じておかなければならない。その他の座席については、座席使用者の頭部に傷害を与えることのないように、安全ベルトを装備し、かつ、座席の型式、位置及び対向角度に応じて次のうち 1 つ以上の方法を講じておかなければならない。
- a 傷害を与えうるすべての物体に頭部が当たるのを防ぐ肩バンド
 - b 頭部が打ち当たる範囲内にある傷害を与えうるすべての物体の除去
 - c 腕、肩、頭部及び背骨を支えるための衝撃を吸収できるよりかかり
- 4-6-8-5 寝台は、3-8-1 に規定する前方慣性力を受けたとき、使用者の静的反力に耐えることができるように、その前端にクッションを当てた端板、帆布製の仕切り又はそれらと同等な方法を講じられるよう設計されなければならない。また、寝台には、非常着陸状態の間、使用者に傷害を与えうる角及び突起物があってはならない。
- 4-6-8-6 すべての座席又は寝台及びその支持構造、並びに安全ベルト又は縛帯及びその固定装置は、使用者 1 人当たりの重量を 77kg (170lb) とし、すべての関連する飛行及び地上荷重状態（3-8-1 項に規定する非常着陸状態を含む。）に対応する最大荷重倍数、慣性力、並びに使用者、座席、安全ベルト及び縛帯の間で発生する反力を考慮して設計されなければならない。さらに以下の規定に適合しなければならない。
- a 座席、寝台及びその支持構造の構造解析及び試験は、前方、側方、下方、上方及び後方（規定された飛行、地上及び非常着陸状態より決定される。）の最も厳しい荷重がそれぞれ別々に働くと仮定するか、又は特定の方向について要求される強度を実証する場合には選定した組合せの荷重を使用することにより行われなければならない。ただし、寝台の安全ベルトに関しては前方荷重倍数を適用する必要はない。
 - b 操縦者用座席は、3-5-3 に規定する操縦力を操縦装置にかけたときに生ずる反力に対して設計されなければならない。
 - c 座席の機体構造への取付部及び安全ベルト又は縛帯の座席又は機体構造への取付部の強度を決定する際には、3-8-1 に規定する慣性力に、（4-1-1 に規定する金具係数の代わりに）係数 1.33 を乗じなければならない。
- 4-6-8-7 操縦室内の各座席は、航空機乗組員が固縛装置を締めて着座した際にも操縦室内の必要なすべての操作が可能な一点解放式の安全ベルト及び肩バンドの組合せからなる固縛装置を装備しなければならない。これを使用しないときは、飛行機の運航及び非常時の緊急脱出の妨げにならないよう組合された固縛装置を固定しておく方法を講じておかなければならない。
- 4-6-8-8 運航に必要な客室乗務員が離陸及び着陸時に使用する客室内の座席は、以下の規定に適合しなければならない。

- a 客室乗務員用座席は、他の場所に設置した方が乗客の緊急脱出の際に適していると認められた場合を除き、下縁が床面にある所要の非常脱出口の近くに設置しなければならない。客室乗務員用座席は、それぞれのA型又はB型非常脱出口に隣接して設置されなければならない。その他の客室乗務員用の座席は下縁が床面にある所要の非常脱出口に可能な範囲で均等に割り当てられなければならない。
 - b 客室乗務員用座席は、下縁が床面にある所要の非常脱出口への近接性を失うことのない範囲で可能な限り、客室内の客室乗務員の責任範囲を直接視認できるよう配置されたものでなければならない。
 - c 客室乗務員用座席は、座席を使用しないとき、客室通路及び出入口の使用を妨害することのないよう配置しなければならない。
 - d 客室乗務員用座席は、客室乗務員がサービスエリア、積載室又はサービス用の装備品から飛び出した物品に衝突し負傷する可能性が最小になるように配置されなければならない。
 - e 客室乗務員用座席は、腕、肩、頭部及び背骨を支えるよう設計された衝撃を吸収できるよりかかりを設けた前向き又は後向き座席であること。
 - f 客室乗務員用座席は、一点解放式の安全ベルト及び肩バンドの組合せからなる固縛装置を装備しなければならない。これを使用しないときは、非常時の緊急脱出の妨げにならないよう固縛装置を固定しておく方法を講じておかなければならない。
- 4-6-8-9 安全ベルトは、金属と金属との噛み合いによる固定装置を備えなければならない。
- 4-6-8-10 座席背部に握りがないときは、中程度の荒天候での飛行中に乗客及び乗組員が通路を使用する間、自らを安定させることができるように通路に沿って握り又は手すりを設けなければならない。
- 4-6-8-11 通常の飛行中、着席者又は飛行機の中を移動する者に傷害を与えるおそれのある突起物には、すべてクッションを当てなければならない。
- 4-6-8-12 運航の規定により要求される操縦室内の前方オブザーバ用座席は、必要な路線審査の実施のための使用に適していることが証明されたものでなければならない。
- 4-6-9 積載室
- 4-6-9-1 貨物、荷物、機内用品および装備品（救命筏など）を積載する部室およびその他の積載室は、標示された最大積載物重量に対し、並びに、規定の飛行及び地上の荷重状態と3-8-1-2 cに規定する非常着陸状態とに対応する最大荷重倍数での最も不利な荷重分布に対し設計されなければならない。ただし、非常着陸状態での力は、特定の方向において、当該部室内の積載物の荷崩れにより下記の状況の発生が想定される場合に適用する。
- a 搭乗者に直接的な傷害を与える。
 - b 隣接のシステムに損傷を与えることにより、燃料タンク又は配管が貫通し、火災又は爆発の危険を生じる。
 - c 非常着陸後において使用される脱出設備が機能しなくなる。
- 操縦者席を除き、乗員定員が10人以上の飛行機にあっては、客室内の荷物室は、完全に密閉されるものでなければならない。ただし、座席下及び頭上の

- 乗客用の積載室は除く。
- 4-6-9-2 積載室には、その積載物が4-6-9-1に規定した荷重により移動して危険を及ぼすことのないように、適当な方法が講じられていなければならない。客室及び乗組員室の積載室に、掛け金式のとびらを使用する場合は、その設計は運用中に予想される摩耗及び劣化が考慮されなければならない。
- 4-6-9-3 荷物室灯を装備する場合には、荷物室灯は、電球と荷物とが接触しないように装備しなければならない。
- 4-6-10 客室、乗組員室及び調理室内の重量物の保持
- 4-6-10-1 客室、乗組員室及び調理室内の重量物（飛行機の型式設計の一部であるもの）は、規定の飛行及び地上の荷重状態と3-8-1-2に規定する非常着陸状態とに対応する最大荷重倍数をうけるときに移動により危険とならないような方法を講じなければならない。
- 4-6-10-2 各インターホン固縛システムは、3-8-1-2 cに規定する荷重倍数を受けたときインターホンが格納場所にとどまるように設計されたものでなければならない。
- 4-6-11 乗客への通報の標識及び揭示板
- 4-6-11-1 飛行機内での喫煙が禁じられている場合は、客室内に着座している全ての人が認識できるようはっきりとその旨記載した揭示板を少なくとも1つは備えなければならない。喫煙が許可されており、かつ乗組員室が客室と分断されている場合は、「禁煙」を通知するための標識を少なくとも1つは備えなければならない。禁煙を通知するための標識は、喫煙が禁じられた時、航空機乗組員により点灯できなければならず、また、点灯された場合に、あらゆる客室の照明状態の下で、客室のすべての着席者から容易に読めるものでなければならない。
- 4-6-11-2 運航の規定に適合するよう要求された「安全ベルト着用」を通知するための標識は、安全ベルト着用を指示する時、航空機乗組員により点灯できなければならず、また、点灯された場合に、あらゆる客室の照明状態の下で、客室のすべての着席者から容易に読めるものでなければならない。
- 4-6-11-3 可燃性廃棄物用の各容器のふた又はその周辺に、タバコ等を投棄してはならない旨の揭示板を設けなければならない。
- 4-6-11-4 洗面所には、その出入口の扉の両側の明瞭に見える位置に、「禁煙」又は「洗面所内禁煙」と記載された揭示板が設けられていなければならない。
- 4-6-11-5 揭示板又は標識には、文字の代わりにその意図を明確に表現する記号を使用してもよい。
- 4-6-12 床面
業務中濡れる可能性のある全範囲の床面はすべりにくいものでなければならない。
- 4-6-13 保安上考慮すべき事項
- 4-6-13-1 航空機乗組員室の保護
運航の規定により航空機乗組員室ドアを装備しなければならない場合、以下に適合しなければならない。

- a 航空機乗組員室を搭乗区画から分離している隔壁、ドア及びその他の近接可能な境界部分は、航空機乗組員室への入室を認められていない者の強行侵入に抗し、300 ジュール(221.3ft-lb)の衝撃に耐えるよう設計されなければならない。
 - b 航空機乗組員室を搭乗区画から分離している隔壁、ドア及びその他の近接可能な境界部分は、近接可能なドアの握り（ドアノブ又はハンドルを含む）への 1,113N（250lb）の一定の引張り荷重に耐えるよう設計されなければならない。
 - c 航空機乗組員室を搭乗区画から分離している隔壁、ドア及びその他の境界部分は、次の弾丸による衝撃と同等なけん銃の弾丸及び手りゅう弾の破片の貫通に耐えるよう設計されなければならない。
 - (1) 参照速度 436m/s (1,430ft/s) で飛ぶ公称質量 8g (124 グ레인) の 9mm フルメタルジャケット弾
 - (2) 参照速度436m/s (1,430ft/s) で飛ぶ公称質量15.6g (240グレイン) の44マグナム弾（セミ・ジャケット・ホローポイント弾）
- 4-6-13-2 証明を行おうとする最大客席数が60席を超える又は証明を行おうとする離陸全備重量が45,300kg (100,000 lb) を超える飛行機は、爆発物又は発火物の影響を制限するために、次の規定に従って設計しなければならない。
- a 操縦室の煙防護 煙、刺激性ガス及び有害ガスが操縦室に入ることを制限する手段が講じられなければならない。
 - b 客室の煙防護 初期状態の体積濃度の構成が一酸化炭素0.59%及び二酸化炭素1.23%で代表されるような煙、刺激性ガス及び有害ガスにより、客室で乗客が能力喪失に至ることを防ぐ手段が講じられなければならない。
 - c 貨物室の火災抑制 消火剤は、火災を抑制できなければならない。貨物室のすべての火災抑制システムは、支持構造の変位又は散布システムに対する隣接機器の変位を含め、次の影響に耐えるように設計しなければならない。
 - (a) 131.1 m/s (430 ft/s) で移動する直径 0.0127m (0.5 in) のアルミニウム製の球体による衝撃又は損傷。
 - (b) システムの構成部品の投影面積が0.372m² (4 ft²) を超える場合には、これに加わる103.4kPa (15 psi) の圧力荷重。このとき、いかなる方向についても1.22m (4 ft) を超える長さは、1.22m (4 ft) とみなしてもよい。
 - (c) システムとその取付部が相対的に動ける場合、散布システムのあらゆる箇所に加えられる一点荷重による、0.152m (6 inch) の変位（胴体の輪郭によって制限される場合は制限される変位まで）。
 - (d) 4-6-13-2のc (a) から(c) 項は、4-6-13-3のb 項に従い冗長性があるかつ分離されている、又は貨物室から離して装備される構成部品には適用されない。
- 4-6-13-3 証明を行おうとする最大客席数が60席を超える又は証明を行おうとする離陸全備重量が45,300kg (100,000 lb) を超える飛行機は、以下に適合しなければならない。
- a 危険性が最も低い爆発物設置場所 飛行機は、飛行上重要な構造及びシステムを爆発した場合の損傷から最も効果的に保護するための、爆弾又はその他の爆発物を置くことのできる指定場所を有するように設計しなければならない。

b 諸系統の残存性

(a) 現実的でない場合を除き、継続した安全な飛行及び着陸に必要な、冗長性のある飛行機系統間は、少なくとも次の直径の球体に等しい大きさで物理的に分離されなければならない。

$$D=2\sqrt{(H_0/\pi)}$$

(ここで、 H_0 は、3-4-3-5のb項で定義され、 D は1.54m (5.05 ft) を超える必要は無い。) 当該球体は、客室及び貨物室の前方及び後方隔壁で区切られた胴体内のあらゆる場所に適用され、それ以外の部分については、球体の1/2が適用される。

(b) 4-6-1 3-3のb (a) 項への適合が現実的でない場合、当該系統の残存性を最大にするように、設計上、他の予防手段が講じられなければならない。

c 探索を容易にする室内設計 飛行機の客室の以下の区画において、簡単な検査により、武器、爆発物又はその他の物体の隠匿を防止する、あるいは発見を促す設計上の特徴を有しなければならない。

(a) 頭上の荷物入れの上の領域は、通路からの簡単な探索の際に物体が視界から隠されることを防止するように設計されなければならない。体積が 328cm^3 (20in^3) 以上の物体の隠蔽を防止する設計は、この要件を満足する。

(b) 便器は、直径が 5cm (2.0in) を超える固体の通過を防止するように設計しなければならない。

(c) 救命具及びその格納場所は、不正に手を加えられたことが明白になるように設計されなければならない。

4-6-1 3-4 各化学酸素発生装置又はその装備方法は、次のいずれかの要求を満たすことにより、意図的な操作から保護できるように設計されなければならない。

a 不正に手を加えようとするに対し、これを防止する効果的な手段を備えること。

b 不正に手を加えようとするに対し、これを防止する手段及び手を加えたことが明確に判別できる機能の効果的な組み合わせを備えること。

c 化学酸素発生装置に手を加えようと試みたことが、直ちに明白になる場所又は取り付け方法で装備されること。

d a、b及びcの組み合わせであって、国土交通大臣より安全な装備であると認められたものであること。

4-6-1 3-5 例外 貨物輸送にのみ使用される飛行機は、4-6-1 3-2のa項及びc項並びに4-6-1 3-3のb項の要件にのみ適合すればよい。

4-6-1 3-6 [保留]

4－7 非常設備

4－7－1 非常着水設備

4－7－1－1 非常着水設備に対する証明を得ようとする場合は、4－7－1、4－7－4－5、6－5－1及び6－5－3－1の規定に適合しなければならない。

4－7－1－2 非常着水のととき乗客及び乗組員に直接傷害を与え、又は機体からの脱出が不可能になるような状態が起らないようにするために、飛行性を害さない範囲であらゆる方法を講じなければならない。

4－7－1－3 非常着水のとときの飛行機に起りそうな状態は、模型試験又は非常着水特性が判っている類似型式の飛行機との比較により検討しなければならない。この場合において、空気取入口、フラップ、突出物その他の実機の水力的特性に影響を及ぼしそうなあらゆる要素を考慮しなければならない。

4－7－1－4 飛行機は、非常着水の際に予想されるあらゆる水上条件において、乗客及び乗組員の全員が機体外にのがれ、6－5－3の規定により要求される救命筏に乗るのに十分な時間浮かんでいることができ、かつ、適当な釣合を保つことができることを証明しなければならない。4－7－1－4の規定に適合することを浮力及び釣合の計算により証明する場合は、予想される構造破損及び浸水を適当に考慮しなければならない。漏洩することなく着水に耐えうると予想される（燃料放出装置を装備する。）燃料タンクにあっては、放出することのできる燃料容積を浮力容積と考えてよい。

4－7－1－5 出入口のとびら及び窓は、起りそうな最大局部圧力に耐えるように設計しなければならない。ただし、（4－7－1－3及び4－7－1－4に規定する。）非常着水のとときの飛行機に起りそうな状態の検討において、その破壊の影響を考慮した場合はこの限りでない。

4－7－2 非常脱出設備

4－7－2－1 客室及び乗組員室には、火災の可能性を考慮して、着陸装置が上げ位置及び下げ位置のいずれの場合においても、非常着陸の際に急速に脱出できるように非常脱出のための装置を設けておかなければならない。

4－7－2－2 [保留]

4－7－2－3 乗客定員が44人を超える飛行機にあっては、証明が必要な運航の規定により要求される乗組員の数を含む最大座席数の搭乗者が、模擬された非常状態において90秒以内に飛行機から地上に脱出することができることを証明しなければならない。この要件への適合性は、第Ⅲ部附録Jに規定された試験基準に基づいた実際の試験により証明しなければならない。ただし、解析及び試験の組合せにより得られるデータが実際の非常脱出の実施により得られるものと同等であると認められる場合を除く。

4－7－2－4 [保留]

4－7－2－5 [保留]

4－7－3 [保留]

4－7－4 非常脱出口

4－7－4－1 型式 非常脱出口の型式は、次のように定義する。

a I型 幅61cm (24in) 以上、高さ122cm (48in) 以上の矩形状の開口

- で、20cm (8in) 以下の半径の隅の丸みを有するものであり、その下縁が床面にあるもの。
- b II型 幅 51cm (20in) 以上、高さ 112cm (44in) 以上の矩形形状の開口で、18cm (7in) 以下の半径の隅の丸みを有するもの。II型非常脱出口はその下縁が床面にあるものでなければならない。ただし、主翼の上に脱出するものであり、かつ、機体内の高低差が 25cm (10in) 以下、機体外の高低差が 43cm (17in) 以下である場合は、その下縁が床面になくてもよい。
 - c III型 幅 51cm (20in) 以上、高さ 91cm (36in) 以上の矩形形状の開口で、18cm (7in) 以下の半径の隅の丸みを有するもの。機体内の高低差は 51cm (20in) 以内であること。主翼の上に脱出するものにあつては、機体外の高低差は 69cm (27in) 以下であること。
 - d IV型 幅 48cm (19in) 以上、高さ 66cm (26in) 以上の矩形形状の開口で、16cm (6.3in) 以下の半径の隅の丸みを有するもので、かつ、主翼の上に脱出するものであり、機体内の高低差が 74cm (29in) 以下、機体外の高低差が 91cm (36in) 以下であること。
 - e 胴体下面非常脱出口 客室から与圧隔壁及び胴体下面外板を通過する非常脱出口。その大きさと物理的形態は、飛行機が着陸装置下げで通常の地上姿勢にある場合の I 型非常脱出口と同程度以上の脱出能力を有しなければならない。
 - f テール・コーン非常脱出口 客室から与圧隔壁及び与圧隔壁後方の開くことが可能なテール・コーンを通過する非常脱出口。テール・コーンを開ける方法は簡単明瞭なものであり、かつ、1 回の操作で行えるものでなければならない。
 - g A型 幅 107cm (42in) 以上、高さ 183cm (72in) 以上の矩形形状の開口で、18cm (7in) 以下の半径の隅の丸みを有するものであり、その下縁が床面にあるもの。
 - h B型 幅 81cm (32in) 以上、高さ 183cm (72in) 以上の矩形形状の開口で、15cm (6in) 以下の半径の隅の丸みを有するものであり、その下縁が床面にあるもの。
 - i C型 幅 76cm (30in) 以上、高さ 122cm (48in) 以上の矩形形状の開口で、25cm (10in) 以下の半径の隅の丸みを有するものであり、その下縁が床面にあるもの。
- 4-7-4-2 機体外高低差距離 機体外高低差距離とは、所要の開口部の下縁と、胴体から外に突き出ている、かつ、十分に大きく、目視や触感で探さなくてもわかる足かけとの実際の距離をいう。
- 4-7-4-3 過大非常脱出口 4-7-4に規定された矩形形状の開口を内接でき、かつ、内接させた開口の下縁の高さが機体内及び機体外の高低差についての規定に適合する場合は、4-7-4で規定された開口よりも大きな開口を使用してもよい。この場合、開口の形状は矩形形状であっても矩形形状でなくとも差し支えない。
- 4-7-4-4 非対称性 組になっている非常脱出口は、互いに向き合った対称の位置に置かれる必要はなく、また同じ大きさである必要もないが、4-7-4-7の規定により認められた乗客定員数は、2つのうち小さい方の非常脱

出口によらなければならない。

4-7-4-5 均一性 非常脱出口は、乗客座席の分布を考慮して、できるだけ均一に配分して配置しなければならない。

4-7-4-6 配置

a 所要の乗客用非常脱出口は乗客が容易に到達でき、乗客が脱出するのに最も有効な場所に配置しなければならない。

b 下縁が床面にある非常脱出口が片側について1つしか要求されておらず、かつ、胴体下面非常脱出口又はテール・コーン非常脱出口を有さない場合は、下縁が床面にある非常脱出口は客室の後部に配置されなければならない。ただし、他の場所に配置したほうが乗客が脱出するのに有効となる場合はこの限りでない。

c 下縁が床面にある非常脱出口が片側について2つ以上要求されている場合は、貨客混載型の場合を除き、下縁が床面にある非常脱出口を各側の客室の後端付近に1つ以上配置しなければならない。

d 胴体の各側にそれぞれ1個以上の乗客用非常脱出口を有することが要求される飛行機にあっては、各脱出口端の最短距離を飛行機の機軸に平行に測定した場合、乗客用非常脱出口は、胴体の同一床面の同じ側にあるすべての隣接する非常脱出口から18.28m (60ft) を超えるものであってはならない。

4-7-4-7 必要な型式及び数 乗客定員数は、各側に装備される非常脱出口の型式及び数に基づき決定される。a～iに規定する場合を除き、胴体の側面に装備される各型式の非常脱出口に対し認められる最大乗客定員数は、下表のとおりである。

非常脱出口の型式	乗客定員数 (人)
A型	110
B型	75
C型	55
I型	45
II型	40
III型	35
IV型	9

a 乗客定員数が1～9人の飛行機にあっては、IV型若しくはそれ以上の大きさの主翼の上に脱出できる非常脱出口を各側に1つ以上配置するか、又は、主翼の上に脱出できる非常脱出口を設けない場合は、各側にIII型の大きさよりも大きな非常脱出口を1つ以上配置しなければならない。

b 乗客定員数が10人以上の飛行機にあっては、すべての非常脱出口はIII型又はそれ以上の大きさでなければならない。

c 乗客定員数が10～19人の飛行機にあっては、III型又はそれ以上の大きさの非常脱出口を各側に1つ以上配置しなければならない。

d 乗客定員数が20～40人の飛行機にあっては、各側に2つ以上の非常脱出口を配置し、そのうち1つについてはII型又はそれ以上の大きさでなければならない。

e 乗客定員数が41～110人の飛行機にあっては各側に2つ以上の非常脱出口を配置し、そのうち1つについてはI型又はそれ以上の大きさでなければ

ならない。

f 乗客定員数が 111 人以上の飛行機にあつては、各側に 2 つ以上のⅠ型又はそれ以上の大きさの非常脱出口を 2 つ以上含むものでなければならない。

g Ⅲ型のみを各側に装備することによって認められる最大乗客定員数は 70 人であり、2 列以下の座席により分離された各側にⅢ型を 2 つ装備する場合の最大乗客定員数は 65 人である。

h A 型、B 型又は C 型を装備する場合は、各側に 2 つ以上の C 型又はそれ以上の大きさの非常脱出口でなければならない。

i 乗客用の胴体下面非常脱出口又はテール・コーン非常脱出口を装備され、かつ、1 つ以上の脚柱が破壊することにより非常脱出口の機能に最も不利な状態にあつても、その脱出能力がⅢ型の脱出能力以上である場合は、乗客定員数を次の数だけ増加することが認められる。

(a) 胴体下面非常脱出口を有する飛行機にあつては 12 人

(b) 与圧隔壁に開口された下縁が床面にあるテール・コーン非常脱出口であつて、その開口が幅 51cm (20in) 以上、高さ 152cm (60in) 以上で 18cm (7in) 以下の半径の隅の丸みを有するものであり、かつ、4-7-5 A-1 の規定に適合した承認された補助装置を装備した飛行機にあつては 25 人

(c) 与圧隔壁に開口されたテール・コーン非常脱出口であつて、その開口の大きさ並びに機体内及び機体外の高低差においてⅢ型と同等以上であり、かつ、開口の頂部が客室の床面上から 142cm (56in) 以上であるものを装備した飛行機にあつては 15 人

4-7-4-8 その他の脱出口 以下の脱出口にあつても、4-7-5 から 4-7-6 A までの該当する非常脱出口の規定に適合し、かつ、容易に到達可能なものでなければならない。

a 必要な非常脱出口の最小数を超える、客室内の各非常脱出口

b 客室から到達可能な、下縁が床面にあるとびら又は脱出口であつて、Ⅱ型の脱出口と同じ又はそれを超える大きさであるが幅が 117cm (46in) 以下である他のすべてのとびら又は脱出口

c 他のすべての胴体下側又はテール・コーンの乗客脱出口

4-7-4-9 乗客用の非常着水脱出口 非常着水に関する証明の要否に関わらず、以下の規定に従つて非常着水脱出口を設けなければならない。ただし、4-7-4-7 の規定により必要とされる非常脱出口が、すでに以下の規定に適合している場合はこの限りでない。

a 操縦者席を除き乗客定員数が 9 人以下の飛行機にあつては、各側において喫水線より上にⅣ側以上の大きさの非常脱出口を 1 つ設けなければならない。

b 操縦者席を除き乗客定員数が 10 人以上の飛行機にあつては、機体側面において喫水線より上にⅢ型以上の大きさの非常脱出口を乗客定員数 35 人ごとに（端数が 35 人未満のときは 35 人とみなす。）1 つの割合で、かつ、各側に 1 つ以上、客室に合計 2 つ以上設けなければならない。より大きい非常脱出口の使用又は他の方法により非常着水時の脱出能力が改善されることが証明される場合は、非常脱出口に対する乗客定員の割合を増加させることができる。

c 機体側面において喫水線より上に非常脱出口を設けることができない場合

は、機体側面に必要な非常脱出口と同数のⅢ型以上の大きさの容易に到達できる頭上ハッチを胴体側面の非常脱出口の代わりに設けなければならない。ただし、操縦者席を除き乗客定員数が 35 人以下の飛行機にあっては、胴体側面に必要とされる 2 つのⅢ型非常脱出口の代わりに頭上ハッチを 1 つ設けるだけでよい。

4-7-4-10 航空機乗組員用非常脱出口 航空機乗組員室の近くに乗客用非常脱出口があるが、航空機乗組員がその脱出口を容易に利用できない場合、または、乗客の定員が 20 人を超える飛行機は、航空機乗組員用非常脱出口は、航空機乗組員室内に設けること。当該脱出口は、十分な大きさを有するものであり、乗組員が敏速に脱出できるように配置しなければならない。航空機乗組員室には、胴体の両側に 1 個ずつの脱出口を設けるか、又は、頭上に 1 個のハッチを設けなければならない。各脱出口は、標準寸法の乗組員により非常脱出口としての有効性が充分であることを証明された場合を除き、少なくとも 48cm (19in) × 51cm (20in) の障害物のない矩形状開口でなければならない。

4-7-5 非常脱出口の配置

4-7-5-1 航空機乗組員用非常脱出口を含む非常脱出口は、胴体外壁に設けられた可動とびら又はハッチからなるものであって、かつ、外方に対して妨げのない開口となるものでなければならない。さらに、各非常脱出口は、脱出口が閉鎖されているときに、脱出口の外部の状況を目視可能な手段を備えなければならない。目視の手段は、脱出口と目視の手段との間に障害物が存在しない場合には、脱出口に附属しているか、又は脱出口の近傍にあればよい。また、手段は非常脱出者が地上に最初に降りることが予想される範囲を目視可能なように備えなければならない。非常脱出者が地上に最初に降りることが予想される範囲は、降着装置が降りた状態及び降着装置が破損したときに想定されるすべての状態について、すべての照明条件において目視可能でなければならない。

4-7-5-2 非常脱出口は、飛行機の内側及び外側から開くことができるものでなければならない。ただし、航空機乗組員区域内のスライド窓式非常脱出口は、航空機乗組員室に容易に到達することができる他の承認された非常脱出口がある場合は、飛行機の外側から開くことができなくてもよい。非常脱出口は、胴体が変形していない場合に a から c までの条件で開くことができなければならない。

- a 飛行機が通常の地上姿勢及び 1 つ以上の脚柱が破壊した場合に相当する姿勢にあること。
- b 開放装置を起動してから非常脱出口が完全に開くまでの時間が 10 秒以内であること。
- c なおかつ人々が飛行機の内側からとびらに向かって密集している状態であること。

4-7-5-3 非常脱出口を開く方法は簡単明瞭であり、特別な努力を必要とせず、かつ、暗闇でも容易に位置がわかり、操作できるように配置及び標示をしなければならない。飛行機の内側から非常脱出口を開く方法は、その使用方法について訓練を受けた乗組員にとって、簡単明瞭であることが容易に認めら

- れる場合は、二段操作方法（２個の把手若しくはラッチの操作又は安全装置の離脱等の）を航空機乗組員用非常脱出口の開く方法として用いてもよい。
- 4－7－5－4 単一の動力補助系統又は単一の動力作動系統が非常状態において２個以上の非常脱出口を開放するための主系統であるとき、各非常脱出口は、主系統が損傷した場合であっても4－7－5－2の規定に適合しなければならない。この場合、（主系統が損傷した後に）人力により非常脱出口を作動させてもよい。
- 4－7－5－5 非常脱出口が4－7－5－2及び4－7－5－3の規定に適合することを試験又は解析及び試験の組合せにより証明しなければならない。
- 4－7－5－6 出入口のとびらは、適切な運用手順で使用されているとき、使用する人がプロペラによる危険にさらされないように配置しなければならない。
- 4－7－5－7 非常脱出口は、小規模な破壊着陸により胴体に変形した場合において、その機能を失わないように考慮されたものでなければならない。
- 4－7－5－8 旅客運送用ターボジェット機において運航の規定により要求される場合は、胴体下面非常脱出口及びテール・コーン非常脱出口は、次のa及びbに適合しなければならない。
- a 飛行中に開くことができないように設計製作されていること。
 - b 76.2cm (30in) の位置から判読可能で、かつ出入口を開ける装置の近くのはっきり見える位置に装備された掲示板により、出入口は飛行中に開くことができないように設計製作されている旨掲示されていること。
- 4－7－5－9 各非常脱出口は、非常時に脱出口が一度開放された場合、脱出口を開放位置のままにするための手段を備えなければならない。この手段は、脱出口が開放される場合には作動に別個の操作を必要とはならず、また、解除するためには改めて操作を必要とするものでなければならない。
- 4－7－5 A 非常脱出補助装置及び脱出経路
- 4－7－5 A－1 主翼上にないA型、B型及びC型非常脱出口、並びに飛行機が脚下げで地上にあるときに地上からの高さが1.8m (6ft) を超える高さにある主翼上にない陸上機の非常脱出口は、搭乗者を地上に下ろすための承認された補助装置を装備しなければならない。
- a 乗客用非常脱出口の補助装置は、自立式の滑り台又はそれと同等なものでなければならない。また、A型及びB型非常脱出口の補助装置は、搭乗者が同時に２列平行に脱出できるものでなければならない。補助装置は次の（a）から（e）までの規定に適合しなければならない。
 - （a） 補助装置は自動的に展開されるものでなければならない。かつ、その展開は非常脱出口の開放装置が機内で起動してから非常脱出口が完全に開くまでの間に開始されなければならない。ただし、乗客用非常脱出口が乗客用の出入口又はサービス用の扉と同一であるときは、非常状態でない場合に通常の使用方法で飛行機の内側又は外側から開いたときに補助装置が展開しないような方法が講じられていなければならない。
 - （b） C型非常脱出口に装備された補助装置を除き、補助装置は、展開を開始してから６秒以内に自動的に自立しなければならない。C型非常脱出口に装備された補助装置は、非常脱出口の開放装置を起動してから１０秒

以内に自動的に自立しなければならない。

(c) 補助装置が完全に展開した後の長さは、補助装置の下端がそれ自体を地上に保持され、かつ、1つ以上の脚柱が破壊した後であっても搭乗者を地上に安全に脱出させることができるものでなければならない。

(d) 補助装置は、最も不利な方向から 12.9m/s (25kt) の風が吹く中で展開し、かつ、完全に展開した後に 1 人の援助のみで搭乗者を地上に安全に脱出させることができるものでなければならない。

(e) (モックアップ又は実機に装備された) 各脱出系統において、(非常脱出口ごとに) 5 回連続の展開及び膨張試験が失敗なく行われなければならない。5 回の試験のうち 3 回以上の試験において同じ供試体を使用しなければならない。供試体は 3-8-1-2 に規定された慣性力を受けた後、脱出系統の一次装置により展開し、かつ、膨張しなければならない。試験中に脱出系統の一部が故障したり、又は、正常に作動しない場合には、故障又は不具合の原因を確実な方法により修正した後に、5 回連続で展開試験及び膨張試験が失敗なく行われなければならない。

b 航空機乗組員用非常脱出口の補助装置は、使用目的に適していることが実証された場合は、ロープ又はその他の手段を用いてもよい。補助装置としてロープ又はロープと同等と認められる装置は、(a) 及び (b) の規定に適合しなければならない。

(a) 補助装置は非常脱出口の開口の頂部又はその上部の胴体構造に取り付けなければならない。操縦者用非常脱出窓の脱出装置にあっては、装置の格納又はその取付部により飛行中の操縦者の視界を狭める場合は、他の承認された胴体構造に取付けなければならない。

(b) 補助装置 (及びその取付部) は 181kg (400lb) の静荷重に耐えるものでなければならない。

4-7-5 A-2 主翼上にある A 型又は B 型非常脱出口には客室から主翼に脱出するためのステップ付きの補助装置を装備しなければならない。ただし、補助装置が装備されていない非常脱出口が乗客の脱出能力において主翼上にない同型の非常脱出口と同等以上であることを証明した場合はその限りでない。補助装置が必要とされる場合は、補助装置は非常脱出口が開く際に、自動的に展開され、かつ、自動的に膨張しなければならない。C 型非常脱出口に補助装置を装備する場合は、補助装置は非常脱出口の開放装置を起動してから 10 秒以内に自立しなければならない。その他の型の非常脱出口に装備する場合は、補助装置が展開し始めてから 6 秒以内に自立しなければならない。

4-7-5 A-3 主翼上にある非常脱出口からの脱出経路を設定し、(滑り台として適したフラップの表面を除き) その表面が滑り止めで覆われていなければならない。脱出の流れを方向づける方法が講じられている場所を除き、次の a 及び b の規定に適合しなければならない。

a A 型若しくは B 型の乗客用非常脱出口からの脱出経路又は 2 つの III 型乗客用非常脱出口からの一般的な脱出経路の幅は 107cm (42in) 以上でなければならない。その他の乗客用非常脱出口からの脱出経路の幅は 61cm (24in) 以上でなければならない。

b 脱出経路の表面は、80%以上の反射率を有しなければならない。 また、

脱出経路の表面と標識のコントラスト比が 5 : 1 以上である標識により明示されなければならない。

4-7-5 A-4 4-7-5 A-3 の規定により要求される脱出経路から、最終的に到達する飛行機の構造部の地上から、飛行機が脚下げで地上にあるときの高さが 1.8m (6ft) を超える他の型の非常脱出口は、地上に到達するため脱出を補助する方法を講じなければならない。この場合、以下の規定に適合しなければならない。

a 脱出経路がフラップ上にある場合は、フラップの最端部の地上からの高さは、フラップが離陸形態又は着陸形態のうち高い方で測定しなければならない。

b 補助装置は、1 つ以上の脚柱が破壊された状態で、かつ、最も不利な方向から 12.9m/s (25kt) の風が吹く中でも使用でき、かつ、自立できるものでなければならない。

c A 型又は B 型非常脱出口からの脱出経路に装備された補助装置は、搭乗者が同時に 2 列平行に脱出できるものであるものでなければならない。他の型の非常脱出口からの脱出経路に装備された補助装置は、必要な脱出経路の数と同じ数の平行な列になって搭乗者が同時に脱出できるものでなければならない。

d C 型非常脱出口からの脱出経路に装備された補助装置は、非常脱出口の開放装置が起動してから 10 秒以内に自動的に自立しなければならない。他の型の非常脱出口からの脱出経路に装備された補助装置は自立装置が起動してから 10 秒以内に自動的に自立しなければならない。

4-7-5 A-5 乗客用非常脱出口として適格である乗客用出入口とびらに自蔵式階段が装備されている場合には、階段は、次の a 及び b の状態で、乗客の非常脱出が妨げられないように設計されたものでなければならない。

a とびら、自蔵式階段及びその作動機構が 3-8-1-2 c に規定されたそれぞれの慣性力を受けている場合

b 飛行機が通常地上姿勢及び着陸装置の 1 個以上の脚柱が破損した場合に対応するすべての姿勢にある場合

4-7-6 非常脱出口の標識

4-7-6-1 乗客用非常脱出口には、その識別標識、到達方法及び開放方法を明示しておかななければならない。

4-7-6-2 乗客用非常脱出口の識別標識及び乗客用非常脱出口の位置の指示標識は、客室の幅に等しい距離から認めることのできるものでなければならない。

4-7-6-3 濃い煙のある状態にあつて、乗客及び乗組員が非常脱出口の位置を認めるのを助けるような方法が講じられていなければならない。

4-7-6-4 乗客用非常脱出口の位置は、乗客及び乗組員が客室の主要通路に沿って近づいたとき視認できる標識によって標示しなければならない。次の a から c までに規定する位置指示標識を設けなければならない。

a 各乗客用非常脱出口の近くの通路上、または頭上の空いた場所が低いためにこの通路の上以外の頭上より実用的なときはそのような頭上に 1 個の乗客用非常脱出口位置指示標識。ただし、各脱出口が標識により直ちに認めう

- るときは、1 個の標識を 2 個以上の脱出口用に用いてもよい。
- b 各乗客用非常脱出口の最も近くに、1 個の乗客用非常脱出口位置標識。ただし、標識により直ちに認められるときは、1 個の標識を 2 個の脱出口用に用いてもよい。
 - c 隔壁又は仕切りの向うにあつて見えにくい非常脱出口の位置が容易に分るように、客室の前後の視界を妨げる各隔壁または仕切りの上に標識。ただし、この場所に設けることができない場合は、他の適当な場所に位置指示標識を設けてもよい。
- 4-7-6-5 機内における脱出口の操作把手の位置及び開放方法については次の a～d の方法により標示されたものでなければならない。
- a 各乗客用非常脱出口については、脱出口の上又はその近くに設けた標識で 76cm (30in) の距離から判読できるものであること。
 - b A 型、B 型、C 型又は I 型乗客用非常脱出口の操作把手は、次の (a) 又は (b) の規定に適合したものでなければならない。
 - (a) 160 マイクロランバート以上の初期輝度を有する発光性のもの、又は
 - (b) 目立つ位置にあつて、非常脱出口に乗客が混み合っている場合にも、非常灯により適切な照明を受けているものであること。
 - c [保留]
 - d 把手を回転してはずすことのできる固定装置を有する A 型、B 型、C 型、I 型又は II 型乗客用非常脱出口については、次の (a) から (c) の標識をほどこさなければならない。
 - (a) 軸部の幅が少なくとも 1.9cm (3/4in)、頭部の幅が軸部の 2 倍であり把手の長さの 3/4 にほぼ等しい半径の円形上で少なくとも 70 度の円弧の長さを有する赤色の矢印
 - (b) 把手を一杯に動かして固定装置をはずしたとき、脱出口把手の中心線が矢印の先端から $\pm 2.5\text{cm}$ ($\pm 1\text{in}$) 以内であること。
 - (c) 矢印の頭部の近くに、高さ 2.5cm (1in) の赤色で書かれた、“開”という語
- 4-7-6-6 飛行機の外側から開くことができるように要求されている非常脱出口及びその開放方法は、機体の外側に標示しなければならない。さらに次の a から c までの規定を適用する。
- a 胴体側面の各乗客用非常脱出口に対する外側の標識は、脱出口の輪郭を示す幅 5cm (2in) の着色線を含むものでなければならない。
 - b 着色線を含む、機体外側の標識は、周囲の胴体表面から容易に識別できる、コントラストをもった色としなければならない。

コントラストは、暗い方の色の反射率が 15% 以下の場合には、明るい方の色の反射率が 45% 以上となるようなものでなくてはならない。暗い方の色の反射率が 15% を越える場合は、その反射率と明るい方の色の反射率との間に 30% 以上の差がなければならない。これらの場合反射率とは、物体が反射する光束のその物体に入射する光束に対する比をいう。
 - c 胴体下面脱出口又はテール・コーン脱出口のような胴体側面以外の脱出口にあつては、外部からの開け方を、必要ならば手順も含めて、赤色で目だつように標示しなければならない。ただし、下地の色が赤色を目だたせないよ

うな色である場合は、明るいクロームイエロー色で表示しなければならない。又、開放装置が胴体の片側にしか装備されていない場合は、反対側にその旨を目立つように標示しなければならない。

4-7-6-7 4-7-6-4により要求される標識に、「非常脱出口」の代わりとして「出口」又は「非常口」を用いてもよい。

4-7-6 A 非常用照明

4-7-6 A-1 主照明系統から独立した、非常用照明系統を装備しなければならない。ただし、非常用照明の配電系統が主照明の配電系統より独立しているときは、客室内の全般の照明は、非常用照明および主照明用両者の系統に共通であってよい。非常用照明系統は、次の a 及び b を含むものとする。

a 照明されている非常脱出口の標識及びその位置を示す標識、客室全般の照明源、非常脱出口区域の内部照明並びに床面近接非常脱出経路標識

b 外部非常用照明

4-7-6 A-2 非常脱出口の標識は、

a 操縦者席を除き、乗客定員が 10 人以上の飛行機にあつては、次の (a) 及び (b) の規定に合致しなければならない。

(a) 4-7-6-4 a で規定する乗客用非常脱出位置指示標識および 4-7-6-4 b で規定する乗客用脱出口位置標識は、照明された白地の上に、高さ 3.8cm (1 1/2in) 以上の赤色文字で表示されたものでなければならない。かつ、文字を除き 135cm² (2in²) 以上の面積を有するものでなければならない。照明された下地と文字のコントラストは 10 : 1 以上でなければならない。文字の高さと字画幅との比は、7 : 1 以下、6 : 1 以上とする。上記の標識は、85.65cd・m⁻² (25 フット・ランバート) 以上の輝度を有し、かつ、背景のコントラストの高低が 3 : 1 以下であるように電氣的に内部照明されたものでなければならない。

(b) 4-7-6-4 c で規定する乗客用非常脱出口標識は、文字を除き 135cm² (21in²) 以上の面積を有する白色地の上に、高さ 3.8cm (1 1/2in) 以上の赤色文字で表示されたものでなければならない。上記の標識は、電氣的に照明されるものか、または電氣的方法以外の方法で発光性を有するものでなければならない。かつ、1.27cd・m⁻² (400 マイクロランバート) 以上の初期輝度を有するものでなければならない。電氣的方法以外の方法で発光性を有する標識にあつては、配色を逆にしても良い。

b 操縦者席を除き、乗客定員が 9 人以下の飛行機にあつては、4-7-6-4 a、b および c で規定する標識は、高さ 5cm (2in) 以上の白色地の上に、高さ 2.5cm (1in) の赤色文字で表示されたものでなければならない。上記の標識は、電氣的に内部照明されるか、または電氣的方法以外の方法で発光性を有するもので、0.509cd・m⁻² (160 マイクロランバート) 以上の初期輝度を有するものでなければならない。電氣的方法以外の方法で発光性を有する標識にあつては、配色を逆にしても良い。

4-7-6 A-3 客室全般の照明は、主要通路及び主要通路を結ぶ交差通路の中心線に沿って座席肘掛の高さで、かつ、102cm (40in) の間隔で測定したとき、平均照度が 0.54lx (0.05 フット・キャンドル) 以上、102cm (40in) の間隔で測定したとき照度が 0.11lx (0.01 フット・キャンドル) 以上となるもので

なければならない。

主要通路は、胴体に沿い最前方にある乗客用非常脱出口又は、客室内の座席のうちいずれか前方にあるものから、最後方にある乗客用非常脱出口又は客室内の座席のうちいずれか後方にあるものまでの間にわたっているものとする。

4-7-6 A-4 各々の床面上の乗客用非常脱出口に至る通路の床は、主要通路と脱出口開口部の間において、床より **15cm (6in)** 以内で床に平行に、かつ、乗客の脱出の通路の中心線に沿って測り、**0.21lx (0.02 フート・キャンドル)** 以上に照明されるようになっているものでなければならない。

4-7-6 A-5 床面近接非常脱出経路標識は、客室通路床面から **1.2m (4ft)** を超えるすべての照明源を全て視認できなくなった場合において、乗客に非常脱出の経路を示すものでなければならない。この場合において、床面近接非常脱出経路標識は、次の a 及び b に適合したものでなければならない。

a 夜間、暗やみにおいて各乗客が乗客用座席を離れた後、当該乗客用座席の前後の左右対になった脱出口又は最寄りの脱出口に至る乗客通路床面に沿った非常脱出経路を視認できること。

b 夜間、暗やみにおいて各乗客が、客室床面から **1.2m (4ft)** を超えない高さにある標識及び視認できる特徴のみによって、非常脱出経路から各脱出口を容易に確認できること。

4-7-6 A-6 4-7-6 A-8 の規定に合致するものであって、1 つの補助装置に用いられ、飛行機の主非常用照明系統に独立であり、かつ、補助装置が自立したときに自動的に作動するように設備された副系統を除き、非常用照明系統は次の a、b 及び c の通り設計されなければならない。

a 照明灯は、航空機乗組員席から手動で操作することができ、加えて正規の客室乗務員席へ容易に到達できる客室内の場所から手動操作できるものでなければならない。

b 飛行機の電源が入った状態にある場合において、非常用照明の操作装置が作動準備状態にないときに点灯する航空機乗組員用警報灯が備えられていなければならない。

c 操縦室の操作装置には、“オン”、“オフ”及び“準備”の位置があり、操縦室から作動準備にした場合又は操縦室若しくは客室からオン状態にした場合、飛行機の通常の電源が中断したときにおいても、破壊着陸により胴体が横方向に分断された場合を除き、点灯したままであるか又は点灯するものでなければならない。「準備位置」又は「作動位置」から操作装置が不用意に移動しないような保護装置を備えるものでなければならない。

4-7-6 A-7 外部非常用照明は、次の規定に適合するものでなければならない。

a 主翼上面非常脱出口においては、照度は、

(a) 脱出者が客室内から外に出るときに、第一步を踏み出すと考えられる場所 **0.18m² (2ft²)** については、(投射光に垂直に測定した場合) **0.32lx (0.03 フート・キャンドル)** 以上であること。

(b) 4-7-5 A-3 に規定する脱出径路の滑り止めを施した部分で、脱出径路の最小要求幅に対し脱出口から最も遠い側の **30%** の部分については、A型の主翼上非常脱出口については最小 **1.1m (42 インチ)** 及び他の

主翼上非常脱出口については最小 0.6m (2 フート) について、(投射光と垂直に測定した場合) 0.54lx (0.05 フート・キャンドル) 以上であること。

(c) 脚を下げの状態で、設定された脱出径路を使用するとき、脱出者が最初に接地すると考えられる場所では(投射光に垂直に測定した場合)、地表面で 0.32lx (0.03 フート・キャンドル) 以上であること。

b 4-7-5 A-1 により地上に降りるのを助けるための補助装置を要求されない主翼面上以外の非常脱出口においては、照度は、脚を下げた状態で、脱出者が客室から最初に設置すると考えられる場所で、(投射光に垂直に測定した場合) 地表面で 0.32lx (0.03 フート・キャンドル) 以上であること。

4-7-6 A-8 4-7-5 A-1 a 及び 4-7-5 A-4 に規定する、乗客が地上に降りるのを助けるための補助装置は、それが自立した場合飛行機から視認できるように照明されていなければならない。

a 補助装置が、外部非常用照明によって照明される場合は、1 個または 1 個以上の脚柱が破壊した飛行機の各姿勢において、脱出者が設定された脱出経路を通して、普通に最初に接地する、と考えられる自立した補助装置の地上端で、(投射光に垂直に測定した場合) 照度は、0.32lx (0.03 フート・キャンドル) 以上でなければならない。

b 補助装置を照明する非常用照明副系統が他の補助装置を照明せず、飛行機の主非常用照明系統に独立であり、かつ、補助装置が自立したときに自動的に作動するときは、照明設備は、

(a) 収納により、悪影響を受けるようなことがあってはならない。かつ、

(b) 1 個または 1 個以上の脚柱が破壊した飛行機の各姿勢において、脱出者が設定された脱出経路を通して、普通に最初に接地する、と考えられる自立した補助装置の地上端で、(投射光に垂直に測定した場合) 照度は、0.32lx (0.03 フート・キャンドル) 以上でなければならない。

4-7-6 A-9 各非常用照明装置への供給電力は、非常着陸後の最悪な環境条件のもとで、少なくとも 10 分間は要求された照度を与えるものでなければならない。

4-7-6 A-10 蓄電池を非常用照明系統の電源として使用している場合は、飛行機の主電源系統によって充電してもよい。ただし、充電回路は、蓄電池が誤って充電回路へ放電する故障を生ずることがないように設計されたものでなければならない。

4-7-6 A-11 蓄電池、継電器、電灯及びスイッチを含む非常用照明系統の構成部品は、3-8-1-2 に規定する慣性力を受けた後でも正常に作動するものでなくてはならない。

4-7-6 A-12 非常用照明系統は、非常着陸により胴体のどこか 1 ヶ所が横方向に垂直に分断された後でも、次の a、b 及び c に適合するように設計されたものでなければならない。

a 不作動となる照明灯の数は、分断によって直接損傷したものを除き、4-7-6 A で規定するすべての電気式照明の非常用灯火の数の 25% 以下であること。

b 4-7-6-4 b で規定する電気式照明の各脱出口の標識は、分断によっ

て直接損傷したものを除き、照明された状態になっていること。

- c 分断によって直接損傷したものを除き、飛行機の各側面に対する外部非常用燈火のうち、少なくとも 1 個が作動状態となっていること。

4-7-7 非常脱出口への到達

所要の非常脱出口は乗客が容易に到達でき、乗客が脱出するのに最も有効な場所に配置しなければならない。非常脱出口は乗客の分布を考慮してできるだけ均等に配分して配置しなければならない。ただし、客室の両側への脱出口の大きさ及び位置は、対称である必要はない。下縁が床面にある非常脱出口が片側について 1 つしか要求されておらず、かつ、胴体下面非常脱出口又はテール・コーン非常脱出口を有さない場合は、他の場所に配置したほうが乗客が脱出するのに有効になる場合を除き、下縁が床面にある非常脱出口は客室の後部に配置されなければならない。下縁が床面にある非常脱出口が片側について 2 つ以上要求されている場合は、貨客混載型の場合を除き、下縁が床面にある非常脱出口を片側について客室の前端及び後端付近に 1 つ以上配置しなければならない。さらに以下の規定に適合しなければならない。

- 4-7-7-1 最も近い主通路から A 型、B 型、C 型、I 型又は II 型非常脱出口へ通じる通路、及び個々の客室間に通路がなければならない。A 型又は B 型非常脱出口へ通じる通路は、障害のない幅 91cm (36in) 以上のものでなければならない。個々の客室間の通路及び I 型、II 型又は C 型非常脱出口へ通じる通路は、障害のない幅 51cm (20in) 以上のものでなければならない。主通路が 2 つ以上ある場合を除き、A 型又は B 型非常脱出口は、乗客が前方及び後方のいずれの方向からでも主通路に沿って行けるように配置しなければならない。主通路が 2 つ以上ある場合は、主通路間には、障害のない幅 51cm (20in) 以上の交差通路がなければならない。さらに以下の規定に適合しなければならない。

- a 交差通路は、A 型又は B 型非常脱出口と当該非常脱出口に最も近い主通路との間の各通路に直接通じるものであること。
- b 交差通路は、I 型、II 型又は III 型非常脱出口と当該非常脱出口に最も近い主通路との間の各通路のすぐ近くに通じなければならない。ただし、2 つの III 型非常脱出口の位置が座席 3 列分以内の距離だけ離れている場合は、各非常脱出口に最も近い主通路から各非常脱出口に通じる 2 つの通路の間の近くに通じる 1 つの交差通路でもよい。

- 4-7-7-2 乗組員が乗客の非常脱出を助けるために次の規定に適合する十分な空間がなければならない。

- a 非常脱出を助けるための各空間には、直立した乗組員が効率的に非常脱出を助けることができる、十分な大きさの矩形部が床面上になければならない。当該空間は、障害のない脱出口への通路の幅を、脱出口に対して要求される値以下に減ずることのないようにしなければならない。
- b 補助装置が 4-7-5 A-1 の規定により要求されているか否かに関わらず、A 型又は B 型非常脱出口にあつては、脱出口の両側に当該空間がなければならない。
- c 補助装置が 4-7-5 A-1 の規定により要求されているか否かに関わらず、80 を超える乗客の座席を有する機体に装備された C 型、I 型又は II 型

非常脱出口にあつては、座席列間の通路の片側に当該空間がなければならない。

- d 補助装置が 4-7-5 A-1 の規定により要求されている場合、C 型、I 型又は II 型非常脱出口にあつては、座席列間の通路の片側に当該空間がなければならない。
- e 4-7-4-7 i (b) の規定に従って 25 の客席を追加することが認められたテール・コーン非常脱出口にあつては、補助装置が 4-7-5 A-1 の規定により要求されている場合、当該空間がなければならない。
- f 当該各空間には、以下の行為の間、乗組員が自分自身を安定させることができるよう配置された取っ手がなければならない。
 - (a) 該当する場合には、補助装置を手動で作動する間
 - (b) 脱出中の乗客を助ける間

4-7-7-3 III 型又は IV 型非常脱出口にあつては、以下の規定に適合しなければならない。

- a 脱出口に最も近い主通路から当該脱出口に到達できるものでなければならない。乗客定員数が 60 人以上の飛行機に装備された III 型非常脱出口にあつては、次の規定に適合しなければならない。
 - (a) 次の (b) の規定に掲げられる場合を除き、非常脱出口へ到達するための障害のない通路は、通路から脱出口側にある近くの座席列が 2 座席以下の場合、幅 25cm (10in) 以上でなければならない。座席列が 3 座席の場合、幅 51cm (20in) 以上でなければならない。通路幅は近くの座席が最も厳しい位置にした状態で測定されなければならない。必要とされる通路幅の中心線は、脱出口の中心線から水平方向で 12.7cm (5in) 以上ずれてはならない。
 - (b) 幅 25cm (10in) 又は幅 51cm (20in) の通路の代わりに、座席列間のみによる通路を 2 つ備えてもよい。その幅は 15cm (6in) 以上で、脱出口の近くにある障害のない空間に通じていなければならない（近くの脱出口と同じ通路を共有してはならない。）。通路幅は近くの座席が最も厳しい位置にした状態で測定されなければならない。脱出口の近くにある障害物のない空間は、垂直方向で床から天井（又は側壁にある荷物入の底部）まで広がっており、脱出口から機内側に当該飛行機に装備されている最も狭い乗客用座席の幅より長い距離を確保し、かつ、前方通路の先端から後方通路の後端まで広がっていなければならない。脱出口の開口は、すべて障害のない空間の前方及び後方の境界内にななければならない。
- b 非常脱出口は、さらに以下の規定に適合しなければならない。
 - (a) 乗客定員数が 20 人以上の飛行機にあつては、脱出口からの距離が当該飛行機に装備された乗客用座席のうち最も狭い幅よりも狭くない範囲において、座席、寝台又はその他の突起物（最も厳しい位置にある座席背部を含む）により非常脱出口の開放を妨害したり、非常脱出口の開口の投影部分を阻害してはならない。
 - (b) 乗客定員数が 19 人以内の飛行機にあつては、脱出口の機能を維持できるような補償的手段がある場合には上記 (a) に規定する範囲内に小さい障害物があつてもよい。

c 乗客定員数に関わらず、Ⅲ型脱出口が装備されている場合は、Ⅲ型脱出口には以下の規定に適合する掲示板を備えなければならない。

(a) 掲示板は、脱出口の近くに着座しているすべての搭乗者及び脱出口に通じる通路に面しているすべての搭乗者が認識できるものでなければならない。

(b) 把手の使用を含む脱出口の適切な開放方法が正確に記載されるか、又は図示されなければならない。

(c) 脱出口が取外し可能なハッチである場合は、ハッチの重量を記載し、取り外した後に置くべき場所を示さなければならない。

4-7-7-4 客室内の座席から所定の脱出口に到達するのに客室間の通路を通らなくてはならない場合は、その通路に障害物があってはならない。ただし、通路の通過に支障がない場合は、カーテンを用いてもよい。

4-7-7-5 離陸及び着陸のために着席可能なすべての乗客用座席とすべての乗客用非常脱出口との間には、いかなる避難径路（通路、交差通路及び座席列間の通路を含む。）も横切るようなとびらを装備してはならない。

4-7-7-6 離陸及び着陸のために着席可能な乗組員用座席（操縦室の座席を除く。）が、それを非常脱出口から隔てるとびら付き通路を通らなくてはならない場合は、当該とびらには、開けた位置に保つ固定装置を設けなければならない。固定装置は、とびらが当該装置の周囲の構造に関して3-8-1-2に規定した終極慣性力を受けるときに、当該装置にかかる荷重に耐えるものでなければならない。

4-7-8 乗客用通路の幅 座席間の乗客用通路の幅は、次の表の値以上でなければならない。

乗客定員数	乗客用通路の幅の最小値			
	床から 64cm (25in) 未満		床から 64cm (25in) 以上	
10 人以下	30cm*	(12in)*	38cm	(15in)
11 人から 19 人まで	30cm	(12in)	51cm	(20in)
20 人以上	38cm	(15in)	51cm	(20in)

* 国土交通大臣が必要と認めた試験により証明した場合には、規定の幅より狭いものであってもよい。ただし、23cm (9in) を下回ることはいない。

4-7-9 1列内の最大座席数 1本の乗客用通路を有する飛行機にあつては、いかなる列においても通路のそれぞれの側について座席数は3を越えてはならない。

4-7-10 下方デッキのサービス室（調理室を含む） 主デッキ下に位置し、タキシング又は飛行中に使用されるが、離陸又は着陸時には使用されないサービス室を有する飛行機は次の4-7-10-1～4-7-10-7の規定に適合するものでなければならない。

4-7-10-1 下方デッキサービス室の各使用者が通常照明状態及び非常照明状態において速やかに主デッキへ脱出できる非常用脱出経路を、各下方デッキサービス室の両端に1本ずつ又は各室内で十分隔離して2本設けられなければならない。経路は介助者を伴った負傷者の脱出に適したものでなければならない。脱出経路の使用が動力を要する装置に依存するものであつてはならな

- い。経路は、火災による損傷、機械的若しくは構造的な損傷、又は非常経路の最上端若しくは対面して立っている者により閉塞される可能性を最少にするように設計されなければならない。飛行機の主電源系統又は部屋の主照明系統が損傷した場合、各下方デッキサービス室には非常照明が自動的に点灯されなければならない。
- 4-7-10-2 操縦室と各下方デッキサービス室間には、通常の電気出力発生系統の故障後も使用可能な、双方向の音声通信の方法が講じられなければならない。
- 4-7-10-3 操縦室及び床面上にある所要の各非常脱出口にいる乗組員が各下方デッキサービス室の利用者に非常事態を警告できる通常及び非常状態で聴取可能な音声非常警告装置が備えられなければならない。
- 4-7-10-4 各下方デッキサービス室の利用者に容易に識別の可能な、座席バンドを締めなければならないことを示す方法が講じられなければならない。
- 4-7-10-5 飛行機にパッセンジャー・アドレス系統が装備されている場合には、各下方デッキサービス室に拡声器が備えられなければならない。
- 4-7-10-6 下方デッキサービス室への立入りが許可されている各人に対して、4-6-8-4の規定に適合し、使用中、最大飛行荷重に耐えることができる前向き又は後向きの座席が備えられなければならない。
- 4-7-10-7 人若しくは物品又はその両者を運搬するために下方デッキサービス室と主デッキ間に装備された各動力式昇降装置は、次のa～cの規定に適合したものでなければならない。
- a 非常停止ボタンを除いて、昇降装置の外側にある各昇降制御スイッチは、昇降装置のとびら若しくは4-7-10-7 cで要求されたハッチ又はその両者が開いている場合昇降装置が作動しないように設計されたものでなければならない。
 - b 操作したとき即座に昇降装置を停止させる非常停止ボタンを昇降装置の中及び昇降装置の各入口に設けなければならない。
 - c 昇降装置がいかなる位置にあっても、道具なしで昇降装置の内側及び外側から開放可能で、人が昇降装置から脱出できるハッチを設けなければならない。
- 4-7-10 A 洗面所のとびら すべての洗面所のとびらは人が洗面所内に閉じ込められることがないように設計されたものでなければならない。施錠機構が装備されている場合は、特別な工具を使用しないで外側から開錠できるものでなければならない。

4－8 換気系統及び暖房系統

4－8－1 換気系統

4－8－1－1 通常の飛行状態で、及び換気に悪影響を与えるような予想される系統の故障が発生した場合、乗組員が過度の苦痛又は疲労をおぼえることなくその任務を遂行でき、かつ乗客が適度に快適であるように、十分な量の新鮮な空気が供給できるよう、換気系統の設計をしなければならない。通常の飛行状態において、換気系統は、新鮮な、少なくとも各人に 0.25kg/min (0.55lbs/min) の空気を供給するように設計しなければならない。

4－8－1－2 乗組員室及び客室の換気用空気は、有害な又は危険な濃度のガス又は蒸気で存在してはならない。この要件に適合するために、次の規定を適用する。

a 一酸化炭素の濃度は、容積で $1/20,000$ 以上になれば危険な濃度と考えられる。所定の一酸化炭素探知法を用いて試験してもよい。

b 飛行中の二酸化炭素濃度は、通常、乗客又は乗組員が使用する区画において、体積で 0.5% の量（海面上当量）を超えてはならない。

4－8－1－3 換気系統、暖房系統、与圧系統又はその他の系統及び装置が予想される故障又は機能不良を生じた場合において、4－8－1－2に規定する条件を満足させることができるように設備しておかなければならない。

4－8－1－4 操縦室に危険な量の煙が蓄積するおそれがある場合には、先ず一杯に与圧し、その後安全限界以下に減圧しなくとも容易に煙を機体外に放出することができなければならない。

4－8－1－5 4－8－1－5 4－8－1－6の規定による場合を除き、他の部屋及び場所に供給される換気用空気の量及びその温度に関するものとは別個に、下記の部屋及び場所にいる者が、その部屋及び場所に供給される換気用空気の量及びその温度を制御することができる装置を設けなければならない。

a 航空機乗組員室

b 航空機乗組員室以外の乗組員用の部屋及び場所。ただし、乗組員用の部屋及び場所がすべての作動条件で、他の部屋及び場所と空気の交換により換気される場合を除く。

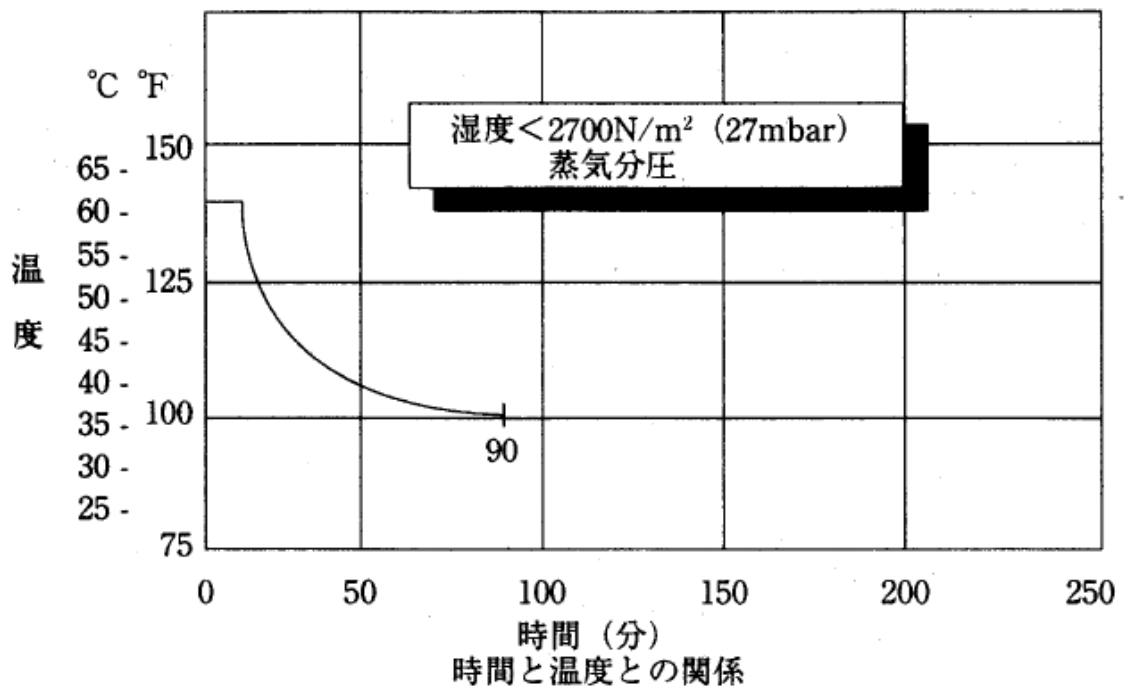
4－8－1－6 以下の全条件が満たされる場合は、他の部屋に供給される換気用空気の量及びその温度に関するものとは別個に、航空機乗組員が、航空機乗組員室に供給される換気用空気の量及びその温度を制御することができる装置は必要としない。

a 航空機乗組員室及び客室の容積の合計が 22.6m^3 (800 立方フィート) 以下の場合

b 航空機乗組員室及び客室を流れる空気の取入口及び通り道が室温の変動を 2.8°C (5°F) 以内になるように配置され、両室内の乗員に適当な換気がされている場合

c 温度及び換気の制御装置は航空機乗組員が動かせる位置にある場合

4－8－1－7 いかなる予期できない故障状態の後発生した温度にさらされる時間は、次のグラフに示す値を超えてはならない。



4-8-1 A 客室のオゾン濃度

4-8-1 A-1 飛行中の客室オゾン濃度が次の値を超えないことが証明されなければならない。

a 気圧高度 9,750m (32,000ft) 以上の飛行においては、飛行中のいかなる時刻においても、海面上に換算して、容積で 0.25ppm (100 万分率)

b 気圧高度 8,230m (27,000ft) 以上の飛行においては、3 時間の時間平均で、海面上に換算して、容積で 0.1ppm (100 万分率)

4-8-1 A-2 本項において海面上換算とは 25°C、760mm 水銀柱の状態を言う。

4-8-1 A-3 飛行機の運用手順及び性能限界に基づく解析又は試験により次の a 又は b のいずれかに適合することが証明されなければならない。

a 4-8-1 A-1 の限界を超える客室オゾン濃度になる高度まで飛行機が運用できないこと。

b オゾン制御装置を含む飛行機の換気装置が 4-8-1 A-1 の限界以下に客室オゾン濃度を保つこと。

4-8-2 燃焼加熱系統

燃焼加熱器は承認されたものでなければならない。

4－9 与圧系統

4－9－1 与圧室

4－9－1－1 飛行中、搭乗者の使用する与圧客室及び与圧室は、通常運用状態での飛行機の最大運用高度において、室内圧力高度が 2,400m (8,000ft) 以下になるように設備しておかなければならない。

a 7,600m (25,000ft) 以上の高度での運用について証明をえようとする飛行機にあっては、与圧系統の予想される故障が生じた場合、各搭乗者が 4,500m (15,000ft) を超える客室圧力高度にさらされることのないように設計されなければならない。

b 飛行機は、極めて発生することがないと証明されない故障状態において、減圧により、各搭乗者が次に示す値を超える客室圧力高度にさらされることのないように設計しなければならない。

(a) 7,600m (25,000ft) で 2 分間

(b) 時間に係わらず 12,200m (40,000ft)

c 胴体の構造、発動機及び系統の故障は、客室減圧の評価を考慮しなければならない。

4－9－1－2 与圧室には、室内圧力を制御するための少なくとも次の弁、制御装置及び指示器を装備しなければならない。

a 圧縮機が出すことのできる最大流量の場合に、正の圧力差をあらかじめ決められた値に自動的に制限する 2 個の減圧弁。これらの減圧弁の各々の能力は、一方が故障しても圧力差に相当程度の上昇をきたすものであってはならない。また、圧力差は、外気圧より室内の圧力が高いときに正とする。

b 飛行機構造を破壊するような負の圧力差になることを自動的に防ぐ 2 個の安全弁（又はそれと同等のもの）。ただし、その機能不良を防止することができる設計の場合には、1 個の安全弁を設備するだけでよい。

c 圧力差を急速に零まで低減できる装置

d 所要の室内の圧力及び換気率を保持することができるように、吸入空気量若しくは排出空気量又はその両者を制御するための自動又は手動調整器

e 操縦者又は機関士に圧力差、室内圧力高度及び室内圧力高度の変化率を指示する計器

f 圧力差及び室内圧力高度が安全限界値又はあらかじめ定めておいた値を超えた場合に、操縦者又は機関士にそれを知らせる警報指示器。適切な警報標識を付けた客室圧力差計は、圧力差についての警報指示器とみなす。客室圧力高度が 3,000m (10,000ft) 以上になった時に航空機乗組員に警報を与える聴覚又は視覚による信号（客室高度指示装置の他に装備した）は、客室圧力高度についての警報指示器とみなす。

g 飛行機構造が最大減圧弁位置までの圧力差と着陸荷重との組合せについて設計されていない場合には、その旨を操縦者又は機関士に警報する掲示板

h 4－9－1－2 e、4－9－1－2 f 及び 6－7－8－3 に規定する装備が必要とする圧力感知器及び圧力感知系統の配置又は設計は、客室及び乗組員室（2 階及び床下の調理室を含む）のいずれか一つにおいて室内圧力の損失が生じた場合にあっては、4－9－1－2 f の規定により必要な警報

及び6-7-8-3の規定により必要な酸素供給装置が自動的に搭乗者の前に出現する装置が、減圧によって著しく増大するような時間的遅れがなく作動できるようにしたものではない。

4-9-2 与圧室の試験

4-9-2-1 強度試験 出入口とびら、窓及びすべての弁を含み、全与圧室は、3-4-3-4に規定する圧力差について、圧力容器としての試験をしなければならない。

4-9-2-2 機能試験 次のaからdまでに規定する機能試験を行わなければならない。

a 調整弁が不作動の場合を考慮して、減圧弁及び安全弁並びに非常放出弁の機能及び能力の試験

b 証明をえようとする最高高度までの各高度において起りうる圧力、温度及び湿度のすべての条件のもとで、与圧システムのすべての部分が正しく作動することを証明する試験

c 飛行機の定常的上昇及び降下並びに段階的上昇及び降下における給圧装置、圧力及び流量調整器、指示器並びに警報装置の機能を証明するための飛行試験

この場合の上昇率及び降下率は、証明をえようとする最高高度までの各高度において、飛行機の運用限界内でえられる最大上昇率及び最大降下率としなければならない。

d 上記cに規定する飛行試験を行なった後も、全ての出入口とびら及び非常脱出口が支障なく開閉できることを証明するための試験

4－10 火災防止

4－10－1 消火器

4－10－1－1 携帯用消火器

- a 使用に便利な位置に少なくとも次の数量の携帯用消火器を客室に備え、かつ、均一に配置しなければならない。

乗客定員		携帯用消火器の数量	
7 ～	30 人	．．．．．	1 個
31 ～	60 人	．．．．．	2 個
61 ～	200 人	．．．．．	3 個
201 ～	300 人	．．．．．	4 個
301 ～	400 人	．．．．．	5 個
401 ～	500 人	．．．．．	6 個
501 ～	600 人	．．．．．	7 個
601 ～	700 人	．．．．．	8 個

- b 使用に便利な位置に 1 個以上の携帯用消火器を操縦室に備えなければならない。
- c A 級及び B 級並びに飛行中に乗組員が接近できる E 級及び F 級の荷物室には、容易に接近できる 1 個以上の携帯用消火器を、使用に便利な箇所に備えなければならない。
- d 客室の上方及び下方に設けられているギャレーには、1 個以上の携帯用消火器をギャレーに備えるか、又はギャレーで使用するために容易に接近できる箇所に備えなければならない。
- e 携帯用消火器は承認されたものでなければならない。
- f 客室に要求される消火器のうち、乗客定員が 31 人以上 60 人以下の飛行機にあっては 1 個以上、乗客定員が 61 人以上の飛行機にあっては 2 個以上の消火器は、消火剤がハロン 1211（ブロモクロロディフルオロメタン（C B r C l F 2））又はこれと同等のものでなければならない。 4－10－1 において要求されるその他の消火器に使用される消火剤の種類は、消火器を使用しようとする場所で発生すると予想される火災の種類に対し適切なものでなければならない。
- g 4－10－1 で要求される消火器に使用される消火剤の量は、消火器を使用しようとする場所で発生すると予想される火災の種類に対して適切なものでなければならない。
- h 搭乗者の区画内で使用しようとする消火器は、有毒ガスの濃度による危険を少なくするよう設計しなければならない。

4－10－1－2 固定消火装置 固定消火装置を装備する場合は、次の規定に適合しなければならない。

- a 固定消火装置は、次の（a）及び（b）の規定に適合するように装備しなければならない。
- （a） 乗組員室及び客室の区画に侵入すると予想される消火剤は、搭乗者に害を及ぼすものでないこと。
- （b） 消火剤の放出により、構造物に損傷を与えるものでないこと。

- b 固定消火装置の容量は、部屋の容積及び換気率に関し使用する部屋で発生が予想される火災に対して、適切なものでなければならない。着陸及び飛行機からの避難に必要な間に、荷物室内のいかなる場所に置かれた荷物又は貨物からの火災に対して、消火又は火災を抑制するのに十分な容量の消火剤がある場合には、固定消火装置の容量は十分である。

4-10-2 部屋の内部

乗務員及び客室の各部屋は、以下の規定を適用する。

- 4-10-2-1 飛行機の乗客定員数にかかわらず、使用材料（材料に施される表面又は装飾面を含む。）は第Ⅲ部附録FのⅠに規定された試験要件又はこれと同等と承認された適切な試験要件に適合したものでなければならない。

4-10-2-2 [保留]

- 4-10-2-3 乗客定員数にかかわらず、座席のクッション（航空機乗組員用座席のクッションを除く。）は、4-10-2-1の規定に適合すると共に、第Ⅲ部附録FのⅡ又はこれと同等であると承認された試験要件に適合しなければならない。

- 4-10-2-4 乗客定員数が20人以上の飛行機にあつては、4-10-2-5に規定された場合を除き、以下に掲げる部屋の内装品について4-10-2-1に規定する耐火性の要件に適合すると共に、第Ⅲ部附録FのⅣ及びⅤ又はこれらと同等であると承認された試験要件に適合しなければならない。

- a 天井及び壁の内張板（照明レンズ及び窓を除く。）
- b 仕切り板（客室内の安全性を高めるために必要とされる透明な板を除く。）
- c ギャレー構造（積載用カート及び標準的コンテナがさらされる表面、並びに、カート及びコンテナをギャレー内に収納した場合にさらされるギャレーの壁を含む。）
- d 大寸法のキャビネット及び積載室（雑誌、地図等の座席下の小物用積載室を除く。）

- 4-10-2-5 扉又は同等な方法により非常着陸状態の間通常閉じられている操縦室、ギャレー、洗面所、乗組員用休憩室、キャビネット及び積載室等の主客室から隔離されている区画の内装は、4-10-2-4の規定に適合する必要はない。

- 4-10-2-6 洗面所内は禁煙とする。乗務員又は乗客が使用するいずれかの区画において喫煙が許可される場合は、指定された喫煙区画に、適切な数量の密閉式で、取外可能な灰皿をすべての着席者に対して備えなければならない。

- 4-10-2-7 喫煙が飛行機内の他の場所で許可されているか否かに関わらず、洗面所の扉の入口側又はその近辺の明瞭に見える位置に、密閉式で取外可能な灰皿を備え付けなければならない。ただし、1個の灰皿が複数の洗面所の扉用として各洗面所の客室側から容易に視認できる場合はこの限りでない。

- 4-10-2-8 可燃性廃棄物用の各容器は十分に密閉されるもので、かつ、少なくとも第2種以上の耐火性材料でなければならない。また、通常の使用中に容器内で燃え出した火が外に出ないようにしなければならない。使用中に予想されるすべての磨耗、不適切な配置及び換気状態において、容器内の火を外

に出さない能力について、試験により実証しなければならない。

4-10-2A 化粧室の火災防止

乗客定員が 20 名以上の飛行機は、次の規定に適合しなければならない。

4-10-2A-1 化粧室には、操縦室の警報灯を作動させるか、又は客室乗務員が容易に感知できる客室における警報灯もしくは警報音を作動させる煙検知装置又はこれと同等の装置を装備しなければならない。

4-10-2A-2 化粧室には、化粧室に装備されている使用後のタオル入れ、紙くず入れ、又はゴミ入れの容器の各々について、固定消火器を装備しなければならない。消火器は容器に火災が発生した場合に、当該容器内に自動的に放出するように設計しなければならない。

4-10-3 貨物又は荷物室 貨物室及び荷物室は、次の規定を適用する。

4-10-3-1 荷物室及び貨物室は、4-10-4 の級ごとの要件の一つに適合するものでなければならない。

4-10-3-2 4-10-4 に規定した次の各荷物室は、内張りをしたものでなければならない。内張りは飛行機の構造と分離したものでなければならないが、密着していてもよい。

a B 級から E 級のいずれかの荷物室

b F 級荷物室。ただし、火災を閉じ込め、重要なシステム及び構造を保護する他の方法を備える場合を除く。

4-10-3-3 C 級荷物室の天井及び壁の内張り板並びに 4-10-3-2 b の要求に適合するために取り付けられた F 級荷物室の天井及び壁の内張り板は、第Ⅲ部附録 F のⅢに規定する試験又は同等と承認された方法に適合しなければならない。

4-10-3-4 貨物室又は荷物室の構造に使用されるその他のすべての材料は、第Ⅲ部附録 F のⅠに規定する該当する試験又は同等と承認された方法に適合しなければならない。

4-10-3-5 操縦系統、操作系統、配管、艙装、付属機器等でその損傷又は破壊が飛行機の安全な運航に影響するものは、貨物室及び荷物室にあってはならない。ただし、これらが次の規定に適合するように保護されている場合は、この限りでない。

a 積載物の移動により損傷を受けないこと。

b これらが破損又は破壊しても火災が発生する危険のないこと。

4-10-3-6 貨物室及び荷物室は、貨物又は荷物により火災防止機能を損なわないように設備しなければならない。

4-10-3-7 貨物室及び荷物室内の熱源は、貨物又は荷物に点火することのないように遮蔽し、かつ隔離しなければならない。

4-10-3-8 次の a から c までの事項に関して 4-10-4 の規定に適合することを証明するために飛行試験を行わなければならない。

a 荷物室への到達が容易なこと。

b 乗務員又は乗客の使用する室への危険量の煙又は消火剤が侵入すること。

c すべての C 級荷物室及び F 級荷物室（有する場合）で消火剤が消散すること。

4-10-3-9 4-10-3-8 の試験中、いずれかの一つの荷物室に火災

が発生した場合、消火中又は消火後のいずれにおいても、その他の荷物室内の煙発見器又は火災発見器が不用意に作動しないことを証明しなければならない。ただし、各室の消火装置が同時に作動するような設計になっている場合は、この限りでない。

4-10-3-10 貨物又は荷物室の EWIS 構成部品は、8-1-11 の要件を満たさなければならない。

4-10-3A 断熱／防音材

4-10-3A-1 胴体中使用されている断熱／防音材は、第Ⅲ部附録F VIの火炎進展試験要件又はその他国土交通大臣が承認した同等の試験要件に適合しなければならない。この要件は、第Ⅲ部附録F Iで規定される”小部品”には適用されない。

4-10-3A-2 乗客座席数が20以上の飛行機にあっては、飛行機胴体の下半分に使用される断熱／防音材（胴体に材料を留める部品、部材等を含む。）は、第Ⅲ部附録F VIIの火炎耐貫通性試験要件又はその他国土交通大臣が承認した同等の試験要件に適合しなければならない。この要件は、航空局が火炎の耐貫通性に影響を与えないと判断した断熱／防音材には適用されない。

4-10-4 荷物室の分類

4-10-4-1 A級荷物室 A級荷物室とは、次のa及びbの条件に適合する荷物室をいう。

a その室に火災が発生した場合に乗組員がその座席に坐ったままで容易に見することができること。

b 飛行中荷物室のすべての個所に容易に到達することができること。

4-10-4-2 B級荷物室 B級荷物室とは、次のaからdまでの条件に適合する荷物室をいう。

a 飛行中乗組員が携帯用消火器を使用して、荷物室のいかなる箇所で発生する火災であっても、1か所に立ち荷物室に入ることを要せず消火作業が行える十分な場所を有すること。

b 室内の通路で作業中、危険な量の煙、火炎又は消火剤が乗組員又は乗客の使用する室に侵入しないこと。

c 操縦者又は機関士に火災の発生を警報するために、それぞれ別々の系統の承認された煙発見器又は火災発見器が装備してあること。

d （予備）

4-10-4-3 C級荷物室 C級荷物室とは、A級荷物室又はB級荷物室の要件に適合しないが、次のaからeまでの条件に適合する荷物室をいう。

a 操縦者又は機関士に火災の発生を警報するためにそれぞれ別々の系統の承認された煙発見器又は火災発見器が装備してあること。

b 乗組員室内で操作できる、承認された固定消火装置又は火災防止装置が装備してあること。

c 危険な量の煙、火炎又は消火剤が乗組員又は乗客の使用する室に侵入することのないように設備してあること。

d 消火剤がC級荷物室内で発生するいかなる火災も抑制できるように、各室内で換気及び通風の操作ができるように設備してあること。

e （予備）

4-10-4-4 (予備)

4-10-4-5 E級荷物室 E級荷物室とは、荷物の運搬のみに供せられる飛行機の荷物室であって、次のaからeまでの条件に適合する荷物室をいう。

a (予備)

b 操縦者又は機関士に火災の発生を警報するためにそれぞれ別々の系統の承認された煙発見器又は火災発見器が装備してあること。

c 当該荷物室への又は当該荷物室内での換気空気流を閉止するための設備を装備してあること。また、この装置の操作装置は、航空機乗組員室内で航空機乗組員が容易に操作し得る位置に設けてあること。

d 危険な量の煙、火炎又は有毒ガスが航空機乗組員室に侵入することのないように設備してあること。

e 予想されるすべての積荷状態において、必要とされる乗組員非常脱出口に容易に近づくことができること。

4-10-4-6 F級荷物室 F級荷物室とは、メインデッキ上に設置され、次のaからcまでの条件に適合する荷物室をいう。

a 操縦者又は機関士に火災の発生を警報するためにそれぞれ別々の系統の承認された煙発見器又は火災発見器が装備してあること。

b 乗組員が荷物室に入ることを要せず、消火又は火災を抑制する手段があること。

c 危険な量の煙、火炎又は消火剤が乗組員又は乗客の使用する室に侵入することのないように設備してあること。

4-10-4A 荷物室および貨物室の煙発見器又は火災発見器

煙発見器又は火災発見器の装備を要求されている荷物室及び貨物室は、次の4-10-4A-1から4-10-4A-4までの規定に適合しなければならない。

4-10-4A-1 検出系統は、火災の発生後1分以内に航空機乗組員に視覚による指示を与えるものでなければならない。

4-10-4A-2 検出系統は、飛行機の構造的完全性が低下する温度より十分低い温度で火災を検出することが可能なものでなければならない。

4-10-4A-3 乗組員が飛行中各火災検出回路の機能を点検する方法を講じられたものでなければならない。

4-10-4A-4 検出系統の有効性は、すべての承認された運用形態及び運用状態について証明されなければならない。

4-10-5 燃焼加熱器の火災防止

4-10-5-1 燃焼加熱器の防火区域 次の燃焼加熱器の防火区域は、5-9-1から5-9-6まで及び5-9-8から5-9-12までの該当する規定により防火設備をほどこしておかななければならない。

a 加熱器の周辺区域で、次の(a)又は(b)の危険性のある可燃性流体系統部品(過熱器用燃料系統を除く。)を含む区域

(a) 加熱器が機能不良になったとき、損傷するおそれがあること。

(b) 漏洩したとき、可燃性流体又は蒸気が加熱器のところまで流れ込むおそれのあること。

b 加熱器の周辺区域で、漏洩したとき、燃料又は可燃性蒸気が区域内に侵入

- するおそれのある取付金具を有する加熱器用燃料系統を含む区域
- c 換気用空気通路のうち、燃焼室周辺の部分ただし、乗組員室内又は客室内の換気用空気通路には消火装置を設ける必要はない。
- 4-10-5-2 換気用空気ダクト 防火区域を通る換気用空気ダクトは、第1種耐火性材料で製作したものでなければならない。さらに、次の規定を適用する。
- a 加熱器の下流の換気用空気ダクトは、加熱器内で発生したいかなる火災もダクト内から外へ出さないようにしうるのに十分な距離に対して、第1種耐火性材料の構造にしなければならない。ただし、第1種耐火性材料の弁又は他の同等の効果のある装置を用いて隔離できる場合はこの限りでない。
- b 換気用空気ダクトのうち、可燃性流体系統が位置する区域を通る部分は、可燃性流体系統のどの部分が機能不良になっても、可燃性流体又は可燃性蒸気が換気用空気流に入ることのないように造るか又はそのような系統から隔離しておかななければならない。
- 4-10-5-3 燃焼用空気ダクト 燃焼用空気ダクトは、逆燃え又は逆火が伝搬しても損傷を受けないように、十分な距離に対して第1種耐火性材料の構造にしなければならない。さらに、次の規定を適用する。
- a 燃焼用空気ダクトは、換気用空気流と通じてはならない。ただし、逆燃え又は逆火による火炎が、加熱器又はその附属部品の機能不良又は逆流状態を含むいかなる運用状態においても、換気用空気流に入らないことが証明される場合は、この限りでない。
- b 燃焼用空気ダクトは、除去せずに閉じこめておくと加熱器を破壊させるような逆火を急速に除去するのを妨げるものであってはならない。
- 4-10-5-4 加熱器操作装置（一般） 加熱器操作装置の各部品、操作系統の配管又は安全操作装置の上若しくは中に、水又は氷が危険なほど蓄積するのを妨げるような設備を備えておかななければならない。
- 4-10-5-5 加熱器安全操作装置 各燃焼加熱器には、次の安全操作装置を装備しなければならない。
- a 次に掲げるいずれかの状態になった場合に、燃焼加熱器から離れたところで当該燃焼加熱器の点火及び燃料供給を自動的に閉止し、かつ、閉止の位置に保持する装置を設けなければならない。この装置は、空気温度、空気流量及び燃料流量の正規の連続制御器と独立したものでなければならない。
- (a) 熱交換器の温度が安全限界をこえた場合
- (b) 換気用空気温度が安全限界をこえた場合
- (c) 燃焼用空気流量が安全な運用に不適當となった場合
- (d) 換気用空気流量が安全な運用に不適當となった場合
- b 各加熱器に設けられた上記 a の規定に適合する装置は、さらに次の規定に適合するものでなければならない。
- (a) 飛行機の安全な運航に必須の熱量を供給する他の加熱器のためのコンポーネントと独立したものでなければならない。
- (b) 乗組員が再始動するまでヒーターを閉止の位置に保持しなければならない。
- c 飛行機の安全な運航に必要欠くべからざる熱量を放出する加熱器が、上記 a

に規定する自動装置の作動により遮断された場合に、そのことを乗組員に指示する警報装置を設けなければならない。

4-10-5-6 空気取入口 燃焼用及び換気用空気取入口は、次の a 又は b の条件下でいかなる運用状態においても、可燃性流体又は可燃性蒸気が加熱器系統に入ることのないように配置しなければならない。

- a 加熱器系統の正常な作動中
- b 加熱器系統以外の部品の機能不良の結果

4-10-5-7 加熱器の排気系統 加熱器の排気系統は、5-7-1 および 5-7-2 の規定に適合するものでなければならない。また加熱器の排気系統の設計には、次の事態の発生を防ぐために、燃焼生成物を安全に機外に排出できるような設備がなければならない。

- a 排気系統からその周辺の室へ燃料が漏洩すること。
- b 排気系統周辺の装備品または構造へ排気ガスが当ること。
- c 可燃性流体系統を有する室に排気系統が配置されている場合に、排気系統により可燃性流体が引火すること。
- d 除去せずに閉じ込めておくと加熱器を破壊させるような逆火の急速な除去が排気系統により妨げられること。

4-10-5-8 加熱器の燃料系統 加熱器の燃料系統は、加熱器の安全な操作に影響を及ぼす動力装置燃料系統のすべての規定に適合するものでなければならない。換気用空気流中にある加熱器燃料系統の各部品は、その部品から漏洩した燃料が換気用空気流に入ることのないように保護覆をつけなければならない。

4-10-5-9 燃料の排出装置 燃焼室又は熱交換器内に燃料が蓄積した場合、それを安全に排出するための装置を備えなければならない。さらに、次の規定を適用する。

- a 高温度で作動する排出装置の各部は、加熱器の排出系統と同様な方法で保護しなければならない。
- b 排出装置は、いかなる運用状態においても氷が危険なほど蓄積しないように保護しなければならない。

4-10-6 可燃性流体の火災防止

4-10-6-1 可燃性流体系統からの漏洩により可燃性の流体又は蒸気が流れ込むおそれのある区域には、これらの流体又は蒸気の引火のおそれ及び引火した場合に起こる危険を最小にするための手段を講じなければならない。

4-10-6-2 4-10-6-1 への適合性は解析又は試験によって証明しなければならない。このとき次の各項を考慮しなければならない。

- a 漏洩の起こりそうな位置及び経路、並びに漏洩を検出する手段
- b 可燃性又は吸収性の材料の影響も考慮した、流体の可燃特性
- c 電氣的な不具合、装備品の過熱及び防火装置の不具合を含め、考えられる引火源
- d 流体流れの閉止、装備品の停止、第 1 種耐火性材料による封じ込め、又は消火剤の使用など、火災を制御又は消火するためにとれる手段
- e 飛行の安全に重要な飛行機のコンポーネントが火災及び熱に耐える性能

4-10-6-3 流体の火災を防止又は対処するのに航空機乗組員の行動が必

- 要な場合（装備品の作動停止又は消火器の作動など）当該乗組員に警告を与えるために、すばやく作動する装置を備えなければならない。
- 4-10-6-4 可燃性流体系統からの漏洩により可燃性の流体又は蒸気が流れ込むおそれのある区域を明示し、決定しておかなければならない。
- 4-10-7 操縦系統、発動機架およびその他の飛行構造部材の火災防止
- 指定された防火区域または防火区域における火災の影響を受けるようなその隣接区域にある必須な操縦系統、発動機架及びその他の構造部材は、第1種耐火性材料で構成されるかまたは火災の影響に耐えられるように保護されなければならない。
- 4-10-8 火災防止－その他の構成部品－
- 4-10-8-1 ナセル中心線のナセル直径の幅のナセル後方の表面は、最低限第2種耐火性材料でなければならない。
- 4-10-8-2 4-10-8-1の規定は、指定防火区域又はナセルの発動機室よりの熱、炎、または火花により容易に影響されない尾部表面には適用しない。
- 4-10-9 火災防止－系統－
- 4-10-9-1 電気系統の構成部品
- a 電気系統の構成部品は、4-8-1-3及び4-10-6に規定する火災及び発煙防止についての要件に適合しなければならない。
- b 非常操作中も使用し、かつ、指定防火区域に配置された装備品は第2種以上の耐火性材料でなければならない。
- c EWIS 構成品は8-1-7の要件を満たさなければならない。
- 4-10-9-2 指定防火区域内に配置された可燃性の蒸気又は液体を含む可能性を有するポンプの排出側にある真空系統の配管及び接続部は、5-9-2の規定に適合しなければならない。指定防火区域に配置された真空系統の構成部品は、少なくとも第2種以上の耐火性材料でなければならない。
- 4-10-9-3 酸素供給装置及びその配管は、以下の規定に適合しなければならない。
- a 指定防火区域内に配置してはならない。
- b 指定防火区域内で発生する熱又は指定防火区域から漏洩した熱から保護されなければならない。
- c 通常の運用中、又はいずれかの系統の損傷若しくは不具合によりグリース、液体又は蒸気の蓄積が、漏洩した酸素により発火することがないように配置しなければならない。

4－1 1 その他の要件

- 4－1 1－1 水平をとる手段 地上において飛行機が水平位置にある時を決定する手段を設けなければならない。
- 4－1 1－2 プロペラ近傍の補強
 - 4－1 1－2－1 プロペラ翼端に近い飛行機の部分は、プロペラに起因する振動及びプロペラからはがれた氷の衝突に十分耐えるような強度と剛性を持たなければならない。
 - 4－1 1－2－2 生じうる最もきびしい氷の衝撃に耐え得ることが証明されない限り、プロペラ翼端に近い場所に窓を配置してはならない。
- 4－1 1－3 静電気に対するボンディング及び保護
 - 4－1 1－3－1 静電気に対するボンディング及び保護は、以下に繋がる電荷の蓄積が最小限となるよう設計しなければならない。
 - a 電撃による人の負傷
 - b 可燃性蒸気の発火
 - c 装備されている電気及び電子装備品への干渉
 - 4－1 1－3－2 4－1 1－3－1 への適合性は以下のいずれかにより示してもよい。
 - a 電気部品を機体に適切にボンディングする。
 - b 機体、人体又は装備された電気系統及び電子系統の作動を危険にさらさないために、静電気を散逸させるその他の許容できる手段を講じる。

第5章 動力装備

5-1 一般

5-1-1 装 備

5-1-1-1 この章の規定は、次のa及びb又はcに掲げる構成部分を含む飛行機の動力装備に適用する。

- a 推進に必要なもの
- b 主要推進装置の制御に影響するもの
- c 所定の点検間隔又は限界使用時間内に主要構成部の安全性に影響するもの

5-1-1-2 動力装備

- a 動力装備は、第Ⅶ部1-3及び第Ⅷ部1-2に規定する装備指示書及び本章の規定に適合しなければならない。
- b この装備の構成部分は、所定の点検間隔又は限界使用時間内の運用中継続して安全に機能を果たすように製作し、配置し、かつ、装備しなければならない。
- c この装備は、検査及び整備に必要な近接性をもたなければならない。
- d この装備の主要構成部分は、飛行機他の部分との間にボンディングしなければならない。

5-1-1-3 動力装置及び補助動力装置の装備は、1個の不具合もしくは故障又は発生する可能性のある複合する不具合が、構造部材の不具合であってその発生が極めて少ない場合を除き、飛行機の飛行に危険を生じさせないものでなければならない。

5-1-1-4 各補助動力装置の装着は本章の該当する規定に適合したものでなければならない。

5-1-2 発動機

5-1-2-1 第Ⅶ部への適合

- a すべての発動機は、第Ⅶ部の規定に適合するものでなければならない。
- b タービン発動機は次のいずれかを満たすものでなければならない。
 - (a) 2003年8月29日以降において有効である第Ⅶ部5-13、5-13A及び5-13Bの規定に適合すること。
 - (b) 2001年2月28日以降に発行され、2003年8月29日前において有効である第Ⅶ部5-13A及び5-13Bの規定に適合すること。
 - (c) 1977年8月9日以降に発行され、2001年2月28日前において有効である第Ⅶ部5-13Aの規定に適合しており、かつ使用実績が異物の吸い込みに対し危険な状態が生じていないこと。
 - (d) 類似の装備場所における使用実績が、異物の吸い込みに対し危険な状態が生じていないことを示すこと。
- c タービン発動機は次のいずれかを満たすものでなければならない。
 - (a) 2017年6月27日以降において有効である第Ⅶ部5-7の規定に適合すること。

- (b) 1992 年 4 月 15 日以降に発行され、2017 年 6 月 27 日前において有効である第 VII 部 5－7 の規定に適合しており、かつ使用実績が氷の蓄積に対し危険な状態を生じていないこと。
 - (c) 1977 年 8 月 9 日以降に発行され、1992 年 4 月 15 日前において有効である第 VII 部 5－7 の規定に適合しており、かつ使用実績が氷の蓄積に対し危険な状態を生じていないこと。
 - (d) 類似の装備場所における使用実績が、氷の蓄積に対し危険な状態が生じていないことを示すこと。
- 5－1－2－2 発動機の独立性 動力装置は、発動機に影響を与える任意の発動機又は任意の系統の故障又は機能不良を起こしても規定の運転ができるように、かつ、次に掲げる a 及び b の要求に適合するように配置し、相互に独立していなければならない。
- a 残りの発動機の安全運転を継続することを妨げないこと。
 - b 安全運転を継続するために乗組員の緊急操作を必要としないこと。
- 5－1－2－3 発動機回転の制御 飛行機には、飛行中に任意の発動機の回転を他の発動機と独立に停止する方法が講じられていなければならない。ただし、タービン発動機を装備する飛行機で連続回転が飛行機の安全を脅かさない場合を除く。防火壁の発動機側にある停止系統の各構成部品で火災にさらされるおそれのあるものは、第 2 種耐火性材料以上の材料で製作しなければならない。もし、油圧式プロペラフェザ系統がこの目的で使用される場合には、フェザ配管はフェザ操作中に予想される運用状態において第 2 種耐火性材料以上の性能を示さなければならない。
- 5－1－2－4 タービン発動機の装備にあたっては、次の規定に適合しなければならない。
- a 発動機のローターの破損または発動機本体から発生しかつ発動機ケースの外に燃え広がるような火災が起きた場合に、航空機に与える被害を最小に止まるような設計上の予防措置を講じなければならない。
 - b 発動機の操作装置、系統および動力装置計器装備により構成される動力装置系統は運用中にタービン・ローターの構造に悪影響をおよぼすような発動機の運用限界をこえることがないことを合理的に立証できるように設計されねばならない。
- 5－1－2－5 再起動の能力
- a 飛行機には、飛行中に発動機を再起動する方法が講じられていなければならない。
 - b 飛行機には飛行中の発動機再起動について高度－速度包囲線図が設定されていなければならない。また、いかなる発動機も、この包囲線図内で再起動能力を有していなければならない。
 - c 飛行中に全ての発動機を停止した後の発動機の最小風車状態回転速度が発動機の点火に必要な電力を十分供給できないタービン発動機を装備する飛行機は、飛行中に発動機の再起動に必要な点火を可能とするため、発動機駆動の電源系統から独立した電源を設けなければならない。
- 5－1－2－6 補助動力装置 補助動力装置は承認されるか、又はその使用目的に応じた区分における規定に適合しなければならない。

5-1-2 A 自動離陸推力制御系統 (A T T C S)

離陸中、いずれかの発動機が故障した時に、作動している発動機の出力又は推力を自動的に再設定する発動機出力制御系統の装備について承認を得ようとする場合は、附録 I に掲げる基準に適合しなければならない。

5-1-3 プロペラ

5-1-3-1 すべてのプロペラは第Ⅷ部の規定に適合するものでなければならない。

5-1-3-2 発動機出力及びプロペラ軸回転速度は、そのプロペラについて承認された限界をこえてはならない。

5-1-3-3 プロペラ・ブレードのピッチ制御系統の各部品は第Ⅷ部の 2-6、2-7、3-6 A 及び 3-7 の規定に適合したものでなければならない。

5-1-3-4 プロペラ・ブレードの損傷又はハブの損傷によるプロペラ・ブレードの離脱により、飛行機が危険な状態に陥ることを最小にするために設計上の予防措置が取られていなければならない。考慮されなければならない危険な状態には、ブレードの損傷又は離脱による衝撃及びブレードの損傷又は離脱により作り出された不釣合によって、構造及び極めて重要な系統が損傷することを含む。

5-1-4 プロペラの振動及び疲労

本項は、従来型設計の固定ピッチの木造プロペラには適用しない。

5-1-4-1 申請者は、プロペラの振動応力又は荷重の大きさを、あらゆる応力のピーク及び共振する条件を含め、以下のいずれかによって飛行機の運用包囲線の範囲にわたって決定しなければならない。

a 承認を得ようとする飛行機及び発動機に搭載されたプロペラでの直接の試験による応力若しくは荷重の測定、又は直接の試験に基づく解析。

b これらの測定が行われている類似する飛行機への搭載と同様に搭載された類似のプロペラと当該プロペラとの比較。

5-1-4-2 申請者は、試験、試験に基づく解析又は類似した設計における以前の経験により、プロペラが飛行機の運用包囲線の範囲にわたりフラッタによる損傷等の影響を受けないことを証明しなければならない。

5-1-4-3 申請者は、第Ⅷ部及び 5-1-4-1 の適合性証明から得られる振動データにより得られる疲労及び構造のデータを用いてプロペラの評価を行い、プロペラの運用寿命をとおして疲労による故障、損傷が防がれることを示さなければならない。本項というプロペラには、ハブ、ブレード、ブレード保持のための構成品及び疲労による故障、損傷が飛行機にとって致命的となり得るその他のあらゆるプロペラ構成部品が含まれる。この評価は、以下を含まなければならない。

a 現実的に想定されるすべてのプロペラ振動及び周期的な荷重パターン、特定された非常状態、許容過回転及び超過トルク及び運用中に予想される温度と湿度の影響を含む、設計上意図する荷重スペクトル。

b 飛行機及びプロペラの、運用及び耐空性の限界による影響。

5-1-5 プロペラの間隙

プロペラの間隙が規定値より小さくても安全であることを実証する場合を除き、プロペラの間隙は、飛行機の全備重量状態で、その重心位置が最も不利な位

置にあり、かつ、プロペラが最も不利なピッチ位置にあるとき、次に規定する値より少なくてはならない。

5-1-5-1 対地間隙 飛行機が水平離陸姿勢又は滑走姿勢のうちいずれか不利な姿勢にあり、かつ、着陸装置を静的に縮めたときに、前輪式着陸装置を装備する飛行機にあつては 18cm (7in) 以上、尾輪式着陸装置を装備する飛行機にあつては 23cm (9in) 以上の対地間隙を設けなければならない。さらに、飛行機が水平離陸状態にあり、かつ、最も不利なタイヤの空気を完全に抜き、その緩衝装置を完全に縮めた場合であっても、プロペラと地面との間には適当な間隙がなければならない。

5-1-5-2 対水面間隙 プロペラと水面との間には 46cm (18in) 以上の間隙がなければならない。ただし、46cm (18in) 未満の場合においても、2-8-5-1 に適合することを証明する場合は、この限りではない。

5-1-5-3 構造部材との間隙

a プロペラ・ブレードの先端と機体構造部分との間には、半径方向に 2.5cm (1in) 以上の間隙がなければならない。さらに、有害な振動を防止するために適当な半径方向の間隙を加えなければならない。

b プロペラ・ブレード又はカフスと機体の固定部分との間には縦方向に 1.3cm (0.5in) 以上の間隙がなければならない。

c 上記以外のプロペラの回転部分、又はスピナと機体の固定部分との間には適当な間隙がなければならない。

5-1-6 プロペラの防除氷

5-1-6-1 着氷気象状態での飛行について証明を受けようとする場合は、飛行が許可された附録 C で規定する着氷気象状態及び附録 O で規定する一部の着氷気象状態において形成される可能性のある、発動機の性能を阻害するプロペラ又はプロペラ補機への危険な氷の蓄積を防止又は除去する方法を講じなければならない。

5-1-6-2 プロペラの除氷に可燃性液体を使用する場合は、5-9-1 から 5-9-3 及び 5-9-5 を適用する。

5-1-7 逆推力系統

5-1-7-1 ターボジェット逆推力系統は以下の規定に適合しなければならない。

a 地上においてのみ使用する逆推力系統は、飛行中に逆推力装置が作動した場合に発動機が飛行緩速推力以上の推力を発生させないように設計されなければならない。さらに、次の (a) 及び (b) の規定に適合することを解析若しくは試験又はその両方により証明しなければならない。

(a) 各逆推力装置は、前方推力位置に戻すことができること。

(b) 逆推力装置が考えられるいかなる位置にあつても、飛行機が継続した安全な飛行及び着陸を行うことができること。

b 飛行中に使用する逆推力系統は、地上での運用状態を含めた飛行機のあらゆる予想運用状態において、その系統の正常作動中に、又は逆推力系統のいかなる故障（若しくは起こりうると予想される故障の組合せ）によっても危険な状態に陥らないように設計されなければならない。ただし、構造部分の故障については、この種の故障の発生が極めて少ないと認められる場合は考

慮する必要はない。

- c 逆推力系統には、逆推力系統が機能不良を起こした場合に、緩速推力以上の推力が発生しないような方法を講じていなければならない。ただし、より大きな前方推力を発生させ、その推力について、運用中に予想される最も不利な逆推力状態において空力的な方法のみによって方向の操縦を維持できることを証明できる場合はこの限りでない。

5-1-7-2 プロペラ逆推力系統は以下の規定に適合しなければならない。

- a 地上においてのみ使用する逆推力系統は、あらゆる予想運用状態において、意図しない逆推力を発生することとなる系統の単一の故障（若しくは十分に予想される故障の組合せ）又は機能不良がないように設計されなければならない。ただし、構造部分の故障については、この種の故障の発生が極めて少ないと認められる場合は考慮する必要はない。
- b プロペラ・ブレードがフライト・ローピッチ位置からノーマル・フライト・ローピッチ位置よりも十分に低い位置へ動くことができるようなプロペラ系統にあつては、5-1-7の規定に適合することの証明は、故障解析、試験又はその両方によることができる。解析は、プロペラ及び関連する装備構成部分に対して第Ⅷ部2-6の規定に適合することを証明するために作成された解析を含むか、又は使用してもよい。

5-1-7A ターボジェット発動機逆推力系統試験

ターボジェット発動機に装備される逆推力系統は第Ⅶ部の6-1-3の規定に適合しなければならない。

5-1-8 ターボプロペラ抵抗制限系統

ターボプロップ機のプロペラ抵抗制限系統は、正常又は非常運用中にその系統の単独の故障又は機能不良が起きても、プロペラの抵抗が3-4-4の規定により設定された抵抗をこえないように設計しなければならない。ただし、この種の故障の発生がきわめて少ないと認められる場合は、抵抗制限系統の構造部分の故障は考慮する必要はない。

5-1-9 タービン発動機の運用特性

- 5-1-9-1 タービン発動機の運用特性は飛行機及び発動機の運用制限の範囲内での正常又は非常運用中に有害な特性（ストール、サージ又は失火等）が、危険な状態を呈しないことを飛行試験によって調査し、決定しなければならない。

5-1-9-2 （予備）

- 5-1-9-3 タービン発動機の空気取入系統は、正常運用中、空気流のゆがみにより発動機に有害な振動を起すようなものであってはならない。

5-1-10 空気取入口、発動機及び排気口の適合性

可変の空気取入口形状もしくは排気系統形状又はその双方を使用する飛行機は、次の規定に適合しなければならない。

- 5-1-10-1 空気取入口、発動機（推力増大系統を備える場合にあつて、これを含む。）及び排気口により構成される系統は、承認を得ようとするあらゆる運用状態のもとで適切に機能を果たすことを証明しなければならない。なお、運用状態には、発動機の全回転速度及び全出力設定並びに発動機の空気取入口及び排気口の形態を含むものとする。

5-1-10-2 これらの系統は、それを作動したとき及び発生する可能性のある機能不良が生じたときに、操縦性に及ぼす動的効果が、飛行機の運用限界を超えないようにするために、操縦者に特別な操縦技術、注意力又は操縦力を必要とするものであってはならない。

5-1-10-3 5-1-10-2の規定に適合することを証明する場合に、必要とされる操縦力は、2-4-1-5及び2-4-1-6に規定される状態において2-4-1-4に規定される限界を超えてはならない。

5-1-11 負の加速度

発動機、飛行中に使用する補助動力装置並びに動力装置及び補助動力装置の構成部品又は系統は、3-3-2に規定するV-n線図に示す負の加速度で飛行機を運用した場合にも、当該加速度の予想最大継続時間について危険な機能不良を起さないことを証明しなければならない。

5-1-12 推力又は出力増大系統

5-1-12-1 一般 各流体噴射系統は、予想される運用条件のもとで発動機の適切な機能に必要な流量及び圧力を供給できなければならない。流体が氷結する可能性がある場合には、流体の氷結が飛行機を損傷させたり又は飛行機の性能に悪影響を及ぼすものであってはならない。

5-1-12-2 流体のタンク 各拡張系統の流体タンクは、次の規定に適合しなければならない。

a タンクは運用中に予想される振動、慣性力、流体及び構造上の荷重に損傷が発生することなく耐えられるものでなければならない。

b 飛行機に装備されるタンクは、損傷及び漏れを生ずることなく、最大運用圧力の1.5倍の内圧に耐えるものでなければならない。

c ガス抜きを設ける場合には、通気は、全ての正常な飛行状態で効果的なものでなければならない。

d [保留]

e 各タンクには、タンク容量の2%以上の膨張余裕空間がなければならない。通常地上姿勢にある飛行機について、意図せずに膨張余裕空間を満たすことが不可能でなければならない。

5-1-12-3 増大系統の排出口は、次のa又はbに該当する場合には、6-7-3の規定に従い設計及び配置されなければならない。

a 増大系統の流体が氷結する恐れがある場合

b 流体が飛行中又は地上での運用中に排出される場合

5-1-12-4 各発動機に使用する出力増大用液のタンクの容量は、出力増大用液の使用について承認された方法で飛行機を運用するために十分な量でなければならない。液体消費量の計算は、要求される発動機出力に適する承認された最大消費率を基準としなければならない。また、発動機の性能に及ぼす温度の影響その他要求される液体量に変動を及ぼすすべての要因を考慮したものでなければならない。

5-1-12-5 5-1-12の規定は、燃料噴射系統には適用しない。

5－2 燃料系統

5－2－1 一般

5－2－1－1 燃料系統は、発動機又は補助動力装置の運用が許容される範囲での予想されるあらゆる運用状態において発動機及び補助動力装置の運転が適正に行えるように設定された流量及び圧力で燃料が確実に流れるように製作し、かつ、配置しなければならない。

5－2－1－2 各燃料系統は、系統内に入った空気によって下記の状態が起らないように配置しなければならない。

a ピストン発動機については 20 秒以上の出力中断

b タービン発動機についてはフレイム・アウト

5－2－1－3 タービン発動機の燃料系統は、水分を飽和させた 27℃ (80°F) の燃料に、3.8l (1gal) 当たり 0.75cc の水分を加え、さらにこの燃料を運用中予想される最も酷な氷結状態に冷却しても、その流量及び圧力の範囲内において継続した運用ができるものでなければならない。

5－2－1 A 燃料系統の解析及び試験

5－2－1 A－1 燃料系統は、あらゆる予想される運用状態のもとで適正に機能することを解析（必要と認められる場合には解析及び飛行機の燃料系統又は試験する燃料系統の該当部分の運用特性を再現できる試験装置を用いた試験）により証明されなければならない。

5－2－1 A－2 燃料をその流体の一つとして使用する熱交換器は、発生する可能性のある故障が発生しても危険な状態を生じさせるものであってはならない。

5－2－2 燃料系統の独立

各燃料系統は次に掲げる 5－2－2－1 又は 5－2－2－2 によって 5－1－2－2 の要求に適合しなければならない。

5－2－2－1 各発動機への燃料を、その他の発動機へ燃料を供給する系統の各部分と全く別の系統を通して供給することができなければならない。

5－2－2－2 その他の好ましい方法

5－2－2 A 燃料系統に対する雷撃への防禦

5－2－2 A－1 本項の規定の適用上、

a 危機的な雷撃 (Critical Lightning Strike) とは、設計上の特徴の故障又は構造上の破損と組み合わせられたときに、発火源を生じる可能性のある箇所への航空機への被雷をいう。

b 燃料系統には、燃料タンク構造又は燃料タンク系統内のいかなる構成部品を含み、燃料タンクを貫く、燃料タンクに接続する、又は燃料タンク内部に位置するいかなる航空機構造又は系統部品を含む。

5－2－2 A－2 燃料系統の設計及び装備は、次を含む雷撃及びその影響による、致命的な燃料蒸気発火を防がなければならない。

a 被雷 (Stroke Attachment) の可能性の多いエリアに対する直撃雷

b 雷がスweepしやすいエリアに対する掃引雷 (Swept lightning stroke)

c 雷撃により誘導又は伝導されるトランジェント

5－2－2 A－3 5－2－2 A－2 の規定に適合するため、致命的な燃料蒸気

発火は、可燃性、危機的な雷撃及び燃料系統内の故障を考慮した上で、極めてまれな (Extremely Improbable) 発生確率でなければならない。

5-2-2 A-4 雷撃により生じる致命的な燃料蒸気発火を防止する設計上の特徴を保護するため、型式設計には、それらの特徴を明らかにすると共に、それらを保護するための情報を提供する「クリティカルな設計形態を管理する制限事項(CDCCL: critical design configuration control limitations)」を含まなければならない。それらの設計上の特徴の継続した有効性を確保するため、型式設計には、5-2-2 A-2 への適合を証明する際に使用した設計上の特徴に対する検査及び試験手順、繰り返し検査及び試験の間隔並びに必須の交換時間も含まなければならない。申請者は本項で求められる情報を、7-2-1 1 Aで要求される「耐空性を継続するための指示書」の耐空性限界の章に含めなければならない。

5-2-3 燃料流量

5-2-3-1 各燃料系統は予想されるそれぞれの運用状態及び運動において、要求される燃料流量の 100%以上を供給しなければならない。また、この適合については次に掲げる条件により証明しなければならない。

- a 燃料は発動機の型式承認で規定された限界内の圧力で各発動機に供給すること。
- b 当該タンク内の燃料量は 5-2-5 の要求によるそのタンクの燃料使用不能量と、適合することを証明するために必要な量を加えた合計量をこえないこと。
- c 各主燃料ポンプは、5-2-3 に適合することを証明する各運用状態及び姿勢に対して必要な主ポンプを用いること。また使用する非常用ポンプは各主ポンプ同様に用いられるように代替できなければならない。
- d 燃料流量計を備える場合は、流量計は閉そくし、燃料は流量計又は流量計のバイパスを通して流さなければならない。

5-2-3-2 1 個の発動機に 2 個以上の燃料タンクから燃料を供給出来る場合には、燃料系統は次に掲げる規定に適合しなければならない。

- a ピストン発動機にあつては、燃料を供給していた任意のタンク内の燃料を使い切り、発動機の運転不調が明らかになったとき、その他の使用可能な燃料を含む燃料タンクに切換えてから、20 秒以内に全燃料圧力を回復できなければならない。
- b タービン発動機にあつては、手動で燃料タンクを切換える方法を講ずるほか、当該発動機へ燃料を供給している任意のタンクの燃料を正常運用中に使い切り、当該発動機のみ正規に燃料を供給するその他の任意のタンクに使用可能な燃料があるとき、航空機乗組員が特に注意を払わなくても、当該発動機への燃料供給が維持されるように設計しなければならない。

5-2-4 相互に連絡したタンク間の燃料の移動

飛行中に 1 個のタンクから他のタンクへ燃料を送る場合、その燃料タンクのガス抜き及び燃料移送系統は燃料の移送過剰によって生ずるタンクの構造損傷がないように設計しなければならない。

5-2-5 燃料使用不能量

各タンクおよびこれに係る燃料系統構成部品についての燃料使用不能量

は、当該タンクよりのフィーディングを含めてすべての予想される運用および飛行運動状態の内そのタンクに生ずる最も不利な燃料供給状態において、発動機に対し最初の機能不良の徴候が現れる量より少なくない量に設定しなければならない。ただし燃料系統構成部品の故障は、考慮しなくてよい。

5-2-6 高温気象状態における燃料系統

5-2-6-1 燃料系統は高温気象状態における運用中満足に機能を果たさなければならない。この場合、タンク出口から各発動機への燃料系統が、すべての運用状態下において、蒸気の発生を防ぐよう正圧を保つことを証明するか、又は申請者が選定する飛行場の高度から 7-2-1.1 に従って運用限界として設定された最大高度まで上昇することによって証明しなければならない。

上昇試験を行なう場合には、次に掲げる状態で試験を行ない、この間にベーパーロックその他の機能不良の徴候があってはならない。

a ピストン発動機を装備する飛行機にあつては、全発動機を連続最大出力で運転しなければならない。ただし、臨界高度以下 300m (1,000ft) から臨界高度を通る高度に対しては離陸出力を使用しなければならない。離陸出力を使用する時間は離陸制限時間以上でなければならない。

b タービン発動機を装備する飛行機にあつては離陸経路を証明するために選定した時間を離陸出力で運転し、その後の上昇は連続最大出力で運転しなければならない。

c 飛行機の重量は燃料満載及び最少乗組員での重量としなければならない。重心位置を許容限界内に保つために必要なバラストを積んでもよい。

d 上昇速度は次に掲げる速度を超えてはならない。

(a) ピストン発動機を装備する飛行機にあつては、次に掲げる状態で離陸から最大運用高度まで上昇する場合に用いるために設定された最大速度

1) 着陸装置は、完全上げにあること。

2) フラップは、最適位置にあること。

3) カウルフラップ（又は発動機の冷却空気の供給を制御するその他の装置）は予想最高大気温度において適正な冷却を与える位置にあること。

4) 発動機は、連続最大出力の限界内で運転されていること。

5) 重量は、最大離陸重量であること。

(b) タービン発動機を装備する飛行機にあつては、離陸から最大運用高度まで上昇する場合に用いるよう設定された最大速度

e 燃料温度は 44°C (110°F) 以上でなければならない。

5-2-6-2 5-2-6-1 に規定する試験は飛行試験又は飛行試験に類似した状態での地上試験を行なわなければならない。飛行試験が試験の結果に影響するような低温気象状態で行なわれる場合は、低温空気の冷却を受ける燃料タンクの表面、燃料配管及びその他の燃料系統部分はできるかぎり高温気象状態における飛行に類似するように絶縁しなければならない。

5-2-7 燃料タンク一般

5-2-7-1 燃料タンクは運用中に受ける振動、慣性力、燃料荷重及び構造荷重に耐え、破損しないものでなければならない。

5-2-7-2 可撓タンクは承認された型式のものであるか、又は使用に適す

ることを証明したものでなければならない。

5-2-7-3 インテグラルタンクは内部点検及び修理が容易なものでなければならない。

5-2-7-4 燃料タンクは、生存可能な非常着陸状態において、火災を発生させるほどの量の燃料漏れが、胴体内若しくは胴体近傍で、又は発動機近傍で発生しないよう、可能な範囲で、設計され、配置され、装備されなければならない。また、

a 燃料タンクは、タンク内の圧力 P が次の式により変化する終極静圧設計条件下において、破裂に耐え、燃料を保持できなければならない。

$$P = K\rho gL$$

ここで、

P = タンク内の各点における燃料圧力

ρ = 標準的な燃料密度

g = 重力加速度

L = 圧力点と、荷重方向におけるタンクの最遠境界点間の基準距離

$K = 4.5$: 胴体与圧境界外の燃料タンク部品に対する前方荷重条件

$K = 9$: 胴体与圧境界内の燃料タンク部品又は胴体与圧境界を構成する部品に対する前方荷重条件

$K = 1.5$: 後方荷重条件

$K = 3.0$: 胴体与圧境界内の燃料タンク部品又は胴体与圧境界を構成する部品に対する内向き及び外向き荷重条件

$K = 1.5$: 胴体与圧境界外の燃料タンク部品に対する内向き及び外向き荷重条件

$K = 6$: 下方荷重条件

$K = 3$: 上方荷重条件

b 胴体近傍又は発動機近傍の翼燃料タンクの部品については、下記 (a) 又は (b) のいずれか大きい方の燃料圧力が使用されなければならない。

(a) 5-2-7-4 a による燃料圧力

(b) 下記条件のいずれか小さい値

1) 最大燃料密度の燃料が満載状態の燃料タンクを考慮の上、3-8-1-2 c に規定される加速度から得られる燃料圧力。タンクの前後方向局部翼弦長に等価な燃料静圧頭を使用して前方加速度 $9.0g$ に基づく燃料圧力を計算してもよい。内向き及び外向き条件については、3-8-1-2 c で規定されている $3.0g$ に代えて、加速度 $1.5g$ を使用してもよい。

2) 85% の燃料レベルに伴う静圧頭を使用し、各タンクの最大許容量の 85% 以上の燃料量を考慮して、3-8-1-2 c に規定された加速度から得られる燃料圧力。適切な燃料の標準的な密度を使用してもよい。内向き及び外向き条件については、3-8-1-2 c で規定されている $3.0g$ に代えて、加速度 $1.5g$ を使用してもよい。

c 燃料タンク内部の隔壁及びバッフルは、燃料の流れを効果的に制限することが示される場合には、堅固な境界と考えてもよい。

d 各燃料タンク及び周辺の機体構造については、4-4-1-2 に規定され

る条件の下で、地面への衝突及び地面に直接こすられることによる影響により、火災を発生させるほどの量の燃料漏れ、又は温度を引き起こしてはならない。

- e 燃料タンクの装備は、4-4-1-1 及び 4-4-1-3 に規定されているように着陸装置又は発動機パイロン若しくは発動機架が引き剥がされる場合であっても、タンクが破裂しないものでなければならない。

5-2-7-5 燃料タンクに接近するためのカバーは、危険な量の燃料が喪失することを防止するため、次の規定に適合しなければならない。

- a 経験又は解析により打撃を受けると考えられる区域に取付けられているすべてのカバーは、解析又は試験により、タイヤの破片、発動機の低エネルギーの断片又は他の発生し得る断片による貫通及び変形が最小になることを示さなければならない。

- b すべてのカバーは、第 2 種耐火性材料以上の材料でなければならない。

5-2-7-6 加圧式燃料タンクにあっては、タンクの内外で過度の圧力差を生じないようにフェール・セーフ性を有する手段が講じられていなければならない。

5-2-8 燃料タンクの試験

5-2-8-1 燃料タンクは飛行機に装備した状態で次の a 及び b に規定した状態から生ずる圧力のうちいずれか大きい圧力に耐え、損傷又は漏れを生ずることがないことを試験によって証明しなければならない。また、次の c 及び d の状態から生ずるさらに苛酷な圧力を受けたとき、タンク表面がこれらの圧力に耐えることを解析又は試験により証明しなければならない。

- a 0.246kg/cm^2 (3.5lb/in^2) の内圧

- b ラム効果によりタンク内に生ずる最大空気圧力の 125% の内圧

- c 燃料を満載した飛行機の最大制限加速度及び翼のたわみによって生ずる液体圧力

- d 飛行機の横揺れと燃料荷重との最も苛酷な組合わせにおいて生ずる液体圧力

5-2-8-2 十分な支え又は補強のない大きな平面部を有する金属製タンクは、漏れ又はタンク壁の過大なたわみを起こすことなく、次に規定する試験又はこれと同等の試験に耐えるものでなければならない。

- a タンク及びその支えは、実際の装備に類似する方法で装備して、振動試験を行うこと。

- b d の規定を除いて、タンクは、これに水又はその他適当な試験液を 2/3 搭載し、 0.79mm ($1/32\text{in}$) 以上の振幅（その他の振幅が立証されない限り）で 25 時間振動すること。

- c 試験の振動数は次によらなければならない。

(a) 発動機の正常運用範囲でのあらゆる回転速度から得られる振動数が苛酷でないときは、試験振動数は毎分 2,000 サイクルとする。

(b) 発動機の正常運用範囲内の回転速度のうち 1 つだけ危険な振動数がある場合は、この振動数を試験振動数としなければならない。

(c) 発動機の正常運用範囲内の回転速度から得られる振動数がより危険であるときは、これらの振動数のうち最も危険なものを試験振動数としな

なければならない。

d c (b) 及び c (c) に規定する試験の時間は、c (a) に規定する振動数で 25 時間に完了する振動数と同数の振動数を完了するように調整しなければならない。

e 試験中、タンクは、最も不利な軸のまわりの両側へ 15°づつ (計 30°)、毎分 16~20 回の割合で 25 時間揺動させなければならない。2 軸以上の軸のまわりの運動がこれよりも不利であると認められる場合は、タンクは各軸のまわりに 12 時間 30 分ずつ揺動させなければならない。

5-2-8-3 類似の装備のタンクについて十分な経験があることを証明する場合を除き、非金属製タンクは温度 44°C (110°F) の燃料を用い、5-2-8-2 e に規定する試験に耐えなければならない。この試験には、代表的なタンクを用い、これを、飛行機に装備する場合と類似した支持構造に取付けなければならない。

5-2-8-4 加圧式燃料タンクにあっては、地上又は飛行中に発生が予想される最大圧力に耐えることを解析又は試験により証明しなければならない。

5-2-9 燃料タンクの装備

5-2-9-1 燃料タンクは (タンク内の燃料重量から生ずる。) タンク荷重が支えのないタンク表面に集中しないように支持しなければならない。また、次の規定に適合しなければならない。

a 必要がある場合、タンクとその支えとの間には、摩耗を防ぐために、パッドを使用しなければならない。

b パッドは非吸湿性であるか、又は液体に吸収を防ぐように処理したものでなければならない。

c 可撓タンクを用いる場合は、タンク自体が燃料荷重を受けないように支えなければならない。

d タンク室の内部表面は、次の (a) 及び (b) のほかは、可撓タンクの摩耗の原因となることがないこと。

(a) 突起箇所でも可撓タンクを保護する方法が講じてあること。

(b) 可撓タンク自体の構造が保護するようになっていること。

5-2-9-2 タンク表面に近接する空間は少量の漏れによるガスの蓄積をさけるために通気しなければならない。タンクが密封された室にある場合は、高度変化から生ずる過大な圧力を防ぐに十分な大きさの排出口のみによって通気してもよい。

5-2-9-3 燃料タンクの配置は 5-9-3-1 の規定に適合しなければならない。

5-2-9-4 発動機室から開口している主空気出口の直後にある発動機ナセルの外板は、インテグラルタンクの壁として用いてはならない。

5-2-9-5 燃料タンクはガス及び燃料を通さない覆により、客室及び乗組員室から隔離しなければならない。

5-2-10 燃料タンクの余積

燃料タンクは、タンクの容積の 2% 以上の余積を有しなければならない。燃料タンクの余積は飛行機が地上姿勢状態にあるとき不用意に満たされるおそれのないものでなければならない。加圧式燃料供給系統にあっては、5-2-15-2

の規定に適合する方法を講じた状態で、この規定に適合することを証明することができる。

5-2-1 1 燃料タンクのサンプ

5-2-1 1-1 燃料タンクは、運用中の水の蓄積がサンプ容積をこえないように運用限界を設定する場合を除き、タンク容積の 0.1%又は 0.24l

(1/16gal) のうち、いずれか大きい容積以上の容積のサンプを備え、正常な地上姿勢にあるとき有効でなければならない。

5-2-1 1-2 燃料タンクは飛行機が地上姿勢にあるとき、タンクのすべての部分からサンプへ危険量の水をためることができるものでなければならない。

5-2-1 1-3 燃料タンクのサンプは次の規定に適合する排出口を備えなければならない。

(a) 地上でサンプの完全な排出ができること

(b) 飛行機のいかなる部分にふれないで排出できること

(c) 手動で又は自動的に閉位置に確実にロックする方法を講じること

5-2-1 2 燃料タンクの燃料注入口

燃料タンクの燃料注入口は、燃料が燃料タンク以外の飛行機のいかなる部分にも入らないようなものでなければならない。

5-2-1 2-1 [保留]

5-2-1 2-2 かなりの量の燃料がたまる凹部のある燃料注入口には、飛行機の各部分にふれることなく、燃料を排出できる排出口を設けなければならない。

5-2-1 2-3 燃料注入口のキャップには燃料シールをつけなければならない。

5-2-1 2-4 各燃料注入口には、飛行機を地上の燃料供給装置に電氣的に結合する手段が講じられていなければならない。

5-2-1 3 燃料タンクのガス抜き及び気化器のガス抜き

5-2-1 3-1 燃料タンクのガス抜き 燃料タンクはすべての正常飛行状態において効果のあるように余積の頂部から通気しなければならない。この場合、ガス抜きは、次の規定に適合しなければならない。

a ガス抜き口は、泥または着氷によって閉塞されないように配置しなければならない。

b ガス抜き口の配置は正常運用中に燃料のサイホン作用を防ぐようにしなければならない。

c ガス抜きの能力及びガス抜き圧レベルは、次に示す状態で、タンクの内部と外部との間の圧力差を適正に保たなければならない。

(a) 正常飛行運用

(b) 最大上昇率での上昇及び最大降下率での降下

(c) 燃料補給及び燃料排出（適用される場合）

d 燃料出口が相互に連絡しているタンクの余積は相互に連絡しなければならない。

e ガス抜き管には、飛行機が地上姿勢又は水平飛行姿勢にある場合に、水分が蓄積する個所がないこと。ただし、排出の設備が設けられている場合は、

この限りでない。

f ガス抜き又は排出口は次に掲げる (a) 又は (b) に開口しないこと。

(a) ガス抜き口から燃料が排出した場合に火災の危険が起きるような箇所

(b) ガスが客室又は乗組員室に入る可能性のある箇所

g 各燃料タンクガス抜き系統は、いかなる燃料タンクガス抜き口が継続的に火炎に曝された場合であっても、最低 2 分 30 秒間、燃料タンク外側から燃料タンクガス抜き口を通じて燃料タンク気化空間へ火炎が伝播することにより生ずる爆発を防がなければならない。

5-2-1 3-2 気化器のガス抜き ガス抜きを有する気化器は、ガスをタンクに返すための通気管を備えなければならない。この場合において、通気管は次の規定に適合しなければならない。

a ガス抜きの系統には、着氷による閉塞を防止する方法を講じなければならない。

b 2 個以上の燃料タンクを有し、これらのタンクを一定の順序で使用する必要がある場合には、ガス抜き管は、離陸又は着陸に使用する燃料タンクに連絡しなければならない。

5-2-1 4 燃料タンク出口

5-2-1 4-1 燃料タンクの出口又はブースタポンプにはろ過器を付けなければならない。この場合において、ろ過器は次の規定に適合しなければならない。

a ピストン発動機を装備する飛行機にあっては、ろ過器の目の開きは 1.4～2.8mm (8～16 メッシュ/in) でなければならない。

b タービン発動機を装備する飛行機にあっては、ろ過器は、燃料の流れを阻止したり又は任意の燃料系統構成部品を傷つけるような異物を通過させないようなものでなければならない。

5-2-1 4-2 (予備)

5-2-1 4-3 燃料タンクのろ過有効面積は、燃料タンク出口管面積の 5 倍以上でなければならない。

5-2-1 4-4 ろ過器の径は燃料タンク出口の径より大きくななければならない。

5-2-1 4-5 指状ろ過器は点検及び清掃が容易でなければならない。

5-2-1 5 加圧燃料補給系統

5-2-1 5-1 加圧燃料補給系統の各マニホールド継手には、燃料入口弁が機能不良を起こした場合、系統から危険量の燃料が流失するのを防ぐ方法を講じなければならない。

5-2-1 5-2 各タンク内の燃料量がそのタンクに対して承認された最大量をこえるのを防ぐ自動閉止装置を備えなければならない。この装置は、次の規定に適合しなければならない。

a 補給前に閉止装置が適正に作動することを点検できるようなものでなければならない。

- b 当該タンクに対して承認された最大量において燃料補給を止める閉止装置が損傷した場合に、その損傷を各燃料補給ステーションで指示する方法を有していなければならない。
- 5-2-1 5-3 5-2-1 5-2に規定する自動閉止装置が故障した場合に、燃料系統が損傷しないような方法を講じなければならない。
- 5-2-1 5-4 加圧燃料補給系統（燃料タンク及び燃料タンクのガス抜きを除く。）は、燃料補給時に発生が予想されるサージを含む最大圧力の時に生じる荷重の 2.0 倍の終極荷重に耐えるものでなければならない。最大サージ圧力は各タンク弁を意図的に又は不用意に閉にした組み合わせから得なければならない。
- 5-2-1 5-5 燃料排出系統（燃料タンク及び燃料タンクのガス抜きを除く。）は、燃料補給口に最大許容燃料排出圧力がかかったときの荷重の 2.0 倍の終極荷重に耐えるものでなければならない。
- 5-2-1 6 燃料タンクの爆発防止
- 5-2-1 6-1 燃料又は蒸気の発火により致命的な故障を生じる燃料タンク又は燃料タンク系統のいかなる場所においても、発火源は存在してはならない。このことは、次の規定により証明されなければならない。
- a 燃料タンク内の燃料の最低推定自動発火温度に対し安全上の余裕をみた最高温度を決定しなければならない。
- b 燃料発火のおそれのある燃料タンク内の任意の場所の温度は、5-2-1 6-1 の規定によって決定した温度をこえてはならない。この温度をこえないことの証明は、その故障又は機能不良によってタンク内の温度上昇をもたらすすべての構成部品を予想されるあらゆる運用状態、故障状態又は機能不良状態下に置いて行わなければならない。
- c 5-2-2 A に述べられている雷撃による発火源を除き、製造のばらつき、老朽化、摩耗、腐食及び想定される損傷の影響を考慮した上で、単一故障、単一故障と極めて少ない発生確率 (Extremely Remote) であることが証明されていない潜在的な故障状態との組み合わせ及び極めてまれな (Extremely Improbable) 発生確率であることが証明されていない故障の全ての組み合わせにより、発火源を生じてはならない。
- 5-2-1 6-2 5-2-1 6-2 の b 及び 5-2-1 6-3 の場合を除き、飛行機の全ての燃料タンクについて、フリート平均燃焼危険性は第Ⅲ部附録 N に規定される燃焼危険性評価時間の 3%、又は評価する飛行機の機種 of 翼燃料タンクについてのフリート平均燃焼危険性のいずれか一方を下回らなくてはならない。当該機の翼が従来型の加熱されないアルミ製の翼でない場合、解析は等価な従来型の加熱されないアルミ製翼燃料タンクを仮定して実施しなければならない。
- a フリート平均燃焼危険性は、第Ⅲ部附録 N に従い決定する。
- b 飛行機の主燃料タンク以外のいかなる燃料タンクも、当該燃料タンクの一部が胴体の輪郭内にある場合は、第Ⅲ部附録 M に規定する燃焼危険性の基準に適合しなくてはならない。
- c 5-2-1 6-2 項において
- (a) 「等価な従来型の加熱されないアルミ製翼燃料タンク」とは、当該翼

の設計と等価な空力特性、構造特性、燃料タンク容量及び燃料タンク形態を有する、亜音速機の加熱されないセミモノコック式アルミ製の主翼のインテグラル燃料タンクをいう。

(b) 「フリートの平均燃焼危険性」とは、第Ⅲ部附録Nに定義され、運航している同型式の機体全体の集合（フリート）について、飛行距離の範囲全体に渡り、各燃料タンクの空虚部が可燃状態となる（すなわち、燃焼の危険にさらされる）時間の、燃焼危険性評価時間に対する割合をパーセントで表すものをいう。

(c) 「主燃料タンク」とは、燃料を一つ又は複数の発動機に直接供給する燃料タンクで、各飛行中、継続的に必要な燃料を保持するものをいう。

5-2-16-3 5-2-16-2項は、発火しても、飛行機の継続した安全な飛行及び着陸を妨げる損傷が生じないような、燃料タンク内に燃料蒸気の発火による影響を軽減するための方法が備えられている場合、当該燃料タンクには適用しない。

5-2-16-4 5-2-16-1の規定により燃料タンク又は燃料タンク系統内の致命的な発火源を防止する設計上の特徴を保護するため、及び5-2-16-2により許容されるタンクの燃焼危険性の上昇を防止するため、型式設計には、それらの特徴を明らかにすると共に、それらをどのように保護するかについての指示を提供する「クリティカルな設計形態を管理する制限事項(CDCCL: critical design configuration control limitations)を含まなければならない。それらの設計上の特徴の継続的な有効性を確保するため、並びに5-2-16-1、5-2-16-2及び5-2-16-3に従い備えられるあらゆる手段の性能及び信頼性が低下することを防止するため、型式設計には、設計上の特徴に対する必要な検査及び試験手順、繰り返し検査及び試験の間隔並びに必須の交換時間も含まなければならない。申請者は本項で求められる情報を、7-2-11Aで要求される耐空性を継続するための指示書の耐空性限界の章に含めなければならない。また、型式設計には、想定される整備作業、修理又は改造によりCDCCLが損なわれる可能性のある機体の部位に、設計上のクリティカルな特徴を目視で識別する方法も含めなければならない。

5－3 燃料系統構成部分

5－3－1 燃料ポンプ

5－3－1－1 主ポンプ

適正な発動機の運転に必要な燃料ポンプ又は第5章の燃料系統の要求（5－3－1－2を除く。）に適合するために必要なポンプは主ポンプとする。発動機の一部と認められる燃料噴射ポンプ（気化器内に噴射されないで、燃料噴射に必要な流量及び圧力を供給するポンプ）以外の容積ポンプはバイパスを備えなければならない。

5－3－1－2 非常用ポンプ 発動機の一部と認められる燃料噴射ポンプ以外のいずれかの主ポンプが故障した場合に、直ちに燃料を発動機に供給する非常用ポンプ又は他の主ポンプを備えなければならない。

5－3－2 燃料系統の配管及び継手

5－3－2－1 燃料配管は過度な振動を受けないように、及び燃料圧力と、加速度のある飛行状態で受ける荷重とに耐えるように装備し又は支持しなければならない。

5－3－2－2 相対運動をするおそれのある機体部分との間に連結する燃料配管は可撓性を有しなければならない。

5－3－2－3 内圧を有し、軸方向の荷重を受ける燃料配管の可撓継手は可撓ホースアセンブリを使用しなければならない。

5－3－2－4 可撓ホースは承認された型式のものか又は使用に適することを証明したものでなければならない。

5－3－2－5 高温にさらされて悪影響を受ける可撓ホースは、発動機の運転中又は停止後に高温になるところに使用してはならない。

5－3－2－6 胴体内の各燃料配管は漏れを生ずることなく、適度の変形及び伸びができるように設計され、及び取り付けられたものでなければならない。

5－3－2 A 燃料系統構成部品

発動機ナセル内又は胴体内にある燃料系統構成部品は、4－4－1－2に規定した各状態において舗装された滑走路における脚上げ着陸の際に、火災を発生させるほどの量の燃料漏れを引き起こすような損傷を受けないように保護されなければならない。

5－3－3 燃料弁

燃料弁は閉止装置についての5－9－5の規定の要求を満たし、次の規定によらなければならない。

5－3－3－1 削除

5－3－3－2 燃料弁は、弁の操作又は加速度のある飛行状態から生ずる荷重が弁に連結されている配管に伝わらないように支持しなければならない。

5－3－4 燃料ろ過器又はフィルタ

発動機の燃料制量装置の入口又は発動機駆動のポジティブ・ディスプレイメント型ポンプの入口のうちどちらか燃料タンクの出口に近いものと燃料タンクの出口との間には、燃料ろ過器又はフィルタを設けなければならない。この場合において燃料ろ過器又はフィルタは、次の規定に適合しなければならない。

- 5-3-4-1 排出及び清掃が容易な位置にあり、取り外しが容易なろ過網又はエレメントが組み込まれていること。
- 5-3-4-2 沈澱トラップ及び排出口を設けること。この場合において、ろ過器又はフィルタが排出のため容易に取外せる場合は、排出口を設けなくてもよい。
- 5-3-4-3 ろ過器又はフィルタは、全ての荷重状態において連結管、入口継手及び出口継手に十分な強度余裕がある場合を除き、その重量が連結管、入口継手又は出口継手により支えられることがないように取付けられなければならない。
- 5-3-4-4 第Ⅶ部において発動機に対して設定された粒子の大きさ及び密度以上の粒子の大きさ及び密度を有する異物を含む燃料を用いた場合にあってても発動機の燃料系統の機能を損うことのないような発動機に設定された運用限界における能力のものであること。
- 5-3-5 燃料系統の排出口
 - 5-3-5-1 燃料系統の排出は、燃料ろ過器の排出口及び燃料タンクサンプの排出口によって完全に行なえなければならない。
 - 5-3-5-2 5-3-5-1に規定する排出口は、次の規定に適合しなければならない。
 - a 燃料系統中の燃料を飛行機のいかなる部分にもふれずに排出できること。
 - b 手動で又は自動的に閉位置に確実にロックできること。
 - c 次の規定に適合する排出弁を有すること。
 - (a) 容易に近接でき、かつ容易に開閉できること。
 - (b) 着陸装置上げの状態で着陸した場合にあってても燃料の洩れを防止できるように配置されるか又は保護されていること。
- 5-3-6 燃料放出系統
 - 5-3-6-1 当該飛行機の出発飛行場における離陸、進入復行及び着陸を含む 15 分間の飛行で必要となる燃料の実際の量又は推定量を最大離陸重量から差し引いた重量に等しい重量で、第Ⅲ部の該当する離陸、進入及び着陸復行性能の要件への適合性の検討で使用したものと同様な飛行形態、速度、出力及び推力において 2-3-10 及び 2-3-11-4 の上昇の要件に適合することが証明されていない場合、当該飛行機は燃料放出系統を装備しなければならない。
 - 5-3-6-2 燃料放出系統は重量に関する条件を除き 5-3-6-3 に規定された飛行試験中最も不利と思われる条件で燃料を放出すると仮定した際に、5-3-6-1 に規定される重量を 2-3-10 及び 2-3-11-4 の上昇の要件に適合すると考えられる重量まで減じるのに十分な燃料を 15 分以内に放出できなければならない。
 - 5-3-6-3 燃料放出は、フラップ及び着陸装置を上げ、次の状態で最大離陸重量から始めて実証しなければならない。
 - a $1.3V_{SR1}$ の速度で発動機の出力を停止した滑空状態
 - b 臨界発動機を停止し、他の発動機を連続最大出力で運転しながら 1 発動機不作動時の最良上昇率速度での上昇状態

- c a 及び b の試験を行った結果、 $1.3V_{SR1}$ の速度で水平飛行することが更に苛酷であることがわかった場合は、 $1.3V_{SR1}$ の速度での水平飛行状態
- 5-3-6-4 5-3-6-3 に規定する飛行試験中に、燃料放出系統が次の規定に適合することを証明しなければならない。
 - a 燃料放出系統及びその運用は火災の危険を伴わないこと。
 - b 放出した燃料は飛行機のいかなる部分にもふれないこと。
 - c 放出した燃料又はガスは飛行機のいかなる部分にも入らないこと。
 - d 放出操作が飛行機の操縦性に悪い影響を与えないこと。
- 5-3-6-5 ピストン飛行機には、燃料を放出した後においても、離陸及び着陸に使用するタンクの燃料が、連続最大出力の 75% で 45 分間飛行できる燃料レベル以下にならないような方法が講じられていなければならない。ただし、主燃料放出操作装置から独立した補助操作装置がある場合には、燃料放出系統は当該補助操作装置により残りの燃料を放出するように設計してよい。
- 5-3-6-6 タービン飛行機には、燃料を放出した後においても、離陸及び着陸に使用するタンクの燃料が、海面から 3,000m (10,000ft) まで上昇した後最大航続距離が得られる速度で 45 分間飛行できる燃料レベル以下にならないような方法が講じられていなければならない。ただし、主燃料放出操作装置から独立した補助操作装置がある場合には、燃料放出系統は当該補助操作装置により残りの燃料を放出するように設計してよい。
- 5-3-6-7 燃料放出弁は燃料放出操作中いつでも乗組員が閉止できるように設計しなければならない。
- 5-3-6-8 主翼周辺の空気の流れを変えるような任意の操作（フラップ、スロット、及びスラットを含む。）が燃料の放出に悪影響を与えないことを証明する場合を除き、空気の流れを変える操作を行っている間燃料を放出してはならない旨を航空機乗組員に対する警報として燃料放出操作装置の近くに標示しなければならない。
- 5-3-6-9 燃料放出系統は、系統中の一つの機能不良によって、非対称な燃料の放出をひき起こすか、又は燃料の放出が不能になり、危険な状態に陥ることがないように設計しなければならない。

5－4 滑油系統

5－4－1 一般

5－4－1－1 各発動機は、連続運転に対して安全である温度以下で十分な量の滑油を発動機に供給することができる独立した滑油系統を装備しなければならない。

5－4－1－2 使用可能な滑油の量は、最も不利な運用状態における飛行機の航続時間と、同じ状態における飛行機の承認された最大許容滑油消費量との積に、滑油系統の循環に必要な適量を加えた量より少なくてはならない。ピストン発動機を装備する飛行機にあっては、滑油の必要量を計算するために飛行機の航続距離の合理的な解析を行なう代りに、次の燃料／滑油比を適用することができる。

a 予備滑油系統又は滑油移送系統を装備しない飛行機にあっては 30：1 の燃料／滑油容量比

b 予備滑油系統又は滑油移送系統を装備する飛行機にあっては 40：1 の燃料／滑油容量比

5－4－1－3 実際の発動機の滑油消費に関する資料によって証明する場合は、5－4－1－2 a 及び b で規定する燃料／滑油容量比よりも高くてもよい。

5－4－2 滑油タンク

5－4－2－1 滑油タンクの装備は、5－2－9 の規定に適合したものでなければならない。

5－4－2－2 滑油タンクの余積

滑油タンクの余積は、次の規定に適合しなければならない。

a ピストン発動機に使用する滑油タンクにあってはタンク容積の 10%又は 1.9l(0.5gal)のいずれか大きい値以上の、また、タービン発動機に使用する滑油タンクにあってはタンク容積の 10%以上の余積を有しなければならない。

b 発動機に直接連結されない予備滑油タンクはタンク容積の 2%以上の余積を有すること。

c 滑油タンクの余積は、飛行機が正常の地上姿勢にあるとき、不用意に満されるおそれのないものであること。

5－4－2－3 かなりの量の滑油がたまる凹部のある滑油タンク注入経路には、飛行機のいかなる部分にもふれないで排出できる排出口を設けなければならない。さらに、滑油タンクの注入口のキャップには滑油シールをつけなければならない。

5－4－2－4 滑油タンクのガス抜き 滑油タンクは次に掲げる規定に適合する通気を行なわなければならない。

a 滑油タンクは、正常の飛行状態において効果があるように、余積の頂部から通気しなければならない。

b 滑油タンクのガス抜きは、水滴が凍結し配管を閉塞することがないように配置しなければならない。

5－4－2－5 滑油タンクの出口 系統を通る滑油の流れを妨げるようないかなる異物もタンク本体又はタンク出口に入るのを防ぐ方法を講じなければ

ならない。滑油タンク出口は、任意の運用温度において滑油の流量を安全値以下に減らすおそれのあるろ過網又はガードで囲ってはならない。タービン発動機に使用する滑油タンクの出口には、滑油系統の外部部分（滑油タンク支持構造を含む。）が第1種耐火性材料である場合を除き、閉止弁を設けなければならない。

5-4-2-6 可撓滑油タンク 可撓滑油タンクは承認された型式のものであるか又は使用に適することを証明したものでなければならない。

5-4-3 滑油タンクの試験

滑油タンクは次に掲げる規定に適合するように設計し、装備しなければならない。

5-4-3-1 滑油タンクは破損することなく、運用中に受けるすべての振動、慣性力及び滑油荷重に耐える強度を有しなければならない。

5-4-3-2 滑油タンクについては、次に掲げる規定を除き、5-2-8の規定を準用すること。

a (a) タービン発動機に使用する加圧式タンクの試験圧力は、5-2-8-1に規定する圧力の代わりに、 $0.35\text{kg/cm}^2(5\text{lb/in}^2)$ にタンクの最大使用圧力を加えた圧力以上の値を用いなければならない。

(b) その他のタンクの、試験圧力は、5-2-8-1に規定する圧力の代りに $0.35\text{kg/cm}^2(5\text{lb/in}^2)$ 以上の値を用いなければならない。

b 試験液は、5-2-8-3に規定する液体のかわりに、 $121^\circ\text{C}(250^\circ\text{F})$ の滑油を用いなければならない。

5-4-4 滑油配管及び継手

5-4-4-1 滑油配管は5-3-2の要求に適合しなければならない。また、指定防火区域内に装備する滑油配管及び継手は、5-9-2の要求に適合しなければならない。

5-4-4-2 ブリーザ配管は次に掲げる規定に適合するように配置しなければならない。

a 凍結及び閉塞をおこすおそれのある水滴が配管のいかなる部分にも蓄積しないこと。

b ブリーザ口は泡立ちによって火災を起こすおそれのないように、また、その排油が風防にかからないように配置すること。

c ブリーザは、発動機の吸気系統内に排出しないこと。

5-4-5 滑油ろ過器又はフィルタ

5-4-5-1 タービン発動機の装備には、全ての滑油が流れる滑油ろ過器又はフィルタを取付けなければならない。また、この滑油ろ過器又はフィルタは、次の規定に適合しなければならない。

a バイパスを有する滑油ろ過器又はフィルタはろ過器又はフィルタが完全に閉塞しても系統内の他の部分を通して、滑油が正常の流量で流れるように製作し、かつ、装備しなければならない。

b 滑油ろ過器又はフィルタは、第Ⅶ部において発動機に対して設定された粒子の大きさ及び密度以上の粒子の大きさ及び密度を有する異物を含む滑油を用いた場合にあっては発動機の滑油系統の機能を損なうことのないような発動機に設定された運用限界における能力のものであること。

- c 滑油ろ過器又はフィルタには、滑油タンクの出口に装備する場合を除き、汚染が 5-4-5-1 b に従って設定された能力に達する前に汚染を指示する指示器を装備しなければならない。
 - d 滑油ろ過器又はフィルタのバイパスは、バイパスを適切に配置することにより、集めた汚染物がバイパスの流路に流れ出ることがないように製作し、かつ、装備しなければならない。
 - e バイパスを有しない滑油ろ過器又はフィルタは、滑油タンクの出口に装備する場合を除き、6-1-3-3 g に規定する警報装置に接続する方法を講じなければならない。
- 5-4-5-2 ピストン発動機に装備する場合においては、動力装置の滑油ろ過器又はフィルタは、ろ過器又はフィルタのエLEMENTが完全に閉塞しても、系統内の他の部分を通して、滑油が正常の流量で流れるように製作し、かつ、装備しなければならない。
- 5-4-6 滑油系統排出口
- 滑油系統排出口は、滑油の排出を安全に行うことができるものであって、かつ、次に掲げる規定に適合しなければならない。
- 5-4-6-1 近接しやすい場所にあること。
 - 5-4-6-2 手動で又は自動的に閉位置に確実にロックする方法を講じること。
- 5-4-7 滑油冷却器
- 5-4-7-1 滑油冷却器は、破損することなく、運用中に受けるすべての振動、慣性力及び滑油圧力荷重に耐えることができないといけない。
 - 5-4-7-2 滑油冷却器の空気導管は、火災の場合に発動機ナセルの正規開口部から出る炎が直接冷却器に触れないように配置しなければならない。
- 5-4-8 滑油弁
- 5-4-8-1 滑油の閉止装置は 5-9-5 の要求に適合しなければならない。
 - 5-4-8-2 滑油閉止装置を閉止してもプロペラのフェザを妨げるものであってはならない。
 - 5-4-8-3 滑油弁は、開及び閉の位置に確実なストッパ又は適当な指示装置を備え、かつ、弁の操作又は加速度のある飛行状態から生ずる荷重が弁に連結している配管に伝わらないように支持しなければならない。
- 5-4-9 プロペラフェザ系統
- 5-4-9-1 プロペラフェザ系統が発動機の滑油を利用する場合は、滑油タンク以外の滑油系統の一部が損傷して供給が不足しても、フェザに必要な量の滑油が、タンク内に残るような方法を講じなければならない。
 - 5-4-9-2 滑油タンク内に残る滑油の量は、フェザ操作を行なうに十分な量で、かつ、フェザポンプのみに使用されなければならない。
 - 5-4-9-3 タンク内に残る滑油でフェザを行なうことができることを試験によって証明しなければならない。この証明は、発動機の運転中潤滑に補助滑油源を使用して、地上で行なってもよい。
 - 5-4-9-4 プロペラフェザ系統には、沈殿物又はその他の異物がその安全な運用に影響を与えるのを防ぐための設備を設けなければならない。

5-5 冷 却

5-5-1 一 般

動力装置及び補助動力装置の冷却系統は、これらの装置が地上、水上及び空中において運用状態下にあるとき並びに発動機若しくは補助動力装置の通常の停止後又はこの両者の通常の停止後に動力装置構成部品、発動機液、補助動力装置構成部品、補助動力装置液の温度をこれらの構成部品又は液について設定された温度限界内に保つことができないなければならない。

5-5-2 冷却試験

5-5-2-1 一般 地上、水上及び飛行中の最も不利な状態下において、5-5-1の規定に適合することを試験によって証明しなければならない。

これらの試験は次に掲げる規定に適合しなければならない。

a 試験を最高大気温度と異なる状態で行なった場合は、動力装置の実測温度を5-5-2-3及び5-5-2-4に規定する方法で補正しなければならない。

b 補正温度は5-5-2-1によって決定される限界温度を越えないこと。

c ピストン発動機にあっては、試験に使用する燃料は、当該発動機に対して承認された最低等級のものとし、かつ、その混合比は、冷却試験を行なう飛行段階において常用するものでなければならない。試験の方法は5-5-3の規定によるものとする。

5-5-2-2 最高大気温度 最高大気温度は海面上で $37.8^{\circ}\text{C}(100^{\circ}\text{F})$ 以上に設定されなければならない。海面上からの温度逡減率は $-56.5^{\circ}\text{C}(-69.7^{\circ}\text{F})$ に達するまでは、高度 1,000m ごとに $6.5^{\circ}\text{C}(1,000\text{ft}$ ごとに $3.6^{\circ}\text{F})$ とし、それ以上の高度では、温度は一定値 $-56.5^{\circ}\text{C}(-69.7^{\circ}\text{F})$ とする。ただし、防寒装置については、申請者は、海面上で $37.8^{\circ}\text{C}(100^{\circ}\text{F})$ 未満の最高温度を選んでもよい。

5-5-2-3 温度補正（シリンダバレルを除く。） より合理的な補正を行う場合を除き、温度限界が定められた発動機液及び動力装置構成部品（シリンダバレルを除く。）の温度は、冷却試験中最初に構成部品又は液の最高温度が記録されたときの大気温度と最高大気温度との差を加えて補正しなければならない。

5-5-2-4 シリンダバレルの温度補正 より合理的な補正を行なう場合を除き、シリンダバレル温度は、最高大気温度と、冷却試験中最初にシリンダバレルの最高温度が記録されたときの大気温度との差に 0.7 を乗じた温度を加えて補正しなければならない。

5-5-3 冷却試験方法

5-5-3-1 5-5-1の規定に適合することを、該当する性能規定に対応する離陸、上昇、巡航、及び着陸の各飛行段階で立証しなければならない。冷却試験は飛行の各段階中、冷却について最も不利な状態での飛行形態及び運用状態で行なわなければならない。冷却試験としては、温度変化率が毎分 $1.1^{\circ}\text{C}(2^{\circ}\text{F})$ 以下になったとき、温度が安定したものとする。

5-5-3-2 試験をしようとする飛行の各段階に入るときの状態で温度を安定させなければならない。ただし、試験をしようとする飛行の段階に入るとき

の状態が、構成部品及び発動機液の温度が安定しないものであるのが普通であるときを除く（この場合、その段階に入る前に、試験段階に入る状態のすべての運用を行なって、試験開始時に温度が自然の高さに達するようにしなければならない。）離陸冷却試験は発動機を地上緩速で運転し、動力装備の構成部分及び発動機液の温度を安定させた後に行なわなければならない。

5－5－3－3 飛行の各段階に対する冷却試験は、次に掲げる条件のいずれかを満足するまで続けなければならない。

- a 動力装備の構成部分及び発動機液の温度が安定すること。
- b 飛行の段階が完了すること。
- c 運用限界に到達すること。

5－5－3－4 ピストン発動機の冷却試験にあつては、飛行の離陸段階は、その飛行機が離陸表面から 457m (1,500ft) の高度か、又は、離陸から運航状態へ変移を終え 2－3－1 1－3 の規定に適合する定常上昇勾配に達したときの高度かいずれか高い方の高度に達したとき、完了したものとする。当該飛行機は、次に掲げる状態でなければならない。

- a 着陸装置は上げであること。
- b フラップは最適な位置にあること。
- c カウルフラップ（又は発動機の冷却を制御する他の装置）は、高温気象状態において十分な冷却を行うことができる位置にあること。
- d 臨界発動機は不作動であり、そのプロペラも停止していること。
- e 残りの発動機は当該飛行高度で得られる連続最大出力で運転されていること。

5－5－3－5 水上機及び水陸両用機にあつては、冷却試験は追風中をステップ速度 8km/h (5mph) を加えた速度で 10 分間、水上滑走すること。

5－6 吸気系統

5－6－1 空気取入口

5－6－1－1 各発動機及び補助動力装置の空気吸気系統は、次に掲げる規定に適合するように空気を供給しなければならない。

a 証明を得ようとするすべての運用状態下において、各発動機及び補助動力装置に必要な量の空気を供給できるものでなければならない。

b 吸気系統の弁がいずれの位置にあっても、燃料の適正な制量及び混合気の適正な分配が行なえるように空気を供給できるものでなければならない。

5－6－1－2 各ピストン発動機は雨、氷又はその他の異物の侵入を防ぐような補助空気取入口を備えなければならない。

5－6－1－3 空気取入口はカウリング内に開口してはならない。ただし、次の場合はこの限りではない。

a カウリングの内部が第1種耐火性材料のダイヤフラムにより、発動機の補機部から隔離されている場合

b ピストン発動機にあつては、逆火の焰による被害を防ぐ方法が講じてある場合

5－6－1－4 タービン発動機又は補助動力装置を装備した飛行機にあつては次に掲げる規定に適合しなければならない。

a 可燃性流体系統の排出口、ガス抜き、その他の構成部品からの危険量の燃料が漏れ出し、あふれて発動機又は補助動力装置の吸気系統に入るのを防ぐ方法を講じなければならない。

b 航空機は滑走路、誘導路、他の空港路面上の水、どろの危険な量が発動機又は補助動力装置空気導管に入らないように設計しなければならない。かつ空気導管は、離陸、着陸または滑走路中にできるだけ異物を吸込まないように配置するかまたは保護しなければならない。

5－6－1－5 発動機の吸気系統を構成する部品又は装備品が、空気取入口から進入した異物により損傷を受けるおそれがある場合には、吸気系統の設計が、部品又は装備品に有害な不具合を生ずることなく、第Ⅶ部5－12A、5－13及び5－13Aに規定する異物の吸込み試験に耐えるものであることを試験又は適当と認められる場合には解析により証明しなければならない。

5－6－2 吸気系統の氷結防止

5－6－2－1 ピストン発動機 ピストン発動機の空気吸気系統は防氷及び除氷の方法を講じなければならない。ただし、他の方法による場合を除いて、過給機付発動機を装備する飛行機にあつては、温度－1℃(30°F)の目に見える水分のない大気中で、次の温度上昇規定に適合することを証明しなければならない。

a 普通のベンチュリー式気化器を装備する発動機にあつては、発動機を連続最大出力の60%の出力で運転した場合に67℃(120°F)の温度上昇を与える能力のある予熱器を備えること。

b 冷結を起こしにくい特性を有する気化器を装備する発動機にあつては、発動機を連続最大出力の60%の出力で運転した場合に55℃(100°F)の温度上昇を与える能力のある予熱器を備えること。

5-6-2-2 タービン発動機 cで規定される場合を除き、全ての発動機は、防氷系統を有する場合には全ての防氷系統を作動させた状態で、以下の規定に適合すること。

a 次に掲げる事項を生じる可能性のある氷が発動機、空気取入系統の構成部品又は機体構成部品に蓄積することなく、全飛行出力範囲（附録 C 及び O 並びに第 VII 部附録 D で定義する着氷気象状態における、最低降下緩速運転速度を含む。）及び飛行機に対して設定された限界内の降雪及び吹雪状態において運用できるものであること。

(a) 当該発動機の運転に対する悪影響や出力若しくは推力の継続的な損失、ガス・パスにおける許容できない温度上昇、又は機体と発動機との不整合

(b) 許容できない一時的な出力の損失又は発動機の損傷

(c) ストール、サージ若しくはフレイムアウト、又は発動機の操作性の喪失（例えば、ロールバック）

b より厳しい類似の試験条件に置き換えられる場合を除き、次の表 1 で示される着氷気象状態において、地上にて少なくとも 30 分間地上緩速回転速度で運転できるものであること。それぞれの気象状態において、発動機防氷系統に供給される抽気が最も不利な状態で行われる場合においても当該発動機に悪い影響を与えず、ひき続き飛行規程に規定された手順により離陸出力又は離陸推力まで加速できることが証明されなければならない。

なお、緩速運転の途中で、承認する方法により定期的に発動機の出力又は推力を上昇させてもよい。解析により、試験温度を下回る大気温度に対しては重大な影響が無いことを示してもよい。申請者は発動機の運転手順（緩速運転から出力を上昇させる場合の最大時間間隔、出力設定及びその出力を継続する時間を含む。）を、関連する最低大気温度及び最大時間間隔と共に、記録しなければならない。これらの条件は、7-2-8 に従い飛行機の運用限界を設定するための解析において用いられなければならない。

c 本 5-6-2 においては、次の表 1 中の気象状態 3. で示される気象状態を含め、附録 O で規定する着氷気象状態は、最大離陸重量 27,210kg (60,000lb) 以上の飛行機には適用されない。

表 1-地上試験用着氷気象状態

気象状態	全温度	水濃度（最低）	平均有効粒子直径	証明方法
1. 霧氷状態	-18° C から -9 ° C (0 ° F から 15 ° F)	液体-0.3 g/m ³	15-25µm	試験、解析又はその組み合わせ
2. 雨水状態	-7° C から- 1 ° C (20 ° F か ら 30 ° F)	液体-0.3 g/m ³	15-25µm	試験、解析又はその組み合わせ

3. 大滴状態	-9 ° C か ら -1 ° C (15° F か ら 30 ° F)	液体-0.3 g/m ³	100μm (最小)	試験、解析又 はその組み合 わせ

5-6-2-3 過給機付ピストン発動機

気化器に入る前の空気を圧縮する過給機を備えた発動機を装備した飛行機は、過給による温度上昇が機械的に利用できる場合は、5-6-2-1の規定に適合することを証明する際において、この過給による空気の温度上昇を考慮することができる。

5-6-3 気化器予熱器の設計

気化器空気予熱器は次に掲げる規定に適合するように設計し及び製作しなければならない。

5-6-3-1 発動機を冷気中で運転しているときは、空気予熱器は完全に通気すること。

5-6-3-2 空気予熱器をとりまく排気マニホールド部品の検査が容易にできること。

5-6-3-3 空気予熱器自体の最も条件の悪い部品の検査が容易にできること。

5-6-4 吸気系統の導管及び空気の導管系統

5-6-4-1 発動機の過給器及び補助動力装置圧縮機の第1段の上流の吸気系統導管は、地上姿勢にあるとき、燃料及び蒸気の危険な蓄積を防ぐ排出口が設けられたものでなければならない。排出口からの排出は火災の危険がある場所に行ってはならない。

5-6-4-2 吸気系統の導管は次に掲げる規定に適合しなければならない。

a 導管は、普通程度の逆火による吸気系統の損傷を防ぐために十分な強度を有すること。

b 消火系統を備えなければならない指定防火区域内にある導管は、第2種耐火性材料以上の耐火性を有すること。但し、補助動力装置の防火区域にある補助動力装置の導管は第1種耐火性を有すること。

5-6-4-3 相対運動をする構成部分に連結される導管は可撓性にするこ
と。

5-6-4-4 タービン発動機及び補助動力装置の抽出空気導管系統にあつては、空気導管の取入口と空気が供給される機体部品の間のいかなる部分で導管の損傷が起っても、危険な事態の原因となるものであつてはならない。

5-6-4-5 熱せられた気体が補助動力装置の導管を逆流して飛行機他の部屋又は場所に入ることにより危険な状態が起こることを防止するため、補助動力装置の吸気系統の導管は補助動力装置室の十分上流まで第1種耐火性を有しなければならない。吸気系統の導管の残りの部分と補助動力装置のプレナム・チャンバーの材料は、起りうる最大温度状態に耐えるものでなければならない。

5-6-4-6 補助動力装置の吸気系統の導管は、サージング又は逆流状態で

発火する可能性のある危険な量の発火性流体を吸収又は留めない材料でできていなければならない。

5－6－5 吸気系統のろ過網

吸気系統のろ過網を使用する場合は、次に掲げる規定に適合しなければならない。

5－6－5－1 ろ過網は、気化器の上流にななければならない。

5－6－5－2 発動機に吸入される空気の通路が1本になっている吸気系統の部分にはろ過網があってはならない。ただし、予熱空気によって除氷できる場合は、この限りでない。

5－6－5－3 アルコールのみによってろ過網の除氷をしてはならない。

5－6－5－4 ろ過網には燃料がかからないようにしなければならない。

5－6－6 中間冷却器および後方冷却器

中間冷却器及び後方冷却器は運用中に受けるいかなる振動、慣性力及び空気圧力荷重に耐えうるものでなければならない。

5－7 排気系統

5－7－1 一般

動力装置及び補助動力装置の排気系統には、次の規定を適用する。

- 5－7－1－1 排気系統は、火災のおそれなく、かつ、客室及び乗組員室内に一酸化炭素が入らないように、排気ガスを安全に排出しなければならない。一酸化炭素がないことを証明するための試験には、適切な一酸化炭素探知方式であればどの方式を用いてもよい。
- 5－7－1－2 可燃性流体又はガスが発火するほど高温な表面を有する排気系統の部分は、可燃性流体又は、ガスが通る系統から漏れた可燃性流体又はガスが遮へい板を含む排気系統のいかなる部分にふれても火災を発生させないように配置するか又は遮へいしなければならない。
- 5－7－1－3 排気系統構成部品からの熱又は高温の排気により高温となる機体の構成部品は、第1種耐火性材料の耐火性がなければならない。すべての排気系統の構成部品は、第1種耐火性材料によって発動機室又は補助動力装置室の外側の近接する他の部分から分離しなければならない。
- 5－7－1－4 排気は、可燃性流体のガス抜き又は排出口に対して火災の危険がないように排出しなければならない。
- 5－7－1－5 排気は夜間、操縦者に有害なまぶしさを与えるような位置に排出してはならない。
- 5－7－1－6 排気系統の構成部分は、過度の高温部が生じないように、通気しなければならない。
- 5－7－1－7 排気シュラウドは、正常運用中に、シュラウド外部の可燃性流体又はガスが着火するに十分なほどの高温になるのを避けるために通気又は絶縁しなければならない。

5－7－2 排気管

動力装置及び補助動力装置の装備には、次の規定を適用する。

- 5－7－2－1 排気系統の配管は耐熱及び耐食性材料であり、かつ、運用温度での膨張による損傷を防ぐ方法を講じなければならない。
- 5－7－2－2 排気管は運用中受けるすべての振動及び慣性力に耐えるように支持しなければならない。
- 5－7－2－3 相対運動をするおそれのある構成部分に連結される排気管は、可撓性を有しなければならない。

5－7－3 排気熱交換器

ピストン飛行機の排気熱交換器には次の規定を適用する。

- 5－7－3－1 排気熱交換器は、運用中に受けるすべての振動、慣性力及びその他の荷重に耐えるように製作し、かつ、装備しなければならない。さらに、次に掲げる規定に適合しなければならない。
 - a 排気熱交換器は、高温における連続運用に適し、かつ、排気による腐食に耐えるものでなければならない。
 - b 排気熱交換器の最も不利な部分の点検ができるような方法を講じなければならない。
 - c 排気熱交換器の排気がふれる部分には冷却する方法を講じなければならな

い。

d 排気熱交換器又はマフには、構成部分の損傷又は機能不良のために可燃性流体が流出した場合、可燃性流体又はガスの着火の公算を増大するような溜り場所又は液体溜りがあってはならない。

5-7-3-2 換気空気を加熱するために排気熱交換器を使用する場合は、次に掲げる a 又は b の規定に適合しなければならない。

a 主排気熱交換器と換気空気系統との間に補助熱交換器を備えなければならない。

b 他の方法で換気の有害な汚染を防ぐようにしなければならない。

5-7-4 排気駆動タービン過給機

5-7-4-1 排気駆動タービン過給機は承認された型式のものであるか、又は使用に適することを証明したものでなければならない。所定の点検間隔中又は限界使用時間中安全に作動するように装備し、かつ、支持しなければならない。なお、排気導管とタービンの間は膨張及び可撓性を考慮しなければならない。

5-7-4-2 タービンを潤滑し及び高温部分のタービン部品を冷却する方法を講じなければならない。

5-7-4-3 排気駆動タービン過給機の操作系統に機能不良が起こっても、タービンの回転速度が最大許容値をこえないようにしなければならない。排気逃し弁の作動部分を除き、この要求に適合するために用いられる部分は、正規の排気駆動タービン過給器の操作系統と独立していなければならない。

5－8 動力装備の操作装置及び補機

5－8－1 動力装備の操作装置一般

動力装備の操作装置は、規定4－6－4から、4－6－6によって配置し、かつ、設計しなければならない。また、標識については7－3－8の規定に適合しなければならない。さらに、次に掲げる規定に適合しなければならない。

5－8－1－1 操作装置は乗組員の操縦室への出入り又は普通の動作によって是不用意に動かないような位置に備えなければならない。

5－8－1－2 可撓操作装置は、承認された型式のものであるか又は使用に適していることを証明したものでなければならない。

5－8－1－3 操作装置は、損傷又は過大なひずみを起こすことなく、操作荷重に耐える十分な強度及び剛性を有しなければならない。

5－8－1－4 操作装置は航空機乗組員が常に注意していなくても、操作された位置を保つことができ、かつ、操作荷重又は振動によってクリープしてはならない。

5－8－1－5 火災時においても作動する必要がある発動機操作装置の一部が指定防火区域に配置されている場合は、当該部分は第2種以上の耐火性材料でなければならない。

5－8－1－6 操縦室に配置される動力装置の弁操作装置は、次のa及びbを行うための手段を備えなければならない。

a 弁のそれぞれ所定の位置又は機能を航空機乗組員が選択すること。

b 航空機乗組員に以下を指示すること。

(a) 選択された弁の位置又は機能

(b) 選択された位置又は機能に対して弁が応答していない時

5－8－1 A 補助動力装置の制御

フライトデッキには装備された各補助動力装置の始動、停止及び緊急閉止のための装置が備えられていなければならない。

5－8－2 発動機操作装置

5－8－2－1 各発動機に対して別個の出力または推力操作装置を備えなければならない。

5－8－2－2 出力および推力操作装置は、次に掲げる規定に適合するように配置しなければならない。

a 発動機毎の単独操作ができること。

b 全発動機の同時操作ができること。

5－8－2－3 出力および推力操作装置は発動機の制御を確実に、かつ、敏速にできるものでなければならない。

5－8－2－4 発動機の一部として装備されておらず、かつ、承認されたものではない個々の液体噴射（燃料を除く。）系統及びその操作装置に関しては、噴射される液体の流れは適切に制御されなければならない。

5－8－2－5 出力又は推力操作装置に燃料閉止装置が組み込まれている場合には、操作装置が不用意に閉止位置に動くことを防止する手段が講じられていなければならない。この手段は次の規定に適合しなければならない。

a 減速位置に確実なロック又はストッパを備えていること。

- b 操作装置を閉止位置にするには、別個のかつ明確な操作を必要とするこ
と。
- 5-8-3 点火スイッチ
 - 5-8-3-1 点火スイッチは各発動機の各発動機点火回路を制御しなければ
ならない。
 - 5-8-3-2 点火スイッチを1個所にまとめるか又は主点火スイッチを備え
ることによって、全点火回路を敏速にしゃ断する方法を有しなければならない。
い。
 - 5-8-3-3 主点火制御装置及び連続点火を要求されないタービン発動機の
点火スイッチを除く点火スイッチの各々のグループには、これが不用意に作動
しないような手段を講じなければならない。
- 5-8-4 混合気操作装置
 - 5-8-4-1 混合気操作装置を備える場合は、各発動機に対し別個の操作装
置を備えなければならない。操作装置は、次に掲げる規定に適合するようにな
らなければならない。
 - a 各発動機の単独操作ができること。
 - b 全発動機の同時操作ができること。
 - 5-8-4-2 常用する操作位置に相当する混合気操作装置の中間位置は、触
感及び視覚によって識別できるものでなければならない。
 - 5-8-4-3 混合気操作装置は、正副操縦者に近接していなければならない。
ただし、操作板のある別個の航空機関士室を備える場合は、操作装置は
航空機関士に対してのみ接近しておればよい。
- 5-8-5 プロペラ回転速度及びピッチ操作装置
 - 5-8-5-1 各プロペラに対し別個のプロペラ回転速度及びピッチ操作装置
を備えなければならない。
 - 5-8-5-2 操作装置は、次に掲げる規定に適合するようになら、まとめて配置
しなければならない。
 - a 各発動機の単独操作ができること。
 - b 全発動機の同時操作ができること。
 - 5-8-5-3 操作装置はすべてのプロペラの同調ができなければならない。
 - 5-8-5-4 プロペラ回転速度及びピッチ操作装置は、正操縦者の絞り弁操
作装置の右側に配置し、少なくとも絞り弁操作装置より 2.5cm (1in) 以上低
いものでなければならない。
- 5-8-6 プロペラフェザ操作装置
 - 5-8-6-1 各プロペラに対し、別個のプロペラフェザ操作装置を備えなけ
ればならない。操作装置は、これが不用意に作動するのを防止する方法を講じ
なければならない。
 - 5-8-6-2 プロペラピッチ又は回転速度操作装置の操作レバーの作動によ
ってフェザを行なう場合は、正常運用中にフェザ位置へレバーが移行するのを
防止する方法を講じなければならない。
- 5-8-7 逆推力操作装置
 - 逆推力操作装置及びプロペラのピッチを飛行方向範囲より低く選定するための
操作装置には、これが不用意に作動するのを防止する方法を講じなければならな

い。この方法は、飛行緩速位置に確実なロック又はストッパを備え、また、操作装置を飛行方向範囲（タービン発動機を装備する飛行機については前方推力範囲）から外すためには乗組員による特に異なった別個の操作を要するものでなければならない。

5-8-8 気化器空気予熱操作装置

各発動機に対し、別個の気化器空気予熱操作装置を備えなければならない。

5-8-9 過給機操作装置

過給機操作装置は、正副操縦者に近接していなければならない。ただし、操作板のある別個の航空機関士室を備える場合は、操作装置は航空機関士に近接していればよい。

5-8-10 燃料放出系統操作装置

燃料放出系統操作装置は、不用意に作動するのを防止するガードを備えなければならない。操作装置は、消火操作装置又はその他の消火に使用する操作装置の近くに配置しないこと。

5-8-11 動力装置補機

5-8-11-1 発動機に取り付ける補機は、次の a から c までの規定に適合しなければならない。

- a 当該発動機に装備することが承認されていること。
- b 所定の補機取付部に取り付けること。
- c 発動機の滑油系統及び補機系統の汚染を防止するように覆われていること。

5-8-11-2 アーク又はスパークを発する電気装備品は、可燃性液体又はガスとの接触をできるだけ避けるように装備しなければならない。

5-8-11-3 機能不良が起きた時に、発動機駆動与圧室用過給機又は発動機で駆動されるいかなる遠隔補機についても、その連続回転が危険を生ずるおそれのある場合は、発動機の連続運転に影響を与えることなく、これらの補機の危険な回転を防止する方法を講じなければならない。

5-8-12 発動機点火系統

5-8-12-1 電池点火系統は、電池が完全に放電した場合にも発動機の連続運転ができるように予備電源として自動的に切換えられる機上発電機を備えなければならない。

5-8-12-2 電池及び機上発電機の容量は発動機点火系統に必要な量及び電気エネルギーを同一電源から得ているすべての電気系統の構成部分に必要な最大量を同時に供給できる十分な量でなければならない。

5-8-12-3 発動機の点火系統の設計は次の状態を考慮しなければならない。

- a 1 個の機上発電機が不作動の状態
- b 機上発電機が常用回転速度で回転しており、1 個の電池が完全に放電した状態
- c 電池を 1 個だけ備えている場合、機上発電機が緩速回転速度で作動しており、電池が完全に放電した状態

5-8-12-4 防火壁の発動機側にある磁石発電機の接地線（別個の点火回路用）は、機械的損傷、漏電又はその他の原因によって 2 個以上の接地線が同

時に故障することがないように装備し、配置し、及び保護しなければならない。

5-8-12-5 発動機の接地線は、他の発動機の防火区域を通して配線してはならない。ただし、防火区域内の接地線が第1種耐火性である場合は、この限りでない。

5-8-12-6 点火回路は、点火系統の作動を補助し、制御し、または作動状態を解析するために使用する回路のほかは、他のすべての電気回路と電氣的に独立していなければならない。

5-8-12-7 電気系統の機能不良により、発動機の点火に必要な電池が連続放電を起こしている場合に航空機乗組員に警報する方法を講じなければならない。

5-8-12-8 タービン発動機を装備した飛行機の点火系統にあつては、必要電気負荷について考慮されなければならない。

5-8-13 補機ギアボックス

型式承認を受けた発動機の一部をなす補機ギアボックス以外の補機ギアボックスを装備する飛行機にあつては、次の規定を適用する。

5-8-13-1 ギアボックス、トランスミッション及び軸を取り付けた発動機については、第Ⅶ部4-6又は6-5に規定する試験を行なわなければならない。

5-8-13-2 補機ギアボックスは、該当する第Ⅶ部2-9及び4-8又は2-9及び6-9の規定に適合しなければならない。

5-8-13-3 通常の運用状態において予想されるギアボックス、トランスミッション及び軸系の不整列並びにねじり荷重を解析評価しなければならない。

5－9 動力装備の防火設備

5－9－1 指定防火区域

5－9－1－1 次に掲げる区域を指定防火区域とする。

- a 発動機出力部
- b 発動機補機部
- c ピストン発動機の場合を除いて発動機出力部と発動機補機部とが隔離されていない場合の全動力装置室
- d 補助動力装置室
- e 4－10－5に規定する燃焼加熱器及びその他の燃焼装備品
- f タービン発動機の圧縮機部及び補機部
- g タービン発動機にあっては、可燃性流体を通す管又は部品のある燃焼室部、タービン部及びテールパイプ部

5－9－1－2 指定防火区域は4－10－6、4－10－7、4－10－8、4－10－9及び5－9－3から5－9－12までの規定に適合しなければならない。

5－9－1 A 防火壁裏側のナセル部及び可燃性流体配管を含む発動機ポッド取付け構造

5－9－1 A－1 防火壁直後の各ナセル部及び可燃性流体配管を含む任意の発動機ポッド取付け構造の各部は、指定防火区域に関する規定を含み、5－6－4－2、5－8－12－4、5－8－12－5、5－9－2、5－9－3－3、5－9－4、5－9－5及び5－9－12の規定に適合しなければならない。ただし、発動機ポッド取付け構造には火災探知又は消火の方法を講ずる必要はない。

5－9－1 A－2 5－9－1 A－1に規定する区域で、引込式着陸装置を含む区域にあっては、着陸装置上げ状態で5－9－1 A－1の規定に適合することを証明すればよい。

5－9－2 可燃性流体を通す構成部品

5－9－2－1 5－9－2－2に規定するものを除き、発動機が火災を起こしたときに影響を受ける区域内の可燃性流体を通す配管、継手及びその他の構成部品並びに指定防火区域内の可燃性流体を通すか又は包含する構成部品は、第2種耐火性材料以上の耐火性を有しなければならない。ただし、指定防火区域内の可燃性流体タンク及びその支持構造は、火災により第1種耐火性材料の耐火性を有しない部分が損傷しても可燃性流体が洩れたり又はこぼれたりしない場合を除き、第1種耐火性材料で製作されるか又は第1種耐火性材料のシールドにより囲まれていなければならない。構成部品は漏れた可燃性流体が発火しても保護されるようにシールドするか又は配置しなければならない。ピストン発動機に装備された23.7l(25クオート)未満の組込式滑油サンプは、第1種耐火性材料で製作することも第1種耐火性材料で囲むことも必要ではない。

5－9－2－2 5－9－2－1の規定は次に掲げるものには適用しない。

- a 第Ⅶ部の規定に適合することが証明された発動機の一部として承認された配管、継手及び構成部品
- b 通気及び排出の配管ならびに破損しても、火災の危険がなく又はその危険

を増すおそれのないそれらの継手

5-9-2-3 指定防火区域内の排出の配管を含む全ての構成部品は、火災に曝される、もしくは火災により損傷を受けた際に、次に該当する場合は、第1種耐火性材料であること。

a) 機体の他の部位に火災が広がる。

b) 主機能及び主装置が、意図しない作動を生じる、又は不作動になる。

5-9-3 可燃性流体

5-9-3-1 5-9-2-1で規定された組込式滑油サンプの場合を除いて可燃性流体又はガスの入る系統の一部をなすタンク又はリザーバは、指定防火区域外におかなければならない。ただし、タンク又はリザーバ内の流体、系統の設計タンクの使用材料、閉止装置、継手、配管及び操作装置が指定防火区域外にあるのと同等の火災に対する安全性を有する場合には、この限りではない。

5-9-3-2 タンク又はリザーバと指定防火区域を隔離する防火壁又はシェラウドとの間には1.3cm(0.5in)以上の間隙を設けなければならない。

5-9-3-3 漏れを起こすおそれのある可燃性液体系統の近くに吸湿性材料がある場合には、この種の材料は危険量の液体を吸収しないように処理するか又はおおいをしなければならない。

5-9-4 指定防火区域の排出及び通気

5-9-4-1 指定防火区域には可燃性流体を内蔵する部分の破損又は機能不良から生ずる危険を最小限にとどめるよう、排出の方法を講じなければならない。排出方法は、次に掲げる規定に適合しなければならない。

a 排出を必要とする状態下において、確実に機能を果さなければならない。

b 排出した流体が火勢を強めるおそれのないように配置しなければならない。

5-9-4-2 指定防火区域は、可燃性ガスが蓄積しないように通気しなければならない。

5-9-4-3 通気口は可燃性流体、ガス又は炎が他の区域から侵入しないようなところに開口しなければならない。

5-9-4-4 通気の方法は排出したガスが火勢を強めるおそれのないように配置しなければならない。

5-9-4-5 指定防火区域を通過する最大空気流量に基づき消火剤の容量及び放出率が定められている場合を除き、ナセル部の発動機出力部及び燃焼加熱器換気空気導管以外のすべての指定防火区域への強制通風源には、乗組員がこれらを閉止できる手段を講じなければならない。

5-9-5 閉止装置

5-9-5-1 各発動機の装備並びに5-9-1-1 d及びeに規定する防火区域は危険量の燃料、滑油、防水液その他の可燃性流体が指定防火区域内に流入、流出又は通過することを閉止又は防止する方法を講じなければならない。ただし、次のものについては、閉止装置を設ける必要はない。

a 発動機の一部をなす配管、継手及び構成部品

b 指定防火区域にある滑油タンクを含むすべての滑油系統の構成部品が、第1種耐火性材料でできているか又は発動機の火災が及ばない区域に配置され

ているタービン発動機における滑油系統

- 5-9-5-2 1 発動機に対する燃料閉止弁を閉止しても、他の発動機に対する燃料供給に支障をきたしてはならない。
- 5-9-5-3 閉止装置の操作が、後に続くプロペラフェザ操作のような非常操作に支障をきたしてはならない。
- 5-9-5-4 可燃性流体閉止装置および制御装置は第1種耐火性材料であるかまたは防火区域の火災がその作動に影響を与えないような所に配置され保護されたものでなければならない。
- 5-9-5-5 閉止装置操作後、危険量の可燃性流体が指定防火区域に流入してはならない。
- 5-9-5-6 閉止装置は、これが不用意に作動しないように保護し、また、一旦閉止後、飛行中に乗組員が再び開くことができる方法を講じなければならない。
- 5-9-5-7 各タンクと発動機間の閉止弁はその操作が発動機または発動機架構造の破壊によって影響を受けないような位置に配置されなければならない。
- 5-9-5-8 各閉止弁は他に圧力を逃がす装置が系統内にない場合には、過度の圧力を逃がす様な機能を持つものでなければならない。〔空検 356・48.9.5〕
- 5-9-6 防火壁
 - 5-9-6-1 飛行中に運用されるすべての発動機、補助動力装置、燃焼加熱器その他の燃焼装備品並びにタービン発動機の燃焼室部、タービン部及びテールパイプ部は、防火壁、シュラウドその他の同等の方法により飛行機他の部分から隔離しなければならない。
 - 5-9-6-2 防火壁及びシュラウドは、次に掲げる規定に適合しなければならない。
 - a 第1種耐火性材料であること。
 - b 隔離された部分から飛行機他の部分へ危険量の空気、流体又は炎を通さないように製作すること。
 - c 開口部はすべて第1種耐火性材料のグロメット、ブッシュ又は防火壁継手で密封すること。
 - d 腐蝕に対して保護すること。
- 5-9-6 A 発動機補機部ダイアフラム

ピストン発動機については、発動機出力部およびすべての排気系統部は5-9-6の防火壁の規定に合致したダイアフラムにより、発動機補機部から隔離されなければならない。〔空検 356・48.9.5〕
- 5-9-7 カウリング及びナセル外板
 - 5-9-7-1 カウリングは運用中に受けるすべての振動、慣性力及び空気荷重に耐えるように製作し、かつ、支持しなければならない。
 - 5-9-7-2 カウリングは、5-9-4に規定する排出及び通気の要求に適合しなければならない。
 - 5-9-7-3 発動機の出力部を発動機の補機部から隔離するダイアフラムを

備える飛行機にあっては、発動機出力部に火災が発生した場合に炎にさらされるおそれのある補機部のカウリングは、次に掲げる規定に適合しなければならない。

a 第1種耐火性材料であること。

b 5-9-6の規定に適合すること。

5-9-7-4 カウリングの部分で、排気系統部分に接近しているため、又は排気があるため高温になるおそれのある部分は、第1種耐火性材料で製作しなければならない。

5-9-7-5 飛行機は、次に掲げる規定に適合しなければならない。

a 防火区域に発生した火災が、開口部を通るか又は外板を通して燃焼し、他の区域に入って火勢をさらに増大することのないように設計し、かつ、製作しなければならない。

b 飛行機が引込式着陸装置を備える場合は、着陸装置上げの状態で5-9-7-5 aの規定に適合しなければならない。

c 火災が発動機の出力部又は補機部に発生した場合に炎にさらされるおそれのある部分の外板は、第1種耐火性材料で製作しなければならない。

5-9-8 消火系統

5-9-8-1 各指定防火区域には消火系統を備えなければならない。ただし、可燃性流体又はガスが通る配管又は構成部品をふくむタービン発動機の燃焼器、タービン及びテールパイプ部にあって、これらの部分に火災が発生しても制御できることが証明されている場合は、この限りでない。

5-9-8-2 消火系統、消火剤の量、放出率及び放出分布状態は消火のために適切なものでなければならない。5-9-8-1で規定した各指定防火区域における消火剤の放出は、飛行中の不利な気流状態において、当該区域の消火が可能であり、かつ、再発火の可能性を最少にできる消火剤の濃度があることを、実地又は模擬飛行試験により証明しなければならない。補助動力装置、燃焼加熱器その他の燃焼装備品には独立の一回放出式系統を使用してもよい。他の指定防火区域には各々適切な消火剤の分布状態を生ずるような2回の放出ができなければならない。

5-9-8-3 ナセルの消火系統は、ナセル内の所定の各指定防火区域を同時に消火できなければならない。

5-9-9 消火剤

5-9-9-1 消火剤は、次の規定に適合するものでなければならない。

a 消火系統により保護された区域において、液体又はその他の可燃性物体の燃焼から発する炎を消火できること。

b 保管される室内で通常予想される温度範囲内において熱に対して安定なものであること。

5-9-9-2 有毒な消火剤を使用する場合は、消火系統の欠かんの有無にかかわらず、飛行機の正常運用中、漏れを生じたとき、又は地上あるいは飛行中に消火剤を放出したとき、有害な濃度の液又はガスが乗客室又は乗組員室に侵入するのを防止する方法を講じなければならない。なお、この規定に適合することを試験によって証明しなければならない。ただし、次に掲げるa又はbの事項を満足するような組込式の二酸化炭素胴体室消火系統は、この限りでない。

い。

a 2.26kg (5 ポンド) 以下の二酸化炭素が、設定された火災制御手順のもとで胴体室内に放出されること。

b 各航空機乗組員に対して防護呼吸装置があること。

5-9-9-3 削除

5-9-10 消火剤容器

5-9-10-1 消火剤容器は、過大な内圧により容器が破壊することがないように安全弁を備えなければならない。

5-9-10-2 各圧力安全弁継手からの排出管の端部は、消火剤が排出されても飛行機を損傷しないような位置に配置しなければならない。配管は氷又はその他の異物により閉塞しないように配置するか又は保護しなければならない。

5-9-10-3 各消火剤の容器には、消火剤が放出されていること又は容器内の消火剤の圧力が消火のために必要な値未満であることを示す手段を講じておかななければならない。

5-9-10-4 予想される運用状態において、容器内圧が次の a 又は b の状態にならないように、各消火剤容器の温度を維持しなければならない。

a 適正な放出率を与えるに必要な圧力以下になること。

b 早期に放出してしまうのに十分な高い圧力になること。

5-9-10-5 起爆剤入りカプセルが消火剤の放出のために使用される場合には、各容器は温度条件により起爆剤入りカプセルが危険な程度に劣化しないように装着しなければならない。 [空検 456・

48.9.5]

5-9-11 消火系統の材料

5-9-11-1 消火系統に使用する材料は、消火剤と危険な化学反応を起こすものであってはならない。

5-9-11-2 発動機室内にある各系統構成部品は、第 1 種耐火性材料でなければならない。

5-9-12 火災探知系統

5-9-12-1 各指定防火区域及びタービン発動機の燃焼室部、タービン部及びテールパイプ部には、承認された、敏速に作動する火災又は過熱探知器を備えなければならない。この場合において、その個数及び位置は、これらの区域の火災を敏速に探知できるものでなければならない。

5-9-12-2 各火災探知器は次の規定に適合するよう製作し及び装備しなければならない。

a 運用中に受ける振動、慣性力及びその他の荷重に耐えうること。

b 指定防火区域内の受感部又は関係する配線が 1 か所で断線した場合、そのことを乗組員に警報する手段があること。ただし断線した後も引き続き系統が満足しうる探知系統として作動する場合はこの限りでない。

c 指定防火区域内の受感部又は関係する配線が短絡した場合、そのことを乗組員に警報する手段があること。ただし短絡した後も引き続き系統が満足しうる探知系統として作動する場合はこの限りでない。

- 5-9-12-3 火災又は過熱探知機は触るおそれのある滑油、水その他の液体またはガスにより影響を受けないこと。
- 5-9-12-4 乗組員が飛行中に各火災又は過熱探知器の電気回路の機能を点検する方法を講じなければならない。
- 5-9-12-5 防火区域内の各火災又は過熱探知系統の構成部分はすくなくとも第2種耐火性材料でなければならない。
- 5-9-12-6 下記のいずれかに該当する場合を除き、いかなる防火区域に対する火災又は過熱探知系統構成部分は、他の防火区域を通してはならない。
- a 当該探知系統構成部分が通る他の防火区域の火災により、誤った警報を発生する可能性を防ぐよう保護される場合
 - b 関係する各防火区域が、同じ火災探知系統及び消火系統により同時に保護されている場合
- 5-9-12-7 各火災探知系統は、それを装備した状態で各探知器の応答時間に照らして該当する探知機に承認された警報起動時間を超えないように製作されていなければならない。
- 5-9-12-8 防火区域内にある各々の火災又は過熱探知系統の EWIS は、8-1-16の要件を満たさなければならない。
- 5-9-13 適合性
- 他に規定される場合を除き、5-9-1から5-9-12までの規定に対する適合証明は実際の火災試験又は次に掲げる方法のうち1つ以上の方法により行わなければならない。
- a 類似の動力装備形態での試験
 - b 構成部品の試験
 - c 類似の動力装備形態での使用実績
 - d 解析

第6章 装 備

6－1 一 般

6－1－1 機能及び装備要件

6－1－1－1 各装備品は次の規定により装備しなければならない。

- a 所要の機能を発揮する種類及び設計でなければならない。
- b 個々の識別、機能若しくは運用上の限界又はこれらの組合せについて適当な標識を施さなければならない。
- c 装備品に規定された限界に従って装備しなければならない。
- d 装備した場合、適正に作動しなければならない。

6－1－1－2 EWIS は第8章の要件を満足しなければならない。

6－1－1A 航空機乗組員用の装備品及び系統の装備

本基準は、航空機乗組員が操縦室において通常の着座位置で使用するシステム及び装置に適用される。当該システム及び装置は、単体としても、また他のシステム及び装置との組合せにおいても、所要の機能を発揮するためのタスクが、訓練された有資格の航空機乗組員によって安全に遂行できるように次の規定に適合しなければならない。

6－1－1A－1 操縦室内の操縦装置及び操作装置は、所要の機能を発揮するためのタスクを航空機乗組員が遂行できるものであること。また、当該タスクを遂行するためにも必要な情報が航空機乗組員に提供されるものであること。

6－1－1A－2 航空機乗組員が使用する操縦室内の操縦装置及び操作装置並びに操作に必要な情報は、次の規定に適合しなければならない。

- a 明確で曖昧さがなく、タスクの遂行する適切な詳細さ及び正確さを有すること。
- b タスクの緊急性、頻度、及び継続時間に応じた適切な方法により、航空機乗組員が容易に接近でき、使用できること。
- c 航空機乗組員の操作が航空機又はシステムに与える影響について、航空機の安全な運航のために航空機乗組員が認識する必要がある場合、航空機乗組員がこれを認識できること。

6－1－1A－3 操縦室内の装置の作動に伴う挙動は、次の規定に適合しなければならない。

- a 予測可能であり、曖昧さがなく、こと。
- b タスクに応じた適切な方法により、航空機乗組員が介入できること。

6－1－1A－4 現実的に可能な限りにおいて、操縦室内の装置は、運航中に想定される航空機乗組員の関与に起因するエラーを航空機乗組員が管理できる手段が含まれていること。ただし、本項は以下に掲げる事項については適用しない。

- a 航空機の操作における技量に係るエラー
- b 悪意を持った判断、行為、不作為を原因とするエラー
- c 航空機乗組員の明らかに安全を軽視した無謀な判断、行為、怠慢から生じるエラー

- d 強要された行為を含む暴力行為、脅迫を原因とするエラー
- 6-1-2 飛行計器及び航法計器
 - 6-1-2-1 次の飛行計器及び航法計器を各操縦者の席から見えるように装備しなければならない。
 - a 大気温度計または、大気温度に換算できる指示を与える空気温度計
 - b 時、分および秒を表示する秒針付き若しくは数字表示の時計
 - c 方向指示器（非安定式磁気コンパス）
 - 6-1-2-2 次の飛行計器及び航法計器を、各操縦者席に装備しなければならない。
 - a 対気速度計 対気速度限界が高度とともに変化する場合には、対気速度計には V_{MO} の高度による変化を示す最大許容対気速度の指示を有さなければならない。
 - b 高度計（精密）
 - c 昇降計（垂直速度計）
 - d 外すべり・内すべり計を備えたジャイロ式旋回計（ターン・アンド・バンク・インディケータ）ただし別途運航に関する規定により 360° の縦および横の範囲に使用できる第3の姿勢指示器を備える飛行機については、外すべり・内すべり計のみを備えればよい。
 - e バンク及びピッチ指示器（ジャイロ安定方式）
 - f 方向指示器（ジャイロ安定式、磁気式または非磁気式）
 - 6-1-2-3 次の飛行計器および航法計器を以下に従って装備しなければならない。
 - a タービン飛行機、および V_{MO}/M_{MO} が $0.8V_{DF}/M_{DF}$ 又は $0.8V_D/M_D$ より大きい飛行機には速度警報装置をつけなければならない。速度警報装置は速度が $V_{MO}+6kt$ または $M_{MO}+0.01$ を超えるときは、効果的な音声警報（その他の目的に使用される音声警報と明らかに異っているもの）を操縦者に与えるものでなければならない。警報装置の許容製作誤差の上限は前記より大きいものであってはならない。
 - b 6-1-2-2 a により要求されている対気速度計系統が操縦者に圧縮性の限界を指示する場合を除いて、圧縮性による限界を持つ飛行機には各操縦者席にマッハ計を装備しなければならない。〔空検 356・48.9.5〕
- 6-1-3 動力装置計器 次のとおりの動力装置計器が必要である。
 - 6-1-3-1 すべての飛行機について
 - a 各発動機について燃料圧力警報装置、または主警報装置より個々の警報装置が分離されている条件のもとで全発動機についての主警報装置
 - b 各燃料タンクについて燃料油量計
 - c 各滑油タンクについて滑油油量計
 - d 各発動機の各個に独立した圧力滑油系統に対する滑油圧力計
 - e 各発動機について滑油圧力警報装置、または主警報装置より個々の警報装置が分離されている条件のもとで全発動機について主警報装置
 - f 各発動機について滑油温度計

- g 視覚及び聴覚による警報を提供する火災警報装置
 - h 各タンクについて出力または推力増加液液量計（出力または推力増加液の使用方法に適したもの）
- 6－1－3－2 ピストン発動機付き飛行機については6－1－3－1の規定に加えて、次の動力装置計器が必要である。
- a 各発動機について気化器空気温度計
 - b 各空冷発動機についてシリンダ・ヘッド温度計
 - c 各発動機について吸気圧力計
 - d 各発動機について燃料圧力計（燃料が供給される場所の圧力を示すもの）
 - e 自動高空混合気調整装置を装備しない各発動機について燃料流量計または燃料混合計
 - f 各発動機について回転計
 - g 次の各発動機について航空機乗組員に（飛行中に）出力の変化を指示する装置
 - （a） 出力測定装置によって初動される自動プロペラ・フェザーリング装置を装備しているもの
 - （b） 全シリンダー容積が 32.8l (2,000in³) 以上のもの
 - h 各逆ピッチ・プロペラについてプロペラが逆ピッチになったことを操縦者に示す装置
- 6－1－3－3 タービン飛行機については6－1－3－1の規定に加えて、次の動力装置計器が必要である。
- a 各発動機についてガス温度計
 - b 各発動機について燃料流量計
 - c 各発動機について回転計（限界速度が設定されているものについてローターの速度を指示するもの）
 - d 連続的に作動させることができるが連続的に作動するように設計されていない、また不具合を生じたときに危険な事態を防ぐように設計されていない各発動機の起動機の作動を航空機乗組員に指示する装置
 - e 各タービン発動機について、動力装置の凍結防止系統の作動を示す指示器
 - f 5－3－4の規定により要求される燃料ろ過器又はフィルタに、5－3－4－4の規定により定められた容量に達する前に汚染の発生を示す指示器
 - g 5－4－5の規定により要求される滑油ろ過器又はフィルタがバイパスを有しない場合は、当該ろ過器又はフィルタの汚染が5－4－5－1 bの規定により定められた容量に達する前に操縦者に対して汚染が発生していることを警報する装置
 - h 燃料系統構成部品の氷閉塞を防止するために使用しているすべてのヒーターについてそれが適正に作動していることを示す指示器
- 6－1－3－4 ターボジェット飛行機については6－1－3－1および6－1－3－3の規定に加えて、次の動力装置計器が必要である。
- a 操縦者に推力又は推力に直接関係する数値を示す指示計。当該指示は、推力又は推力に直接関係する数値の直接の測定に基づいたものでなければならない。指示計は発動機の故障、損傷又は性能の低下の結果として起こる推力の変化を指示するものでなければならない。

- b 逆推力装置を使用している各発動機について、逆推力装置が以下の状態にあるときに航空機乗組員に示すための手段
 - (a) 選択した位置にないとき、及び、
 - (b) 逆推力位置にあるとき
- c ローター系統の不釣合を示す指示器
- 6-1-3-5 ターボプロップ飛行機については6-1-3-1 および6-1-3-3の規定に加えて、次の動力装置計器が必要である。
 - a 各発動機についてトルク計
 - b 各プロペラについてプロペラ羽根角が飛行低ピッチ以下にあるときその位置を航空機乗組員に示す装置
- 6-1-3-6 推力又は出力を増大させるための流体系統（燃料を除く。）を備えた飛行機については、当該系統が適切に作動していることを航空機乗組員に示す装置が必要である。
- 6-1-4 その他の装備品 必要なその他の装備品は次のとおりである。
 - a [保留]
 - b 2つ以上の独立した電気エネルギー源
 - c 本第Ⅲ部の規定に従った電気回路の安全装置
 - d 各操縦者席から各々近接できる制御器を有し、1系統の故障が他の系統の作動を妨げないように設計され、かつ、装備された2系統の送受信機。適切な信頼性が証明されている場合は、共用アンテナ系統を使用してよい。
 - e 各操縦者席から各々近接できる制御器を有し、1系統の故障が他の系統の作動を妨げないように設計され、かつ、装備された2系統の無線航法装置。適切な信頼性が証明されている場合は、共用なアンテナ系統を使用してよい。
- 6-1-5 装備品、系統および装備
 - 6-1-5-1 本要領において、機能が要求されている装備品、系統及び装備は、予想されるすべての運用条件下において、所要の機能を発揮するように設計し、かつ、装備しなければならない。
 - 6-1-5-2 飛行機の系統および関連する構成部品は個々に検討した場合および他の系統との関連において検討した場合、次に適合するように設計されなければならない。
 - a 飛行機の継続した安全な飛行及び着陸を妨げるような故障状態の発生が極度にありえないこと。
 - b 飛行機の性能を低下させるような又は不利な運用条件に対し乗組員が対処する能力を低下させるような他のいかなる故障状態の発生する確率が稀なこと。
 - 6-1-5-3 危険な系統の運用状態を乗組員に警告し、また適切な修正措置をとらせるために警報装置を備えていなければならない。系統、制御、これに付随した監視装置及び警報装置は、乗組員の誤りによりさらに危険な状態が発生することを最小にするように設計しなければならない。
 - 6-1-5-4 6-1-5-2の規定への適合証明は解析により、及び必要な場合は、適切な地上試験、飛行試験またはシミュレーター試験により行わなければならない。解析に当たっては、次のaからdまでを考慮しなければならない。

- a 外部要因による不具合および損傷を含めて考えられる故障のモード
 - b 多重不具合および探知できない故障の可能性
 - c 飛行および運用状態を考慮して飛行機および搭乗者に与える結果としての影響
 - d 乗組員への警報指示、必要な修正動作および故障を発見する能力
- 6-1-5-5 電氣的系統及び装備品の、設計及び装備について、6-1-5-1 及び 6-1-5-2 への適合性を証明するにあたり、最も厳しい環境条件を考慮しなければならない。
- 本要領又は所用の規則により要求され、又は要求への適合性を示すために使用される電源、配電及び電気を利用する装備品は、承認された環境試験が適用されている装備品を除き、予想される環境条件下で持続的に安全な運用ができる能力のあることを、環境試験、設計解析または他の飛行機における過去の同種の運航経験を参照することで証明しなければならない。
- 6-1-5-6 EWIS は 8-1-5 の要件に従い評価しなければならない。
- 6-1-5 A 動力源の容量及び分配
- 6-1-5 A-1 本要領又は運航の規則により機能が要求され、動力供給を要する装備は、当該動力供給上の「必須な負荷」とする。動力源及び関係する系統は、予想される運用条件の組合わせ及び運用時間において、次の負荷に動力を供給できなければならない。
- a 系統が正常に作動している場合に、接続されている負荷
 - b 1 個の動力源、動力変換装置またはエネルギー貯蔵装置が故障した場合に、必須な負荷
 - c 次の (a) 及び (b) の場合に、必須な負荷
 - (a) 双発機での 1 発動機的不作動
 - (b) 3 発以上の多発機で 2 発動機的不作動
 - d 代替動力源を必要とする必須な負荷については、1 個の動力供給系統、分配系統または他の動力利用系統のいかなる故障または不具合の後にも動力を供給できなければならない。
- 6-1-5 A-2 6-1-5 A-1 b 及び c の規定への適合性を判定する場合には、承認された運航の種類に応じて求められる安全性が確保されるよう、適切な監視手順のもとで、負荷が減少されることを想定しても良い。制御された飛行において要求されない負荷は、3 発以上の多発機で 2 発動機不作動の際の必要な負荷とみなす必要はない。
- 6-1-6 雷撃からの電気及び電子系統の防禦
- 6-1-6-1 故障した場合に、飛行機の継続した安全な飛行及び着陸を妨げるような機能を持つ各電気及び電子系統は、次の要件を満たすように設計し、かつ、装備しなければならない。
- a 雷撃に飛行機が曝されている間及び曝された後、当該機能が悪影響を受けないこと。
 - b 雷撃に飛行機が曝された後、当該系統は、通常動作により機能を実行するよう、遅滞なく、自動で復帰すること。
- 6-1-6-2 故障した場合に、飛行機的能力又は航空機乗組員の不利な運用状態に対処する能力を低下させるような機能を持つ、各電気及び電子系統につ

いては、当該飛行機が雷撃に曝された後、当該機能が通常動作により機能を実行するよう、遅滞なく復帰することができるように設計し、かつ、装備しなければならない。

6-1-7 高強度放射電磁界（以下「HIRF」という）からの防護

6-1-7-1 6-1-7-4に規定したものを除き、故障により飛行機の継続した安全な飛行及び着陸を妨げるような機能を持つ、各電気及び電子システムは、次の要件を満たすように設計し、かつ装備しなければならない。

a 第Ⅲ部附録Lに記載された HIRF 環境Ⅰに飛行機が曝されている間及び曝された後、その機能が悪影響を受けないこと。

b 第Ⅲ部附録Lに記載された HIRF 環境Ⅰに飛行機が曝された後、当該システムは、システムの他の動作に係わる要求又は機能上の要求と相反しない限り、通常動作により機能を実行するよう、遅滞なく、自動で復帰すること。

c 第Ⅲ部附録Lに記載された HIRF 環境Ⅱに飛行機が曝されている間及び曝された後、システムは悪影響を受けないこと。

6-1-7-2 故障により飛行機的能力又は航空機乗組員の不利な運用状態に対処する能力を著しく低下させるような機能を持つ、各電気及び電子システムについては、当該機能を提供している構成機器が第Ⅲ部附録Lに記載した HIRF 試験レベル1又は2のいずれか一方に対して、曝されても悪影響を受けないように設計し、かつ装備しなければならない。

6-1-7-3 故障により飛行機的能力又は航空機乗組員の不利な運用状態に対処する能力を低下させるような機能を持つ、各電気及び電子システムについては、当該機能を提供している構成機器が第Ⅲ部附録Lに記載した HIRF 試験レベル3に曝されても、悪影響を受けないように設計し、かつ装備しなければならない。

6-1-7-4 2012年12月1日以前においては、故障により飛行機の継続した安全な飛行及び着陸を妨げるような機能を持つ、各電気又は電子システムについては、次の要件を満たす場合、6-1-7-1の条件に適合しなくても良い。

a 当該システムは、2007年12月1日以前に発行された HIRF に関する特別要件への適合性が証明されていること。

b 当該システムの耐 HIRF 特性は、上記の特別要件への適合性が証明されてから変更されていないこと。

c 上記の特別要件への適合性証明に使用されたデータが示されること。

6－2 計器の装備

6－2－1 配置および視認性

6－2－1－1 いずれかの操縦者に使用される各飛行計器、航法計器および動力装置計器は、操縦者が飛行経路に沿って前方を見るとき、正常姿勢をくずさず、かつ、視線も大きく動かさずに、容易に見えるように配置しなければならない。

6－2－1－2 6－1－2で要求される飛行計器は、計器板上にまとめて配置し、かつ、操縦士の前方視界の垂直面内で、できるだけ中央に近づけて配置しなければならない、さらに、次のaからdまでの規定によらなければならない。

a 最も有効に姿勢を指示する計器は、計器板の上方中央に置かなければならない。

b 最も有効に対気速度を指示する計器は、上方中央位置の計器のすぐ左隣りに置かなければならない。

c 最も有効に高度を指示する計器は、上方中央位置の計器のすぐ右隣りに置かなければならない。

d 最も有効に飛行方向を指示する計器は、上方中央位置の計器のすぐ下に置かなければならない。

6－2－1－3 必要動力装置計器は、計器板上に近づけてまとめて配置しなければならない。さらに次のa及びbの規定によらなければならない。

a 発動機について同一の動力装置計器の位置は、各計器がどの発動機に対応するか、混同しないものでなければならない。

b 飛行機の安全な運航に不可欠な動力装置計器は、担当乗組員に明瞭に見えるものでなければならない。

6－2－1－4 計器板の振動は、計器を破壊し、または計器の精度を害するものであってはならない。

6－2－1－5 計器の機能不良を指示するための視覚指示器を備えている場合には、当該指示器は操縦室のいかなる照明状態においても効果的なものでなければならない。

6－2－1 A 航空機乗組員への警告

6－2－1 A－1 航空機乗組員への警告は、次の規定に適合しなければならない。

a 警告は、航空機乗組員に次の必要な情報を与えるものでなければならない。

(a) 正常でない運航状態又は飛行機システムの正常でない状態を識別するための情報。

(b) 適切な操作があるならば、それを決定するための情報。

b 複数の警告が与えられる状況を含め、警告は、予期されるあらゆる運用状態において、航空機乗組員にとってたやすく容易に検知可能、かつ、明瞭でなければならない。

c 警告は、警告状態でなくなった時には解除されなければならない。

- 6-2-1 A-2 警告は、航空機乗組員の認知及び対応の緊急度に応じて、次の優先順位の区分に従わなければならない。
- a 警報：航空機乗組員が直ちに認知し、かつ、直ちに対応することを求められる状況
 - b 注意：航空機乗組員が直ちに認知し、その後、対応することを求められる状況
 - c アドバイザリー：航空機乗組員が認知することを求められ、その後、対応することを求められる可能性がある状況
- 6-2-1 A-3 警報及び注意の警告は、次の規定に適合しなければならない。
- a それぞれの区分の中で、必要に応じて優先順位をつけなければならない。
 - b 聴覚、視覚又は触覚から少なくとも2つの異なる感覚の組み合わせによって、適時、注意を引きつけるきっかけを与えなければならない。
 - c 継続することが要求される場合を除き、b で要求されるそれぞれの注意を引きつけるきっかけは、認知され、抑制することを可能にしなければならない。
- 6-2-1 A-4 警告機能は、誤報及び有害な警告による影響を最小にするように設計しなければならない。特に、次の規定に適合する設計でなければならない。
- a 不適當又は不必要な警告が生じるのを防ぐこと。
 - b 警告機能の故障により、航空機乗組員の注意を引きつけ、安全な運航を阻害する機器は、抑制する手段が講じられなければならない。この手段は、航空機乗組員が不用意に又は習慣的な反射操作により操作してしまうことがあるような容易なものであってはならない。また、警告が抑制された時は、その警告が抑制されていることを明瞭、かつ、誤解を与えずに航空機乗組員に通知しなければならない。
- 6-2-1 A-5 視覚による警告表示は、次の規定に適合しなければならない。
- a 次に掲げる色についての規定に従わなければならない。
 - (a) 警報表示は、赤色を用いること。
 - (b) 注意表示は、こはく色又は黄色を用いること。
 - (c) アドバイザリー表示は、赤色又は緑色以外の色を用いること。
 - b モノクロのディスプレイに表示するため、a で要求される色についての規定に従うことが出来ない場合は、警報、注意及びアドバイザリー表示を区別するために、操縦室内の他の警告機能要素と併せて、視覚的に表現する技術を用いなければならない。
- 6-2-1 A-6 航空機乗組員への警告以外の操縦室内の機能に赤色、こはく色及び黄色が用いられることは、制限され、かつ、航空機乗組員への警告に悪影響を与えてはならない。
- 6-2-2 対気速度計系統 各対気速度計系統は、6-2-2-1 から6-2-2-6 の規定によらなければならない。
- 6-2-2-1 各対気速度計は承認されたものであり、対応する全圧及び静圧を加えたとき、最小可能の計器誤差で、真対気速度（標準大気における海面上

- で)を指示するように較正しなければならない。
- 6-2-2-2 各系統は、飛行中及び加速離陸滑走中に系統誤差（即ち I A S 及び CAS の関係）を決定するように較正しなければならない。
- 地上滑走の較正は、次の a 及び b の規定により決定しなければならない。
- a 承認された高度及び重量の範囲を考慮して、 V_1 の最小値の 0.8 倍から V_2 の最大値まで。
- b フラップ及び発動機出力の設定は、2-3-6 の規定に基づき、臨界発動機が承認された最小の V_1 で不作動になると仮定して、離陸径路を求める際に決定される値に一致しなければならない。
- 6-2-2-3 対気速度計の装備誤差は、対気速度計自体の較正誤差を除いて、次の a 及び b の全範囲で、3%又は 9km/h (5kt) の何れか大きい値をこえてはならない。
- a フラップ上げで、 V_{MO} から $1.23V_{SR1}$ まで
- b フラップ着陸位置で、 $1.23V_{SR0}$ から V_{FE} まで
- 6-2-2-4 $1.23V_{SR}$ から失速警報が作動する速度の範囲において、指示対気速度は、較正対気速度に対して同じ方向に認知できる程度変化しなければならない。失速警報速度より低い速度において、指示対気速度は、異なる方向に変化してはならない。
- 6-2-2-5 V_{MO} から $V_{MO} + 2/3 (V_{DF} - V_{MO})$ の範囲において、指示対気速度は、較正対気速度に対して同じ方向に認知できる程度変化しなければならない。 V_{DF} までの速度において、指示対気速度は、異なる方向に変化してはならない。
- 6-2-2-6 対気速度表示は、離陸中、ローテーションの開始から安定した上昇状態に至るまで、操縦士に過度の困難を生じてはならない。
- 6-2-2-7 対気速度計系統の遅れの影響は、離陸時に表示される対気速度の大きなずれ並びに離陸又は加速停止距離に大きな影響を与えてはならない。
- 6-2-2-8 各系統は水分、ほこり又はその他の物質の侵入によって、作動不良を生じたり、大きな誤差が生じないように装備しなければならない。
- 6-2-2-9 各系統は、本 6-2-2 表 1 に規定される豪雨気象状態、第 VII 部附録 D で規定される混相及び氷晶気象状態、附録 C で規定される着氷気象状態並びに附録 O で規定される次の着氷気象状態における着氷による作動不良を防ぐため、加熱式ピトー管又はこれと同等のものを備えなければならない。
- a 6-5-4 A-1 a に基づき証明される飛行機については、着氷検知後の、飛行機の安全な離脱が証明された着氷気象状態
- b 6-5-4 A-1 b に基づき証明される飛行機については、飛行機が安全に運航できる着氷気象状態及び着氷検知後、飛行機の安全な離脱が証明された着氷気象状態
- c 6-5-4 A-1 c に基づき証明される飛行機及び 6-5-4 A を条件としない飛行機については、全ての着氷気象状態

表 1-対気速度計系統試験用豪雨気象状態

高度範囲	水分含有量	水平距離	水滴 MVD

(m)	(ft)	(g/m ³)	(km)	(NM)	(μm)
0 から 3,000	0 から 10,000	1	100	50	1,000
		6	5	3	2,000
		15	1	0.5	2,000

6-2-2-10 複式の対気速度計系統が要求される場合には、各系統についてのピトー管は、鳥が衝突した際に同時に損傷することを避けるために、離して装備しなければならない。

6-2-2A 迎角系統 各迎角系統センサーは、6-2-2表1に規定される豪雨気象状態、第VII部附録Dで規定される混相及び氷晶気象状態、附録Cで規定される着氷気象状態並びに附録Oで規定される次の着氷気象状態における着氷による作動不良を防ぐため、加熱式又はこれと同等のものでなければならない。

6-2-2A-1 6-5-4A-1 aに基づき証明される飛行機については、着氷検知後の飛行機の安全な離脱が証明された着氷気象状態

6-2-2A-2 6-5-4A-1 bに基づき証明される飛行機については、飛行機が内部で安全に運航できる着氷気象状態及び着氷検知後の飛行機の安全な離脱が証明された着氷気象状態

6-2-2A-3 6-5-4A-1 cに基づき証明される飛行機及び6-5-4Aを条件としない飛行機については、全ての着氷気象状態

6-2-3 静圧系統

6-2-3-1 静圧接続部を有する各計器は、適切な配管によって外気へ通じさせなければならない。

6-2-3-2 各静圧孔は、次のa及びbを満足するように設計され、位置が定められなければならない。

a 静圧系統の性能が、気流の変化や、湿気やその他の異物によってほとんど影響されない。

b 静圧系統の空気圧と真大気静圧との関係は、飛行機が附録Cで規定される着氷気象状態及び附録Oで規定される次の着氷気象状態に遭遇しても変化しない。

(a) 6-5-4A-1 aに基づき証明される飛行機については、着氷検知後の、飛行機の安全な離脱が証明された着氷気象状態

(b) 6-5-4A-1 bに基づき証明される飛行機については、飛行機が安全に運航できる着氷気象状態及び着氷検知後の飛行機の安全な離脱が証明された着氷気象状態

(c) 6-5-4A-1 cに基づき証明される飛行機及び6-5-4Aを条件としない飛行機については、全ての着氷気象状態

6-2-3-3 静圧系統の設計及び装備は、次によらなければならない。

a 排水孔を設け、配管をこすったり、配管内の曲り部で過度に変形されたり、閉塞されたりしないこと。また、材料は耐久性があつて、所要の目的に適合するものであり、耐食措置がとられていなければならない。

b 大気へ通ずる静圧孔を除いて、気密でなければならない。静圧系統で完全なことを証明するための耐圧試験は、次の方法で行なわなければならない。

(a) 非与圧式飛行機

水銀柱約 2.54cm (1in) または試験時の飛行機の高度よりも 300m (1,000ft) 高い値の差圧に静圧系統を吸引する。それ以上吸引せずに 1 分間おいたとき、指示高度の損失は、高度計上 30m (100ft) をこえてはならない。

(b) 与圧式飛行機

飛行機が型式証明を受けたときの最大与圧室差圧に相当する差圧まで、静圧系統を吸引する。それ以上吸引せずに 1 分間おいたとき、指示高度の損失は、最大与圧室差圧に相当する高度の 2% または 30m (100ft) のいずれか大きい値をこえてはならない。

6-2-3-4 各気圧高度計は承認された型式によるもので、かつ、計器に相当の静圧を加えたとき、最小可能の計器誤差で標準大気における気圧高度を指示するように目盛を施したものでなければならない。

6-2-3-5 各系統は、標準大気における海面上での指示気圧高度の誤差が、計器誤差を除き、フラップ下げでの $1.23V_{SR0}$ からフラップ上げまでの $1.7V_{SR1}$ までの速度範囲において、相当する飛行形態の速度で 100kt につき $\pm 9m$ ($\pm 30ft$) 以下になるように設計し、装備しなければならない。ただし、速度 100kt 以下では誤差は $\pm 9m$ ($\pm 30ft$) まで許される。

6-2-3-6 高度計系統に、高度計指示の較正装置が備えられるときは、代替高度計系統がない場合、その装置が故障したときに、バイパスされるように設計し、装備しなければならない。動力源故障を含み、理由のある可能な不具合が生じたとき、航空機乗組員にそのことを示す装置を、各較正装置に指示する装置を備えなければならない。この指示装置は、操縦室内の起りうる照明状態でも、効果的なものでなければならない。

6-2-3-7 6-2-3-8 に規定される場合を除き、静圧系統が主静圧源及び代替静圧源の両方を有する場合には、一方又は他方の静圧源を選択する装置は次の a 及び b に従って設計しなければならない。

a いずれか一方の静圧源が選択されたとき、他方が切り離されること。

b 両方の静圧源が同時に切り離されないこと。

6-2-3-8 非与圧式飛行機にあつては、いずれか一方の静圧源を選択した場合において、他方の静圧源により静圧系統の較正が変わらないことが実証されうるときは、6-2-3-7 a は適用されない。

6-2-3 A ピトー管加熱指示装置 ピトー管加熱指示装置が装着されている場合、航空機乗組員にピトー管加熱装置が作動していないことを指示する指示装置を備えなければならない。指示装置は以下の要件に適合しなければならない。

6-2-3 A-1 指示は航空機乗組員に鮮明に見えるこはく色の灯火によること。

6-2-3 A-2 指示は次のいずれかの状態のとき、航空機乗組員に警告するように設計されていること。

a ピトー管加熱装置のスイッチが“オフ”のとき。

b ピトー管加熱装置のスイッチが“オン”でピトー管加熱装置が作動していないとき。

6-2-4 磁気方向指示器

- 6-2-4-1 各磁気方向指示器は、その精度が機体の振動又は磁場により、過度に影響されないように装備しなければならない。
- 6-2-4-2 自差修正済の磁気方向指示器は、いかなる方向においても、水平飛行における自差が $\pm 10^\circ$ 以下でなければならない。
- 6-2-5 飛行誘導装置
- 6-2-5-1 各操縦者によって、自動操縦装置及び自動推力調整装置の機能を迅速に切り離す装置を装備しなければならない。自動操縦装置を迅速に切り離す装置にあつては、両方の操縦輪(又はこれに相当するもの)上に配置しなければならない。自動推力調整装置を迅速に切り離す装置にあつては、推力の制御レバー上に配置しなければならない。迅速に切り離す装置は、各操縦者が操縦輪(又はこれに相当するもの)及び推力調整レバーを操作している間においても、容易に操作できなければならない。
- 6-2-5-2 操縦者が手動で切り離し操作しようとするときの自動操縦装置又は自動推力調整装置の切り離し機能喪失の影響を6-1-5の要件に従って評価しなければならない。
- 6-2-5-3 飛行誘導装置、モード又はセンサーの接続又は切り替え操作に伴い、飛行機の飛行経路に6-2-5-1 4 aで定義される軽微な過渡応答よりも大きな過渡応答を生じさせてはならない。
- 6-2-5-4 正常な運用状態において、飛行誘導装置のあらゆる自動制御機能の切り離しに伴い、飛行機の飛行経路に軽微な過渡応答よりも大きな過渡応答を生じさせてはならない。
- 6-2-5-5 正常な運用状態であるが、通常使用されない範囲での運用及び正常でない運用状態において、飛行誘導装置のあらゆる自動制御機能の切り離しは、6-2-5-1 4 bで定義される著しい過渡応答よりも大きな過渡応答を生じさせてはならない。
- 6-2-5-6 針路の選択及び昇降速度の設定など、各コマンド操作端の機能及び操作の方向は、不適切な使用や混同を防止するために必要な場合は、各操作装置上又はその近傍に明瞭に表示しなければならない。
- 6-2-5-7 飛行誘導装置は、使用されることが適切なあらゆる飛行状態において、飛行機に危険な荷重又は飛行経路に危険な偏位を生じさせてはならない。これは、正常に作動している場合、故障の発生時の両方に適用され、適切な時間内に操縦者が修正操作を開始することを前提とする。
- 6-2-5-8 飛行誘導装置の使用時には、通常の飛行包囲線の速度制限に対して許容できる余裕を持った範囲から逸脱することを避けるための手段が講じられなければならない。
- 飛行機がこの範囲の外へ逸脱する場合は、飛行誘導装置が不安全な速度へ誘導又は制御することを防止するための手段が講じられなければならない。
- 6-2-5-9 飛行誘導装置の機能、制御、表示及び警告は、飛行誘導装置の動作及び操作に関して、航空機乗組員の誤り及び混乱を最小にするよう設計されなければならない。全ての待機モード、モードの移行及びリバージョンを含め、現在の作動モードを表示する方法を備えなければならない。選択スイッチの位置は、表示する方法と見なしてはならない。その操作と表示は、論理的で一貫し

た方法で分類し、かつ表示されなければならない。表示は、全ての予想される照明状況において各操縦者が視認できなければならない。

6-2-5-10 自動操縦装置の切り離しに続いて、警報指示（視覚的及び聴覚的）を各操縦者に対して、適切な時期に、かつ、操縦室内の他の全ての警報とは区別して与えなければならない。

6-2-5-11 自動推力調整装置の機能の切り離しに続いて、注意指示を各操縦者に与えなければならない。

6-2-5-12 航空機乗組員が操縦系統をオーバーライドする時には、自動操縦装置により潜在的な危険が生じてはならない。

6-2-5-13 自動推力調整装置を運用している間にあっては、航空機乗組員が過剰な力を必要とすることなく推力調整レバーを動かすことが可能でなければならない。

航空機乗組員が推力調整レバーをオーバーライドする時には、自動推力調整装置により潜在的な危険が生じてはならない。

6-2-5-14 本項の適用に際し、過渡応答とは、飛行機の制御又は飛行経路における、航空機乗組員の入力又は環境状態への応答と一致しない乱れをいう。

a 軽微な過渡応答は、安全性の余裕を著しく減らすものであってはならず、航空機乗組員の能力の範囲内での行動で十分対応できるものである。軽微な過渡応答にあっては、航空機乗組員の作業負担の増加、乗客又は客室乗務員のある程度の身体的な不快感があってもよい。

b 著しい過渡応答は、安全性の余裕の著しい低下、航空機乗組員の作業負担の増加、航空機乗組員の不快感、乗客又は客室乗務員の身体的苦痛（場合によっては致命傷にならない怪我を含む）をもたらすことがある。著しい過渡応答にあっては、通常の飛行包囲線内に保持する、又は復帰しようとするために以下の何れも必要としないこと。

(a) 特別な操縦技術、注意、又は体力。

(b) 2-4-1-4で定められたものより大きな操縦力。

(c) 乗客がシートベルト等をしている又はしていないにかかわらず、更なる危険を及ぼす可能性のある飛行機の加速又は飛行姿勢。

6-2-6 動力供給を要する計器

6-2-6-1 6-1-2-2に規定された計器のうち動力の供給を要するものは次の規定が適用される。

a 各計器には、固有の性能の維持に適切な動力供給が行われないとき、そのことを視覚により指示する装置を計器の一部として設けなければならない。動力は、計器内に入る点又はその付近の点において感知しなければならない。動力が電気である場合には、電圧が許容範囲内にあるときが適切であるものとみなさなければならない。

b 1 個の動力源が故障した場合、他の動力源が各計器に動力を供給するものでなければならない。この切換は自動的に又は手動により行われなければならない。

c 外部の供給源から不完全な情報の伝達を受けることにより、航法データを提供する計器に表示されたデータの信頼性が失われる場合においては、当該計器に、提供されたデータが信頼できないことを乗組員に警報する視覚装置

を備えなければならない。

6-2-6-2 ここに計器とは、1個にまとまったもの及び2個以上の部分より成り相互に接続されているものをいう。（例えば遠隔指示ジャイロ式方向指示器で、磁気方位受感部、ジャイロ、増幅器及び指示器が相互に接続されているもの。）

6-2-7 計器系統 6-1-2-2により要求されている各操縦者席の計器を作動させる系統について、

6-2-7-1 （正操縦者席とは）別の航空機乗組員席の作動系統または装備品より独立な作動系統へ正操縦者席に必要な計器を接続するような方法が講じられていなければならない。かつ

6-2-7-2 姿勢、方向、対気速度および高度を含み計器指示される情報で安全飛行に必須なものの1つの表示が、いかなる単独故障または滅多に起こり得ないことが証明されていない組み合わせられた故障の後に乗組員の付加的動作を要することなく操縦者に利用できるように装備品、系統および装備を設計しなければならない。

6-2-7-3 計器、系統または装備品を追加して必要計器の作動系統に接続してはならない。ただし、滅多に起こらないことが証明されていない付加された計器、系統または装備品の故障時に、必要計器が連続して正規の機能を果たすことが確認できる装備が備えられていればこの限りではない。

6-2-7A （削除）

6-2-8 動力装置計器

6-2-8-1 計器及び計器配管

a 各動力装置及び補助動力装置の計器配管は、5-3-2及び5-9-2の規定に適合しなければならない。

b 加圧した可燃性の流体を含む計器配管は、次の（a）及び（b）に適合しなければならない。

（a） 配管の故障の際に、過量の流体の流出を防ぐために、圧力源に制限孔又はその他の安全装置を設けなければならない。

（b） 流体の流出により危険を生じないように装備かつ配置しなければならない。

c 可燃性流体を使用する各動力装置及び補助動力装置の計器は、流体の流出により危険を生じないように装備し、かつ、配置しなければならない。

6-2-8-2 燃料油量計 各燃料タンクにある使用可能燃料の量を1または同等の単位で、飛行中航空機乗組員に指示する装置を備えなければならない。かつ、次のaからcまでの規定によらなければならない。

a 各燃料油量計は、燃料タンク内に残る燃料の量が5-2-5に規定する使用不能量になったとき、水平飛行において零を示すように較正しなければならない。

b 燃料出口及びタンクの空間部が互いに連結されている燃料タンク群は、1個のタンクとみなしてよく、別々に指示器を備える必要はない。

c 露出した直視指示器は、損傷のおそれのないように保護しなければならない。

6-2-8-3 燃料流量計系統 燃料流量計系統を装備する場合には、各計量

部分は、作動不良により著しく燃料の流れを妨げるときに燃料をバイパスさせる装置を有しなければならない。

6-2-8-4 滑油油量計 各タンクの滑油の量を示すために棒ゲージ又はそれと同等の装置を備えなければならない。滑油移送系統又は予備滑油供給系統を装備する場合には、各タンクの滑油の量を飛行中航空機乗組員に指示する装置を備えなければならない。

6-2-8-5 ターボプロップ発動機用プロペラの羽根角指示装置 ターボプロップ発動機用プロペラについて必要な指示装置は、プロペラの羽根が飛行低ピッチの停止位置から 8 度以上動く前に指示を開始するものでなければならない。指示の受感部は、羽根角を直接に感知するものでなければならない。

6-2-8-6 燃料圧力計 ピストン発動機の各燃料系統には燃料噴射ポンプ以外の各燃料ポンプに、その下流点に燃料圧力を測定する装置を備えなければならない。かつ、次の a 及び b の規定によらなければならない。

a 適正な燃料圧力を保つために必要な場合は、気化器の吸気静圧を燃料ポンプ調圧弁継手に導かなければならない。

b 6-2-8-6 a の規定による接続が必要な場合には、誤差のある指度を示さないようにゲージバランスラインには、気化器入口圧力を別個に導かなければならない。

6－3 電気系統及び電気装備

6－3－1 一般

6－3－1－1 電気系統の容量 必要な電源の容量、数および電源の方式は、電気負荷解析により決定し、かつ、6－1－5の規定に適合しなければならない。

6－3－1－2 発電系統 発電系統は、電源、母線、送電用電線及び関連した操作、調整並びに安全装置を含むものとする。発電系統は、次のように設計されていなければならない。

- a 電源は、単独作動又は、並列作動のいずれの場合においても、適正に作動しなければならない。
- b どの電源が故障しても又は作動不良になっても危険を生せず、また残りの電源が必須負荷に電力を供給するのを阻害してはならない。
- c すべての必須負荷装置の端子における系統電圧および周波数（適用される場合）は、起りうるいかなる作動状態のもとでも装置が設計された限界内に保持されていなければならない。
- d スイッチの開閉、故障回復又は他の原因による系統の過渡現象が必須負荷を不作動にさせたり、発煙又は火災を生じさせるようなことがあってはならない。
- e 飛行中担当乗組員が、電源を単独に、かつ、まとめて容易に操作できる遮断装置を備えなければならない。
- f 安全な運用に必須な発電系統の量、例えば各発電機によって供給される電圧及び電流を、担当乗組員に指示する装備を備えなければならない。

6－3－1－3 外部電力 飛行機が外部電力と接続する装置を有し、かつ、当該外部電力を発動機始動用装置以外の装置に接続できる場合は、外部電力が逆極性又は逆位相であるときに電力を飛行機の電気系統に供給することができないような装置を備えなければならない。

6－3－1－4 通常電源喪失状態における運用 飛行機の通常電源（蓄電池を除く。）が喪失状態で、当該飛行機が証明された最高高度にあり、かつ、発動機のフレーム・アウト及び再始動性の点から条件の悪い燃料を使用している場合において、当該飛行機が有視界飛行条件下で5分以上安全に飛行できることを解析若しくは試験又はその両方により証明しなければならない。この場合においては、次の各条件を満足する電気系統の各構成部分は、接続状態のまま証明を行うことができる。

- a 電線束又は接続箱の火災を含む単一の不具合が、遮断されている部分および接続されている部分の双方に対し機能喪失を起こし得ないこと。
- b 接続されている部分は、遮断されている部分から電気的かつ機械的に隔離されていること。

6－3－2 電気装備品及び電気装備

6－3－2－1 電気装備品、操作装置及び電線は、1つの装置又は装置からなる系統の作動が、安全な運用に必須な他の電気装置又は系統の同時作動に悪影響を及ぼすことのないように装備しなければならない。飛行機内で発生する可能性のある電気的干渉が、飛行機又は飛行機の系統に危険な影響を及ぼすこと

がないようにしなければならない。

6-3-2-2 蓄電池は、次の a から f までの規定に従い設計し装備しなければならない。

a 充電及び放電の際は、常に電解液の温度及び蓄電池内圧を安全に保たなければならない。

次の (a) から (c) までの条件において (完全放電後に)、再充電した場合に、蓄電池内温度の制御されない上昇があってはならない。

(a) 最大の調整電圧 (電力)

(b) 最大飛行時間での飛行

(c) 運用中に生じ得る冷却上最も不利な状態

b 6-3-2-2 a への適合性は、試験によって証明しなければならない。

ただし、類似の蓄電池及び装備状態で、電解液の温度および蓄電池内圧を安全に保つことに問題のないことが運用上の経験により証明される場合は、試験は必要ではない。

c 通常の運用中、又は充電系統若しくは蓄電池装置の作動不良の結果、蓄電池より放出される爆発性気体又は有害気体は、危害を生じる程度の量が機内に充満することがあってはならない。

d 蓄電池より放出又は流出する腐食性の液体又はガスは、その周囲の飛行機構造又はその付近の重要な機器を損傷することがあってはならない。

e ニッケル・カドミウム蓄電池装置は、蓄電池又はその個々のセルが短絡した場合に生じ得る最大発熱量によって構造又は必須系統に危険な影響を与えることを防止するための設備を有するものでなければならない。

f ニッケル・カドミウム蓄電池装置は、次のいずれかの設備を有するものでなければならない。

(a) 蓄電池の過熱を防止するために蓄電池充電率を自動的に制御する装置

(b) 蓄電池の温度が過度に上昇した場合に蓄電池を充電源から切り離すことができる手段を有する蓄電池温度検知・過熱警報装置

(c) 蓄電池が故障した場合に蓄電池を充電源から切り離すことができる手段を有する蓄電池故障検知・警報装置

6-3-2-3 ボンディングは、通常状態及び故障状態のいずれにおいても、電氣的系統を接地した飛行機への適切な帰還経路を与えなければならない。

6-3-3 配電系統

6-3-3-1 配電系統は、配電母線、これに関連した配電線、各操作装置及び各安全装置を含むものとする。

6-3-3-2 特定の装備品又は系統について 2 個の独立した電源が本要領で要求されている場合には、当該装備品又は系統に電力を供給している電源は、その一方が故障したときに装備品又は系統の作動を維持できるよう、他方の電源 (配電線も含む。) に自動又は手動で切換えができるものでなければならない。

6-3-4 電気回路保護装置

6-3-4-1 配線の故障又は系統若しくは接続された装備品の重大な作動不良の際、電気系統に及ぼす悪影響および飛行機に与える危害をできるだけ避け

るため、自動安全装置を備えなければならない。

6-3-4-2 発電系統の安全装置及び操作装置は、危険な過大電圧及び他の作動不良に対して保護するために、故障した電源及び送電装置を関連した母線から迅速に切離して電力供給を停止するものでなければならない。

6-3-4-3 再接続式の各安全装置は、過負荷又は回路の故障の際には、操作装置の位置に関係なく回路を切るように設計しなければならない。

6-3-4-4 回路遮断器のリセット又はヒューズの交換が、安全な飛行のために必須である場合には、その回路遮断器またはヒューズは、飛行中速かに、リセット又は交換できるように配置し、標示しなければならない。ヒューズが用いられる場合には、定格毎に完全な回路保護に必要な個数の半数以上の予備ヒューズを、飛行中使用できるように備えなければならない。

6-3-4-5 必須な負荷回路は、固有の安全装置を有しなければならない。しかし、必須な負荷系統中の各回路について固有の安全装置を要求するものではない。（例：航空灯系統中の各航空灯）

6-3-4-6 機体の系統のうち通常運航中に電源の遮断またはリセットができるものに対しては、特にスイッチとして設計した場合を除き、回路遮断機が系統の電源を遮断またはリセットする主たる方法とならないように系統を設計しなければならない。

6-3-4-7 電気装備品への電線保護用として、安全装置がある場合には、電気装備品の中に一体となっている安全装置（熱式遮断器）として、自動再接続式回路遮断器を用いてよい。

6-3-5 [削除]

6-3-5 A 傷害に対する予防策

6-3-5 A-1 電撃

電気的系統は、乗務員、乗客及び地上作業員並びに通常の予防措置を行う整備員の、電撃に対する危険性を最小限にできるよう設計しなければならない。

6-3-5 A-2 火傷

通常運航中に乗組員が手を触れる可能性があるいかなる部分の温度も、乗組員が触れることで危険な動きをしたり、乗組員を負傷させたりしてはならない。

6-3-5 B 非常状態での電力供給

非常着陸又は不時着後の非常手順で必要となる設備のために、適切な電力供給ができなければならない。そのための電源回路は、非常状態の下でこれらの設備が使用できなくなる危険性を最小にするように設計、保護及び装備しなければならない。

6-3-6 電気系統の試験

6-3-6-1 電気系統について実験所で試験を行なうときは、次の a から c までの規定によって行なわなければならない。

a 試験は、飛行機と全く同じ発電装置を使用したモックアップで実施されなければならない。

b 装置は正確な試験結果をうるために配電線及び接続された負荷の電気的特性を実際に模したものでなければならない。

c 実験所用発電機駆動装置は、発電機の故障による負荷を加味した発電機の

負荷状態の反作用について実際の飛行機の駆動源に実際に模したものでなければならない。

6-3-6-2 各飛行状態が実験所又は飛行機の地上試験で十分に実際に模していない場合には、飛行試験によって実施されなければならない。

6-3-6 A 電気設備、電気モーター及び変圧器

6-3-6 A-1 客室内電気器具は、電力の供給系統又は制御系統に故障が生じても、6-1-5-2、6-1-5-3及び6-1-5-4の要件を満足するように設計し設置しなければならない。客室内電気器具とは、乗客にサービスを提供するために機内に設置されるもので、調理台、オーブン、コーヒーメーカー、湯沸し器、冷蔵庫及び化粧室の洗浄系統等が挙げられる。

6-3-6 A-2 調理室及び調理器具は過熱又は火事の危険性が最小となるように設置されなければならない。

6-3-6 A-3 客室内電気器具（特に調理室内にあるもの）は、通常の状態及び漏れが生じた場合に発生する液体及び蒸気によって、他の装備品又は系統に与える損傷及び汚染が危険な状況を引き起こし得る場合は、このような損傷及び汚染を与えないように設置し、保護しなければならない。

6-3-6 A-4 電気モーター及び変圧器（客室内電気器具内に装備されているものを含む）は、過熱により発煙又は火災が生じる可能性がある場合、6-1-5-2への適合性が6-3-4-1で要求される回路の自動保護装置を用いることで得られる場合を除き、通常作動状態及び故障状態における過熱を防ぐための、適切な熱防御装置を備えなければならない。

6-3-7 削除 [空検 544・48.12.3]

6－4 灯 火

6－4－1 計器灯

6－4－1－1 計器灯は次の a 及び b の規定によらなければならない。

a 他の光源から十分な照明が得られる場合を除き、各計器、スイッチ及び安全な運航に必要なその他の装置は、容易に判読できるように十分に照明しなければならない。

b 以下の規定に従って装備しなければならない。

(a) 操縦者の目に対して、直接光が遮蔽されていること。

(b) 有害な反射光が操縦者に見えないこと。

6－4－1－2 予想される各飛行状態において、光度調節装置のない計器灯が適さない場合には照明の強さを調節する装置を備えなければならない。

6－4－2 着陸灯

6－4－2－1 着陸灯は、承認された規格によるものでなければならない。

また装備は次の a から c までの規定によらなければならない。

a 操縦者に有害な光が見えてはならない。

b 操縦者はぐん影によって悪影響を受けてはならない。

c 夜間着陸に十分な照明を与えるものでなければならない。

6－4－2－2 1 個所に装備された多数の着陸灯を操作するには 1 個のスイッチでよいが、その他の場合には、各着陸灯に 1 個の別々のスイッチを備えなければならない。

6－4－2－3 着陸灯が下ったとき、それを操縦者に示す装置を備えなければならない。

6－4－3 航空灯系統の装備

6－4－3－1 一般 航空灯系統の各部分は、それぞれ 6－4－3－2 から 6－4－3－4 までの規定によらなければならない。また、各系統は全体として 6－4－4 から 6－4－9 までの装備規定によらなければならない。

6－4－3－2 前部航空灯 前部航空灯は、左右方向に可能な限り離して取付けた 1 個の赤色灯及び 1 個の緑色灯からなり、かつ、飛行機が正常姿勢のときに、赤色灯は左方に、緑色灯は右方に取付けなければならない。各灯器は承認された規格によるものでなければならない。

6－4－3－3 後部航空灯 後部航空灯は、尾部又は各主翼端の可能な限り後部に、尾部にあつては 1 個、各主翼端にあつてはそれぞれ 1 個取付けたもので白色灯でなければならない。灯器は、承認された規格によるものでなければならない。

6－4－3－4 灯器覆及び色フィルタ 航空灯の灯器覆及び色フィルタは、第 3 種以上の耐火性材料によるもので、かつ、色もしくは形状が変化せず、又は通常の使用によって光の透過率が低下しないような構造のものでなければならない。

6－4－4 航空灯系統の 2 面角

6－4－4－1 6－4－4－5 に規定された場合を除き、各前部および後部航空灯は、装備された状態において、6－4－4 に記述する 2 面角内に不動光を発しなければならない。
〔空検 544・48.12.3〕

6-4-4-2 2面角L（左）とは、飛行機の機軸に沿って前方を見るとき、機軸に平行な垂直面と、これより左へ 110° の角をなす垂直面とが形成する空間をいう。（ここに垂直面とは、水平面と垂直な平面をいい、水平面とは、飛行機の対称面に垂直で機軸を含む平面をいう。）

6-4-4-3 2面角R（右）とは、飛行機の機軸に沿って前方を見るとき、機軸に平行な垂直面と、これより右へ 110° の角をなす垂直面とが形成する空間をいう。

6-4-4-4 2面角A（後）とは、飛行機の前後軸に沿って後方を見るとき、機軸を含む垂直面に対し、左右へそれぞれ 70° の角をなし、かつ、機軸上で交叉する2葉の垂直面が形成する空間をいう。

6-4-4-5 後部航空灯を6-4-3-3に従って可能な限り後部に取り付けた時、不動光を2面角A内に（6-4-4-4に定義）発光することができない場合は、合計して0.04ステラジアンを超えない妨害された視野の立体角が当該の2面角内で許容される。ただし当該の立体角は、頂点が後部航空灯の位置にあり、母線が後部航空灯を通る鉛直線と 30° をなすような円錐の中にあること。

〔空検 544・

48.12.3〕

6-4-5 航空灯の配光と光度

6-4-5-1 一般 ここに規定する光度とは、すべての灯器覆及び色フィルタを付けた新しい航空灯の発する光度をいう。光度は、飛行機の正常作動電圧により、光源の平均発光出力に等しい定常値で光源を点灯して決定しなければならない。

航空灯の配光と光度は、6-4-5-2の規定に適合しなければならない。

6-4-5-2 前部および後部航空灯 前部及び後部航空灯の配光と光度は、水平面内の最小光度、いずれかの垂直面内の最小光度及び2面角L、R並びにA内の重複光の最大光度により表わし、かつ、次のaからcまでの規定に適合しなければならない。

a 水平面内の光度 水平面の光度は、6-4-6に示す値以上でなければならない。

b 垂直面内の光度 いずれの垂直面内の光度も6-4-7に示す値以上でなければならない。6-4-7に示すIとは、水平面内で対応する角度について、6-4-6に示す最小光度である。

c 隣接信号間の光の重複 いずれの隣接信号間の重複光度も6-4-8に示す値をこえてはならない。ただし、重複光度が主信号光度の明瞭度を妨げない場合には、6-4-6及び6-4-7に示す最小値より十分大きい主信号光度を用いるならば、規定以上の重複光度を認めることができる。前部航空灯の最大光度が、100カンデラより大きい場合には、これらの間の最大重複光度は、次の条件で6-4-8の値をこえてもよい。即ち、区域Aにおける重複光度が、主信号最大光度の10%以下のとき、また、区域Bにおける重複光度が主信号最大光度の2.5%以下のとき。

6-4-6 前部及び後部航空灯の水平面内の最小光度 各航空灯の光度は、次の表に示す値以上でなければならない。

2面角	前方に向って機軸の左又は右への角度	光度（カンデ

		ラ)
L 及び R	0° から 10° まで	40
	10° から 20° まで	30
	20° から 110° まで	5
A	110° から 180° まで	20

6-4-7 前部及び後部航空灯の垂直面内における最小光度 各航空灯の光度は、次の表に示す値以上でなければならない。

水平面から上又は下の角度	光 度
0°	1.00 I
0° から 5° まで	0.90 I
5° から 10° まで	0.80 I
10° から 15° まで	0.70 I
15° から 20° まで	0.50 I
20° から 30° まで	0.30 I
30° から 40° まで	0.10 I
40° から 90° まで	0.05 I

6-4-8 前部及び後部航空灯の重複光芒の最大光度 各航空灯の光度は、次の表に示す値以下でなければならない。ただし、6-4-5の規定による場合を除く。

重 複	最大光度 (カンデラ)	
	区域 A	区域 B
2 面角 L 内の緑色	10	1
2 面角 R 内の赤色	10	1
2 面角 A 内の緑色	5	1
2 面角 A 内の赤色	5	1
2 面角 L 内の後部白色	5	1
2 面角 R 内の後部白色	5	1

6-4-8-1 6-4-8の表の区域Aとは、光源を含む垂直面で、境界面となす角が10°以上20°以下に含まれる隣接2面角内の部分である。

6-4-8-2 6-4-8の表の区域Bとは、光源を含む垂直面で、境界面となす角が20°以上のものに含まれる隣接2面角内の部分である。

6-4-9 色の規定 航空灯の色は、6-4-9-1から6-4-9-3までに規定する国際照明委員会の色度座標を有しなければならない。

6-4-9-1 航空赤

$$y \leq 0.335$$

$$z \leq 0.002$$

6-4-9-2 航空緑

$$x \leq 0.440 - 0.320 y$$

$$x \leq y - 0.170$$

6-4-9-3 航空白

$$0.300 \leq x \leq 0.540$$

$y \geq (x - 0.040)$ または $(y_0 - 0.010)$ のいずれか小さい値

$$y \leq (x + 0.020) \text{ および } 0.636 - 0.400x$$

この場合、 y_0 は当該 x の値に対応する黒体輻射の y 座標である。

6-4-10 碇泊灯

6-4-10-1 水上機又は水陸両用機に碇泊灯を装備する場合には、次の a 及び b の規定によらなければならない。

a 夜間澄んだ大気中で、少なくとも 3km(2mile)の遠方から白色光を認めることができるものでなければならない。

b 飛行機が水上で繫留され又は漂流するときに、最大可能の不動光を発するように装備されなければならない。

6-4-10-2 碇泊灯は、外部に懸垂した灯火でもよい。

6-4-11 衝突防止灯系統

6-4-11-1 一般 衝突防止灯系統は、次の a 及び b の規定によらなければならない。

a 承認された規格による 1 個以上の衝突防止灯から成りその放射する光は乗組員の視界を妨げず、かつ、航空灯の明瞭度を損じないものでなければならない。

b 6-4-11-2 から 6-4-11-6 の規定によらなければならない。

6-4-11-2 投光範囲 衝突防止灯系統は、飛行機の形状及び飛行特性を考慮し、飛行機の周囲の全重要区域に投光可能な灯火からなるものでなければならない。投光範囲は、いかなる場合にも飛行機の水平面の上下各 75° 以内の全方角に及ばなければならない。ただし、飛行機の機軸を中心とする後方 0.15 ステラジアン以下の立体角内においては、立体角 0.03 ステラジアン以下の視障害は許容することができる。

6-4-11-3 閃光特性 衝突防止灯系統の光源の数、光の巾、回転速度等の特性を考慮した系統の装備は、毎分 40 以上、100 以下の実効閃光回数を生ずるものでなければならない。実効閃光回数は、飛行機の衝突防止灯の全系統を遠方より見た場合の閃光回数であり、系統が 2 個以上の光源を有する場合には、その重複部分も含めた光の全扇形部に適用するものとする。重複部分にあつては、閃光回数は毎分 100 以上であってもよいが、毎分 180 をこえてはならない。

6-4-11-4 色 衝突防止灯の色は、6-4-9 に規定する航空赤または航空白でなければならない。

6-4-11-5 光度 すべての垂直面内における最小光度は、実効光度で表わしたとき、6-4-11-6 に適合しなければならない。（赤色フィルターを使用したものにあつては、赤色フィルターを使用した状態で測定すること。）

実効光度の決定には、次の式を用いなければならない。

$$I_e = \frac{\int_{t_1}^{t_2} I(t) dt}{0.2 + (t_2 - t_1)}$$

ただし、

I_e = 実効光度 (カンデラ)

$I(t)$ = 時間の函数としての瞬間光度

$t_2 - t_1$ = 閃光時間間隔 (秒)

一般に、実効光度の最大値は、実効光度が t_2 及び t_1 における瞬間光度に等しくなるように t_2 及び t_1 を選んだときにえられる。

6-4-1 1-6 衝突防止灯の最小実効光度 衝突防止灯の最小実効光度は、次表の値以上でなければならない。

水平面から上又は下の角度	実効光度 (カンデラ)
0° から 5° まで	400
5° から 10° まで	240
10° から 20° まで	80
20° から 30° まで	40
30° から 75° まで	20

6-4-1 2 主翼着氷監視灯

6-4-1 2-1 運用限界により着氷気象状態での夜間運用が禁止されている場合を除き、主翼のうち着氷により危険を生ずる恐れのある部分を照明する装置又は他の着氷の有無を監視するための装置を備えなければならない。この場合、使用する照明は、乗組員の業務遂行に支障を及ぼすような閃光又は反射がある型式のものであってはならない。

6－5 保安装備

6－5－1 一般

6－5－1－1 近接性 乗務員が非常の場合に使用する保安用品は、容易に近づけるものでなければならない。

6－5－1－2 格納設備 必要非常装備品の格納設備を設けなければならない。また、格納設備は装備品に直接に接近することができ、かつ、その位置が明瞭なものでなければならない。さらに、保安装備品を不注意により損傷することのないように保護しておかなければならない。

6－5－1－3 非常脱出口降下装置 4－7－5 A－1の規定により要求される非常脱出口降下装置の格納設備を、所定の脱出口に備えなければならない。

6－5－1－4 救命筏

a 6－5－3に規定する救命筏の格納設備は、非常着水について証明を受け、搭乗者に十分な数の筏を格納できるものでなければならない。

b 格納設備は、非常着水の際に筏をおろすことのできる脱出口の付近に設けられなければならない。

c 自動的に、又は遠隔操作により飛行機から放出された救命筏は、6－5－3に規定する曳航索によって飛行機につながれるものでなければならない。

d 各携帯用救命筏の格納設備は、意図する非常口以外の非常口において使用できるようすばやく取り外すことができるものでなければならない。

6－5－1－5 長距離信号装置 6－5－3に規定する長距離信号装置の格納設備は、非常着水の際に使用できる脱出口の付近に置かなければならない。

6－5－1－6 救命具格納設備 6－5－3に規定する救命具の格納設備は、非常着水について証明を受けた各搭乗員について1個の救命具を格納できるものでなければならない。各救命具は、各搭乗員が着席したまま、容易に手のとどく位置におかなければならない。

6－5－1－7 命綱格納設備 4－7－1の規定により非常着水が証明される場合には、命綱を格納する設備を備えなければならない。これらの設備は、胴体の各側面に各本取付け、着水後、搭乗員が主翼上に留まれるように配置しなければならない。

6－5－2 [削除]

6－5－3 非常着水装置

6－5－3－1 4－7－1の規定による非常着水について証明された飛行機に用いられ、かつ、運航に関する規定によって要求される非常着水装置は、6－5－3の規定に適合しなければならない。

6－5－3－2 各救命筏及び各救命具は、承認されたものでなければならない。また、次のa及びbの規定によらなければならない。

a 十分な収容力を有する予備の筏のない場合には、筏の浮力と座席数は公称収容力が最大の筏1個が失われたときに、公称収容力をこえて飛行機の全搭乗者を収容できるものでなければならない。

b 各筏には、命綱及び曳航索を備えなければならない。この曳航索は、筏を飛行機の付近につないでおき、かつ、飛行機が全没する前に筏を解放するように設計しなければならない。

- 6-5-3-3 各筏には、承認された生存用具を備えなければならない。
- 6-5-3-4 1個の救命筏内において使用可能であり、かつ、承認されたサバイバル・タイプの航空機用救命無線機を備えなければならない。
- 6-5-3-5 4-7-1の規定により非常着水について証明されていない飛行機で、かつ、承認された救命具を備えていないものには、各搭乗者用の承認された浮上具を備えなければならない。浮上具は各着席した搭乗者に容易に近づける位置にあって、飛行機から容易に取外すことができるものでなければならない。
- 6-5-4 着氷防止
 - 申請者が着氷気象状態での飛行について証明を受けようとする場合、第Ⅲ部附録Cに規定する連続最大着氷気象状態及び断続最大着氷気象状態において、飛行機を安全に運用できなければならない。このことは、次の規定に従い証明する。
 - 6-5-4-1 様々な飛行機の運用形態を考慮し、飛行機の各部に対する着氷防止装置が十分であることを示す解析を行わなければならない。
 - 6-5-4-2 上記の防氷解析を検証し、着氷の異常について調査し、及び着氷防止装置とその構成品の有効性を実証するために、飛行機又はその構成品は種々の運用形態において、計測された実在着氷状態の下で飛行試験を行うとともに、必要と思われる場合は、次の方法のうち1つ以上の方法により試験を行わなければならない。
 - a 実物の機体構成品又はその模型による、実験室での乾燥空気試験、模擬着氷試験又はそれらの組み合わせ
 - b 着氷防止装置全体またはその個々の構成品の乾燥空気での飛行試験
 - c 飛行機又はその構成品の、正確な模擬着氷状態での飛行試験
 - 6-5-4-3 防氷または除氷装置が正常に作動していない時において、航空機乗組員に警告するためのこはく色の注意灯またはそれと同等のものを装備しなくてはならない。
 - 6-5-4-4 タービン発動機を動力とする飛行機にあっては、6-5-4で規定する着氷防止装置は、主に機体に適用すべきものであると考えられる。動力装置の装備については、第5章の規定を用いるのが適当である。
 - 6-5-4-5 着氷の検知及び機体着氷防止装置の起動について、以下のいずれかの方法を備えなければならない。
 - a 機体着氷防止装置を自動的に起動する、又は航空機乗組員に警告することにより起動させる主たる着氷検知装置
 - b 特定の表面上における着氷の初期の徴候を認知するための視覚的な手がかりの明確化と、機体着氷防止装置を起動するように航空機乗組員に警告する補助的な着氷検知装置の組み合わせ
 - c 機体着氷防止装置を起動するために航空機乗組員が使用するための、適切な静温度又は全温度及び視認できる湿気により定義される機体着氷に通じる条件の特定
 - 6-5-4-6 飛行の特定の段階で機体着氷防止装置を作動させる必要がないことを申請者が示さない限り、6-5-4-5の要件は飛行のすべての段階に適用される。
 - 6-5-4-7 機体着氷防止装置の最初の起動後は、以下のいずれかに適合し

なければならない。

- a 着氷防止装置は、連続的に作動するように設計する。
- b 自動的に着氷防止装置を周期的に作動させるシステムを備えている。
- c 着氷防止装置を周期的に作動させなければならない時期毎に、航空機乗組員に警告する着氷検知装置を備えている。

6-5-4-8 起動及び停止を含む着氷防止装置の操作手順を確立し、飛行規程に記載しなければならない。

6-5-4 A 大型過冷却水滴着氷気象状態

6-5-4 A-1 6-5-4の規定に追加して、着氷気象状態での飛行について証明を受けようとする場合は、最大離陸重量が 27,210kg (60,000lb) 未満の、又は可逆式操縦系統を有する飛行機は、次の a、b 又は c に従い、運用できなければならない。

- a 附録 O で規定される着氷気象状態に遭遇した後も、安全に運用できる。
 - (a) 飛行機は、附録 O で規定される着氷気象状態の中で運用していることを検知できる手段を有さなければならない。
 - (b) 附録 O の着氷気象状態を検知後、飛行機はあらゆる着氷気象状態から離脱する間、安全に運用できなければならない。
- b 附録 O で規定された着氷気象状態のうち、申請者により選択された範囲において安全に運用できる。
 - (a) 飛行機は、申請者により選択された附録 O の着氷気象状態の範囲を超える状況で運用していることを検出できる手段を有さなければならない。
 - (b) 着氷検知後、飛行機はあらゆる着氷気象状態から離脱する間、安全に運用できなければならない。
- c 附録 O で規定された着氷気象状態の中で、安全に運用できる。

6-5-4 A-2 6-5-4 A-1 で要求されているように飛行機が安全に運用できることを証明するため、申請者は、様々な飛行機の運用形態を考慮の上、解析により、飛行機の各部に対する着氷防止装置が十分であることを示さなければならない。その解析を検証するため、次の方法のうちの 1 つ、又は必要と思われる場合は複数の方法が用いられなければならない。

- a 実物の機体構成品又はその模型による、実験室での乾燥空気試験、模擬着氷試験又はそれらの組み合わせ
- b 模型飛行機による、実験室での乾燥空気試験、模擬着氷試験又はそれらの組み合わせ
- c 解析を支援するために必要に応じて、計測された模擬着氷気象状態における飛行機又はその機体構成品の飛行試験
- d 模擬着氷形態を備えた飛行機による飛行試験
- e 解析を支援するため必要に応じて、計測された自然着氷状態における飛行機の飛行試験

6-5-4 A-3 6-5-4 A-1 b 又は c に従い証明される飛行機は、附録 O で規定される着氷気象状態のうち、その飛行機の運用が証明される範囲について 6-5-4-5、6-5-4-6、6-5-4-7 及び 6-5-4-8 の規定に適合しなければならない。

6-5-4 A-4 本6-5-4 Aにおいては次の定義が適用される。

- a 可逆式操縦装置 通常の運用形態において、飛行機の操縦面において生じる力又は運動（例えば、空力荷重、静的不均衡又はトリム若しくはサーボタブ入力を通じて）が操縦室の操縦装置に伝えられる操縦装置。本用語は、操縦者の操作がヒンジラインまわりに動きや力を生じるように直接、機械結合や索、押引式棒によりピッチ、ロール又はヨーの操縦面に接続されている操縦室操縦装置をいう。
- b 模擬着氷試験 着氷風洞中又はアイシング・タンカー後方のような模擬着氷気象状態で実施される試験
- c 模擬着氷形態 木、エポキシ樹脂又は他の材料を用い、あらゆる製造技術により造られる着氷の形態

6-5-5 携帯用拡声器 携帯用拡声器が装備されている場合は、3-8-1-2 cに規定される終極慣性力を受けたときにも携帯用拡声器を拘束することができ、拘束器具を備えていなければならない。

6-5-6 乗客用拡声系統 乗客用拡声系統が必要とされる場合は、次の規定に適合しなければならない。

6-5-6-1 乗客用拡声系統は、航空機が飛行中又は地上に停止している場合において、すべての発動機及び補助動力装置の停止又は故障の後若しくは連続した作動に関するすべての動力源の切り離し又は故障の後に、次に掲げる期間作動できること。

- a 他のすべての動力源が不作動になった時に、同一の動力源から動力を供給される他のすべての負荷を考慮して、航空機乗組員又は客室乗務員により行われる合計して少なくとも5分の通報時間を含めた少なくとも10分間の時間
- b 同一の動力源から動力を供給され、かつ、飛行の安全に必須であるか又は非常状態において必要とされる他のすべての負荷に対して充当されるか又は必要とされる作動の準備状態における時間を追加した時間

6-5-6-2 マイクが格納場所から取り外されてから、3秒以内に使用できること。

6-5-6-3 すべての乗客座席、洗面所、並びに客室乗務員の座席及び作業場において明瞭に聞こえること。

6-5-6-4 未使用で収容されていないマイクにより、当該装置が不作動にならないように設計すること。

6-5-6-5 乗組員が必要とするすべてのインターホン系統から独立した機能を有すること。

6-5-6-6 操縦室内で2人の航空機乗組員のいずれもが直ちに使用するために接近できること。

6-5-6-7 客室乗務員座席のそばの床面上の非常口には、それぞれ着座した客室乗務員が容易に接近できるマイクを備えること。ただし、1つのマイクが、1つ以上の非常口に供する場合には、それら非常口は、着座した客室乗務員が口頭連絡できる近さであること。

6-6 [保 留]

6-7 その他の装備

6-7-1 電子装備品

6-7-1-1 無線及び電子装備品並びにそれらの装備について、6-1-5-1 及び 6-1-5-2 の規定に適合することを証明する場合には、臨界環境状態に対する考慮を払わなければならない。

6-7-1-2 無線及び電子装備品には、6-3-3-2 の規定によって電力を供給しなければならない。

6-7-1-3 無線及び電子装備品、操作装置並びに電線は、それらの 1 構成部又は 1 系統の作動が同時に作動し、かつ、この章で要求される他の無線及び電子装備品の系統又は構成部に、悪影響を及ぼすことのないように装備しなければならない。

6-7-1-4 電子装備品は、電力供給の過渡電流又は他の原因による過渡電流により、飛行に必須な負荷が不作動とならないように設計及び装備をしなければならない。

6-7-2 真空系統

正規の圧力調整弁の他に、空気の排出温度が危険値に達したとき、排出管内圧力を真空ポンプから自動的に逃がす装置を備えなければならない。

6-7-3 油圧系統

6-7-3-1 要素設計 油圧系統の各構成部は、次の a から e までの規定によって設計しなければならない。

a 所要の機能を発揮することを妨げる永久変形を起こすことなく証明圧力に耐え、かつ破壊することなく終極圧力に耐えること。設計作動圧力に対する証明圧力及び終極圧力は次の表により規定される。

要 素	証明圧力 (×設計作動圧力)	終極圧力 (×設計作動圧力)
1. チューブ及びフィッティング	1.5	3.0
2. ガスを貯める圧力容器： 高圧（例：アキュムレーター） 低圧（例：リザーバー）	3.0 1.5	4.0 3.0
3. ホース	2.0	4.0
4. その他全ての要素	1.5	2.0

b 設計作動圧力と構造制限荷重との組み合わせ荷重が負荷されても、所要の機能を発揮することを妨げる変形を起こすことなく耐えること。

c 設計作動圧力の 1.5 倍の圧力と理論的に同時に起こることが予想される終極荷重との組み合わせの荷重に対して、破壊することなく耐えること。

d 要素の破壊による影響も考慮しつつ、瞬間的な荷重及び関連する外的荷重を含めた、全ての繰り返し圧力による疲労の影響に耐えること。

e 飛行機が承認された全ての環境条件下において、意図した通りに機能すること。

6-7-3-2 系統の設計 各油圧系統は、次の規定によらなければならない。

a 以下の場合に、適切な系統の指数を指示するための手段が、航空機乗組員の区画に配置されなければならない。

(a) 系統が、継続した安全な飛行及び着陸のために必須な機能を果たしている場合、又は、

(b) 油圧系統の不具合の際に、継続した安全な飛行及び着陸を確保するために操縦者による是正処置が必要な場合

b 過渡的な圧力及び構成部品内に作動油が長時間滞留する間に生じる作動油の体積変化による圧力を含む系統の圧力は、6-7-3-1 a から 6-7-3-1 e の規定に適合する系統の各要素の設計許容値の範囲内にあることを確保するための手段を設けなければならない。

c 有害又は危険性のある濃度の作動油又は蒸気が、飛行中に乗組員室又は客室内に放出されることを最小化する手段を設けなければならない。

d 可燃性の作動油を使用する場合には、4-10-6、5-9-2、5-9-3 及び 5-9-5 に規定する要件を満足しなければならない。

e 飛行機の製造者が指定するすべての適合する作動油について、これを使用するとして設計されなければならない。また、それらは 7-3-1 に規定する適切な標識により明らかにされなければならない。

6-7-3-3 試験 解析が信頼性を有し、かつ適切であることが示される場合であって、試験又は追加試験の代わりとして利用できるものを除き、油圧の系統又はその構成部及び要素についての試験がなされなければならない。すべての内的及び外的な影響は、その効果を評価するため、並びに系統と要素の機能及び結合を保証するため、必要な程度まで考慮されなければならない。要素又は系統の故障あるいは許容できない欠陥については、必要な場合、是正及び十分な再試験がなされなければならない。

a 系統、その構成部又は要素は、飛行機の地上及び飛行操作の中で代表的な性能、疲労及び耐久性について試験がなされなければならない。

b 系統全体は、適切な機能の性能及び関連する故障状態の模擬を含む他の系統との関連性を決定するため、並びに、要素設計を支援又は確認するため、試験されなければならない。

c 完成形態の油圧系統は、連動する油圧使用系統の作動範囲の全域について、航空機上で正常に機能することを試験されなければならない。試験は、系統の開放圧力、又は系統の圧力開放装置が系統設計の一部でない場合には設計作動圧力の 1.25 倍の圧力において行われなければならない。油圧系統の要素と他の系統又は構造の要素との間隙は適切に保たれなければならない、かつ、有害な影響があってはならない。

6-7-3 A 与圧系統及び空気系統

6-7-3 A-1 与圧系統部品の破裂圧力試験及び耐圧試験は、最大通常運用圧力のそれぞれ、2.0 倍及び 1.5 倍まで行わなければならない。

6-7-3 A-2 空気系統部品の破裂圧力試験及び耐圧試験は、最大通常運用圧力のそれぞれ、3.0 倍及び 1.5 倍まで行わなければならない。

6-7-3 A-3 同等であると認められる場合には、6-7-3 A-1 及び 6

－ 7－ 3 A－ 2 の試験を解析又は解析と試験の組合せにより行うことができる。

6－ 7－ 4 防護呼吸系統

6－ 7－ 4－ 1 備え付け（場所が定められた又は組み込まれた）の防護呼吸装置は、航空機乗組員が使用できるように装備されなければならない。また、少なくとも 1 つの携帯用防護呼吸装置は、航空機乗組員が使用するために操縦室又はその近傍に配置されていなければならない。さらに、操縦室以外の飛行中に近接可能な区域内での消火に当たる乗組員が使用するための携帯用防護呼吸装置が装備されなければならない。飛行中に乗組員の立ち入りが認められている孤立した区域、並びに上部及び下部のローブ・ギャレーは、これに含まれる。当該装置は、すべての運用について当該区域にいたことが予想される乗組員の最大人数に対して装備されなければならない。

6－ 7－ 4－ 2 6－ 7－ 4－ 1 又は該当する運航に関する規定により要求される防護呼吸装置は、次の規定によらなければならない。

a 防護呼吸装置は、相当する乗組員が操縦席で勤務する際及び消火作業を行う際に、煙、炭酸ガスその他の有毒ガスから保護するように設計しなければならない。

b 防護呼吸装置には、次の（a）及び（b）のいずれかを含むものとする。

（a） 目、鼻及び口を覆うマスク

（b） 鼻及び口を覆うマスクと目を覆う付属装置

c 携帯用を含む防護呼吸装置は、使用中に他の乗組員と通信することが可能でなければならない。割当てられた勤務位置についての航空機乗組員が利用可能な防護呼吸装置にあつては、航空機乗組員が無線機器を使用できなければならない。

d 防護呼吸装置の目を覆う部分は、視界の妨害にならず、かつ、航空機乗組員が各人の眼鏡を使用することができるような構造のものでなければならない。

e 乗組員 1 人あたりの防護呼吸用酸素の供給量は、気圧高度 2,400m (8,000ft) において BTPD で 30l/min の呼吸を行う場合に 15 分間持続できるものでなければならない。防護呼吸装置及びその系統は、いかなる装置内部への内向きの漏洩も防がなければならない。また、局所的な周辺空気に酸素濃度の重大な増加をもたらすような外部漏洩を防ぐように設計しなければならない。デマンド酸素供給装置系統を用いる場合には、21℃ (70°F)、760mmHg において 300l の酸素があれば、上記の高度及び流量で 15 分間持続するものと考えられる。連続供給型オープン・サーキット防護呼吸系統を用いる場合には、2,400m (8,000ft) で 60l/min (海面上で 45l/min) の流量及び 21℃ (70°F)、760mmHg での 600l の酸素があれば、上記の高度及び流量で 15 分間持続するものと考えられる。連続供給防護呼吸系統は、局所的な周辺空気の酸素濃度を、デマンド酸素供給装置系統の酸素濃度よりも増加させてはならない。BTPD は体温状態（室内圧力における乾燥気体で、37℃）のことをいう。

f 酸素供給装置は、6－ 7－ 5 の規定によらなければならない。

6－ 7－ 5 酸素供給装置系統

6－ 7－ 5－ 1 補充酸素供給装置の証明が要求される場合は、6－ 7－ 6 から 6－ 7－ 10 までの規定によらなければならない。

- 6-7-5-2 酸素供給装置系統は、それ自体、その操作方法及び他の構成部に及ぼす影響が危険のないものでなければならない。
- 6-7-5-3 各供給源における利用可能な酸素量を、飛行中航空機乗組員に指示する装置を備えなければならない。
- 6-7-5-4 12,000m (40,000ft) をこえる飛行高度の運用について証明を受けた飛行機にあっては、その酸素流量及び装置について国土交通大臣の承認を受けなければならない。
- 6-7-6 補充酸素の必要最低流量
- 6-7-6-1 航空機乗組員のために連続供給装置を用いる場合には、各乗組員について必要な補充酸素の必要量は BTPS で 15l/min の呼吸を行い、かつ、一定の呼吸間隔で最大呼吸量が 700cc であるときに、呼気状態における気管支内の平均酸素分圧を 149mmHg に保持する値以上でなければならない。
- 注：BTPS は 37℃（体温）及び室内圧力における水蒸気で飽和した気体を示す。
- 6-7-6-2 航空機乗組員のためにデマンド供給装置を用いる場合には、各乗組員について必要な補充酸素の最低流量は BTPS で 20l/min の呼吸を行うときに、室内圧力高度 10,500m (35,000ft) 以下では呼気状態における気管支内の平均酸素分圧を 122mmHg に保持し、室内圧力高度が 10,500m (35,000ft) をこえ、12,000m (40,000ft) まででは酸素濃度 95%の空気を供給する値以上でなければならない。
- さらに、航空機乗組員が意のままに希釈されていない酸素を使用できる装置を備えなければならない。
- 6-7-6-3 乗客及び客室乗務員については、各室内圧力高度において各人につき必要な補充酸素の最低流量は、マスクを有する酸素供給装置を用いるとき、吸気状態において気管支内の平均酸素分圧を次の a 及び b に示す値に保持する値以上でなければならない。
- a 客室圧力高度が 3,048m (10,000ft) を超え、5,639m (18,500ft) までは、BTPS で 15l/min の呼吸を行ない、かつ、一定の呼吸間隔で呼吸量が 700cc であるときの、気管支内の平均酸素分圧が 100mmHg
- b 室内圧力高度が 5,550m (18,500ft) をこえ、12,000m (40,000ft) までは、BTPS で 30l/min の呼吸を行ない、かつ、一定の呼吸間隔で呼吸量が 1,100cc であるときの、気管支内の平均酸素分圧が 83.8mmHg
- 6-7-6-4 救急用酸素供給装置を用いる場合には、各使用者についての酸素の最低流量は、STPD で 4l/min 以上でなければならない。ただし、室内圧力高度においても、この流量を STPD で 2l/min 以下の値までに低下しないような方法が講じられている場合にはこの限りではない。
- 必要酸素量は、救急用酸素供給装置を必要とする人、1 人について 3l/min を平均流量としている。
- 注：STPD は 0℃及び 760mmHg における乾燥気体を示す。
- 6-7-6-5 乗組員のために携帯用酸素供給装置を用いる場合には、補充酸素の最低流量は 6-7-6-1 又は 6-7-6-2 のそれぞれに該当する規定によらなければならない。
- 6-7-7 分配系統の装備基準

- 6-7-7-1 乗組員及び乗客の双方に酸素を供給する場合には、分配系統は次の a 又は b のように設計しなければならない。
- a 勤務中の航空機乗組員のための供給源と、乗客及び前記以外の乗組員のための供給源は別にする。
 - b 供給源は共通にするが、勤務中の航空機乗組員のための最低供給量は別に確保する。
- 6-7-7-2 連続供給、希釈デマンド及び直接デマンドの携帯用酸素供給装置は、乗組員又は乗客の吸入要件に適合するように使用できなければならない。
- 6-7-8 吸入装置の装備基準
- 吸入装置は次の規定に適合しなければならない。
- 6-7-8-1 酸素供給を要する各人について、独立した吸入装置を備えなければならない。全ての吸入装置は、鼻及び口を覆い、かつ、使用状態で顔面上に保持する装置を備えなければならない。補充酸素のための航空機乗員用マスクは通信装置が使用できるものでなければならない。
- 6-7-8-2 飛行高度 7,600m (25,000ft) 以下での運用につき証明を受けた飛行機にあっては、各乗組員が迅速に酸素を利用できるように、酸素供給の接続口及び酸素吸入装置を各乗組員の手に届く範囲内に配置しなければならない。その他の搭乗者については、接続口及び酸素吸入装置は、運航に関する規定の要求に従い、酸素の供給が可能なように配置しなければならない。
- 6-7-8-3 飛行高度 7,600m (25,000ft) を超えての運用について証明をえようとする飛行機にあっては、酸素吸入装置について次の規定に適合しなければならない。
- a いかなる客席においても搭乗者がただちに使用可能な酸素供給口に接続された 1 個の酸素吸入装置を有しなければならない。また、各便所には酸素供給口に接続された少なくとも二つの酸素吸入装置を有しなければならない。客室内の吸入装置及び接続口の数は、座席の数よりも少なくとも 10% 多くななければならない。座席に対応しない吸入装置は、室内に可能な限り一様に配置しなければならない。飛行高度 9,100m (30,000ft) を超えての飛行について証明を得ようとする飛行機にあっては、客室圧力高度が 4,500m (15,000ft) を超えないうちに、必要酸素流量を供給する吸入装置が、自動的に搭乗者の前に出現しなければならない。自動装置が故障の場合には、手動によって直ちに航空機乗組員が分配系統を制御できるようになっていなければならない。
 - b 航空機乗組員席には素早く着用できる型の酸素供給口に接続された酸素吸入装置を備えなければならない。この酸素吸入装置は、各航空機乗組員が着席したまま直ちに利用でき、また以下に従って、装備されなければならない。
 - (a) 適切に保護、密閉してある格納場所から顔に装着でき、片手で 5 秒以内に、眼鏡をくもらせたり非常操作を遅らせることなしに要求に応じて直ちに酸素を供給すること。
 - (b) 装着中も通常の会話の機能が保たれること。
 - c 航空機乗組員の酸素吸入装置は、次の規定に従わなければならない。
 - (a) 高度 7,600m (25,000ft) 以上で運用する飛行機については、希釈

デマンド型、圧力デマンド型（稀釈デマンド圧力吸入調整器を装備した圧力デマンドマスク）又は同等な他の承認された酸素吸入装置であること。

(b) 極めて発生することがあり得ない場合を除き、減圧により、航空機乗組員が客室圧力高度 10,400m (34,000ft) を超える状態にさらされる可能性のある高度を運用する飛行機については、マスクに調整器が装備されている圧力デマンド型（稀釈デマンド圧力吸入調整器を装備した圧力デマンドマスク）又は同等な他の承認された酸素吸入装置であること。

d 携帯用酸素供給装置は、各客室乗務員がただちに使用できるものでなければならない。携帯用酸素供給装置は、携帯用酸素供給源に接続された、酸素吸入装置を備えなければならない。

6-7-9 酸素供給の確認 酸素が吸入装置に供給されているかどうかを航空機乗組員が確認できる装置を備えなければならない。

6-7-9 A 化学酸素発生装置

6-7-9 A-1 本節において化学酸素発生装置とは、化学反応により酸素を発生する装置を言う。

6-7-9 A-2 化学酸素発生装置は、次の要求を満たすように設計され、装備されなければならない。

a 使用中の発生器の表面温度は、飛行機及び搭乗者に危険な状態を発生させる物であってはならない。

b 内圧が危険な状態になったとき、圧力を逃がす装置を備えなければならない。

c それぞれの化学酸素発生装置の装備は、4-6-1 3-4 の要件に適合しなければならない。

6-7-9 A-3 6-7-9 A-2 の要求に加えて、発生部を繰り返し交換することにより、連続した使用のできる携帯用化学酸素発生装置は、次の事項を記載したプラカードを標示しなければならない。

a 酸素流量（リットル／分）

b 交換できる発生部の酸素発生時間（分）

c 表面温度が 38°C (100°F) をこえない場合を除き、交換部が熱いことがある旨の警報

6-7-10 [保留]

6-7-11 酸素供給装置の破裂防止 酸素圧力タンク及びタンクと閉止装置間の配管は、次の規定に適合しなければならない。

6-7-11-1 危険な温度の影響から保護しなければならない。

6-7-11-2 破壊着陸の際の破裂の可能性及び破裂の際の危害をできるだけ避けるように機体内に配置しなければならない。

6-7-12 凍結の危険を有する液の排出 凍結の危険を有する液が、飛行中又は地上操作中に機外に排出される場合には、排出口はその液に排出により、飛行機に危険な量の氷が付着することのないように設計しなければならない。

6-7-13 操縦室用音声記録装置

6-7-13-1 運航に関する規定によって要求される各操縦室用音声記録装置は、承認されたものでなければならない。また、次のものを記録できるように装備しなければならない。

- a 無線により飛行機内で送信又は受信される音声
 - b 操縦室内の航空機乗組員間の音声
 - c 飛行機のインターホン系統を用いて行う操縦室内の航空機乗組員間の音声
 - d ヘッドセット又は拡声器に導かれる音声又は信号音であつて航法又は着陸援助として識別されるもの
 - e 乗客用拡声器系統を有し、かつ、6-7-13-3 d (b) の規定により第4のチャンネルが使用できるときは、乗客用拡声器系統を用いた航空機乗組員の音声
 - f データリンク通信機器を装備した場合、航空局が規定する方式により定められたデータ・メッセージ・セットを用いる全てのデータリンク通信。通信ユニットにより使用可能なデータに変換された出力信号であるデータリンク・メッセージを記録しなければならない。
- 6-7-13-2 6-7-13-1 bに規定する音声を記録するには、第1及び第2の操縦者席における音声並びに操縦室の他の乗組員に向けられる場合は、その乗組員の音声を記録するのに最も良い位置に置かれた1個の操縦室用エリアマイクロホンを経営しなければならない。操縦室の雑音状態で記録され、かつ、再生された場合、記録された交信の明瞭度ができる限り良くなるようにマイクロホンを取り付け、又、必要なら記録装置の前増幅器及びフィルターを調節するか若しくは追加しなければならない。明瞭度の評価には、記録の音声又は視覚的な繰り返し再生を用いてもよい。
- 6-7-13-3 各操縦室用音声記録装置は、次の各音源から受けた6-7-13-1に規定する通信又は信号音がそれぞれ別のチャンネルに記録されるように、装備しなければならない。
- a 第1のチャンネルには、第1の操縦者席で使用されているブーム、マスク及び手持ち式マイクロホン若しくはヘッドセット及び拡声器からの音
 - b 第2のチャンネルには、第2の操縦者席で使用されているブーム、マスク及び手持ち式マイクロホン若しくはヘッドセット及び拡声器からの音
 - c 第3のチャンネルには、操縦室装備のエリアマイクロホンからの音
 - d 第4のチャンネルには次の音
 - (a) 第3及び第4の乗組員席で使用されているブーム、マスク又は手持ち式マイクロホン若しくはヘッドセット又は拡声器からの音
 - (b) 6-7-13-3 d (a) で規定される乗組員席が要求されない場合又は当該場所の信号がその他のチャンネルで受信できる場合に乗客用拡声器系統として用いられる操縦室の各マイクロホンからの音で、他のチャンネルで記録されないもの
 - e 6-7-13-3、a、b及びdに掲げられるマイクロホンから受ける全ての音は、できる限り、インターホンの送信機の切換スイッチの位置に関係なく、中断せず記録されなければならない。当該設計は、インターホン、乗客用拡声器系統又は無線送信機を使用している場合のみ、航空機乗組員に対して自己が送信している音が聞こえるように保証しなければならない。
- 6-7-13-4 操縦室用音声記録装置は、次のように装備しなければならない。
- a (a) 必須又は非常用負荷への電力の供給を妨げることなく操縦室用音声

- 記録装置を作動させる、最も信頼性のある母線から、当該装置の電源を取らなければならない。
- (b) 飛行機の非常運用を妨げることなく、できるだけ長時間電力が供給されなければならない。
- b 激突衝撃を受けてから 10 分以内に記録装置を停止し、同時に各記録消去機能が作動するのを防止する自動装置を有すること。
- c 当該記録装置の作動が正常であることを飛行前に点検するための聴覚又は視覚を用いる手法を有すること。
- d 記録装置の外部のあらゆる単一の電氣的不具合が、操縦室用音声記録装置及び飛行記録装置の両方を使用不能にしないこと。
- e 以下に規定する独立した電源を有すること。
- (a) 操縦室用音声記録装置及び操縦室備え付けエリアマイクロホンの両方に電力を 10 分±1 分間供給できること。
- (b) 操縦室用音声記録装置のできるだけ近くに配置すること。
- (c) 操縦室用音声記録装置への他のすべての電力供給が、通常の停止操作又はその他のあらゆる電力喪失によって失われる場合、操縦室用音声記録装置及び操縦室備え付けエリアマイクロホンからの電力供給が当該電源へ自動的に切り換えられるものであること。
- f 操縦室用音声記録装置及び飛行記録装置の両方が要求されるとき、飛行記録装置から分離して収納すること。操縦室用音声記録装置の要件のみに適合するために用いられる場合、コンビネーション装置が装備されてもよい。
- 6-7-13-5 記録装置の容器は、激突衝撃による容器の破壊及びその結果生じる火災による記録装置の破損の可能性を最小にするように配置し、かつ、取り付けなければならない。
- a 6-7-13-5 b で規定する場合を除き、記録装置の容器はできるだけ後方に配置しなければならない。与圧室の外側にある必要はなく、衝撃時に後方に搭載された発動機が容器をつぶす恐れがあるところへ配置してはならない。
- b 1 台の操縦室用音声記録装置と 1 台のデジタル飛行記録装置の代わりにデジタル飛行記録装置と操縦室用音声記録装置のコンビネーション装置を 2 台装備する場合、操縦室用音声記録装置の要件に適合するために装備されるコンビネーション装置は、操縦室の近くに配置してもよい。
- 6-7-13-6 操縦室用音声記録装置が大規模な記録消去装置を有している場合は、その取り付けは、誤作動及び激突衝撃時における記録消去装置の作動の可能性を最少にするように設計されなければならない。
- 6-7-13-7 各記録装置の容器は、次の規定に適合するものでなければならない。
- a 明るい橙色又は明るい黄色であること。
- b 水中で、その位置を判り易くするための反射テープを外面に貼ってあること。
- c 別に定める規定により要求される場合は、激突衝撃時に分離しないような方法で容器の上に又は容器に密接して固定された当該装置の水中での位置を示す装置を有すること。

6-7-14 飛行記録装置

6-7-14-1 運航に関する規定によって要求される各飛行記録装置は、次の規定に適合するように装備しなければならない。

- a 6-2-2、6-2-3及び6-2-4に規定された精度を有する信号源より得られる対気速度、高度及び方向の情報が供給されていること。
- b 垂直加速度の感知器は、当該飛行機の承認された重心位置限界内又は当該限界の前方又は後方に、当該飛行機の平均空力翼弦の25%を超えない範囲内の前後方向の位置に配置され、堅固に取り付けられていること。
- c (a) 必須又は非常用負荷への電力の供給を妨げることなく飛行記録装置を作動させる、最も信頼性のある母線から、当該装置の電源を取らなければならない。
(b) 飛行機の非常運用を妨げることなく、できるだけ長時間電力が供給されなければならない。
- d 記録媒体に情報が正しく記録されることについて、当該記録装置を飛行前に点検するための聴覚又は視覚を用いる手法を有すること。
- e 発動機駆動の発電機系統のみで電力が供給されている飛行記録装置を除き、激突衝撃を受けてから10分以内に情報の記録消去機能を有する記録装置を停止し、同時に記録消去機能が作動するのを防止する自動装置を有すること。
- f 航空交通管制からの各無線交信の時刻を決定できるようなデータを記録する装置を有すること。
- g 記録装置の外部のあらゆる単一の電氣的不具合が、操縦室用音声記録装置及び飛行記録装置の両方を使用不能にしないこと。
- h 操縦室用音声記録装置及び飛行記録装置の両方が要求されるとき、操縦室用音声記録装置から分離して収納すること。飛行記録装置の要件のみに適合するために用いられる場合、コンビネーション装置が装備されてもよい。6-7-13-5bの規定に従い操縦室用音声記録装置として一方のコンビネーション装置が装備される場合、もう一方のコンビネーション装置は飛行記録装置の要件に従い用いられなければならない。

6-7-14-2 各非放出式の記録部容器は、激突衝撃による容器の破壊及びその結果生じる火災による記録の破損の可能性を最少にするように配置し、かつ、取り付けなければならない。この規定に適合させるために、記録部容器はできる限り機体後方に取り付けなければならない。ただし、与圧室の後方に取り付ける必要はない。又、衝撃によって容器を破壊する恐れのある機体後方に取り付けられた発動機の装備場所には取り付けてはならない。

6-7-14-3 対気速度、高度及び機首方位について飛行記録装置の読みと、対応した第1の操縦者用計器の読み（校正係数を考慮したもの）との相関関係を定めておかなければならない。相関関係は飛行機が運用される対気速度範囲、制限高度範囲及び360度の機首方位について包含されなければならない。相関関係は、地上状態において定められているものであってもよい。

6-7-14-4 各飛行記録装置の容器は、次の規定に適合するものでなければならない。

- a 明るい橙色又は明るい黄色であること。

- b 水中でその位置を判り易くするための反射テープを外面に貼ってあること。
 - c 別に定める運航の規定により要求される場合は、激突衝撃時に分離しないような方法で容器の上に又は容器に密接して固定された当該装置の水中での位置を示す装置を有すること。
- 6－7－1 4－5 当該航空機におけるすべての新しい若しくは独特の設計又は運航に関し、現行の規定に追加又はこれに代えて、飛行記録装置に記録されなければならない情報を決定するための評価を行わなければならない。
- 6－7－1 5 高エネルギー回転体を含む装備品
- 6－7－1 5－1 高エネルギー回転体を含む装備品は、6－7－1 5－2、6－7－1 5－3又は6－7－1 5－4の規定によらなければならない。
- 6－7－1 5－2 装備品の高エネルギー回転体は機能不良、振動、異常速度及び異常温度による損傷に耐え、外部に被害を及ぼさないものでなければならない。
- a 補助回転体ケースは高エネルギー回転体の羽根の破壊により受ける損傷に対して耐え、外部に被害を及ぼさないものでなければならない。
 - b 装備品の制御装置、系統及び計器表示については、高エネルギー回転体在使用中に運用限界を超えて破壊・飛散しないことを保証しなければならない。
- 6－7－1 5－3 高エネルギー回転体を含む装備品は、通常の方法で速度制御装置の作動時に生じる最高速度で起こる高エネルギー回転体のいかなる破壊にも耐え、かつ外部に被害を及ぼさないことが試験によって証明されなければならない。
- 6－7－1 5－4 高エネルギー回転体を含む装備品は、回転体の破壊・飛散により搭乗者に危害を与えたり、飛行安全の継続に悪影響を及ぼさないような位置に装備されていなければならない。

第 7 章 運用限界、標識及び飛行規程

7－1 一 般

7－1－1 7－2－1 から 7－2－1 3 までに規定する各運用限界、及び安全な運用に必要なその他の事項を定めておかなければならない。

7－1－2 運用限界 その他の安全な運用に必要な事項は、7－3－1 から 7－4－4 までの規定に従って乗組員が利用できるようにしておかなければならない。

7-2 運用限界

7-2-1 対気速度限界（一般） 対気速度限界が重量、重量分布、高度又はマッハ数の函数である場合には、これらの最も不利な組合せのそれぞれに対して、対気速度限界を定めておかなければならない。

7-2-2 最大運用限界速度

最大運用限界速度 V_{MO} 又は M_{MO} （対気速度又はマッハ数のうち、各高度において不利な方とする。）は、上昇、巡航又は降下のいずれの飛行段階においても、故意に超過してはならない速度とする。ただし、飛行試験又は操縦訓練に対して、さらに高い速度が認められる場合はこの限りでない。 V_{MO} 又は M_{MO} は、設計巡航速度 V_C より大きくてはならず、かつ、 V_D 若しくは M_D 又は V_{DF} 若しくは M_{DF} を不用意にこえることがないように、これらの速度よりも十分に小さい値に設定しなければならない。 V_{MO} 又は M_{MO} と V_D 若しくは M_D 又は V_{DF} 若しくは M_{DF} との間の速度余裕は、3-3-3-2の規定により決定した値、または2-9-2の規定により行なわれた飛行試験中に必要であることが判明した値より小さいものであってはならない。

7-2-3 運動速度 運動速度は、3-3-3-3によって決定された設計運動速度 V_A をこえないように定めなければならない。

7-2-4 フラップ下げ速度 フラップ下げ速度 V_{FE} は、各フラップ位置および発動機の出力又は推力に対応して、3-3-3-5及び3-3-7の規定によって選定された設計フラップ速度 V_F をこえないように決定しなければならない。

7-2-5 最小操縦速度 最小操縦速度 V_{MC} は、2-4-4の規定に従って決定されたものを運用限界としなければならない。

7-2-6 着陸装置操作速度

7-2-6-1 着陸装置操作速度は、当該速度での着陸装置の上げ及び下げが安全であるように、4-4-5の規定又は飛行特性によって決定された速度を超えるものであってはならない。下げ速度と上げ速度が異なる場合には、二つの速度をそれぞれ $V_{LO(EXT)}$ 及び $V_{LO(RET)}$ として選定しなければならない。

7-2-6-2 着陸装置下げ速度 V_{LE} は、着陸装置を完全に下げ位置に固定した状態で安全に飛行することができる速度および4-4-5の規定により決定された速度をこえるものであってはならない。

7-2-6 A その他の速度限界 速度に関するその他の限界を規定しなければならない。

7-2-6 B 乱気流における対気速度 V_{RA}

7-2-6 B-1 7-4-3-1 hに規定する乱気流通過推奨速度として使用されている乱気流における対気速度 V_{RA} 及び乱気流通過推奨マッハ数として使用されている乱気流における対気マッハ数 M_{RA} が設定されなければならない。乱気流に遭遇している間、起こり得る速度の変動により、速度超過警報が発せられる頻度が高くなりすぎないようにするため、 V_{RA}/M_{RA} は V_{MO}/M_{MO} よりも十分小さくなければならない。

7-2-6 B-2 V_{MO} がマッハ数によって制限されない高度において、他の値を使用することを実証する合理的な調査研究がない場合には、 V_{RA} は、 $V_{MO}-65.3\text{km/h}$ (35kt)（真対気速度）より小さくなければならない。

- 7-2-6 B-3 V_{MO} がマッハ数によって制限される高度においては、低速バフエットの境界と高速バフエットの境界の間に最適のマージンを確保するよう、 M_{RA} を選択することができる。
- 7-2-7 重量、重心位置及び重量分布 2-1-2 より 2-1-4 までの規定に従って決定された飛行機の重量、重心位置及び重量分布は、運用限界として定めておかなければならない。
- 7-2-8 動力装置の運用限界
- 7-2-8-1 一般 7-2-8 に規定する動力装置の運用限界は、発動機又はプロペラがその型式について証明を受けた際の各限界を超えないように設定しなければならない。また、この要領の他の要求事項に従った値を超えないようにしなければならない。
- 7-2-8-2 ピストン発動機の装備 ピストン発動機を装備する場合は、以下の運用限界を設定しなければならない。
- a 次の各限界に対応した馬力又はトルク、回転速度 (r.p.m.)、吸気圧力及び限界圧力高度と海面上の圧力高度での時間
 - (a) 連続最大出力 (過給器無しでの運用又は各過給器モードでの運用に関し)
 - (b) 離陸出力 (過給器無しでの運用又は各過給器モードでの運用に関し)
 - b 燃料等級又は規格
 - c シリンダー・ヘッド温度及び潤滑油温度
 - d 装備の設計又は他に設定された限界により通常の運用中を超えることがないことにより限界を設定する必要がない項目を除き、発動機の型式証明の一部として設定された限界事項に関するその他の項目
- 7-2-8-3 タービン発動機の装備 タービン・エンジン装備を装備する場合は、以下の運用制限を設定しなければならない。
- a 次の各限界に対応した馬力、トルク又は推力、回転速度 (r.p.m.)、排気温度及び時間
 - (i) 連続最大出力又は推力 (推力増加又は推力増加なしの運用に関し)
 - (ii) 離陸出力又は推力 (推力増加又は推力増加なしの運用に関し)
 - b 燃料等級又は規格
 - c 5-6-2-2 b で規定される、着氷気象状態中での地上運転に関する、緩速運転から出力又は推力を上昇させる場合の最大時間間隔、出力設定及びその出力を継続する時間
 - d 装備の設計又は他に設定された限界により通常の運用中を超えることがないことにより限界を設定する必要がない項目を除き、発動機の型式証明の一部として設定された限界事項に関するその他の項目
- 7-2-8-4 大気温度 大気温度限界 (耐冷装備を有するものにあつては、それに適用する限界を含む。) は、5-5-2 の規定に適合することを証明した最高大気温度としなければならない。
- 7-2-8 A 補助動力装置の運用限界
- 補助動力装置を装備している場合は、運用の種類を含む当該補助動力装置の限界事項を、飛行機の限界事項として規定しなければならない。

7-2-9 最少航空機乗組員数 最少航空機乗組員数は、次の a から c までの条件を考慮して、安全な運用に十分なものであるように定めなければならない。

a 各乗組員の業務量

b 担当乗組員による必要な操作装置への近接性及び操作の容易性

c 7-2-10 の規定により承認された運用様式

本項で要求される最少航空機乗組員数を決定するための基準を附録 D に示す。

7-2-10 運用様式 飛行機の運用様式の制限は証明された耐空類別及び装備している装備品により定めるものとする。

7-2-11 大気温度及び運用高度

飛行性、構造上、動力装置の特性上、機能上又は装備品の特性上制限される場合には、運用が許容される大気温度及び運用高度の限界を定めておかなければならない。

7-2-11 A 耐空性を継続するための指示書

申請者は、附録 H に従って適切な「耐空性を継続するための指示書」を作成しなければならない。

7-2-12 運動荷重倍数 荷重倍数限界は、3-3-2-2 に規定した運動包囲線からえられる正の制限荷重倍数をこえないように定めておかなければならない。

7-2-13 その他の運用限界

7-2-13-1 その他の運用限界は、次の a から c までの規定に従って定めておかなければならない。

a 最大離陸重量は、各高度及び大気温度に対して 2-3-11-2 及び 2-3-11-3 までの離陸上昇規定を含む第Ⅲ部の当該規定への適合を証明された重量として設定しなければならない。

b 最大着陸重量は、高度及び大気温度に対する 2-3-10 及び 2-3-11-4 の着陸復行及び進入復行を含む第Ⅲ部の該当規定への適合を証明された重量として設定しなければならない。

c 最小離陸距離は、平坦でありかつ堅い表面の滑走路についての第Ⅲ部の該当規定（重量、高度、温度、風向風速、滑走路表面の（乾いた及び濡れた）状態及び滑走路勾配について規定した 2-3-5 及び 2-3-7 を含む）への適合を証明された距離として決定しなければならない。加えて、申請者の選択により、濡れた滑走路の離陸距離は、溝又は多孔性の摩擦の大きい滑走路表面により決定し、また、滑走路表面が適切な方法で設計、建設及び維持されている滑走路での使用を承認することができる。

7-2-13-2 高度、温度、風向風速成分、滑走路勾配等の諸因子の変動の範囲は、第Ⅲ部の該当規定への適合が証明された範囲とする。

7-2-13-3 6-5-4 A-1 a 又は b に基づき証明される飛行機は、次の運用限界が設定されなければならない。

a 附録 O に規定される着氷気象状態のうち、飛行機の安全な運用がまだ証明されていない気象状態への意図的な飛行は、離陸及び着陸を含め、禁止する。

b 附録 O に規定される着氷気象状態のうち、飛行機の安全な運用がまだ証明されていない気象状態に遭遇した場合には、あらゆる着氷気象状態から離脱

することが求められる。

7-2-14 ETOPS の承認

ETOPS の型式設計承認を求める申請者は、附録 K の条項に適合させなければならない。

7-3 標識及び揭示板

7-3-1 一般

7-3-1-1 飛行機には次の a 及び b に掲げる標識並びに揭示板を備えなければならない。

a 所定の標識及び揭示板

b 安全な運用に重要と認められる場合には、所定の標識および揭示板に加えて、特殊な設計、運用又は取扱いについての標識及び揭示板

7-3-1-2 7-3-1-1 に規定した標識及び揭示板は、見易い場所に置き、かつ、容易に消失し、変形し又は不鮮明にならないものでなければならない。

7-3-2 計器標識（一般）

7-3-2-1 計器のガラス面に標識をつける場合は、目盛板とガラス面上の標識が常に一致しているような方法を講じなければならない。

7-3-2-2 各計器の標識は、それぞれの乗組員に明瞭に見えるものでなければならない。

7-3-3 対気速度限界に関する事項 7-4-2-1 の規定による対気速度限界は、航空機乗組員が容易に読取ることができるような方法により示さなければならない。

7-3-4 磁気方向指示器

7-3-4-1 7-3-4-2 から 7-3-4-4 までの規定に適合する自差表を、指示器の上又は近くに備えておかななければならない。

7-3-4-2 自差表は、発動機運転時の水平飛行姿勢における自差を記載したものでなければならない。

7-3-4-3 自差表は、自差測定が無線受信機の接、又は断のいずれの場合に行なわれたかを記載したものでなければならない。

7-3-4-4 自差表は、45°以下の間隔の磁気方位によって標示されたものでなければならない。

7-3-5 動力装置及び補助動力装置の計器 すべての必要な動力装置及び補助動力装置の計器には、その計器の型式に適した方法で、7-3-5-1 から 7-3-5-4 までの規定に従って標識をほどこさなければならない。

7-3-5-1 安全な運用のための最大限界及び最小限界（必要な場合に限る。）は、赤色放射線又は赤色線により示さなければならない。

7-3-5-2 常用運用範囲は、安全な運用のための最大限界及び最小限界をこえない緑色弧線又は緑色線により示さなければならない。

7-3-5-3 離陸及び警戒運用範囲は、黄色弧線又は黄色線により示さなければならない。

7-3-5-4 過度の振動応力を生ずるために制限を要する発動機補助動力装置又はプロペラの回転速度範囲は、赤色弧線又は赤色線により示さなければならない。

7-3-6 滑油油量計

各滑油油量を指示する装置は、容易に、かつ、正確に滑油の量を示すための標識を施さなければならない。

7-3-7 燃料油量計 タンクの使用不能燃料が、3.8l(1gal)又はそのタンクの容量の5%のいずれよりも多い場合には、較正零の読みから水平飛行姿勢で得られる最低読みまでを赤色弧線により示さなければならない。

7-3-8 操作標識

7-3-8-1 主操縦装置及びその機能が明瞭な操作装置以外のすべての操作装置には、その機能及び操作方法について明瞭に標識をほどこさなければならない。

7-3-8-2 飛行操作装置は、4-3-4及び4-3-13の要件に従って標識をほどこさなければならない。

7-3-8-3 動力装置用燃料管制装置

a 燃料タンク切換弁の操作装置には、各タンク及び各クロスフィード位置に対応する切換位置を示すように標識をほどこさなければならない。

b 2個以上の燃料タンクを備え、かつ、安全な運用にタンクの使用順序が関係するときは、燃料タンク切換弁の操作装置には、その付近又はそれ自体の上にタンクの使用順序を示す標識をほどこさなければならない。

c 発動機切換弁の操作装置には、各発動機に対応する切換位置を示すように標識をほどこさなければならない。

7-3-8-4 補機操作装置、補助操作装置及び非常操作装置

a 燃料排出装置及び流体閉止装置を含む非常操作装置は、赤色に塗装しなければならない。

b 引込式着陸装置を有する場合には、4-4-5-5に規定する可視指示器に、車輪が正規の位置に固定されていることを操縦者が確認できるように標識をほどこさなければならない。

7-3-9 その他の標識及び揭示板

7-3-9-1 荷物室及びバラスト置場 各手荷物室、荷物室及びバラスト置場には、積載物の最大許容重量及び積載要件により必要なその他の制限を記載した揭示板を取付けておかなければならない。ただし、重量9kg(20lb)を超えない機内用品を収納するために設計された座席には積載制限を揭示する必要はない。

〔空検 568・48.12.3〕

7-3-9-2 動力装備の燃料及び滑油等の注入口 以下の規定を適用する。

a 燃料の注入口には、キャップの上又はその付近に次の事項を標示しなければならない。

(a) 「燃料」という文字

(b) ピストン発動機を装備した飛行機にあつては、燃料の最低の等級

(c) タービン発動機を装備した飛行機にあつては、許容される燃料の規格

(d) 加圧式燃料補給系統を装備する場合には、許容最大燃料補給圧力及び許容最大燃料抜取り圧力

b 滑油の注入口には、キャップの上又はその付近に「滑油」という文字を標示しなければならない。

c 推力増加用液体の給油口には、指定された規格を給油カバー又はその近

くに表示しなければならない。

7-3-9-3 非常脱出口の掲示板 各非常脱出口の掲示板は、4-7-6の要件に適合するものでなければならない。

7-3-9-4 とびら 所定の非常脱出口に到達する際に使用する必要のある各とびらには、離着陸時に開の状態に固定しなければならない旨を記載した掲示板を取付けておかなければならない。

7-3-10 保安装備品

7-3-10-1 救命筏自動放出装置のように非常の際乗組員が操作する保安装備品の操作装置には、その操作方法について明瞭な標識をほどこさなければならない。

7-3-10-2 消火器、信号装置その他の救命用装備品を戸棚、部屋等に格納しておく場合には、その格納場所にそれぞれ標識をほどこさなければならない。

7-3-10-3 所要の非常用装備品の格納場所には、その内容を明確にし、当該装備品が簡単に取り出せるように、明瞭な標識をほどこさなければならない。

7-3-10-4 各救命筏には、取扱い法を明瞭に標示しておかなければならない。

7-3-10-5 承認された救命用具には、識別及び操作方法について標識をほどこさなければならない。

7-3-11 対気速度に関する掲示板 離陸、進入および着陸位置へのフラップ操作の最大速度を記載した掲示板を、各操縦者に明瞭に見える位置に取付けておかなければならない。

7-4 飛行規程

7-4-1 一般

7-4-1-1 設定事項 飛行規程は、次に掲げる事項を記載し、各飛行機に備えなければならない。

- a 7-4-2 から 7-4-4 において規定する事項
- b 設計上、操作上又は取扱い上の特性のため安全な運用のために必要なその他の事項
- c 航空法第 10 条第 4 項第 2 号に掲げる騒音の基準に適合するための条件として設定された限界事項、手順又はその他の情報

7-4-1-2 記載事項の承認、当該飛行機に対して適用される 7-4-2 から 7-4-4 までに掲げる飛行規程の各記載事項は、立証され、かつ、承認を得たものでなければならず、また、飛行規程の承認されていない他の部分と分離識別し、かつ、明瞭に区別できるものでなければならない。

7-4-1-3 削除

7-4-1-4 目次 飛行規程が複雑なため、必要であると認められる場合には、飛行規程に目次が設けられていなければならない。

7-4-2 運用限界

7-4-2-1 対気速度限界 次の a から f までに規定する対気速度限界及び安全な運用に必要なその他の対気速度限界を飛行規程に記載しておかなければならない。

- a 最大運用限界速度 V_{MO} 又は M_{MO} 及びこの速度限界は、飛行試験又は操縦訓練飛行に対してさらに大きい速度が承認されている場合を除き、上昇、巡航又は降下の各飛行段階において、故意にこえてはならない旨の記述
- b 対気速度限界が圧縮性の影響に基づいて設定されている場合には、その旨の記述及びその徴候、予想される飛行機の状況並びに回復操作に関する事項
- c 7-2-3 の規定により設定された運動速度及び以下の記述（機体毎の設計に応じた表現としてよい。）

（a）一杯に縦、横又は偏揺れ操作をすることは、運動速度未満の速度に限られる旨の記述

（b）急激で大きな交互の操舵をすること（特に縦、横又は偏揺れの大きな姿勢変化の組み合わせ）や、同時に複数の軸を一杯に操舵することは、運動速度未満の速度を含むいかなる速度においても、機体構造の破壊を生じる可能性があるので避けなければならない旨の記述

d フラップ下げ速度 V_{FE} 並びに関連するフラップ位置及び発動機出力又は推力

e 着陸装置操作速度及び 7-2-6-1 で定義される速度の説明

f 着陸装置下げ速度 V_{LE} (V_{LO} より大きい場合に限る。) 及びこの速度は着陸装置下げの状態で安全に飛行できる最大速度である旨の記述

7-4-2-2 動力装置の運用限界 次に掲げる事項を記載しなければならない。

- a 7-2-8 及び 7-2-8 A に規定する限界事項
- b 必要と認められる場合には、限界事項の内容についての説明

- c 7-3-5から7-3-7までに規定された計器に標識を施す場合に必要事項
- 7-4-2-3 重量重心分布 7-2-7に規定される重量及び重心位置限界は飛行規程に記載しなければならない。次のaからcの事項は、7-2-7に規定される重量分布限界を含め、飛行規程に記載するか、又は飛行規程中に参考として付随した独立の重量重心限界及び積載方法の文書に記載しなければならない。
 - a 飛行機の状態及び2-1-5の規定に従って定義された自重に含まれるもの
 - b 飛行機が重量重心限界内で積載され、飛行中もこの限界内にあるために必要な積載方法の指示
 - c 2つ以上の重心位置範囲について証明を得ようとする場合には、それぞれ別個の重量重心範囲について、重量及び積載方法に関して適切な限界事項
- 7-4-2-4 航空機乗組員 7-2-9の規定により定められた最少航空機乗組員の数及び業務を飛行規程に記載しておかなければならない。
- 7-4-2-5 運用様式 7-2-10の規定により承認された運用様式を飛行規程に記載しておかなければならない。
- 7-4-2-6 大気温度及び運用高度 7-2-11の規定により定められた大気温度及び運用高度の限界を飛行規程に記載しておかなければならない。
- 7-4-2-7 (予備)
- 7-4-2-8 その他の運用限界 7-2-13の規定により設定された運用限界を飛行規程に記載しておかなければならない。
- 7-4-2-9 運動荷重倍数 構造強度が証明されている正の制限運動荷重倍数が加速度で表現され記載されなければならない。
- 7-4-3 操作方法
 - 7-4-3-1 操作方法は、次のaからcの事項について記載されてなければならない。
 - a 日常的な運用に関連して、特定の型式又はモデルに特有の通常操作
 - b 不具合発生時及び特別系統の使用又は通常系統の代替使用を含む故障状態における異常操作
 - c 致命的な破壊の危険を具体的に減少させるために航空機乗組員による即時の及び適切な操作が期待される予想される異常状態における非常操作
 - 7-4-3-2 耐空性に直接関連しない又は航空機乗組員の制御下でない情報又は操作及び基本的なエアマンシップとして受け入れられている操作については記載してはならない。
 - 7-4-3-3 5-2-2の規定に適合することの証明に用いられた使用状態に燃料系統を置くための説明とともに、5-2-2に規定する燃料系統の独立性を安全上必要とする各運用状態を見分けるための説明を、記載しておかなければならない。
 - 7-4-3-4 2-9-1の規定により決定されたバフエッティングが始まる包囲線図を備えていなければならない。重心位置の移動による効果に対する修正方法が記載されていれば、表示されたバフエッティングが始まる包囲線は、飛行機が巡航中通常に搭載されている状態の重心位置によることができる。

7-4-3-5 水平飛行中燃料油量計が零を示した時は、燃料タンク内の残存燃料は飛行中安全に使用できない旨が記載されていなければならない。

7-4-3-6 各燃料タンクについて、使用可能燃料の総量に関する資料が記載されていなければならない。

7-4-4 性能資料

7-4-4-1 各飛行規程には、指示温度を大気温度に変換するための資料を含まなければならない。ただし、6-1-2-1 a の規定に適合するために大気温度計が用いられている場合は、この限りでない。

7-4-4-2 飛行規程には、飛行機の運用限界内で、第Ⅲ部の該当規定に従って計算された性能資料（重量、高度、温度、風向風速及び滑走路勾配について適用される 2-3-8、2-3-12 及び 2-3-13 を含む）及び次の a から g までの事項を記載しておかななければならない。

a それぞれの場合において、推力、形態及び速度の状態並びに飛行機及び性能情報に重大な影響を持つ系統の操作法

b 2-3-2 に従って定められた V_{SR}

c 次の（a）から（c）までの性能資料（最大着陸重量と最大離陸重量との間の重量範囲について計算されたもの及び外挿されたもの）

（a）着陸形態での上昇

（b）進入形態での上昇

（c）着陸距離

d 関係ある限界事項を含む手引書の形式で、7-2-13 及び 7-4-4-2 で要求される限界事項及び記載事項について、2-3-1-6 及び 2-3-1-7 の規定により定められた手順

e 重要な若しくは特殊な飛行又は地上での取扱い特性に関する説明

f 大気速度、高度及び外気温度の指示値の修正

g 着陸距離の表示に含む形での運用着陸滑走路長の係数の説明（適用される場合に限る。）

第 8 章 電気配線の相互接続系統

8-1-1 定義

8-1-1-1 本要領において、電気配線の相互接続系統（EWIS）とは、あらゆる電線や配線機器、又はこれらの組合せで、終端機器を含む、2 つ以上の意図した終端間でデータ及び信号を含む電気エネルギーを電送するために、飛行機のあらゆる場所に取り付けられるもので、以下を含むものとする。

- a 電線（単線及び多線）。
- b 金属板型母線。
- c 継電器、断続器、開閉器、接触器、端子台及び回路遮断器並びに他の回路保護装置上のものを含む、電気機器の終端点。
- d フィード・スルー・コネクタを含むコネクタ。
- e コネクタの付属品。
- f 電気接地及びボンディング装置並びにこれらに関連した接合。
- g スプライス。
- h 電線の絶縁材や電線の被覆及びボンディングするための電気端子のあるコンジットを含む、電線の付加的な保護に用いられる材料。
- i シールド又はモール。
- j 電線の束の経路設定及び保持に用いられるクランプ及び他の装置。
- k ケーブルを縛る器具。
- l ラベル又は他の識別手段。
- m 圧力シール。
- n 棚、パネル、ラック、配線接続箱、配電盤及び機器ラックのバックプレーン（回路基板バックプレーン、電線統合装置と機器の外部配線を含むがこれらに限らない。）の、内部にある EWIS 構成品。

8-1-1-2 8-1-1-1 n で示される機器を除き、次の機器の内部にある EWIS 構成品及びその機器の一部である外部コネクタは、8-1-1-1 の定義から除外される。

- a 次の条件を満たす環境基準及び試験手順により認定された電気装備品又はアビオニクス。
 - (a) 所要の機能及び作動環境に適する。
 - (b) 航空局が承認できる。
- b 飛行機の型式設計の一部ではない携帯用の電気機器。これには個人の娯楽機器及びノートパソコンが含まれる。
- c 光ファイバー。

8-1-2 機能及び装備要件：EWIS

8-1-2-1 飛行機のいかなる場所であっても、各 EWIS 構成品は次の規定により装備しなければならない。

- a 所要の機能を発揮する種類及び設計でなければならない。
- b EWIS 構成品の限界事項に従って装備されること。
- c 飛行機の耐空性を低下させることなく所要の機能を発揮すること。
- d 機械的な歪みを最小にするよう設計され、取り付けられること。

8-1-2-2 電線の選択にあたっては、全てのアークトラッキング現象を含

む電線の損傷の危険性を最小にするために、取り付け及び使用に係る電線の既知の特性を考慮しなければならない。

8-1-2-3 胴体内の主電源ケーブル（発電機のケーブルを含む。）の設計及び取り付けは、損傷することなく適度に変形及び伸びることを許容するものでなければならない。

8-1-2-4 湿気がこもることが既知である場所に設置される EWIS 構成部品は、湿気によるあらゆる危険な影響を最小にするように保護されていなければならない。

8-1-3 系統及び機能：EWIS

8-1-3-1 型式証明又は運航の規則により要求されるすべての系統に関連する EWIS は、当該系統の一部とみなし、当該系統の適用要件への適合性を証明する際に考慮されなければならない。

8-1-3-2 以下の規定を適用する系統において、それらの系統に関連した EWIS の構成部品は、当該系統の一部とみなし、当該系統の適用要件への適合性を証明する際に考慮されなければならない。

- a 4-6-2-2b 操縦室視界
- b 5-2-1 6 燃料タンクの爆発防止
- c 5-8-1 2 発動機点火系統
- d 6-1-5 A 動力源の容量及び分配
- e 6-1-6 雷撃からの系統の防御
- f 6-2-6-1 b 動力供給を要する計器
- g 6-3-1 一般
- h 6-3-3 配電系統
- i 6-3-5 A 傷害に対する予防策
- j 6-3-5 B 非常状態での電力供給
- k 6-3-6 A 電気設備、電気モーター及び変圧器
- l 6-7-1-3 及び 6-7-1-4 電子装備品

8-1-4 系統の分離：EWIS

8-1-4-1 各 EWIS は、EWIS 構成部品の故障が危険な状態を引き起こさないよう、他の EWIS 及び飛行機の系統から物理的に十分に分離するように設計し、取り付けなければならない。特に記述しない限り、本 8-1-4 の目的のための十分な分離は、分離距離又は分離距離に相当する保護障壁によるものでなければならない。

8-1-4-2 各 EWIS は、飛行機内で発生する可能性のある電氣的干渉が、飛行機又は飛行機の系統に危険な影響を及ぼすことがないように、設計し、取り付けなければならない。

8-1-4-3 大電流が流れる電線及びケーブルと、関連する EWIS 構成部品とは、十分な物理的分離及び電氣的絶縁を確実にすることで、故障状態において必須機能と関連した電気回路の損傷が最小限となるように、設計し、取り付けなければならない。

8-1-4-4 飛行機の、独立又は相互に組合わされた電源と関連する各 EWIS は、いかなる電源の EWIS の故障も他の独立した電源に悪影響を与えないように、十分な物理的及び電氣的分離を確実にする、設計及び取り付けとし

- なければならない。さらに、次の要件に適合しなければならない。
- a 飛行機の独立した電源は、同じ接地場所を共有してはならない。
 - b 飛行機システムの静電気接地は、飛行機の独立した電源のいずれとも同じ接地場所を共有してはならない。
- 8-1-4-5 EWIS は、燃料系統の構成品に電氣的接続を行うために必要な場合を除き、次の条件を満たすように、燃料配管及びその他の燃料系統の構成品から物理的に十分に分離させた、設計及び取り付けとしなければならない。
- a EWIS 部品の故障により、危険な状態が生じない。
 - b EWIS 構成品へのいかなる燃料漏れも、危険な状態を生じさせない。
- 8-1-4-6 EWIS は、油圧系統の構成品に電氣的接続を行うために必要な場合を除き、次の条件を満たすように、油圧配管及びその他の油圧系統の構成品から物理的に十分に分離させた、設計及び取り付けとしなければならない。
- a EWIS 部品の故障により、危険な状態が生じない。
 - b EWIS 構成品へのいかなる作動液漏れも、危険な状態を生じさせない。
- 8-1-4-7 EWIS は、酸素供給系統の構成品に電氣的接続を行うために必要な場合を除き、EWIS 構成品の故障により危険な状態が生じないように、酸素供給配管及びその他の酸素供給系統の構成品から物理的に十分に分離させた、設計及び取り付けとしなければならない。
- 8-1-4-8 EWIS は、水/污水系統の構成品に電氣的接続を行うために必要な場合を除き、次の条件を満たすように、水/污水配管及びその他の水/污水系統の構成品から物理的に十分に分離させた、設計及び取り付けとしなければならない。
- a EWIS 部品の故障により、危険な状態が生じない。
 - b EWIS 構成品へのいかなる水/污水漏れも、危険な状態を生じさせない。
- 8-1-4-9 EWIS は、次の条件を満たすように、操縦系統その他の機械式制御系統のケーブル及び関連する系統構成品から、物理的に十分に分離させて、設計し取り付けなければならない。
- a 磨耗、作動障害その他の干渉を防止すること。
 - b EWIS 部品の故障により、危険な状態が生じないこと。
 - c 操縦系統その他の機械式制御系統のケーブル又は系統構成品のいかなる故障も、EWIS に損傷を与えて危険な状態を生じさせないこと。
- 8-1-4-10 EWIS は、次の条件を満たすように、熱せられた器材、高温空気のダクト及び配管から物理的に十分に分離した設計及び取り付けとなければならない。
- a EWIS 部品の故障により、危険な状態が生じない。
 - b EWIS 構成品に対するいかなる高温空気の漏出又は加熱も、危険な状態を生じさせない。
- 8-1-4-11 適用基準、運航に関する規則、又は8-1-5に従い実施する評価の結果により、冗長性が要求される系統について、関連する EWIS 構成品は、物理的に十分に分離した設計及び取り付けとなければならない。
- 8-1-4-12 各 EWIS は、飛行機その他の構成品及び航空機構造に対して物理的に十分に分離することで、鋭い縁や角から保護され、摩損や擦りむけ、振動損害及び他の種類の機械的破損の可能性を最小にするように、設計し取り付

- けなければならない。
- 8-1-5 系統の安全性：EWIS
- 各々の EWIS は、以下の要件を満足するよう設計し取り付けなければならない。
- 8-1-5-1 致命的な故障状態は、いずれも
- a 極めて稀な発生確率である。
 - b 単一の故障から生じない。
- 8-1-5-2 危険な故障状態は、いずれも極めて少ない発生確率である。
- 8-1-6 構成品の識別：EWIS
- 8-1-6-1 EWIS 構成品は、その機能、及び設計限界がある場合は当該限界について、ラベル又はその他の一貫した方法により、容易に識別できるようにしなければならない。
- 8-1-6-2 適用基準、運航に関する規則、又は 8-1-5 に従い実施する評価の結果により、冗長性が要求される系統について、関連する EWIS 構成品は、その部品番号、機能及び電線の束の分離要件を明確に識別しなければならない。
- a 識別は電線（単線及び多線）又は電線の束に沿って適当な間隔で、整備や修理又は改造を行う作業員から容易に見える場所に配置しなければならない。
 - b EWIS 構成品が物理的に標識を付けられないものである場合は、他の手段によって識別がなされなければならない。
- 8-1-6-3 8-1-6-1 及び 8-1-6-2 で要求される識別標識は、EWIS 構成品の想定される耐用年数を通して読みやすいものでなければならない。
- 8-1-6-4 本 8-1-6 で要求される、各々の EWIS 構成品を識別するために用いられる手段は、その想定される耐用年数を通してその性能に悪影響を及ぼしてはならない。
- 8-1-6-5 型式設計変更における EWIS の改修における識別は、元の型式設計の識別方法と整合しなければならない。
- 8-1-7 火災防止：EWIS
- 8-1-7-1 すべての EWIS 構成品は、4-8-1-3 の火災及び発煙からの防護についての要件に適合しなければならない。
- 8-1-7-2 指定防火区域にあり非常操作の間に使用される EWIS 構成品は、第 2 種耐火性材料と同等な耐火性を有しなければならない。
- 8-1-7-3 飛行機のあらゆる場所に取り付けられる電気ワイヤ及び電気ケーブルの絶縁材料及びこの電線（単線及び多線）の保護を強化するための材料は、第Ⅲ部附録 F（耐火性関連）I の該当部分に従って試験したときに、自己消火性を有するものでなければならない。
- 8-1-8 静電気に対するボンディング及び保護：EWIS
- 8-1-8-1 静電気に対するボンディング及び保護に用いられる EWIS 構成品は、4-1-1-3 の規定に適合しなければならない。
- 8-1-8-2 接地された電気機器を有する飛行機において、EWIS 構成品によるボンディングは、電撃の危険又は EWIS 構成品や他の航空機システム構成部品若しくは航空機構造への危害を引き起こすことなく通常および異常な電気の

- 両方を流すことができる帰還経路を設けなくてはならない。
- 8-1-9 電気回路保護装置：EWIS
- 電気ワイヤ及びケーブルは、一時的又は持続的な故障状態においても火災又は発煙の危険を発生させないため、6-3-4により求められる電気回路保護装置と互換性を持つように設計し取り付けなければならない。
- 8-1-10 近接性：EWIS
- 耐空性の継続のために必要な、あらゆる EWIS 構成品の点検や交換を可能とするための近接性がなければならない。
- 8-1-11 EWIS の保護
- 8-1-11-1 その損傷又は故障が安全な運航に影響を及ぼす恐れのある EWIS は、貨物又は手荷物の区画内に取り付けてはならない。ただし、EWIS を保護することで、次の要件を満足する場合はこの限りでない。
- a 区画内の貨物又は手荷物の移動が EWIS に損傷を与えて得ない。
 - b EWIS の破損又は故障が、火災の危険を生じさせない。
- 8-1-11-2 EWIS は、飛行の全ての段階、整備及び点検修理における、飛行機内の人の動きによる EWIS への損傷及び損傷の危険性を最小にするように設計し取り付けなければならない。
- 8-1-11-3 EWIS は、乗客又は客室乗務員により飛行機に持ち込まれる物品による EWIS への損傷及び損傷の危険性を最小にするように設計し取り付けなければならない。
- 8-1-12 可燃性流体の火災防止：EWIS
- 流体システムから、可燃性流体又は蒸気が漏れ出し得る場所にある EWIS 構成品は、潜在的な発火源とみなさなければならず、4-10-6の要件を満たさなければならない。
- 8-1-13 動力装置：EWIS
- 8-1-13-1 あらゆる動力装置に関連する EWIS は、5-1-2-2の要件に従い、EWIS 構成品の故障が、残りの動力装置の安全運転の継続を妨げず、かつ安全運転を継続するための乗組員の緊急操作を必要としないように、設計し取り付けなければならない。
- 8-1-13-2 5-1-2-4aの要件に従い、動力装置のローターの破損又は動力装置本体で発生して動力装置ケースの外に燃え広がるような火災が起きた場合に、EWIS の損傷による飛行機の被害を最小にするような設計上の予防措置を講じなければならない。
- 8-1-14 可燃性流体の閉止装置：EWIS
- 各々の可燃性流体閉止装置及び制御装置に関連する EWIS は、5-9-5の要件に従い、第1種耐火性材料と同等な耐火性を有するか、又は防火区域のいかなる火災も可燃性流体の閉止装置の作動に影響を与えない場所に配置され保護されたものでなければならない。
- 8-1-15 耐空性を継続するための指示書：EWIS
- 申請者は、第Ⅲ部附録 H の4及び5に従い、EWIS に適用する耐空性を継続するための指示書を作成し、航空局の承認を受けなければならない。
- 8-1-16 動力装置及び補助動力装置の火災探知系統：EWIS
- 8-1-16-1 防火区域の火災又は過熱探知系統を構成する EWIS は、それ

ぞれ第 2 種耐火性材料と同等な耐火性を有しなければならない。

8-1-16-2 下記のいずれかに該当する場合を除き、防火区域に対する火災又は過熱探知系統の EWIS 構成品は、他の防火区域を通して配線してはならない。

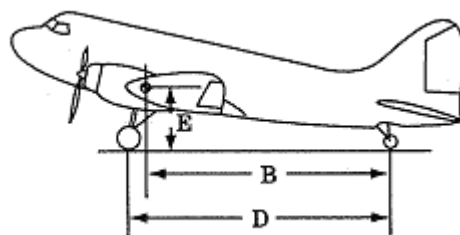
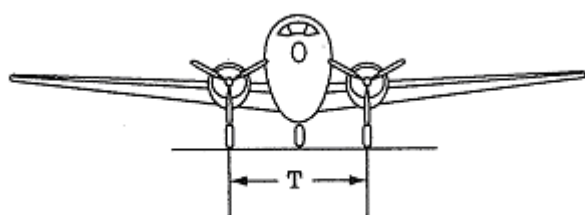
- a 配線される他の防火区域の火災により、誤った警報を発生する可能性を防ぐよう保護される場合。
- b 関係する各防火区域が、同時に同じ探知系統及び消火系統で保護されている場合。

8-1-16-3 防火区域内の火災又は過熱探知系統を構成する EWIS は、それぞれ 5-9-12 の要件を満たさなければならない。

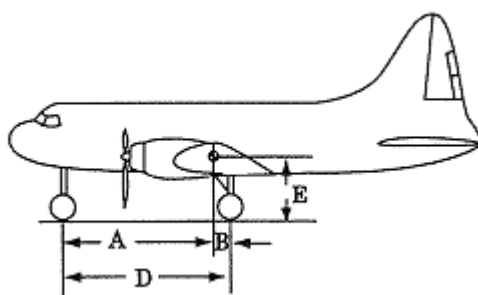
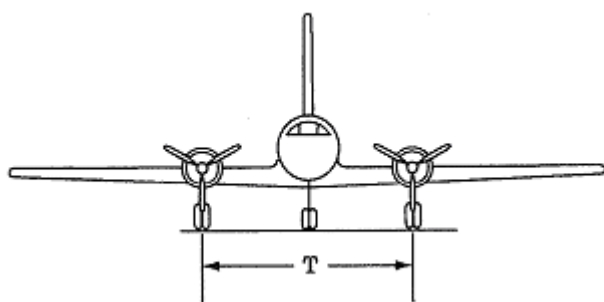
8-1-17 火災探知系統一般: EWIS

装備された全ての火災防止系統に関連する EWIS (4-10-2 A 及び 4-10-4 A により要求されるものを含む。) は、当該系統の適用要件への適合性を証明する際に、当該系統の一部とみなさなければならない。

付 録 A

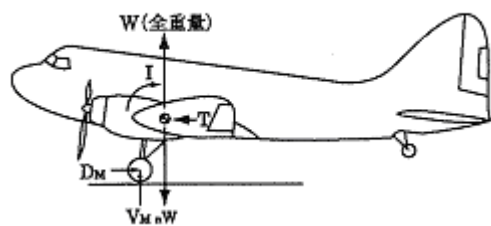


尾輪式飛行機

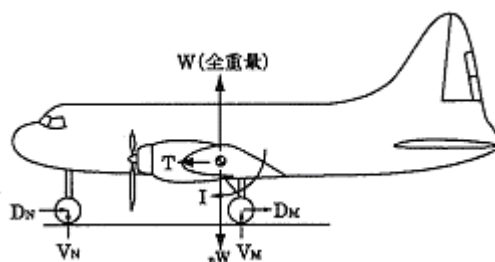


前輪式飛行機

第1図 着陸装置基本諸元



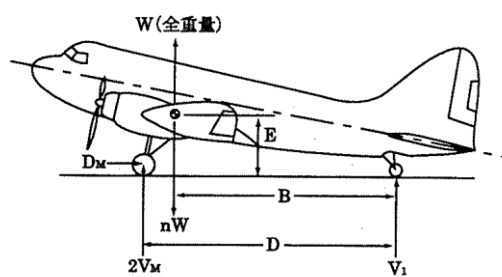
尾輪式飛行機



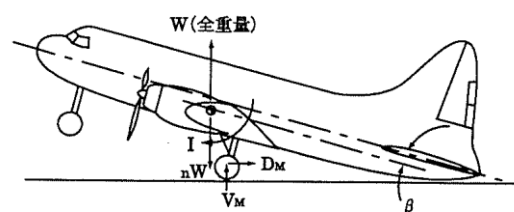
前輪式飛行機

I : 釣合に必要な回転慣性力
T : 慣性力の前向成分

第2図 水平着陸



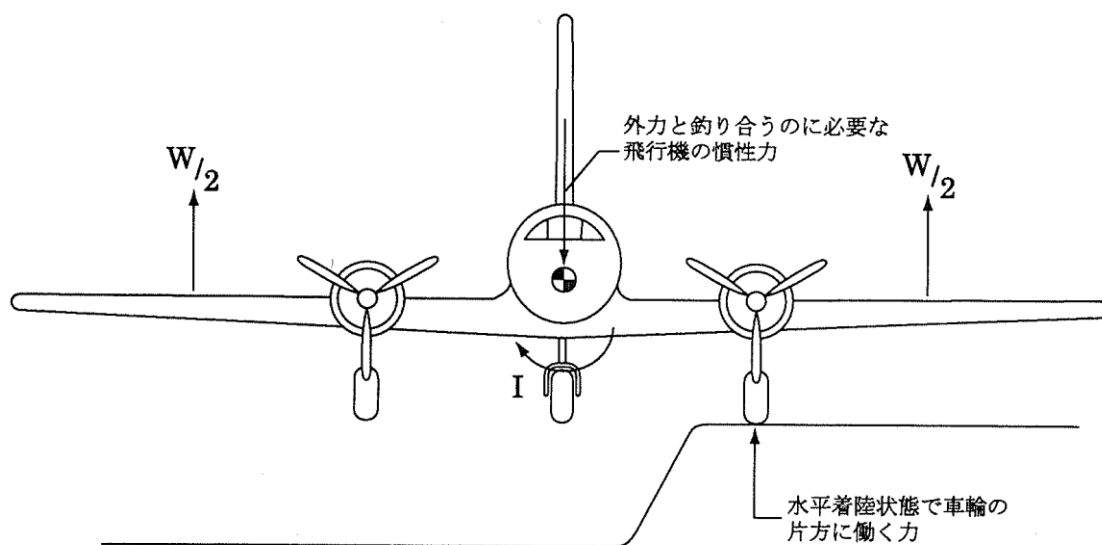
尾輪式飛行機



前輪式飛行機

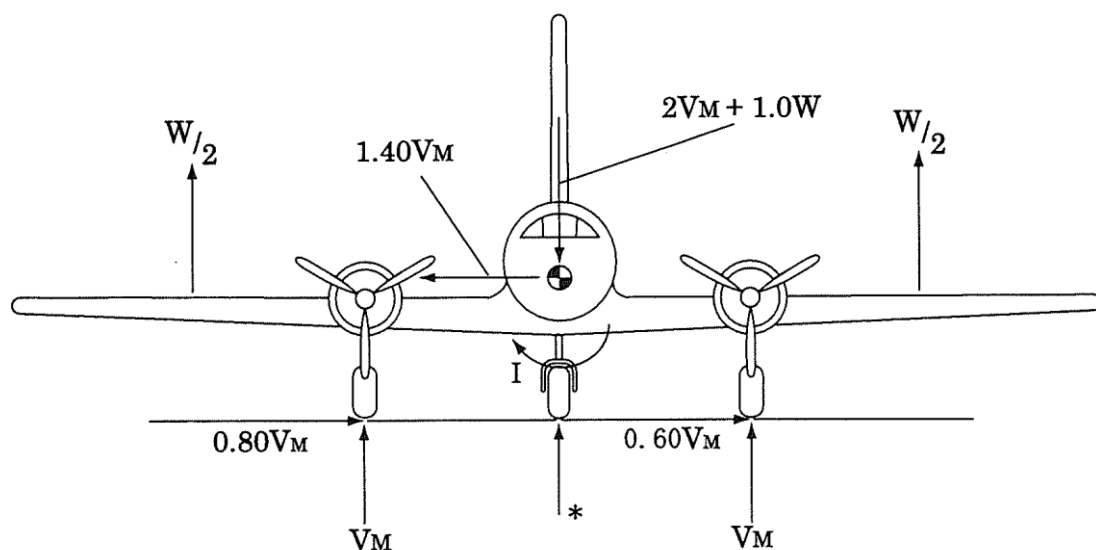
β : 接地した主輪と尾部構造部によって形成される角。ただし、失速角を越える必要はない。

第3図 尾部下げ着陸



前輪（又は尾輪）式飛行機

第4図 片車輪着陸



V_M : 水平着陸状態において各主輪に働く最大垂直地面反力の $1/2$

*前輪の地面反力は零

水平姿勢の前輪（又は尾輪）式飛行機

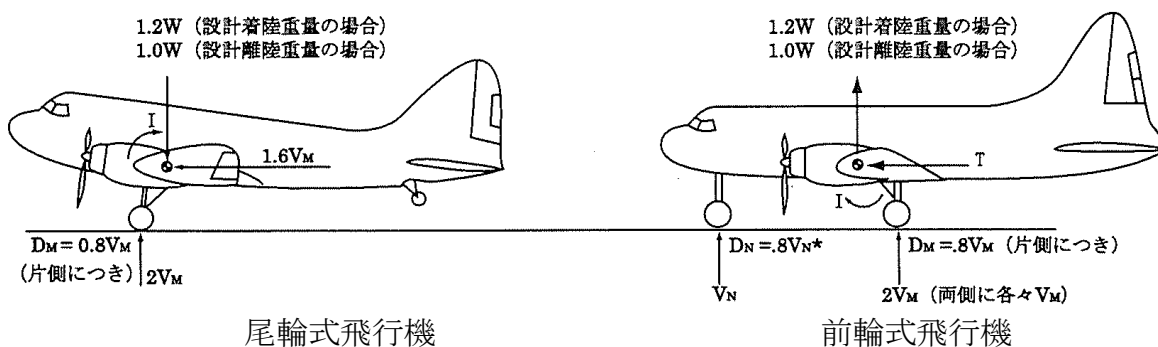
第5図 横滑り着陸

T : 車輪抗力と釣り合うのに必要な慣性力

*前輪にブレーキが装着されていない場合は $D_N = 0$

主輪の設計については $V_N = 0$

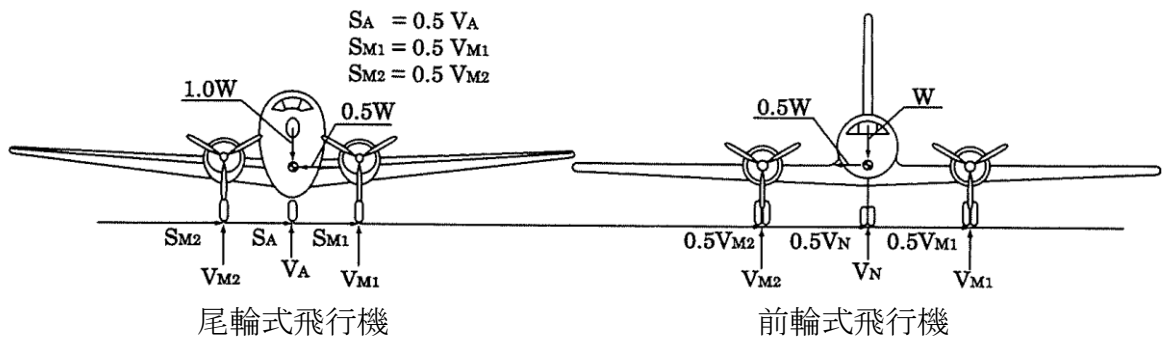
前輪の設計については $I = 0$



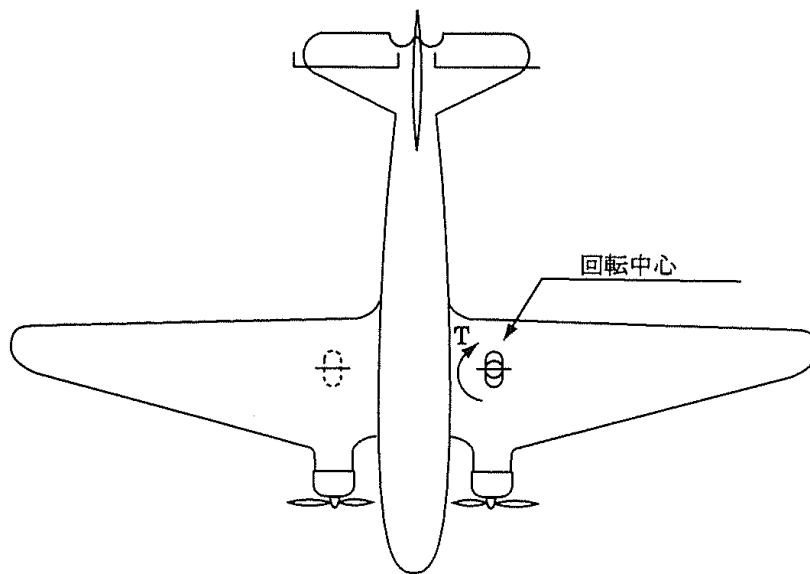
尾輪式飛行機

前輪式飛行機

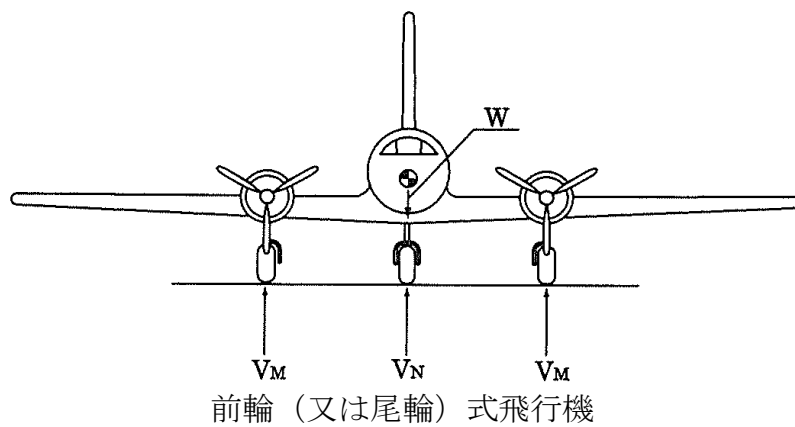
第6図 ブレーキ使用状態



第7図 旋回

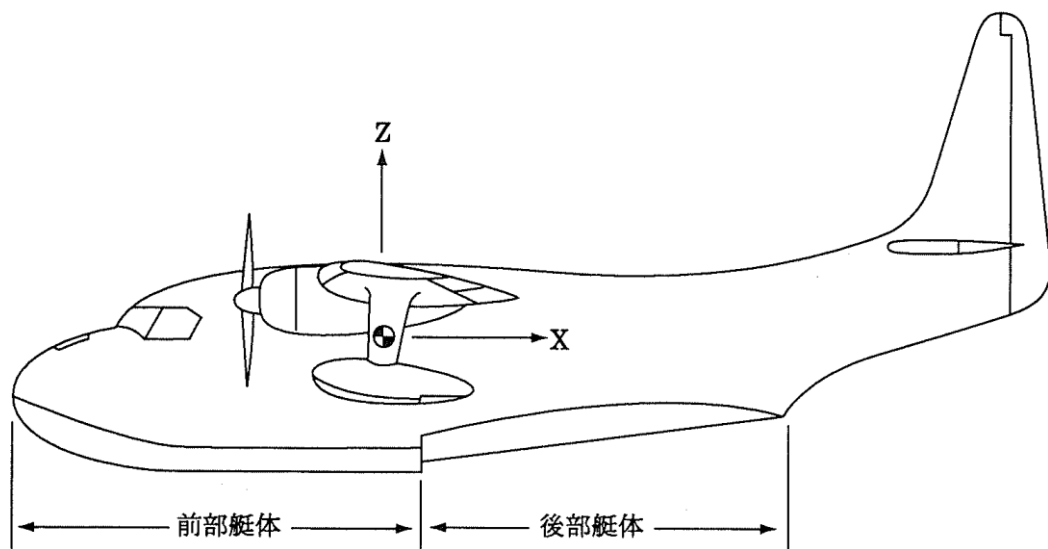
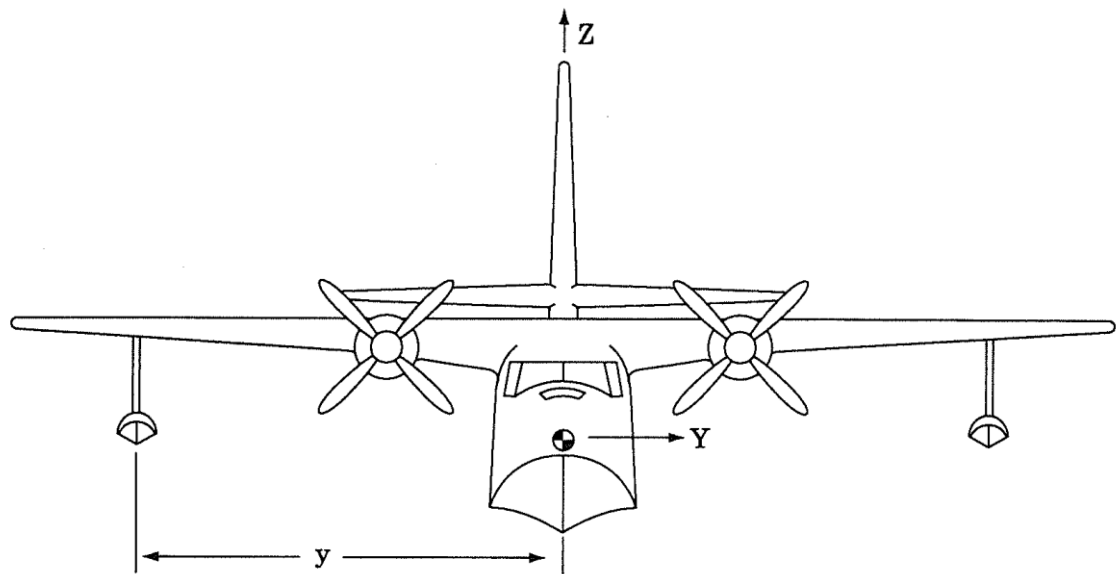


V_N 及び V_M は静的地面反力
 尾輪式飛行機にあっては、機体は3点姿勢にあるものとする。
 また機体は、片方の主輪まわりに点旋回するものとする。

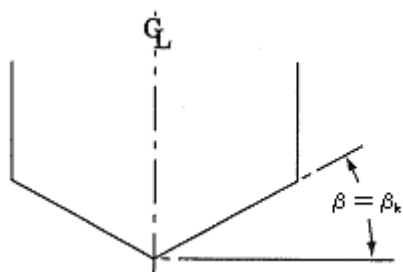


第8図 点旋回

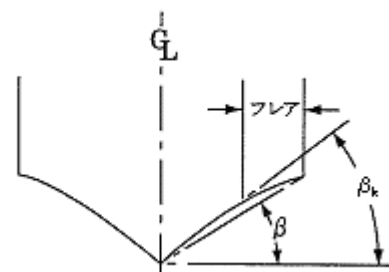
附 録 B



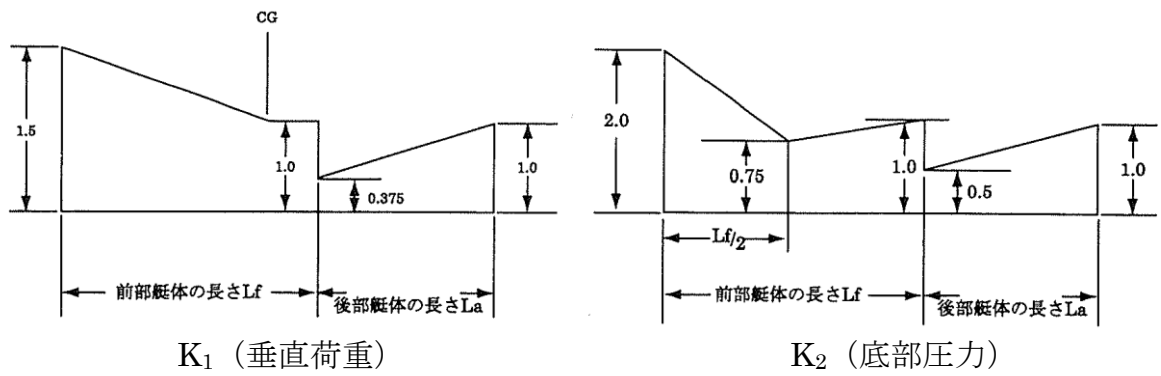
フレアのない底部



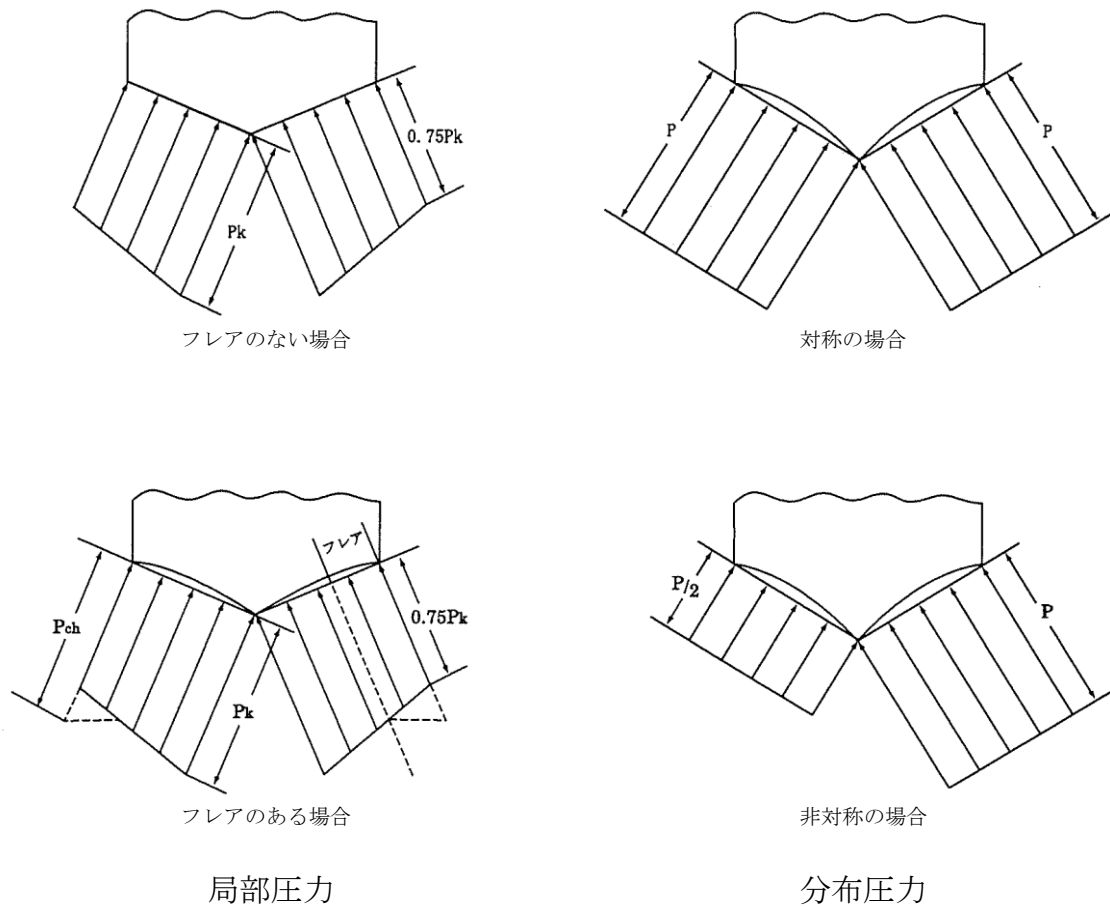
フレアのある底部



第1図 水上機の角度、諸元及び正の方向の定義



第2図 艇体荷重率



第3図 横方向圧力分布

附録 C (6 - 5 - 4 関連)

I 大気の着氷気象状態

1 連続最大着氷気象状態

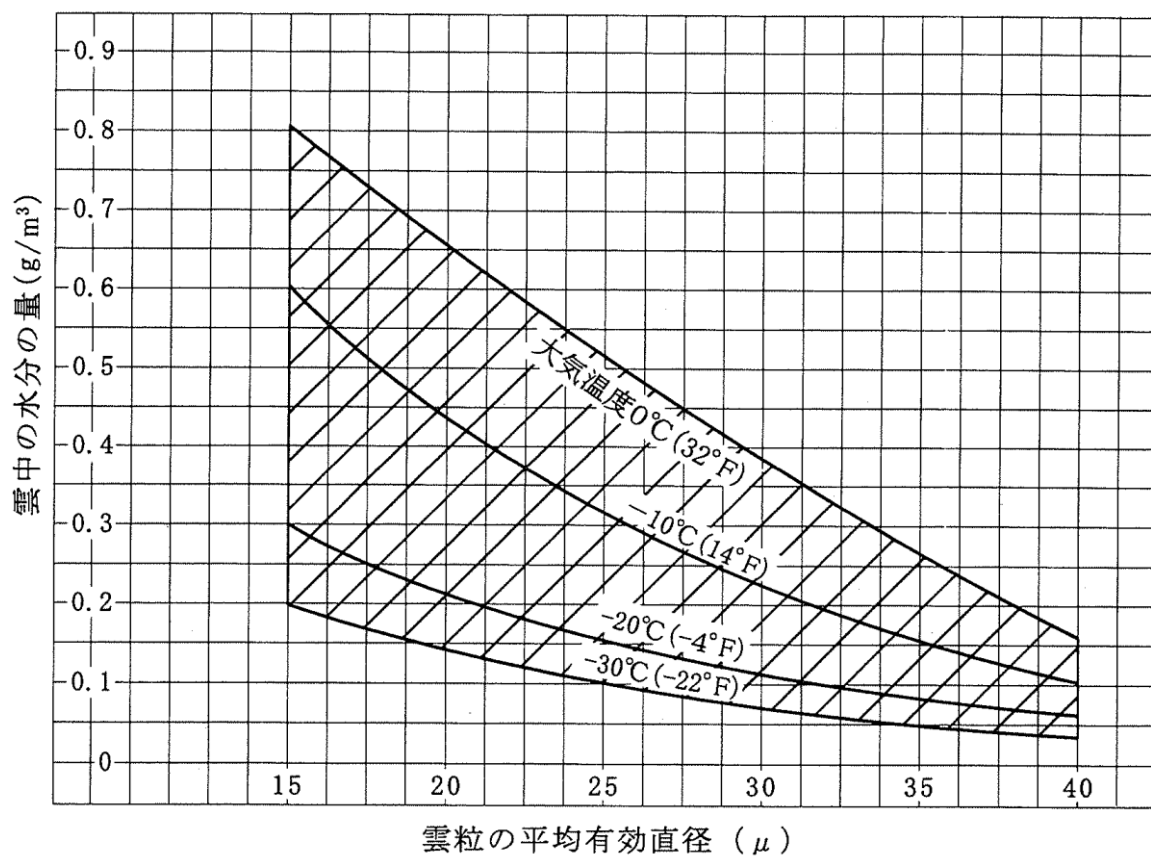
連続最大着氷気象状態は、雲中の水分の量、雲粒の平均有効直径及び大気温度の3変数を用いて、本附録の第1図に示される相互関係により定義される。高度と温度により表わした限界着氷包囲線は、本附録の第2図により与えられる。雲中の水分の量と粒子の直径及び高度との相互関係は、第1図及び第2図から得られる。又、雲の水平距離が32km (17.4NM) 以外のときの、連続最大着氷気象状態での雲中の水分の量は、第1図の雲中の水分の量に、第3図による係数を乗じて得るものとする。

2 断続最大着氷気象状態

断続最大着氷気象状態は、雲中の水分の量、雲粒の平均有効直径及び大気温度の3変数を用いて、本附録の第4図に示される相互関係により定義される。高度と温度により表わした限界着氷包囲線は、本附録の第5図により与えられる。雲中の水分の量と粒子の直径及び高度との相互関係は、第4図及び第5図から得られる。又、雲の水平距離が4.8km (2.6NM) 以外のときの、断続最大着氷気象状態での雲中の水分の量は、第4図の雲中の水分の量に、第6図による係数を乗じて得るものとする。

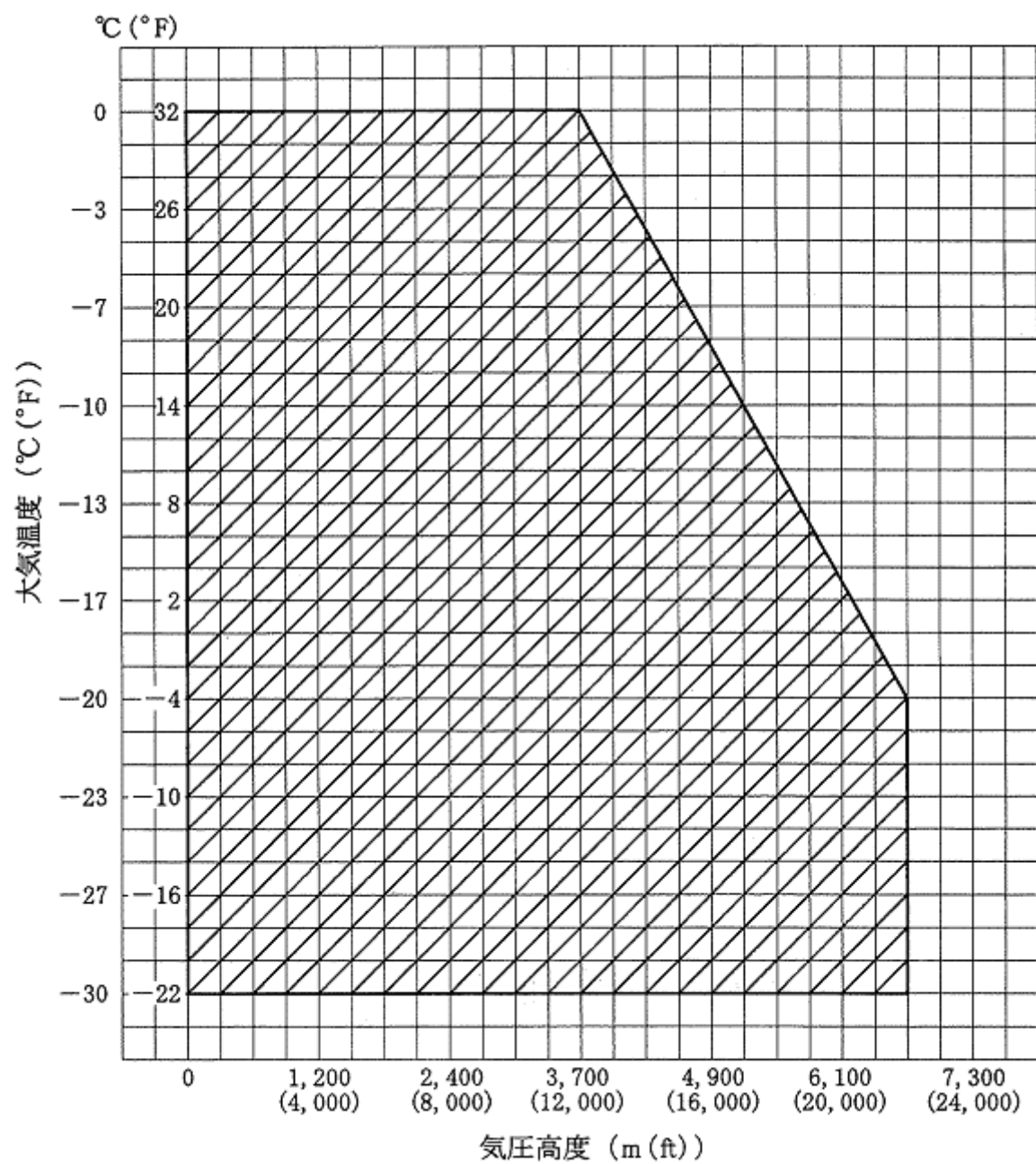
3 離陸最大着氷気象状態

離陸最大着氷気象状態は、雲中の水分の量 0.35g/m^3 、雲粒の平均有効直径 20 ミクロン及び地上高度での周囲温度 -9°C の大気の状態として定義される。離陸最大着氷気象状態は地上高度に始まり、離陸表面から 457.2m(1500ft) の高度まで続くものとする。

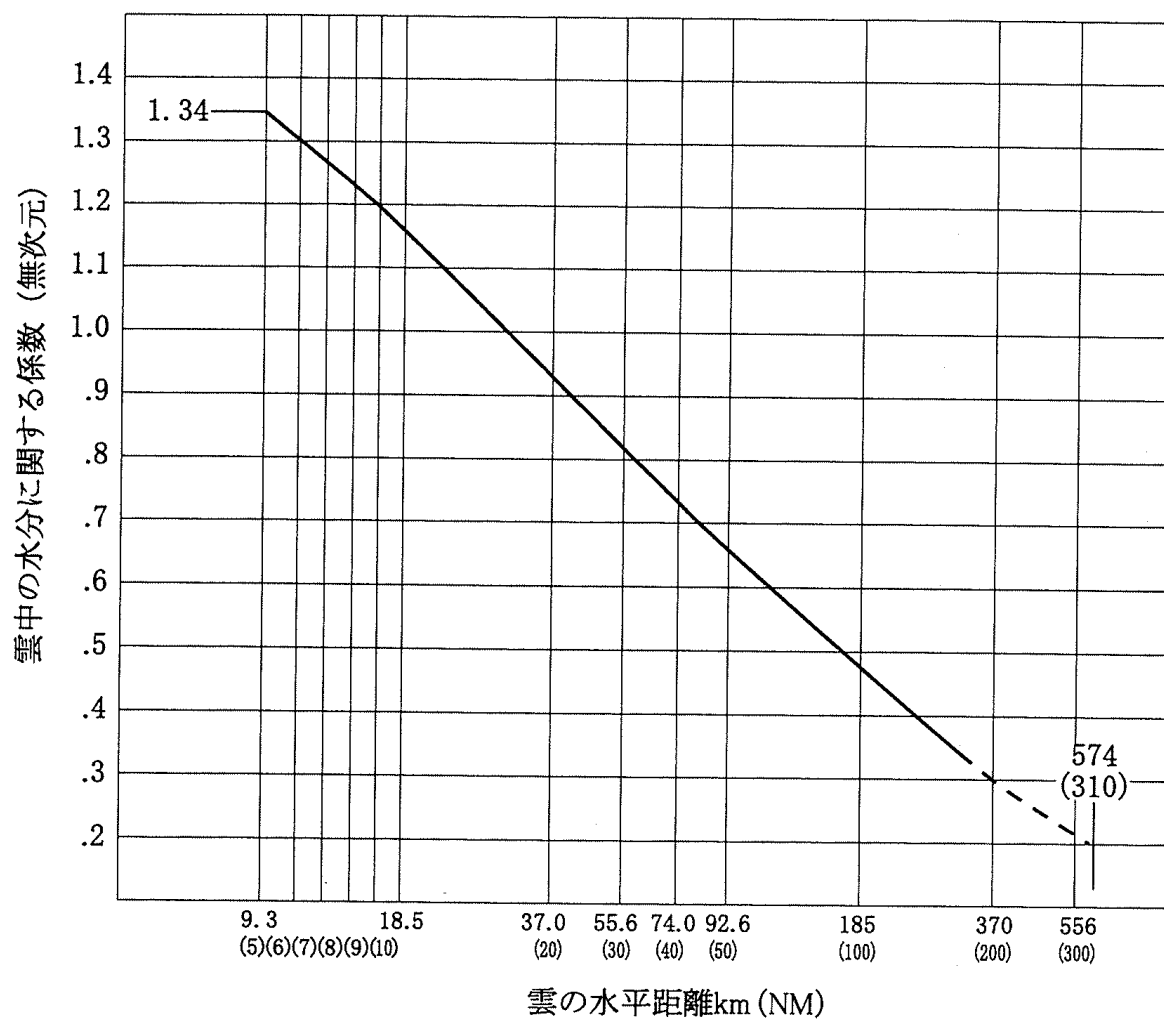


- 注 1) 気圧高度範囲 海面上～6,600m (22,000ft)
 2) 最大垂直距離 2,000m (6,500ft)
 3) 水平距離 32km (17.4NM) (標準距離)

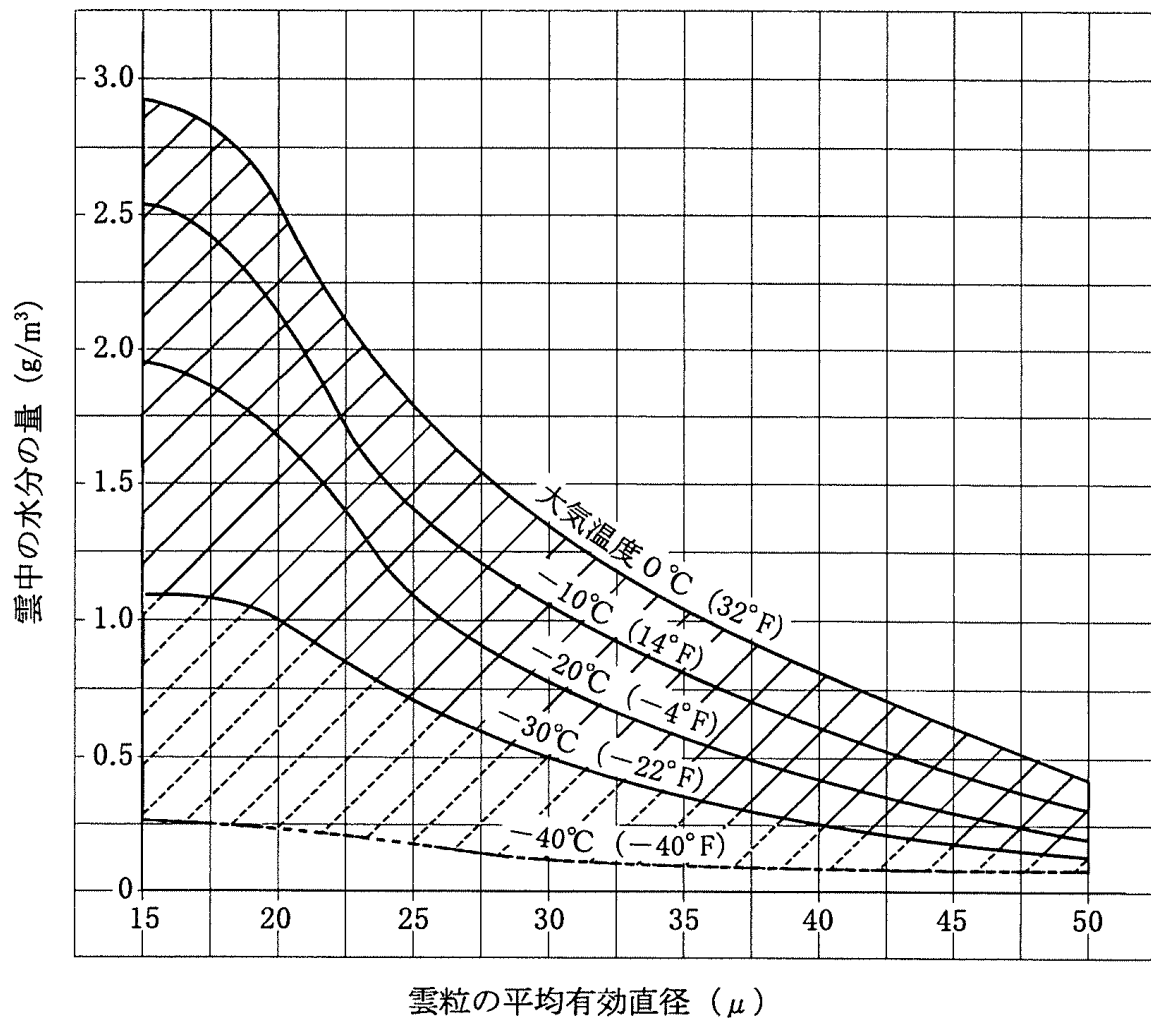
第1図 連続最大着氷気象状態 (層雲)
 (雲中の水分の量－雲粒の平均有効直径)



第2図 連続最大着氷気象状態 (層雲)
(大気温度－気圧高度)

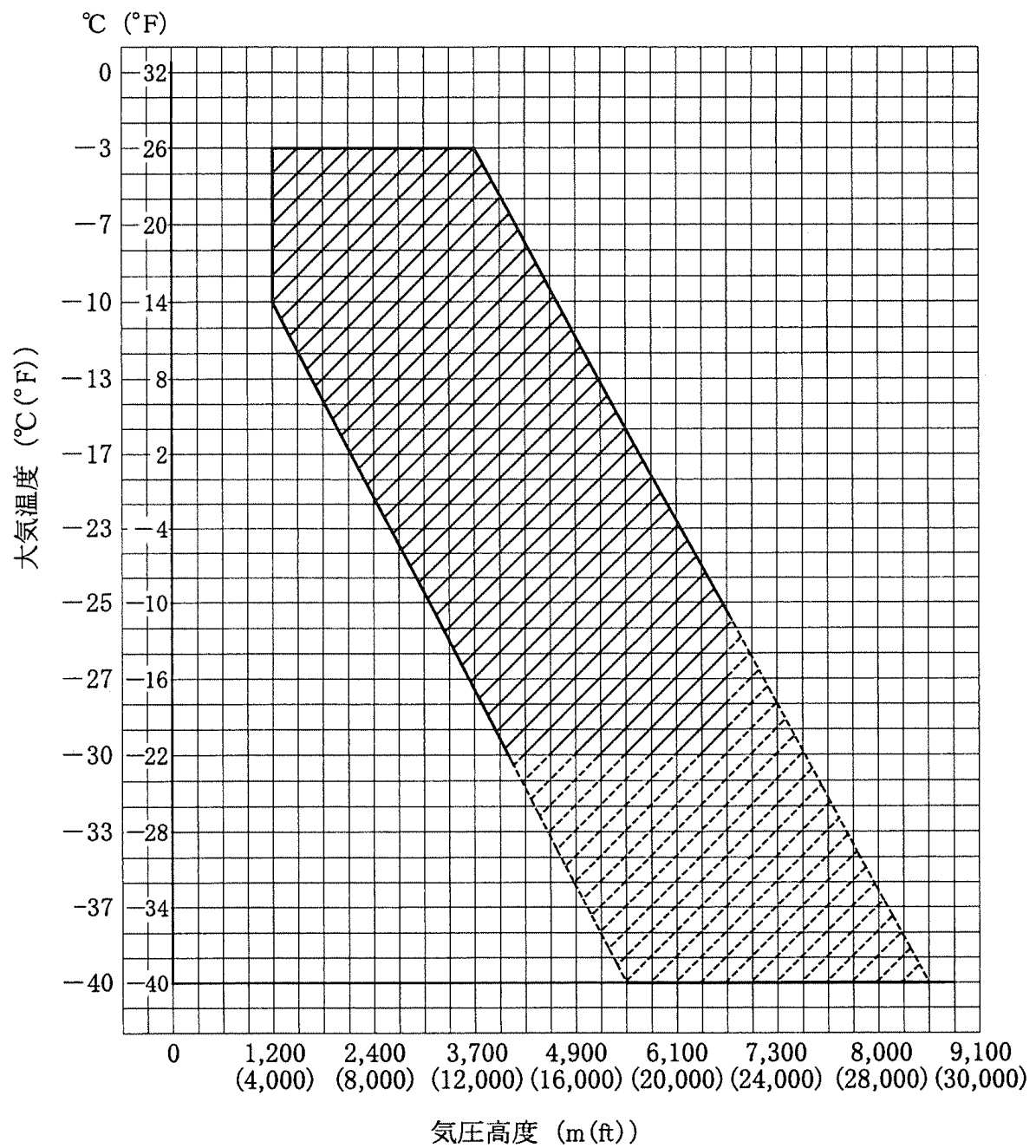


第3図 連続最大着氷気象状態（層雲）
（雲の水平距離－雲中の水分に関する係数）



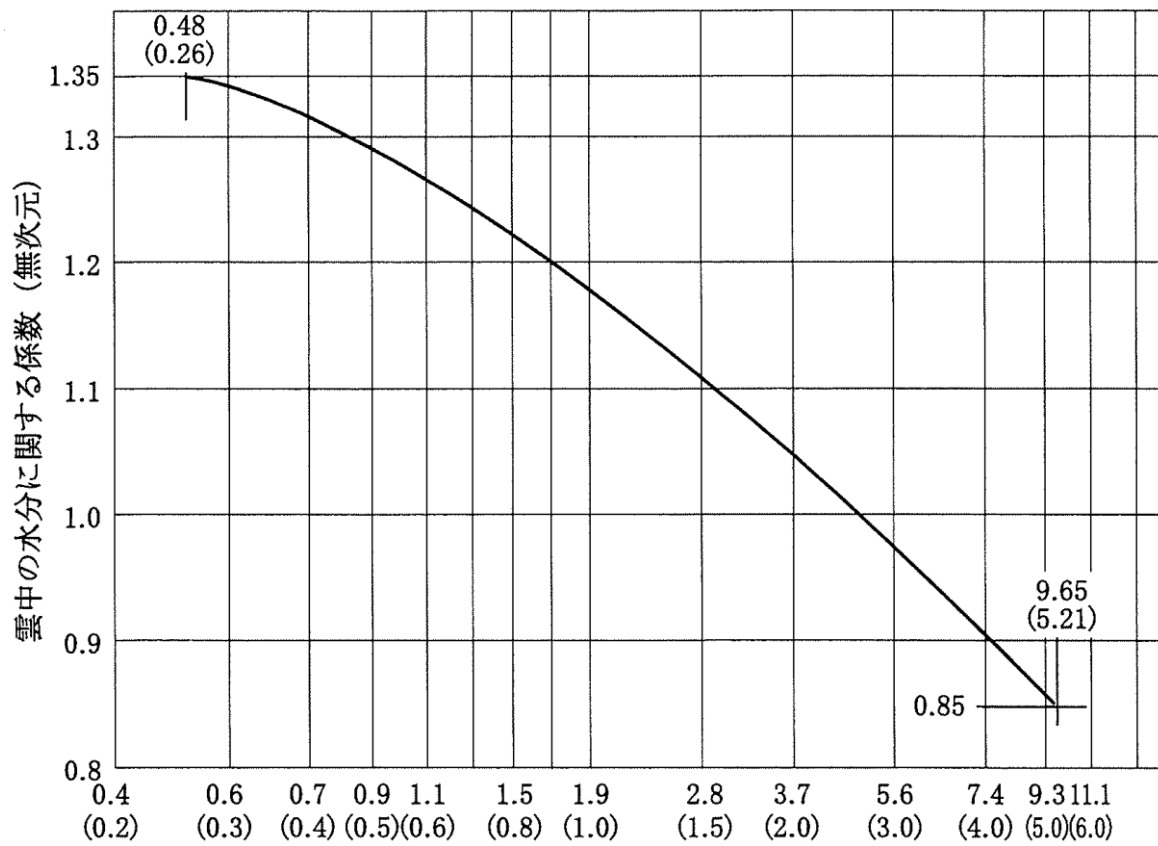
- 注 1) 気圧高度範囲 1,200m (4,000ft) ~ 6,600m (22,000ft)
 2) 水平距離 4.8km (2.6NM) (標準距離)
 3) 点線部分は可能性のある限界範囲を示す。

第4図 断続最大着氷気象状態 (積雲)
 (雲中の水分の量 - 雲粒の平均有効直径)



注 1) 点線部分は可能性のある限界範囲を示す。

第5図 断続最大着氷気象状態 (積雲)
(大気温度-気圧高度)



雲の水平距離 km (NM)

第6図 断続最大着氷気象状態 (積雲)
(雲の水平距離－雲中の水分に関する係数)

Ⅱ 第Ⅲ部第2章への適合性証明を行う機体の着氷状態

1 着氷状態（一般）

着氷気象状態の飛行について第Ⅲ部第2章（飛行）への適合性を証明するときには、飛行の各段階において、飛行機の性能及び操縦特性に最も不利な着氷状態を適用しなければならない。申請者は、本附録Ⅰで規定される着氷気象状態が、飛行状態（例えば形態、速度、迎角及び姿勢）に適した平均有効粒径、水分の量及び温度等について、全ての範囲で考慮されていることを示さなければならない。飛行の各段階における着氷状態を以下に定義する。

- (a) 「離陸着氷状態」は、離陸距離の終端から離陸面より 121.9m (400 feet) の高度までの間、機体の保護されない表面に生じる最も不利な着氷状態、及び着氷防止装置が通常どおりに使用されている時に保護された表面に生じる全ての着氷状態とする。着氷状態は、本附録Ⅰで定義される離陸最大着氷気象状態のもとで、離陸距離の終端から始まるものと仮定する。
- (b) 「離陸最終段階の着氷状態」は、離陸面より 121.9m (400 feet) の高度から 457.2m (1500 feet) 又は離陸形態から巡航形態への移行が完了し、速度が V_{FTO} となる高度のいずれか高い高度までの間、機体の保護されない表面に生じる最も不利な着氷状態、及び着氷防止装置が通常どおりに使用されている時に保護された表面に生じる全ての着氷状態とする。着氷状態は、本附録Ⅰの3の離陸最大着氷気象状態のもとで、離陸距離の終端から始まるものと仮定する。
- (c) 「巡航着氷状態」は、巡航段階において、機体の保護されない表面に生じる不利な着氷状態、及び着氷防止装置が通常どおりに使用されている時に保護された表面に生じる全ての着氷状態とする。
- (d) 「上空待機段階の着氷状態」は、上空待機の段階において、機体の保護されない表面に生じる不利な着氷状態、及び着氷防止装置が通常どおりに使用されている時に保護された表面に生じる全ての着氷状態とする。
- (e) 「進入着氷状態」は、上空待機段階の終了に続いて、最も不利な進入形態へ移る際に、機体の保護されない表面に生じる不利な着氷状態、及び着氷防止装置が通常どおりに使用されている時に保護された表面に生じる全ての着氷状態とする。
- (f) 「着陸着氷状態」は、進入段階の終了に続いて最終着陸形態へ移る際に、機体の保護されない表面に生じる不利な着氷状態、及び着氷防止装置が通常どおりに使用されている時に保護された表面に生じる全ての着氷状態とする。

2 第Ⅲ部第2章2-1-1-7の要求への適合性を示す際に考慮する機体の着氷状態の数を減らすため、本附録Ⅱの1で定義されるいかなる着氷状態も、他の飛行段階において、当該飛行段階に定義された着氷よりも不利であることが実証されれば、当該飛行段階にも適用することができる。このとき、形態の違い及びそれらの着氷状態に与える影響を考慮しなければならない。

3 操縦特性に最も重大な影響を与える着氷状態を、性能の試験に用いてもよい。

ただし、あらゆる性能の差違を、厳しく算入しなければならない。

4 保護されていない部分と保護されている部分の両方に対して、離陸段階での着氷状態は、計算により求めても良い。このとき、機体は本附録で定義された離陸最大着氷気象状態にあるものとするほか、以下を仮定して計算する。

- (a) 離陸開始時に、翼型、操縦舵面及びプロペラを有する場合はプロペラに、霜、雪及び氷の付着がない。
 - (b) 着氷状態は離陸距離の終端から始まる。
 - (c) 推力重量比又は出力重量比は、不利な条件にある。
 - (d) 速度 V_{EF} において臨界発動機は故障する。
 - (e) 乗務員による着氷防止装置の起動は、飛行規程で定められた通常の手順に従い行われる。ただし、離陸滑走の開始から、飛行機が離陸面より 121.9m (400 feet) の高度に達するまでは、乗員による着氷防止装置起動の操作は行われないこととする。
- 5 着氷防止装置が起動し、所要の機能を発揮するまでの着氷を、連続最大着氷気象状態のもとで、保護されていない機体表面及び通常は保護される機体表面に、着氷防止装置が起動し、効果を発揮する前に、形成される不利な着氷として定義する。この着氷は第Ⅲ部第2章2-4-1-10、2-7-4-8及び2-7-4-9への適合性を示す場合にのみ適用される。

附 録 D

最少航空機乗組員数を決定するための基準

第Ⅲ部の 7-2-9 の規定により最少航空機乗組員数を決定するにあたっては、次に掲げる諸因子を考慮するものとする。

- 1 基本的な業務の種類 基本的な業務の種類として、次に掲げるものを考慮するものとする。
 - a 飛行経路の選定
 - b 衝突の回避
 - c 航法
 - d 通信
 - e 発動機及び諸系統の操作及び監視
 - f 乗組員としての状況判断
- 2 業務量を考慮するための諸因子 最少航空機乗組員数を決定するにあたって業務量を解析し、かつ、実証する場合には、次に掲げる諸因子が重要であると考えられる。
 - a 非常用燃料閉止弁、電気系統操作装置、電子系統操作装置、与圧系統操作装置並びに発動機操作装置を含むすべての必要な操作装置、出力操作装置並びに装備の操作装置への近接性並びに操作の容易性及び簡易性
 - b 火災警報、電気系統故障、その他の故障又は注意指示装置等のすべての必要な計器及び故障警報装置への近接性及び明瞭性。この場合これらの計器又は装置が適正な修正操作を指示する範囲も考慮するものとする。
 - c 重心位置、構造上その他の耐空性要件により定められた当該機特有の燃料使用方式及び他のタンクにも燃料が搭載されている場合自動的に燃料が補充される 1 個の燃料タンク又は燃料源によって各発動機が常時作動しうる能力について特に考慮した場合の操作方法の数、緊急性及び複雑性
 - d 通常操作中並びに機能不良及び非常事態の際の判断及び適切な処置を行うにあたって払われる心理的肉体的集中力の程度並びに持続時間
 - e 運航中に必要な燃料系統、油圧系統、与圧系統、電気系統、電子系統、防水系統及びその他の系統の監視の範囲
 - f 系統の監視、操作装置の非常操作及びすべての室内での非常事態に対する措置を含む所定の着席位置で実施できない乗組員に要求される業務
 - g 飛行操縦装置その他の必須な系統に使用される油圧又は電力を喪失させないように航空機乗組員に必要とされる処置をできる限り少なくするために、故障又は機能不良の後に当該不具合を自動的に切替接続又は分離する航空機の諸系統に設けられている自動操作の度合
 - h 通信及び航法の業務量
 - i 他の非常事態の発生を誘起するおそれのある非常事態に伴って業務量が増加する可能性

- j 適用した運用方式により最少航空機乗組員数として少なくとも 2 名の操縦者が必要とされる場合に 1 人の航空機乗組員が業務に従事できなくなることを
- 3 運用様式の承認 運用様式を承認するにあたっては、当該航空機を運用する運用方式を考慮しなければならない。第Ⅲ部の規定に基づいて証明を受けようとする各航空機は、計器飛行（IFR）状態のもとで運用されるものとする。ただし、申請者がさらに制限された運用様式について承認を得ようとする場合はこの限りでない。

附 録 E

I 補助動力装置を装備した航空機の制限重量

- 1 その型式について証明された補助ロケット発動機を装備した航空機の証明された最大離陸重量及び最大着陸重量の増加について証明をえようとする申請者は、次の a 及び b の規定に適合する場合は、次の 2 の規定により重量増加の証明をうることができる。
 - a ロケット発動機の装備法は承認されたものであり、かつ、ロケット発動機及びその操作装置は、増加した最大重量において安全かつ確実に作動しうることが飛行試験により証明されていなければならない
 - b 飛行規程若しくはその代わりとして要求される揭示板、標識又は規程に、国土交通大臣が必要と認めるその他の運用限界の他に、この規定によって承認された増加重量及び次の (a) 又は (b) の場合にその承認された増加重量での航空機の運用を禁止する旨を記載しておかなければならない。
 - (a) 補助ロケット発動機を当該発動機の製造業者の設定した時間制限（通常発動機ケーシングにステンシルで表示されている。）をこえて装備又は装着した場合
 - (b) ロケット発動機の燃料を消費又は排出した場合
- 2 補助ロケット発動機を装備しない状態において一般に承認されている最大離陸重量及び最大着陸重量は、次の a から d までに掲げる値をこえない重量だけ増加させることができる。
 - a $0.006IN\text{kg}$ ($0.014IN\text{lb}$) に等しい量 ここに、I は各補助ロケット発動機からえられる使用可能な最大推進力を kg-s (lb-s) で表わした値であり、また、N は装備したロケット発動機の数である。
 - b 補助ロケット発動機の装備しない状態において、耐空性に関する該当規定に従って承認された最大重量の 5% に等しい量
 - c ロケット発動機の装備重量に等しい量
 - d 一般に承認された最大重量とともに、補助ロケット発動機を装備しない航空機について設定された最大構造重量に等しい量

Ⅱ 補助動力装置を装備した耐空類別 T 類の航空機の性能

国土交通大臣は、耐空類別 T 類の航空機に補助動力装置を装備する場合の性能の補足規定を承認することができる。この場合、性能の補足規定は、証明された最大離陸重量並びに最大着陸重量及び離陸距離並びに離陸径路のみに適用するが、離陸、進入及び着陸の飛行段階において、当該航空機が当初補助動力装置を装備しない状態で証明された基準に規定された値と全体の安全水準からみて同等であると国土交通大臣が認めた値をこえるものであってはならない。この附録において、補助動力とは、ロケット発動機から比較的短時間でえられ、かつ、非常の場合のみに作動させる出力又は推力若しくはその両者をいう。次の規定を適用する。

- 1 離陸（一般） 次の 2 及び 3 に規定する離陸資料は、当該性能補足規定を適用すべきすべての重量及び高度並びに必要な場合には大気温度において決定しなければならない。
- 2 離陸径路
 - a 補助動力装置を使用する場合の 1 発動機不作動時の離陸径路は、耐空性に関する該当規定の性能要件に従って決定しなければならない。
 - b 上記 a によって決定された 1 発動機不作動時の離陸径路（航空機が離陸表面上又はそのすぐ上にある場合の部分を除く。）は、補助動力装置を装備せず、耐空性に関するすべての該当要件に適合する最大離陸重量状態における 1 発動機不作動時の離陸径路よりも上方になければならない。この比較をするためには、離陸径路として、離陸表面から少なくとも 120m（400ft）の高度までの径路を考慮するものとする。
 - c 補助動力装置を使用しない状態での全発動機作動時の離陸径路は、全体の性能水準から見て、上記 a によって定められた 1 発動機不作動時の離陸径路よりもより安全側にあるものでなければならない。安全余裕量は、日常の安全な運用を保証するために国土交通大臣が設定しなければならないが、いかなる場合にも 15%以下であってはならない。全発動機作動時の離陸径路は、上記 a の規定に適合するものとして設定された方法と同一の方法により決定しなければならない。
 - d ピストン発動機にあっては、飛行規程に順を追って記載すべき離陸径路は、上記 a に従って決定され、かつ、申請者がフラップ上げ操作及び運航速度への到達時について設定した方法（下記の 6 参照）を組み入れるように修正された 1 発動機不作動時の離陸径路を表示するものでなければならない。順を追って記載した離陸径路は、空中浮揚部分のすべての点において正の勾配を有するものでなければならないが、いかなる点においても、上記 a に規定した離陸径路より上方にあってはならない。
- 3 離陸距離 離陸距離は、上記 2 の a の規定に従って決定された 1 発動機不作動時の離陸径路に沿って、離陸出発点からピストン飛行機にあっては離陸表面上 15m（50ft）の高度に達する点まで、タービン飛行機にあっては離陸表面上 10.7m（35ft）の高度に達する点までの水平距離としなければならない。

- 4 証明された最大離陸重量 証明された最大離陸重量は、当該性能補足規定を適用すべきすべての高度及び必要な場合は大気温度において決定しなければならないが、次の a 及び b の規定に適合するものとして設定された重量よりも大きくてはならない。
- a 証明された最大離陸重量において、上記 2 の b から d までの条件に適合しなければならない。
 - b 補助動力装置を使用しない状態において、飛行機は、当該飛行機が当初証明された耐空性に関する該規定のすべての運航要件に適合しなければならない。さらに、タービン飛行機は、補助動力装置を使用しない状態において、耐空性に関する当該規定に規定された離陸最終上昇要件に適合しなければならない。
- 5 証明された最大着陸重量
- a 証明された最大着陸重量（1 発動機不作動時の進入及び全発動機作動時の着陸復行）は、当該性能補足規定を適用すべきすべての高度及び必要な場合は大気温度において決定しなければならないが、次の b の規定に適合するものとして設定された重量よりも大きくてはならない。
 - b 発動機が当該航空機の形態に対応する出力若しくは推力又はその両者の状態で運転され、かつ、補助動力装置を使用した場合の飛行経路は、耐空性に関するすべての当該要件に適合する最大重量において補助動力装置を使用しない場合の飛行経路よりも上方にななければならない。さらに、飛行経路は、次の
 - （a）及び（b）の規定に適合するものでなければならない。
 - （a） 飛行経路は、当該航空機の適切な形態を変えることなく決定されたものでなければならない。
 - （b） 飛行経路は、補助動力装置を作動させた点より上方に最小 120m（400ft）の高度まで設定しなければならない。
- 6 航空機の形態、速度及び出力並びに推力（一般） 航空機の形態、速度及び出力又は推力若しくはその両者のいかなる変更も、申請者が就航機の運用に対して設定した方法に従って行わなければならない。かつ、次の a から c までの規定に適合するものでなければならない。さらに、この方法は、着陸及び進入に失敗した際の処置として設定されたものでなければならない。
- a 変更方法は、通常の技倆を有する乗組員が運用中確実に実施できるものとして国土交通大臣が認めたものでなければならない。
 - b 変更方法は、安全かつ確実であることが証明されたことのない方法又は装置の使用を含むものであってはならない。
 - c 変更方法を実施するにあたって、運用中起こると予想される変更の時間遅れに対して、余裕を考慮しておかななければならない。
- 7 補助動力装置の装備法及び操作 補助動力装置及び装備法は、次の a 及び b に規定に適合するものでなければならない。
- a 補助動力装置及びその装備法は、航空機の安全性に悪影響を及ぼすようなも

のであってはならない。

- b 補助動力装置及びその操作装置の操作は、安全かつ確実であることが証明されたものでなければならない。

附 録 F

I 第Ⅲ部 4－10－2 又は 4－10－3 の規定への適合性を証明するための試験の基準及び手順

1 材料試験基準

(1) 乗組員又は乗客が使用する部屋の内部

- a 天井の内張板、壁の内張板、仕切り、調理室の構造、大寸法のキャビネットの壁、床の構造及び積載室（座席下の積載室及び新聞、雑誌、地図など小物の積載室を除く。）の組立材料は、第Ⅲ部附録FのIの適用部分に従って垂直試験をした場合、自己消火性のものでなければならない。平均燃焼長さは15cm（6in）を超えてはならず、かつ、火源を取り除いた後の平均燃焼時間は、15秒を超えてはならない。試料からの滴下物は、落下後、平均時間3秒を超えて燃え続けてはならない。
- b 床の覆い、織物（掛け布及び布張りを含む。）、シートクッション、詰物、装飾及び非装飾用の覆布、皮製品、トレイ及び調理室備品、電気導管、エアー・ダクト、結合部及び端末部の覆い、B級及びE級貨物室又は荷物室の内張り、B級、C級、E級及びF級貨物室又は荷物室の床板、貨物覆い及び透明物、型及び熱加工による部品、エアー・ダクト結合部並びに以下のdに掲げられていない材料で作られているトリム・ストリップ（装飾用及びこすれ防止用）は、第Ⅲ部附録FのIの適用部分又はそれと同等と承認された試験方法によって垂直試験した場合、自己消火性のものでなければならない。平均燃焼長さは20cm（8in）を超えてはならず、かつ、火源を取り除いた後の平均燃焼時間は15秒を超えてはならない。試料からの滴下物は、落下後、平均時間5秒を超えて燃え続けてはならない。
- c 映画用フィルムは、別途定める安全映写用フィルム規格に適合するものでなければならない。フィルムがダクトの中を移動する場合は、ダクトはこの(1)bに適合するものでなければならない。
- d 透明プラスチック製窓、及び標識、エラストメリック材を全部にまたは部分的に用いて作られた部品、同一ハウジング内に2個以上の計器を組み込んだ端部照明式の計器、座席のベルト、肩バンド、及び荷物等の固縛装置（コンテナ、ビン、パレットを含む。）で客室又は乗組員室で使用するものは、第Ⅲ部附録Fの適用部分によって水平試験した場合、平均燃焼速度は、1分間につき6.3cm（2.5in）を超えてはならない。
- e 火災を著しく燃えひろげるように助長しないと承認された小部品（例えば、ノブ、ハンドル、ローラー、ファスナ、クリップ、グロメット、ラブ・ストリップ、プーリー及び電気部品の小さいもの）、および、電線及びケーブルの絶縁物を除き、第Ⅲ部附録FのIの1(1)a、b、c又はdに規定されていないものに用いられる材料は、第Ⅲ部附録Fの適用される部分によって水平試験した場合、平均燃焼速度は、1分間につき10.1cm（4.0in）を超えてはならない。

(2) 乗組員又は乗客に使用されない貨物室及び荷物室

a [削除及び保留]

b 4-10-4に規定した、B級又はE級の貨物室又は荷物室は、第Ⅲ部附録FのIの1(1)bの規定に適合した材料で作られた内張りをしたものでなければならない。内張りは飛行機の構造（取付け具を除く。）と分離したものでなければならない。又、これらの内張板は、45°試験をしなければならない。材料は、火炎を当てている間又はそれを取り除いた後でつき抜ける（通り抜ける。）ことがあってはならない。火炎源を取り除いた後の平均炎上時間は15秒を超えてはならず、かつ、平均赤熱時間は10秒を超えてはならない。

c 4-10-4に規定した、B級、C級、E級又はF級の貨物室又は荷物室は、第Ⅲ部附録FのIの1(1)bの規定に適合した材料から作られた床板を装備したものでなければならない。床板は飛行機の構造（取付け具を除く。）と分離したものでなければならない。又、これらの床板は、45°試験をしなければならない。材料は、火炎を当てている間又はそれを取り除いた後でつき抜ける（通り抜ける。）ことがあってはならない。火炎源を取り除いた後の平均炎上時間は15秒を超えてはならず、かつ、平均赤熱時間は10秒を超えてはならない。

d 貨物を保護するためのインシュレーション・ブランケット及び貨物覆いは、第Ⅲ部附録FのIの1(1)bの規定に適合する材料で作らなければならない。貨物室及び荷物室における固縛設備（コンテナ、ビン、パレットを含む。）は、第Ⅲ部附録FのIの1(1)eの規定に合致する材料で作らなければならない。

(3) 電気系統構成品

胴体の中に設備される電線又はケーブルの絶縁物は、第Ⅲ部附録FのIの中で規定された60°試験をした場合、自己消火性のものでなければならない。平均燃焼の長さは7.6cm (3in)を超えてはならず、かつ、火源を取り除いた後の平均炎上時間は30秒を超えてはならない。試料からの滴下物は、落下後平均時間は3秒を超えて燃え続けてはならない。

2 試験手順

(1) 調質 試料は温度の均衡が得られるまで、又は24時間、温度21±3°C (70±5°F) 及び相対湿度50±5%で調質しなければならない。各試料は、炎を受けるまで調質された環境の中に置かれなければならない。

(2) 試験の形態 小部品及び電線とケーブルの絶縁物を除き、材料の試験は、例えば材料平板からの切断試料または加工品の型のように、飛行機に設置するときの加工品の一部の切断部分として、または、切断部分を模した試料としてのいずれかによって、行なわなければならない。試料は、加工品のどの部分から切断されたものでもよいが、サンドイッチ板のような加工品については、試験用に分離してはならない。以下に述べた場合を除き、試料は当該飛行機に使用される最小厚さより厚くてはならない。座席クッションのような厚い発泡部品は1.3cm (1/2in) の厚さで試験しなければならない。材料の試験片が、第Ⅲ部附録FのIの1(1)eの規定に合致することを証明するときは、材料は0.32cm (1/8in) を超えない厚さでなければならない。電線およびケー

ブルの試料は、当該飛行機に用いるものと同一寸法のものでなければならない。絶縁物が布の場合は、織り目の縦糸方向および横糸方向の両方向共に、最も不利な燃焼条件を決定するために試験しなければならない。

第Ⅲ部附録FのⅠの2（4）に規定する垂直試験を行っている間、試料は、長い二辺と上辺とを固定する金属製わくに取り付けなければならない。

また、第Ⅲ部附録FのⅠの2（5）に規定された水平試験を行っている間、長い二辺と炎から遠い辺とを固定しなければならない。試料のさらされる部分は、実際の飛行機に使用されているサイズより小さいものでない限り、最小、幅 5.1cm (2in)、長さ 30.4cm (12in) のものでなければならない。バーナーで炎をつける辺は、試験の仕上げ端または防護された端であってはならず、当該飛行機に設置した材料または部品の実際の断面を代表するものでなければならない。

第Ⅲ部附録FのⅠの2（6）に規定する 45°試験を行なう場合には、試料は、四辺をしっかりと固定し、かつ、試料のさらされる部分が 20.3cm×20.3cm (8in×8in) 以上であるように、金属製わくに取り付けなければならない。

(3) 装置 第Ⅲ部附録FのⅠの2（7）に規定する場合を除き、試験は、垂直位置試験及び水平位置試験は承認された試験方法に合致して、すきま風のないキャビネット内で行なわなければならない。キャビネットに比べて大き過ぎる試料は、同様のすきま風のない条件下で試験されなければならない。

(4) 垂直試験 少なくとも 3 個の試料を試験に供し、その結果を平均しなければならない。布にあつては、最も不利な燃焼速度に対する織り目方向が、最長寸法に平行でなければならない。試料は垂直に支持されなければならない。試料は、高さが 3.8cm (1 1/2in) の炎が得られるように調節された公称 0.95cm (3/8in) 内径のブンゼン・バーナーまたはチリル・バーナーを使って着火されなければならない。較正された熱電対高温計で、炎の中心を測定した最低温度は、843°C (1,550°F) でなければならない。試料の下辺は、バーナーの上端から 1.9cm (3/4in) 上方におかなければならない。火炎は試料の下辺の中心線に当てなければならない。第Ⅲ部附録FのⅠの1（1）a が適用される材料については、火炎を 60 秒間当て、その後取除かなければならない。第Ⅲ部附録FのⅠの1（1）b が適用される材料については、火炎は 12 秒間当て、その後取除かなければならない。炎上時間、燃焼長さおよび滴下物の炎上時間（ある場合）を記録しなければならない。第Ⅲ部附録FのⅠの2（7）の規定に従って、燃焼長さを、0.25cm (1/10in) を単位として測定しなければならない。

(5) 水平試験 少なくとも 3 個の試料を試験に供し、その結果を平均しなければならない。試料は水平に支持されなければならない。飛行機に装備した時、空気にさらされる面を試験時の下面にしなければならない。試料は、高さが 3.8cm (1 1/2in) の炎が得られるように調節した公称 0.95cm (3/8in) 内径のブンゼン・バーナーまたはチリル・バーナーを使って着火されなければならない。較正された熱電対高温計で、炎の中心を測定した最低温度は、843°C (1,550°F) でなければならない。試料の下辺は、バーナーの上端から 1.9cm (3/4in) 上方に、バーナーの中心線上におかなければならない。火炎は 15 秒

間当て、その後取除かなければならない。時間測定には最低 25.4cm (10in) の長さの試料を用いなければならず、約 3.8cm (1 1/2in) 燃焼し、時間測定範囲に到達したところから時間測定を開始し、平均燃焼速度を記録しなければならない。

(6) 45°試験 少なくとも 3 個の試料を試験に供し、その結果を平均しなければならない。試料は水平面に対し 45°の位置に支持されなければならない。飛行機に装備した時、空気にさらされる面を試験時の下面にしなければならない。試料は、高さが 3.8cm (1 1/2in) の炎が得られるように調節した公称 0.95cm (3/8in) 内径のブンゼン・バーナー又はチリル・バーナーを使って、着火しなければならない。校正された熱電対高温計で、炎の中心を測定した最低温度は、843°C (1,550°F) でなければならない。すきま風がないように、十分な注意をしなければならない。火炎の 1/3 を試料の中心に当て、火炎を 30 秒間かけ、その後取除かなければならない。炎上時間、赤熱時間及び炎が試料をつき抜ける（中を通り抜ける。）かどうかを記録しなければならない。

(7) 60°試験 各電線仕様（組成と寸法）につき、少なくとも 3 個の試料を試験しなければならない。電線または、ケーブル（絶縁を含む）の試料は、第Ⅲ部附録FのⅠの2（3）に規定するキャビネットの中で試験中、扉を開いた状態か、または約高さ 61cm×30.5cm×30.5cm（高さ 2ft×1ft×1ft）の箱の中で上面と垂直な一側面（前面）とを開き、完全燃焼するための十分な空気流を得られるようにし、かつ、すきま風はないような状態で、水平と 60°の角度をとっておかなければならない。試料は箱の前面に平行に、かつ 15.2cm (6in) の距離になければならない。試料の下端はしっかりとクランプして保持されなければならない。試料の上端は滑車又は支持棒の上を通し、試料が炎上試験中にぴんと張って保持されるように適当な重量物を附加しなければならない。下方のクランプと上方の滑車又は支持棒の間の試験試料の長さは 61cm (24in) でなければならない。火炎を当てるための中心がわかるように下端から 20.4cm (8in) のところに標示しなければならない。ブンゼン・バーナーまたはチリル・バーナーの火炎を試験標示に 30 秒間当てなければならない。

バーナーは、試料の試験標示の下方において、試料に直角に、かつ、試験の垂直面と 30°の角度をなして置かなければならない。バーナーは、公称 0.95cm (3/8in) の口径を有するもので、火炎の高さが 7.6cm (3in) であって、その約 1/3 の高さが内部円錐であるように調節しなければならない。火炎中の最も熱い部分の最低温度は、校正された熱電対高温計を用いて測定し、954°C

(1,750°F) を下まわってはならない。バーナーは火炎の最も熱い部分が電線上の試験標示に当たるように置かなければならない。炎上時間、燃焼長さ、および滴下物の炎上時間（ある場合）、を記録しなければならない。第Ⅲ部附録FのⅠの2（8）の規定に従って燃焼長さを、0.25cm (1/10in) を単位として測定しなければならない。電線の試料の破壊は、不成功とは見なさない。

(8) 燃焼長さ 燃焼長さは、最初の試料端から、炎により試験試料の破損が生じた最も遠い所までの距離である。破損箇所は、部分的又は全部の滅失、焼けこげ又は脆性化の領域を含み、すすけ、しみつき、そりまたは脱色した領域や、材料が熱源から離れていて収縮または溶解した領域は含まない。

Ⅱ 座席クッションの燃焼性

1 許容基準

座席クッションは次の基準に適合するものでなければならない。

- (1) 座席座部及び背当部クッションについて少なくとも 3 組の供試体を用い、試験を実施しなければならない。
- (2) クッションが防炎材を用いて製作されている場合、クッション発泡コア材は防炎材により完全に包まれていなければならない。
- (3) 供試体は、座席クッション製造時に用いられる発泡コア材、浮体材料、防炎材（使用されている場合に限る。）、表装材等の主要構成部品及び縫製、包込みに代表される加工工程を用いて製作されなければならない。座部クッションと背当部クッションの材質の組合せが異なる場合には、座部クッション供試体の構成による完全な供試体組及び背当部クッション供試体の構成による完全な供試体組のそれぞれについて試験を行わなければならない。表装材を含むクッションがオイル・バーナー試験により、第Ⅲ部附録 F のⅡに適合することが証明されている場合、そのクッションの表装材は 4-10-2-3 に規定する試験により得られた燃焼長さがオイル・バーナー試験に供された当該クッションに用いられている表装材の燃焼長さを超えない他の同様な表装材と交換しても良い。
- (4) 試験された供試体組の少なくとも 2/3 について、バーナーから火炎を受ける側から測った燃焼長さは反対側に達するものであってはならない。また、燃焼長さは 431mm（17 インチ）を超えるものであってはならない。燃焼長さは、バーナーに最も近い座席フレームの内側端から火炎により供試体の損傷が生じたと認められる最も遠い所までの垂直距離である。損傷箇所は、部分的又は全部の滅失、焼けこげ又は脆性化の領域を含み、すすけ、しみつき、そり又は脱色した領域や熱源から離れていて収縮又は溶解した領域は含まない。
- (5) 平均重量損失は 10%を超えないこと。また、試験された全供試体組の少なくとも 2/3 について重量損失は 10%を超えないこと。試験終了後の重量測定前に、全てのクッション及びクッション取付台からの滴下物を取り除かねばならない。供試体組の重量損失の百分率は、試験前の供試体重量から試験後の供試体重量を差し引き、試験前の供試体重量に対する比率で表わしたものとす

2 試験条件

背当部クッション頂部における垂直方向の平均空気流速は 7.6 ± 3.0 m/分

(25 ± 10 フィート/分) であること。また、座部クッション直近上部における水平方向の平均空気流速は 3.0 m/分 (10 フィート/分) 以下であること。空気流速の測定は、換気を行ない、バーナー・モーターを運転しない状態で行うこと。

3 試験供試体

- (1) 各試験ごとに座席座部及び背当部クッションにより構成される供試体組を用いなければならない。
- (2) 織物の包込み及び縫目の重なり部分を除く座部クッション供試体の大き

さは、幅 $457\pm 3\text{mm}$ ($18\pm 1/8$ インチ)、奥行き $508\pm 3\text{mm}$ ($20\pm 1/8$ インチ)、厚さ $102\pm 3\text{mm}$ ($4\pm 1/8$ インチ) とする。

(3) 織物の包込み及び縫目の重なり部分を除く背当部クッション供試体の大きさは、幅 $457\pm 3\text{mm}$ ($18\pm 1/8$ インチ)、高さ $635\pm 3\text{mm}$ ($25\pm 1/8$ インチ)、厚さ $51\pm 3\text{mm}$ ($2\pm 1/8$ インチ) とする。

(4) 供試体は少なくとも試験開始前の 24 時間は、温度 $21\pm 2^\circ\text{C}$ ($70\pm 5^\circ\text{F}$)、相対湿度 $55\pm 10\%$ に調質しておかなければならない。

4 試験装置

試験装置の配置について第 1 図～第 5 図に示す。試験装置には次に記載する装置を含まなければならない。試験装置の些細な部分については、使用するバーナーの型式によって変更してもよい。

(1) 供試体取付台 供試体取付台は第 1 図に示すように山形鋼材で製作する。取付台の脚の長さは $305\pm 3\text{mm}$ ($12\pm 1/8$ インチ) とする。取付台は第 2 図に示すように座部クッション及び背当部クッション供試体を取り付けるために用いられるものである。取付台はアルミ箔の光沢の無い面を上にして内張を施した滴下物受けを含むものとする。

(2) バーナー 試験に用いるバーナーは次によるものとする。

a 銃型であること。

b $7\text{kg}/\text{cm}^2$ (100PSI) で公称 $8.5\text{l}/\text{h}$ (2.25 ガロン/h) の流量が得られる噴霧角 80° のノズルを有すること。

c 第 3 図に示す幅 280mm (11 インチ)、高さ 152mm (6 インチ) の開口部を有する 305mm (12 インチ) のバーナー・コーンをドラフト・チューブ端に取り付けたものであること。

d 第 2 級ケロシン又は同等品の燃料の吐出流量を公称 $7.6\text{l}/\text{h}$ (2.0 ガロン/h) に調整できるバーナー燃料圧力調整器を有すること。

(3) 熱量計

a 試験に用いる熱量計は精度 $\pm 3\%$ 、測定範囲 $0\sim 17.0\text{W}/\text{cm}^2$ ($0\sim 15.0\text{BTU}/\text{ft}^2\text{-sec}$) で、バーナーの較正中は第 4 図に示す山形鋼材ブラケットに取り付けられた $152\text{mm}\times 305\text{mm}$ (6 インチ $\times$ 12 インチ)、厚さ 19mm ($3/4$ インチ) のカルシウム珪酸塩製熱遮へい板を介して供試体取付台に配置する。

b 較正中に熱遮へい板がくずれると熱量計の取付けにミス・アライメントを生じるので、熱量計は較正中、必要に応じ点検を行い、熱量計前面が熱遮へい板の火炎を受ける面と同一面で、かつ、バーナー・コーン出口と平行になるようシム等で調整を行うこと。

(4) 熱電対 試験に使用する 7 個の熱電対は $1.6\sim 3.2\text{mm}$ ($1/16\sim 1/8$ インチ) の金属覆いを有するセラミック・パックの K 型で AWG (アメリカン・ワイヤ・ゲージ) 22 $\sim$ 30 番の導線で接続する。7 個の熱電対は、バーナーの較正中第 5 図に示すように熱電対列を形成するよう、山形鋼材に取り付け、供試体取付台に配置する。

(5) 装置の配列 試験バーナーは適切な台に取り付け、バーナー・コーン出口は供試体取付台の側方から $102\pm 3\text{mm}$ ($4\pm 1/8$ インチ) の位置に配置しなけ

なければならない。バーナー取付台は暖気中、バーナーを回転して供試体取付台から離すことができるものでなければならない。

(6) 記録装置 適切な測定範囲を有する記録用電位差計又は他の適切に較正された計器により、熱量計及び熱電対の出力を測定し、記録しなければならない。

(7) 重量計 試験前後の座席クッション供試体組の重量を 9g (0.02 ポンド) 以内の単位で、適切な測定方法により測定できる装置を用いなければならない。試験中、連続して重量を測定できる装置が望ましい。

(8) 時間測定器 火炎を当てている時間、自己消火時間及び試験時間を測定するため ± 1 秒の精度で較正されたストップ・ウォッチ又は他の装置を用いなければならない。

5 装置の準備

較正を行う前に、全ての装置を作動させ、バーナーの燃料を 4 (2) にしたがって調整しなければならない。

6 較正

バーナーの適切な熱量出力を得るため、次の手順を実施しなければならない。

(1) 第 4 図に示すようにバーナー・コーン出口より $102 \pm 3 \text{ mm}$ ($4 \pm 1/8$ インチ) 離して熱量計を供試体取付台に設置する。

(2) バーナーを点火し、暖気のため 2 分間燃焼させた後、熱量計の値が $11.9 \pm 0.6 \text{ W/cm}^2$ ($10.5 \pm 0.5 \text{ BTU/ft}^2\text{-sec}$) で恒常的な状態が得られるようバーナー空気取入口調整板を調整し、バーナーを消火する。

(3) 熱量計を熱電対列と交換する。(第 5 図)

(4) バーナーを点火し、熱電対の値が $1,038 \pm 56^\circ\text{C}$ ($1,900 \pm 100^\circ\text{F}$) で恒常的な状態が得られていることを確認する。

(5) 熱量計及び熱電対の値が許容範囲内に無い場合は、(1) から (4) までの手順を繰り返し実施し、適正な読みが得られるまでバーナー空気の取入口調整板を調整しなければならない。較正試験のパラメータを維持、記録するために、熱量計及び熱電対列を頻繁に使用しなければならない。特定の装置についての確一性が実証されるまでは、各試験ごとに較正を実施しなければならない。装置の確一性が確認された後は試験前の較正を行った後、連続して数回の試験を実施し、その後 1 回の較正の確認を行うこととしてよい。

7 試験方法

各供試体組の燃焼試験は次のとおり実施しなければならない。

(1) 座部クッション及び背当部クッションにより構成される供試体組の試験前の重量を 9g (0.02 ポンド) 以内の単位で読み、記録する。

(2) 第 2 図に示すように座部クッション及び背当部クッション供試体を供試体取付台に取り付け、背当部クッション供試体は供試体取付台上部で固定する。

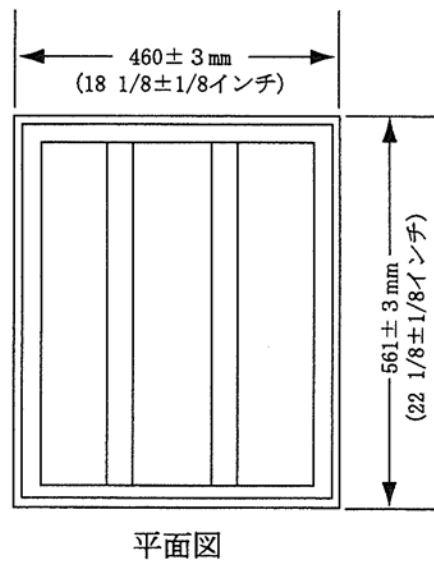
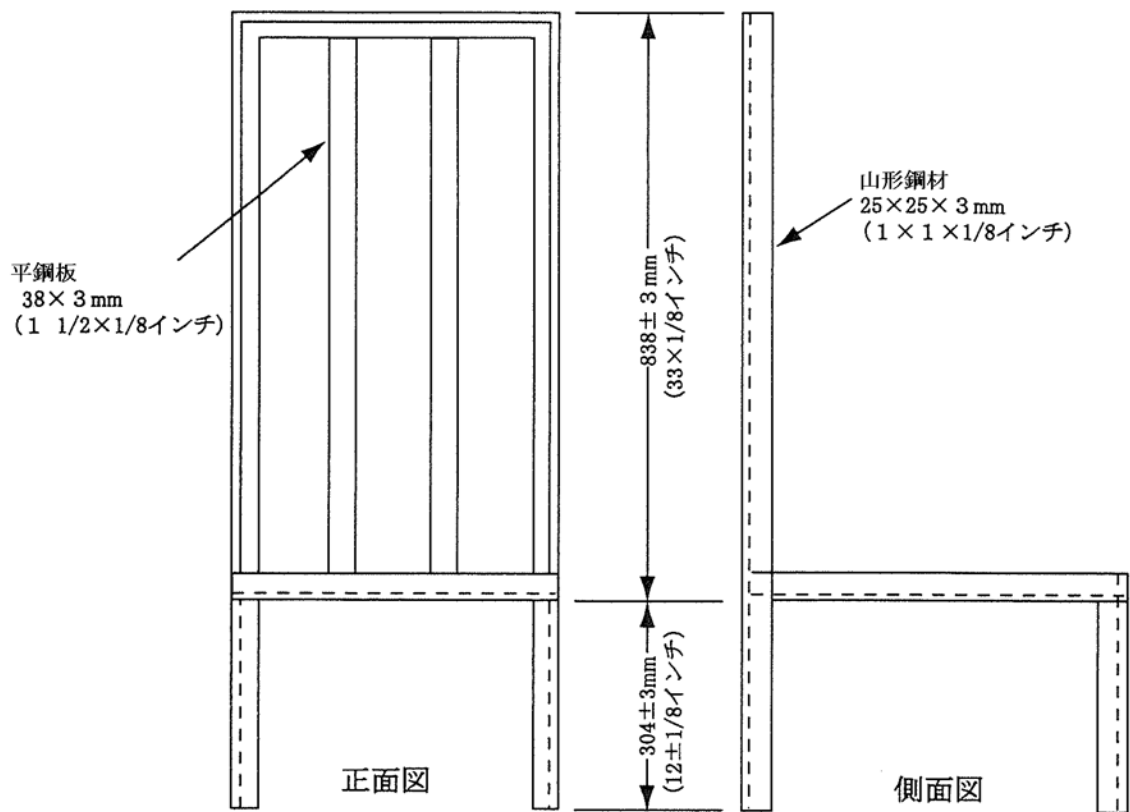
(3) バーナーを試験位置に回転させ、バーナー・コーン出口と座部クッション供試体側面との距離が $102 \pm 3 \text{ mm}$ ($4 \pm 1/8$ インチ) であることを確認する。

- (4) バーナーを試験位置から回転させて離し、点火する。安定した火炎を得るため 2 分間バーナーを燃焼させ、バーナー・コーンの十分な暖機を行う。
- (5) 試験を開始するため、試験位置にバーナーを回転させると同時に時間測定器を作動させる。
- (6) 座部クッション供試体に 2 分間バーナーの火炎を当てた後バーナーを消火する。バーナーを速やかに回転させて試験位置から離す。クッションに火炎を当て始めてから 7 分後にガス消火剤（ハロン又は炭酸ガス）を用いて試験を終了させる。
- (7) 供試体取付台に残った座席クッション供試体組の重量を 9g（0.02 ポンド）以内の単位で読み取る。滴下物は測定重量に加えてはならない。

8 試験記録

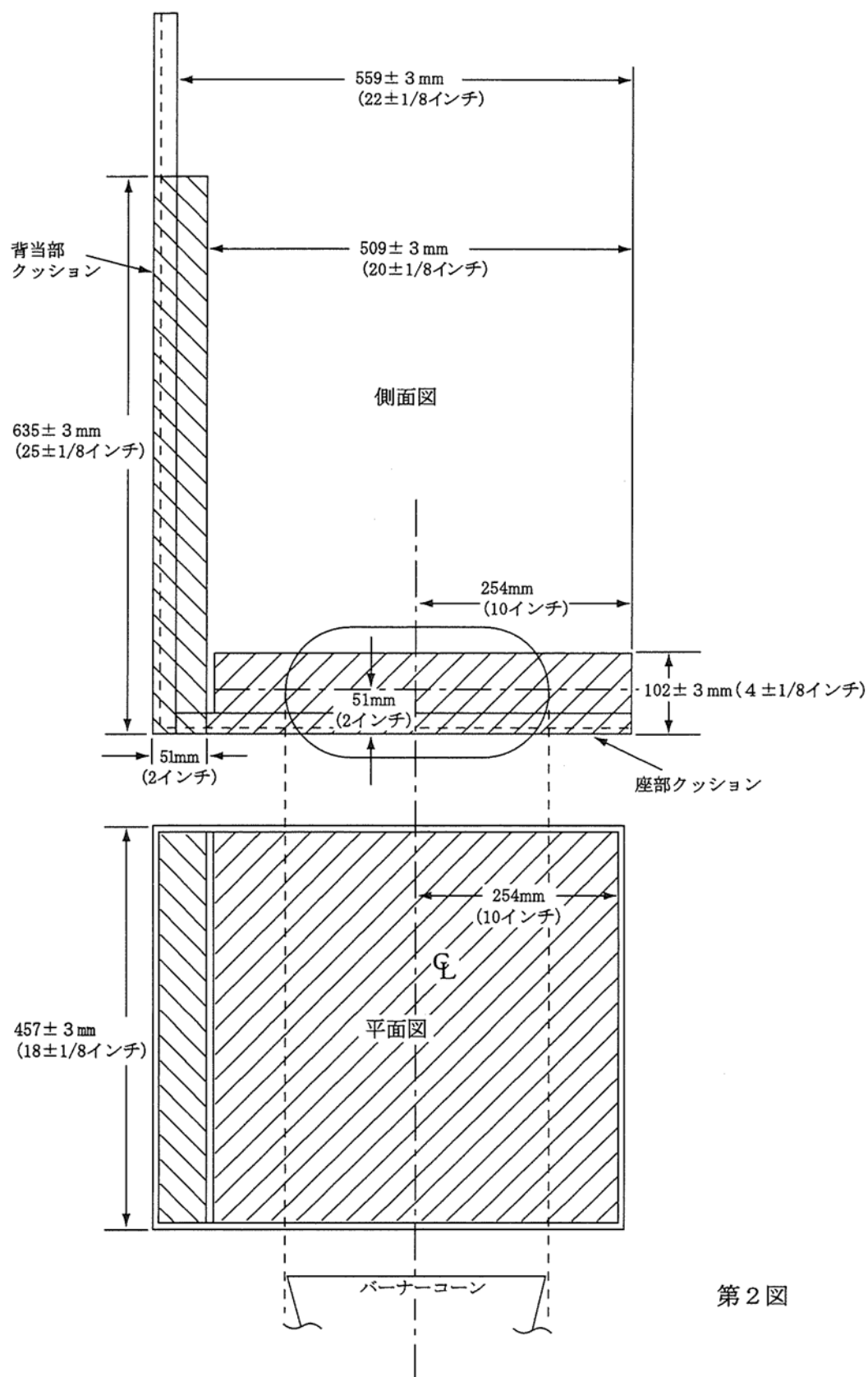
適合性を試験した座席クッションの全供試体組について、次の事項を記録しておかなければならない。

- (1) 試験を実施した供試体の識別及び特徴等の記述
- (2) 試験を実施した供試体組の数
- (3) 各供試体組の試験前重量、試験後重量及び損失重量比（計算値）並びに全供試体組についての平均損失重量比（計算値）
- (4) 各供試体組の燃焼長さ

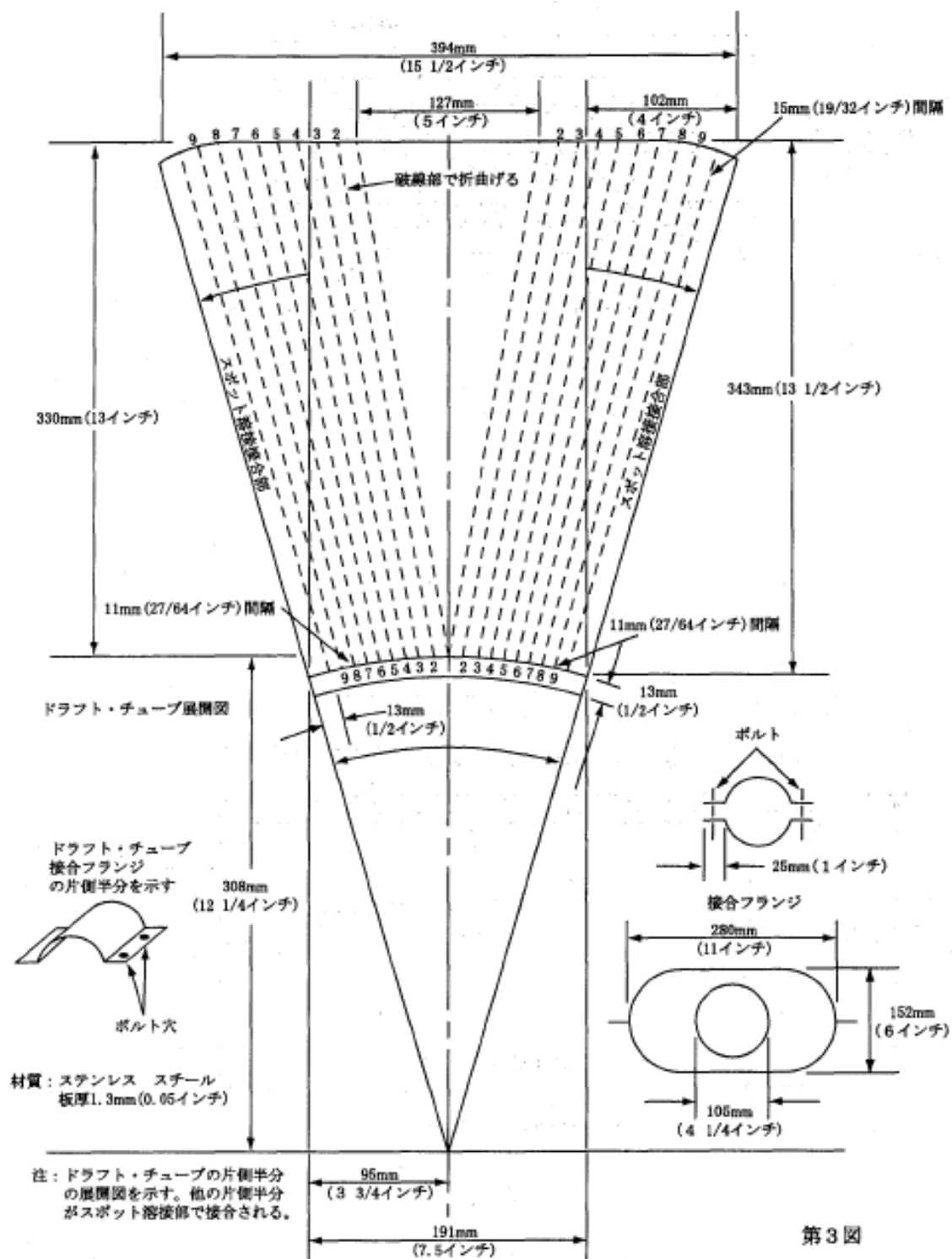


注：全接合部は溶接接合のこと。
寸法は全て内のり寸法である。

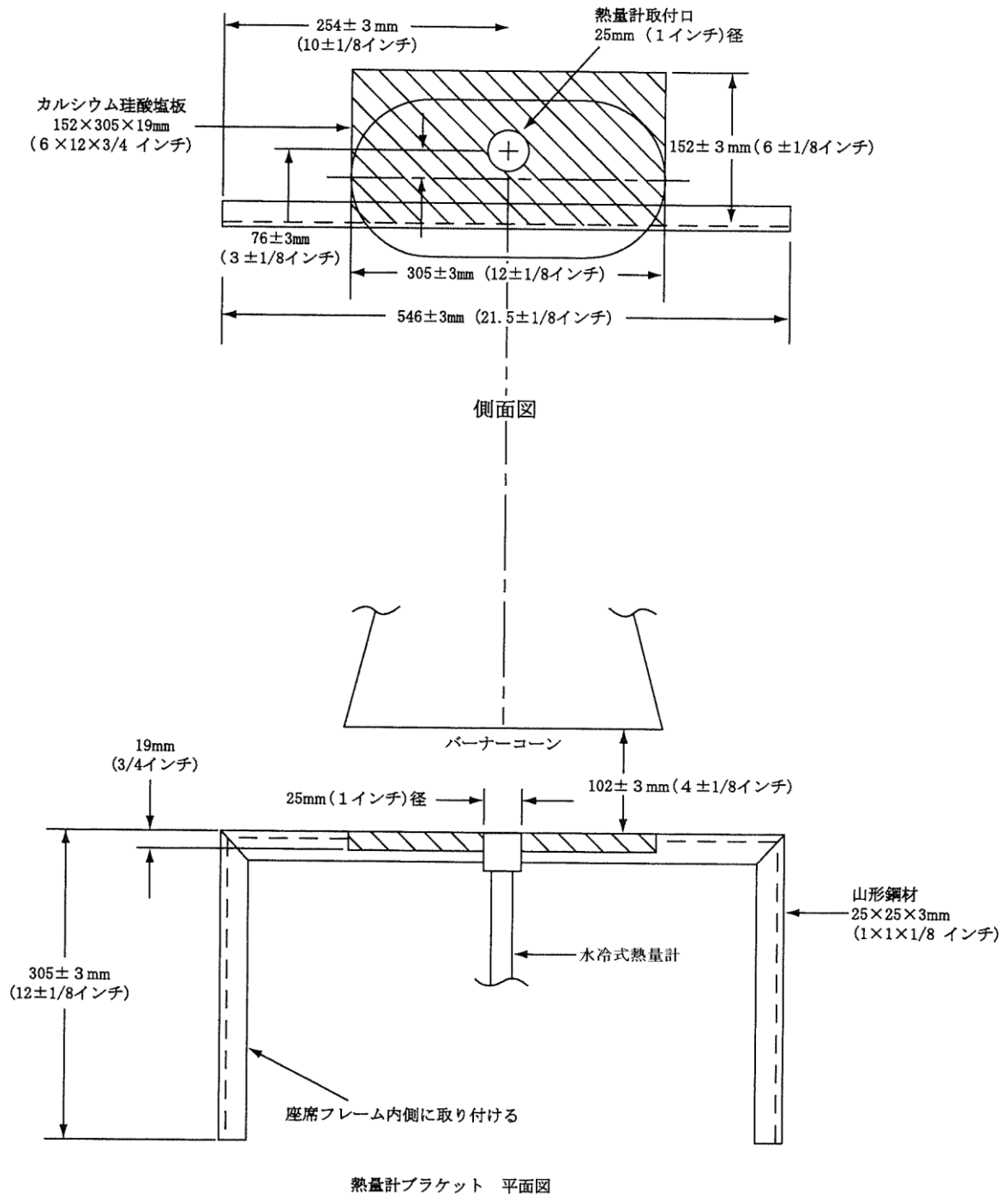
第1図



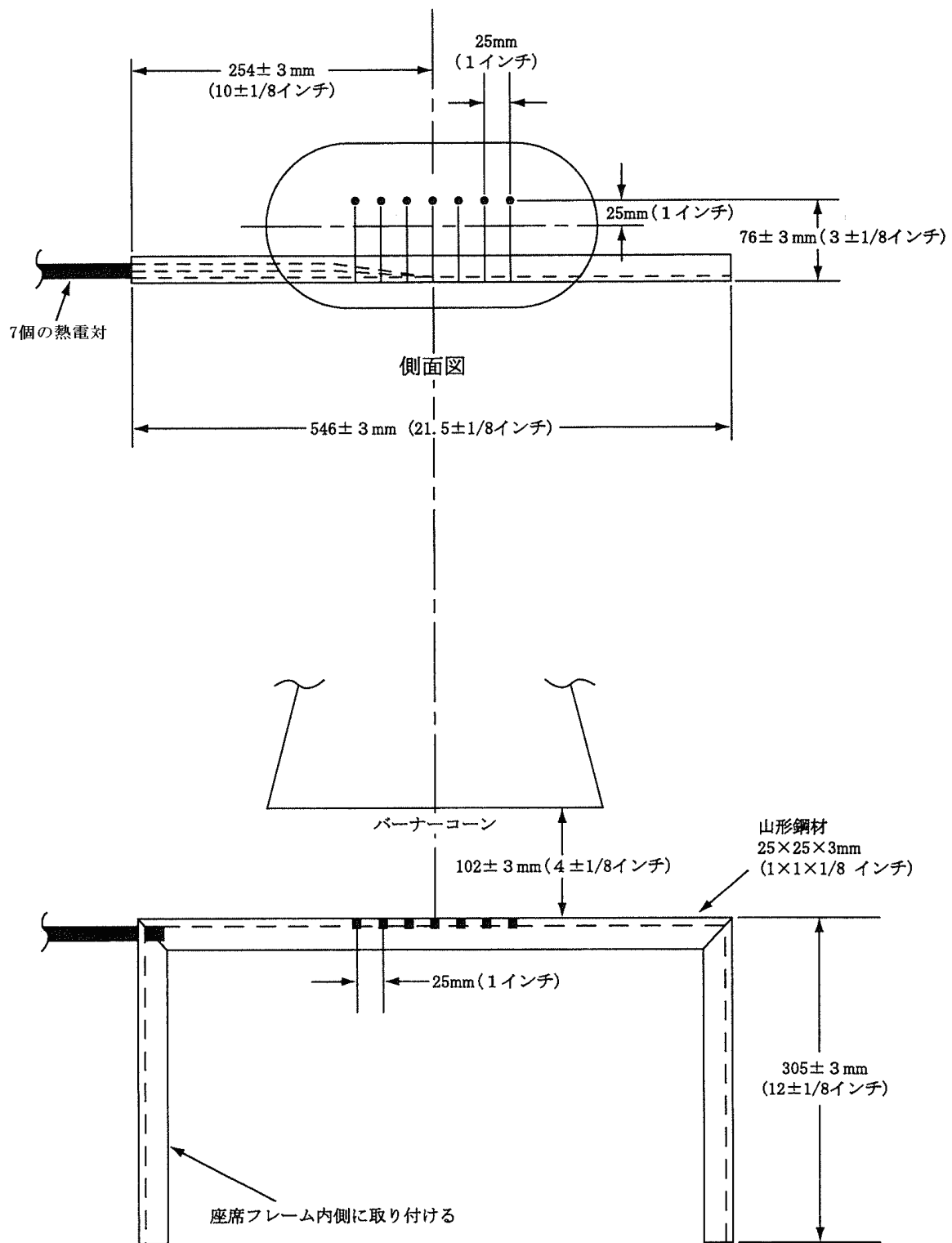
第 2 図



第3図



第4図



熱電対列ブラケット 平面図

第5図

Ⅲ 荷物室内張りの火炎貫通特性を決定するための基準

1 許容基準

- (1) 荷物室の側壁又は天井の内張板について、少なくとも 3 個の試料を用いて試験を実施しなければならない。
- (2) 各試料は、接合部、灯火装置等の、その故障が火災を閉じこめる内張りの安全性の能力に影響を与えると考えられるすべての設計上の特色を含めて、荷物室の側壁又は天井の内張板を模擬したものでなければならない。
- (3) いかなる試料も、火炎を受けた後 5 分以内に火炎が貫通してはならない。又、水平に置かれた試料の上面から上方へ 102mm (4in) の位置において測定された温度の最大値は 204.4°C (400°F) を超えてはならない。

2 試験方法の概要

本方法は、第 2 級ケロシン又は同等品の燃料の吐出流量が 7.6l/h (2 ガロン/h) であるバーナーの火炎に耐える荷物室の内張材料の能力を測定するため、試験室における試験方法を規定するものである。内張板のない面を模擬するために仕切板を用いる場合にあっては、天井及び側壁の内張板は個々に試験を実施してもよい。又、天井の内張板としての試験に合格したものは、側壁の内張板として使用してもよい。

3 試験用試料

- (1) 試料の大きさは、406±3mm×610±3mm (16±1/8in×24±1/8in) でなければならない。
- (2) 試料は少なくとも試験開始前 24 時間は、温度 21±2°C (70±5°F)、湿度 55±5%で調質しておかなければならない。

4 試験装置

試験装置の配置は、本附録 F のⅡにおける第 3 図及びⅢにおける第 1 図～第 3 図による。試験装置には次に記載する構成品を含めなければならない。試験装置の些細な部分については、使用するバーナーの型式によって変更してもよい。

- (1) 試料取付台 試料取付台は第 1 図に示すように山形鋼材で製作する。
- (2) バーナー 試験に用いるバーナーは、次によらなければならない。
 - a 銃型であること。
 - b 適切なノズルを使用して、7.6l/h (2 ガロン/h) の燃料流量が得られる燃料圧力を維持できること。
例：公称定格が 8.5l/h (2.25 ガロン/h) の燃料流量であり、公称 5.9kg/cm² (85psi) で 7.7l/h (2.03 ガロン/h) の吐出流量が得られる噴霧角 80°のノズル
 - c 本附録 F のⅡにおける第 3 図に示す幅 280mm (11in)、高さ 152mm (6in) の開口部を有する 305mm (12in) のバーナー・コーンをドラフト・チューブ端に取り付けたものであること。
 - d 第 2 級ケロシン又は同等品の燃料の吐出流量を公称 7.6l/h (2.0 ガロン/h) に調整できるバーナー燃料圧力調整器を有すること

(3) 熱量計

a 試験に用いる熱量計は、有効な測定範囲約 $0\sim 17.0\text{W/cm}^2$ ($0\sim 15.0\text{BTU/ft}^2\text{-sec}$) を有する全熱流式薄膜型ガードン・ゲージを使用しなければならない。熱量計は、バーナー較正中は、本附録FのⅡにおける第2図に示す山形鋼材ブラケットに取り付けられた $152\text{mm}\times 305\text{mm}$ ($6\text{in}\times 12\text{in}$)、厚さ 19mm ($3/4\text{in}$) の熱遮へい板を介して試験装置に配置しなければならない。

b 熱遮へい板が劣化しないように監視し、熱量計前面がバーナー・コーンの出口面と平行になるよう必要に応じシム等で調整を行うこと。

(4) 熱電対 試験に使用する7個の熱電対は 1.6mm ($1/16\text{in}$) のセラミックスで覆われたK型であって、AWG (アメリカン・ワイヤ・ゲージ) 30番の導線で接続されなければならない。7個の熱電対はバーナーの較正中、本附録FのⅢにおける第3図に示すように熱電対列を形成するよう山形鋼材ブラケットに取り付け、試験装置に配置しなければならない。

(5) 装置の配列 試験バーナーは適切な台に取り付け、バーナー・コーン出口は天井の内張板からは 203mm (8in)、側壁の内張板からは 51mm (2in) の位置に配置しなければならない。バーナー取付台は、暖気中、バーナーを回転して試料取付台から離すことができるものでなければならない。

(6) 記録装置 熱量計及び熱電対の出力を測定し記録するために、適切な測定範囲を有する記録用電位差計又は他の適切な計器を使用しなければならない。

(7) 時間測定器 火炎を当てている時間及び火炎が貫通した場合にはその時間を測定するために、ストップ・ウォッチ又は他の装置を用いなければならない。

5 装置の準備

較正を行う前には、すべての装置を作動させ安定させておき、かつ、バーナーの燃料流量を4(2)に従って調整しておかなければならない。

6 較正

バーナーの適切な熱量の出力を得るため、次の手順を実施しなければならない。

(1) ドラフト・チューブ端からバーナー・コーンを取り外す。燃料装置又は点火装置は作動させない状態でバーナーの送風器を作動させる。開口部の面上のドラフト・チューブの中心において、熱線風速計を使用して風速を測定する。風速が $472.4\sim 548.6\text{m/min}$ ($1,550\sim 1,800\text{ft/min}$) の範囲になるよう調整板を調整する。ドラフト・チューブの出口に垂れ板が使用されている場合は、測定前に取り外さなければならない。バーナー・コーンを再び取り付ける。

(2) 水平に置かれた試料を模擬するために、第2図に示すようにバーナー・コーン出口から 203mm (8in) 離して試験台に熱量計を配置する。

(3) バーナーを点火し、暖気のため2分間燃焼させた後、熱量計の値が $9.1\pm 0.6\text{W/cm}^2$ ($8.0\pm 0.5\text{BTU/ft}^2\text{-sec}$) を示すように調整板を調整する。

- (4) 熱量計を熱電対列と入れ替える。(第3図参照)
- (5) バーナーを点火し、7個の熱電対の各値が $927\pm 38^{\circ}\text{C}$ ($1,700\pm 100^{\circ}\text{F}$) であって、恒常的な状態が得られていることを確認する。温度がこの範囲にないときは、適正な値が得られるまで(2)から(5)までの手順を繰り返す。
- (6) バーナーを消火し、熱電対列を取り外す。
- (7) バーナーが正しい状態にあることを確認するために、(1)の手順を繰り返す。

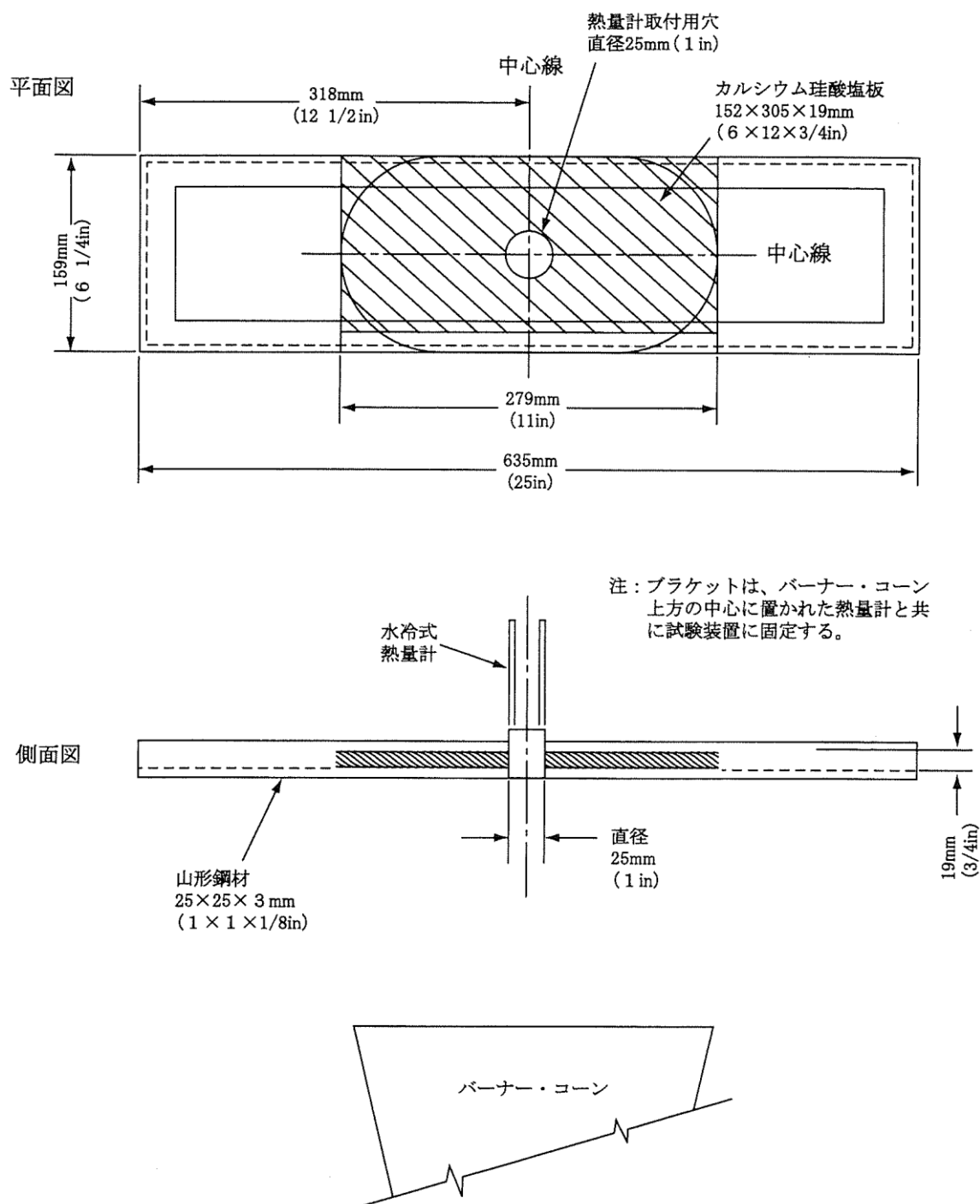
7 試験方法

- (1) 較正に使用したものと同一型式の熱電対を、水平に置かれた天井の試料の上方 102mm (4in) の位置に配置する。熱電対はバーナー・コーン上方の中心におくこと。
- (2) 第1図に示すように試料を試験台の水平又は垂直位置に取り付ける。一方の位置には遮へい材を取り付ける。
- (3) 火炎が試料に当たらないようにしてバーナーを設置し、バーナーを点火して2分間燃焼させる。バーナーを回転して試料に火炎を当てると同時に時間測定器を作動させる。
- (4) 試料に火炎を5分間当てた後バーナーを消火する。これより先に火炎の貫通が認められた場合は試験を終了してよい。
- (5) 天井の内張板の試験のときは、試料の 102mm (4in) 上方の位置で測定される温度の最大値を記録する。
- (6) 火炎の貫通が発生したときは、その時間を記録する。

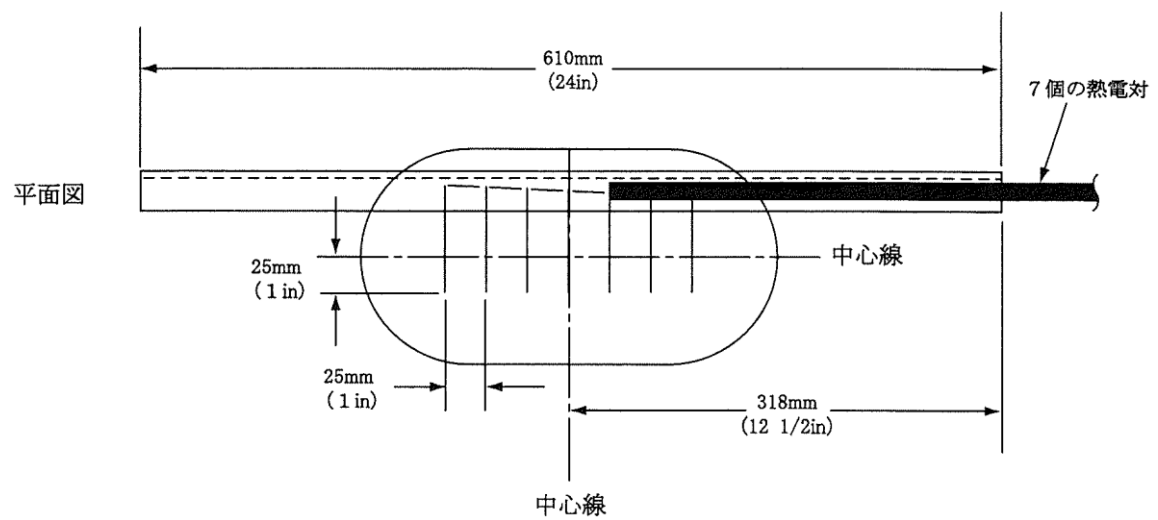
8 試験記録

試験記録には、次の事項を記録しておかなければならない。

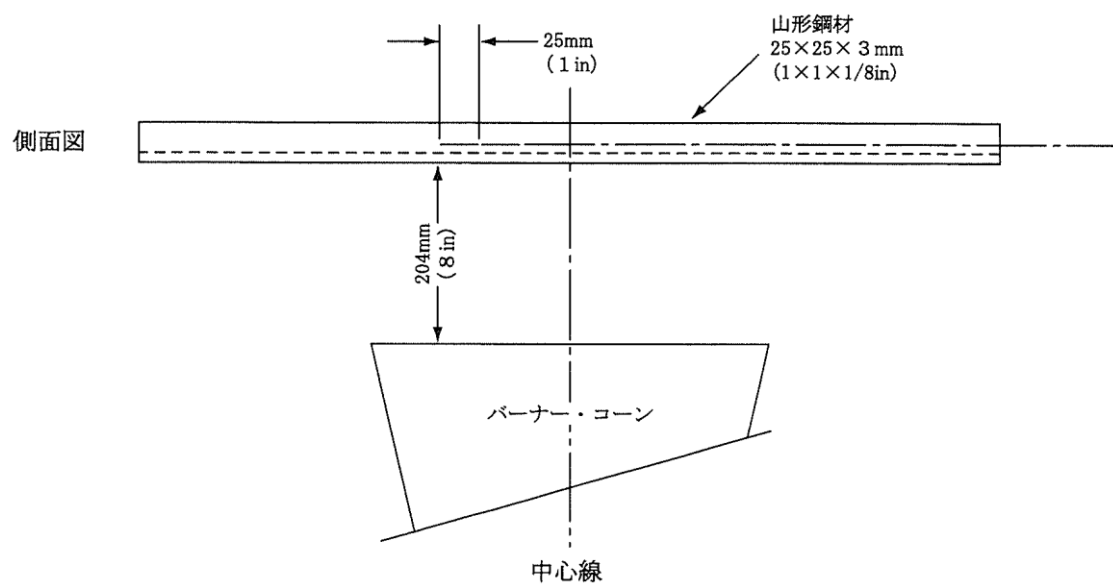
- (1) 型式、製造者、厚さ及びその他の適切な資料を含む試験材料についての記述
- (2) はく離、樹脂の点火、煙等であって、その発生した時間を含む火炎を当てている間の試料の状態の観察記録
- (3) 試験を実施した3個の各試料について、火炎が貫通した場合にはその時間
- (4) 天井又は側壁の内張板の配置



第2図 熱量計ブラケット



注：ブラケットは、バーナー・コーンの中心から25mm (1 in) おきに並んだ熱電対と共に試験装置に固定する。



第3図 熱電対列ブラケット

IV 輻射熱にさらされる客室材料の発熱率を決定するための試験方法

1 試験方法の概要

完全な航空機コンポーネントを代表する 3 つ以上の試料で試験される。各試験試料は、定常な空気の流れが得られる燃焼室内に設置すること。較正された熱量計を用い、試料表面上において $3.5\text{W}/\text{cm}^2$ の総熱流を発生するように調整された輻射熱源により試料を輻射すること。さらされる試料表面が垂直になるように試験すること。燃焼は点火装置の点火により開始すること。燃焼室より排出される燃焼による生成物は、発熱率の算出のため監視すること。

2 試験装置

次に記載するオハイオ州立大学（OSU）式発熱率測定装置を使用する。

当該装置は、米国材料試験学会（ASTM）の規格 ASTM E-906 に適合する装置の改良型である。

(1) 試験装置を第 1A 図及び第 1B 図に示す。試験装置のすべての外部表面は試料保持室を除き厚さ 25mm (1in) の低密度高温断熱性ファイバークラスで覆われていなければならない。試料挿入棒の取り付けられたガスケット付の扉は、試料保持室の気密を保つものを用いなければならない。

(2) 熱電対列 燃焼室内へ流入する空気と排出する空気との温度差は、高温側及び低温側各 5 個の 24 ゲージのクロメル・アルメル接合を有する熱電対列により測定しなければならない。高温側接合部は排気煙突の最上部に、先端が排気煙突から 10mm (0.38in) 下側に位置するように設置しなければならない。当該熱電対の溶接された先端は、直径 $1.3\pm 0.3\text{mm}$ ($0.050\pm 0.010\text{in}$) の球形であること。熱電対のうち 1 個は排気口の中央に、他の 4 個は排気口中央から 30mm (1.18in) 離れた四隅への対角線上にそれぞれ配置しなければならない。(第 5 図) 低温側接合部は第 2 (4) 項に規定する下方空気分散板の下側の受け皿の中に設置しなければならない。熱電対列の高温側接合部に付着したすすは、測定の感度を維持するため必要に応じ除去しなければならない。

(3) 輻射源 第 2A 図及び第 2B 図に示されるように、全長 508mm

(20in)、外径 16mm (0.63in) の 4 本の LL 型シリコン・カーバイト素子を使用した輻射熱源を用いなければならない。熱源は、公称 1.4Ω で、 $100\text{kW}/\text{m}^2$ までの熱流を発生する能力を持たなければならない。当該シリコン・カーバイト素子を厚さ 1mm (0.03in) のセラミック・ファイバー又は珪酸カルシウム・ミルボードの直径 16mm (0.63in) の穴に差し込み、ステンレス・スチール製の板箱に設置しなければならない。支持板における穴の位置及びステンレス・スチール製覆板の位置を第 2B 図に示す。 $1.07\pm 0.05\text{mm}$

($0.042\pm 0.002\text{in}$) のステンレス・スチール製の面取りされたひし形の覆いを、垂直な試料面において均一な熱流密度が得られるよう、付加しなければならない。

(4) 空気配分系統 燃焼室へ流入する空気は、燃焼室の底部に設置した側面から穴の中心までの距離が 51mm (2in) に位置し、それぞれ隣り合う穴の中心間の距離が 102mm (4in) である 8 か所の No.4 ドリル穴を有する厚さ 6.3mm (0.25in) のアルミニウム製の板により配分しなければならない。120

か所の No.28 ドリル穴が等間隔に設けられている 18 ゲージのステンレス・スチール製の 2 番目の板を、アルミニウム製の板の上方 152mm (6in) の位置に設置しなければならない。十分調整された空気を供給することが必要である。試験装置内のおよそ 1/3 の流量を分離するように、ピラミッド形状部の底部の空気供給マニホールドには、当該マニホールド端から 10mm (0.38in) の位置に 48 か所の No.26 ドリル穴を等間隔に設けなければならない。

(5) 排気用煙突 断面 133mm×70mm (5.25×2.75in)、全長 254mm (10in) 28 ゲージのステンレス・スチール製の排気用煙突を、ピラミッド形状部の出口側に設置しなければならない。ステンレス・スチール製の板の 25mm×76mm (1.0×3.0in) の $0.50\pm0.05\text{mm}$ ($0.18\pm0.002\text{in}$) 調節板を、排気用煙突の内側中央であって、排気用煙突の底部から上方に 76mm (3in) の位置に空気流に対して垂直に設置しなければならない。

(6) 試料支持器

a 試料が垂直な状態で試験しなければならない。試料支持器 (第 3 図) は、第 4 (3) 項により要求されるアルミ箔に包まれた試料の周縁の 6mm (0.25in) のみに接触する試料支持棒を有しなければならない。V 型スプリングは、同時に当該アセンブリ全体をまとめて保持するために用いられる。溶解して滴下する傾向のある材料の試験のため、12×12×150mm (0.50×0.50×5.91in) の着脱可能な滴下物受け皿 1 個及び 2 本の直径 0.5mm (0.02in) のステンレス・スチール製の針金 (第 3 図) を使用しなければならない。種々の厚さの試料に適応させるためには、試料支持器の種々の穴に止め棒を挿入することにより、スプリング及び棒の位置を変化させてよい。

b ASTM E-906 において記載されている輻射熱遮へい板は使用しないので、挿入機構にガイドピンを追加しなければならない。ガイドピンは試料保持室の外部の挿入機構の溝のある金属板にはめ込まれる。それは挿入後に試料面を正確な位置に調整するのに使用することができる。試料の前面側の表面は、挿入後、閉じられた遮へい扉 (放射扉) から 100mm (3.9in) の位置に配置しなければならない。

c 試料支持器は、取付用ブラケットにはさみ込んで取り付けること (第 3 図参照)。取付用ブラケットは 13mm (1/2in) のナットに溶接された幅広の座金を貫通する 3 本のねじによって挿入棒に取り付けられなければならない。挿入棒の端部には、ナットに適合するネジを切り、挿入棒又は校正用熱量計を通す遮へい扉の穴を完全に塞ぐように調整された 2 個の 13mm (1/2in) のナットの間に厚さ 5.1mm (0.02in) の幅広座金を設置しなければならない。

(7) 熱量計 全熱流型熱量計は、全熱量を測定するために試料支持器に挿入された 1.27cm (1/2in) の Kaowool 「M」 板の中央部に設置されなければならない。当該熱量計は 180°の入射角度を有するものであって、入射する熱量に対して適切に校正されなければならない。

(8) 点火用火炎の位置 試料への点火は、本項 a 及び b 又は c に示すように試料を上下の点火用バーナー炎に同時にさらすことによって行わなければならない。3 秒を超える点火用火炎の断続的な消滅は試験結果を無効にすることになるため、下側点火用バーナーの炎を維持することを確実にするために、火花

点火装置を装備しても良い。

- a 下側点火用バーナー 点火用火炎の管は、外径 6.3mm (0.25in)、肉厚 0.8mm (0.03in) のステンレス・スチール製のものでなければならない。下側点火用バーナーには、120cm³/min のメタンガスと 850cm³/min の空気との混合気体が供給されなければならない。点火用バーナーの管の端部は、試料の熱にさらされる表面からの距離が 10mm (0.40in) であって、試料表面に対し垂直に配置すること。バーナーの管の出口の中心線は、熱にさらされる試料表面の下端から 5mm (0.20in) 上方において試料の中心における垂直線と直交しなければならない。
- b 標準的な 3 穴上側点火用バーナー 点火用バーナーは全長 360mm (14in)、外径 6.3mm (0.25in)、肉厚 0.8mm (0.03in) のステンレス・スチール製のものでなければならない。管の一端は閉鎖し、ガスがすべて同一方向に放射するように、No.40 ドリルにより 3 個の穴を 60mm (2.38in) 間隔で管にあけなければならない。第 1 の穴は管の閉鎖した端部より 5mm (0.19in) の位置にあけること。管は熱にさらされる試料の上端の 19mm (0.75in) 上方であって、かつ、同表面の 19mm (0.75in) 後方に設置しなければならない。管の中央の穴は、熱にさらされる試料表面に直交し、同表面の中心線を通る垂直面上に配置し、輻射熱源に向けなければならない。バーナーに供給されるメタンガスは、炎の長さが 25mm (1in) になるように調整をしなければならない。
- c 選択可能な 14 穴上側点火用バーナー。本バーナーを、第 2 (8) 項の b に規定される標準的な 3 穴バーナーの代替として用いてもよい。点火用バーナーは全長 400mm (15.75in)、外径 6.3mm (0.25in)、肉厚 0.8mm (0.03in) のステンレス・スチール製のものでなければならない。管の一端は閉鎖し、ガスがすべて同一方向に放射するように、No.59 ドリルにより 14 個の穴を 13mm (0.50in) 間隔で管にあけなければならない。第 1 の穴は管の閉鎖した端部より 13mm (0.50in) の位置でなければならない。管は、第 1B 図に示される通り試料の上に穴が配置されるように、試料支持器の上に設置されなければならない。点火用バーナーに供給される燃料は、体積でおよそ 50:50 の割合で空気と混合されたメタンでなければならない。総ガス流量は、25mm (1in) の火炎長を生み出すよう調整しなければならない。ガス・空気比率及び流量率が適切に調整された場合、火炎のおおよそ 6mm (0.25in) が黄色で現れる。

3 装置の較正

- (1) 発熱率 較正用バーナーは、第 4 図に示されるように、下側点火用バーナーの管の上端に気密型の接続器を使用して設置しなければならない。点火用火炎に供給されるガスは少なくとも純度 99% のメタンガスであって、流量が正確に計測されたものでなければならない。使用に先立ち、湿式ガス流量計を水平に置き、ガスの流れていない状態の下で、同流量計の内部指針の先端まで蒸留水を満たさなければならない。周囲温度及び蒸気圧は、湿式ガス流量計の内部温度を基準とする。基準となる最初の流量として約 1l/min を設定し、その後 4、6、8、6 及び 4l/min に流量を調整しなければならない。メタンガス流量

を記録する直前に、8l/min の流量で 2 分間燃焼室の条件を整えなければならない。これは校正の一部としては記録されない。基準となる最初の流量及び高流量の両方について、湿式ガス流量計の指針が完全に 1 回転する時間をストップ・ウォッチを用いて計測することにより流量を測定しなければならない。次の高流量に変化させる前に、最初の基準の流量に戻してから変化させなければならない。熱電対列の基準となる最初の電圧を計測する。バーナーへのガス流量を高流量へ増大させて 2 分間燃焼させ、その時の熱電対列の電圧を計測しなければならない。この手順を上記の 5 つの流量について繰り返さなければならない。得られた 5 つの値の平均値を校正係数として用いなければならない。平均値からの標準偏差が 5%を超える場合には、上記の手順を繰り返し実施しなければならない。計算式は第 6 項によること。

- (2) 熱流の均一性 試料における熱量の均一性について、定期的に及び熱部品の交換の際に $\pm 5\%$ の許容範囲内にあるか否かを検査しなければならない。
- (3) 第 2 (2) 項に記載した熱伝対列の高温側接合部に付着したすすは、校正された感度を維持するために必要に応じ除去しなければならない。

4 試験試料の調製

- (1) 試験試料は、材料及び工作の観点で航空機コンポーネントを代表するものでなければならない。当該試験試料の標準寸法は、 $149\pm 1\times 149\pm 1\text{mm}$ ($5.91\pm 0.03\times 5.91\pm 0.03\text{in}$) である。当該試料の厚みは、最大厚が 45mm (1.75in) までは、航空機コンポーネントと同じでなければならない。より厚いコンポーネントを代表する試験試料は、45mm (1.75in) としなければならない。
- (2) 調質 試料は本附録 F の I に規定された状態で調質しなければならない。
- (3) 設置 各試験試料は、熱にさらされる 1 つの面を除き、試料の全ての面を厚さ 0.025mm (0.001in) の単層のアルミ箔で確実に覆われなければならない。

5 試験方法

- (1) 当該試験のために設置した場合に使用される試料表面の中心で測定された輻射熱量が $3.5\pm 0.05\text{W/cm}^2$ になるように、熱輻射板への供給電力を設定しなければならない。輻射熱は、装置を通過する空気量を所定の流量に調整した後測定されなければならない。
- (2) 点火用火炎が点火された後、その位置が第 2 (8) 項に規定した位置にあることを点検しなければならない。
- (3) 装置を通る空気量は、オリフィス・プレートの上流 38mm (1.5in) 及び下流 19mm (0.75in) に配置された 2 つの圧力測定ポイントを有する内径 38.1mm (1.5in) のパイプ内に配置された円形のオリフィス・プレートにより制御されなければならない。当該パイプは、200mmHg (7.87inHg) の圧力差に設定された圧力計に接続されなければならない。(第 1B 図参照。)設備への総空気量はおよそ $0.04\text{m}^3/\text{s}$ である。垂直試料保持棒の停止位置は、燃焼室内に挿入した時に、熱にさらされる試料表面が入口から 100mm (3.9in) に位置するように設定されなければならない。
- (4) 放射扉を閉鎖した状態で試料を試料保持室に配置しなければならない。

外部気密扉を確実に閉じ記録装置を作動させなければならない。試料は燃焼室に挿入する前に試料保持室内に 60±10 秒間放置しなければならない。当該時間における最後の 20 秒間に熱電対列のゼロの値を決めなければならない。当該試料はゼロの値の決定完了前に挿入してはならない。

(5) 試料を燃焼室内に挿入する時、放射扉を開放しなければならない。試料を燃焼室内へ挿入した後に試料後方の放射扉を閉鎖しなければならない。

(6) (予備)

(7) 試料を挿入し、放射扉を閉じたときから時間を開始する。熱電対列の出力は、試料が燃焼室内にある間は少なくとも 1 秒間に 1 回の割合で記録されなければならない。

(8) 試験時間は 5 分間とする。下側点火用バーナー及び上側点火用バーナーは、試験の間確実に点火されていないが、3 秒を超えない断続的な火炎の消滅はあっても良い。更に、選択可能な三穴の上側点火用バーナーを用いる場合、少なくとも 2 つの炎は、試験の間確実に点火されていないが、3 つ全ての炎の 3 秒を超えない断続的な炎の消滅はあっても良い。

(9) 少なくとも 3 個の試料を試験しなければならない。

6 計算

(1) 較正係数は次式により計算する。

$$Kh \text{ [KW/mV]} = \frac{(F_1 - F_2) \text{ [l/min]}}{(V_1 - V_2) \text{ [mV]}} \times (210.8 - 22) \text{ [Kcal/mol]} \times \frac{273 \text{ [°K]}}{Ta \text{ [°K]}} \times \frac{(P - P_v) \text{ [mmHg]}}{760 \text{ [mmHg]}} \times \frac{1}{22.4 \text{ [l/mol]}} \times \frac{1}{0.01433 \text{ [Kcal/W} \cdot \text{min]}} \times \frac{1}{1000 \text{ [W/KW]}}$$

F_0 = 基準となる最初のメタン流量 [l/min]

F_1 = 高流量設定時のメタン流量 [l/min]

V_0 = 基準となる最初の熱電対列電圧 [mV]

V_1 = 高流量設定時の熱電対列電圧 [mV]

Ta = 周囲温度 [°K]

P = 周囲圧力 [mmHg]

P_v = 水蒸気圧 [mmHg]

(2) 発熱率は、次式により、任意の時刻における熱電対列の出力電圧の測定値から計算する。

$$HRR \text{ [KW/m}^2\text{]} = \frac{(Vm - Vb) \text{ [mV]} \times Kh \text{ [KW/mV]}}{0.02323 \text{ [m}^2\text{]}}$$

HRR = 発熱率 [KW/m²]

Vb = 基準電圧 [mV]

Vm = 測定された熱電対列の電圧 [mV]

Kh = 較正係数 [KW/mV]

(3) 発熱率を積分したものは、時間との関数として表される総発熱量であり、これは、発熱率に当該発熱率のデータをサンプリングする周期を乗じ、これを 0 から 2 分までの間で合計して計算される。

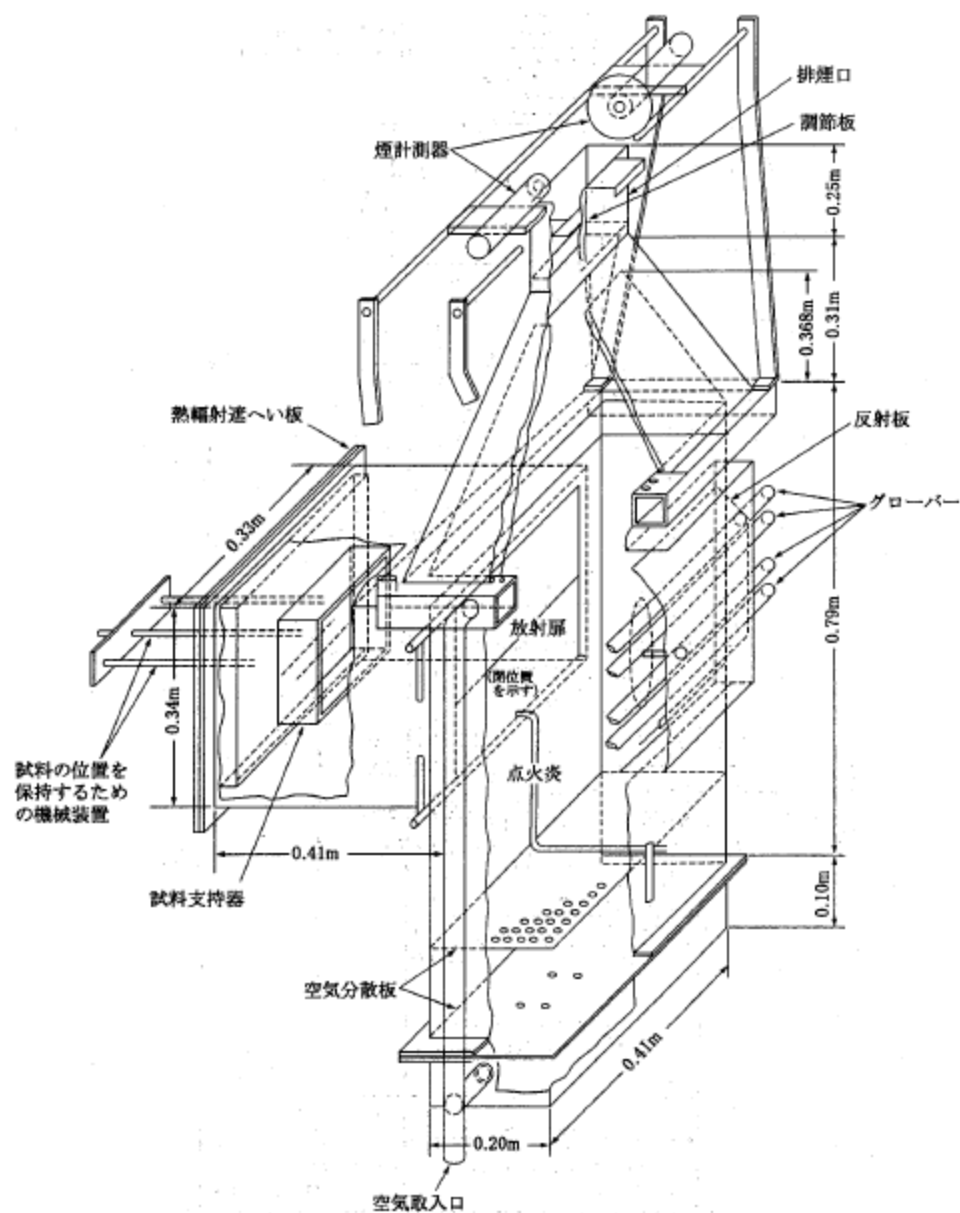
7 基準

試験した 3 個又はそれ以上の試料のそれぞれについて、熱にさらされた最初の 2 分間の正の総発熱量は、平均されなければならない、かつ、それぞれの試料における発熱量の最大値も平均されなければならない。総発熱量の平均値は $65\text{KW}\cdot\text{min}/\text{m}^2$ を超えてはならず、又、発熱量の最大値の平均は $65\text{KW}/\text{m}^2$ を超えてはならない。

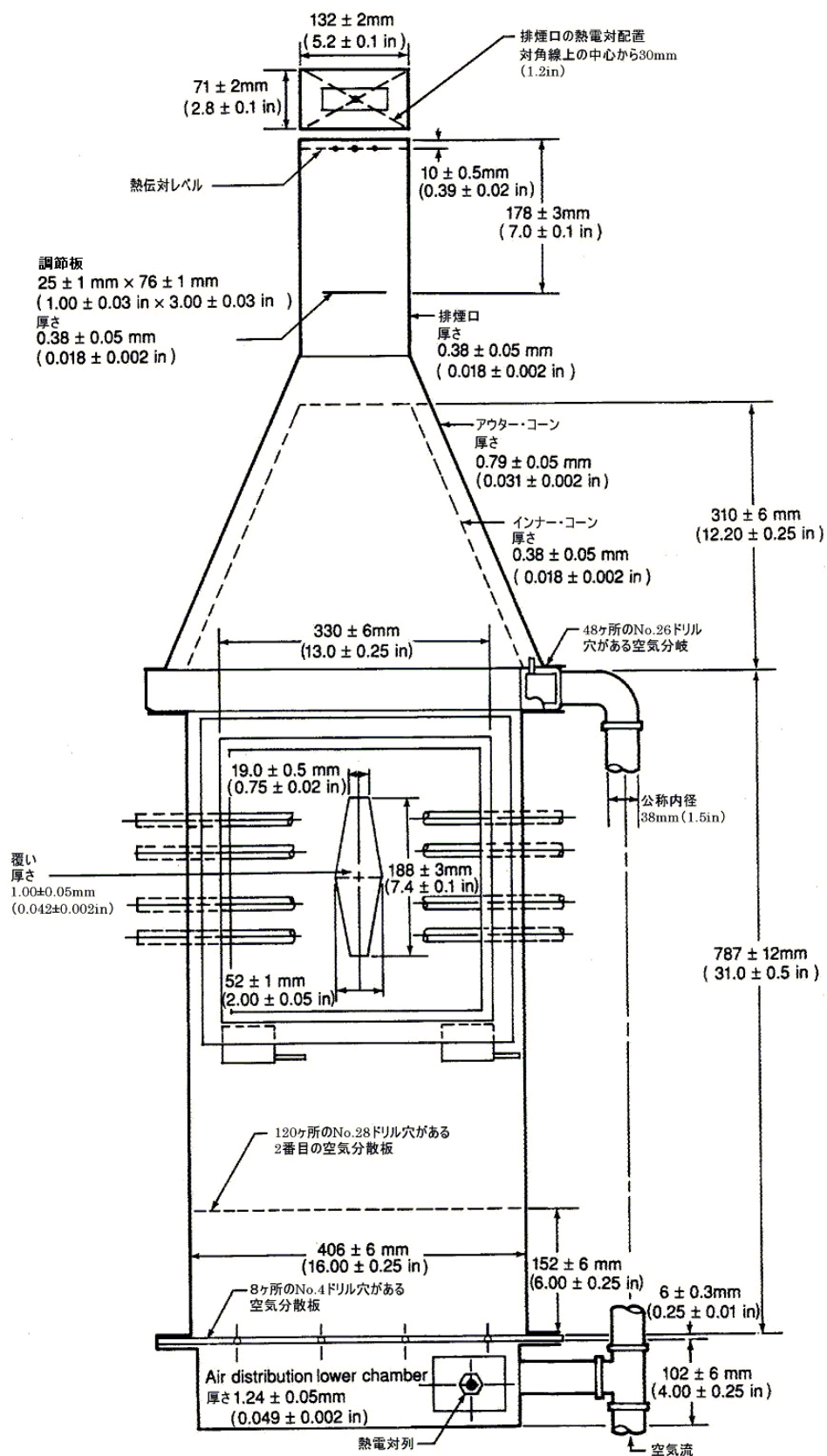
8 試験記録

試験記録には、試験された各試料について次の事項を記録しておかなければならない。

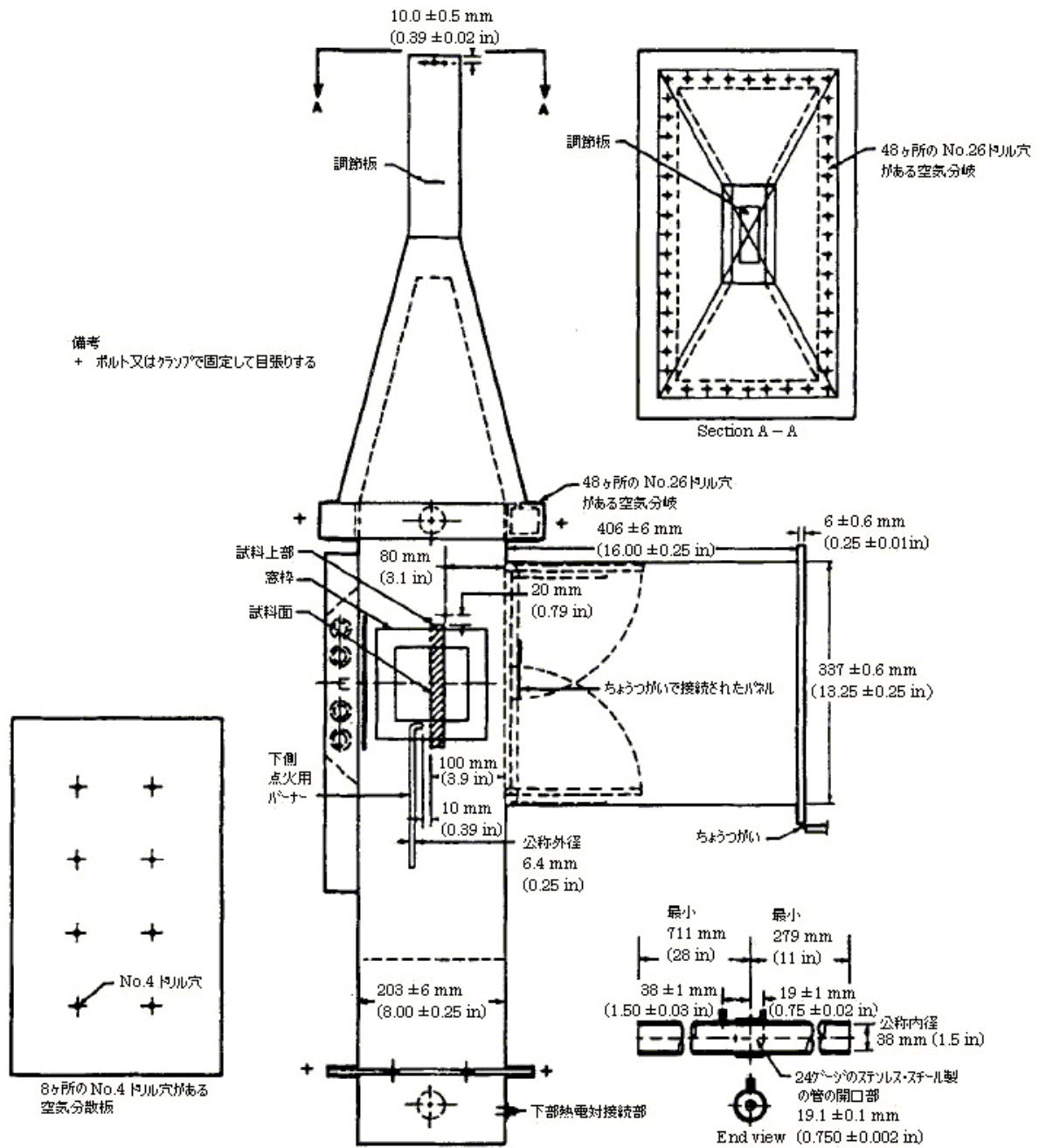
- (1) 試料に関する記述。
- (2) W/cm^2 単位で表した試料に対する輻射熱。
- (3) 10 秒を超えない間隔での時間の関数として表された発熱率 (KW/m^2) に関するグラフ化した又は表による記録。この場合、較正係数 (K_h) も記録しなければならない。
- (4) 熱にさらされる表面又は燃焼状況に影響を及ぼす溶解、たわみ、はく離等が生じた時には、これらの状態が観察された時間とともに、これらの状態についての記録。
- (5) 発熱率の最大値及び最初の 2 分間の発熱率の積分値。



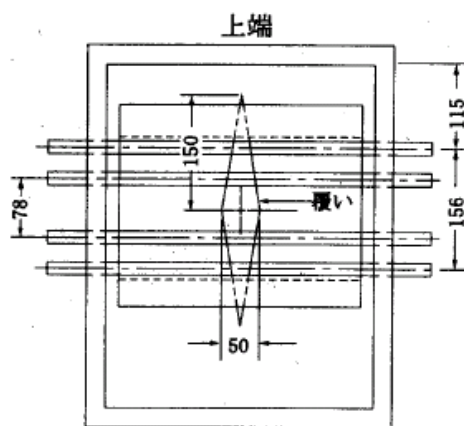
第1図 発熱率測定装置



第1A図 発熱率測定装置

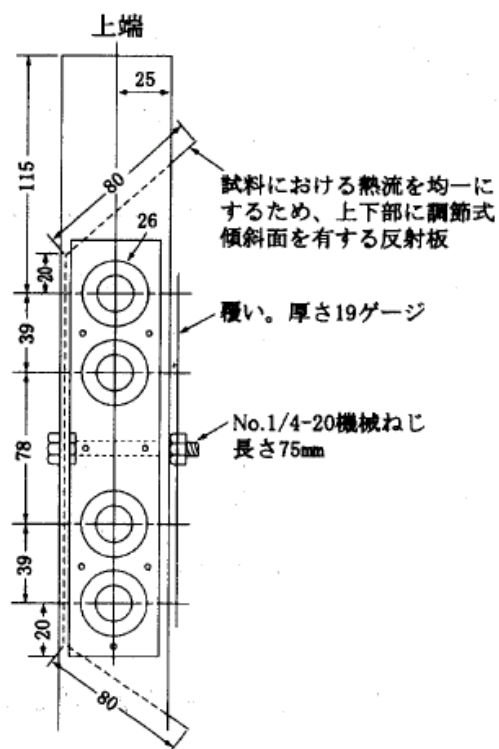


第 1B 図 発熱率測定装置



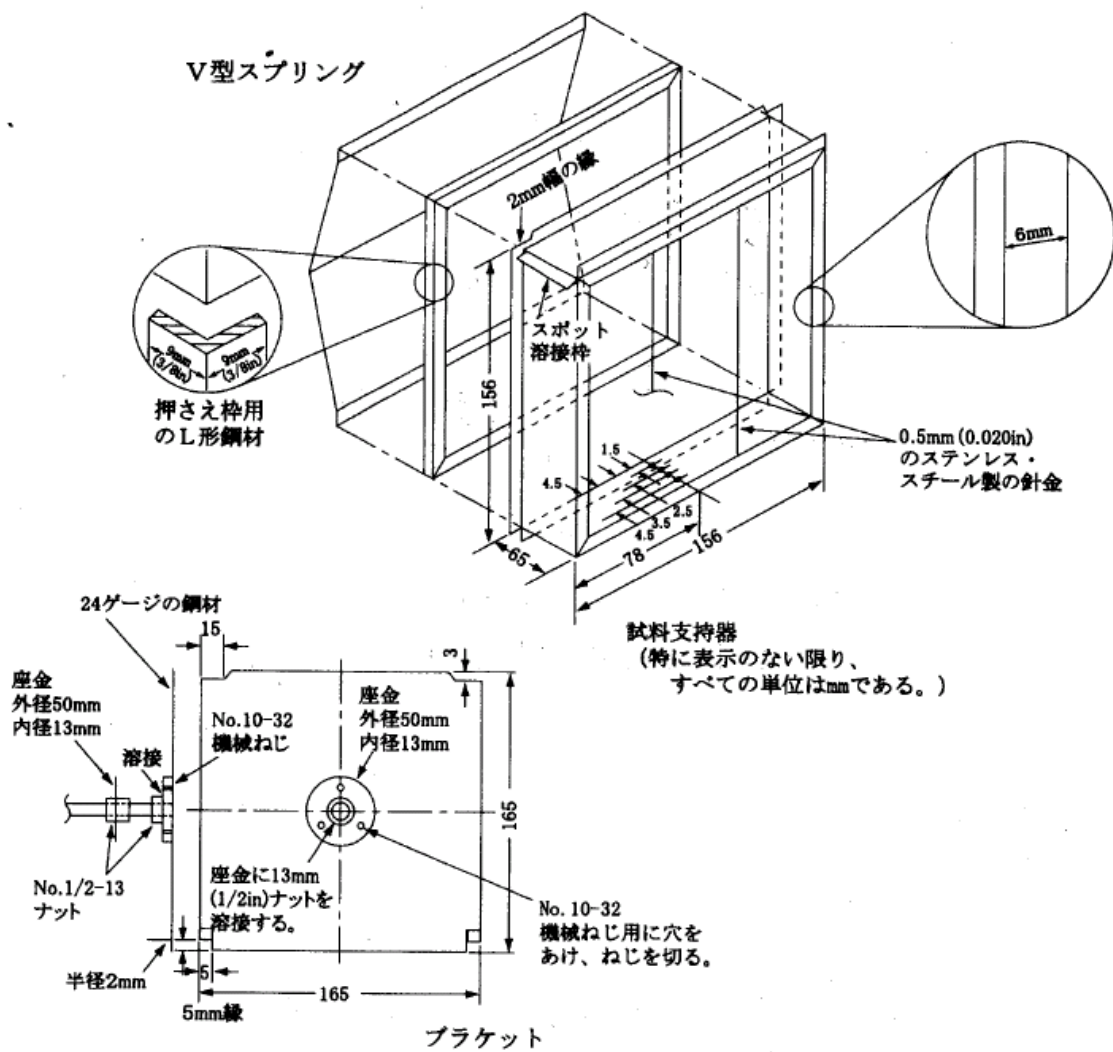
(特に表示のない限り、すべての単位はミリメートルである。)

第2 A図 グローバー輻射板

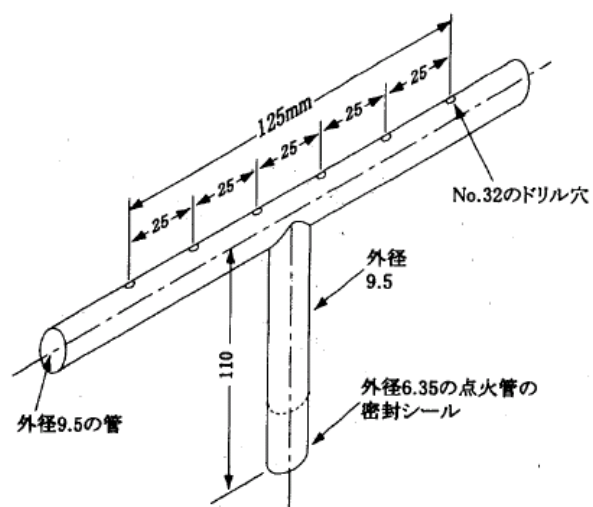


(特に表示のない限り、すべての単位はミリメートルである。)

第2 B図 グローバー輻射板

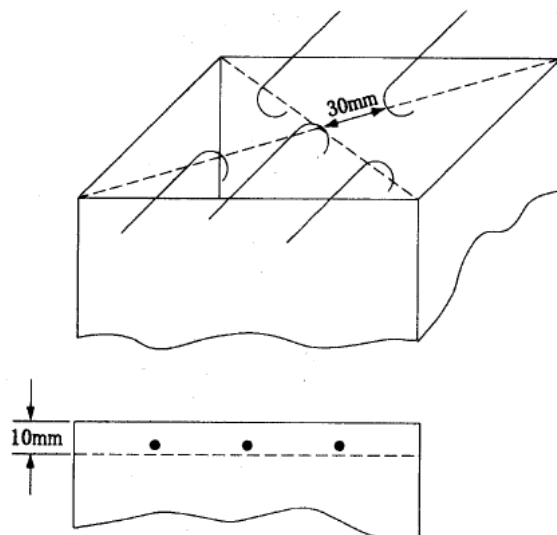


第3図



(特に表示のない限り、すべての単位はmmである。)

第4図 装置校正用バーナー



第5図 熱電対列の位置

V 客室内装材の煙放射特性を決定するための試験方法

1 試験方法の概要

試験する試料は、米国材料試験学会（ASTM）の標準試験方法 ASTM F814-83 に従って、製作、調質され、かつ、同試験方法に従った燃焼方式により試験されなければならない。

2 許容基準

3 個の試料について試験を実施し、4 分後に得られるそれぞれの光学煙密度値（Ds）の平均値が 200 を超えてはならない。

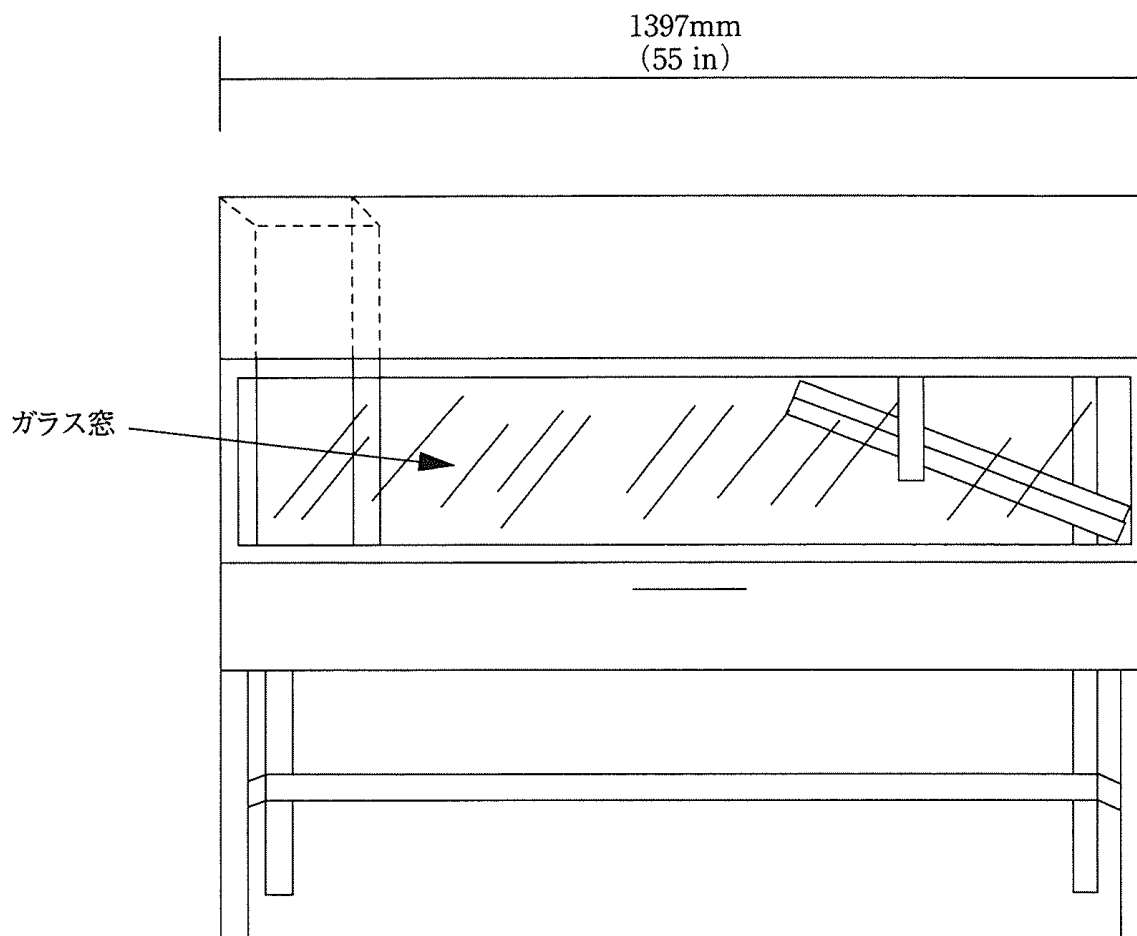
VI 断熱／防音材の燃焼性能及び燃焼長さ測定方法

輻射熱及び火炎にさらされた際の断熱／防音材の燃焼特性及び燃焼長さの評価には、本試験方法を使用すること。

1 定義

- (1) 本試験方法において、「燃焼長さ」とは、点火源の midpoint から計測して可視炎が試料の終端に向かって伝播した最も遠い距離をいう。点火してから試料上の炎が完全に消えてしまうまでの間にこの距離を計測すること。本計測は試験後の燃焼長さを決定するものではない。
- (2) 本試験方法において、「輻射熱源」とは、電気又はプロパンガスにより加熱されるパネルをいう。
- (3) 本試験方法において、「断熱／防音材」とは、熱又は音の伝播を防ぐために使用される材料又は材料組織をいう。例えば、フィルムの覆いで包まれたガラス繊維若しくはその他の中綿状のもの又は発泡体がこれに相当する。
- (4) 本試験方法において、「ゼロ点」とは、試料に対しパイロット・バーナーをあてる点をいう。

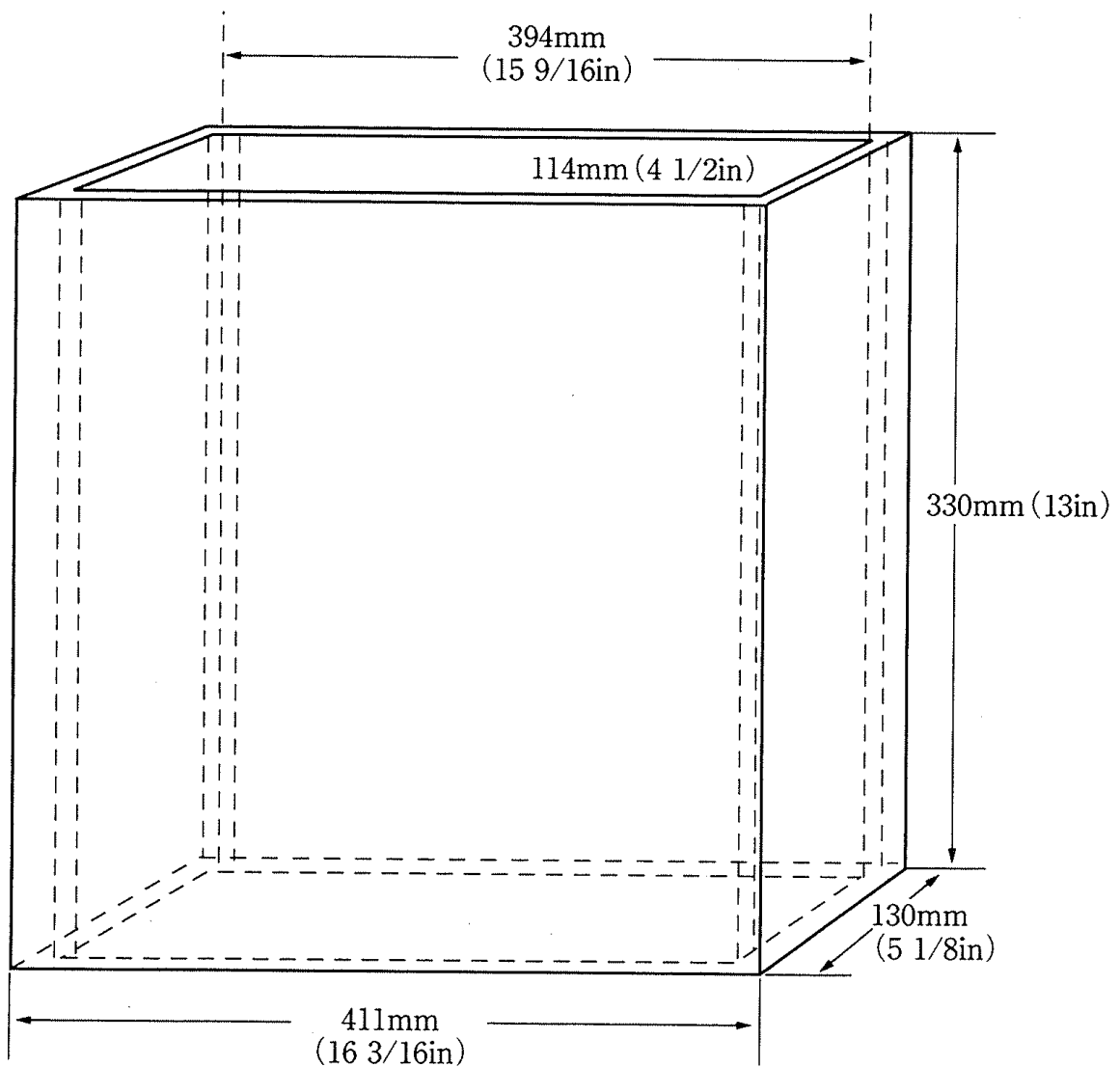
2 試験器具



第1図 熱輻射板試験チャンバー

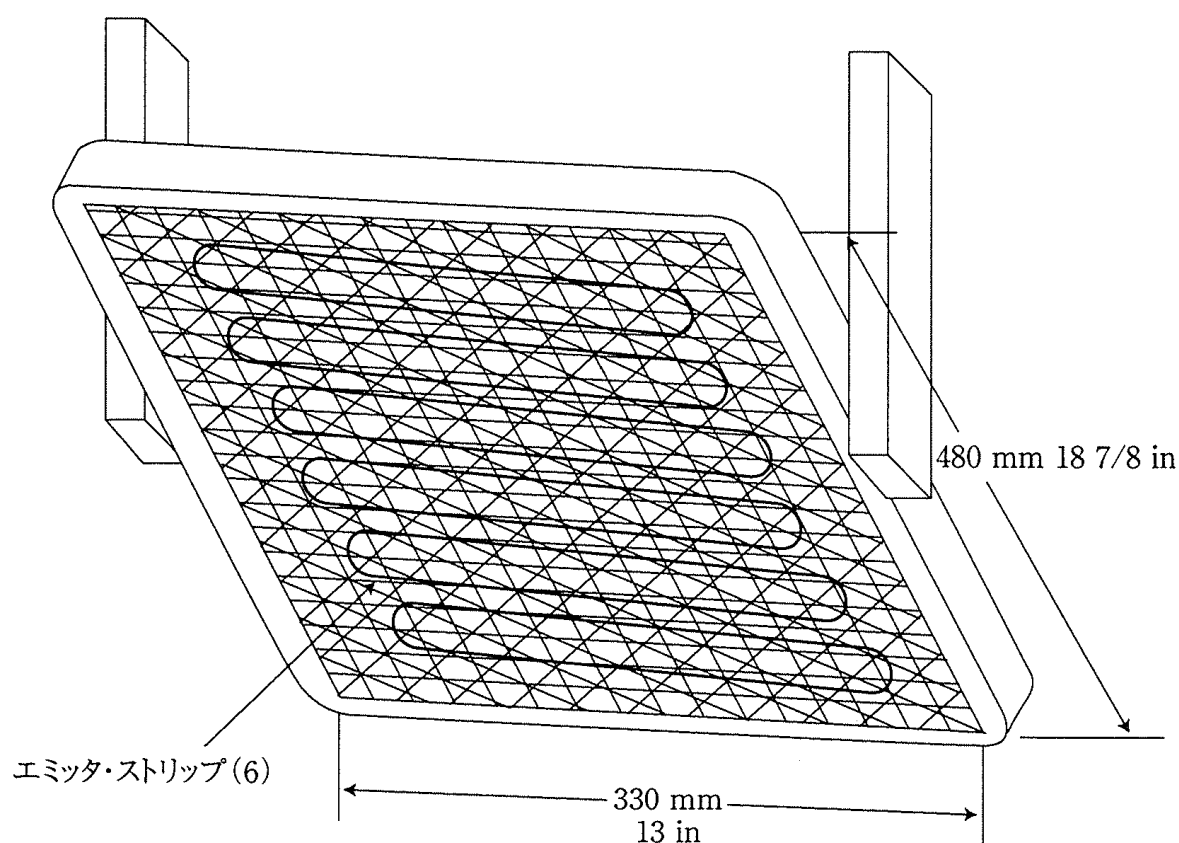
- (1) 熱輻射板試験チャンバー 試験は、熱輻射板試験チャンバー内にて行うこと（第1図を参照）。試験後の煙の除去を容易にするため、試験チャンバーは、排気フードの下に設置すること。熱輻射板試験チャンバーは、長さ1397mm（55in）及び奥行き495mm（19.5in）であって、かつ、試料からの高さが710mm（28in）から最大で762mm（30in）のものであること。Kaowool M™板のようなセラミック繊維で側面、下面および上面を被覆し断熱すること。前面には、試験中の試料の様子を確認するために1321mm×305mm（52in×12in）のすきま風が入らない耐熱ガラス窓を取り付けること。窓の下には、可動式の試料容器を操作できるようにドアを備えること。試料を固定し、かつ、水平に保つために、試験チャンバーの底面は水平移動用の鋼製のプラットフォームとなっていること。試験チャンバー内には、輻射熱源から反対側の端に、外部寸法が幅129mm（5.1in）、奥行き411mm（16.2in）、高さ330mm（13in）の排気口を取り付けること。当該排気口の内部寸法は幅114mm（4.5in）、奥行き395mm（15.6in）であって、排気口は試験チャンバーの上面まで伸びていなければならない（第2図を参照）。

13mm (1/2in) Kaowool M™板
 16ゲージ (1.6mm 1/16in) アルミニウム板
 3.2mm (1/8in) 鉄製アングル

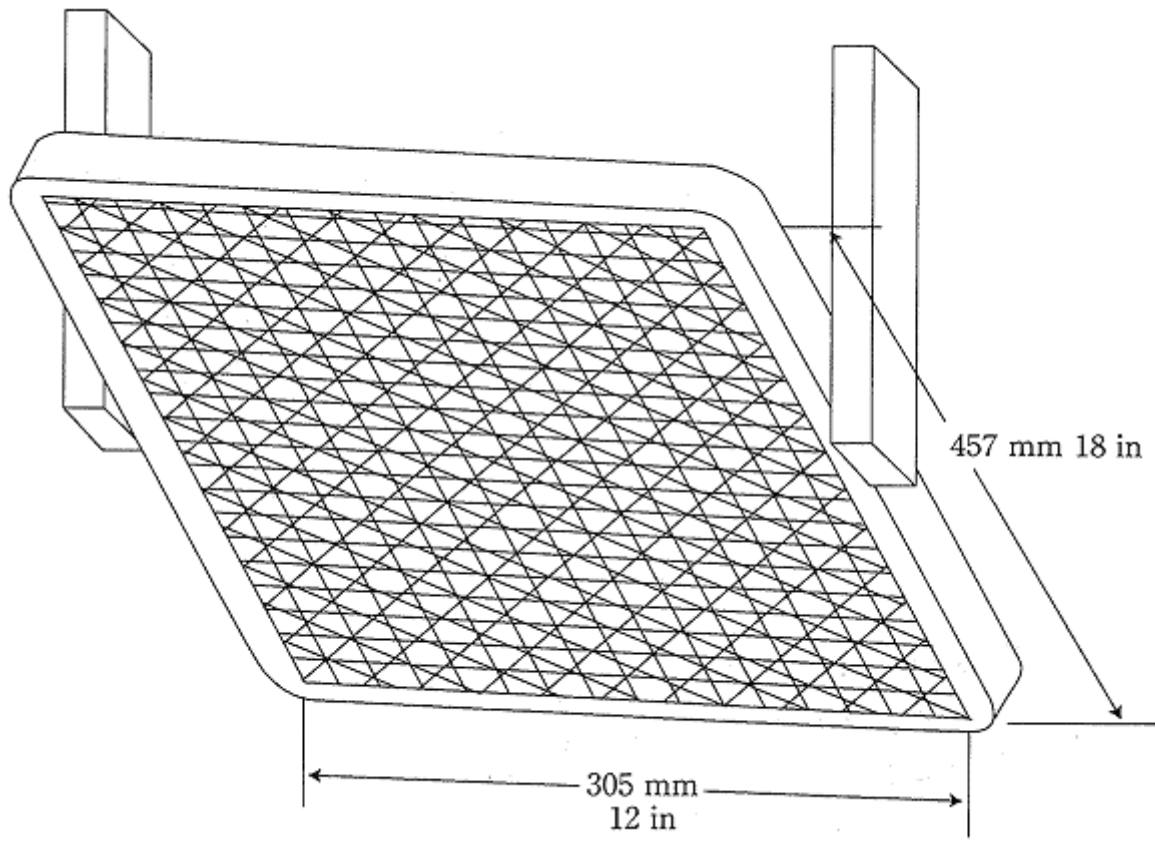


第 2 図 内部排気口

(2) 輻射熱源 輻射熱源は、鉄製フレーム又はそれと同等なものの内部に設置すること。電気パネルには幅 76mm (3in) のエミッタ・ストリップが 6 個備わっていること。エミッタ・ストリップはパネルの縦方向に垂直でなければならない。パネルの輻射面は 327mm×470mm (12 7/8in×18 1/2in) の大きさでなければならない。パネルは 704℃ (1300°F) の温度まで作動可能でなければならない。プロパン・パネルは多孔性かつ耐火性を有する材質であり、305mm×457mm (12in×18in) の輻射面を有しなければならない。パネルは 816℃ (1500°F) の温度まで作動可能でなければならない。第 3 a 図及び第 3 b 図を参照すること。



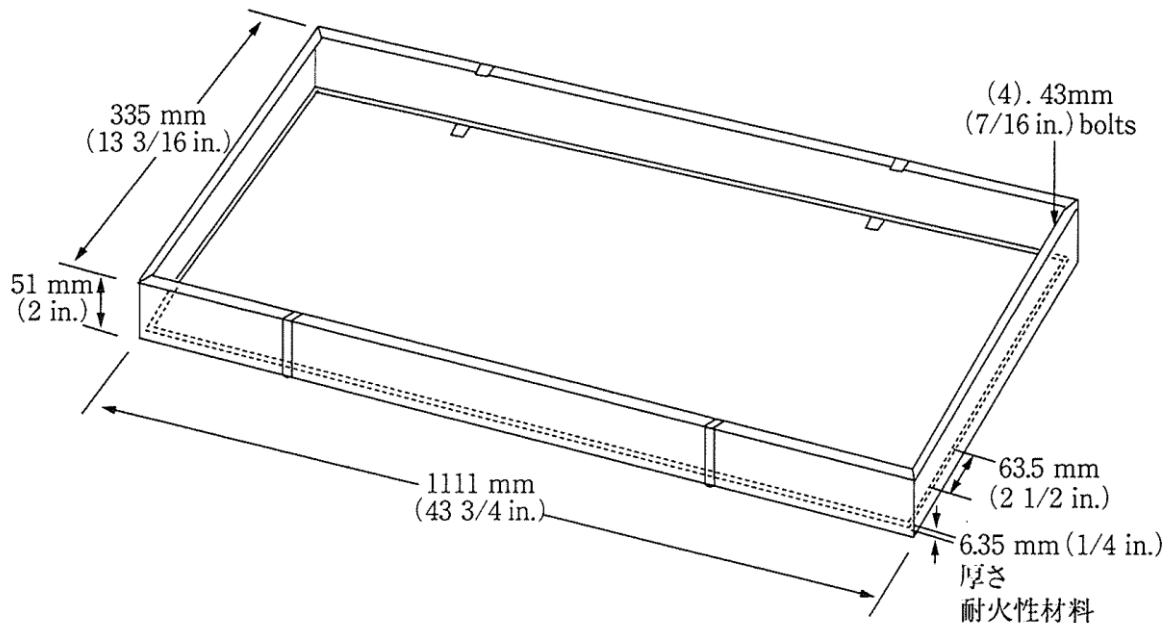
第 3 a 図 電気パネル



第3 b 図 空気プロパン輻射パネル

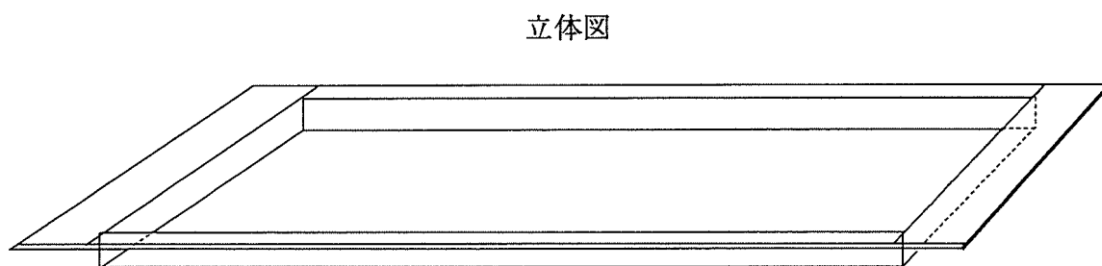
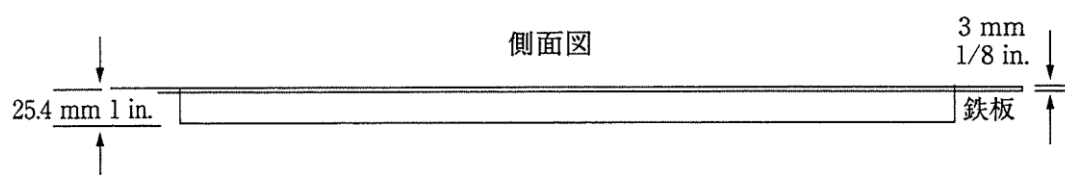
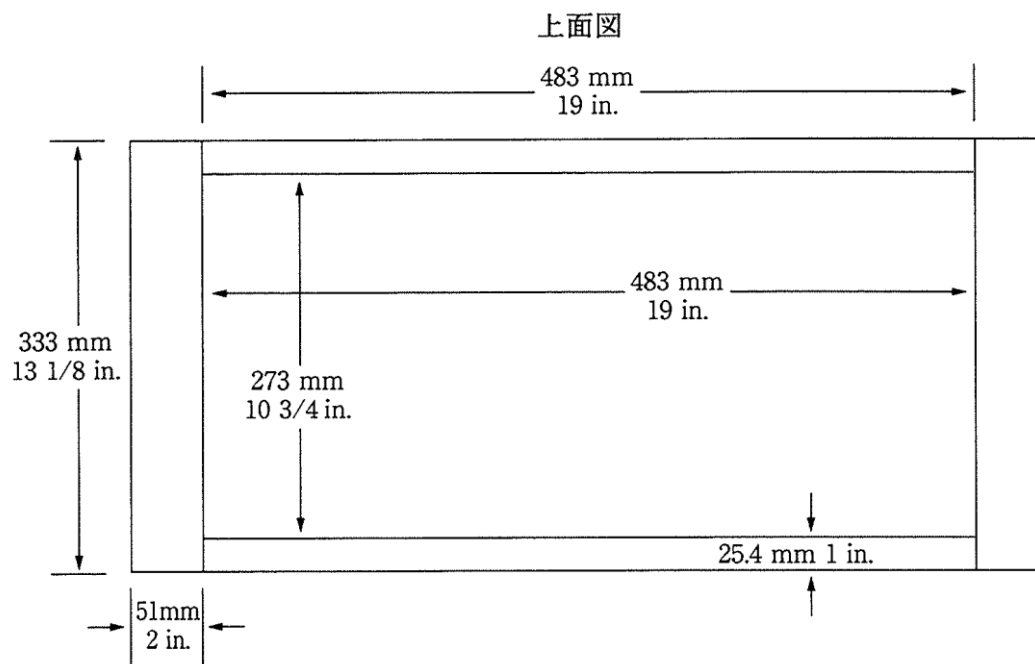
- a 電気輻射パネル 輻射パネルは3相 208 ボルトで作動させなければならない。ただし、単相 240 ボルトで作動するパネルを使用してもよい。電気パネルの作動パラメータを制御するには、半導体電源コントローラー及びマイクロプロセッサ制御のコントローラーを使用すること。
 - b プロパン輻射パネル 輻射パネルの燃料としては、プロパン（液体石油ガス—2.1 UN 1075）を使用すること。パネルへの燃料供給系統は、ほぼ大気圧力にて空気と気体燃料を混合するためのベンチュリ管型吸入器から構成されていなければならない。燃料と空気のパネルへの流量を監視し制御するために、適切な機器を使用すること。空気流量ゲージ、空気流量調節器、気体圧力ゲージもこれに含まれる。
 - c 輻射パネルの設置 試料の水平面と 30 度の角度をなし、かつ試料のゼロ点から 191mm (7 1/2in) 上方になるように試験チャンバー内にパネルを設置すること。
- (3) 試料保持機構
- a スライディング・プラットフォームは、試料設置の際にハウジングの役割をする。様々な厚さの試料を保持するために、プラットフォームの上端にブラケットを取付けてもよい。プラットフォームの底又はブラケットの底どちらかに、Kaowool M™ 板若しくは 1260 標準板（サーマル・セラミクス社で

製造されヨーロッパで入手できる）又はそれらと同等のものを敷き、その上に試料を設置すること。試料の高さの要件を満たすために、試料の厚さに応じて複数枚のシートを使用してもよい。一般的に、これらの不燃性材料は **6mm (1/4in)** の厚さでを使用すること（第4図を参照すること）。試料の高さの要件を満たす限り、第4図に示す深さ **50.8mm (2in)** のプラットフォームよりも深いプラットフォームを使用してもよい。



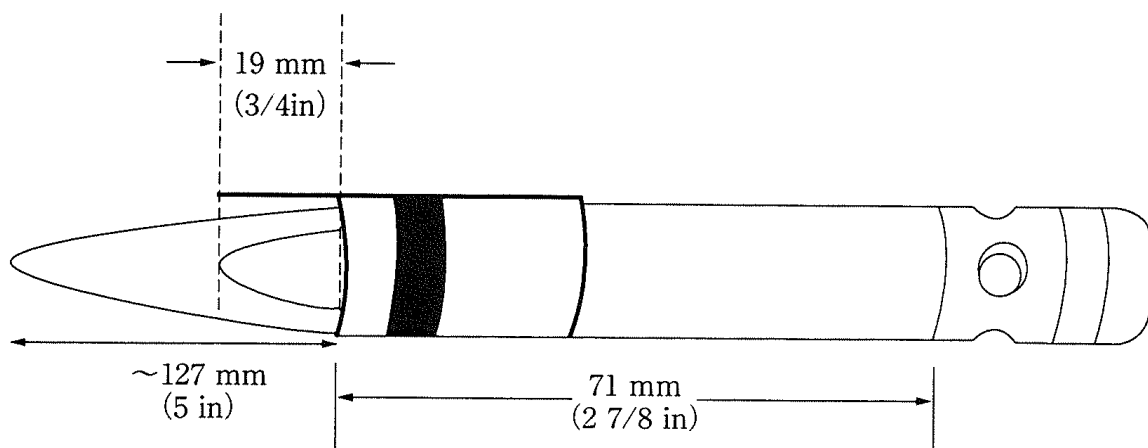
第4図 スライディング・プラットフォーム

- b 厚さ **13mm (1/2in)** の **Kaowool M™** 板又は他の **1054mm×210mm (41 1/2in×8 1/4in)** の大きさの耐熱材を、プラットフォームの裏側に添付すること。この板は蓄熱器の役割を果たし、試料が過度に熱せられることを防ぐ。また、この板は、プラットフォームの動き（試験チャンバーへの出入り）を妨げるような高さであってはならない。ただし、プラットフォームの裏側の高さが、プラットフォームが外に出ている際に試料が過剰に熱されることを防止できる十分な高さに加工作されている場合には、蓄熱のための板は不要である。
- c 不燃性の板の上に水平に試料を設置すること。厚さが **3.2mm (1/8in)** であり、全体の寸法が **584mm×333mm (23in×13 1/8in)** で試料開口部分の大きさが **483mm×273mm (19in×10 3/4in)** である軟鋼で組み立てられた保持又は固定用の枠を試料の上に設置すること。当該試料保持枠の上部フランジの前後及び右側部分はスライディング・プラットフォームの上部に置かれ、下部フランジは試料の四方すべてを挟んでいなければならない。下部フランジの右側部分はスライディング・プラットフォームと接しなければならない。図5を参照すること。



第 5 図 3 面図

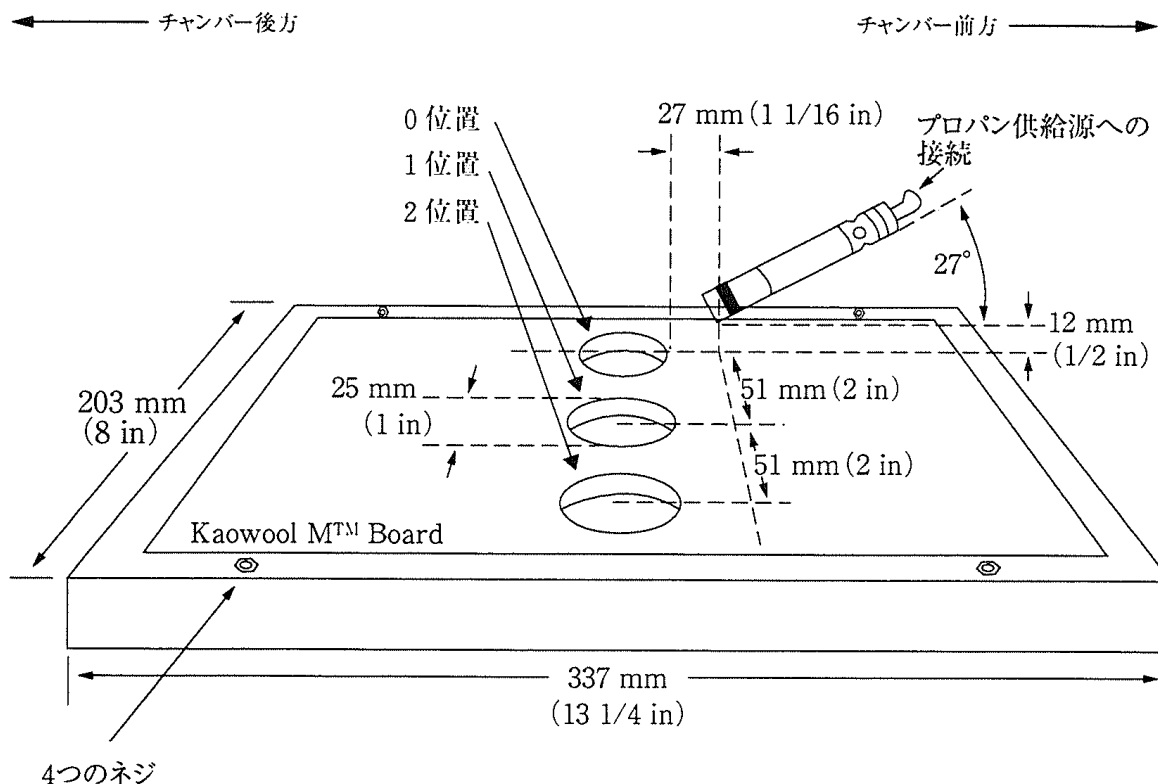
- (4) パイロット・バーナー 試料点火用に使われるパイロット・バーナーは、軸対称なバーナー先端部及びオリフィスの直径が 0.15mm (0.006in) であるプロパン供給用チューブを備えた Bernzomatic™ 商業用プロパンベンチュリトーチでなければならない。バーナーチューブの長さは 71mm ($2\frac{7}{8}\text{in}$) でなければならない。長さ 19mm ($\frac{3}{4}\text{in}$) の青色内部炎を得るために、調節器を通じてガス圧力を調整することによってプロパン流量を調整すること。火炎長さを調整するために、薄い金属片のような長さ 19mm ($\frac{3}{4}\text{in}$) のガイドをバーナー上部にはんだ付けしてもよい。火炎の全長はおよそ 127mm (5in) でなければならない。火炎を水平に、かつ試料面から少なくとも 50mm (2in) 上にすることができるよう、バーナーを点火位置から動かせる空間を確保すること。第6図を参照すること。



第6図 プロパンパイロットバーナー

- (5) 熱電対 試験チャンバー内の温度計測を行うにあたっては、AWG（アメリカン・ワイヤ・ゲージ）24番のK型（クロム・アルメル）熱電対を取り付けること。熱電対は、試験チャンバーの背部に空けられた小さな穴を通して試験チャンバー内に挿入すること。試験チャンバーの後部壁から 279mm (11in)、試験チャンバーの右側壁から 292mm ($11\frac{1}{2}\text{in}$)、輻射パネルから下方に 51mm (2in) の位置に届くように熱電対を設置すること。また、他の熱電対を使用してもよい。
- (6) 熱量計 熱量計は 25mm (1in) の円筒型水冷式であって、有効測定範囲が $0\sim 5.7\text{W}/\text{cm}^2$ ($0\sim 5\text{BTU}/\text{ft}^2\text{-sec}$) の全熱流式薄膜型ガードン・ゲージを使用しなければならない。
- (7) 熱量計較正の仕様及び手順
- 熱量計の仕様
 - 薄膜の直径は $6.35\pm 0.13\text{mm}$ ($0.25\pm 0.005\text{in}$) であること。
 - 薄膜の厚みは $0.013\pm 0.0025\text{mm}$ ($0.0005\pm 0.0001\text{in}$) であること。
 - 薄膜の材質は熱電対等級コンスタンタンであること。
 - 温度計測は銅製コンスタンタン熱電対であること。
 - 中心銅線の直径は 0.013mm (0.0005in) であること。

- (f) 熱量計の表面全体が放射率 96%以上の”ブラック・ベルベット”で薄く塗装されていること。
- b 熱量計の較正
- (a) 較正の方法は、標準化されたトランスデューサとの比較によるものであること。
- (b) 標準となるトランスデューサは、第Ⅲ部附録FのVIの2(6)に規定される仕様を満たさなければならない。
- (c) 適切な公的機関等とのトレーサビリティのある原器によって、標準となるトランスデューサを較正すること。
- (d) 伝達手段は、加熱された黒鉛製の板とすること。
- (e) 黒鉛製の板は電気で加熱されたものであって、板の両面には少なくとも $51\text{mm} \times 51\text{mm}$ (2in $\times$ 2in) のきれいな表面が存在し、その厚さは、 $3.2 \pm 1.6\text{mm}$ ($1/8 \pm 1/16\text{in}$) でなければならない。
- (f) 2つのトランスデューサを板の中心をはさんで各々反対側に、板から等距離になるように設置する。
- (g) 板から熱量計までの距離は、 1.6mm (0.0625in) 以上 9.5mm (0.375in) 以下でなければならない。
- (h) 較正に使用する測定範囲は、 $0 \sim 3.9\text{W/cm}^2$ ($0 \sim 3.5\text{BTU/ft}^2\text{-sec}$) 以上であって、かつ、 $0 \sim 6.4\text{W/cm}^2$ ($0 \sim 5.7\text{BTU/ft}^2\text{-sec}$) 以下でなければならない。
- (i) 使用される記録装置は、2つのトランスデューサの記録を同時にとるか、又は少なくとも各トランスデューサの記録を 1/10 秒以内に交互に記録しなければならない。
- (8) 熱量計の固定 スライディング・プラットフォームを試験チャンバー内から引き出した状態で、熱量計固定枠を取付け、当該固定枠に近接するように、不燃性材質のシートをプラットフォームの底部に設置すること。これは、較正中に熱の散逸を防ぐためである。固定枠は奥行き 333mm ($13\frac{1}{8}\text{in}$) で幅 203mm (8in) の大きさであって、プラットフォームの上に設置されること。また、固定枠は、厚さ 3.2mm ($1/8\text{in}$) の平板状の鋼で組み立てられ、プラットフォームの上面と水平に厚さ 12.7mm ($1/2\text{in}$) の耐火性を有する板を設置できるような開口部を備えていなければならない。板には熱量計を差し込むためのドリルで開けた直径 25.4mm (1in) の貫通孔が3つなければならない。1番目の孔(これを第0位置とする。)の中心線から輻射パネル表面までの距離は $191 \pm 3\text{mm}$ ($7\frac{1}{2} \pm 1/8\text{in}$) でなければならない。1番目の孔と2番目の孔の中心線間距離は 51mm (2in) でなければならない。2番目の孔と3番目の孔の中心線間距離も同様でなければならない(図7を参照すること)。組立方法が異なる熱量計固定枠については、1番目の孔の中心線から輻射パネル表面までの距離及び孔同士の中心線間距離が本項の条件と同様である場合に限り許容される。



第 7 図 熱量計固定枠

(9) 記録装置 熱量計及び熱電対の出力を計測及び記録するため、適切な測定範囲を有する校正された記録装置又は電子化されたデータ記録装置を準備すること。電子化されたデータ記録装置は、校正中に、1 秒ごとの熱量計の出力を記録することができること。

(10) タイミング装置 パイロット・バーナーを使用する時間を測定するため、1 時間あたり ± 1 秒の精度を有するストップ・ウォッチ又はその他の装置を準備すること。

3 試料

(1) 試料の準備 少なくとも 3 個の試料を準備及び試験すること。延伸フィルムカバー材を使用する場合には、縦糸及び横糸方向の両方について準備及び試験を行うこと。

(2) 試料の作成 試料には断熱／防音材の製造に使用されるすべての材料（中綿、フィルム、綿織物、テープ等）が含まれること。発泡体やガラス繊維等の心材をカットし、また、フィルムカバーを使用する場合には、心材を覆うのに十分な大きさにカットすること。ガラス繊維の試料の準備にあたっては、ガラス繊維を圧縮することなく加工することができるよう、ヒート・シールによる方法が推奨される（いわゆるボックス・サンプル）。ヒート・シールができないカバー材を使用する場合であっても、当該カバー材が心材を圧縮せずに覆うことができる大きさにカットされているのであれば、留め金、縫合、テープにより綴じてもよい。それら綴じするための手段は、つなぎ目の全長にわ

たって、可能な限り途切れないようにすべきである。また、試料の厚さは、実際に航空機に装着する際の厚さと同一であること。

- (3) 試料の寸法 スライディング・プラットフォームの適切な位置に試料を取り付けることを容易とするため、ガラス繊維のように固くない心材については、幅 318mm (12 1/2in)、長さ 584mm (23in) の大きさにカットすること。発泡体のように固い心材の場合には、スライディング・プラットフォームに適切に取り付けられるよう、また、剥き出しの面がプラットフォームの開口部とフラットになるように、幅 292 ± 6 mm (11 1/2 $\pm$ 1/4 in)、長さ 584mm (23in) の大きさにカットすること。

- 4 試料の調質 試料は少なくとも試験開始前 24 時間は、温度 $21 \pm 2^\circ\text{C}$ ($70 \pm 5^\circ\text{F}$)、湿度 $55\% \pm 10\%$ で調質しておかなければならない。

5 試験装置の較正

- (1) スライディング・プラットフォームを試験チャンバーから取り出し、熱量計固定枠を取り付ける。当該プラットフォームを再びチャンバーに戻し、熱量計を一番目の穴（第 0 位置）に挿入する（第 7 図を参照）。スライディング・プラットフォームの下にあるボトム・ドアを閉める。この位置における熱量計の中心線から輻射パネルまでの距離は、 191 ± 3 mm (7 1/2 $\pm$ 1/8 in) であること。輻射パネルに点火する前に、熱量計の表面に汚れがなく、熱量計を流れ通る水があることを確認すること。
- (2) 輻射パネルに点火する。第 0 位置において $1.7\text{W}/\text{cm}^2 \pm 5\%$ ($1.5\text{BTU}/\text{ft}^2 - \text{sec} \pm 5\%$) となるように、燃料混合空気の流量を調節すること。電気パネルを使用する場合には、適切な熱流束が得られるように出力コントローラーをセットすること。装置が安定するまで放置すること（1 時間かかることもある）。このとき、パイロット・バーナーは点火せずに下げ位置にしておくこと。
- (3) 装置が安定した後、熱量計を第 0 位置から第 1 位置まで 51mm (2in) 移動させ、熱流束を測定する。そして、熱量計を第 2 位置に移動させ、熱流量を測定する。ただし、各位置においては、熱量計が安定するまで待つこと。3 つの位置における一般的な較正值は、第 1 表のとおりである。

第 1 表 較正表

位置	BTU/ft ² -sec	W/cm ²
第 0 位置	1.5	1.7
第 1 位置	1.51-1.50-1.49	1.71-1.70-1.69
第 2 位置	1.43-1.44	1.62-1.63

- (4) ボトム・ドアを開け、熱量計と取り付け器具を外すこと。取り付け器具は高温なため注意すること。

6 試験手順

- (1) パイロット・バーナーを点火する。当該バーナーがプラットフォームの上

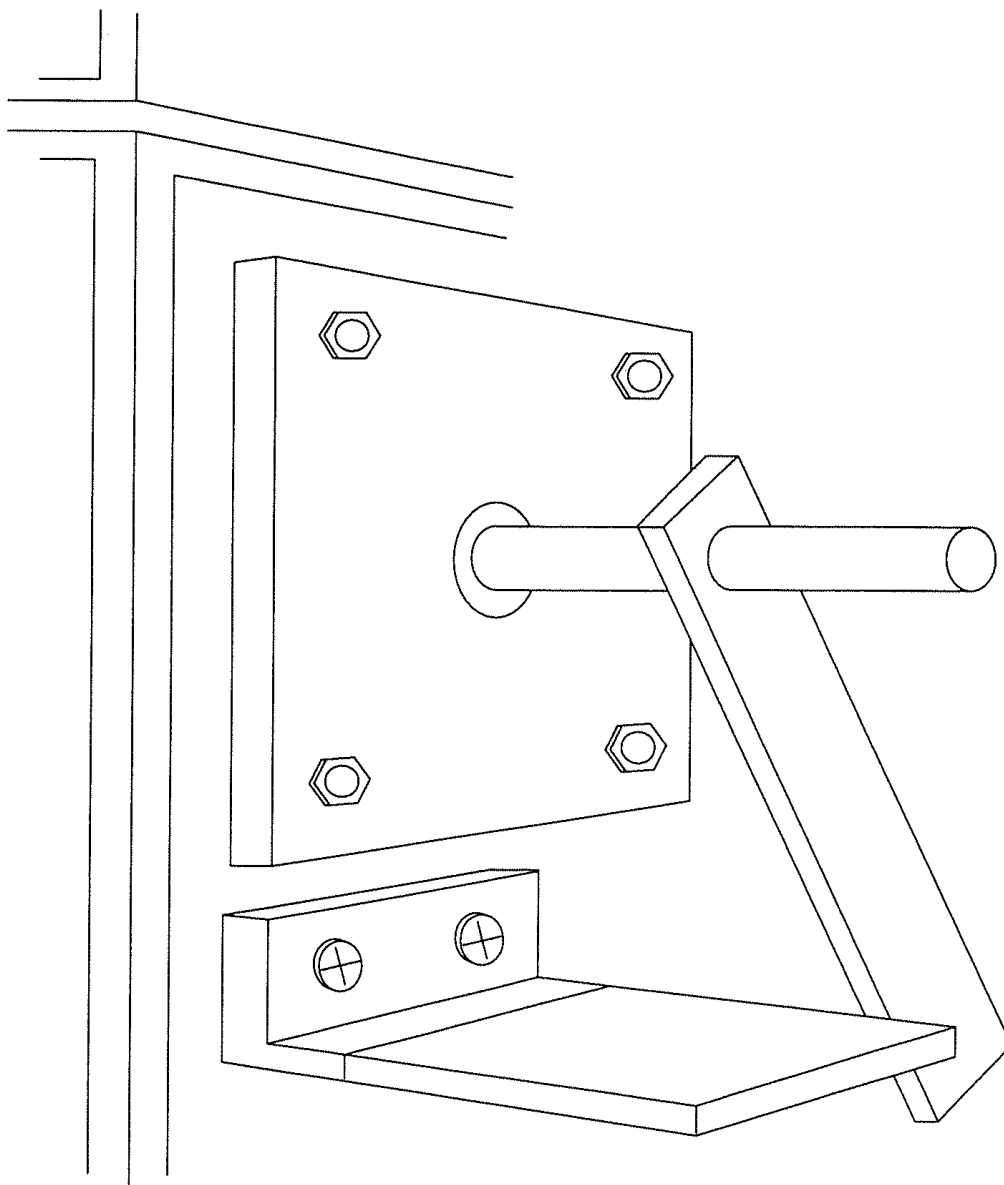
部から少なくとも 51mm (2in) 上方に位置することを確認すること。試験が開始されるまで、バーナーと試料は接してはならない。

(2) スライディング・プラットフォームの中に試料を置くこと。試料の表面はプラットフォームの上面と水平であること。ゼロ点において、試料の表面は輻射パネルの下方 $191\pm 3\text{mm}$ ($7\frac{1}{2}\pm 1/8\text{in}$) に位置すること。

(3) 試料保持枠を試料の上方に設置すること。試料と輻射パネルの距離を一定（第0位置において $191\pm 3\text{mm}$ ($7\frac{1}{2}\pm 1/8\text{in}$)）に保つため、試料の圧縮等の理由により、場合によっては、試料を上げたり下げたりする調節が必要になることもある。また、フィルムとガラス繊維の組み合わせによる試料にあっては、フィルムカバー内の空気を出すためにフィルムカバーに隙間を作ることが重要である。このことは、試料の位置を適切に保つ（プラットフォームの上部との水平を保つ。）ため、また、試験中に換気を行うために必要である。長さ約 51mm (2in) の縦の隙間が、試料保持枠の左側のフランジから $76\pm 13\text{mm}$ ($3\pm 1/2\text{in}$) に位置すること。カッターナイフを使って、フィルムカバーを切ってもよい。

(4) 直ちに、スライディング・プラットフォームを試験チャンバーに押し入れ、ボトム・ドアを閉めること。

(5) ゼロ点においてパイロット・バーナーの炎を試料の中央に接触させるのと同時に、タイマーを始動させること。パイロット・バーナーは、試料と 27 度の角度をなすよう、また、試料の上方約 12mm ($1/2\text{in}$) に位置させること（第7図を参照）。第8図に示すような位置留め装置は、常にバーナーの位置を適正な位置にすることを可能とする。



第8図 プロパン・バーナー・ストップ

(6) その位置でバーナーを 15 秒間燃焼させ、その後、試料より少なくとも 51mm (2in) 上方にバーナーを移動させること。

7 試験記録

- (1) 試験を行った試料の特定及び試料に関する記述
- (2) 試料のいかなる縮み又は溶解の有無
- (3) 燃焼長さ。ただし、この距離が 51mm (2in) 未満である場合には、合格と記載すること（距離を測定する必要はない）
- (4) バーナーを離してから燃焼時間

8 許容基準

- (1) すべての試料について、パイロット・バーナーの炎の中心線から左側への燃焼長さが、**51mm (2in)** を超えないこと。
- (2) すべての試料について、パイロット・バーナーを離してから燃焼時間が、**3 秒**を超えないこと。

VII 断熱／防音材のバーンスルー特性を決定するための試験方法

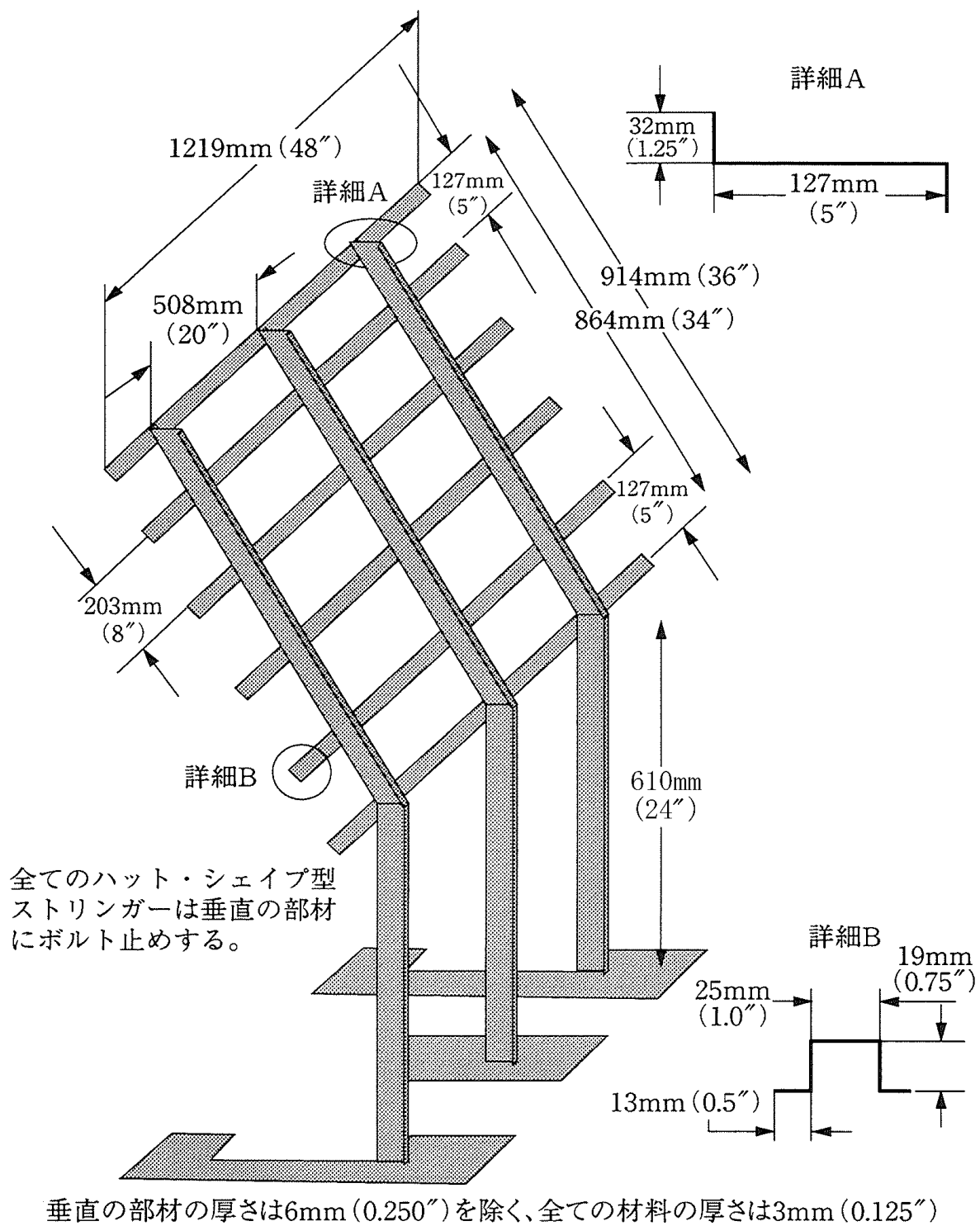
航空機用の断熱／防音材が強い炎に直接さらされた際のバーンスルー特性の評価には、以下の試験方法を使用すること。

1 定義

- (1) 本試験方法において、「バーンスルー時間」とは、バーナーの炎が試料を貫通する時間（秒）又は試料から 30.5cm (12in) 離れた位置から熱した際に、試料の機内側に相当する側において熱流束が 2.27W/cm^2 ($2.0\text{BTU/ft}^2\text{-sec}$) に達するために必要な時間のいずれか早い時間をいう。バーンスルー時間は、ブランケット試料の機内側に相当する側において計測される。
- (2) 本試験方法において、「ブランケット試料」とは、垂直方向に対して 30 度の角度で試験装置に取り付けられた 2 個の試料のうちの 1 個をいう。
- (3) 本試験方法において、「試料セット」とは、2 個のブランケット試料をいう。これら 2 個の試料は、同一製造品である断熱／防音材の製造方法と材料を代表するものであって、かつ、試料として適切な大きさに成形されたものであること。

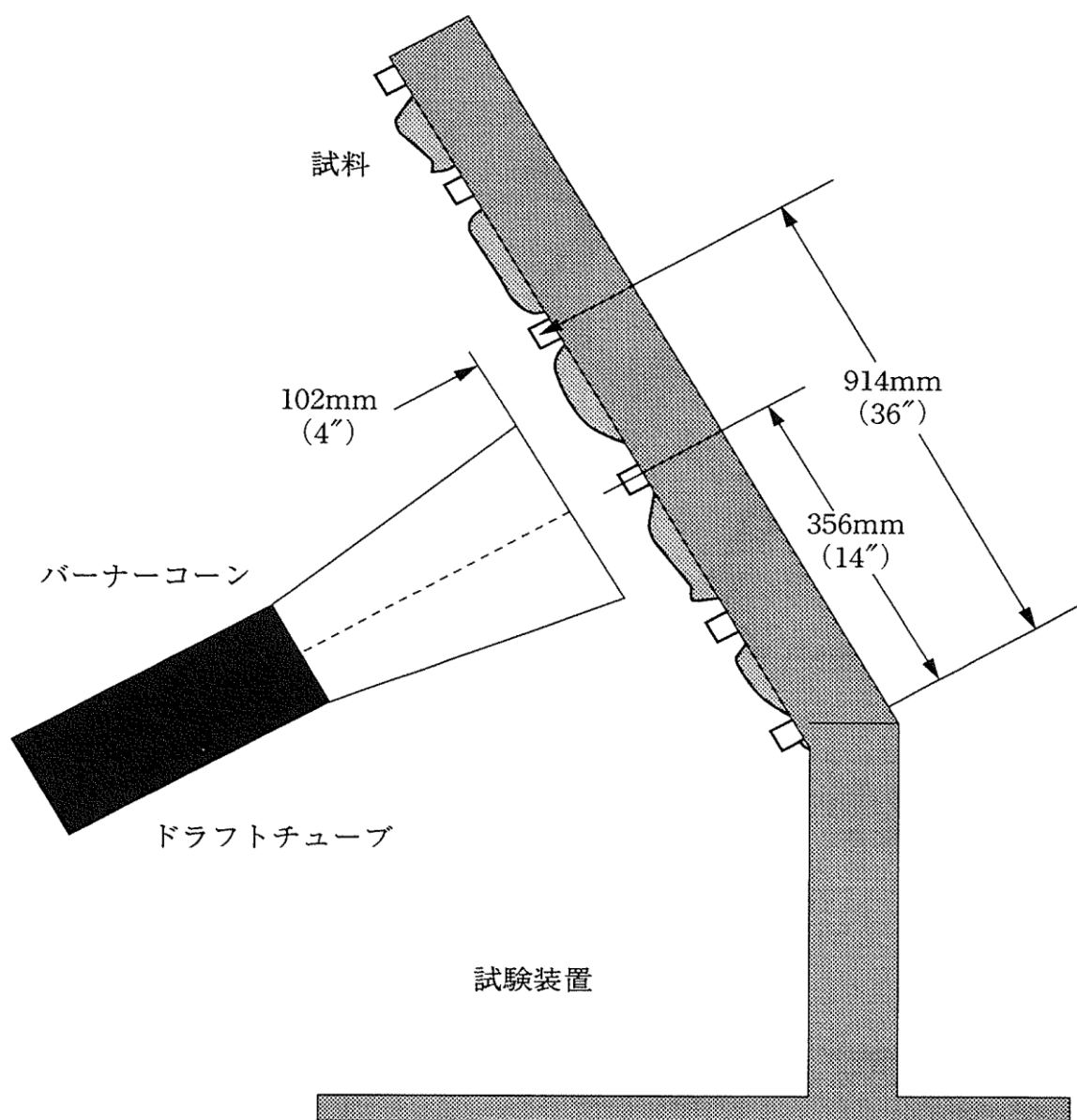
2 試験装置

- (1) 試験装置は、第 1 図及び第 2 図に示すとおりである。また、試験装置は、暖機中、バーナーを回転させて試料からバーナーを離すことができるものであること。



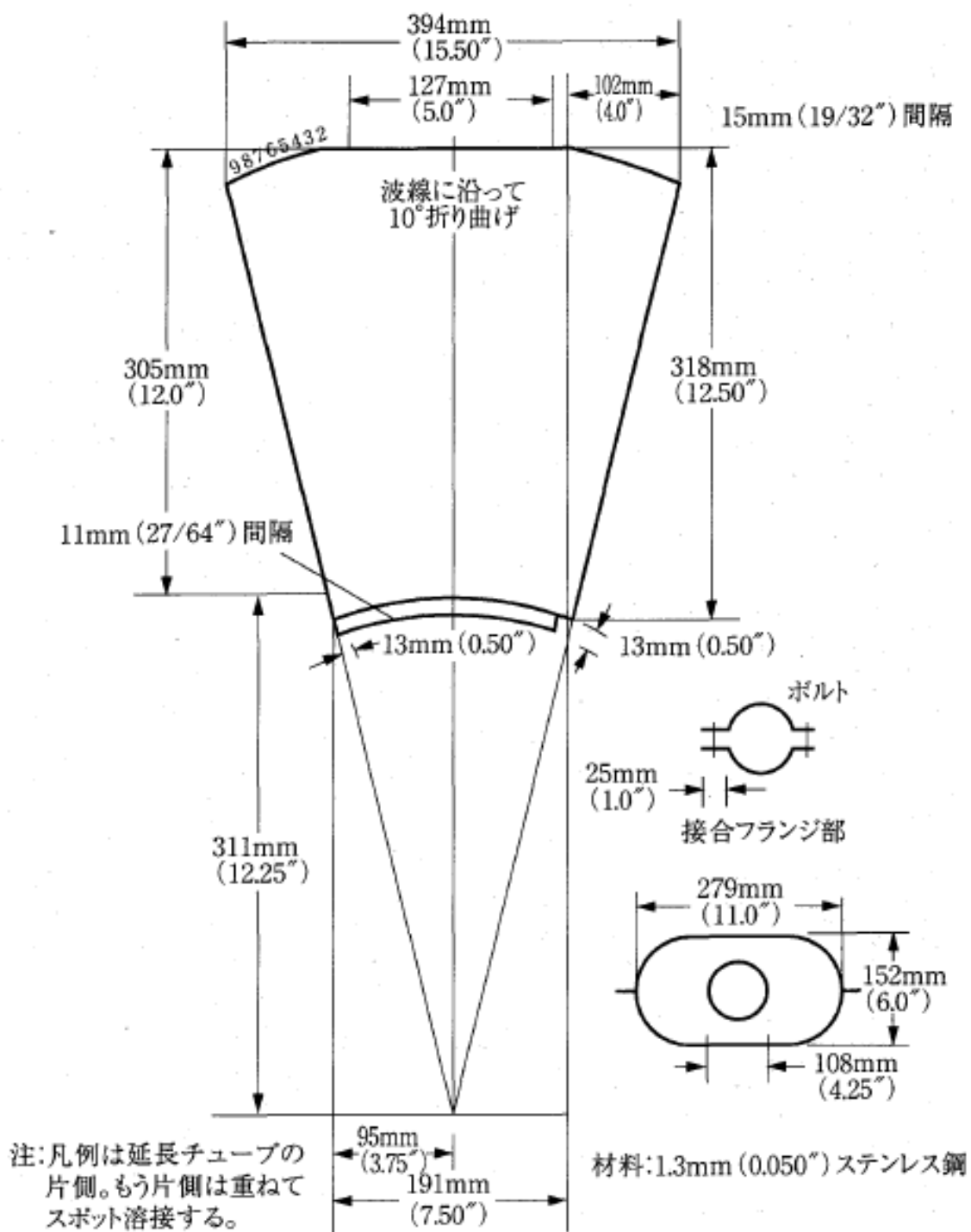
第1図 バースルー試験装置 (試料取付台)

(2) 試験バーナー 試験バーナーは、パーク社製 Model DPL3400 等の銃型であること。バーナーの火炎の特性は、バーナーの実際のセットアップに拠るところが大きい。燃料圧力、ノズルの深さ、ステーターの位置、吸気口の空気流量等を調節して、適切な火炎が得られるようにすべきである。



第 2 図 バースルー試験装置

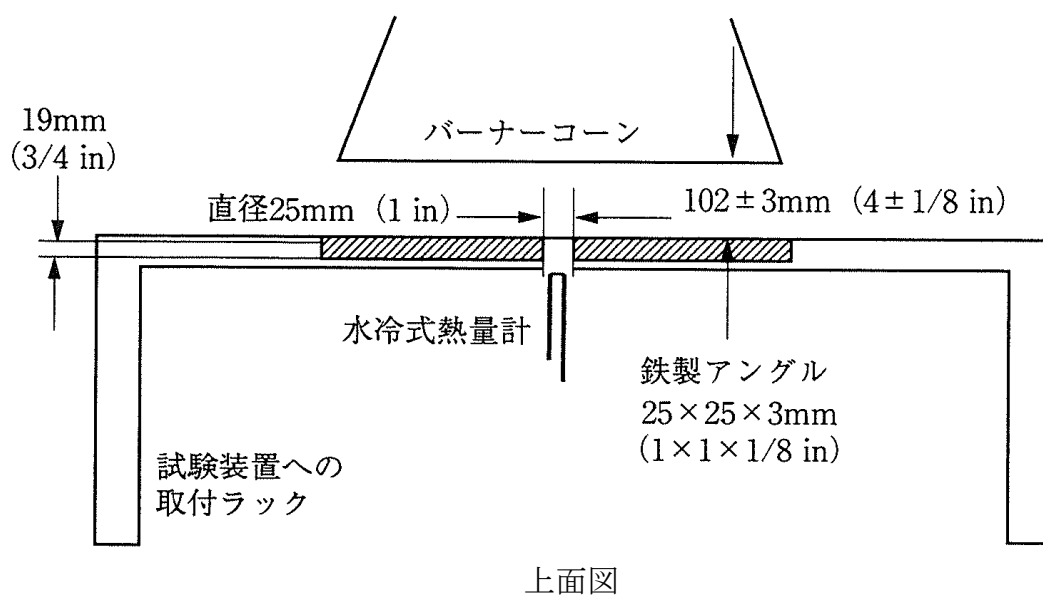
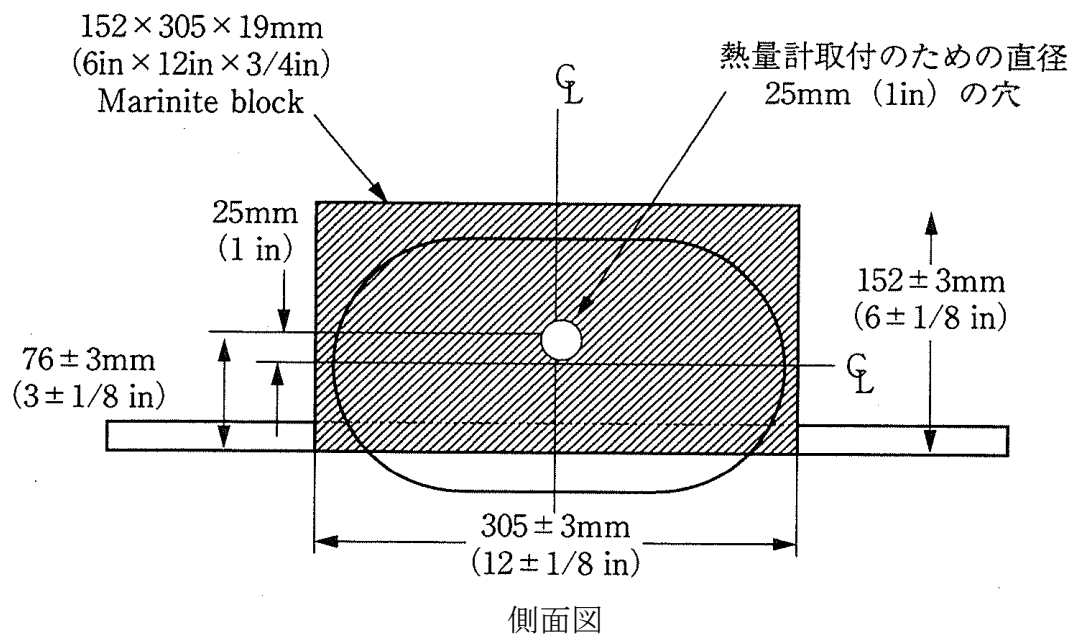
- a ノズル ノズルは、公称 0.378l/min (6.0 ガロン/h) の燃料流量が得られる燃料圧力を維持するものであること。0.71MPa (100lb/in²) で公称 0.378l/min (6.0 ガロン/h) の燃料流量が得られるモナーク社製の 80 度 PL (円錐中空) ノズルは、適切なスプレー・パターンを提供する。
- b 燃料レール 燃料レールは、ドラフト・チューブ端に取り付けられた出口ステーターの出口面から 8mm (0.3125in) の深さに燃料ノズルが位置するように調節されたものであること。
- c 内部ステーター ドラフト・チューブの中央部分に位置する内部ステーターは、燃料ノズルの先端から 95mm (3.75in) の深さに位置し、かつ、ドラフト・チューブを覗いたときに、インテグラル・イグナイターが 10 時から 11 時の中ほどの角度になるよう、位置していること。温度及び熱流束が第Ⅲ部附録 F のⅦの 5 の要件に適合する場合には、インテグラル・イグナイターの角度に微妙なずれがあってもよい。
- d 送風機 バーナーに空気を送る円筒形の送風機は、直径 133mm (5.25in) 及び幅 89mm (3.5in) であること。
- e バーナー・コーン 305±3mm (12±0.125in) のバーナー・コーンをドラフト・チューブの端に取り付けること。当該バーナー・コーンは、縦 152±3mm (6±0.125in) 横 280±3mm (11±0.125in) の開口部があること。(第 3 図を参照)
- f 燃料 JP-8、Jet A 又は国際的にこれらと同等とされている燃料を、0.378±0.0126l/min (6.0±0.2 ガロン/h) の燃料流量で使用する。仮に、これらの燃料が使用できない場合であっても、公称燃料流量率、温度及び熱流束が第Ⅲ部附録 F のⅦの 5 の要件に適合する場合には、ASTM K2 燃料 (第 2 級ケロシン) 又は ASTM D2 燃料 (第 2 級燃料オイル又は第 2 級ディーゼル燃料) を使用してもよい。
- g 燃料圧力調整器 公称 0.378l/min (6.0 ガロン/h) の燃料流量を提供できる燃料圧力調整器を準備すること。公称 0.378l/min (6.0 ガロン/h) の燃料流量を得るために、0.71MPa (100lb/in²) の燃料圧力を実際に加えた場合、スプレー角 80 度のノズル (例えば PL 型等) において 0.378±0.0126l/min (6.0±0.2 ガロン/h) の燃料流量が得られる。



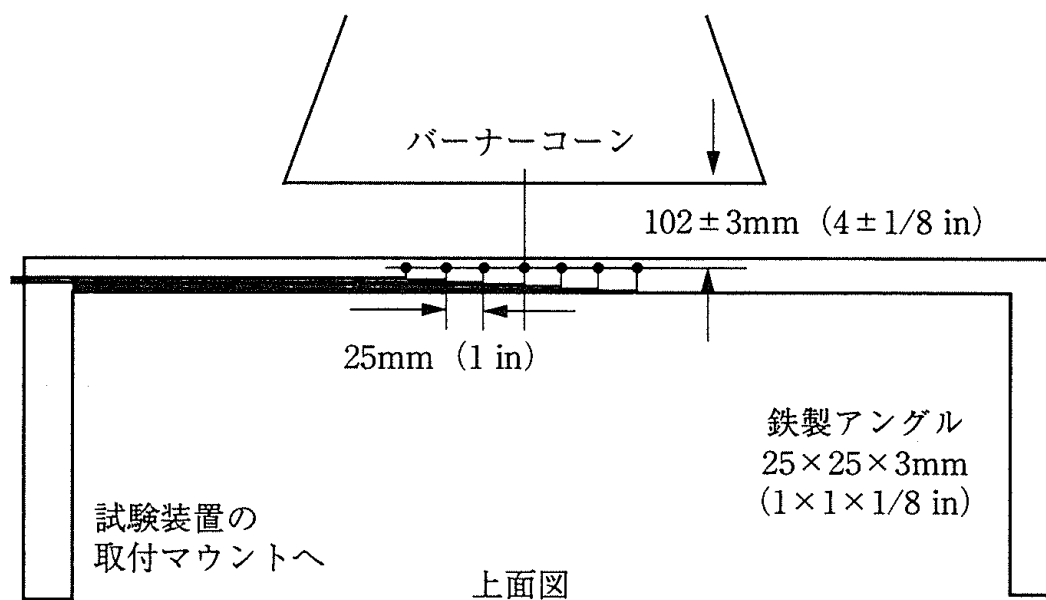
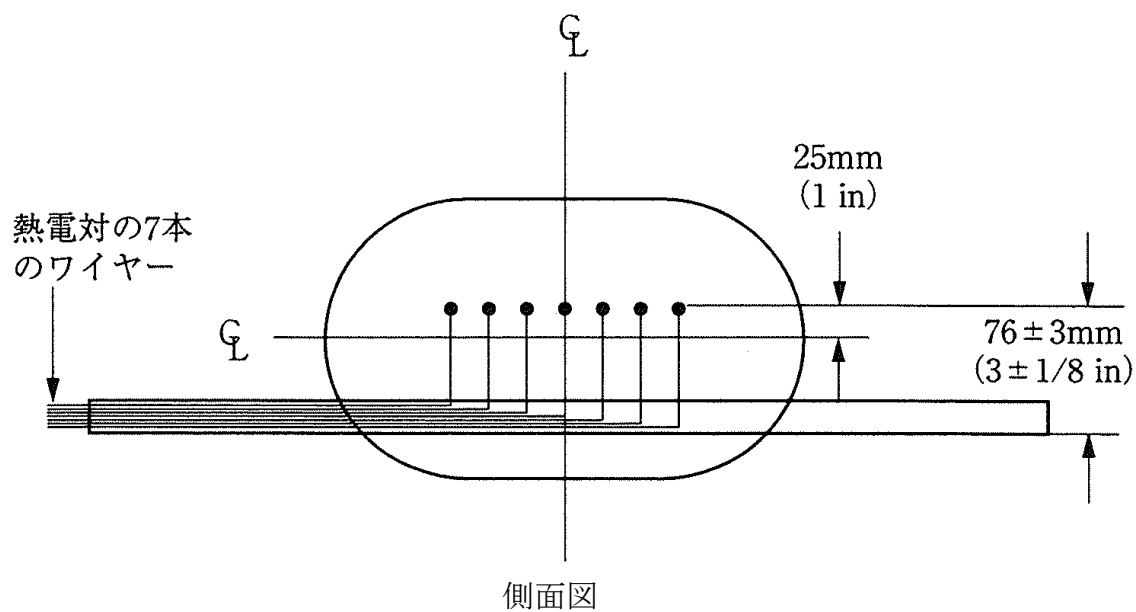
第3図 バナー、ドラフトチューブ及びバーナー・コーン図

(3) 較正装置

- a 熱流束及び温度を計測するための熱量計及び熱電対を組み込んだ較正装置を作成すること。また、較正装置は、バーナーを試験位置から熱流束又は温度を計測するための位置に容易に移動できるよう位置させること。
- b 熱量計 熱量計は、全熱流式薄膜型ガードン・ゲージであって、適切な有効測定範囲（例えば、 $0\sim 22.7\text{W/cm}^2$ ($0\sim 20\text{BTU/ft}^2\text{-sec}$)) を有しており、表示された測定値の $\pm 3\%$ の精度を有するものであること。熱流束の較正方法は、第Ⅲ部附録FのVIの2(7)に従うこと。
- c 熱量計の取付 熱量計は、較正中は、熱流束の較正装置に取り付けられた $152\pm 3\text{mm}\times 305\pm 3\text{mm}\times 19\pm 3\text{mm}$ ($6\pm 0.125\text{in}\times 12\pm 0.125\text{in}\times 0.75\pm 0.125\text{in}$) の熱遮へい板を介して取り付けること(第4図を参照)。熱遮へい板が劣化しないように監視し、必要な場合には交換すること。また、熱量計前面がバーナー・コーンの出口面と平行になるよう必要に応じ調整すること。

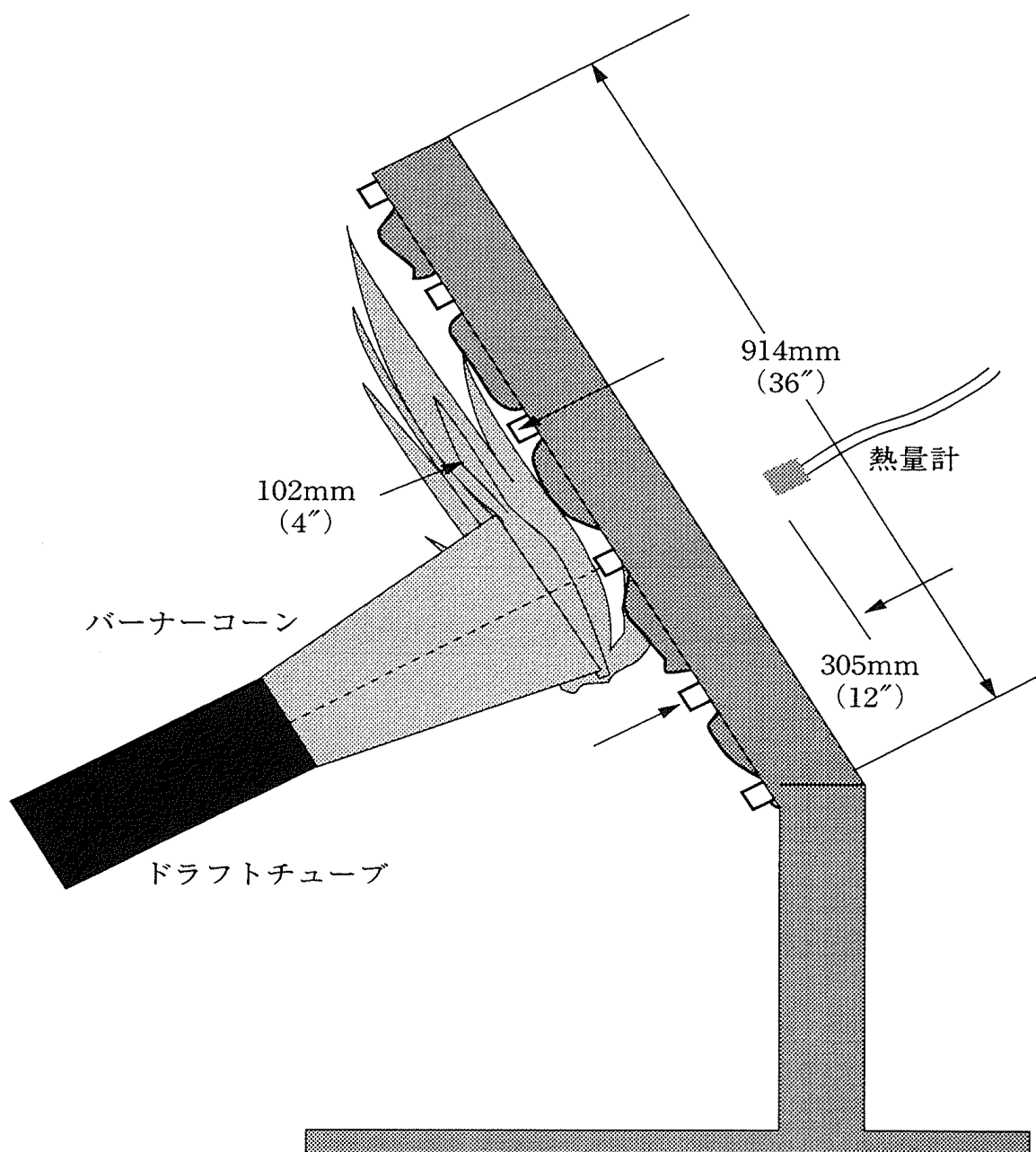


第4図 バーナー・コーンに対する熱量計の位置



第5図 バーナー・コーンに対する熱電対の位置

- d 熱電対 3.2mm (1/8in) のセラミックで覆われた金属層の K 型の熱電対 (クロメル・アルメル熱電対) を 7 個準備すること。これらの熱電対は、AWG (アメリカン・ワイヤー・ゲージ) 24 番の導線で接続されなければならない。これらの熱電対は、校正の際に熱電対列を形成するように、山形鋼材に取り付けること (第 5 図を参照)。
 - e 空気速度計 バーナーへの流入空気の色度を校正するため、羽根車式の空気速度計を使用すること。オメガ・エンジニアリング製 Model HH30A は必要な性能を満足する。速度計を通らずにバーナーに空気が流入すると測定値が低く示されてしまうため、これを防止するよう、バーナー内側への速度計の接続には適当なアダプターを使用すること。また、吸い込んださすが速度計に障害を与えることを防止するため、新鮮な空気をバーナーの吸気口に供給するための幅 102mm (4in)、長さ 6.1m (20ft) のフレキシブル・ダクトを使用すること。なお、バーナーの吸気口エリアにオプションで備え付けられているエア・ボックスがあれば、効率的に空気速度計を格納したり、フレキシブル・ダクトを取り付けたりできる。
- (4) 試料取付台 第 1 図に示す厚さ 3.2mm (1/8in) の鋼製の試料取付台を作成すること。ただし、縦方向の中央の形成部材については、そりを最小限に抑えるため、6.4mm (1/4in) の厚さとすること。また、水平方向の形成部材 (梁) の延びが取付台全体にゆがみを生じさせることのないように、当該水平方向部材を縦方向の形成部材にボルトで固定すること。試料取付台は、第 2 図に示すように、2 個のブランケット試料を取り付けるために使用する。
- (5) 背面の熱量計 2 個の全熱流式薄膜型ガードン・ゲージをブランケット試料の裏側 (熱していない側) の試料取付台に、第 6 図に示すように、取り付けること。熱量計は、バーナー・コーンの中心線と同一の平面上に沿って位置させること。また、熱量計は、試料取付台の縦方向部材の中心線から 102mm (4in) はなれた場所に位置させること。



第6図 試料取付台に対する熱量計の位置

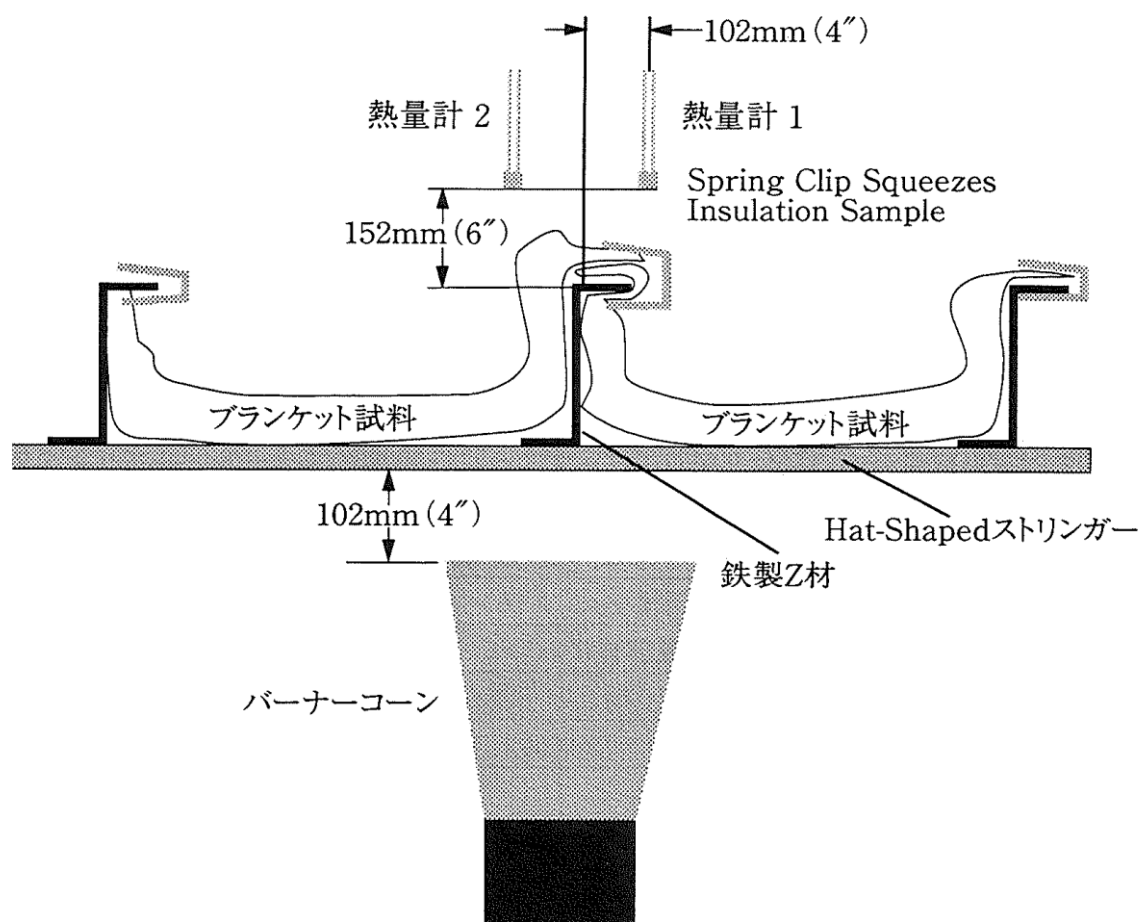
- a 熱量計は、全熱流式薄膜型ガードン・ゲージであって、適切な有効測定範囲（例えば、 $0\sim 5.7\text{W/cm}^2$ ($0\sim 5\text{BTU/ft}^2\text{-sec}$)) を有しており、表示された測定値の $\pm 3\%$ の精度を有するものであること。熱流束の較正方法は、第Ⅲ部附録FのⅥの2（7）に従うこと。
- (6) 記録装置 熱量計及び熱電対の出力を計測し記録するために、適切な測定範囲を有する記録用電位差計又は他の適切な計器を使用すること。
- (7) タイミング装置 バーナーによる燃焼時間及びバーンスルー時間を測定するため、 $\pm 1\%$ の精度を有するストップ・ウォッチ又はその他の計測器を準備すること。
- (8) 試験チャンバー 空気の動きによる試験結果のばらつきを防止するため、試験は、適切な試験チャンバーで実施すること。当該チャンバーは、床の広さが、少なくとも $305\text{cm}\times 305\text{cm}$ ($10\text{ft}\times 10\text{ft}$) あること。
 - a 換気フード 試験チャンバーには、試験中の燃焼によって生じた生成物を取り除くことができる排気システムを備え付けること。

3 試料

- (1) 試料の準備 試験には、同一の製造方法及び構成の試料セットを少なくとも3組準備すること。
- (2) ブランケット試料
 - a ガラス繊維のように綿状の素材については、作成された試料は、ヒート・シールされたフィルムの端を除いて、 $81.3\text{cm}\times 91.4\text{cm}$ ($32\text{in}\times 36\text{in}$) の大きさであること。
 - b 固いタイプ又はその他のタイプの断熱／防音材については、航空機への実際の装着方法を模擬した方法によって、試験装置に取り付けられなければならない。
- (3) 試料の作成 試験が行われる各試料を基本的な構成材料（例えば、使用されている場合、断熱／防音材、防火素材、湿気防除フィルム等）及び作成方法（継ぎ合わせ、密封等）を用いて作成すること。
 - a 防火素材 ブランケットが防火素材とともに構成されている場合、防火素材は航空機への実際の装着の状況を反映させた方法で配置されること。例えば、断熱／防音材の外側に防火素材が、内側に湿気防除フィルムが配置されるのであれば、試料においても同じように配置すること。
 - b 断熱／防音材 ブランケットが2種類以上の断熱／防音材（構成や密度が異なるもの等）を使用している場合、試料セットは、使用される断熱／防音材の組み合わせを反映したものでなければならない。ただし、いくつかの断熱／防音材の類似する組み合わせが用いられる場合であっても、それらの組み合わせについて包括的に試験を行うことができる場合には、すべての組み合わせについて試験を行う必要はない。
 - c 湿気防除フィルム ブランケットが2種類以上の湿気防除フィルムを使用している場合、それぞれの組み合わせについて個別の試験を行わなければならない。例えば、耐バーンスルー性能を向上させるため、ポリイミド・フィルムが断熱／防音材と共に使用されている場合、仮に、同じ断熱／防音材がフッ化ビニル樹脂と共に使用されることになれば、新たに試験が必要とな

る。

- d 試料取付台への取付 第7図に示すように、12個のスチール・スプリング式クランプを用いて、ブランケット試料を試料取付台に取り付けること。試料は、縦方向の中央の形成部材とともに外側の形成部材にも留めること（一本の形成部材に4個のクランプを使用する）。クランプの表面は25mm×51mm（1in×2in）であること。一本の形成部材において、上部のクランプと下部のクランプは、それぞれ当該形成部材の上端及び下端から15.2cm（6in）離して取り付けること。また、中ほどの2個のクランプは上下のクランプから20.3cm（8in）の位置に取り付けること。



第7図 試験装置への試料の取付

注：第7図の方法にしたがって試料を取り付けることができない場合にあっては、航空局の認める方法によって試料を取り付けなければならない。

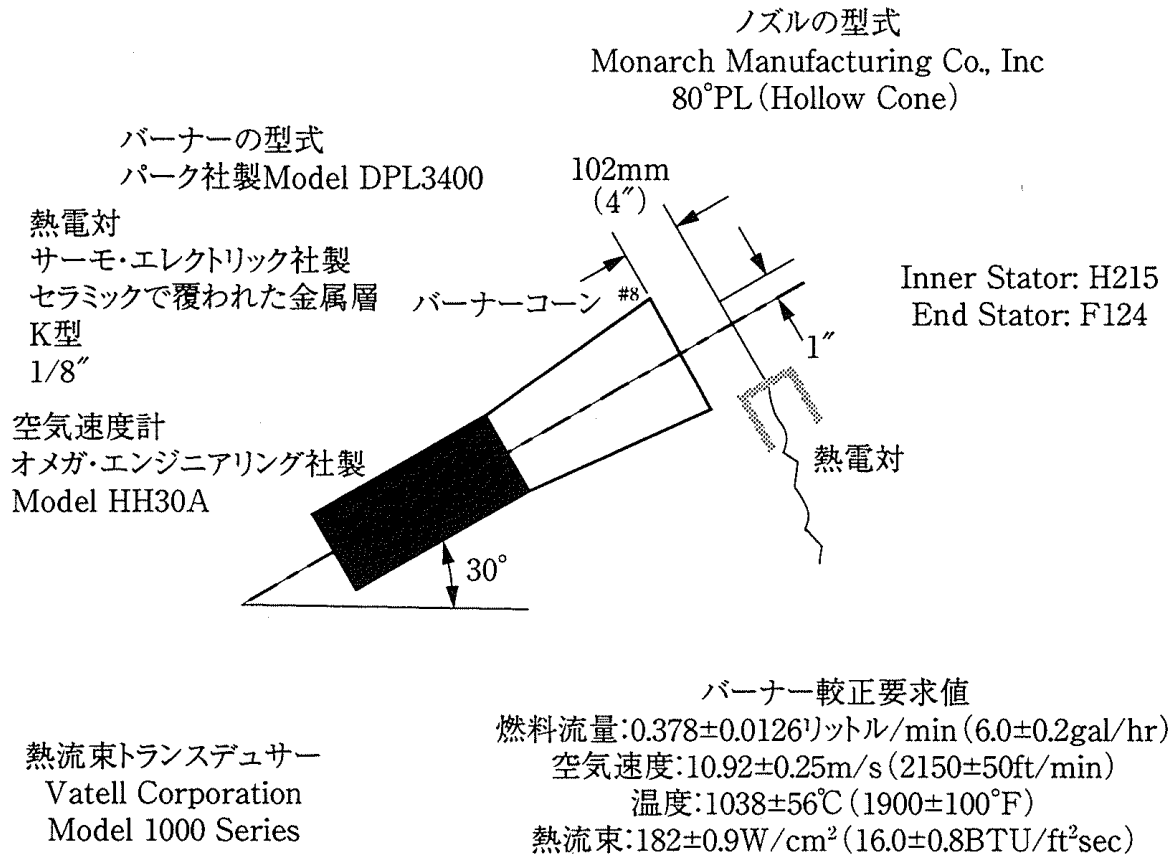
- e 試料の調質 試料は少なくとも試験開始前 24 時間は、温度 $21\pm2^{\circ}\text{C}$ ($70\pm5^{\circ}\text{F}$)、湿度 $55\%\pm 10\%$ で調質しておかなければならない。

4 試験装置の準備

- a バーナー・コーンと熱量計及び熱電対列の位置あわせを確実にするため、試料取付台の水平位置及び中心位置を適正な位置に合わせることを。
- b 試験チャンバーの換気フードを作動させること。バーナーへの送風機は作動させないこと。試験チャンバー内の空気の流れを羽根車式の風速計又は同等な計測器を用いて測定すること。垂直方向の風速は、ブランケット試料の最上部の裏側において $0.51 \pm 0.25 \text{ m/s}$ ($100 \pm 50 \text{ ft/min}$) であること。同じ場所における水平方向の風速は 0.25 m/s (50 ft/min) 未満であること。
- c 較正された燃料流量計が使用できない場合、適当な大きさのメス・シリンダーを使用して燃料流量を計測すること。イグナイター・システムが作動していないことを確認した後、バーナー・モーター又は燃料ポンプを作動させる。プラスチック製又はゴム製チューブを通じて 2 分間、メス・シリンダーに燃料を集める。燃料流量を決定し、当該燃料流量は、 $0.378 \pm 0.0126 \text{ l/min}$ ($6.0 \pm 0.2 \text{ ガロン/h}$) であること。

5 較正

- (1) バーナー・コーン出口の垂直面が、熱量計の正面から $102 \pm 3 \text{ mm}$ ($4 \pm 0.125 \text{ in}$) 離れた位置になるように、熱量計の正面にバーナーを位置させる。また、バーナー・コーンの水平方向の中心線が熱量計の水平方向の中心線より 25 mm (1 in) 下にずれるよう、位置させること（第 8 図を参照）。また、熱量計の位置を阻害することなく、熱電対列の中心（7 個の熱電対のうちの 4 番目の熱電対）にバーナー・コーンが正対するように、バーナーを回転させ位置させること。



第8図 バーナーと較正のためのセッティング

- バーナー・コーンの水平方向の中心線が熱電対の先端の水平方向の中心線からも 25mm (1in) 下にずれていることを確認すること。バーナーを回転させて、バーナー・コーンと熱量計及び熱電対の間の位置関係が適切かどうか、再度確認すること。(注: 較正中に速やかにバーナーの位置合わせができ、バーナー・コーンの中心が熱量計及び熱電対列に対して適切な位置になることを確実とするため、バーナーの取り付け部位には、位置留め機能を有すること。)
- (2) アダプター又はエア・ボックスに取り付けられている空気速度計は、当該速度計の周囲から空気が漏れ出す隙間がないことが確実になるよう、位置させること。燃料ソレノイド及びイグナイターが作動していないことを確認した後、送風機モーターを作動させること。吸気口の空気速度が 10.92m/s (2150ft/min) で一定となるよう調節したら、送風機モーターを停止させること。(注: オメガ製 HH30 空気速度計の直径は 2.625in である。空気速度計の断面積 (0.03758ft²) に空気速度 (2150ft/min) をかけると、吸気口の流入空気量 2.29m³/min (80.80ft³/min) が得られる。HH30 空気速度計以外の空気速度計であっても、測定された流入空気量が 2.29m³/min (80.80ft³/min) であれば同等であるので、使用することができる。)
- (3) 試験位置から暖機位置にバーナーを回転させる。点火する前に、熱量計の正面がすすで汚れていないか、熱量計を通り流れる水があるかどうか確認す

ること。バーナー・コーンが燃焼による生成物、すす等で汚れていないか確認し、清掃する。バーナー・コーン内のすすは、火炎の特性に影響を与え、較正を困難にする可能性がある。バーナー・コーンは時間とともにひずみを生じることがあるので、定期的に寸法のチェックを行うこと。

- (4) バーナーを暖機位置に回転させた状態で、送風機モーター、イグナイターを作動させ燃料を送り、バーナーに点火する。暖機運転を 2 分間行う。バーナーを較正位置に回転させ、1 分間燃焼し熱量計を安定させる。そして、1 秒ごとの熱流束を 30 秒間測定する。バーナーを消火し、較正位置から回転させ、冷ます。30 秒間の測定値の平均値を計算し、当該平均値は、 $18.2 \pm 0.9 \text{ W/cm}^2$ ($16.0 \pm 0.8 \text{ BTU/ft}^2\text{-sec}$) でなければならない。
- (5) 熱電対列の正面にバーナーを位置させる。適切な位置関係であることを確認した後、バーナーを暖機位置に回転させ、送風機モーター、イグナイターを作動させ燃料を送り、バーナーに点火する。暖機運転を 2 分間行う。バーナーを較正位置に回転させ、1 分間燃焼し熱電対を安定させる。そして、7 個の各熱電対について 1 秒ごとの温度を 30 秒間測定する。バーナーを消火し、較正位置から回転させ、冷ます。各熱電対について 30 秒間の測定値の平均値を計算し、当該平均値は、 $1038 \pm 56^\circ\text{C}$ ($1900^\circ\text{F} \pm 100^\circ\text{F}$) でなければならない。
- (6) 計測した熱流束又は温度が規定の範囲に収まらない場合には、適切な数値が得られるよう、バーナー吸気口の空気速度を調整し、(4) 又は (5) の手順に従って較正する。ただし、バーナー吸気口の空気速度は、 $10.92 \pm 0.25 \text{ m/s}$ ($2150 \pm 50 \text{ ft/min}$) の範囲内であること。
- (7) 試験装置の確一性が実証されるまでは、各試験ごとに較正を行われなければならない。試験装置の確一性が確認された後は、試験前に較正を行った後、連続して数回の試験を実施し、その後 1 回の較正の確認を行うこととしてもよい。

6 試験手順

- (1) 2 個のブランケット試料を確実に試料取付台に固定する。試料は、第 7 図に示すように、4 個のスチール・スプリング式クランプによって、縦方向の中央の形成部材に取り付けなければならない（取付の基準については、本附録の VII の 3 (3) d に従うこと。）。
- (2) バーナー・コーンの垂直面と試料取付台の水平方向の形成部材の外側表面との距離が $102 \pm 3 \text{ mm}$ ($4 \pm 0.125 \text{ in}$) であること、また、バーナー及び試料取付台は、ともに垂直に対して 30 度の位置にあることを確認すること。
- (3) 試験の準備が整ったら、火炎が事前に試料に影響を与えないよう、バーナーを試験位置から暖機位置に回転させること。バーナーを点火し 2 分間の暖機運転を行うこと。
- (4) 試験の開始のため、バーナーを試験位置に回転させ、それと同時にストップ・ウォッチ又はその他のタイミング装置を作動させること。
- (5) 試料をバーナーの火炎に 4 分間さらした後、バーナーを消火する。そして、すぐにバーナーを回転させ試験位置からずらすこと。
- (6) バーンスルー時間（適用される場合）又は熱流束が 2.27 W/cm^2 ($2.0 \text{ BTU/ft}^2\text{-sec}$) を超えた時間を決定すること。

7 試験記録

- (1) 試験を行った試料の特定及び試料に関する記述。
- (2) 試験を行った試料の個数。
- (3) バーススルー時間（バーススルーを生じた場合）並びに試料の背面における熱流束の最大値及びそれを計測したときの時間。

8 許容基準

- (1) 2 個のブランケット試料のいずれも、4 分未満の間に発火又は火炎が貫通してはならない。
- (2) 2 個のブランケット試料のいずれも、試料の背面（試験装置の正面から 30.5cm (12in) 離れた位置）における熱流束が $2.27\text{W}/\text{cm}^2$ ($2.0\text{BTU}/\text{ft}^2\text{--sec}$) を超えてはならない。

附 録 G [保留]

附 録 H

耐空性を継続するための指示書

1 一 般

- 1-1 本附録は、耐空性審査要領第Ⅲ部 7-2-11A 及び 8-1-15 により要求される、耐空性を継続するための指示書を作成するための基準を定めるものである。
- 1-2 各飛行機の耐空性を継続するための指示書には、各発動機、プロペラ及び装備品の耐空性を継続するための指示書並びにこれらの発動機、プロペラ及び装備品と飛行機との関連について必要な情報を含めなければならない。飛行機に取り付けられている発動機、プロペラ又は装備品の製造者が耐空性を継続するための指示書を提供していない場合は、飛行機の耐空性を継続するための指示書には、飛行機の耐空性の継続に必須な情報を含めなければならない。
- 1-3 申請者は、申請者又は飛行機に取り付けられた発動機、プロペラ及び装備品の製造者が作成した耐空性を継続するための指示書を変更する場合の手順書を提出しなければならない。

2 書 式

- 2-1 耐空性を継続するための指示書は、マニュアルの形式であって、供給するデータの量に対して適切なものでなければならない。
- 2-2 マニュアルの書式は、実用的な構成になっていなければならない。

3 内 容

耐空性を継続するための指示書は、3-1 から 3-7 までに規定するマニュアル又は章（セクション）及び情報を含んでいなければならない。

3-1 飛行機のメンテナンス・マニュアル又は章

- a 整備又は予防整備に必要な範囲の飛行機の特性及びデータの説明を含む序論
- b 発動機、プロペラ及び装備品を含む飛行機、その系統及び整備についての詳細な説明
- c 適用される特別な手順及び限界を含む、飛行機の構成部品及び系統がどのようにに制御され、かつ、作動するかを記述した基本的な制御及び作動に関する情報
- d 給油、潤滑等を実施すべき個所、タンク及びリザーバの容量、使用すべき液体のタイプ、各種系統に適用する圧力、検査又は給油、潤滑等のためのアクセス・パネルの位置、潤滑個所の位置、使用すべき潤滑剤、給油、潤滑等の実施のために必要な機器、牽引の手順及び限界、係留並びに飛行機の持上げ及びレベリングに関する詳細を含む保守点検に関する情報

3-2 整備指示書

- a 飛行機の各部、発動機、補助動力装置、プロペラ、補機、計器及び装備品の整備計画に対する情報。この情報には、洗浄、検査、調整、試験及び給油を実施すべき推奨する時間間隔、検査の深度、適用される摩耗限界並びにこ

これらの時間間隔毎に実施を推奨する作業を定めなければならない。ただし、補機、計器又は装備品が非常に複雑で特殊な整備技術、試験設備又は専門知識を必要とする場合は、当該補機、計器又は装備品の製造者をこの情報提供者としてもよい。又、推奨するオーバーホール間隔及びマニュアルの「耐空性限界」の章との必要な関連についても言及しなければならない。さらに、飛行機の耐空性を継続するために必要な検査の頻度及び範囲を含む検査手順を含めなければならない。

- b 起り得ると考えられる故障、それらの故障の発見方法及び修理方法を説明した不具合究明に関する情報
 - c とるべき必要なすべての注意事項を含む、発動機、プロペラ及び部品の取卸し及び交換の順序及び方法を説明した情報
 - d 地上運転における系統の試験、対称性点検、重量重心位置測定、飛行機の持ち上げ及び支持の手順並びに保管に関する限界を含むその他の一般的手順
- 3-3 構造のアクセス・プレートの図。なお、アクセス・プレートがない場合には点検個所に到達するために必要な情報
- 3-4 特殊検査が規定されている場合は、放射線及び超音波検査を含む適用される特殊検査技術の詳細
- 3-5 検査後、構造の保護処置を講じるために必要な情報
- 3-6 構造上のファスナーに関する、識別方法、推奨する廃棄時間、トルク値等のすべてのデータ
- 3-7 必要な特殊工具の一覧表

4 耐空性限界の章

- 4-1 耐空性を継続するための指示書には、当該指示書の他の部分から分離され、かつ、明確に識別された「耐空性限界」と題する章を含めなければならない。この章には、以下の要件を規定しなければならない。
- a 第Ⅲ部 3-9-1 に従い規定された、構造についての必須の改修時間、交換時間、検査間隔及び関係する検査手順
 - b 第Ⅲ部 5-2-1 6 に従い規定された、燃料タンク系統についての必須の交換時間、検査間隔、関係する検査手順及び全てのクリティカルな設計形態を管理する制限事項 (CDCCL)
 - c 第Ⅲ部 8-1-1 で定義される EWIS 構成品について規定された全ての必須の交換時間
 - d 第Ⅲ部 3-9-1 に従い設定された、総飛行サイクル数若しくは総飛行時間又はその両方で表わされる、構造整備プログラムを設定する際に根拠とした技術データの有効性限界 (LOV)。全機疲労試験が完了し、LOV が承認されるまでは、総飛行サイクル数は、当該試験により実証されたサイクル数の 1/2 を超えてはならない。
 - e 第Ⅲ部 5-2-2 A に従い規定された、雷撃防禦設計特徴についての必須の交換時間、検査間隔、関係する検査及び試験手順並びに全てのクリティカルな設計形態を管理する制限事項(CDCCL)
- 4-2 耐空性を継続するための指示書が複数の書類で構成されている場合は、当該章は主要なマニュアルの中に含めなければならない。又、当該章の適切な

位置に、「本耐空性限界の章は航空局又は製造国政府の承認を得ている。」との旨を記載しておかなければならない。

5 EWIS に関する耐空性を継続するための指示書

5-1 申請者は、第Ⅲ部 8-1-1 で定義される、EWIS に適用する耐空性を継続するための指示書を作成し、航空局の承認を得なければならない。当該指示書は次の内容を含むものとする。

a 以下を含む特別なゾーン解析法を用いて作成される EWIS に対する整備及び検査の要求

- (a) 飛行機の各ゾーンの識別。
- (b) EWIS が存在する各ゾーンの識別。
- (c) EWIS が存在し、かつ可燃性物質が存在する各ゾーンの識別。
- (d) EWIS が存在し、かつそれらが油圧式、機械式又は電気式の主操縦装置及びバックアップ操縦装置並びにそれらの配管、ケーブル及び電線等に近接する各ゾーンの識別。

(e) 以下の特定

- 1) 発火の可能性及び可燃物の蓄積を減らすための、作業項目及びそれらの実施間隔。
- 2) 可燃物の蓄積を起こりにくくする有効な作業項目がない場合は、EWIS 構成品を掃除し、可燃物を効果的に除去するための手順及びそれらの実施間隔。

(f) 整備、交換又は修理中において、EWIS に対する汚損及び不慮の損傷を最小限に留めるための、保護に関する指示及び注意情報。

b 許容される EWIS 整備の標準作業要領

c 第Ⅲ部 8-1-4 に従い規定される配線の分離の要求

d 第Ⅲ部 8-1-6 に従い規定される EWIS の識別方法及び全ての EWIS の変更を識別する要求についての説明情報

e 電気負荷のデータ及び当該データを更新するための指示

5-2 5-1 a の要件に従い作成される EWIS の耐空性を継続するための指示書は、提供する情報に適した様式で、かつ EWIS の耐空性を継続するための指示書であることが容易に認識できるものでなければならない。本指示書は、要求された EWIS の耐空性を継続するための指示書の内容を含むか、又は当該情報を記載した、耐空性を継続するための指示書の他の部分を明確に参照するものでなければならない。

附 録 I

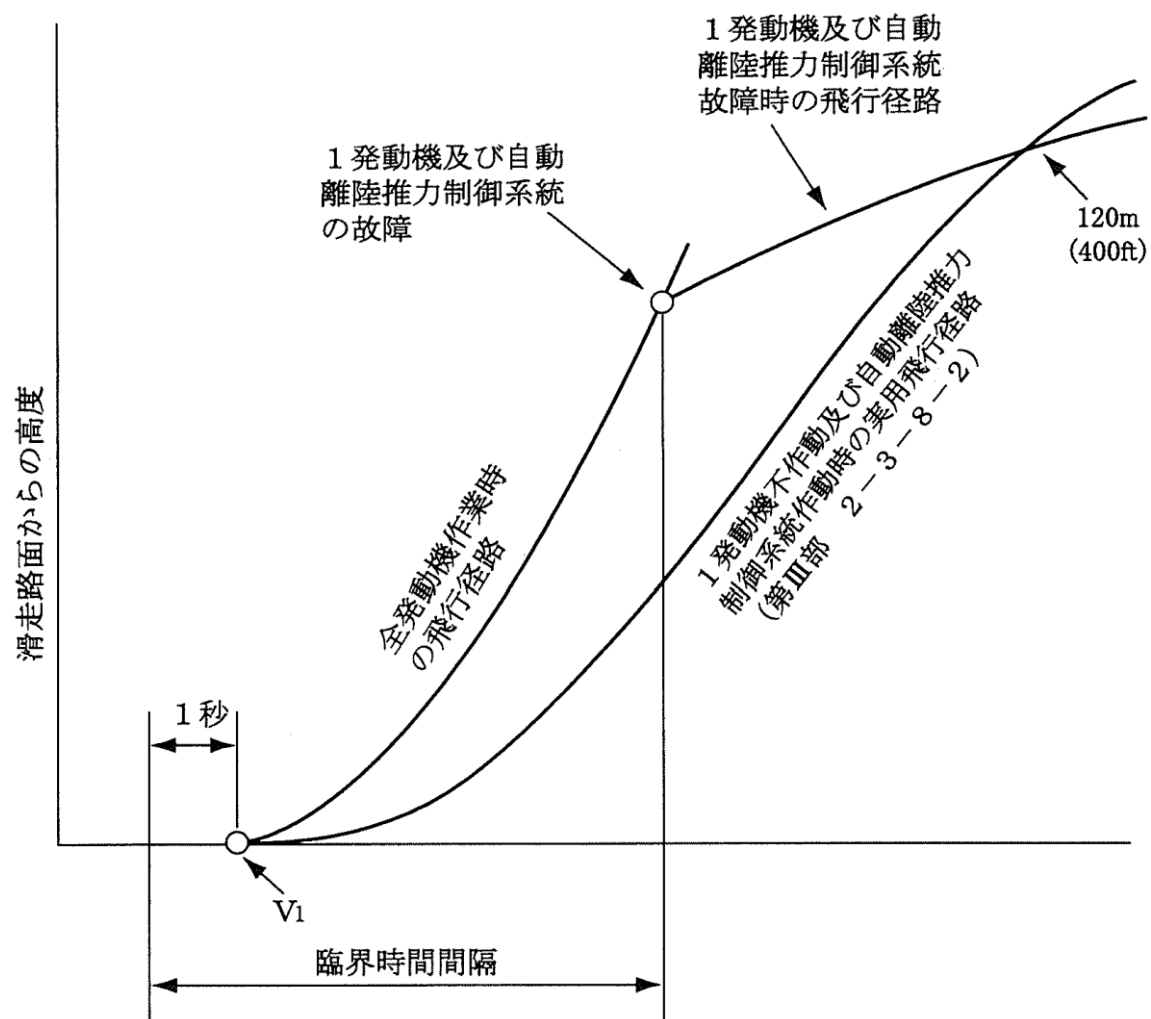
自動離陸推力制御系統（ATTCS）の装備の基準

1 一般

- (1) 本附録は、離陸中いずれかの発動機が故障した場合において、作動している発動機の推力又は出力を自動的に再設定する発動機出力制御系統の装備のための追加基準を定めるものである。
- (2) 自動離陸推力制御系統及び関連諸系統が設計されたとおりに正常に機能している状態で、本附録において規定される場合を除き、乗組員によるいかなる推力又は出力の増加操作も必要とすることなく、第Ⅲ部本文において適用されるすべての規定に適合しなければならない。

2 定義

- (1) 「自動離陸推力制御系統（ATTCS）」とは、予定されている推力又は出力の増加を得るために、発動機の故障を検知し、信号を送り、作動している発動機において、燃料制御装置若しくは出力レバー又はその他の装置を用いて出力を増加させるための機械的及び電氣的なすべての装置を含む離陸において使用される自動系統全体であって、かつ、当該系統の作動について操縦室において情報が得られるものをいう。
- (2) 「臨界時間間隔」とは、自動離陸推力制御系統による離陸を行う場合に、 V_1 における時刻より 1 秒を減じた時刻から、全発動機作動の飛行経路上において 1 発動機及び自動離陸推力制御系統が故障したと仮定したとき、当該状態における最小性能での飛行経路が、離陸面上 120m (400ft) 以下にならない高度で第Ⅲ部本文で要求される実用飛行径路と交差する場合の当該交差点における時刻との間の時間間隔をいう。当該時間間隔は次図に示す。



3 性能及び系統の信頼性の基準

次に掲げる性能及び自動離陸推力制御系統の信頼性の規定に適合することが証明されなければならない。

- (1) 臨界時間間隔における自動離陸推力制御系統の故障又は当該系統中の故障の組合せは、次のとおりでなければならない。
 - a 承認された最大離陸推力若しくは出力への変更を妨げないこと又は当該故障の発生の可能性が非常に少ないことが示されること。
 - b 推力又は出力の顕著な喪失又は減少をきたさないこと又は当該故障の発生が極度にありえないことが示されること。
- (2) 臨界時間間隔における自動離陸推力制御系統の故障及び1発動機の故障が同時に発生することが極度にありえないことが示されること。
- (3) 自動離陸推力制御系統が作動している離陸中に、最も有害な影響を与える点で1発動機の故障が発生した状態において、第Ⅲ部本文で適用されるすべての性能に関する規定に適合しなければならない。

4 推力の設定

離陸滑走の開始時点における各発動機の最初の離陸推力又は出力の設定値は、次のいずれよりも小さいものであってはならない。

- (1) 自動離陸推力制御系統によって設定された推力又は出力（当該大気状態において、当該飛行機に対して承認された最大離陸推力又は出力）の90%の値
- (2) 発動機の推力又は出力レバーの位置に関連するすべての安全に係る系統及び装置が通常に作動するのに必要とされる値
- (3) 最初の離陸推力又は出力から承認された最大離陸推力又は出力まで推力又は出力を増大させた時、発動機の応答特性が危険にならないことを示す値

5 動力装置の操作装置

- (1) 第Ⅲ部5-8-1の規定に追加して次の規定を適用する。

関連する系統を含む自動離陸推力制御系統の単一の故障若しくは機能不良又はそれらの起り得る組合せは、安全に必要ないかなる動力装備の機能の故障も引き起こさないこと。
- (2) 自動離陸推力制御系統は、次のとおり設計されなければならない。
 - a 離陸中において、いかなる1発動機が故障した後においても、作動している発動機の推力又は出力を、発動機の運転限界を超えることなく、承認された最大離陸推力又は出力にできること。
 - b 出力レバーを使用することによる推力又は出力の手動による減少又は当該離陸状態の飛行機に対して承認された最大離陸推力又は出力までの手動による増大ができること。この場合、当該大気状態での発動機の運転限界を超えることを自動的に防止する制限装置を装備している飛行機にあっては、自動離陸推力制御系統が故障したときに、出力レバーの上部又は前方に設けられていて、容易に認識でき、かつ、出力レバーを操作させるのに通常使用される手によってすべての運用状態においていずれかの操縦士の単一操作により作動させることができる推力又は出力を増大させる他の装置を使用してもよい。当該装置は、第Ⅲ部の4-6-4-1、4-6-4-2及び4-6-4

－ 3 の規定に適合しなければならない。

- c 自動離陸推力制御系統が作動状態にあることを離陸前に航空機乗組員が確認する方法を有すること。
- d 航空機乗組員が、自動機能を不作動にする方法を有すること。当該方法は、不意に不作動になることを防止するように設計されなければならない。

6 動力装備の計器

第Ⅲ部 6－1－3 の規定に追加して、次の規定を適用する。

- (1) 自動離陸推力制御系統が、作動準備状態又は使用可能状態になっている時に、それを指示する方法が設けられなければならない。
- (2) 当該飛行機の特有の飛行特性が、1 発動機が故障したことについて十分な徴候を示さない場合は、離陸中いかなる発動機の故障をも示す明瞭な警報を操縦士に与えるための、自動離陸推力制御系統から独立した警報系統が設けられなければならない。

附 録 J

非常脱出

以下の試験基準及び手順は、4－7－2の適合性を証明するために使用しなくてはならない。

- 1 非常脱出は、飛行機の非常灯系統が作動する以前における外部光度水準が **3.2lx (0.3 フートキャンドル)** を超えない状態で実施しなければならない。初期の雰囲気光度水準の光源は、試験の実施中に点灯又は照明されたままでよい。しかしながら、飛行機の非常用照明系統の作動によるものを除き、外部雰囲気光度水準の増加があってはならない。
- 2 飛行機は、着陸装置を下げた通常の姿勢でなければならない。
- 3 飛行機が翼上脱出装置を備えている場合を除き、翼から地上に降りるスタンド又は傾斜台を使用してもよい。マット又は裏返した救命筏のような安全用品を試験参加者を保護するために床又は地上に置いてもよい。飛行機の非常脱出装置ではないその他の用品は、試験参加者が地上に達するのを補助するために使用してはならない。
- 4 第Ⅲ部附録 J の第 1 項の規定にかかわらず、飛行機の非常用灯火系統のみは照明として用いてよい。
- 5 飛行機の予想される運航に必要なすべての非常装備品を装備しなければならない。
- 6 各内部扉又はカーテンは、離陸時の形態にしておかなければならない。
- 7 各乗組員は、離陸時において通常指定されている座席に着席し、試験開始の合図があるまでその座席に留まっていなければならない。各乗組員は、出口及び非常装備品の操作の知識を有する者であり、かつ、航空運送事業として試験する場合には、各客室乗務員は定期的に飛行する路線に従事する乗組員でなければならない。
- 8 正常な健康状態の者を、次の規定により、代表的乗客として搭乗させなければならない。
 - a 少なくとも 40 パーセントは、女性でなければならない。
 - b 50 歳を超える年令の者が、少なくとも 35 パーセントいなければならない。
 - c 女性であり、かつ、50 歳を超える年令の者が、少なくとも 15 パーセントいなければならない。
 - d 2 歳以下の幼児を模擬するため、総搭乗者数に含まれない 3 個の幼児と等身大の人形が乗客に抱えられていなければならない。

- e 通常において、業務として飛行機の整備又は運用に従事している乗組員、整備士又は訓練を受けた者を乗客としてはならない。
- 9 承認された場合を除き、特定の参加者に特定の座席を割り当ててはならない。
第Ⅲ部附録 J の第 7 項に規定する場合を除き、申請者に所属する従業員は、非常脱出口に隣接する座席に着席してはならない。
- 10 座席ベルト及びショルダー・ハーネス（必要な場合に限る。）は、締めた状態でなければならない。
- 11 試験に先立ち、平均的総量の約半数の量の機内持込み手荷物、毛布、枕及びこれらに類するその他の物品を、小さな障害物とするため、通路上及び非常脱出口に通じる経路上の数箇所に置かなければならない。
- 12 いかなる乗組員及び乗客にも、試験時に使用する特定の脱出口を前もって示してはならない。
- 13 申請者は、試験参加者のために試験を練習し、予行演習し又は説明してはならない。また、試験参加者は、この試験の前 6 ヶ月以内に同じ種類の試験に参加した者であってはならない。
- 14 実証用の航空機に搭乗する前に、乗客は乗組員の指示に従うように説明を受けてもよいが、試験のために設定された安全手順又は試験について行わなければならない安全手順に関する注意を除き、試験で行われるべき実施手順についての説明を受けてはならない。試験の開始に先立って、運航の基準に従った、離陸前の乗客への注意事項は与えてもよい。承認された訓練プログラムにあるとおり、脱出スライドの下部で人々を支援するため、客室乗務員を試験に割り当てることができる。
- 15 飛行機は、試験の開始までの間、使用可能な非常脱出口が飛行機内の試験参加者に明らかになることを防止する形態でなければならない。
- 16 試験に使用される非常脱出口は、対となる各非常脱出口のうちの片側の非常脱出口で構成しなければならない。脱出スライドが備え付けられている場合には、試験の開始時において既に展開し、かつ出口を開放した状態で実施しても良い。この場合、すべての非常脱出口は、使用可能な非常脱出口が参加者に明らかにならないような形態でなければならない。この方法で使用する場合、使用される各非常脱出口についての非常脱出口の準備時間が考慮されなければならない、試験で使用されない非常脱出口は、試験の開始前に明らかになってはならない。使用される脱出口は、飛行機のすべての非常脱出口を代表するものでなければならない、申請者はその脱出口を指定して承認を得なければならない。少なくとも 1 個の床面と同一高の脱出口が使用されなければならない。
- 17 第Ⅲ部附録 J の第 3 項の規定に係わらず、すべての脱出者は、飛行機の装備

の一部として設けられている装置によって飛行機から脱出しなければならない。

- 1 8 試験時において、航空機乗組員が客室内で他の者を援助することを除き、申請者の承認された手順は十分に活用されなければならない。
- 1 9 脱出時間は、最後の搭乗者が飛行機から脱出し、地上に達したときに終了するものとする。第Ⅲ部附録 J の第 3 項で認められたスタンド又は傾斜台の受容能力が、実際の不時着時において主翼から降りるために使用可能な装置の受容能力より大きくない場合は、スタンド又は傾斜台を使う脱出者については、スタンド又は傾斜台の上に達した時に地上に達したものとみなす。

附録K

ETOPS

この附録は、飛行機-発動機の組合せについて ETOPS 承認のための耐空性要件を定める。双発機については、本附録の 1 及び 2 に従わなければならない。2 発を超える発動機を装備した飛行機については、本附録の 1 及び 3 に従わなければならない。

1 設計要件

1-1 第Ⅲ部への適合 飛行機-発動機の組合せは、申請者が承認を求める最長飛行時間及び最長ダイバージョン時間を考慮した上で、第Ⅲ部の各要件に適合しなければならない。

1-2 ヒューマン・ファクター 申請者は、故障の影響下にある最長のダイバージョン時間中の連続した運航における、乗組員の作業負担、操縦に関わる事項及び乗組員及び乗客の生理的要求を考慮しなければならない。

1-3 飛行機システム

1-3-1 着氷気象状態での運航

1-3-1-1 飛行機は、第Ⅲ部 6-5-4 に従い、着氷気象状態での運航について証明を受けなければならない。

1-3-1-2 飛行機は、次に起因する最も危険な着氷のもとで安全に ETOPS ダイバージョンを行うことができなければならない。

a 発動機故障又は客室減圧の後に、飛行機が飛ばなければならないであろう高度において遭遇する着氷気象状態。

b 第Ⅲ部附録 C に規定する連続最大着氷気象状態において、雲中の水分に関する係数を 1.0 とした条件での 15 分間保持。

c 第Ⅲ部附録 C に規定する着氷気象状態での進入及び着陸の間の氷の蓄積。

1-3-2 電力供給 飛行機は、少なくとも 3 つの独立した電源を装備しなければならない。

1-3-3 時間的制限のある系統 申請者は、時間的制限のある各 ETOPS 重要系統について、系統の許容時間を定義しなければならない。

1-4 推進系統

1-4-1 燃料系統設計

ETOPS 飛行（申請者が承認を求める最長時間のダイバージョンを含む）を完了するのに必要な燃料は、飛行機の故障の発生が極度にありえないことが示されていないいずれの状態においても、第Ⅲ部 5-2-3 により要求された圧力及び燃料流量で作動している発動機に利用可能でなければならない。

考慮しなければならない故障の種類は、少なくとも次のものを含む。：クロスフィード・バルブの故障、自動燃料管理系統の故障及び常用発電の喪失。

1-4-1-1 発動機の使用限界において、燃料ポンプ入口圧が負圧で承認されている場合は、次の要件が適用される。

- a 飛行機の実証試験は、以下の（a）から（d）が最悪の場合の巡航及びダイバージョン状態を含まなければならない。
 - （a） 燃料の等級及び温度
 - （b） 推力又は出力変動
 - （c） 乱気流及び負の上下加速度
 - （d） 承認された整備の基準で許容される燃料系統構成品の品質低下
 - b 第Ⅲ部 5－2－5 に従って、吸引供給における燃料使用不能量を決定しなければならない。
- 1－4－1－2 180 分を超える ETOPS の承認を得ようとする双発機において、各主燃料タンクに 1 個の燃料ブースト・ポンプ及び少なくとも 1 つのクロスフィード・バルブ又は燃料を移すその他の装置は、本附録の 1－3－2 に規定された 3 つの電源以外の独立した電源により、電力を供給されなくてはならない。
- この要件は、通常の燃料ブースト圧力、クロスフィード・バルブの作動又は燃料移送機能が電氣的動力によらない場合は適用されない。
- 1－4－1－3 発動機に利用可能な燃料の量が、目的地まで飛行するのに必要な水準よりも少なくなったときには、航空機乗組員に警告を表示しなければならない。警告は、安全にダイバージョンを完了するために十分な燃料が残っているうちに与えられなければならない。この警告は、燃料管理又はタンク間の移送の異常及び燃料損失の可能性を考慮したものでなければならない。この項は、航空機関士が必要な飛行機には適用しない。
- 1－4－2 補助動力装置の設計
- 本附録に適合するために補助動力装置が必要な場合、申請者は、次のことを実証しなければならない。
- 1－4－2－1 補助動力装置の信頼性は本附録の要件を満たすために適切なものであること。及び、
 - 1－4－2－2 補助動力装置が飛行中に始動可能であることが必要な場合、飛行機の最大運航高度又は 45,000ft のいずれか低い高度までのあらゆる高度で始動可能で、かつ、残りのいかなる飛行においても運転を持続できること。
- 1－4－3 発動機滑油タンクの設計
- 発動機滑油タンクの注入口キャップは、第Ⅶ部 5－9－3－4 の規定に適合しなければならない。
- 1－5 発動機状態監視 発動機状態監視のための手順は、第Ⅶ部附録 A 3－3 に従い規定され、承認されなければならない。
- 1－6 形態、整備及び手順 申請者は、形態、整備及び手順書（以下、「CMP」という）に、あらゆる形態、運航及び整備の要件並びにハードウェアの限界使用時間、MMEL の制約及び ETOPS の承認を記載しなければならない。
- 1－7 飛行規程
- 飛行規程には、ETOPS 型式設計承認に適用される次の情報を含めなければならない。

- 1-7-1 承認される最長ダイバージョン時間までの運航に関わるあらゆる制限を含む特別な制限
- 1-7-2 必要な標識又は掲示板
- 1-7-3 ETOPS に要求される機体搭載装備品及びこの装備品の航空機乗組員の操作手順
- 1-7-4 次の系統についての時間的制限
 - 1-7-4-1 C 級の貨物室又は荷物室の火災抑圧系統のうち、最も制限された系統
 - 1-7-4-2 C 級の貨物室又は荷物室の火災抑圧系統以外の、最も制限された ETOPS 重要系統
- 1-7-5 次の記述 「この飛行機と発動機の組合せにおける型式設計の信頼性及び性能は、耐空性審査要領第Ⅲ部 7-2-1 4 の規定の下で評価され、その形態、整備及び手順が (CMP の名称を記載) に記載された基準に合うとき、(承認された最長ダイバージョン時間を記載) 長距離進出運航 (ETOPS) に適しているものと承認されている。この飛行機の実際に認められる最長ダイバージョン時間は、最も時間的制限を受ける系統によって、上記の時間よりも少なくなる場合がある。この記載は、ETOPS 運航の実施を承認するものではない。」

2 双発機

双発機の ETOPS 型式設計承認の申請者は、本附録 2-1、2-2 又は 2-3 に述べる方式のいずれかを用いなければならない。

2-1 運用経験方式

運用経験方式を用いる場合は、本附録 2-1-3 及び 2-1-4 で規定された評価及び本附録 2-1-5 で規定された飛行試験を行う前に、本附録 2-1-1 及び 2-1-2 の規定に適合させなければならない。

2-1-1 運用経験 飛行機-発動機の組合せは、全世界の機体で最低 250,000 発動機運転時間を蓄積しなければならない。申請者が航空局に認められる補償要素を提示した場合、航空局はこの時間数を短縮することができる。補償要素は別の飛行機における経験を含めても良いが、証明を受けようとする飛行機における経験が総運用経験の大部分を占めていなければならない。

2-1-2 IFSD 率 飛行機-発動機の組合せについて実証する、全世界の機体の IFSD 率の 12 ヶ月間の移動平均値は、承認を求める ETOPS の水準に相応なものでなければならない。

2-1-2-1 120 分以下の型式設計承認:航空局による別の承認がない限り、全世界の機体の 1,000 発動機運転時間あたり 0.05 以下の IFSD 率。

IFSD 率が全世界の機体の 1,000 発動機運転時間あたり 0.02 以下でない場合、申請者は、本附録 1-6 で規定された CMP に、是正措置の一覧を記載しなければならない。これら is 正措置は、これを実施することで IFSD 率が全世界の機体の 1,000 発動機運転時間あたり 0.02 以下となるものでなくてはならない。

2-1-2-2 180 分以下の型式設計承認:航空局による別の承認がない限り、全世界の機体の 1,000 発動機運転時間あたり 0.02 以下の IFSD 率。

飛行機-発動機の組合せに 120 分 ETOPS の CMP が存在する場合で、この CMP により上記 IFSD 率が満たされない場合、申請者はこの IFSD 率を達成できることが実証された新しい又は追加の要件を CMP に加えなければならない。

2-1-2-3 180 分を超える型式設計承認：航空局による別の承認がない場合、フリートの 1,000 発動機運転時間あたり 0.01 以下の IFSD 率。

飛行機-発動機の組合せに 120 分又は 180 分 ETOPS の CMP が存在する場合で、この CMP により上記 IFSD 率が満たされない場合、申請者はこの IFSD 率を達成できることが実証された新しい又は追加の要件を CMP に加えなければならない。

2-1-3 推進系統の評価

2-1-3-1 申請者は、飛行機-発動機の組合せについて、全世界の機体から集約した以下のデータを基に、推進系統の評価を実施しなければならない。

a 全ての IFSD、計画外の地上での発動機のシャットダウン及び、（地上及び飛行中において）発動機はシャットダウンしなかったが、フレーム・アウトを含めて、正常な発動機の制御、もしくは所望の推力又は出力レベルが得られなかった事象（以下「発動機シャットダウン及び事象」という）の一覧。飛行訓練中に実行された計画的な IFSD を含める必要はない。申請者は、各事項について以下を示さなければならない。

- (a) 飛行機及び発動機それぞれの製造者、型式及び製造番号
- (b) 発動機の形態及び大改造の履歴
- (c) 発動機の位置
- (d) 発動機シャットダウン及び事象に至る状況
- (e) 飛行又は地上における運航フェーズ
- (f) 天候及びその他の環境条件
- (g) 発動機シャットダウン及び事象に至る原因

b 運用開始以降の非定例の発動機取降ろし率（6 ヶ月及び 12 ヶ月の移動平均）の履歴及び非定例の発動機取降ろしの主要な原因の一覧。

c 推進系統に関わる全ての事例の一覧（整備上又は航空機乗組員の過失に起因するか否かによらず）。

一覧に必要な事例は以下のとおり。

- (a) ディスパッチの遅れ
- (b) キャンセル
- (c) 離陸中止
- (d) 引き返し
- (e) ダイバージョン

(f) 不具合等（発動機シャットダウン及び事象並びにその他故障及び不具合）発生後の目的地への連続した飛行

d 総発動機運転時間及び総運転サイクル数、発動機運転時間数が最も大きな発動機における発動機運転時間数、運転サイクル数が最も大きな発動機における運転サイクル数並びに発動機運転時間数及び運転サイクル数の分布。

e 信頼性に影響する推進系統構成品の平均故障間隔(MTBF)

f 12 ヶ月間の移動平均を用いた運用開始以降の IFSD 率の履歴

2-1-3-2 本附録 2-1-3-1 a に記載された各事項の原因又は潜在的原因は、将来の発生を防ぐために有効であると示された単一又は複数の是正措置を伴わなくてはならない。それぞれの是正措置は、本附録 1-6 で規定された CMP に明示されなければならない。是正措置は、次については要求されない。

a 製造者が原因又は潜在的原因を特定できない事項

b 是正措置の確立が技術的に困難な事象

c 全世界の機体の IFSD 率が

(a) 180 分以下の ETOPS の承認について、全世界の機体の 1,000 発動機運転時間あたり 0.02 以下の場合

(b) 180 分を超える ETOPS の承認について、全世界の機体の 1,000 発動機運転時間あたり 0.01 以下の場合

2-1-4 飛行機システムの評価 飛行機システムの評価を実施しなければならない。申請者は ETOPS 型式設計承認を受けようとする飛行機・発動機の組合せの ETOPS 重要系統についての、利用可能な運用中の信頼性データを用いて、飛行機システムが第Ⅲ部本文 6-1-5-2 に適合することを示さなければならない。運用中に発生している、設計、製造、運航及び整備に関連する問題の原因又は潜在的原因は、それぞれ将来の発生を有効に防ぐことが示された単一又は複数の是正措置を伴わなければならない。それぞれの是正措置は、本附録 1-6 で規定された CMP に明示されなければならない。ETOPS 承認を受けようとする飛行機システムの安全性又は信頼性に重大な影響を与えない問題については是正措置は要求しない。「関連する問題」は、IFSD 又はダイバージョンの原因となった又は原因となりうる ETOPS 重要系統のグループ 1 に関する問題とする。申請者は、他型式の飛行機の同一又は類似の装備品における関連する問題についても、当該情報が合理的に利用可能な範囲において、この評価に含めなければならない。

2-1-5 飛行試験 運用中に発生しうる 1 発動機不作動並びに ETOPS 重要系統の最悪の故障及び不具合時に、航空機乗組員が ETOPS ダイバージョンを安全に実施できることを検証するために、申請者は飛行試験を行わなければならない。飛行試験では、故障及び不具合を発生させて、飛行機の飛行特性及び性能を検証しなければならない。

2-2 Early ETOPS 方式

Early ETOPS 方式を用いる場合は、申請者は次の要件に適合させなければならない。

2-2-1 既に型式証明を取得している耐空類別飛行機輸送 T の飛行機における経験の評価 申請者は、申請者が製造し、既に型式証明を取得している耐空類別飛行機輸送 T の飛行機で経験した設計、製造、運航及び整備に関連する問題を防ぐために、承認を受けようとする飛行機における具体的な是正処置を規定しなければならない。問題の性質が、飛行機システムの安全性又は信頼性に重要な影響を及ぼさないものである場合には、この具体的な是正処置は要求されない。

「関連する問題」とは、IFSD 又はダイバージョンの原因となった又は原因と

なりうるグループ 1 の ETOPS 重要系統に関する問題であり、申請者は、供給されたグループ 1 の ETOPS 重要系統及び、他の製造者にて製造された飛行機で使用される類似又は同一の装備品の関連する問題についても、当該情報が合理的に利用可能な範囲において、この評価に含めなければならない。

2-2-2 推進系統の設計

2-2-2-1 申請された飛行機の設計に用いられる発動機は、第Ⅶ部 7-1 の規定に従い、Early ETOPS の適格性を有するものとして承認されなければならない。

2-2-2-2 申請者は、IFSD になりうる故障又は不具合を排除するように推進系統を設計しなければならない。解析、試験、他の飛行機における運用経験、又は航空局により認められたその他の方法により、申請者はこの要件に適合することを示さなければならない。解析を用いる場合、推進系統の設計は、次の IFSD 率の達成を目標として、故障又は不具合を最小限にすることを示さなければならない。

a 180 分以下の型式設計承認にあつては、全世界の機体の 1,000 発動機運転時間あたり 0.02 以下の IFSD 率。

b 180 分を超える型式設計承認にあつては、全世界の機体の 1,000 発動機運転時間あたり 0.01 以下の IFSD 率

2-2-3 整備及び操作手順 申請者は、ETOPS 重要系統に関する全ての整備及び操作の手順を検証しなければならない。申請者は、本附録 2-2-8 で規定する「問題追跡プログラム」に従い、検証の過程で発見されたあらゆる問題について特定、追跡し、解明しなければならない。

2-2-4 推進系統検証試験

2-2-4-1 承認を得ようとする搭載発動機の形態は、第Ⅶ部 7-1-3 に従わなければならない。試験をする発動機の形態は、発動機のナセル・パッケージと試験架台とのインターフェース上必要な形態の違いを除き、発動機搭載装備品を含む、完全な飛行機のナセル・パッケージで構成されたものでなければならない。試験の終局にあたり、推進系統は次の a 及び b を行わなければならない。

a 申請者の機体搭載状態における点検の指示及び許容値に従い実施される目視点検。

b 完全分解により実施され、第Ⅲ部本文 7-2-1 1 A に従い提出される「耐空性を継続するための指示書」で規定した運用限界に適合しているかどうかを判定する推進系統の機器点検。

2-2-4-2 申請者は、本附録 2-2-8 で規定する「問題追跡プログラム」に従い、発生した IFSD、推力制御の喪失又はその他の出力損失の原因又は潜在的原因の各々について、本点検中に問題の特定、追跡及び解明を行わなければならない。

2-2-5 新技術の試験 本質的に新しい製造技術を含めて、申請者にとって新しい技術については、本飛行機の設計に適切なものであることを実証するために試験を行わなければならない。

2-2-6 補助動力装置検証試験 本附録の基準に適合するために補助動力装置が必要な場合、証明しようとする飛行機に搭載する型式の補助動力装置 1 台を

用いて、3,000 回の飛行に相当する試験を実施しなければならない。

試験の完了後、当該補助動力装置は、分解点検されなければならない。申請者は、本附録 2-2-8 に規定する「問題追跡プログラム」に従い、飛行中の補助動力装置の始動又は作動不能の原因となるもの若しくは潜在的な原因となるものについて、問題を特定、追跡し、解明しなければならない。

2-2-7 実証飛行試験

申請者は、ETOPS の承認を受けようとする飛行機-発動機の組合せについて、飛行機、飛行機の構成部品及び装備品が承認を得ようとする最長時間の ETOPS 及びダイバージョンにおいて適正に機能することを、少なくとも 1 機の飛行機について、飛行試験で実証しなければならない。この飛行試験は、実用飛行試験と併せて実施してもよいが、その代替とはならない。

2-2-7-1 実証飛行試験計画は、次の内容を含まなければならない。

- a 通常の巡航高度での飛行、段階的上昇及び適用となる場合は補助動力装置の運用を含む、実際の ETOPS を模擬した飛行
- b 最長時間ダイバージョンを伴う最長時間飛行
- c 実証飛行試験計画で用いられる飛行機に装備された発動機に割り振られる発動機不作動状態における最長時間ダイバージョン。少なくとも 2 回の 1 発動機不作動状態におけるダイバージョンは、同一発動機を用いて連続最大推力又は出力において実施されなければならない。
- d 運用中に起こり得る ETOPS 重要系統の最悪の故障又は不具合時に、正常でない運航状況下で航空機乗組員が ETOPS ダイバージョンを安全に実施できることを実証するための飛行
- e ETOPS ダイバージョンに用いられる代表的な空港へのダイバージョン
- f 地上での多湿及び荒天への暴露の後に実施する、通常の巡航高度における長時間飛行の繰り返し

2-2-7-2 実証飛行試験計画では、飛行機の飛行特性及び性能の適切性、並びに本附録 2-2-7-1 で規定する状況下で航空機乗組員が ETOPS ダイバージョンを安全に実施できることを検証しなければならない。

2-2-7-3 実証飛行試験計画を実施する間、各試験機は、申請者が推奨する運航及び整備手順に従い運航及び整備を行われなければならない。

2-2-7-4 実証飛行試験計画の終了に際し、各 ETOPS 重要系統について、連続した安全運航のための条件を設定するため提示した「耐空性を継続するための指示書」で規定したタスクに従い、機体搭載状態の点検又は試験を実施しなければならない。発動機はそれぞれ、主流経路の検査を受けなければならない。これらの検査は、IFSD 又はダイバージョンにつながる可能性のある異常状態を識別できる方法で行われなければならない。申請者は、全ての異常について、本附録 2-2-8 に規定される「問題追跡プログラム」に従い識別、追跡し、解明しなければならない。

2-2-8 問題追跡プログラム

2-2-8-1 申請者は、問題追跡プログラムを確立し、維持しなければならない。問題追跡プログラムは次を含まなければならない。

- a Early ETOPS の適格性を評価するための飛行機及び発動機の開発段階において、次の事象が発生した場合に、航空局へ迅速に報告するための手順。

ただし、航空局が必要と認める場合、報告すべき事象は変更するものとする。

- (a) IFSD（飛行試験における計画された IFSD は除く）
- (b) 発動機の制御不能又は所望の推力又は出力が得られなくなる事象
- (c) 保護装置の作動による推力又は出力の減少
- (d) 飛行中に発動機を始動する機能の低下
- (e) 不時の燃料損失又は使用不能状態、又は飛行中の調整不能な燃料アンバランス
- (f) ETOPS 重要系統グループ 1 の故障、不具合又は欠陥による、引き返し又はダイバージョンの発生
- (g) ETOPS 重要系統グループ 1 に必要な動力源又はバックアップ動力源の損失
- (h) ETOPS 飛行を行う飛行機の安全な飛行及び着陸を危険にさらすあらゆる事象
- (i) 上記各事象に至る可能性が生じることで行われた、発動機の計画外の取り直し

- b 申請者が、2-2-8-1 a に基づき報告した事象により明らかになった各問題への対応として、必要と判断した是正処置の提案を、航空局へ通知する手順。提案時期は、是正処置を実施する前に、航空局の適切な審査を受け、許可を得られるものでなければならない。

2-2-8-2 既に ETOPS の承認を得ている飛行機-発動機の組合せの変更について ETOPS 型式設計承認を受けようとする場合、航空局の事前の承認により、申請者は「問題追跡プログラム」で、以下に示す問題のみ取り扱えばよい。

当該変更が、飛行機の新規型式証明を要求しないもので、かつ；

- a 発動機の新規型式承認が必要な場合は、新たな発動機の搭載に関わる全ての問題及び飛行機の残りの部分のうち、変更される系統における問題。
- b 発動機の新規型式承認を必要としない場合、変更される系統の問題のみ。

2-2-9 許容基準 飛行試験計画及び本附録 2-2-7 により規定される実証飛行試験計画の中で発生する、ETOPS 重要系統の故障及び不具合の種類及び発生頻度は、既に ETOPS が承認されている飛行機において生じることが見込まれる故障及び不具合の種類及び発生頻度と同程度のものでなければならない。

2-3 運用経験方式及び Early ETOPS 方式の併用

運用経験方式及び Early ETOPS 方式を併用する場合は、ETOPS 型式設計承認の申請者は次の要件を満たさなければならない。

- 2-3-1 ETOPS 承認を受けようとする飛行機-発動機の組合せについて、全世界の機体で 15,000 発動機運転時間以上の運用経験要件。
- 2-3-2 本附録 2-2 の Early ETOPS 方式の要件。ただし、本附録 2-2-7 で規定された実証飛行試験は除く。
- 2-3-3 本附録 2-1-5 の飛行試験の要件。

3 3 発以上の多発機

2 発を超える発動機を装備した飛行機の ETOPS 型式設計承認の申請者は、本附録 3-1、3-2 又は 3-3 に述べる方式のいずれかを用いなければならない。

3-1 運用経験方式

運用経験方式を用いる場合は、本附録 3-1-2 で規定された飛行機システムの評価及び本附録 3-1-3 で規定された飛行試験を行う前に、本附録 3-1-1 の規定に適合させなければならない。

3-1-1 運用経験 飛行機-発動機の組合せは、全世界の機体で最低 250,000 発動機運転時間を蓄積しなければならない。申請者が航空局に認められる補償要素を提示した場合、航空局はこの時間数を短縮することができる。補償要素は別の飛行機における経験を含めても良いが、証明を受けようとする飛行機における経験が総運用経験の大部分を占めていなければならない。

3-1-2 飛行機システムの評価 申請者は飛行機システムの評価を実施しなければならない。申請者は ETOPS 型式設計承認を受けようとする飛行機-発動機の組合せの ETOPS 重要系統についての、取得可能な運用中の信頼性データを用いて、飛行機システムが第Ⅲ部本文 6-1-5-2 に適合することを示さなければならない。運用中に発生している、設計、製造、運航及び整備の関連する問題の原因又は潜在的原因は、それぞれ将来の発生を有効に防ぐことが示された単一又は複数の是正措置を伴わなければならない。それぞれの是正措置は、本附録 1-6 で規定された CMP に明示されなければならない。ETOPS 承認を受けようとする飛行機システムの安全性又は信頼性に重大な影響を与えない問題についての是正措置は要求しない。「関連する問題」は、IFSD 又はダイバージョンの原因となった又は原因となりうる ETOPS 重要系統のグループ 1 に関する問題とする。申請者は、他型式の飛行機の同一又は類似の装備品についての関連する問題についても、当該情報が合理的に利用可能な範囲において、この評価に含めなければならない。

3-1-3 飛行試験 運用中に発生しうる 1 発動機不作動並びに ETOPS 重要系統の最悪の故障及び不具合時に、航空機乗組員が ETOPS ダイバージョンを安全に実施できることを検証するために、申請者は飛行試験を行わなければならない。飛行試験では、故障及び不具合を発生させて、飛行機の飛行特性及び性能を検証しなければならない。

3-2 Early ETOPS 方式

Early ETOPS 方式を用いる場合は、申請者は次の要件に適合させなければならない。

3-2-1 整備及び操作手順 申請者は、ETOPS 重要系統に関する全ての整備及び操作の手順を検証しなければならない。申請者は、本附録 3-2-5 に規定する「問題追跡プログラム」に従い、検証の過程で発見されたあらゆる問題について特定、追跡し、解明しなければならない。

3-2-2 新技術の試験 本質的に新しい製造技術も含めて、申請者にとって新しい技術については、本飛行機の設計に適切なものであることを実証するために試験を行わなければならない。

3-2-3 補助動力装置検証試験 本附録の基準に適合するために補助動力装置が必要な場合、証明しようとする飛行機に搭載する型式の補助動力装置 1 台を用いて、3,000 回の飛行に相当する試験を実施しなければならない。

試験の完了後、当該補助動力装置は、分解点検されなければならない。申請者は、本附録 3-2-5 に規定する「問題追跡プログラム」に従い、飛行中の補助動力装置の始動又は作動不能の原因となるもの若しくは潜在的な原因となるものについて、問題を特定、追跡し、解明しなければならない。

3-2-4 実証飛行試験

申請者は、ETOPS の承認を受けようとする飛行機-発動機の組合せについて、飛行機、飛行機の構成部品及び装備品が承認を得ようとする最長時間の ETOPS 及びダイバージョンにおいて適正に機能することを、少なくとも 1 機の飛行機について、飛行試験で実証しなければならない。この飛行試験は、実用飛行試験と併せて実施してもよいが、その代替とはならない。

3-2-4-1 実証飛行試験は、次の内容を含まなければならない。

- a 通常の巡航高度での飛行、段階的上昇及び補助動力装置が装備される場合は補助動力装置の運転を含む、実際の ETOPS を模擬した飛行計画
- b 最長時間ダイバージョンを伴う最長時間飛行
- c 実証飛行試験計画で用いられる飛行機に装備された異なる発動機に均等に割り振られる発動機不作動状態における最長時間ダイバージョン。少なくとも 2 回の 1 発動機不作動状態におけるダイバージョンは、同 1 発動機を用いて連続最大推力又は出力において実施されなければならない。
- d 運用中に起こり得る ETOPS 重要系統の最悪の故障又は不具合時に、正常でない運航状況下で航空機乗組員が ETOPS ダイバージョンを安全に実施できることを実証するための飛行
- e ETOPS ダイバージョンに用いた代表的な空港へのダイバージョン
- f 地上での多湿及び荒天への暴露の後に実施する、通常の巡航高度における長時間飛行の繰り返し

3-2-4-2 実証飛行試験計画では、飛行機の飛行特性及び性能の適切性、並びに本附録 3-2-4-1 で規定する状況下で航空機乗組員が ETOPS ダイバージョンを安全に実施できることを検証しなければならない。

3-2-4-3 実証飛行試験計画を実施する間、各試験機は、申請者が推奨する運航及び整備手順に従い運航及び整備を行われなければならない。

3-2-4-4 実証飛行試験計画の終了に際し、各 ETOPS 重要系統について、連続した安全運航のための条件を設定するため提示した「耐空性を継続するための指示書」で規定したタスクに従い、機体搭載状態の点検又は試験を実施しなければならない。発動機はそれぞれ、主流経路の検査を受けなければならない。これらの検査は、IFSD 又はダイバージョンにつながる可能性のある異常状態を識別できる方法で行われなければならない。申請者は、全ての異常について、本附録 3-2-5 に規定される「問題追跡プログラム」に従い識別、追跡し、解明しなければならない。

3-2-5 問題追跡プログラム

3-2-5-1 申請者は、問題追跡プログラムを確立し、維持しなければならない。問題追跡プログラムは次を含まなければならない。

a **Early ETOPS** の適格性を評価するための飛行機及び発動機の開発段階において、次の事象が発生した場合に、航空局へ迅速に報告するための手順。ただし、航空局が必要と認める場合、報告すべき事象は変更するものとする。

- (a) **IFSD** (飛行試験における計画された **IFSD** は除く)
- (b) 発動機の制御不能又は所望の推力又は出力が得られなくなる事象
- (c) 保護装置の作動による推力又は出力の減少
- (d) 飛行中に発動機を始動する機能の低下
- (e) 不時の燃料損失又は使用不能状態、又は飛行中の調整不能な燃料アンバランス
- (f) **ETOPS** 重要系統グループ 1 の故障、不具合又は欠陥による引き返し又はダイバージョンの発生
- (g) **ETOPS** 重要系統グループ 1 に必要な動力源又はバックアップ動力源の損失
- (h) **ETOPS** 飛行を行う飛行機の安全な飛行及び着陸を危険にさらすあらゆる事象
- (i) 上記各事象に至る可能性が生じることで行われた、発動機の計画外の取り卸し

b 申請者が、3-2-5-1 a に基づき報告した事象により明らかになった各問題への対応として、必要と判断した是正処置の提案を、航空局へ通知する手順。提案時期は、是正処置を実施する前に、航空局の適切な審査を受け、許可を得られるものでなければならない。

3-2-5-2 既に **ETOPS** の承認を得ている飛行機-発動機の組合せの変更について **ETOPS** 型式設計承認を受けようとする場合、航空局の事前の承認により、申請者は「問題追跡プログラム」で、以下に示す問題のみ取り扱えばよい。

当該変更が、飛行機の新規型式証明を要求しないもので、かつ；

- a 発動機の新規型式承認が必要な場合は、新たな発動機の搭載に関わる全ての問題及び飛行機の残りの部分のうち、変更される系統における問題。
- b 発動機の新規型式承認を必要としない場合、変更される系統の問題のみ。

3-2-6 許容基準 飛行試験計画及び本附録 3-2-4 により規定される実証飛行試験計画の中で発生する、**ETOPS** 重要系統の故障及び不具合の種類及び発生頻度は、既に **ETOPS** が承認されている飛行機において生じることが見込まれる故障及び不具合の種類及び発生頻度と同程度のものでなければならない。

3-3 運用経験方式及び **Early ETOPS** 方式の併用

運用経験方式及び **Early ETOPS** 方式を併用する場合は、**ETOPS** 型式設計承認の申請者は次の要件を満たさなければならない。

3-3-1 **ETOPS** 承認を受けようとする飛行機-発動機の組合せは全世界の機体で 15,000 発動機運転時間以上の運用経験要件。

3-3-2 本附録 3-2 の **Early ETOPS** 方式の要件。ただし、3-2-4 で規定された実証飛行試験は除く。

3-3-3 本附録 3-1-3 の飛行試験の要件

附録 L

HIRF 環境及び機器の HIRF 試験レベル

この附録は、第Ⅲ部 6－1－7 で要求される電気及び電子系統のための HIRF 環境及び機器の HIRF 試験レベルを定めるものである。

HIRF 環境及び実験室における機器 HIRF 試験レベルで示される電界強度値は、計測された変調周期のピークの二乗平均平方根（rms）単位の値で表されている。

1 HIRF 環境Ⅰは次の表により規定する：

表Ⅰ HIRF 環境Ⅰ

周波数	電界強度 (V/m)	
	ピーク値	平均値
10 kHz-2 MHz.....	50	50
2 MHz-30 MHz.....	100	100
30 MHz-100 MHz.....	50	50
100 MHz-400 MHz....	100	100
400 MHz-700 MHz....	700	50
700 MHz-1 GHz.....	700	100
1 GHz-2 GHz.....	2,000	200
2 GHz-6 GHz.....	3,000	200
6 GHz-8 GHz.....	1,000	200
8 GHz-12 GHz.....	3,000	300
12 GHz-18 GHz.....	2,000	200
18 GHz-40 GHz.....	600	200

表中の各周波数帯の端では、値より高い方の電界強度を適用すること

2 HIRF 環境Ⅱは次の表により規定する：

表Ⅱ HIRF 環境Ⅱ

周波数	電界強度 (V/m)	
	ピーク値	平均値
10 kHz-500 kHz.....	20	20
500 kHz-2 MHz.....	30	30
2 MHz-30 MHz.....	100	100
30 MHz-100 MHz.....	10	10
100 MHz-200 MHz....	30	10
200 MHz-400 MHz....	10	10

400 MHz-1 GHz.....	700	40
1 GHz-2 GHz.....	1,300	160
2 GHz-4 GHz.....	3,000	120
4 GHz-6 GHz.....	3,000	160
6 GHz-8 GHz.....	400	170
8 GHz-12 GHz.....	1,230	230
12 GHz-18 GHz.....	730	190
18 GHz-40 GHz.....	600	150

表中の各周波数帯の端では、値より高い方の電界強度を適用すること。

3 機器の HIRF 試験レベル 1

3-1 伝導感受性試験は、10kHz から 400MHz までの基準周波数による、持続波（以下「CW 波」という）及び搬送波を深度 90%以上の 1kHz 方形波で変調した変調波において、次式で与えられる電流値により実施すること。

$$I_{cs} \geq 0.6 \times f_{cs} \div 10,000 \quad (10\text{kHz} \leq f_{cs} < 500\text{kHz})$$

$$I_{cs} \geq 30 \quad (500\text{kHz} \leq f_{cs} < 40\text{MHz})$$

$$I_{cs} \geq 30 \times 40,000,000 \div f_{cs} \quad (40\text{MHz} \leq f_{cs} \leq 400\text{MHz})$$

I_{cs} (mA) : 電流値

f_{cs} (Hz) : 基準周波数

3-2 放射感受性試験は次のとおり。

3-2-1 100MHz から 400MHz までの基準周波数による、CW 波及び搬送波を深度 90%以上の 1kHz 方形波で変調した変調波において、少なくともピークが 20V/m となる電界強度で実施すること。

3-2-2 400MHz から 8GHz までの、基準周波数搬送波を 4%デューティサイクルの 1kHz 方形波で変調した変調波において、ピークが少なくとも 150V/m となる電界強度で実施すること。なお、この信号は、50%デューティサイクルの 1Hz 周期で入及び切を切り替えなければならない。

4 機器の HIRF 試験レベル 2

試験は 10kHz から 8GHz までの周波数範囲で実施すること。

4-1 伝導感受性試験は、表Ⅱの HIRF 環境Ⅱの値に、航空局が適切と認める伝達関数を介して与えられる電流値により実施すること。

4-2 放射感受性試験は、表Ⅱの HIRF 環境Ⅱの値に、航空局が適切と認める減衰を加え実施すること。

5 機器の HIRF 試験レベル 3

5-1 伝導感受性試験は、10kHz から 400MHz までの CW 波において、次式で与えられる電流値により実施すること。

$$I_{cs} \geq 0.15 \times f_{cs} \div 10,000 \quad (10\text{kHz} \leq f_{cs} < 500\text{kHz})$$

$$I_{cs} \geq 7.5 \quad (500\text{kHz} \leq f_{cs} < 40\text{MHz})$$

$$I_{cs} \geq 7.5 \times 40,000,000 \div f_{cs} \quad (40\text{MHz} \leq f_{cs} \leq 400\text{MHz})$$

I_{cs} (mA) : 電流値

f_{cs} (Hz) : 基準周波数

5－2 放射感受性試験は、100MHz から 8GHz までの CW 波において、少なくとも 5V/m の電界強度で実施すること。

附録M

燃料タンク系統の可燃性低減手段

1 燃料タンクの燃焼危険性の要件

1-1 附録Nに従い決定される各燃料タンクのフリート平均燃焼危険性は、附録Nに定義される燃焼危険性評価時間の 3%をこえてはならない。可燃性低減手段（FRM; Flammability Reduction Means）を使用する場合は、3%の平均燃焼危険性のうち、次の各々の時間は燃焼危険性評価時間の 1.8%をこえてはならない。

- a FRM は作動しているが、燃料タンクは不活性でなく可燃状態にある時間
- b FRM が不作動で、燃料タンクが可燃状態にある時間

1-2 燃焼危険性評価時間のうち、暖かい日における地上又は離陸／上昇フェーズ中に、附録Nに定義される各燃料タンクのフリート平均燃焼危険性は 3%をこえてはならない。この解析では、以下を考慮しなければならない。

- a 解析は、全体の燃焼危険性の解析に使用される飛行のうち、海面高度での地上周囲温度が 26.7°C (80°F)（標準日+11.7°C (21°F) の大気）またはそれ以上で開始される飛行を使用して実施する。
- b 地上及び離陸／上昇フェーズ中の平均燃焼危険性は、各飛行フェーズにおいて当該燃料タンクが可燃状態にある時間を、当該飛行フェーズの時間で除して算出する。
- c 本 1-2 項への適合性は、FRM が作動できる状態でディスパッチする飛行のみで示してもよい。

2 適合性の証明

2-1 申請者は、解析、地上試験及び飛行試験、又はこれらの組合せにより、次のデータを提供しなければならない。

- a 本附録第 1 項で要求される解析に使用されるパラメータの妥当性を示すデータ
- b 本附録第 1 項への適合性を示すために FRM が使用される各燃料タンクについて、当該燃料タンクの全ての区画の燃焼危険性を制限する上で、当該 FRM が有効であることを示すデータ
- c 飛行の各フェーズにおいて、FRM が作動しない条件を記述するデータ

2-2 申請者は、承認を得ようとする FRM の性能に影響するあらゆる飛行機又は発動機の形態について、当該 FRM が本附録第 1 項の要件に適合することを示さなければならない。

3 信頼性の確認手段及び整備の近接性

3-1 FRM の故障の識別が、当該 FRM を使用する燃料タンクが本附録第 1 項のフリート平均燃焼危険性の要求に適合することを保証するために必要で、かつ確認手段がなければ故障が潜在的なものとなる場合、FRM の不作動の時を含めて、信頼性の確認手段を講じなければならない。

3－2 整備員又は航空機乗組員の、FRM の信頼性を確認する手段への十分な近接性がなくてはならない。

3－3 FRM を備える燃料タンク（ベント系統により燃料タンクへ通じるあらゆる燃料タンクを含む）、及び正常状態又は故障状態において危険な雰囲気が含まれている可能性のある、その他の密閉空間又は閉じた領域へのアクセス扉及びアクセスパネルは、恒久的なすりこみ型（ステンシル）、マーキング又はプラカードにより、整備員に危険な雰囲気が存在する可能性について警報を付さなければならない。

4 耐空性限界及び手順

4－1 本附録第 1 項の要求に適合するために FRM を用いる場合、本附録第 1 項に適合するために必要な FRM の構成品の故障を特定するための全ての整備タスク及び点検タスクについて、耐空性限界を決定しなければならない。

4－2 整備手順は、当該 FRM の整備中に考慮すべきあらゆる危険を明示するよう作成しなければならない。これらの手順は、耐空性を継続するための指示書に含めなければならない。

5 信頼性の報告

飛行機の構成品の故障が FRM の信頼性に与える影響を、継続的に評価しなければならない。型式証明の申請者／保有者は、以下を実施しなければならない。

5－1 FRM の信頼性データの収集を保証する効果的な手段を実証すること。当該手段は、構成品の故障のような、FRM の信頼性に影響するデータを提供しなければならない。

5－2 代替の報告手順が航空局により承認されない限り、運用の開始から 5 年の間、6 ヶ月毎に航空局に報告すること。その後は、航空局が認める代替の信頼性追跡方法を実施するか、または、当該 FRM の信頼性が本附録第 1 項の燃焼危険性の要件に適合しており、その後も適合し続けることが立証された場合に、6 ヶ月毎の報告を終了してもよい。

5－3 運用中に発生し、燃料タンクのフリート平均燃焼危険性を本附録第 1 項の要求する値を上回らせる可能性のある FRM の全ての故障を是正するための運用指示書の作成、又は適用される飛行機のマニュアルの改訂を、航空局の認めるスケジュールに従い行うこと。

附録N

燃料タンクの燃焼危険性および信頼性解析

1 一般

1-1 この附録は、第Ⅲ部5-2-16-2および第Ⅲ部附録Mに適合するために要求される、燃料タンクのフリート平均燃焼危険性解析を実施するための要件を規定する。アルミ製の翼に装備される燃料タンクについては、当該タンクが従来型の加熱されない主翼燃料タンクであることを裏付ける定性的評価を実施すればよい。

1-2 この附録は、解析で用いなくてはならない、燃料タンクの可燃性に影響するパラメータを定義する。これらは、大気温度、燃料引火点、飛行距離及び飛行機の降下率の統計分布等の、フリートに属する飛行機全体に関するパラメータを含む。また、適合性証明では、評価する飛行機の機種に固有のファクターが必要である。必要なファクターは、最大航続距離、巡航マッハ数、飛行機が最初の巡航フェーズを開始する典型的な高度、地上および飛行中の燃料温度、並びに装備される場合は可燃性低減手段（FRM）の性能である。

1-3 個々の飛行機の機種について、フリート平均燃焼危険性を決定するためのプログラムは、以下の定義、入力変数及びデータの表を用いなければならない。

2 定義

2-1 「区画平均燃料温度」。当該燃料タンク又は当該タンクがバッフル板又は小室により分割される場合には異なる各区画内の平均の燃料温度をいう。

2-2 「燃焼危険性評価時間（FEET; Flammability Exposure Evaluation Time）」。
飛行のために飛行機の準備を始める時点から、飛行、着陸し、積み荷がおろされ、全ての乗員及び乗客が降機するまでの時間をいう。モンテカルロプログラムでは、飛行時間は飛行距離分布表（表2）より無作為に選択され、飛行前の時間は飛行時間の関数として与えられる。また、飛行後の時間は30分とする。

2-3 「可燃状態」。可燃状態とは、液体又はガスにおいて容易に発火、又は爆発しやすい状態をいう（第Ⅰ部2-7-5項参照）。燃料タンク空虚部の非可燃状態とは、燃料と空気の混合気が希薄又は濃厚で燃焼し得ないか、又は下記に定義される不活性な状態にあることをいう。本附録において、不活性でない燃料タンクは、区画平均燃料温度が使用される燃料タイプの可燃範囲にあるときには可燃状態であるものとみなす。バッフル板又は小室により分割される燃料タンクは、これら分割された不活性でない区画のいずれかにおいて、区画平均燃料温度が、使用される燃料の種別に対する可燃範囲にあるときに、可燃状態であるものとみなす。

2-4 「引火点」。可燃性流体の引火点とは、加熱した試料に火炎をあてることで、蒸気が発生し、直ちに着火、すなわち「引火」する最も低い温度をいう。本附録の

表 1 に、解析で使用される標準的燃料の引火点を示す。

- 2－5 「フリートの平均燃焼危険性」。運航されている同型式の機体全体の集合（フリート）について、世界全体の環境条件及び本附録に定義される燃料特性の範囲全体について、運航する飛行距離の範囲全体に渡り、各燃料タンクの空虚部が可燃状態となる（すなわち、燃焼の危険にさらされる）時間の、燃焼危険性評価時間に対する割合をパーセントで表すものをいう。
- 2－6 「ガウス分布」。正規分布の別名で、標本の平均値及び標準偏差を規定する厳密な数式を有し、左右対称な度数分布である。ガウス分布はベル型の度数分布曲線を描き、大多数が平均値に近い値で、曲線の外側へ行くほど、次第に観測数が少なくなっていく。
- 2－7 「危険な雰囲気」。整備員、乗客又は航空機乗組員を、死、能力の喪失、（特定の場所からの自力脱出する）自助能力の低下、負傷又は急性の病気の危険にさらす雰囲気をいう。
- 2－8 「不活性」。本附録において、燃料タンクは次の場合に不活性とみなされる。燃料タンクの各区画の平均酸素濃度が、それぞれ海面高度から 3,050m (10,000ft) までは 12%以下、3,050m (10,000ft) 以上では、3,050m (10,000ft) における 12% から 12,190m (40,000ft) における 14.5%まで線形に変化し、12,190m (40,000ft) 以上の高度ではこれを線形に外挿する値以下となる場合。
- 2－9 「不活性化」。燃料タンクの空虚部を非可燃状態とするために、不燃性のガスを導入する方法。
- 2－10 「モンテカルロ解析」。燃料タンクについて、フリート平均燃焼危険性を評価する適合性証明方法として、本附録に規定される解析手法。
- 2－11 「酸素放出」。燃料タンクの圧力及び温度の低下に伴い、燃料に融解していた酸素が燃料タンクの空虚部に放出されることをいう。
- 2－12 「標準偏差」。ある分布における分散又はばらつきの統計的な尺度で、相加平均からの差の二乗の和を標本数で除した値の平方根に等しい。
- 2－13 「移動効果」。本附録において移動効果とは、燃料量が少ない状態及び燃料の凝結、蒸発により燃料タンク内に生じる燃料蒸気濃度の変化をいう。
- 2－14 「空虚部」。燃料タンク内の液体燃料で満たされていない容積部分をいう。
- 3 燃料タンク燃焼危険性解析
- 3－1 評価する飛行機及び燃料タイプにおけるフリート平均燃焼危険性を決定するために、評価する燃料タンクについて燃焼危険性解析を実施しなければならない

い。バッフル板又は小室により分割される燃料タンクにおいては、これら分割された各区画、又は最も高い燃焼危険性を有する区画について解析を実施しなくてはならない。解析には、移動効果を含めてはならない。解析は、米国連邦航空局の燃料タンク燃焼危険性評価方式ユーザズマニュアル（Fuel Tank Flammability Assessment Method User's Manual, May 2008, DOT/FAA/AR-05/8）に示される方法および手順に従って実施しなければならない。この燃料タンク燃焼危険性のモンテカルロ解析においては、本附録第 3－2 及び 3－3 項に規定するパラメータを使用しなければならない。解析方法及び手順を修正又は変更する場合には、航空局の承認を得なければならない。

3－2 次のパラメータはモンテカルロ解析で定義され、本附録第 4 項に提示する。

- a 巡航周囲温度。本附録表 1 で定義される。
- b 地上周囲温度。本附録表 1 で定義される。
- c 燃料引火点。本附録表 1 で定義される。
- d 飛行距離分布。本附録表 2 で定義される。
- e 飛行機の上昇および降下プロファイル。燃料タンク燃焼危険性評価方式ユーザズマニュアルで定義される。

3－3 モンテカルロ解析への入力として用意しなければならない、評価する飛行機の機種に固有のパラメータは次のとおり。

- a 飛行機の巡航高度
- b タンク内燃料量。燃料量が燃料タンクの可燃性に影響する場合は、モンテカルロ解析の入力として、評価する各飛行を通じて、燃料タンク又は燃料タンクの区画の中に存在する実際の燃料量を表すデータを与えなければならない。このデータの入力値は、地上および飛行試験データ、または航空局が承認する燃料管理手順により得なければならない。
- c 飛行機巡航マッハ数
- d 飛行機の最大航続距離
- e 燃料タンクの熱特性。燃料温度が燃料タンク可燃性に影響する場合は、モンテカルロ解析への入力として、評価する各飛行の各時間のポイントにおいて、燃料タンク内の実際の区画平均燃料温度を表す値を提供しなければならない。バッフル板又は小室により分割される燃料タンクにおいて、区画平均燃料温度は、これら分割された各区画について提供しなければならない。これらのデータの入力値は、地上および飛行試験データ、または地上及び飛行試験データにより検証された当該タンクの熱モデルにより得なければならない。
- f 飛行機の最大運用温度限界。飛行規程のあらゆる限界事項に定義される。
- g 飛行機の用途。申請者は、評価する飛行機の機種について、一日あたりの飛行数及び飛行あたりの時間数について基礎となるデータを提供しなければならない。評価する飛行機の機種について、既存のフリートデータが存在しない場合は、当該飛行機の機種における一日あたりの飛行数及び飛行あたりの時間数が、使用を提案するフリートデータと矛盾しないことを証明しなければならない。

3－4 燃料タンク FRM のモデル。FRM を用いる場合、第Ⅲ部 5－2－1 6 項及

び本附録の燃焼危険性の要件への適合性を示すために、航空局の承認したモンテカルロプログラムを使用する必要がある。プログラムは、飛行の各フェーズにおいて、FRM を備える燃料タンク又は区画が可燃状態になると見込まれる時間を決定するものでなければならない。この時間を決定するにあたり、次のファクターを考慮しなければならない。

- a 燃焼危険性評価時間全体および想定される運用環境の全範囲を通じて、燃料タンクベント系統の影響または他の原因により、FRM は適切に作動しているが、燃料タンクの非可燃状態が維持できなくなる全ての時間
- b MMEL に基づき装置が作動しない状態でのディスパッチすることを可能としたい場合は、信頼性解析で使用する時間（当局が別の時間を承認する場合を除き、MMEL ディスパッチ限界の 10 日間毎に 60 飛行時間としなければならない。）
- c FRM の停止または不作動の原因となり得る飛行機システムの停止及び故障を含む、潜在的または既知の故障によって発生し、試験または航空局が認める解析により裏付けられる、FRM が不作動となる頻度および時間
- d 燃料タンクの燃焼危険性を増加させる可能性がある FRM の故障の影響
- e 燃料タンクの酸素濃度により影響を受ける FRM が用いられる場合、燃料からの酸素放出により、燃料タンクまたは区画が不活性レベルをこえる時間。申請者は、評価するタンクまたは区画において燃料から酸素放出により、燃料タンクが可燃状態となることが見込まれる全ての時間を含めなければならない。使用すべき酸素放出率は、航空局が指定する燃料タンク燃焼危険性解析方式の中で定義される。
- f 不活性化による FRM が用いられる場合、一日の最後の飛行の後、表 4 で定義される 12 時間の夜間の周囲温度変化により燃料タンクに入る可能性のあるあらゆる空気の影響。

3－5 申請者は、本附録第 3－3 項の下で規定される飛行機固有のパラメータ、本附録第 3－2 項に規定されるパラメータからの、燃焼危険性に影響するあらゆる変更、裏付けのためのデータ、および解析で前提とするあらゆる耐空性限界又はその他の条件を含む、燃料タンク可燃性の解析を航空局に提出し、承認を得なければならない。

4 変数及びデータ表

フリート平均燃焼危険性を決定するための燃焼危険性解析において、次のデータを用いなければならない。フリートの燃焼危険性を計算するために用いる変数は、大気の周囲温度、飛行距離、燃焼危険性評価時間、燃料引火点、燃料タンクの熱特性、夜間の温度降下、および燃料から空虚部への酸素放出を含まなければならない。

4－1 大気の周囲温度および燃料特性

- a 与えられた飛行について、燃焼危険性を予測するために、地上周囲温度及び巡航周囲温度のばらつき、並びに地上から巡航、再び地上へと戻る温度変化を計算する方法を用いなければならない。地上及び巡航周囲温度並びに燃料引火

点のばらつきは、平均値および±1 標準偏差を規定したガウス曲線により定義される。

b 周囲温度：

指定のプログラムでは、地上周囲温度及び巡航周囲温度は、大気に関する一連の仮定のもとで関係づけられる。温度は、地上周囲温度から、巡航周囲温度に到達するまで、標準大気温度 (ISA) における気温の変化率で高度とともに変化する。この高度以上では、周囲温度は巡航周囲温度に固定される。結果として、上層の大気温度には違いが生じることになる。寒い日については、3,050m (10,000 フィート) まで気温の逆転現象を考慮した変化率が用いられ、以降は ISA の変化率が用いられる。

c 燃料特性：

(a) ジェット A 燃料の引火点のばらつきは、本附録の表 1 に示される平均値および±1 標準偏差のガウス曲線により定義される。

(b) 燃焼危険性解析で用いられなければならない燃料の可燃性包囲線は、与えられた飛行についてのモンテカルロ解析により選択された燃料の引火点の関数として与えられる。燃料の可燃性包囲線は、可燃性上限 (UFL; Upper Flammability Limit) 及び可燃性下限 (LFL; Lower Flammability Limit) により、次のように定義される。

1) 海面上の LFL=(海面上の燃料の引火点温度−5.56°C(10°F))。LFL は、443.3m 毎に 1°C の割合 (808 フィート毎に 1°F の割合) で、高度が増すに従い海面上の値から減少する。

2) 海面上の UFL=(海面上の燃料の引火点温度+35.28°C(63.5°F))。UFL は、280.9m 毎に 1°C の割合 (512 フィート毎に 1°F の割合) で、高度が増すに従い海面上の値から減少する。

d 解析される各飛行について、本附録の表 1 で定義されるガウス分布を用いて、三つのパラメータ (地上周囲温度、巡航周囲温度、燃料引火点) 毎に独立した乱数を生成しなければならない。

表 1 地上周囲温度、巡航周囲温度及び燃料引火点のガウス分布

パラメータ	温度 (°C (°F))		
	地上 周囲 温度	巡航 周囲温度	燃料 引火点 (FP)
平均温度	15.53 (59.95)	−56.67 (−70)	48.89 (120)
−1 標準 偏差	11.19 (20.14)	4.44 (8)	4.44 (8)
+1 標準 偏差	9.60 (17.28)	4.44 (8)	4.44 (8)

4-2 表2で定義される飛行距離の分布を、モンテカルロ解析で用いなければならない。

表2 飛行距離分布

		飛行機の最大航続距離－海里（NM）									
		1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000	8000	9000	10000
飛行距離 (NM)		飛行距離の分布（全体に対するパーセンテージ）									
自	至										
0	200	11.7	7.5	6.2	5.5	4.7	4.0	3.4	3.0	2.6	2.3
200	400	27.3	19.9	17.0	15.2	13.2	11.4	9.7	8.5	7.5	6.7
400	600	46.3	40.0	35.7	32.6	28.5	24.9	21.2	18.7	16.4	14.8
600	800	10.3	11.6	11.0	10.2	9.1	8.0	6.9	6.1	5.4	4.8
800	1000	4.4	8.5	8.6	8.2	7.4	6.6	5.7	5.0	4.5	4.0
1000	1200	0.0	4.8	5.3	5.3	4.8	4.3	3.8	3.3	3.0	2.7
1200	1400	0.0	3.6	4.4	4.5	4.2	3.8	3.3	3.0	2.7	2.4
1400	1600	0.0	2.2	3.3	3.5	3.3	3.1	2.7	2.4	2.2	2.0
1600	1800	0.0	1.2	2.3	2.6	2.5	2.4	2.1	1.9	1.7	1.6
1800	2000	0.0	0.7	2.2	2.6	2.6	2.5	2.2	2.0	1.8	1.7
2000	2200	0.0	0.0	1.6	2.1	2.2	2.1	1.9	1.7	1.6	1.4
2200	2400	0.0	0.0	1.1	1.6	1.7	1.7	1.6	1.4	1.3	1.2
2400	2600	0.0	0.0	0.7	1.2	1.4	1.4	1.3	1.2	1.1	1.0
2600	2800	0.0	0.0	0.4	0.9	1.0	1.1	1.0	0.9	0.9	0.8
2800	3000	0.0	0.0	0.2	0.6	0.7	0.8	0.7	0.7	0.6	0.6
3000	3200	0.0	0.0	0.0	0.6	0.8	0.8	0.8	0.8	0.7	0.7
3200	3400	0.0	0.0	0.0	0.7	1.1	1.2	1.2	1.1	1.1	1.0
3400	3600	0.0	0.0	0.0	0.7	1.3	1.6	1.6	1.5	1.5	1.4
3600	3800	0.0	0.0	0.0	0.9	2.2	2.7	2.8	2.7	2.6	2.5
3800	4000	0.0	0.0	0.0	0.5	2.0	2.6	2.8	2.8	2.7	2.6
4000	4200	0.0	0.0	0.0	0.0	2.1	3.0	3.2	3.3	3.2	3.1
4200	4400	0.0	0.0	0.0	0.0	1.4	2.2	2.5	2.6	2.6	2.5
4400	4600	0.0	0.0	0.0	0.0	1.0	2.0	2.3	2.5	2.5	2.4
4600	4800	0.0	0.0	0.0	0.0	0.6	1.5	1.8	2.0	2.0	2.0
4800	5000	0.0	0.0	0.0	0.0	0.2	1.0	1.4	1.5	1.6	1.5
5000	5200	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.8	1.1	1.3	1.3	1.3
5200	5400	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.8	1.2	1.5	1.6	1.6
5400	5600	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.9	1.7	2.1	2.2	2.3
5600	5800	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.6	1.6	2.2	2.4	2.5
5800	6000	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.2	1.8	2.4	2.8	2.9
6000	6200	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	1.7	2.6	3.1	3.3
6200	6400	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	1.4	2.4	2.9	3.1
6400	6600	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.9	1.8	2.2	2.5
6600	6800	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.5	1.2	1.6	1.9
6800	7000	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.2	0.8	1.1	1.3
7000	7200	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.4	0.7	0.8
7200	7400	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.3	0.5	0.7
7400	7600	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.2	0.5	0.6

7600	7800	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1	0.5	0.7
7800	8000	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1	0.6	0.8
8000	8200	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.5	0.8
8200	8400	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.5	1.0
8400	8600	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.6	1.3
8600	8800	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.4	1.1
8800	9000	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.2	0.8
9000	9200	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.5
9200	9400	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.2
9400	9600	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1
9600	9800	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1
9800	10000	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1

4－3 夜間の温度降下。本附録において、FRM が装備される飛行機の解析で使用する、夜間の温度降下は次により定義される。

- a 夜間の始まりにおける温度は、ガウス分布に基づく乱数値である、最後の飛行の着陸時の温度に等しいものとする。
- b 夜間の温度降下。ガウス分布に基づく乱数値により与える。
- c 終了後、夜間地上期間に入る全ての飛行（評価する飛行機の機種の使用により決まる、1日の平均の飛行数毎に1回）について、着陸時の外気温度（OAT; Outside Air Temperature）を、次のガウス曲線からの乱数値として選ぶ。

表 3 着陸時の OAT

パラメータ	着陸時の OAT (°C (°F))
平均温度	14.82 (58.68)
－1 標準偏差	11.42 (20.55)
+1 標準偏差	7.34 (13.21)

- d 外気温度（OAT）の夜間温度降下は、次のガウス曲線からの乱数値として選ぶ。

表 4 OAT 降下

パラメータ	OAT 降下 (°C (°F))
平均温度	6.67 (12.0)
1 標準偏差	3.33 (6.0)

4－4 解析で要求されるシミュレーション飛行回数。モンテカルロ解析によるフリート平均および暖かい日の燃焼危険性の要件への適合性証明を有効とするため

に、申請者は、本附録の表5に定義される、評価する燃料タンクのフリート平均および暖かい日の燃焼危険性が、該当する燃焼危険性限界に適合することを保証するための、最小限の飛行回数の解析を実行しなければならない。

表5 燃焼危険性限界

モンテカルロ解析の最小飛行回数	3%の要求に適合するために許容される、モンテカルロ解析による平均燃料タンク燃焼危険性(%)の最大値
10,000	2.91
100,000	2.98
1,000,000	3.00

附録O（6－5－4 関連）

大型過冷却水滴着氷気象状態

この附録は I 及び II からなる。I は、水滴の中央体積直径（MVD）が 40 μm （附録 C の連続最大着氷気象状態（層状雲）における最大平均有効直径（MED））未満及びこれを超えるものが含まれる大型過冷却水滴着氷気象状態の説明であり、本附録の位置づけを明らかにしている。この附録においては、大型過冷却水滴着氷気象状態は層雲中又はその下で生じる着氷性の霧雨及び着氷性の雨からなる。II は、第 2 章の飛行機の性能及び操縦特性要求への適合性を証明するときに用いられる着氷状態を定義する。

I 気象

本附録の着氷気象状態は、高度、垂直及び水平距離、温度、水分含有量並びに水滴直径分布の関数としての水質量分布の各要素により定義される。

1 着氷性の霧雨（最大水滴直径が 100 μm から 500 μm までのものが分布する気象状態）

- a 気圧高度範囲：0 から 6,706m (22,000ft) MSL
- b 最大垂直距離：3,656m (12,000ft)
- c 水平距離：標準距離は 32km (17.4NM)
- d 水分含有総量
注：32km (17.4NM) の水平標準距離における、グラム毎立方メートル (g/m^3) で表される水分含有量 (LWC)
- e 水滴直径分布：図 2
- f 高度及び温度包囲線：図 3

2 着氷性の雨（最大水滴直径が 500 μm を超えるものが分布する気象状態）

- a 気圧高度範囲：0 から 3,656m (12,000ft) MSL
- b 最大垂直距離：2,134m (7,000ft)
- c 水平距離：標準距離は 32km (17.4NM)
- d 水分含有総量
注：32km (17.4NM) の水平標準距離における、グラム毎立方メートル (g/m^3) で表される水分含有量 (LWC)
- e 水滴直径分布：図 5
- f 高度及び温度包囲線：図 6

3 水平距離

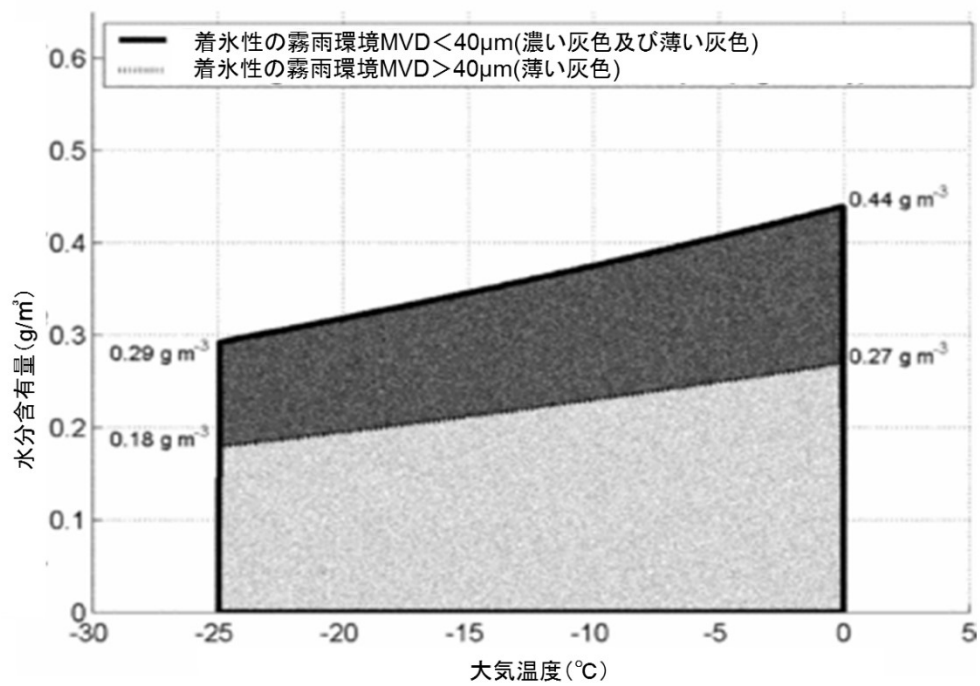
32km (17.4NM) の標準距離以外の水平距離についての着氷性の霧雨及び着氷性の雨気象状態の水分含有量は、図 1 又は図 4 から得られる水分含有量に、次の式で定義され図 7 により示される係数を乗じて決定される。

$$S = 1.266 - 0.213 \log_{10}(H)$$

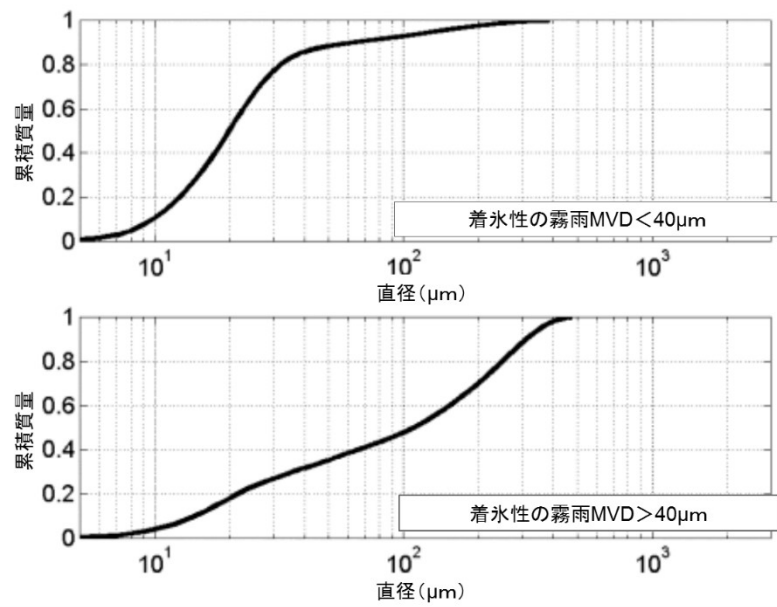
ここで、

S : 水分含有量倍率係数 (無次元)

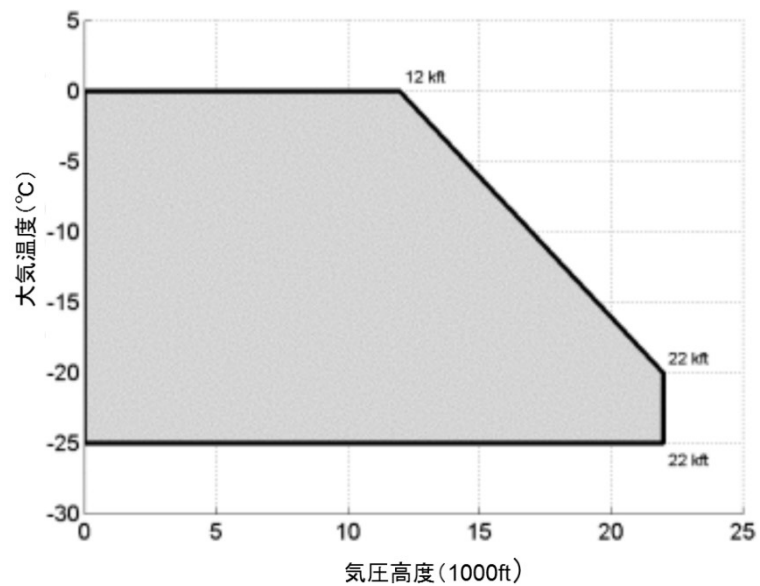
H : 海里 (NM) で表される水平距離



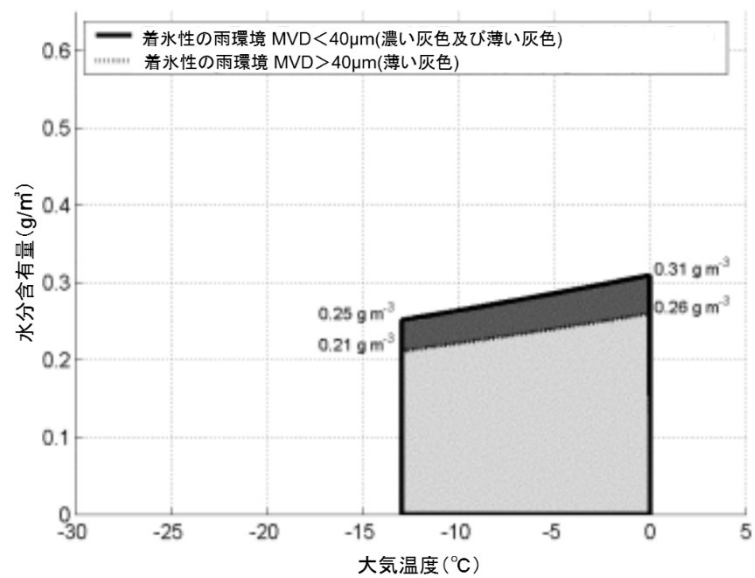
第1図 水分含有量(着氷性の霧雨)



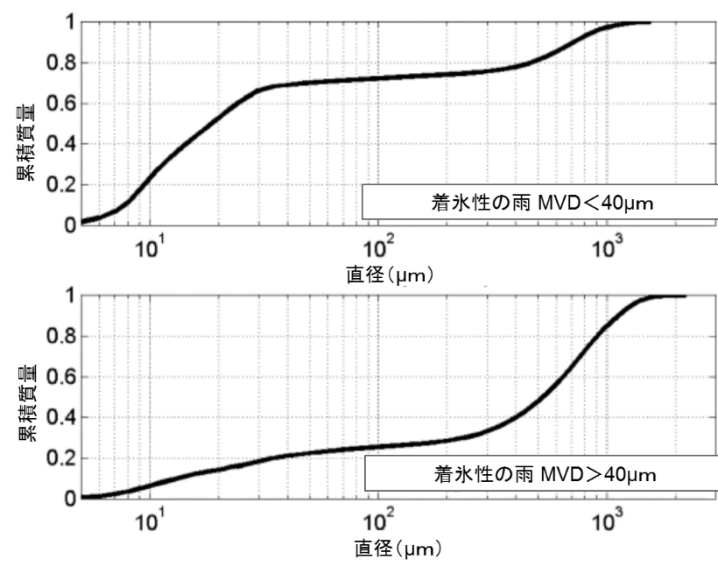
第2図 水滴直径分布(着氷性の霧雨)



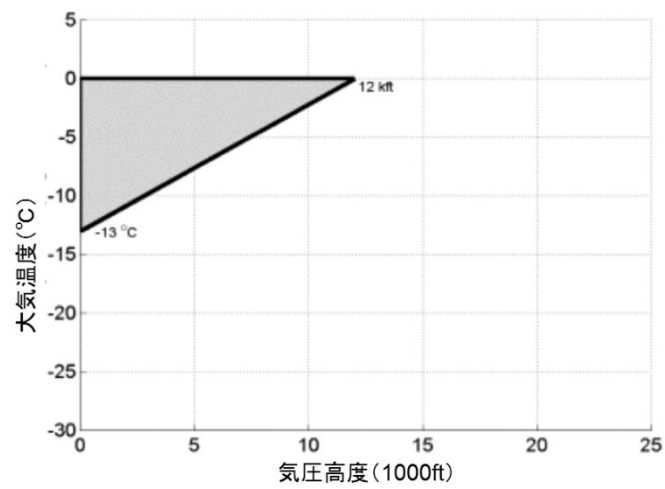
第3図 温度及び高度包囲線(着氷性の霧雨)



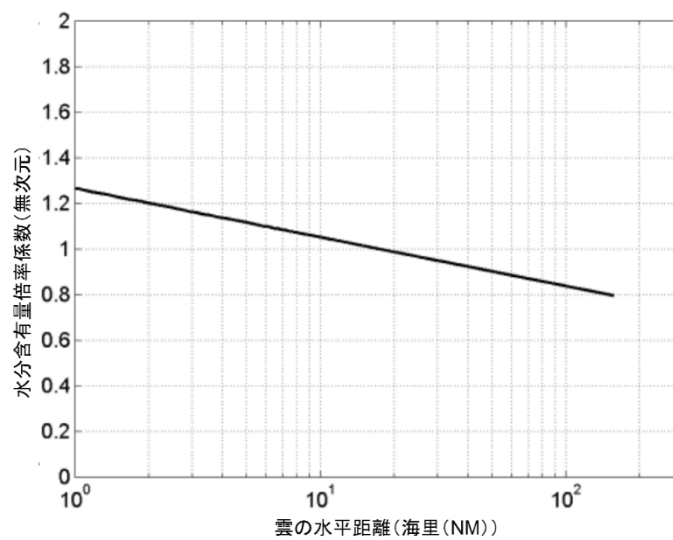
第4図 水分含有量(着氷性の雨)



第5図 水滴直径分布(着氷性の雨)



第6図 温度及び高度包囲線(着氷性の雨)



第7図 着氷性の霧雨及び着氷性の雨の雲の水平距離

II 第2章への適合性証明を行う機体の着氷状態

1 一般

第2章（飛行）に含まれる着氷気象状態における飛行機の性能及び操縦特性要求への適合性を証明する場合には、飛行の各段階において、飛行機の性能及び操縦特性に最も不利な着氷状態を適用しなければならない。申請者は、飛行状態（例えば形態、速度、迎角及び高度）に適切な水滴直径分布、水分含有量及び温度を含め、本附録 I で規定される着氷気象状態の全ての範囲が考慮されていることを示さなければならない。

- a 6-5-4 A-1 a に従い証明される飛行機については、各飛行段階の着氷状態は本附録 II の 2 で定義される。
- b 6-5-4 A-1 b に従い証明される飛行機については、本附録 II の 2 及び 3 で定義される、各飛行段階に対する最も不利な着氷状態を適用しなければならない。本附録 II の 3 で定義される着氷状態については、本附録 I のうちで飛行機が安全に運用できる範囲のみが考慮されなければならない。
- c 6-5-4 A-1 c に従い証明される飛行機については、各飛行段階の着氷状態は本附録 II の 3 で定義される。

2 6-5-4 A-1 a 又は b に従い証明される飛行機の着氷状態

- a 「巡航着氷状態」とは次の状態をいう。6-5-4 A-1 b に従い証明される飛行機については本附録 II の 3 c で定義される巡航着氷状態、6-5-4 A-1 a に従い証明される飛行機については附録 C の II の 1 c で定義される巡航着氷状態に次のものを加えたもの。
 - (a) 本附録 II の 2 e で定義される検知に先立つ着氷状態、及び
 - (b) 本附録 I で定義される最も不利な着氷気象状態において 32km (17.4NM) の水平距離を有する 1 つの雲と、附録 C で定義される連続最大着氷気象状態において 32km (17.4NM) の水平距離を有する 1 つの雲を通過中に蓄積される着氷状態
- b 「上空待機段階の着氷状態」とは次の状態をいう。6-5-4 A-1 b に従い証明される飛行機については本附録 II の 3 d で定義される上空待機段階の着氷状態、又は 6-5-4 A-1 a に従い証明される飛行機については附録 C の II の 1 d で定義される上空待機段階の着氷状態に次のものを加えたもの。
 - (a) 本附録 II の 2 e で定義される検知に先立つ検知着氷状態、及び
 - (b) 本附録 I で定義される最も不利な着氷気象状態において 32km (17.4NM) の水平距離を有する 1 つの雲と、附録 C で定義される連続最大着氷気象状態において 32km (17.4NM) の水平距離を有する 1 つの雲を通過中に蓄積される着氷状態
 - (c) 上空待機段階の着氷状態に暴露される時間の合計は 45 分間を超える必要は無い。
- c 「進入着氷状態」とは、本附録 II の 2 b で定義される上空待機段階の着氷状態、又は該当する本附録 II の 2 c (a) 若しくは (b) により計算される着氷状態の、より不利な状態をいう。
 - (a) 6-5-4 A-1 b に従い証明される飛行機については、本附録 I で定義される着氷気象状態の最大垂直距離から着陸面上 610m (2,000ft) まで

の降下中であって、巡航形態中及び進入形態への移行中に蓄積する着氷状態に、次のものを加えたもの。

(i) 本附録Ⅱの2 eで定義される検知に先立つ着氷状態、及び

(i i) 着陸面上 610m (2,000ft) において、本附録Ⅰで定義される最も不利な着氷気象状態において 32km (17.4NM) の水平距離を有する1つの雲と、附録Cで定義される連続最大着氷気象状態において 32km (17.4NM) の水平距離を有する1つの雲を通過中に蓄積する着氷状態

(b) 6-5-4 A-1 aに従い証明される飛行機については、附録CのⅠで定義される連続最大着氷気象状態の最大垂直距離から着陸面上 610m (2,000ft) までの降下中であって、巡航形態中及び進入形態への移行中に蓄積する着氷状態に、次のものを加えたもの。

(i) 本附録Ⅱの2 eで定義される検知に先立つ着氷状態、及び

(i i) 着陸面上 610m (2,000ft) において、本附録Ⅰで定義される最も不利な着氷気象状態において 32km (17.4NM) の水平距離を有する1つの雲と、附録Cで定義される連続最大着氷気象状態において 32km (17.4NM) の水平距離を有する1つの雲を通過中に蓄積する着氷状態

d 「着陸着氷状態」とは、本附録Ⅱの2 bで定義される上空待機段階の着氷状態、又は該当する本附録Ⅱの2 d (a) 若しくは(b) により計算される着氷状態の、より不利な状態をいう。

(a) 6-5-4 A-1 bに従い証明される飛行機については、本附録Ⅱの3 e (a) で定義される着氷状態に、次のものを加えたもの。

本附録Ⅰで定義される着氷気象状態において、着陸形態に移行しながら着陸面上 610m (2,000ft) から 61m (200ft) までの高度へ降下中に蓄積する着氷状態、並びに

(i) 本附録Ⅱの2 eで定義される検知に先立つ着氷状態、及び

(i i) 着陸面上 61m (200ft) の高度を始点とする、2-3-1 0により求められる最小上昇勾配に始まり、本附録Ⅰで定義される最も不利な着氷気象状態において 32km (17.4NM) の水平距離を有する1つの雲、及び附録Cで定義される連続最大着氷気象状態において 32km (17.4NM) の水平距離を有する1つの雲を通り抜ける離脱操作中に蓄積する着氷状態

(b) 6-5-4 A-1 aに従い証明される飛行機については、附録Cで定義される連続最大着氷気象状態において、附録Cで定義される着氷気象状態の最大垂直距離から着陸面上 610m (2,000ft) まで巡航形態で降下中、進入形態への移行中、そして着陸面上 610m (2,000ft) を 15 分間飛行中、及び着陸形態へ移行しながら着陸面上 610m (2,000ft) から 61m (200ft) の高度へ降下中に蓄積する着氷状態に、次のものを加えたもの。

(i) 本附録Ⅱの2 eで定義される検知に先立つ着氷状態、及び

(i i) 着陸面上 61m (200ft) の高度を始点とする、2-3-1 0により求められる最小上昇勾配に始まり、本附録Ⅰで定義される最も不利な着氷気象状態において 32km (17.4NM) の水平距離を有する1つの雲、及び附録Cで定義される連続最大着氷気象状態において 32km (17.4NM) の水平距離を有する1つの雲を通り抜ける離脱操作中に蓄積する着氷状態

e 「検知に先立つ着氷状態」とは、本附録中において6-5-4 A-1 a 及びbに

従い離脱が求められる飛行状態を検出する前の着氷状態をいう。これは、飛行機の離脱が求められる着氷気象状態に遭遇する前に、承認されている着氷気象状態における運用時から存在している可能性のある既存着氷状態に加え、着氷気象状態を検出するのに必要な時間、及びこれに引き続く航空交通管制との調整を含む、着氷気象状態から離脱するために航空機乗組員が行動を起こすまでの時間を考慮した 2 分間に蓄積する着氷をいう。

(a) 6-5-4 A-1 a に従い証明される飛行機については、事前既存着氷状態は附録 C で定義される着氷気象状態に基づかなければならない。

(b) 6-5-4 A-1 b に従い証明される飛行機については、既存着氷状態は、附録 C で定義される着氷気象状態、又は本附録 I で規定される着氷気象状態のうち、その飛行機が安全に運用できる範囲の気象状態の、より不利な状態に基づかなければならない。

3 6-5-4 A-1 b 又は c に従い証明される飛行機の着氷状態

6-5-4 A-1 b に従い証明される飛行機については、本附録 I で規定される着氷気象状態のうちで、その飛行機が安全に運用できる範囲の気象状態のみが考慮されなければならない。

a 「離陸着氷状態」は、離陸距離の終端から離陸面上 121.9m (400 ft) の高度までの間、機体の保護されない表面に生じる最も不利な着氷状態、及び保護された表面に生じる全ての着氷状態とする。着氷状態は、本附録 I の着氷気象状態のもとで、離陸距離の終端から始まるものと仮定する。

b 「離陸最終段階の着氷状態」は、離陸面より 121.9m (400 ft) の高度から 457.2m (1,500 ft) 又は離陸形態から巡航形態への移行が完了し、速度が V_{FTO} となる高度のいずれか高い高度までの間、機体の保護されない表面に生じる最も不利な着氷状態、及び着氷防止装置が通常どおりに使用されている時に保護された表面に生じる全ての着氷状態とする。着氷状態は、本附録 I の着氷気象状態のもとで、離陸距離の終端から始まるものと仮定する。

c 「巡航着氷状態」は、本附録 I の着氷気象状態における巡航段階において、機体の保護されない表面に生じる不利な着氷状態、及び着氷防止装置が通常どおりに使用されている時に保護された表面に生じる全ての着氷状態とする。

d 「上空待機段階の着氷状態」は、上空待機の段階において、本附録 I の着氷気象状態で 32km (17.4NM) の水平距離を有する雲の中を 45 分間飛行することにより、機体の保護されない表面に生じる不利な着氷状態、及び着氷防止装置が通常どおりに使用されている時に保護された表面に生じる全ての着氷状態とする。

e 「進入着氷状態」は、次のうち、いずれかより不利なものにより、機体の保護されない表面に生じる不利な着氷状態、及び着氷防止装置が通常どおりに使用されている時に保護された表面に生じる全ての着氷状態とする。

(a) 本附録 I で定義される着氷気象状態において、本附録 I で定義される着氷気象状態の最大垂直距離から着陸面上 610m (2,000ft) へ巡航形態で降下中、進入形態へ移行中、そして着陸面上 610m (2,000ft) を 15 分間飛行中に蓄積する着氷

(b) 本附録 II の 3 d で定義される上空待機段階の着氷状態

- f 「着陸着氷状態」は、次のうち、いずれかより不利なものにより、機体の保護されない表面に生じる着氷状態、及び着氷防止装置が通常どおりに使用されている時に保護された表面に生じる全ての着氷状態とする。
- (a) 本附録Ⅱの3 e (a) により定義される着氷状態に加えて、本附録Ⅰにより定義される着氷気象状態において、着陸形態へ移行しながら着陸面上 610m (2,000ft) から 61m (200ft) の高度へ降下中、並びにこれに引き続く、2-3-10により求められる最小上昇勾配による着陸面上 61m (200ft) の高度から 610m (2,000ft) までの着陸復行、進入形態による着陸面上 610m (2,000ft) の15分間の飛行、及び着陸形態による着陸面（接地）までの降下中に蓄積する着氷状態
- (b) 本附録Ⅱの3 dで定義される上空待機段階の着氷状態
- g 保護されていない部分と保護されている部分の両方に対して、離陸段階での着氷状態は、以下の仮定を用いて、本附録Ⅰで定義される着氷気象状態に対して決定されなければならない。
- (a) 離陸開始時に、翼面、操縦舵面及びプロペラを有する場合はプロペラに、霜、雪及び氷の付着がない。
- (b) 着氷状態は離陸距離の終端から始まる。
- (c) 推力重量比又は出力重量比は、不利な条件にある。
- (d) 速度 V_{EF} において臨界発動機は故障する。
- (e) 乗務員による着氷防止装置の起動は、飛行規程で定められた通常の手順に従い行われる。ただし、離陸滑走の開始から、飛行機が離陸面より 121.9m (400ft) の高度に達するまでは、乗務員による着氷防止装置起動の操作は行われないこととする。
- 4 着氷防止装置が起動し、所要の機能を発揮するまでの着氷を、本附録Ⅰで定義される着氷気象状態のもとで、保護されていない機体表面及び通常は保護される機体表面に、着氷防止装置が起動し、効果を発揮する前に、形成される不利な着氷として定義する。この着氷は2-4-1-10及び2-7-4-8への適合性を示す場合にのみ適用される。
- 5 2-1-1-7の要求への適合性を示す際に考慮する機体の着氷状態の数を減らすため、本附録で定義されるいずれかの着氷状態を、他の飛行段階に定義された着氷以上に不利であることが実証されれば、当該飛行段階にも適用することができる。このとき、形態の違い及びそれらの着氷状態に与える影響を考慮しなければならない。
- 6 あらゆる性能の差異が安全側に考慮されている場合、操縦特性に最も不利な影響を与える着氷状態を、性能の試験に用いてもよい。