

制定 平成 14 年 4 月 23 日 国空航第 1417 号 国空機第 1462 号 国空乗第 2098 号

改訂 平成 15 年 8 月 12 日 国空航第 390 号 国空機第 420 号 国空乗第 154 号

改訂 平成 17 年 8 月 12 日 国空航第 263 号 国空機第 376 号 国空乗第 162 号

改訂 平成 24 年 10 月 15 日 国空航第 447 号 国空機第 582 号

改訂 平成 26 年 7 月 17 日 国空航第 289 号 国空機第 537 号

改訂 平成 29 年 10 月 2 日 国空航第 1447 号 国空機第 1380 号

国土交通省 航空局 安全部 運航安全課長
航空機安全課長

模擬飛行装置等認定要領細則

第 1 章 総 則

1-1 目 的

この要領は、「模擬飛行装置等認定要領」（平成 14 年 3 月 28 日付け国空航第 1285 号、国空機第 1308 号、国空乗第 91 号）（以下、「認定要領」と言う。）に基づく模擬飛行装置等の認定等に係る手続きに当たり、その内容について基本的事項を定めることを目的とする。

1-2 定 義

1-2-1 この要領において「実機」とは、模擬飛行装置等に対応する特定の型式の航空機をいう。

1-2-2 この要領において「3 自由度」とは、模擬飛行装置が前後及び左右の軸まわり並びに上下の方向に実機の運動を模擬した運動をすることができることをいう。

1-2-3 この要領において「6 自由度」とは、模擬飛行装置が前後、左右及び上下の軸まわり並びに前後、左右及び上下の方向に実機の運動を模擬した運動をすることができることをいう。

1-2-4 この要領において「スナップショット」とは、ある瞬間における単一又は複数の変数の提示をいう。スナップショットはそれらの変数が定常状態にある時のみ有効である。

1-2-5 この要領において「トランスポート・ディレイ」とは、操縦士が模擬飛行

装置等の主操縦装置に入力を与えた後、モーション装置、ビジュアル装置又は計器表示に反応が現れるまでのトータルのシステム処理時間をいう。模擬対象航空機の特性としての遅延時間は含まない。

1-2-6 この要領において「模擬データ」とは、既存の飛行試験データからの外挿や推定、若しくは他のシミュレーションモデル（エンジニアリング解析、エンジニアリングシミュレーション、設計データ又は風洞試験）から生成されるデータをいう。

第2章 飛行機を模擬する模擬飛行装置の要件

飛行機を模擬するレベルA、レベルB、レベルC及びレベルDの模擬飛行装置の認定に係る基本要件は付録A第1章に掲げる通りとする。各レベルの模擬飛行装置は、付録A第3章に掲げる機能検査項目の実施に適したものであり、かつ付録A第2章に掲げる許容範囲で、実機の性能を模擬したものでなければならない。（○印は当該レベルの模擬飛行装置に適用する要件を示す。）

第3章 飛行機を模擬する飛行訓練装置の要件

飛行機を模擬するレベル1、レベル2及びレベル3の飛行訓練装置の認定に係る基本要件は付録B第4章に掲げる通りとする。各レベルの飛行訓練装置は、付録B第6章に掲げる機能検査項目の実施に適したものであり、かつ付録B第5章に掲げる許容範囲で、実機の性能を模擬したものでなければならない。

飛行機を模擬するレベル4、レベル5及びレベル6の飛行訓練装置の認定に係る基本要件は付録B第1章に掲げる通りとする。各レベルの飛行訓練装置は、付録B第3章に掲げる機能検査項目の実施に適したものであり、かつ付録B第2章に掲げる許容範囲で、実機の性能を模擬したものでなければならない。（○印は当該レベルの飛行訓練装置に適用する要件を示す。）

第4章 回転翼航空機を模擬する模擬飛行装置の要件

回転翼航空機を模擬するレベルB、レベルC及びレベルDの模擬飛行装置の認定に係る

基本要件は付録C第1章に掲げる通りとする。各レベルの模擬飛行装置は、付録C第3章に掲げる機能検査項目の実施に適したものであり、かつ付録C第2章に掲げる許容範囲で、実機の性能を模擬したものでなければならない。（○印は当該レベルの模擬飛行装置に適用する要件を示す。）

第5章 回転翼航空機を模擬する飛行訓練装置の要件

回転翼航空機を模擬するレベル4、レベル5、レベル6及びレベル7の飛行訓練装置の認定に係る基本要件は付録D第1章に掲げるとおりとする。各レベルの飛行訓練装置は、付録D第3章に掲げる機能検査項目の実施に適したものであり、かつ付録D第2章に掲げる許容範囲で、実機の性能を模擬したものでなければならない。（○印は当該レベルの飛行訓練装置に適用する要件を示す。）

第6章 申請書等

6-1 申請書等の様式

6-1-1 認定要領2-2に定める申請書の様式は、付録Fのとおりとする。

6-1-2 認定要領5-1に定める認定書の様式は、付録Fのとおりとする。

6-1-3 認定要領6-3に定める合格書の様式は、付録Fのとおりとする。

6-1-4 認定要領6-4に定める届出の様式は、付録Fのとおりとする。

6-2 認定書及び合格書は、原則として模擬飛行装置等の内部又は近傍に掲示しなければならない。

第7章 認定検査ガイド

7-1 申請者は7-2に掲げる項目について認定検査ガイドに記載するとともに、模擬飛行装置等の認定後は常に最新の状態に維持管理すること。

7-2 認定検査ガイドの記載内容

認定検査ガイドには、認定区分に応じた要件毎に次の事項を記載すること。

(1) 目次

- (2)改訂履歴
- (3)参照データ及び関連文献等のリスト
- (4)使用される用語、シンボル等の定義
- (5)適合性に関する説明
- (6)性能検査の記録手順もしくは記録に必要な装置
- (7)性能検査の実施方法
- (8)機能検査の実施方法

7－3 性能検査の実施方法は、認定区分に応じた要件毎に次の事項を記載すること。

- (1)検査の名称
- (2)目的
- (3)初期設定条件
- (4)計測手順（手動/自動）とその出力項目
- (5)許容範囲及び判定方法
- (6)計測結果
- (7)参照資料等の名称（必要な場合に限る）

7－4 性能検査用データについては、原則として航空機製造者から提供される型式証明を取得した航空機の飛行試験データに基づくデータ（以下、「実機データ」という。）を使用しなければならない。

ただし、模擬データであって、性能検査項目の目的に沿って収集・生成されたものについては、当局の承認により使用することができる。

第8章 定期検査

8－1 定期検査においては、認定要領6－1に定めるもののほか、次の各号に掲げる事項を確認する。

- (1)前回の検査以降に実施した社内検査実施記録
- (2)前回の検査以降の運用実績
- (3)前回の検査以降に発生した不具合及びそれに対する措置（運用停止が30分以上のもの）の内容
- (4)前回の検査以降に実施した改修の内容

第9章 認定所有者の履行義務

9-1 所有者は、認定を受けた模擬飛行装置等について、認定要領に規定する要件を満足するために、継続的な保守を実施しなければならない。

9-1-1 使用前点検の実施

模擬飛行装置等の使用前点検項目を適切に設定し、装置の使用前に点検を実施すること。

9-1-2 社内検査の実施

認定検査ガイドに規定するすべての検査項目を年間を通じて少なくとも3回以上に分けて実施し、要件に適合していることを確認すること。

9-1-3 整備記録（ログ）の維持管理

(1) 模擬飛行装置等を使用した訓練等に責任を有する者（例えば訓練教官）及び使用前点検を行った担当者は、模擬飛行装置等の不具合を発見した場合、不具合の内容を整備記録（ログ）に記載しなければならない。

(2) 不具合に対して実施された個々の是正措置の内容と実施した日付が、整備記録（ログ）に記載されていないなければならない。

(3) 整備記録（ログ）は、原則として模擬飛行装置等の内部又は近傍に保管しなければならない。

9-1-4 故障等が生じた装備品の扱い

(1) 故障及び異常の状況並びに欠品が生じた装備品の一覧を、原則として模擬飛行装置等の内部又は近傍に掲示しなければならない。

(2) 装備品等の故障、異常又は欠品が模擬飛行装置等の用途に掲げる審査等の項目に影響を与えるときは、その用途に模擬飛行装置等を使用してはならない。

第10章 新たな航空機型式又はその派生型の模擬飛行装置等の暫定認定

10-1 新たな航空機型式又はその派生型について、航空機製造者又は航空機設計者（以下、「航空機製造者等」という。）から模擬飛行装置等の認定検査に必要な全ての実機データが提供されていない段階において、模擬飛行装置等の製造を行い、暫定認定を取得しようとするときは、認定要領第2章から第5章に定めるところによるほか、本章の規定による。

10-2 10-1にて認定を受けようとするときは、認定要領2-3に定める技術資

料等には以下を含むこと。

- (1) 限定された飛行試験データにより妥当性の検証が行われた模擬データから構成される航空機製造者等の提供するデータ。
- (2) 模擬飛行装置等に使用された模擬データの生成方法に関する航空機製造者等による説明。
- (3) 認定検査ガイドにより実施した検査の結果。

10-3 10-1の暫定認定の有効期間は、認定書の交付から2年間とし、航空機製造者等から認定検査に必要な全ての実機データが提供されてから12ヶ月以内にこれらデータに基づいた認定要領第3章で規定する認定検査を受けること。ただし、航空機安全課長及び運航安全課長が認めた場合は、この限りではない。

10-4 10-1により認定した模擬飛行装置等については、認定要領第6章及び第7章の規定を準用する。

附 則

(施行期日)

1. この要領は、平成14年4月23日から適用する。

(施行期日)

1. この要領は、平成15年8月12日から適用する。

(施行期日)

1. この要領は、平成24年10月15日から適用する。

(経過措置)

2. この要領の適用の際、現に認定を受けている模擬飛行装置等は、特に必要と認められる場合を除き、認定検査ガイド等の変更は必要としない。
3. この要領の適用より前に発注した模擬飛行装置等の認定を受けようとする者は、従前の要領に定める模擬飛行装置等の要件により認定検査を受検することができる。この場合にあつては、この要領の適用の日から30日以内に運航安全課長にその旨を届け出た上で、この要領の適用の日から2年以内に当該模擬飛行装置等について認定検査を受検すること。

4. この要領の適用の日より前に、国際民間航空条約の締結国たる外国の航空当局によって従前の要領と同等の要件により既に認定を取得している模擬飛行装置等については、従前の要領に定める模擬飛行装置等の要件により認定検査を受検することができる。

(施行期日)

1. この要領は、平成 26 年 7 月 17 日から適用する。

(経過措置)

2. この要領の適用の際、現に認定を受けている模擬飛行装置等は、特に必要と認められる場合を除き、認定検査ガイド等の変更は必要としない。
3. 認定検査中の模擬飛行装置等について、この要領の適用により模擬飛行装置等の認定を受けようとする者は、この要領の適用の日から 30 日以内に運航安全課長にその旨を届け出た上で、この要領に基づく認定を受けることができる。

(施行期日)

1. この要領は、平成 29 年 10 月 2 日から適用する。

(経過措置)

2. 付録A第2章、付録B第2章、付録B第5章、付録C第2章及び付録D第2章の改正については、平成 30 年 3 月 31 日までは、なお従前の例によることができる。
3. 付録A第2章 5. d バックグラウンド・ノイズの検査については、認定検査時のサウンドレベルを平成 30 年 4 月 1 日以降に実施される初回の定期検査時のサウンドレベルに置き換えてもよい。ただし、補足 7 3. (5)に記載のサウンドレベル以下であること。
4. この要領の適用の際、既に認定を受けている模擬飛行装置等については、付録A第2章補足 10 の Validation Data Roadmap は不要である。

付録A 第1章 飛行機を模擬する模擬飛行装置の基本要件

要 件	模擬飛行 装置レベル			
	A	B	C	D
1. 操縦室の一般要件				
1. a 操縦室は実機の複製であり、操縦装置、装備品、視認可能な操縦室内の計器、サーキット・ブレーカー及び隔壁は、適切に配置され、模擬する実機通りに機能するものであること。 操縦装置及びスイッチの作動方向は実機のものと同じすること。 操縦席は模擬する実機のアイ・ポジションが得られるよう調整できること。 操縦室は操縦席を最も後方に位置させた箇所の胴体の断面から前方に位置する全てのものを構成するものであること。 装備品の操作には操縦室の窓も含まれるが、実機の窓のように作動できなくてもよい。 追加装備品としての消火用斧、消火器、予備電球も要求されるが、実際の取り付け場所に近い、適当な位置に取り付けることができる。 消火用斧、ランディング・ギア・ピン等の必要な備品は輪郭を示すものでもよい。 (備考) 模擬飛行を目的とした操縦室は、操縦席を最も後方に位置させた箇所の胴体の断面から前方に位置するすべてのものを構成するものであること。 操縦士以外の乗務員を必要とする実機にあっては、その席のすぐ後方の隔壁が必要である。 ランディング・ギア・ピンの格納箱、消火用斧や消火器、予備電球、搭載書類入れ等を装着する隔壁は省略してもよい。	○	○	○	○
1. b サーキット・ブレーカーであって、乗務員の操作手順又は操縦室での業務に影響を及ぼすものは、適切に配置され、かつ正しく機能すること。	○	○	○	○
2. プログラミング				
2. a 飛行中、通常生じ得る抗力と推力の各種の組合せに対応する空気力学的変化の影響（航空機の姿勢、推力、抗力、高度、温度、全備重量、重心位置及び形態の変化に伴うものを含む。）は、実機の飛行状態におけるものと同等であること。 また、適合性の説明が要求される。	○	○	○	○
2. b 模擬飛行装置のコンピュータの容量、精度、分解能及び動的応答は認定レベルに対して十分なものであること。	○	○	○	○

要 件	模擬飛行 装置レベル			
	A	B	C	D
また、適合性の説明が要求される。				
2. c 地上操作は、滑走路の中での進路変更が可能であり、かつ横風進入から着陸滑走までの接地及び地上滑走における適切な制御が可能な一般的特性を模擬すること。	○			
2. d 次に掲げる地上特性及び空力特性のプログラミングを有すること。				
2. d. 1 地面効果 (備 考) 地面効果には、ラウンドアウト、フレア、接地、揚力、抗力、縦揺れモーメント、トリム及び推力を想定した模擬が含まれること。		○	○	○
2. d. 2 地面反力 (備 考) 地面反力には、着陸装置のストラットの伸縮、タイヤの摩擦及び横方向の力の模擬が含まれること。 全備重量や対気速度並びに降下率等の違いにより生じる、滑走路接地時の異なる反応を模擬できること。		○	○	○
2. d. 3 地上操作特性は、空力及びステアリング入力、横風、ブレーキ、逆推力、減速、転回の模擬を含む地上反力の影響が模擬できること。		○	○	○
2. e ウインドシア現象の認識とそれに対する回復操作に必要な技量を訓練することができるようウインドシア・モデルを模擬できること。 ウインドシア・モデルは、以下のクリティカルな飛行状態で利用できること。 a 離陸引き起こし前 b 引き起こし時 c 初期上昇中 d 高度 500ft 以下のファイナル・アプローチ中 なお、他国の政府機関等の認定したウインドシア・モデルを使用する場合は認定検査ガイドにその出典を明確にすること。 (備考) Level A 及び B でウインドシア訓練を行う場合は同様の要件を満たさなければならない。			○	○
2. f 性能要件への適合を確認する手段として、手動/自動でハードウェア及びソフトウェアを検査する機能を有さなければならない。 また、適合性の説明が要求される。			○	○

要 件	模擬飛行 装置レベル			
	A	B	C	D
(備考) 許容範囲の逸脱を示す自動フラギング機能を有することが望ましい。				
2. g モーション装置、ビジュアル装置及び操縦室の計器間における相互の反応は、レイテンシーもしくはトランスポート・ディレイにより測定されること。 モーション装置の変化は、ビジュアル・シーンの変化（新しい情報を含んだビデオ領域の最初のスキャンの立ち上がり）より先に生じるべきであり、そのスキャンの終了までには必ず生じなければならない。 計器の応答はモーション装置の変化よりも先に生じてはならない。 検査の結果は以下を満足すること。				
2. g. 1 レベル A 及び B の応答 300msec 以内であること	○	○		
2. g. 2 レベル C 及び D の応答 150msec 以内であること			○	○
(備考) この検査の目的は、模擬飛行装置が提供する計器、モーション及びビジュアル・キューが、実機の反応と同様に定められた遅延時間内に発生するかどうかを検証することにある。 従って、回転軸に一致した適切な加速度の範囲で実施することが推奨される。				
2. h 以下の滑走路の状況を正確に模擬しなければならない。 a 乾燥した状態 b 濡れた状態 c 凍結した状態 d 部分的に濡れた状態 e 部分的に凍結した状態 f 接地帯にゴムの付着物があり、かつ濡れた状態 また、適合性の説明が要求される。			○	○
2. i 該当する場合、ブレーキ（アンチ・スキッドを含む。）及びタイヤの故障並びにブレーキ温度が高い状態におけるブレーキの効果の減少を模擬できること。 また、適合性の説明が要求される。 (備考) 代表的な縦方向、横方向の荷重及び方向制御特性を模擬できること			○	○
2. j 機体、エンジンへの着氷の影響を模擬できること。			○	○

要 件	模擬飛行 装置レベル			
	A	B	C	D
2. k 空力モデルには以下を含むこと。 (1) 低高度での水平飛行時における地面効果 (2) 高高度でのマック (Mach) 効果 (3) 通常推力及び逆推力の操舵面への影響 (4) 空力弾性の特性 (5) 横滑りによる非線形の特性 空力弾性の特性及び横滑りによる非線形の計算を含む適合性の説明が要求される。 (備考) 付録 A 第 2 章 補足 3 地面効果を参照				○
2. l 方向制御に対する逆推力の影響に関する空力及び地面反力のモデルを有すること。		○	○	○
3. 装置の動作要件				
3. a 各計器は、操縦装置その他の装置の操作、又は外的擾乱（乱気流又はウインドシアー）に対応して自動的に実機と同等の指示が行われること	○	○	○	○
3. b 通信装置、航法装置、注意/警報装置は模擬する実機と同様の精度で動作すること。	○	○	○	○
3. c 諸系統は、地上及び飛行中において実機と同様に通常時、異常時及び緊急時の操作手順の実施が可能であること。	○	○	○	○
3. d 操縦力及び操縦量は、実機と同等であり、同一の飛行条件下においては、実機と同様な反応動作をすること。	○	○	○	○
3. e 操縦感覚は実機と同等であること。 これは実機での操縦感覚の測定結果との比較により決定されること。 なお、初回及び改修後の検査時には操縦特性は離陸、巡航、着陸の環境及び形態において、操縦室の操縦装置から直接測定され記録されること。			○	○
4. 訓練及び検査のための設備				
4. a 操縦室内には、乗組員の座席のほか、オブザーバーのための操縦士計器板及び前方の窓に入る模擬視界光景が十分見える 2 座席を有すること。 これらのオブザーバー用座席は実機のものである必要はないが、実機のもの	○	○	○	○

要 件	模擬飛行 装置レベル			
	A	B	C	D
と同様の確実な固縛装置が備え付けられていること。 (備 考) 特殊な配置の操縦室については、別途、本要件への適合性を審査する。 ヘッドアップ・ディスプレイを装備している場合には、付録 A 第 2 章補足 1 を参照				
4. b 教官席において、全ての必要な諸系統の変数を制御でき、諸系統に異常状態及び緊急状態を発生させることが可能であること。	○	○	○	○
4. c 雲、視程、着氷、降水、気温、雷雨、風速、風向等の通常遭遇する環境からの影響を、教官席において制御可能であること。	○	○	○	○
4. d 地上及び空中における脅威対象を制御可能であること。 例：滑走路に誤進入してくる航空機や、空中での衝突可能性のある航空機など。			○	○
5. モーション装置				
5. a 操縦士が感知するモーション・キューは実機の動きを模擬していること。 例：タッチダウン・キューは、模擬する航空機の降下率に整合したものであること。	○	○	○	○
5. b モーション装置は、少なくとも 3 自由度（ピッチ・ロール・上下動）以上の自由度を有すること。また、適合性の説明が要求される。	○	○		
5. c モーション装置は、少なくとも 6 自由度（ピッチ・ロール・ヨー・前後動・左右動・上下動）のモーション装置が有するモーション・キューと同等のモーション・キューを提供すること。 また、適合性の説明が要求される。			○	○
5. d モーション装置の応答時間を記録する手段を有すること。 また、適合性の説明が要求される。	○	○	○	○
5. e 以下の特殊効果を模擬できること。 (1) ブレーキセット時の推力の影響 (2) 滑走路上で振動、オレオの変化、地上速度の効果及び平坦でない滑走路、滑走路中心線灯、誘導路における特性 (3) 地上でスポイラー又はスピードブレーキを使用した時及び逆推力を使用		○	○	○

要 件	模擬飛行 装置レベル			
	A	B	C	D
した時のバフエット (4) 前車輪及び主車輪のリフトオフ後の衝撃 (5) 着陸装置の上げ下げの操作中のバフエット (6) 空中でフラップ及びスポイラー、又はスピードブレーキを使用した時のバフエット (7) 失速しつつあるときにおけるバフエット (8) 前車輪及び主車輪の着地時の衝撃（タッチダウン・キュー） (9) 前車輪の横すべり（該当する場合） (10) マック飛行時のバフエット				
5. f 操縦室で感知できる航空機の運航に伴って発生する 特有のバフエットを模擬できること。 （備 考） これらのバフエットは、模擬する実機のデータを測定、比較した上でプログラミングされていなければならない。				○
6. ビジュアル装置				
6. a 操縦室外の視界を投影するビジュアル装置を有すること。	○	○	○	○
6. b 各操縦士席において、連続した無限遠の 45° 以上の水平視界、及び 30° の垂直視界もしくはビジュアル・グランド・セグメント要件を満足する角度の垂直視界のうちいずれか大きい方の視界を有すること。 両操縦士席のビジュアル装置の画像は、同時に作動するものであること。 最低水平視界の範囲は、機体の中心線上を 0 度として、最低連続水平視界の ±1/2 であること。 また、適合性の説明が必要であり、システムの幾何学的配置と視界との関連性が説明されなければならない。 （備 考） 申請者の判断により、最低の視界要件を維持した上で、追加の視界要件が加わる可能性がある。	○	○		
6. c 欠番				
6. d 各操縦士席において、連続した無限遠の 176° 以上の水平視界、及び 36° 以上の垂直視界もしくはビジュアル・グランド・セグメント要件を満足する角度の垂直視界のうちいずれか大きい方の視界を有すること。 最低水平視界の範囲は、機体の中心線上を 0 度として、最低連続水平視界の			○	○

要 件	模擬飛行 装置レベル			
	A	B	C	D
±1/2 であること。また、適合性の説明が必要であり、システムの幾何学的配置と視界との関連性が説明されなければならない。 (備 考) 申請者の判断により、最低の視界要件を維持した上で、追加の視界要件が加わる可能性がある。				
6. e 光学的な画像の不連続性や現実性を損なう有害な乱れがあってはならない。 (備 考) 現実性を損なう乱れには、“ゆらぎ”や“画像の傾き”など、速度、加速度及び状況認識においてパイロットに誤った認識を与えるような状況が含まれる。	○	○	○	○
6. f 夜間において（要求される場合、薄暮においても）着陸灯の動作を模擬できなければならない。	○	○	○	○
6. g 以下を教官席において制御可能であること (1) 視程（スタチュートマイルまたは km）及び滑走路視距離（フィートまたは m） (2) 空港の選択 (3) 空港の灯火	○	○	○	○
6. h 動的応答とビジュアル装置の適合性を証明する手段を有すること	○	○	○	○
6. i 同一の視程、対気速度、着陸形態、滑走路上の高度において、実機の操縦室から視認可能な地上の光景と同様な光景を模擬できること。 (備 考) これらは通常の進入・着陸時における航空機の重量、形態、速度の違いによる滑走路視距離、グライドスロープ、ローカライザー模擬の正確度を表す。	○	○	○	○
6. j 離陸及び着陸操作中、沈下率及び深度が判断できるビジュアル・キューを有し、以下を含むこと。 (1) 滑走路、誘導路及びランプの表面 (2) 地形の特徴		○	○	○
6. k 模擬する姿勢に対応した正確な表示環境を提供できなければならない。 (備 考) 表示上の姿勢と模擬する姿勢は、表示される光景上の水平線に対するピッチ、ロール角度と、姿勢指示器に示される角度との比較により確認される。	○	○	○	○

要 件	模擬飛行 装置レベル			
	A	B	C	D
6. l ビジュアル装置の色彩、滑走路視距離、焦点及び輝度の確認を迅速に行う検査手順を有すること。 また、適合性の説明が要求される。	○	○	○	○
6. m 少なくとも 10 段階の遮へいを有すること。			○	○
6. n 夜間の光景 訓練、検査等を使用される場合、空港、地形及び空港周辺の主要な地上物標を認知するのに十分な光景を含む、夜間の光景を提供できなければならない。 光景は目視による着陸を実施するのに十分なものでなければならない。 また、識別可能な水平線、地面、道路並びに海、湖沼等の典型的な地形及び着陸灯によって照らされた地表を含むこと。 光景全体の要素は、16 個の同時に動く物体を表示するために、視認可能にテクスチャー化された 10,000 の平面 及び 視認可能な 15,000 の光点によって詳細に比較できる十分な性能を有すること。 また、適合性の説明が要求される。	○	○	○	○
6. o 薄暮の光景 訓練、検査等を使用される場合、空港、地形及び空港周辺の主要な地上物標を認知するのに十分な光景を含む、薄暮の光景を提供できなければならない。 光景は目視による着陸を実施するのに十分なものでなければならない。 光景は少なくとも輝度を減じたフルカラー表示によって、道路網、ランプの照明及び空港灯火のような自発的に発光する物標を含む適切なテクスチャー・キューを提供しなければならない。同時に識別可能な水平線、地面、道路並びに海、湖沼等の典型的な地形及び着陸灯によって照らされた地表を含むこと。 もし、方向性を有する水平線の光が提供される場合は、方向は正しく、かつ地表の影の効果は適切であること。 光景全体の要素は、16 個の同時に動く物体を表示するために、視認可能にテクスチャー化された 10,000 の平面 及び 視認可能な 15,000 の光点によって詳細に比較できる十分な性能を有すること。 また、適合性の説明が要求される。			○	○
6. p 昼間の光景 空港、地形及び空港周辺の主要な地上物標を認知するのに十分な光景を含む、昼間の光景を提供できなければならない。 光景は目視による着陸を実施するのに十分なものでなければならない。 操縦室内の照明は、表示されている光景を打ち消すものでないこと。			○	○

要 件	模擬飛行 装置レベル			
	A	B	C	D
光景全体の要素は、16 個の同時に動く物体を表示するために、視認可能にテクスチャー化された 10,000 の平面 及び 視認可能な 6,000 の光点によって詳細に比較できる十分な性能を有すること。 模擬飛行装置が作動中に明らかな量子化の乱れやその他視覚効果に関する有害な乱れがあってはならない。 また、適合性の説明が要求される。				
6. q 着陸時に錯覚を生じさせる原因として知られている地形の特徴を描写可能であること。 例：短い滑走路、水面上の進入経路、上り又は下り勾配の滑走路、進入経路直下が上り勾配の地形及びその他特異な地形の特徴の模擬			○	○
6. r 空港地表面からの高度が 2,000ft (610m) 以下、空港からの距離が 10 スタチュートマイル(16km) 以内の範囲において、離陸、進入及び着陸時に遭遇する、雷雨の近くに生じた軽度、中程度及び強度の降水の特殊な気象状態を模擬できること。			○	○
6. s 濡れた滑走路における滑走路灯火の反射、雪氷滑走路における部分的な灯火の遮へい、又はこれら模擬のための適切な代替手段による効果を提供できること。			○	○
6. t 空港の灯火の色及び指向性の現実的な描写が可能であること。			○	○
7. サウンド装置				
7. a 操縦士の操作の結果生じる操縦室内の重要な音は、実機のものと同等であること。	○	○	○	○
7. b 音量調整は、全ての認定要件を満たす、音量設定の表示があること。	○	○	○	○
7. c 降水音、ウインドシールドのワイパー音その他通常の運航もしくは異常時において操縦士が感知できる実機の重要な騒音を模擬できること。 これには着陸装置の限界を越えて実機を着陸させた場合や異常な姿勢で接地した場合の破壊音、通常あるいは逆推力を使用した場合のエンジン音、フラップ・着陸装置・スポイラー展開/収納した場合の作動音を含むこと。			○	○
7. d 操縦室の騒音は現実的な振幅及び周波数であること。 これらデータは記録され、模擬する実機から測定・記録された同種のデータと比較できること。				○

付録A 第2章 飛行機を模擬する模擬飛行装置の性能誤差許容範囲

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
1. 性能							
1. a 地上滑走							
1. a. 1 最小旋回半径	旋回半径： ±3ft (0.9m) 又は±20%	地上		○	○	○	主車輪と前車輪の旋回半径を記録すること。 検査中はブレーキを使用せず最小推力にて安定した旋回を行うこと。 （ただし、最小旋回半径を実施するため左右非対称の推力又はブレーキの使用が必要となる航空機を除く。）
1. a. 2 前車輪の操向角に対する 旋回率	旋回率： ±10%又は ±2° /sec	地上		○	○	○	最小旋回半径の検査で用いた速度よりも速い、少なくとも2つの異なる通常の地上滑走速度で行い、お互いに少なくとも5kt 以上離れていること。
1. b 離陸							
最小アンスティック速度（1. b. 3）、通常離陸（1. b. 4）、臨界発動機不作動時の離陸（1. b. 5）又は 横風離陸（1. b. 6）のいずれかにおいて、その機体の代表的な離陸フラップ・セッティングにより少なくとも一回は検査されること。							
1. b. 1 地上加速時間及び距離	加速時間： ±5% 距離： ±5%又は ±200ft （61m）	離陸	○	○	○	○	ブレーキを解除してから Vr に達するまでの総時間の内、最低 80%の加速時間と距離を記録すること。 実機の型式承認時に用いる事前データの使用は許容される。 通常離陸(1. b. 4)又は離陸中断(1. b. 7)と同時に実施してもよい。
1. b. 2 該当する耐空	機体の横方向の最大偏向：	離陸	○	○	○	○	模擬飛行装置における発動機不作動速度は実

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
性基準に従って空力舵面のみによる地上における最小操縦速度 (V_{mcg})、又は発動機不作動時の低速での地上操縦特性	±25%又は ±5ft (1.5m) 可逆式操縦システムを持つ航空機： 方向舵の操縦力： ±51b (2.2daN) 又は ±10%						機の発動機不作動速度の±1kt 以内であること。 発動機の推力減少は検査対象模擬飛行装置にて模擬される発動機の数学的モデルから求められなければならない。模擬している発動機が実機製造者の飛行試験で使用した発動機と異なる場合、飛行試験時の推力をドライビング・パラメータとして用いた同等の初期条件のもとで、追加の検査を行う可能性がある。 最小操縦速度（地上）の検査データが存在しない場合、代替検査方法として、V₁ と V₁-10kt の間で急激に発動機を減速させ、主車輪が接地した状態のまま空力コントロールのみで機首方向の変化を確認してもよい。 回復操作は主車輪が接地した状態で行うこと。空力制御のみで検査されることを確実にするため、前車輪のステアリングを不作動（例：キャスタリング）にするか、前車輪を僅かに地面から上げた状態にすること。

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
1. b. 3 最小アンステ ィック速度 (Vmu)又はこれ と等価な早期 引き起こし離 陸特性	対気速度： ±3kt 縦揺れ角： ±1.5°	離陸	○	○	○	○	主車輪のストラットの 圧縮、又はこれと等価な 空中・地上状態を判別で きる信号を記録するこ と。 記録は機首引き起こし 操作開始時点の速度の 10kt 手前から開始し、 少なくとも主車輪が地 面より離れた 5 秒後ま で行うこと。 Vmu は、全ての主車輪が 地面から離れる最小の 速度として定義される。 もし Vmu の検査データ が存在しない場合、主車 輪が地面を離れるまで 高い機首上げ姿勢を一 定に維持した状態での 離陸滑走、又は早期引き 起こし離陸により検査 を実施することとして よい。
1. b. 4 通常離陸	対気速度： ±3kt 縦揺れ角： ±1.5° 迎え角： ±1.5° 高度： ±20ft (6m) 操縦桿の操縦力(可 逆式操縦システム に適用)： ±51b (2.2daN) 又は ±10%	離陸	○	○	○	○	ブレーキをリリースし てから、対地高度が少な くとも 200ft (61m) とな るまでの離陸行程のデ ータを記録すること。 認可された離陸形態が 複数ある機体では、それ ぞれの重量にて異なる 形態で検査をすること。 離陸重量が最大に近い 状態に対しては重心位 置を中央に、離陸重量が 軽い状態に対しては重 心位置を後方に設定し

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
							た条件で検査を行うこと。 この検査は、地上加速時間及び距離(1. b. 1)に使用することが出来る。
1. b. 5 臨界発動機不作動時の離陸	対気速度： $\pm 3\text{kt}$ 縦揺れ角： $\pm 1.5^\circ$ 迎え角： $\pm 1.5^\circ$ 高度： $\pm 20\text{ft}$ (6m) 方位角： $\pm 3^\circ$ 横揺れ角： $\pm 2^\circ$ 横滑り角： $\pm 2^\circ$ 以下は可逆式操縦システムに適用： 操縦桿の操縦力： $\pm 51\text{b}$ (2. 2daN) 又は $\pm 10\%$ 操縦輪の操縦力： $\pm 31\text{b}$ (1. 3daN) 又は $\pm 10\%$ 方向舵の操縦力： $\pm 51\text{b}$ (2. 2daN) 又は $\pm 10\%$	離陸	○	○	○	○	最大に近い離陸重量で、対地高度が少なくとも 200ft (61m)になるまでの離陸行程のデータを記録すること。 発動機不作動時の速度は、実機データの $\pm 3\text{kt}$ 以内であること。
1. b. 6 横風離陸	対気速度： $\pm 3\text{kt}$ 縦揺れ角： $\pm 1.5^\circ$ 迎え角： $\pm 1.5^\circ$ 高度： $\pm 20\text{ft}$ (6m) 横揺れ角： $\pm 2^\circ$ 横滑り角： $\pm 2^\circ$ 方位角： $\pm 3^\circ$ 対地速度 40kts 以下で、ラダー・ペダルと方位は正しい傾向であること 以下は可逆式操縦	離陸	○	○	○	○	ブレーキをリリースしてから、対地高度が少なくとも 200ft (61m)となるまでの離陸行程のデータを記録すること。 この検査は、滑走路 33ft (10m)の高さで測定された、最大横風の少なくとも 60%の風速データ（風の要素は滑走路正対方向の風と、滑走路に対する横風の値によって構成されること）で行

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
	システムに適用： 操縦桿の操縦力： ±51b (2.2daN) 又は ±10% 操縦輪の操縦力： ±31b (1.3daN) 又は ±10% 方向舵の操縦力： ±51b (2.2daN) 又は ±10%						うこと。 最大横風性能又は実証された最大横風が不明な場合は、航空局と調整すること。
1. b. 7 離陸中止	時間： ±5%又は ±1.5 sec 距離： ±7.5%又は ±250 ft (±76 m)	離陸	○	○	○	○	ブレーキをリリースしてから、完全に停止するまでの時間と距離を記録すること。 離陸中断をする速度は、V1 の 80% 以上でなければならない。 最大に近い離陸重量で検査を行うこと。 自動あるいは手動ブレーキは最大で作動させること オートブレーキが装備されている場合は、これを使用すること。
1. b. 8 離陸後の発動機不作動時の動的特性	機体胴体の変化率： ±20%又は ±2°/sec	離陸			○	○	発動機不作動時の速度は、実機データの±3kt 以内であること。 発動機が不作動となる 5 秒前から、不作動後 5 秒又は横揺れ角が 30 度のいずれか早い方に達するまでデータを記録すること。 発動機の不作動は、アイドル出力への急減速により模擬することとし

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
							てよい。 コンピュータによって制御された航空機については、ノーマルとノン・ノーマルの状態で検査を行うこと。 安全上の観点から、飛行試験は地面効果の影響ない安全な高度で実施してもよいが、機体の形態及び対気速度については適正でなくてはならない。
1. c 上昇							
1. c. 1 通常上昇（全発動機作動）	対気速度： ±3kt 上昇率： ±5%又は ±100ft/min（±0.5m/sec）	クリーン	○	○	○	○	実機飛行試験データを使用すべきであるが、実機性能マニュアル・データにより代替することが出来る。 一般的な上昇速度で、かつ初期-中間上昇中の高度で記録すること。 模擬飛行装置の性能は、少なくとも 1000ft（300m）以上の区間を記録すること。
1. c. 2 1 発動機不動作時の上昇	対気速度： ±3kt 上昇率： ±5%又は ±100ft/min（±0.5m/sec） ただし、実機の機体性能要件を下回らないこと。	T 類以外の飛行機は耐空性審査要領による。T 類は第 2 セグメント上昇	○	○	○	○	実機飛行試験データを使用すべきであるが、実機性能マニュアル・データにより代替することが出来る。 重量、高度又は気温が性能限界の状態で検査を行うこと。一般的な上昇速度で記録すること。 模擬飛行装置の性能は、少なくとも 1000ft

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
							(300m)以上の区間を記録すること。
1. c. 3 1 発動機不動作時のエンルート上昇	時間： ±10% 距離： ±10% 燃料消費量： ±10%	クリーン			○	○	少なくとも 5,000ft (1,550m)の上昇セグメントで検査を行うこと。実機飛行試験データ 又は実機性能マニュアル・データを使用することが出来る。
1. c. 4 1 発動機不動作時の進入復行（機体に着氷した状態）	対気速度： ±3kt 上昇率： ±5%又は ±100ft/min (±0.5m/sec) ただし、実機の機体性能要件を下回らないこと。	進入	○	○	○	○	最大に近い着陸重量で検査を行い記録すること。 実機飛行試験データ 又は実機性能マニュアル・データを使用することが出来る。 模擬飛行装置の性能は、少なくとも 1,000ft (300m)以上の区間を記録すること。 全ての防氷・除氷装置を正常に作動させ、着陸装置上げ、フラップをゴーア라운드位置に設定した状態で検査を行うこと。 着氷状態での進入時における実機の機体性能要件に従って、全ての着氷検知・対処機能について考察しなければならない。
1. d 巡航/降下							
1. d. 1 水平飛行時の加速	時間： ±5%	巡航	○	○	○	○	連続最大推力又はそれに代わる同等のものを、対気速度が最低 50kt 増加するまでの時

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
							間を記録すること。
1. d. 2 水平飛行時の 減速	時間： ±5%	巡航	○	○	○	○	アイドル推力にて対気速度が 50kt 以上減少する時間まで記録すること。
1. d. 3 巡航性能	EPR： ±0.05 又は N1： ±5% 又は トルク： ±5% 燃料流量： ±5%	巡航			○	○	この検査は、瞬間的な燃料流量を 1 回のスナップショットで確認するか、又は、定常飛行中に少なくとも 3 分間以上の間隔を有する 2 回の連続したスナップショットを確認することにより実施出来なければならない。
1. d. 4 アイドル降下 性能	対気速度： ±3kt 降下率： ±200ft/min (1.0m/s) 又は ±5%	クリーン	○	○	○	○	通常の降下速度による中高度での安定したアイドル推力降下を記録すること。 模擬飛行装置の性能は、少なくとも 1000ft (300m) 以上の区間を記録すること。
1. d. 5 緊急降下性能	対気速度： ±5kt 降下率： ±300ft/min (1.5m/s) 又は ±5%	非該当	○	○	○	○	スピードブレーキがあればそれを使用し、中高度かつ Vmo 付近の速度で定常降下を行うか、緊急降下の操作手順に従い検査すること。模擬飛行装置の性能は、少なくとも 3000ft (900m) 以上の区間を記録すること。
1. e 停止							
1. e. 1 減速時間及び 距離、 乾燥した滑走	時間： ±5% 距離 (4,000ft (1,220m) まで) : ±10% 又は	着陸	○	○	○	○	着陸してから完全に停止するまでの総時間のうち、少なくとも 80% の時間と距離を記録する

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
路においてマニュアル車輪ブレーキを使用した場合（逆推力不使用）	±200ft (61m) (いずれか小さい方) 距離 (4,000ft (1,220m) 以上) : ±5%						こと。 着陸重量の中間値及び 最大値付近の検査データが必要である。 グラウンド・スポイラーの位置（もし使用した場合、その展開方法を含む）及びブレーキ系統の圧力のデータが必要である。 全備重量の中間値での検査はエンジニアリング・データを使用することが出来る。
1. e. 2 減速時間及び距離、 乾燥した滑走路において逆推力を使用した場合（車輪ブレーキ不使用）	時間 : ±5% 距離 : ±10% 又は ±200ft (61m) (いずれか小さい方)	着陸	○	○	○	○	逆噴射を開始した速度から、逆推力を最大にした状態で最小操縦速度に達するまでの総時間のうち、少なくとも 80% の時間と距離を記録すること。 着陸重量の中間値及び 最大値付近の検査データが必要である。 グラウンド・スポイラーの位置（もし使用した場合、その展開方法を含む）のデータが必要である。 全備重量の中間値での検査はエンジニアリング・データを使用することが出来る。
1. e. 3 停止時間及び距離、 濡れた滑走路	距離 : ±200ft (61m) 又は ±10%	着陸			○	○	実機飛行試験データ 又は製造者の性能マニュアル・データのいずれか利用可能なデータを使

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
において車輪 ブレーキを使用 した場合 (逆推力不使用)							用すること。 代替手段として、乾燥した滑走路での停止距離を求める飛行検査と、付着物のある滑走路での制動力の減衰効果から算出されたエンジニアリング・データを使用することができる。
1. e. 4 停止時間及び 距離, 凍結した滑走路 において車輪 ブレーキを使用 した場合 (逆推力不使用)	距離 : ±200ft (61m) 又は ±10%	着陸			○	○	実機飛行試験データ 又は製造者の性能マニュアル・データのいずれかの利用可能なデータを使用すること。 代替手段として、乾燥した滑走路での停止距離を求める飛行検査と、付着物のある滑走路での制動力の減衰効果から算出されたエンジニアリング・データを使用することができる。
1. f 発動機							
1. f. 1 加速時間	Ti : ±10%又は ±0.25sec 及び Tt : ±10%	進入又は着陸	○	○	○	○	フライト・アイドル・パワーからゴー・アラウンド・パワーまで、急激にスロットルを変化させた時の発動機出力 (N1、N2、EPR、トルク) を記録すること。 Ti=スロットル・レバーを操作開始後、臨界発動機パラメーターが 10%応答するまでの総時間。 Tt=スロットル・レバーを操作開始後、ゴー・アラウンド・パワーの 90%

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
							応答するまで、又は最大離陸推力から 90%まで減少するまでの総時間。
1. f. 2 減速時間	Tt: ±10% 及び Ti : ±10% 又は±0.25sec	地上	○	○	○	○	最大離陸出力から、そのパワーが 90%減少するまで、急激にスロットルを変化させた時の発動機出力（N1、N2、EPR、トルク）を記録すること。 Ti=スロットル・レバーを操作開始後、臨界発動機パラメーターが 10%応答するまでの総時間。 Tt=スロットル・レバーを操作開始後、ゴー・アラウンド・パワーの 90%応答するまで、又は最大離陸推力から 90%まで減少するまでの総時間。
2. 操縦特性							
模擬飛行装置に必要とされる各制御（操縦桿、操縦輪、方向舵ペダル）の静的又は動的検査において、認定検査ガイド/マスター認定検査ガイドに、特別な計測機器を用いる方法とコンピューター・プロットのような代替方法による結果が要件を満たすことが説明される場合、初回認定検査時又は改修後の臨時検査時、特別な計測機器を用いる方法は、必要としない。 初回認定検査時又は改修後の臨時検査時、代替方法を反復することでこの検査要件を満たす。 初回認定検査時及び改修後の臨時検査時、動的特性は、操縦室の操縦装置から直接的に測定及び記録されなければならない、また、離陸、巡航及び着陸形態で実施しなければならない。 模擬飛行装置の操縦力が、模擬飛行装置に取り付けられた実機と同一の操縦装置のみによって提供される場合には、位置に対する操縦力の試験は適用されない。 可逆制御による航空機であることに起因する問題がある場合、航空局に連絡すること。							
2. a 静的操縦							
2. a. 1. a 操縦桿の位置 に対する操縦 力及び舵面位 置	操作開始力 : ±21b (0.9daN) 操縦力 : ±10%又は±51b (2.2daN) 昇降舵の舵面位置:	地上	○	○	○	○	停止位置まで連続して操作し結果を記録すること。 検査結果は、可能な場合は静的縦安定の検査や失速検査などの実機飛

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
	$\pm 2^{\circ}$						行試験データと共に確認されるべきである。 静的操縦及び動的操縦システムの検査は、同等のフィール・プレッシャーやインパクト・プレッシャーで実施されなければならない。
2. a. 2. a 操縦輪の位置 に対する操縦 力及び舵面位置	操作開始力： $\pm 21b$ (0.9daN) 操縦力： $\pm 10\%$ 又は $\pm 31b$ (1.3daN) 補助翼の舵面位置： $\pm 2^{\circ}$ スポイラーの舵面 位置： $\pm 3^{\circ}$	地上	○	○	○	○	停止位置まで連続して 操作し結果を記録する こと。 検査結果は、可能な場合 は静的縦安定の検査や 失速検査などの実機飛 行試験データと共に確 認されるべきである。 静的操縦及び動的操縦 システムの検査は、実機と 同等のフィール・プレッシ ャーやインパクト・プレ ッシャーにより実施さ れなければならない。
2. a. 3. a 方向舵ペダル の位置に対す る操縦力及び 舵面位置	操作開始力： $\pm 51b$ (2.2daN) 操縦力： 10% 又は $\pm 51b$ (2.2daN) 方向舵の舵面位置： $\pm 2^{\circ}$	地上	○	○	○	○	停止位置まで連続して 操作し結果を記録する こと。 検査結果は、可能な場合 は静的縦安定の検査や 失速検査などの実機飛 行試験データと共に確 認されるべきである。 静的操縦及び動的操縦 システムの検査は、同等のフ ィール・プレッシャーや インパクト・プレッシャ ーで実施されなければ ならない。

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
2. a. 4 ステアリング の操向力及び 前車輪角	操作開始力： ±21b (0.9 daN) 操縦力： ±10%又は ±31b (1.3 daN) 前車輪角： ±2°	地上	○	○	○	○	停止位置まで連続して 操作し結果を記録する こと。
2. a. 5 方向舵ペダル による操向	前車輪角： ±2°	地上	○	○	○	○	停止位置まで連続して 操作し結果を記録する こと。
2. a. 6 縦トリムの計 算値に対する 計器指示値	トリム角： ±0.5°	地上	○	○	○	○	この試験の目的は、模擬 飛行装置の計算結果が 設計データと同等であ ることを確認すること である。
2. a. 7 縦トリムの変 化率	変化率： ±10%	地上及び進入	○	○	○	○	トリム率は、操縦士が操 作した（地上での）トリ ム率 及び進入復行状態 における飛行中の自動 操縦又は操縦士の操作 によるトリム率を確認 すること。
2. a. 8 発動機のパラ メーターに対 する出力レバ ー角	出力レバー角度： ±5° N1： ±3% 又は EPR： ±0.03 又は 最大マニユホール ド圧： ±3% 又は トルク： ±3% 又は プロペラ機で出力 レバー角の表示が ない場合： ±2cm(±0.8in)	地上	○	○	○	○	全発動機のパラメータ ーを同時に記録すること。 出力レバー・ディテント がある機体では、全ての ディテントで検査を実 施すること。 プロペラ機の場合、プロ ペラ・レバーがあれば、 それも確認すること。 この検査は一連のスナ ップショット試験で行 うことができる。
2. a. 9	操縦力：	地上	○	○	○	○	模擬飛行装置のコンピ

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
ブレーキペダルの位置に対する操縦力及びブレーキ油圧	±51b (2.2 daN) 又は ±10% ブレーキ油圧 : ±150psi (1.0 MPa) 又は ±10%						ユータ出力の結果にて適合性を示すことができる。 地上静止試験におけるブレーキペダル位置とブレーキ油圧との関係を示さなければならない。
2. b 動的操縦							
縦揺れ操縦 (2. b. 1) 、横揺れ操縦 (2. b. 2) と 偏揺れ操縦 (2. b. 3) は、操縦力が模擬飛行装置に取り付けられた実機と同一の操縦装置のみによって提供される場合には適用されない。 推力は特記が無い限りは水平飛行時の状態に設定する。							
2. b. 1 縦揺れ操縦	アンダーダンプ・システムの場合 : 初期変位の 90% (0.9Ad) から最初に零点を交差するまでの時間 : ±10% 周期 : ±10 (n+1) % 1 回目のオーバーシュートの振幅 : ±10% (1 回目のオーバーシュートの初期変位の 5% (0.05Ad) よりも大きい以後の全てのオーバーシュートにも適用される) オーバーシュート : ±1 回 (最初のオーバーシュートは、同期しなくてはならない)	離陸、巡航、及び 着陸			○	○	データは両方向に対して通常の操縦操作変位内のものであること。 この検査における通常の操縦操作変位は、全域の約 25% から 50%、又は最大荷重エンベロープで許容される最大縦揺れ変位の約 25%から 50%とする。 許容範囲は、各周期個別の絶対値に対して適用される。 n = 最大の振幅からの連続する周期の回数 検査方法の詳細は本章の補足 2 を参照 静的操縦及び動的操縦系統の検査は、実機と同等のフィール・プレッシャーやインパクト・プレッシャーにより実施されなければならない。

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
	オーバードンプ ド・システムの場合： 初期変異の 90% (0.9Ad) から初期 変異の 10% (0.1Ad) の時間： ±10% 代替方法について は、本章の補足 2 を 参照 スweepが遅い場合： 静的操縦検査 (2. a. 1) と同等。 スweepが滑らか で急激である場合： 操縦力の静的操縦 検査(2. a. 1) 結果か らの動的増加は± 21b (0.9daN) 又は ±10%						
2. b. 2 横揺れ操縦	アンダーダンプ ド・システムの場合： 初期変位の 90% (0.9Ad) から最初に 零点を交差するま での時間： ±10% 周期： ±10 (n+1) % 1 回目のオーバー シュートの振幅： ±10% (1 回目のオーバ ーシュートの初期 変位の 5% (0.05Ad)	離陸、巡航、及 び 着陸			○	○	データは両方向に対し て通常の操縦操作変位 内のものであること。 この検査における通常 の操縦操作変位は、全域 の約 25% から 50%、又は 最大荷重エンベロープ で許容される最大横揺 れ変位の約 25%から 50% とする。 許容範囲は、各周期個別 の絶対値に対して適用 される。 n = 最大の振幅からの 連続する周期の回数

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
	よりも大きい以後の全てのオーバーシュートにも適用される) オーバーシュート： ±1 回 (最初のオーバーシュートは、同期してなければならない) オーバーダンブド・システムの場合： 初期変異の 90% (0.9Ad) から初期変異の 10% (0.1Ad) の時間： ±10% 代替方法については、本章の補足 2 を参照 スweepが遅い場合： 静的操縦検査 (2. a. 2) と同等。 スweepが滑らかで急激である場合：操縦力の静的操縦検査 (2. a. 2) 結果からの動的増加は ±21b (0.9daN) 又は ±10%						検査方法の詳細は本章の補足 2 を参照 静的操縦及び動的操縦システムの検査は、同等のフィール・プレッシャーやインパクト・プレッシャーで実施されなければならない。
2. b. 3 偏揺れ操縦	アンダーダンブド・システムの場合： 初期変位の 90% (0.9Ad) から最初に	離陸、巡航、及び 着陸			○	○	データは両方向に対して通常の操縦操作変位内のものであること。この検査における通常の操縦操作変位は、全域の

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
	零点を交差するまでの時間： $\pm 10\%$ 周期： $\pm 10 (n+1) \%$ 1 回目のオーバーシュートの振幅： $\pm 10\%$ (1 回目のオーバーシュートの初期変位の $5\% (0.05Ad)$ よりも大きい以後の全てのオーバーシュートにも適用される) オーバーシュート： ± 1 回 (最初のオーバーシュートは、同期してなければならない) オーバードンプ・システムの場合： 初期変位の $90\% (0.9Ad)$ から初期変位の $10\% (0.1Ad)$ の時間：$\pm 10\%$ 代替方法については、本章の補足 2 を参照 スweepが遅い場合： 静的操縦検査 (2. a. 3) と同等。 スweepが滑らかで急激である場						約 25% から 50%、又は最大荷重エンベロープで許容される最大偏揺れ変位の約 25% から 50% とする。許容範囲は、各周期個別の絶対値に対して適用される。 n = 最大の振幅からの連続する周期の回数検査方法の詳細は本章の補足 2 を参照静的操縦及び動的操縦系統の検査は、同等のフィール・プレッシャーやインパクト・プレッシャーで実施されなければならない。

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
	合：操縦力の静的操縦検査(2. a. 3) 結果からの動的増加は $\pm 21b$ (0.9daN) 又は $\pm 10\%$						
2. b. 4 微小操縦入力 (縦揺れ)	機体の縦揺れ率： $\pm 0.15^{\circ}/\text{sec}$ 又は検査中の縦揺れ率の各頂点において $\pm 20\%$	進入又は着陸			○	○	操縦装置への入力 ILS 進入の際に通常使用される小さな修正操舵であること。 (縦揺れ率 約 0.5 から $2^{\circ}/\text{s}$) 両方向の検査を行い、操縦装置への入力の 5 秒前から、少なくとも 5 秒後までを記録すること。 コンピュータによって制御された航空機については、ノーマルとノン・ノーマルの状態で検査を行うこと。
2. b. 5 微小操縦入力 (横揺れ)	機体の横揺れ率： $\pm 0.15^{\circ}/\text{sec}$ 又は検査中の機体の横揺れ率の各頂点において $\pm 20\%$	進入又は着陸			○	○	操縦装置への入力 ILS 進入の際に通常使用される小さな修正操舵であること。 (横揺れ率 約 0.5 から $2^{\circ}/\text{s}$) 本検査は 1 方向で行う。しかしながら、左右非対称の操縦性をもつ飛行機の場合には両方向の検査を行うこと。 操縦装置への入力の 5 秒前から、少なくとも 5 秒後までを記録すること。 コンピュータによって制御された航空機につ

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
							いては、 ノーマルとノン・ノーマルの状態で検査を行うこと。
2. b. 6 微小操縦入力 (偏揺れ)	機体の偏揺れ率： $\pm 0.15^{\circ}/\text{sec}$ 又は 検査中の機体の偏 揺れ率の各頂点に おいて $\pm 20\%$	進入又は着陸			○	○	操縦装置への入力は ILS 進入の際に通常使用さ れる小さな修正操舵で あること。(偏揺れ率(約 0.5 から $2^{\circ}/\text{s}$)本検査 は 1 方向で行う。しかし ながら左右非対称の操 縦性をもつ飛行機の場合 には両方向の検査を 行うこと。 操縦装置への入力の 5 秒前から、少なくとも 5 秒後までを記録するこ と。 コンピュータによって 制御された航空機につ いては、 ノーマルとノ ン・ノーマルの状態で検 査を行うこと。
2. c 縦操縦							
推力は特記が無い限りは水平飛行時の状態に設定する。							
2. c. 1 出力変化に対 する動的応答	対気速度： $\pm 3 \text{ kt}$ 高度： $\pm 100 \text{ ft}$ (30 m) 縦揺れ角： $\pm 20\%$ 又は $\pm 1.5^{\circ}$	進入	○	○	○	○	推力は進入又は水平飛 行時の推力から最大連 続推力又は進入復行推 力へ変化させること。 操縦装置への入力を行 わない状態で、推力変化 開始の少なくとも 5 秒 前から、推力設定完了後 15 秒までを記録するこ と。 コンピュータによって 制御された航空機につ いては、 ノーマルとノ

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
							ン・ノーマルの状態で検査を行うこと。
2. c. 2 フラップ及び スラットの 変化に対する 動的応答	対気速度： ± 3 kt 高度： ± 100 ft (30 m) 縦揺れ角： $\pm 20\%$ 又は $\pm 1.5^\circ$	離陸（格納）及 び進入から着陸 （展張）	○	○	○	○	操縦装置への入力を行 わない状態で、フラップ 操作開始の少なくとも5 秒前から、フラップ作動 完了後15秒までを記録 すること。 コンピュータによって 制御された航空機につ いては、 ノーマルとノ ン・ノーマルの状態で検 査を行うこと。
2. c. 3 スポイラー及 びスピードブ レーキの変化 に対する動的 応答	対気速度： ± 3 kt 高度： ± 100 ft (30 m) 縦揺れ角： $\pm 20\%$ 又は $\pm 1.5^\circ$	巡航	○	○	○	○	操縦装置への入力を行 わない状態で、スポイラ ー及びスピードブレー キ操作開始の少なくと も5秒前から、スポイラ ー及びスピードブレー キ作動完了後15秒まで を記録すること。 検査は、展張・格納の両 方が必要である。 コンピュータによって 制御された航空機につ いては、 ノーマルとノ ン・ノーマルの状態で検 査を行うこと。
2. c. 4 着陸装置の変 化に対する動 的応答	対気速度： ± 3 kt 高度： ± 100 ft (30 m) 縦揺れ角： $\pm 20\%$ 又は $\pm 1.5^\circ$	離陸（格納）及び 進入（展張）	○	○	○	○	操縦装置への入力を行 わない状態で、着陸装置 に対する操作開始の少 なくとも5秒前から、着 陸装置の作動完了後15 秒までを記録すること。 コンピュータによって 制御された航空機につ いては、 ノーマルとノ

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
							ン・ノーマルの状態で検査を行うこと。
2. c. 5 縦トリム	トリム舵角： $\pm 0.5^\circ$ 昇降舵： $\pm 1^\circ$ 縦揺れ角： $\pm 1^\circ$ 推力又は等価なパラメーター： $\pm 5\%$	巡航, 進入 及び着陸	○	○	○	○	水平飛行時の推力と定常ウイング・レベルに設定し、トリムを記録すること。 この検査は一連のスナップショット試験で行うことができる。 コンピュータによって制御された航空機については、ノーマル又はノン・ノーマルの状態で検査を行うこと。
2. c. 6 縦操縦安定 (荷重倍数当たりの操縦桿の操縦力)	操縦力： $\pm 51\text{b}$ (2.2 daN) 又は $\pm 10\%$ 又は 等価な舵面位置： $\pm 1^\circ$ 又は 10%	巡航, 進入 及び着陸	○	○	○	○	連続した時間データ 又は、一連のスナップショット試験のどちらでも行うことができる。 進入及び着陸形態での検査は、横揺れ角が 30° になるまで記録すること。 また巡航形態の検査では、横揺れ角が約 45° になるまで記録すること。 操縦力の許容範囲は、操縦力が模擬飛行装置に取り付けられた実機と同一の操縦装置のみによって提供される場合には適用されない。 荷重倍数当たりの操縦桿の操縦力の特性が示されない航空機は代替方法にて実施すること。 コンピュータによって

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
							制御された航空機については、 ノーマルとノン・ノーマルの状態で検査を行うこと。
2. c. 7 静的縦安定	操縦力： ±51b (2.2 daN) 又は ±10% 又は 等価な舵面位置： ±1° 又は 10%	進入	○	○	○	○	少なくとも、トリム・スピードより速い速度で2つ以上、遅い速度で2つ以上のデータを記録すること。 この検査は一連のスナップショット試験で行うことができる。 操縦力の許容範囲は、操縦力が模擬飛行装置に取り付けられた実機と同一の操縦装置のみによって提供される場合には適用されない。 速度安定性の特性が示されない航空機は代替方法にて実施すること。 コンピュータによって制御された航空機については、 ノーマル又はノン・ノーマルの状態で検査を行うこと。
2. c. 8 失速特性	初期バフエット、失速警報及び失速の速度： 対気速度： ±3 kt スティック・シェイカー又は、初期バフエットより速い速度での横揺れ角： ±2° 可逆式の操縦系統	第2セグメント 上昇及び進入又は着陸	○	○	○	○	アイドル推力又はそれに近い推力にてウイング・レベル(1G)で失速させること。 完全失速した時と失速からの復帰初動操作部分まで連続的に記録されること。失速警告信号が記録されること。 また、その警告信号は失速及びバフエット発生

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
	の航空機： 操縦桿の操縦力： ±10% 又は ±51b (2.2 daN) (失速にて操縦士 が体感する G の急 変[Gブレーク]に なる前に限る)						と適切な順で発生する こと。 失速時に突然の縦揺れ 方向の姿勢変化や G ブ レークの特性を示す機 体を模擬する模擬飛行 装置は、その特性も模擬 すること。 コンピュータによって 制御された航空機につ いては、 ノーマルとノ ン・ノーマルの状態で検 査を行うこと。
2. c. 9 長周期特性	周期： ±10% 1/2 又は 2 倍振幅に なるまでの時間： ±10% 又は ダンピング率： ±0.02	巡航	○	○	○	○	この検査は、完全な 3 サ イクル分 (入力してから 6 回のオーバーシュ ート)、又は振幅が 1/2 又 は 2 倍に達するまでの 時間のいずれか短の方 を記録すること。 コンピュータによって 制御された航空機につ いては、 ノン・ノーマ ルの状態で検査を行う こと。
2. c. 10 短周期特性	縦揺れ角： ±1.5° 又は 縦揺れ率： ±2°/sec 通常加速度： ±0.10g	巡航	○	○	○	○	コンピュータによって 制御された航空機につ いては、 ノーマルとノ ン・ノーマルの状態で検 査を行うこと。
2. d 横操縦							
推力は特記が無い限りは水平飛行時の状態に設定する。							
2. d. 1 空中における 最小操縦速度 (Vmca) 又は	対気速度： ±3 kt	離陸又は着陸 (いずれか航空 機が臨界になる 形態)	○	○	○	○	発動機不作動時の低速 での操縦は、Vmca や Vmc1 の実証によらず、 実機性能又は操縦限界

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
着陸における 最小操縦速度 (V _{mc1})での空 中操縦特性 又は 発動機不 作動時の低速 での空中操縦 特性							によって定義してよい。 離陸推力は、作動してい る発動機によって得ら なければならない。 連続した時間データ 又 は、一連のスナップショ ット試験のどちらでも 行うことができる。 コンピュータによって 制御された航空機につ いては、 ノーマル又は ノン・ノーマルの状態で 検査を行うこと。
2. d. 2. 横揺れ応答率	横揺れ率： $\pm 10\%$ 又は $\pm 2^\circ/\text{sec}$ 可逆式操縦システ ムを持つ航空機： 操縦輪の操縦力： $\pm 10\%$ 又は $\pm 31\text{b}$ (1.3 daN)	巡航及び 進入又は着陸	○	○	○	○	横揺れ制御装置の操作 可能範囲の約 1/3 の横 揺れの変位を入力し記 録すること。 この検査は、横揺れ制御 のステップ入力に対す る横揺れ応答 (2. d. 3) と 同時に実施することが できる。
2. d. 3 横揺れ制御の ステップ入力 に対する横揺 れ応答	横揺れ角： $\pm 10\%$ 又は $\pm 2^\circ$	進入又は着陸	○	○	○	○	横揺れ開始から 10 秒間 を経て、操縦桿が中立位 置に戻り、リリースされ た後から記録すること。 ウイング・レベルの状態 にて、横揺れ制御装置の 操作可能範囲の 1/3 の ステップ入力を与える こと。 約 20° から 30° の横揺れ 角にて、急激に横揺れ制 御装置を中立位置に戻 し、その後少なくとも 10 秒間手放しで機体の 挙動を記録すること。

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
							この検査は、横揺れ応答率(2. d. 2)と同時に実施してすることができる。コンピュータによって制御された航空機については、ノーマルとノン・ノーマルの状態で検査を行うこと。
2. d. 4 スパイラル安定性	正しい傾向及び 20sec 以内の横揺れ角： ±2°又は±10% 又は 正しい傾向及び等価な補助翼位置： ±2°	巡航及び進入又は着陸	○	○	○	○	複数回の試験による実機データの平均値を使用することができる。左右両方向の検査を記録すること。 代替方法として約 30°の横揺れ角で定常旋回を維持するのに必要な横方向の操縦により実証することができる。コンピュータによって制御された航空機については、ノン・ノーマルの状態で検査を行うこと。
2. d. 5 発動機不作動時トリム	方向舵角： ±1° 又は タブ角： ±1° 又は 等価なペダル位置： ±1° 横滑り角： ±2°	第2セグメント上昇及び進入又は着陸	○	○	○	○	パイロットが発動機故障状態にて機体のトリムをとる訓練と類似した検査を実施すること。第2セグメント上昇検査は離陸推力で行うこと。進入又は着陸検査は水平飛行時の推力で行うこと。この検査は一連のスナップショット試験で行うことができる。
2. d. 6 方向舵応答	偏揺れ率： ±2°/sec 又は ±10%	進入又は着陸	○	○	○	○	安定性補助システムが作動と不作動の双方の状態を検査し記録する

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
							こと。 ステップ入力は、方向舵ペダルの最大踏み込み量の約 20-30%の大きさとする。 コンピュータによって制御された航空機については、 ノーマルとノン・ノーマルの状態で検査を行うこと。
2. d. 7 ダッチ・ロール (ヨーダンパー 不作動)	周期： $\pm 0.5 \text{ sec}$ 又は $\pm 10\%$ 1/2 又は 2 倍振幅に なるまでの時間： $\pm 10\%$ 又は ダンピング率： ± 0.02 横揺れ角及び横滑 り角の最高点間の 時間差： $\pm 1 \text{ sec}$ 又は $\pm 20\%$	巡航、進入又は 着陸		○	○	○	安定性補助システムを 不作動として、少なくと も 6 サイクル検査し記 録すること。 コンピュータによって 制御された航空機につ いては、ノン・ノーマル の状態で検査を行うこ と。
2. d. 8 定常横滑り	与えられた方向舵 位置での： 横揺れ角： $\pm 2^\circ$ 横滑り角： $\pm 1^\circ$ 補助翼の舵面位置： $\pm 2^\circ$ 又は $\pm 10\%$ スポイラーの舵面 位置： $\pm 5^\circ$ 又は $\pm 10\%$ 又は 等価な操縦輪位置 又は操縦力 可逆式操縦システ	進入又は着陸	○	○	○	○	この検査は一連のスナ ップショット検査で行 うことができ、少なくと も 2 つの方向舵位置 (プロペラ機では各々の 方向で)を使用し、うち 1 つは、運航上許容され る方向舵のほぼ最大操 作量で検査されなけれ ばならない。

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
	ムを装備する飛行機： 操縦輪の操縦力： $\pm 31b$ (1.3 daN)又は $\pm 10\%$ 方向舵ペダルの操縦力： $\pm 51b$ (2.2 daN)又は $\pm 10\%$						
2. e 着陸							
2. e. 1 通常着陸	対気速度： $\pm 3 \text{ kt}$ 縦揺れ角： $\pm 1.5^\circ$ 迎え角： $\pm 1.5^\circ$ 高度： $\pm 10\%$ 又は $\pm 10 \text{ ft}$ (3m) 可逆式操縦システムを装備する航空機： 操縦桿の操縦力： $\pm 10\%$ 又は $\pm 51b$ (2.2daN)	着陸		○	○	○	対地高度が少なくとも200ft (61m) から開始し、前車輪が接地するまで記録すること。通常着陸時に使用する2つのフラップ位置を用いて、承認された最大着陸重量付近の重量及び軽量又は中間重量にて検査を行う。(該当する場合) コンピュータによって制御された航空機については、ノーマルとノン・ノーマルの状態で検査を行うこと。
2. e. 2 最小フラップ着陸	対気速度： $\pm 3 \text{ kt}$ 縦揺れ角： $\pm 1.5^\circ$ 迎え角： $\pm 1.5^\circ$ 高度： $\pm 10\%$ 又は $\pm 10 \text{ ft}$ (3m) 可逆式操縦システムを装備する飛行機： 操縦桿の操縦力： $\pm 10\%$ 又は	承認された着陸時の最小フラップ			○	○	最大着陸重量に近い状態により、対地高度が少なくとも61m (200ft) から開始し、機首の車輪が接地するまで記録すること。

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
	±51b (2.2daN)						
2. e. 3 横風着陸	対気速度： ±3kt 縦揺れ角： ±1.5° 迎え角： ±1.5° 高度： ±10%又は±10ft (3m) 横揺れ角： ±2° 横滑り角： ±2° 機首方位角： ±3° 可逆式操縦システムを装備する飛行機： 操縦輪の操縦力： ±10%又は ±31b (1.3daN) 方向舵ペダルの操縦力： ±10%又は ±51b (2.2daN)	着陸		○	○	○	対地高度が少なくとも61m (200ft) から開始し、主車輪が接地した速度から50%減速した時点まで記録すること。 検査データには、ウインド・プロファイルが含まれること。これには滑走路の上空 33ft (10m) で測定された、機体性能上許容される最大横風の少なくとも60%の横風成分を含むこと。 最大横風性能、又は実証された最大横風が不明な場合は、航空局と調整すること。
2. e. 4 1 発動機不作動時の着陸	対気速度： ±3 kt 縦揺れ角： ±1.5° 迎え角： ±1.5° 高度： ±10%又は ±10ft (3m) 横揺れ角： ±2° 横滑り角： ±2° 機首方位角： ±3°	着陸		○	○	○	対地高度が少なくとも61m (200ft) から開始し、主車輪が接地した速度から50%減速した時点まで記録すること。
2. e. 5 自動着陸 (該当する場合)	フレア高度： ±5ft (1.5m) フレア作動時間 (Tf)： ±0.5sec 又は±10% 接地時の降下率：	着陸		○	○	○	自動操縦装置がロールアウト・ガイダンスを提供する場合は、接地時点から主車輪の接地速度の50%減時点までの間、滑走中の滑走路側方への移動変位を記録する

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
	$\pm 140\text{ft}/\text{min}$ $(0.7\text{m}/\text{s})$ ロールアウト中の 側方偏位： $\pm 10\text{ft}$ (3m)						こと。 自動操縦装置のフレア・ モード・エンゲージ時と 主車輪の接地時が判別 できるように記録する こと。
2. e. 6 自動操縦装置 による全発動 機作動時の進 入復行	対気速度： $\pm 3\text{kt}$ 縦揺れ角： $\pm 1.5^\circ$ 迎え角： $\pm 1.5^\circ$	進入復行		○	○	○	全発動機作動時のオー トパイロットによる進 入復行の検査は、中間の 着陸重量で実施する。 （該当する場合） コンピュータによって 制御された航空機につ いては、 ノーマル又は ノン・ノーマルの状態で 検査を行うこと。
2. e. 7 1 発動機不作動 時の進入復行	対気速度： $\pm 3\text{kt}$ 縦揺れ角： $\pm 1.5^\circ$ 迎え角： $\pm 1.5^\circ$ 横揺れ角： $\pm 2^\circ$ 横滑り角： $\pm 2^\circ$	進入復行		○	○	○	発動機不作動時の進入 復行の検査は、臨界発動 機不作動に対して承認 された最大着陸重量に 近い重量で実施しなけ ればならない。 発動機不作動時の進入 復行の検査は、自動操縦 装置を使用して検査を 実施しなければならない。 （該当する場合） コンピュータで制御さ れた航空機の場合、自動 操縦不使用時の検査は ノン・ノーマル・モード で行う。
2. e. 8 対称な逆推力 による方向制 御(方向舵の効 果)	偏揺れ率： $\pm 2^\circ/\text{sec}$ 対気速度： $\pm 5\text{kt}$	着陸		○	○	○	接地速度に近い速度か ら逆推力を使用できる 最小速度までの結果を 記録すること。 最大逆推力を使用した

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
							状態で、これを使用できる最小速度に達するまで方向舵ペダルの両方向への入力を行うこと。
2. e. 9 非対称な逆推力による方向制御(方向舵の効果)	対気速度： $\pm 5\text{kt}$ 機首方位角： $\pm 3^\circ$	着陸		○	○	○	作動している側の発動機を最大逆推力とし、方向舵ペダルにより機首方位を維持すること。接地速度に近い速度から偏揺れの操縦操作を維持できない速度又は逆推力を使用できる最小速度のいずれか高い方の速度に達するまで記録すること。許容範囲は、測定 of 終点に適用する。
2. f 地面効果							
地面効果がプログラムされていることの実証	昇降舵角： $\pm 1^\circ$ スタビライザー角： $\pm 0.5^\circ$ 推力又は等価なパラメーター： $\pm 5\%$ 迎え角： $\pm 1^\circ$ 高度： $\pm 10\%$ 又は $\pm 5\text{ft (1.5m)}$ 対気速度： $\pm 3\text{kt}$ 縦揺れ角： $\pm 1^\circ$	着陸		○	○	○	検査方法の詳細は本章の補足 3 を参照 地面効果検査結果の正当性を示す資料の提供が必要である。
2. g ウインドシア							
2 つの離陸及び 2 つの着陸からなる 4 回の検査を行い、各検査の内、1 つはウインドシアが無い状態で、	詳細は本章の補足 6 を参照				○	○	ウインドシア現象を認識し、回復操作を行うために必要な特定の技量訓練を提供するウインドシアモデルを含んでいること。 検査方法、許容範囲及び

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
その他はウィンドシアモデルを検証するためウィンドシア状況下で実施すること。							手順については、本章の補足 6 を参照すること。
2. h 飛行状態とエンベロープ・プロテクション機能							
2. h. 1 から 2. h. 6 は、コンピュータによって飛行を制御された飛行機のみに適用する。 エンベロープ・プロテクション機能が作動するように操縦装置を操作したときの機体の応答は、連続時系列式に記録されること。 （操縦系統等が通常に制御されている状態と、プロテクション機能により規制がかけられている状態との間に差異がある場合に適用される。） 発動機の推力は、エンベロープ・プロテクション機能が作動する飛行状態となるように適切に設定されること。							
2. h. 1 速度超過	対気速度： ±5kt	巡航		○	○	○	
2. h. 2 最小速度	対気速度： ±3kt	離陸、巡航及び 進入又は着陸		○	○	○	
2. h. 3 荷重倍数	垂直加速度: ±0.1g	離陸及び巡航		○	○	○	
2. h. 4 縦揺れ角	縦揺れ角： ±1.5°	巡航及び進入		○	○	○	
2. h. 5 横揺れ角	横揺れ角： ±2°又は ±10%	進入		○	○	○	
2. h. 6 迎え角	迎え角： ±1.5°	第 2 セグメント 上昇及び進入又 は着陸		○	○	○	
3. モーション装置							
3. a 周波数応答	模擬飛行装置の能力に基づく	非該当	○	○	○	○	マスター認定検査ガイドの一部として要求される。モーション装置の周波数応答を実証する検査を行うこと。
3. b レグ・バランス	模擬飛行装置の能力に基づく	非該当	○	○	○	○	マスター認定検査ガイドの一部として要求される。 模擬飛行装置の認定申

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
							請者が、モーション装置のレグ・バランスを実証する検査を行うこと。
3. c ターン・アラウンド・チェック	模擬飛行装置の能力に基づく	非該当	○	○	○	○	マスター認定検査ガイドの一部として要求される。 模擬飛行装置の認定申請者が、モーション装置のスムーズなターン・アラウンド（アクチュエーターの動きが反転する際）を実証する検査を行うこと。
3. d モーション装置の再現性	認定時と同じ入力信号において、実際のプラットフォーム上での直線加速度が $\pm 0.05g$ で再現すること。	地上及び飛行時のモーション装置の動きを検査する。	○	○	○	○	マスター認定検査ガイドの一部として要求される。 この検査の評価方法は、モーション装置のハードウェアとソフトウェア（模擬飛行装置の通常運用状態で）が、認定検査時の性能を維持していることを確認できるものであること。
3. e モーション・キューイング・パフォーマンス・シグナチャー							
認定検査ガイドの一部として要求される。 以下の飛行状況下で、関連するモーションの変数を記録する。 これらの検査は、モーション・バフエットを不作動にして行う。 本検査の詳細は、本章の補足 4 を参照。							
3. e. 1 離陸時のローテーション (VR to V2)	認定申請者が設定する	地上	○	○	○	○	初期上昇におけるピッチ角は、縦方向の加速度を発生するためのキャビネットを傾ける動きを上回っていること。 この検査は、通常離陸 (1. b. 4) に関連する。
3. e. 2	認定申請者が設定	地上	○	○	○	○	この検査は、臨界発動機

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
V1 と Vr 間における発動機故障	する						不作動時の離陸 (1. b. 5) に関連する。
3. e. 3 着陸復行時の ピッチ変化	認定申請者が設定 する	飛行中		○	○	○	この検査は、自動操縦装置による全発動機作動時の進入復行 (2. e. 6) に関連する。
3. e. 4 飛行形態の 変化	認定申請者が設定 する	飛行中	○	○	○	○	この検査は、フラップ・スラットの変化に対する動的応答 (2. c. 2) 及び着陸装置の変化に対する動的応答 (2. c. 4) に関連する。
3. e. 5 出力変化に対する動的応答	認定申請者が設定 する	飛行中	○	○	○	○	この検査は、出力変化に対する動的応答 (2. c. 1) に関連する。
3. e. 6 着陸時の引き 起こし	認定申請者が設定 する	飛行中		○	○	○	この検査は、通常着陸 (2. e. 1) に関連する。
3. e. 7 接地時の衝撃	認定申請者が設定 する	地上			○	○	この検査は、通常着陸 (2. e. 1) に関連する。
3. f 特有のモーション・バイブレーション							
特有なバフエットとして記録された検査結果は、振幅対周波数の相対的比較により評価される。							
3. f. 1 ブレーキセッ ト時における 推力の影響	模擬飛行装置の検査結果は、実機データと同様な全体的な強弱の分布と傾向を示し、顕著なスパイクが生じる 3 点の周波数において、実機データとの差が 2Hz 以内であること。	地上				○	この検査は、ブレーキをセットし、最大推力の 5% 以内で行うこと。
3. f. 2 着陸装置下げ 時のバフエッ ト	模擬飛行装置の検査結果は、実機データと同様な全体的な強弱の分布と傾	飛行中				○	この検査は通常の中程度の速度域で行うこと。着陸装置の操作限界を超える速度で行わない

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
	向を示し、顕著なスパイクが生じる3点の周波数において、実機データとの差が2Hz以内であること。						こと。
3. f. 3 フラップ下げ時のバフエット	模擬飛行装置の検査結果は、実機データと同様な全体的な強弱の分布と傾向を示し、顕著なスパイクが生じる3点の周波数において、実機データとの差が2Hz以内であること。	飛行中				○	この検査は通常の中程度の速度域で行うこと。フラップの操作限界を超える速度で行わないこと。
3. f. 4 スピードブレーキ使用時のバフエット	模擬飛行装置の検査結果は、実機データと同様な全体的な強弱の分布と傾向を示し、顕著なスパイクが生じる3点の周波数において、実機データとの差が2Hz以内であること。	飛行中				○	
3. f. 5 失速速度への接近に伴う失速バフエット	模擬飛行装置の検査結果は、実機データと同様な全体的な強弱の分布と傾向を示し、顕著なスパイクが生じる3点の周波数において、実機データとの差が2Hz以内であること。	飛行中				○	この検査は失速速度へ接近する状況下で行うこと。
3. f. 6	模擬飛行装置の検査結果は、実機データと同様な全体的な強弱の分布と傾向を示し、顕著なスパイクが生じる3点の周波数において、実機データとの差が2Hz以内であること。	飛行中				○	検査は高速マニューバ

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
高速又はマック・バフエット	査結果は、実機データと同様な全体的な強弱の分布と傾向を示し、顕著なスパイクが生じる3点の周波数において、実機データとの差が2Hz以内であること。						一時（例： ワインド・アップ・ターン）又は高速マックが生じた状態で行うことができる。
3. f. 7 プロペラ機における飛行中のバフエット	模擬飛行装置の検査結果は、実機データと同様な全体的な強弱の分布と傾向を示し、顕著なスパイクが生じる3点の周波数において、実機データとの差が2Hz以内であること。	クリーン				○	
4. ビジュアル装置							
4. a ビジュアル装置の応答時間							
ビジュアル装置の応答の検査として、4. a. 1 項又は 4. a. 2 項のどちらかを選択すること。 この検査で、モーション装置の応答時間及び操縦室計器の応答時間も検査すること。 モーションは、ビジュアル画像の変化前（異なる情報を含む最初のビデオ信号のスキャンが始まること）に反応すること。 計器はモーションが動く前に反応しないこと。 トランスポート・ディレイ検査方法の詳細は、本章の補足 5 及び付録 A 第 1 章の 2. g を参照すること。							
4. a. 1 レーテンシー	実機応答後 150msec 以内で応答すること	離陸、巡航及び進入又は着陸			○	○	各軸（ピッチ、ロール及びヨー）に対し、3つの形態（離陸、巡航及び進入又は着陸）で各 1 回ずつ検査を行うこと。
	実機応答後、 300msec 以内で応答すること	離陸、巡航及び進入又は着陸	○	○			各軸（ピッチ、ロール及びヨー）に対し、3つの形態（離陸、巡航及び進入又は着陸）で各 1 回ずつ

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
							つ検査を行うこと。 昼間、薄明（薄暮・夜明け）及び・又は夜間の能力を検査するため、ビデオ・シーン又はテストパターンを使用して検査を行うこと。
4. a. 2 トランスポート・ディレイ	操縦装置の入力後 150msec 以内	非該当			○	○	各軸（ピッチ、ロール及びヨー）毎に検査を行うこと。
	操縦装置の入力後 300msec 以内	非該当	○	○			各軸（ピッチ、ロール及びヨー）毎に検査を行うこと。 もし、応答性の検査でトランスポート・ディレイを選択した場合、申請者と当局は、模擬飛行装置の応答性を確認するため、レーテンシーとして識別できる他の検査 （例： 短周期特性、横揺れ応答、方向舵応答）を評価する際、レーテンシーの値を用いなければならない。
4. b 視界の広さ							
4. b. 1 連続した無限遠焦点距離システムを持つビジュアル装置の視界	連続した無限遠焦点距離システムを持つビジュアル装置の視界は、各操縦席において、連続した 45° 以上の水平視界及び 30° 以上の垂直視界を有すること。両操縦席でビジュアル装置が同時に作動するこ	非該当	○	○			この検査は初回認定時に行うこと。30° の垂直視界だけでは、ビジュアル・グランド・セグメントの要件を満足しない場合があることに留意すること。

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
	と。						
4. b. 2 欠番							
4. b. 3 連続した無限 遠焦点距離シ ステムを持つ ビジュアル装 置の視界	連続した 176° 以 上の水平視界及び 36° 以上の垂直視 界を有すること。	非該当			○	○	適合性の説明が必要で、 取り付け時の位置関係 とアライメントの説明 を含むこと。 水平視界は 176 度以上 であること。（両席のデ ザイン・アイ・ポイント の中心で、88 度以上で あること。） 最小の視界を確保する ため、追加の水平視界の 能力が、申請者の裁量で 追加されることがある。 垂直視界は両席のア イ・ポイントで、36 度 以上あること。 この検査は初回認定時 に行うこと。 水平視界は、（伝統的に 180 度と示されてきた が、）技術的に 176 度以 下でないことを証明す ること。 視界の測定は、画面全体 （全てのチャンネル）を 5 度 四方の白黒で交互 に配置されたテストパ ターンにより行うこと。
4. c システム・ジオメトリ （画像位置）							
	5° の幅で出来てい る格子の交点の位 置を、各操縦士のア イ・ポイントで測 り、±1° 以内であ	非該当	○	○	○	○	いずれの 5° の格子の間 隔も隣接する格子の相 対的間隔も許容範囲内 にあること。 この検査の目的は、両席

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
	ること。また、隣接する格子は 1.5° 以内であること。						のアイ・ポイントに表示される画像の、各位置における直線性を評価するものである。 システム・ジオメトリは、全チャンネルに渡るビジュアル・シーンを 5° 毎に白と黒のマトリックスで埋めた、また交点にライト・ポイントがあるビジュアル・テストパターンを用いて測定されること。
4. d ラスター・コントラスト比							
	5:1 を下回らないこと	非該当			○	○	この比率は、中央の明るい四角の輝度（少なくとも 2 Foot-Lambert 又は 7cd/m^2）と隣接した暗い四角の輝度との比較に適用する。 この要件は、模擬飛行装置のレベルを問わず、昼間の光景を有するビジュアル装置に適用する。全てのビジュアル・シーン（全チャンネル）に対しラスターで描画したテストパターン（白黒の 5° の四角形から成り、個々のチャンネルの中央は白色の四角形であること）を、1° スポット光度計を用いて測定すること。コントラスト比の測定中は操縦室後部及び操縦席の光量をゼロとすること。

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
4. e 昼間の輝度							
	6ft-lambert (20cd/m ²) 以上	非該当			○	○	中央の白く明るい四角の輝度を測定すること。ラスターの輝度を高めるためのキャリグラフィック機能は使用してもよい。ただし、光点の計測は認められない。この要件は、模擬飛行装置のレベルを問わず、昼間の光景を有するビジュアル装置に適用する。全てのビジュアル・シーン（全チャンネル）に対しラスターで描画したテストパターン（白黒の5°の四角形から成り、個々のチャンネルの中央は白色の四角形であることを）、1°スポット光度計を用いて測定すること。
4. f 画像の分解能							
	2 分を超えないこと	非該当			○	○	関連する計算方法の説明を含む、適合性の説明が要求される。この要件は、模擬飛行装置のレベルを問わず、昼間の光景を有するビジュアル装置に適用する。黒地の滑走路面に白色の滑走路標識を有する、3度のグライド・スロープ上の直線距離に操縦士の目の位置を置いたとき、角度で2分であることを確認する。

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
							(1) 直線距離で 6,876ft 離れた、長さ 150ft で、幅 16ft で、4ft 間隔を有する滑走路標識。 (2) A の配置：直線距離で 5,157feet 離れた、長さ 150ft で、幅 12ft で、3ft の間隔を有する滑走路標識。 (3) B の配置：直線距離で 9,884feet 離れた、長さ 150ft で、幅 5.75ft で、5.75 f t の間隔を有する滑走路標識。
4. g 光点のサイズ							
	5 分を超えないこと	非該当			○	○	関連する計算方法の説明を含む、適合性の説明が要求される。 この要件は、模擬飛行装置のレベルを問わず、昼間の光景を有するビジュアル装置に適用する。 光点のサイズは、各チャンネル毎に、中央に並んだ光点から成り、認識できる長さまで短縮するよう変調されたテストパターンにより測定すること。 4 度又はそれ以下で、48 の光点からなる列を使用すること。
4. h 光点のコントラスト比							
4. h. 1 レベル A 及び B の模擬飛行装置に適用	10:1 を下回らないこと	非該当	○	○			関連する計算方法の説明を含む、適合性の説明が要求される。 視野角 1° 以上の広さの

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
							四画面に白色の光点で満たされた部分を、1° スポット光度計を用いて測定し、隣接した背景部分と比較すること。コントラスト比の測定中は操縦室後部及び操縦席の光量はゼロとすること。
4. h. 2 レベル C 及び D の模擬飛行装置に適用	25:1 を下回らないこと	非該当			○	○	関連する計算方法の説明を含む、適合性の説明が要求される。 視野角 1° 以上の広さの四画面に白色の光点で満たされた部分を、1° スポット光度計を用いて測定し、隣接した背景部分と比較すること。コントラスト比の測定中は操縦室後部及び操縦席の光量はゼロとすること。
4. i ビジュアル・グラウンド・セグメント (VGS)							
	模擬飛行装置のビジュアル・セグメントは、実機の操縦室から視認できる計算上のセグメントの±20%であること。 この許容範囲は、表示されるセグメントの遠端側に適用する。 ただし、操縦席に近い側で視認可能と計算された灯火や	着陸形態で、主車輪高度が接地帯上 30m (100ft) のグラインド・スロープ上に位置するようトリムがとられ、適切な速度により、かつ RVR 設定が 350m (1,200ft) であること。	○	○	○	○	認定検査ガイドに、飛行機の適切な位置から視認できるグラウンド・セグメントとして、設計上のアイ・ポイント、飛行機の高度、操縦室前方のカットオフ・アングル及び滑走路視距離 1200 ft (350m) を含む、関連する計算方法と図面を示すこと。 認定検査ガイドに示された計算方法の説明と同じ方法により測定が

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
	地上物標のセグメントは、模擬飛行装置でも視認できること。						おこなわれること。 以下のデータを含むものであること。 (1) 飛行機の図面で以下を含むもの (i) 主車輪からグライド・スロープ・アンテナ間の水平方向および垂直方向の距離 (ii) 主車輪からパイロット・アイポイント間の水平方向および垂直方向の距離 (iii) 操縦室前方の静的なカットオフ・アングル (2) 進入時に関係する以下のデータ (i) 滑走路の識別 (ii) 滑走路末端標識とグライド・スロープの滑走路からの変位位置に関する水平方向の距離 (iii) グライド・スロープの角度 (iv) 進入中の飛行機の縦揺れ角 (3) マニュアル検査における飛行機のデータ (i) 全備重量 (ii) 飛行機の形態 (iii) 進入速度 視界を落とすため不均一な霧を使用する場合、垂直方向の霧の濃淡変化が水平方向の視認性に与える影響の説明と、

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
							直線距離での視程の計算を含むこと。 適切な位置へのリポジション出来ることがのぞましいが、マニュアル またオートパイロットにより所定の位置についてもよい。
5. サウンド装置							
認定申請者は、もし周波数応答及びバックグラウンド・ノイズの検査結果が、初回認定検査時の検査結果と比較して誤差許容範囲内にある場合、及び認定申請者が実機の検査結果に影響を与えるソフトウェアの変更を行っていないことを示した場合は、定期検査において、実機の検査（5. a. 1 から 5. a. 8、5. b. 1 から 5. b. 9、5. c）を繰り返し実施する必要性は要求されない。 もし周波数応答の検査方法を選択し、良好な結果が得られない場合、認定申請者は周波数応答の問題を特定するために検査を繰り返し選択し実施する、若しくは認定申請者は実機の検査を繰り返し実施すること。 もし定期検査で実機の検査が繰り返し実施される場合、初回認定検査の検査結果又は実機のマスター・データと比較すること。 この章の全ての検査は、アンウェイト 1/3 オクターブバンド形式にて、17 から 42 バンド(50Hz から 16kHz)を検査すること。 実機データに基づいた場所において、最低 20 秒以上の測定結果を記録しなければならない。 実機と模擬飛行装置の結果は、相互に比較可能なデータ解析手法を用いて作成されなければならない。							
5. a ターボジェット装備機							
検査方法の詳細は本章の補足 7 を参照。							
5. a. 1 発動機始動前	1/3 オクターブバンドあたり±5 dB	地上				○	発動機始動可能な状態で APU が使用可能であれば使用すること。
5. a. 2 全発動機アイドリング	1/3 オクターブバンドあたり±5 dB	地上				○	通常離陸前形態で検査すること
5. a. 3 ブレーキセット状態での全発動機許容最大出力	1/3 オクターブバンドあたり±5 dB	地上				○	通常離陸前形態で検査すること
5. a. 4	1/3 オクターブバ	エンルート上昇				○	中高度において検査す

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
上昇	ンドあたり±5 dB						ること
5. a. 5 巡航	1/3 オクターブバ ンドあたり±5 dB	巡航				○	通常巡航形態において 検査すること
5. a. 6 スピードブレ ーキ、スポイラ ー展開(適切な 状態で)	1/3 オクターブバ ンドあたり±5 dB	巡航				○	降下のための通常操作 によるスピードブレー キ展開を行い、一定の機 速と推力を維持した状 態で検査すること。
5. a. 7 初期進入	1/3 オクターブバ ンドあたり±5 dB	進入				○	一定の機速を保ち、車輪 上げ、フラップ/スラッ トは適切に操作された 状態で検査すること。
5. a. 8 最終進入	1/3 オクターブバ ンドあたり±5 dB	着陸				○	一定の機速を保ち、車輪 下げ、フラップは着陸形 態の状態。
5. b プロペラ機							
5. b. 1 発動機始動前	1/3 オクターブバ ンドあたり±5 dB	地上				○	発動機始動可能な状態 でAPU が使用可能であ れば使用すること。
5. b. 2 全てのプロペ ラがプロペラ フェザー位置	1/3 オクターブバ ンドあたり±5 dB	地上				○	通常離陸前形態で検査 すること
5. b. 3 グランド・アイ ドル又は等価 な状態	1/3 オクターブバ ンドあたり±5 dB	地上				○	通常離陸前形態で検査 すること
5. b. 4 フライト・アイ ドル又は等価 な状態	1/3 オクターブバ ンドあたり±5 dB	地上				○	通常離陸前形態で検査 すること
5. b. 5 ブレーキセッ ト状態での全 発動機許容最 大出力	1/3 オクターブバ ンドあたり±5 dB	地上				○	常離陸前形態で検査す ること
5. b. 6	1/3 オクターブバ	エンルート上昇				○	中高度において検査す

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
上昇	ンドあたり±5 dB						ること
5. b. 7 巡航	1/3 オクターブバ ンドあたり±5 dB	巡航				○	通常巡航形態において 検査すること
5. b. 8 初期進入	1/3 オクターブバ ンドあたり±5 dB	進入				○	定速で、車輪上げ、フラ ップは適切な下げ、回転 数はオペレーション・マ ニュアルに示される状 態において検査するこ と。
5. b. 9 最終進入	1/3 オクターブバ ンドあたり±5 dB	着陸				○	定速で、車輪下げ、フラ ップは着陸形態、回転数 はオペレーション・マニ ュアルに示される状態 において検査すること。
5. c 特殊なケース							
	1/3 オクターブバ ンドあたり±5 dB	適切な形態				○	この特殊なケースとは、 特定の航空機型式やモ デルにおいて、飛行及び 地上のクリチカルなフ ェーズにおいて、特有の サウンドを発する場合 に適用する。
5. d バックグラウンド・ノイズ							
	認定検査時:バック グラウンド・ノイズ・ レベルは補足 7 3. (5)に記載される サウンドレベル以 下であること。 定期検査時:認定検 査時と比べて 1/3 オクターブバンド あたり±3 dB	非該当				○	検査方法の詳細は本章 の補足 7 を参照。
5. e 周波数応答							
	認定検査時と比較 し、連続した 3 バン	非該当				○	本検査は定期検査のみ に適用する。

検査項目	許容範囲	飛行形態	模擬飛行装置 レベル				備考
			A	B	C	D	
	ドで±5dB を超えないこと。そして絶対差の平均が 2dB を超えないこと。						もし初回認定検査時に各チャンネルの周波数応答がプロットで示される場合、このプロットは以下の誤差許容範囲を適用し、その後の定期検査で使用されること。定期検査の 1/3 オクターブバンドの振幅が、連続した 3 バンドで±5dB を超えないこと。 初回認定検査時と定期検査時で絶対差の平均が 2dB を超えないこと。

補足1:一般適用事項

1. 飛行形態の定義

- (1) 地上: 飛行形態に係らず地上にある状態。
- (2) 離陸: 着陸装置下げ、かつ、フラップおよびスラットが離陸時の位置として承認された場所にある状態。
- (3) 第1セグメント上昇: 着陸装置下げ、かつ、フラップおよびスラットが離陸時の位置として承認された場所にある状態。
(通常 50ft AGL 以下)
- (4) 第2セグメント上昇: 着陸装置上げ、かつ、フラップおよびスラットが離陸時の位置として承認された場所にある状態。
(通常50ftから400ftAGLまで)
- (5) クリーン: フラップおよびスラットが格納され、かつ着陸装置上げの状態。
- (6) 巡航: 巡航高度および巡航速度においてクリーン形態である状態
- (7) 進入: 着陸装置上げまたは下げ、かつフラップおよびスラットについては機体製造元によって推奨された通常進入におけるそれぞれの位置にある状態。
- (8) 着陸: 着陸装置下げ、かつ、フラップおよびスラットが着陸時の位置として承認された場所にある状態。

2. 自動検査機能

当局が認定検査ガイドの確認により認めた項目を除き、レベルC,D模擬飛行装置には性能要件検査を自動的に実行する能力が要求される。この自動検査機能には検査結果を出力する機能が含まれなければならない。

3. 許容範囲の扱い

- (1) 1つの検査項目に対し2つの許容範囲値が与えられた場合、特に記載が無い限り、広い方の許容範囲の値が適用される。
- (2) 実機データの代わりに模擬データを許容範囲の基準として用いた場合、当該項目の許容範囲に示す値の40%を許容範囲として適用する。

4. ヘッドアップ・ディスプレイを装備している場合

- (1) 模擬する航空機と同一もしくはソフトウェアで模擬されたヘッドアップ・ディスプレイを装備する場合は、個々の飛行フェーズにおいて必要とされる実機と同等の機能・性能を有さなければならない。
- (2) ヘッドアップ・ディスプレイに表示されるものと同等の内容を、教官卓または当局が認めた位置においても確認できなければならない。
- (3) ヘッドアップ・ディスプレイに表示される姿勢指示を確認する手段を有すること。ビジュアルシステムとの同調を確認する方法でも良い。
- (4) ソフトウェアで模擬されたヘッドアップ・ディスプレイを装備する場合、ヘッドアップ・ディスプレイの表示は操縦装置への入力から 150msec 以内に反応しなければならない。これらはロール・ピッチ・ヨーの各軸について確認すること。

補足 2: 動的操縦

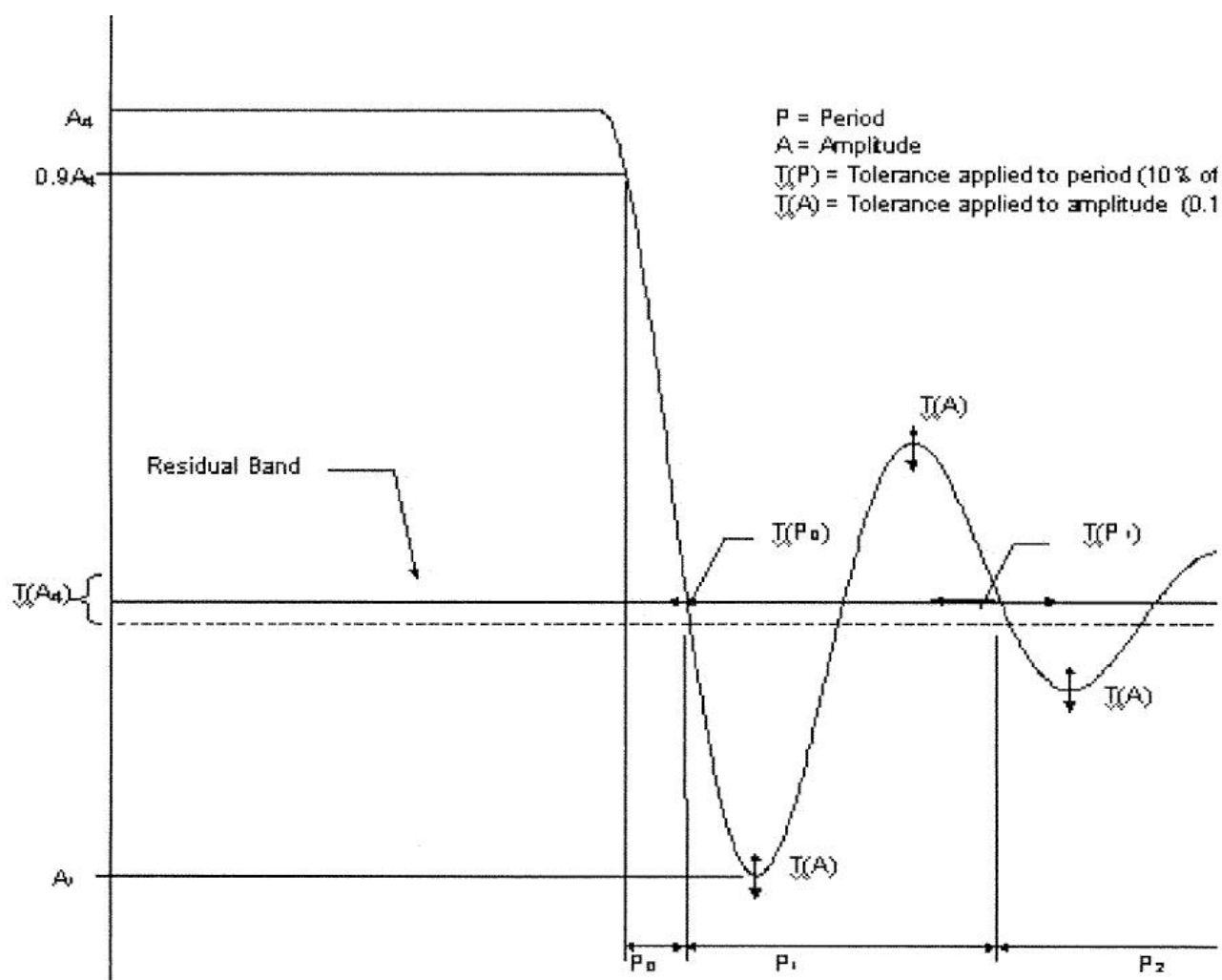
1. レベルC及びDの動的操縦の評価は、以下に従って行うこと。

(1) アンダーダンパの反応

実機がアンダーダンパの特性を有する場合、以下に従って検査を行うこと。(図 2-1 参照)

- ・最初に零点を交差するまでの時間(変化率の許容範囲がある場合)及びそれに続く変動の測定を必要とする。
- ・不均一な周期の反応を示す場合は、各サイクルで計測を行う必要がある。
- ・各周期は個別に実機データと比較し、許容範囲内にあることを確認すること。
- ・ダンピングの許容範囲は、各オーバーシュートに適用される。
- ・図 2-1 に示される $T(Ad)$ は残留域であり、初期変位の振幅 Ad からの $\pm 5\%$ 以内で定常値に治まる部分であることを示し、残留域を超える振幅のみが検査対象となる。
- ・模擬飛行装置のデータと実機データを比較する際、模擬飛行装置と実機の定常部分を重ね合わせたとうえで、振幅の最大値と最初に零点を交差するまでの時間、その後の周期を比較する。
- ・模擬飛行装置のオーバーシュート回数は実機データと比較して差が一回以内であること。

図 2-1 アンダーダンパ特性

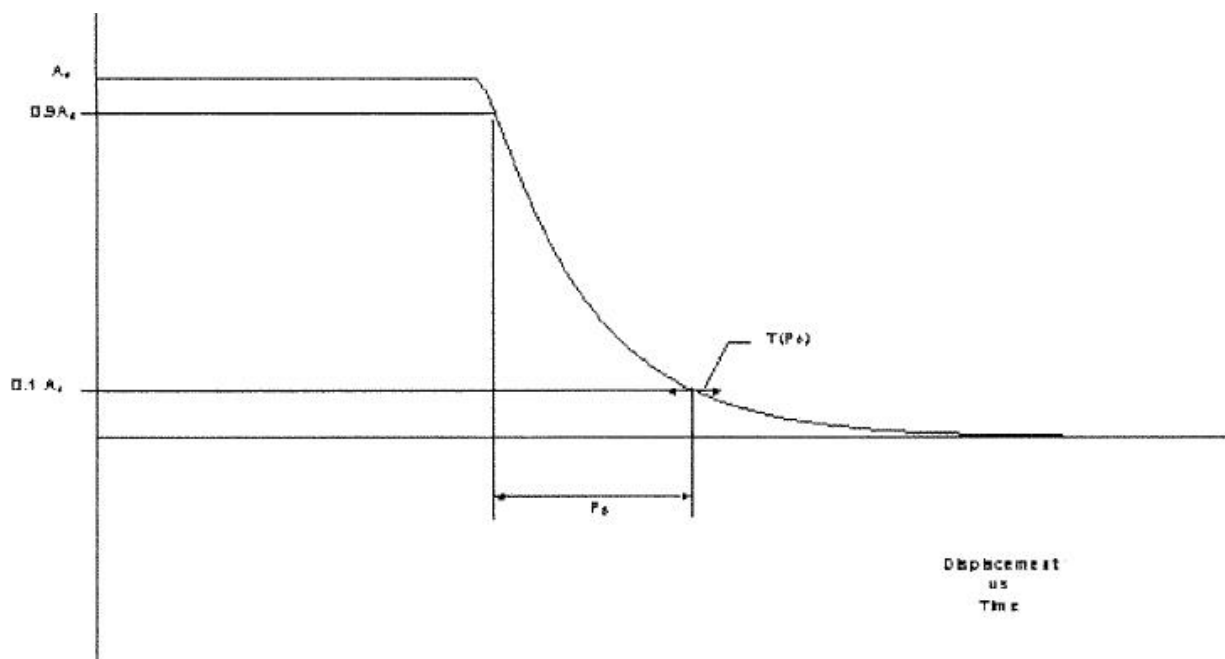


(2) オーバーダンパ及びクリティカルダンパの反応

オーバーダンパ(オーバーシュートが無い)及びクリティカルダンパの性質を持つ場合、定常状態(中立位置)の 90%

に達するまでの時間が実機の±10%以内であること。(図 2-2 参照)

図 2-2 クリティカルダンブ及びオーバーダンブ特性



- (3) 実機が一般的なアンダーダンブもしくはオーバーダンブ特性とは異なる特徴を示す場合は、規定されたそれぞれの許容値を満足しなければならない。その場合、特性の重要な傾向が維持されていることを確認するための検証を必要とする。

2. 許容範囲

- (1) 許容範囲の要約を下表に示す。“T”はアンダーダンブ特性に適用するものであり、“n”は振幅の回数である。(図 2-1 参照)

T(P0)	±10% of P0
T(P1)	±20% of P1.
T(P2)	±30% of P2.
T(Pn)	±10(n+1)% of Pn.
T(An)	±10% of A1.
T(Ad)	±5% of Ad = residual band 残留域.

顕著なオーバーシュートは最初だけであり、その後は±1回であること。

- (2) 以下の規定値はオーバーダンブ及びクリティカルダンブ特性に適用される。(図2-2参照)

T(P0)	±10% of P0
-------------	------------

3. 動的操縦評価の代替方法

- (1) 実機の操縦装置が油圧駆動であり、人工的に操縦感覚を付与する装置である場合、動的操縦の評価の代替方法として、操縦力と変位率の測定が用いることができる。

この場合、以下に示される変化率により、ピッチ、ロール、ヨーの各軸に対して、操縦装置を極限位置まで操作しなければならない。

これらの検査は、通常飛行状態及び地上で実施する。

(a) 静的検査

全行程を95-105秒間かけて操作する。

全行程とは操縦装置の中立位置から停止するまでの操作であり、後端または右端まで動かし、その後反対側の端まで動かした後、ニュートラルの戻す操作である。

(b) 動的検査(低速)

全行程を8-12秒間で操作する。

(c) 動的検査(高速)

全行程を3-5秒間で操作する。

備考:動的検査の操作は、100 lb (44.5 daN)を超えない操縦力で行うこと。

(d) 許容範囲

静的検査:付録A第2章の 2.a.1項、2.a.2項及び 2.a.3項が適用される。

動的検査:操縦力は上記静的検査で、 ± 2 lb (0.9 daN) 又は $\pm 10\%$ の増加であること。

4. 検査形態を省略する場合

動的操縦の検査は離陸、巡航及び着陸の各形態で実施する必要があるが、地上だけの検査または形態を省略する場合は、技術的な検証または実機製造者の論理的説明を示すこと。

補足 3: 地面効果

1. 模擬飛行装置を離陸及び着陸に使用する場合は、地面効果による空気力学的変化が再現されるものであり、この検査のために選択された実機データのパラメータはその変化を判別できるものでなければならない。

(1) 地面効果特性を検証するためには、これを行うために取得された専用の実機データにより行わなければならない。

(2) 実機データには検証に必要な十分な長さの地表付近の飛行データが含まなければならない

2. 以下の検査方法は地面効果を検査するものとして有効である。他の方法で検査する場合は、それが地面効果モデルを検査することの妥当性の説明を必要とする。

(1) 地表面上の水平飛行

地表面上の水平飛行は、地面効果内の少なくとも三つの高度（翼幅の 10%以内の高度、約 30%の高度及び 50%の高度を含む）で行うこと。なお、高度は主車輪の地表面から高さとする。

これに加えて、地面効果が無い高度（例：翼幅の 150%の高度）でトリムがとれた状態での水平飛行を含むこと。

(2) 浅い角度での進入着陸

約 1° のグライドスロープに添った浅い角度での進入着陸をフレアー開始まで乗員の操作を行わずに実施すること。

補足 4: モーションシステム

1. モーション装置の再現性

この検査はモーション装置の時間経過に伴うモーション装置のソフトウェアとハードウェアの品質低下を確認するために行う。

ソフトウェアとハードウェアの品質低下を判断するため、初回認定時のデータと比較することにより行う。以下はモーション装置の再現性の検査方法の概要である

(1) 入力

回転加速度、回転率、そして直線的な加速度のような入力は、解析のための十分な出力が与えられるように少なくとも5 deg/sec, 10 deg/sec及び0.3gにより、飛行機の重心からパイロット基準点への移行が起こる前に挿入されるべきである。

(2) 推奨される出力

(a) 実際のプラットフォームの直線的な加速度: この出力は直線的と回転的な加速度の入力により生成される。

(b) モーション・アクチュエータの位置

2. モーション・キューイング・パフォーマンス・シグネチャー

この検査は、モーション装置の反応の時間経過に伴う定量的な変化を、初回認定時のデータと比較することにより行うことを目的とする。(加速特性に関する実機データとの比較を行うものではない)

初回認定以降にモーション装置のソフトウェア又はハードウェアを改修した場合は、新たに比較対象とする基準データを再設定する必要がある。

(1) 検査の選択

付録 A 第 2 章 3.e 項に示される検査項目はモーション・キューイングが最も識別しやすいものであり、一般的に全てのタイプの飛行機に応用できることから、初回認定時に実施し、認定検査ガイドにその結果を記録しておかなければならない。

(2) データの記録

初回認定時において模擬飛行装置のモーション・キューイング・パフォーマンス・シグナチャーを測定するための、最小パラメータリストを示すこと。これには以下のパラメータが含まれること。

(a) パイロット基準点でのフライト・モデルの加速と回転率のコマンド

(b) モーション・アクチュエータの位置

(c) 実際のプラットフォームの位置

(d) パイロットの基準点での実際のプラットフォームの加速

3. モーション・バイブレーション

(1) 結果の提示

特有のモーション装置の振動は、模擬飛行装置が特定の形態で飛行している際のモーション・バイブレーションの周波数分析により検証される。テスト結果は水平軸に周波数、垂直軸に増幅率の Power Spectral Density(PSD) プロットとして提示されるべきである。

実機および模擬飛行装置の出力データは同じ様式にて表示され、この出力データを取得するために使用されるアルゴリズムは実機データを作成するものに使用したものと同じであるべきである。もし同じでない場合、模擬飛行装置に使われたアルゴリズムはその比較に用いるための適切性について証明されなければならない。

少なくとも最も有効な軸に関する結果は提示されなければならず、他の軸の結果が提示されない説明がなされなければならない。

補足 5:トランスポート・ディレイ

1. この補足では模擬飛行装置のトランスポート・ディレイ(伝送遅延)が規定値を超えないことを証明する手段として、トランスポート・ディレイの実施方法を説明する。

トランスポート・ディレイは、操縦入力から、インターフェイスを介し、各ホスト・コンピューター・モジュールがモーション装置、飛行計器及びビジュアル装置を作動させるまでの遅延を計測しなければならない。

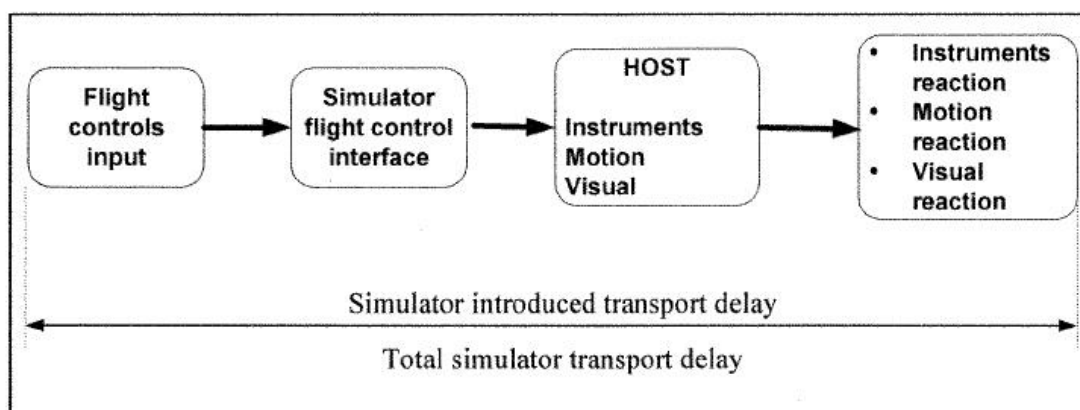
2. トランスポート・ディレイは以下の4種類の模擬方法を考慮し計測されなければならない。

- (1) コンピュータ制御でない旧式の航空機の模擬する場合
- (2) コンピュータ制御の航空機を実機のブラックボックスを使用して模擬する場合
- (3) コンピュータ制御の航空機を実機のブラックボックスのかわりにソフトウェア・エミュレーションで模擬する場合
- (4) ソフトウェア・アビオニクス又はリホストした機器で模擬する場合

3. 図 A2-C に、コンピュータ制御でない航空機、又は従来のトランスポート・ディレイ検査におけるトータル・トランスポート・ディレイを示す。飛行機が引き起こす伝送遅延がないこの事例では、トータル・トランスポート・ディレイと発生する模擬飛行装置が発生するトランスポート・ディレイは同じである。

図 A2-C

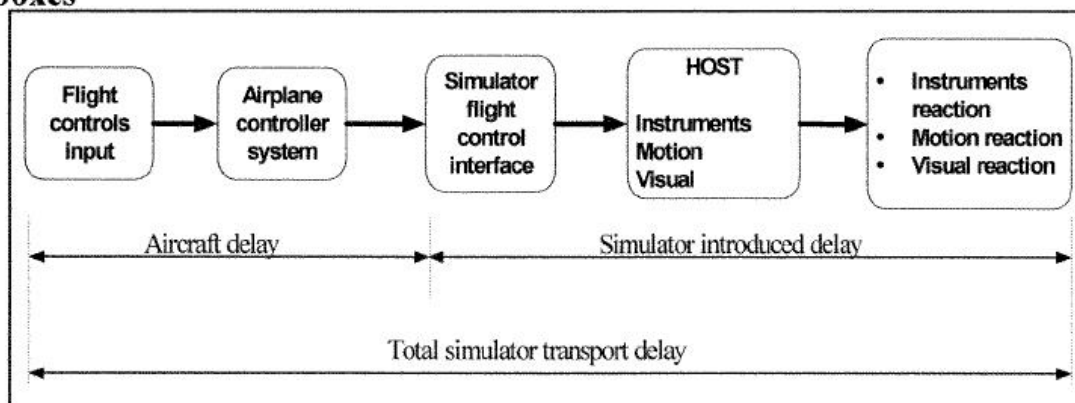
Transport Delay for simulation of classic non-computer controlled aircraft.



4. 図 A2-D に、実機のブラックボックスで模擬する場合のトランスポート・ディレイの検査方法を示す。

図 A2-D

Transport Delay for simulation of computer controlled aircraft using real airplane black boxes



モーション、計器及びビジュアルに起因するトランスポート・ディレイは、トータル・トランスポート・ディレイから、実機のブラックボックスに起因する遅延量を差し引いて計算すること。

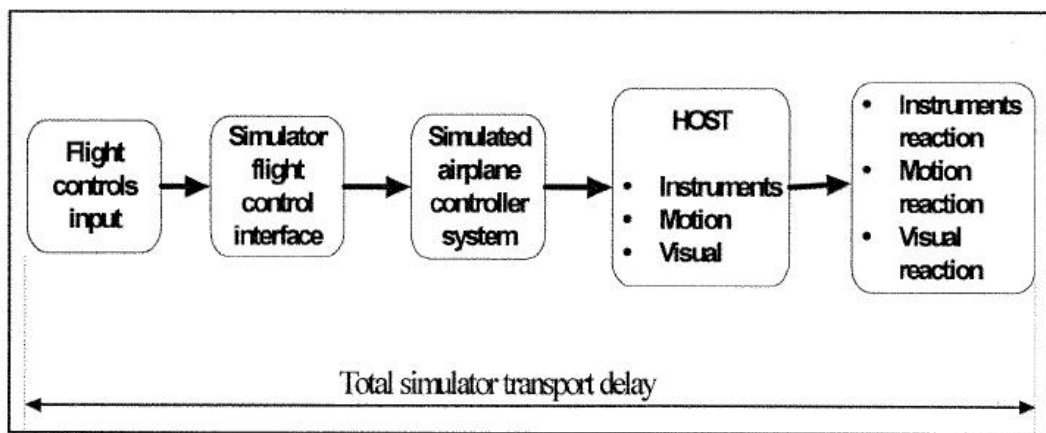
5. 図 A2-E に、実機のブラックボックスをソフトウェア・エミュレーションで模擬する場合のトランスポート・ディレイの測定方法を示す。この構成では、ピッチ、ロール及びヨーの各軸毎にトランスポート・ディレイを測定することが出来ない。

そのため、操縦入力信号は、操縦士の操縦入力を直接測定する。

模擬飛行装置の製造者は、実機製造者から提供される実機の操縦装置の固有の遅れを、トータル・トランスポート・ディレイから差し引いて測定すること。

図 A2-E

Transport Delay for simulation of computer controlled aircraft using software emulation of airplane boxes



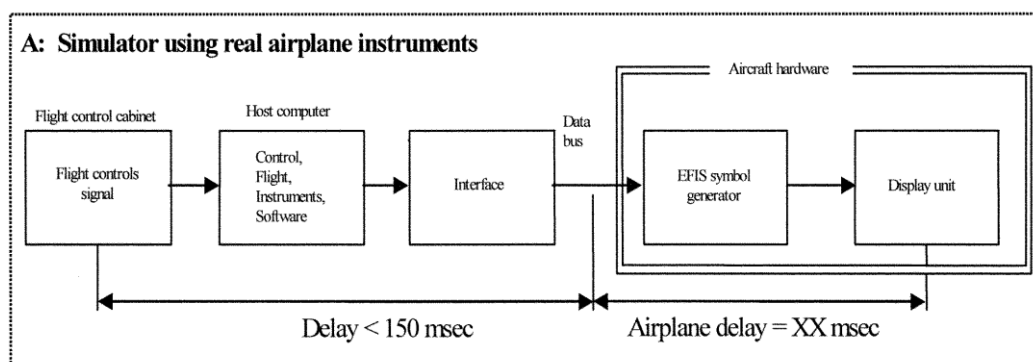
6. ソフトウェア模擬された計器やリホストされた計器ではなく、実機の計器ディスプレイ装置を用いる場合のトランスポート・ディレイの測定方法を以下に示す。

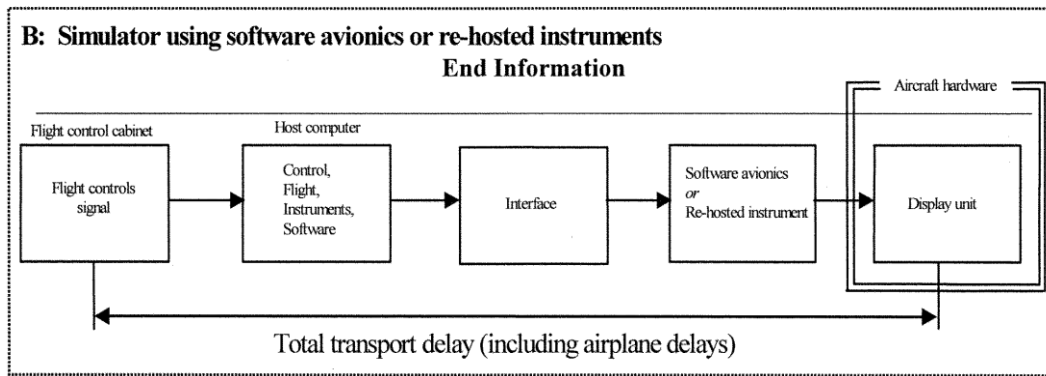
計器システムのトランスポート・ディレイは、実機と同じ装備品の固有の遅延を、トータル・トランスポート・ディレイから差し引いて測定することである。

- (1) 図 A2-FA は、実機の計器ディスプレイ・システムを使用する場合のトランスポート・ディレイの測定方法を示す。この場合、操縦入力からデータバスから計器の変動のための信号が出力されるまでの時間が、トランスポート・ディレイとして測定すべき時間である。
- (2) 図 A2-FB は、ソフトウェアにより模擬された装備品又はリホストされた装備品が使用されている場合の測定方法を示す。この場合、トータル・トランスポート・ディレイの測定値から実機固有の遅れを差し引くため、ディスプレイの製造者から、この遅延に関する情報を入手しなければならない。

図 A2-F

Transport delay for simulation of airplanes using real or re-hosted instrument drivers





7. 信号の記録

模擬飛行装置の製造者は、トランスポート・ディレイの計算を行うため使用した信号について、システムの概略的なブロック図により、それぞれの信号が選択された理由を含めた計測方法の説明を提示すること。