

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

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にのみ有効である。

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。

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 飛行訓練装置の要件

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。

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。（○印は当該レベルの模擬飛行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 申請書等

5-1 申請書等の様式

5-1-1 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。

5-1-2 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。

5-1-3 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。

5-1-4 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。

5-2 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6章 認定検査ガイド

6-1 申請者は6-2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。

6-2 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

6-3 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)参照資料等の名称明（必要な場合に限る）

6－4 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。

但し、航空機の設計性能等から生成されるデータ（以下、「模擬データ」という。）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7章 定期検査

7－1 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8章 認定所有者の履行義務

8－1 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。

8－1－1 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。

8－1－2 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。

8－1－3 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。

8－1－4 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9章 新型式機の模擬飛行装置等の認定

9－1 新型式機について、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、模擬データの使用により模擬飛行装置等の製造を行い、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。

9－2 9－1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) 模擬データの妥当性に関する航空機製造者等の提供するデータ。これは限定された飛行試験データを用いた検証が行われたものでなければならない。

(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。

9－3 9－1の認定の有効期間は、認定書の交付から2年間とし、航空機製造者等から最終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。

9－4 9－1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。

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は一致すること。 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へ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、実機のものと同様の確実な固縛装置が備え付けられていること。	○	○	○	○

要 件	模擬飛行 装置レベル			
	A	B	C	D
(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した時のバフエット		○	○	○

要 件	模擬飛行 装置レベル			
	A	B	C	D
(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・グラウ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・グラウ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 ±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			○	○

要 件	模擬飛行 装置レベル			
	A	B	C	D
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、検査等に使用される場合、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、検査等に使用される場合、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。 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			○	○

要 件	模擬飛行 装置レベル			
	A	B	C	D
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： ±3kt 縦揺れ角： ±1.5° 迎え角： ±1.5° 高度： ±20ft (6m) 方位角： ±3° 横揺れ角： ±2° 横滑り角： ±2° 以下は可逆式操縦システムに適用： 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%	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±3kt以内であること。
1. b. 6 横風離陸	対気速度： ±3kt 縦揺れ角： ±1.5° 迎え角： ±1.5° 高度： ±20ft (6m) 横揺れ角： ±2° 横滑り角： ±2° 方位角： ±3° 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： $\pm 51b$ (2.2daN) 又は $\pm 10\%$ 操縦輪の操縦力： $\pm 31b$ (1.3daN) 又は $\pm 10\%$ 方向舵の操縦力： $\pm 51b$ (2.2daN) 又は $\pm 10\%$						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： $\pm 5\%$ 又は ± 1.5 sec 距離： $\pm 7.5\%$ 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、 V_1 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： $\pm 20\%$ 又は $\pm 2^\circ / \text{sec}$	離陸			○	○	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。 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： ±5% 又は N1： ±3% 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。 グラント・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。 グラント・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 : ±2lbf (0.9daN) 操縦力 : ±10%又は±5lbf (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： $\pm 21\text{bf}$ (0.9daN) 操縦力： $\pm 10\%$ 又は $\pm 31\text{bf}$ (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： $\pm 51\text{bf}$ (2.2daN) 操縦力： 10% 又は $\pm 51\text{bf}$ (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： ± 2 lbf (0.9 daN) 操縦力： $\pm 10\%$ 又は ± 3 lbf (1.3 daN) 前車輪角： $\pm 2^\circ$	地上	○	○	○	○	停止位置まで連続して 操作し結果を記録する こと。
2. a. 5 方向舵ペダル による操向	前車輪角： $\pm 2^\circ$	地上	○	○	○	○	停止位置まで連続して 操作し結果を記録する こと。
2. a. 6 縦トリムの計 算値に対する 計器指示値	トリム角： $\pm 0.5^\circ$	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： $\pm 10\%$	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： $\pm 5^\circ$ N1： $\pm 3\%$ 又は EPR： ± 0.3 又は トルク： $\pm 3\%$ 又は プロペラ機で出力 レバー角の表示が ない場合： $\pm 2\text{cm}(\pm 0.8\text{in})$	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 ブレーキペダ ルの位置に対	操縦力： ± 5 lbf (2.2 daN) 又は $\pm 10\%$	地上	○	○	○	○	模擬飛行装置のコンピ ュータ出力の結果にて 適合性を示すことがで

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	
する操縦力及びブレーキ油圧	ブレーキ油圧： ±150psi (1.0 MPa) 又は±10%						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 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) 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) オーバーダンプ	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	
	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： ±2lb (0.9daN) 又 は静的力を超えた 動力増加の±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) 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)	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

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. 2) と同等。 スweepが滑らか で急激である場合： ±2lb (0.9daN) 又 は静的力を超えた 動力増加の±10%						イール・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：	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

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	
	$\pm 10\%$ (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) オーバードアンブド・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 スワイプが遅い場合： 静的操縦検査 (2. a. 3) と同等。 スワイプが滑らかで急激である場合： $\pm 21b$ ($0.9daN$) 又は静的力を超えた動力増加の $\pm 10\%$						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。
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	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

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	
	率の各頂点において±20%						あること。 (縦揺れ率 約 0.5 から 2°/s) 両方向の検査を行い、操縦装置への入力 of 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： ±0.15°/sec 又は検査中の機体の横揺れ率の各頂点において±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。 (横揺れ率 約 0.5 から 2°/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. b. 6 微小操縦入力 (偏揺れ)	機体の偏揺れ率： ±0.15°/sec 又は検査中の機体の偏揺れ率の各頂点において ±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°/s)本検査

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	
							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 of 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： $\pm 3 \text{ kt}$ 高度： $\pm 100 \text{ ft (30 m)}$ 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。

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	
							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

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	
							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： ±5 lbf (2.2 daN) 又は±10% 又は 等価な舵面位置： ±1°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 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： ±5 lbf (2.2 daN) 又は±10% 又は	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

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	
	等価な舵面位置： $\pm 1^\circ$ 又は 10%						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： $\pm 3 \text{ kt}$ 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： $\pm 2^\circ$ 可逆式の操縦系統 の航空機： 操縦桿の操縦力： $\pm 10\%$ 又は $\pm 51 \text{ bf}$ (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)	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 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。

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	
							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： $\pm 10\%$ 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	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い方を記録すること。 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： $\pm 1.5^\circ$ 又は 縦揺れ率： $\pm 2^\circ/\text{sec}$ 通常加速度： $\pm 0.10g$	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 (V_{mca}) 又は 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	対気速度： $\pm 3 \text{ kt}$	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、 V_{mca} や V_{mc1} の実証によらず、実機性能又は操縦限界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れなければならない。 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。

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	
							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： ±10% 又は±2°/sec 可逆式操縦システムを持つ航空機： 操縦輪の操縦力： ±10%又は ±3 lbf (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： ±10% 又は±2°/sec	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。 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。

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. 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こと。 ステップ入力、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

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. d. 7 ダッチ・ロール (ヨーダンパー 不作動)	周期： ±0.5 sec 又は±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 横揺れ角及び横滑 り角の最高点間の 時間差： ±1 sec 又は±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： ±2° 横滑り角： ±1° 補助翼の舵面位置： ±2°又は±10% スポイラーの舵面 位置： ±5°又は±10% 又は 等価な操縦輪位置 又は操縦力 可逆式操縦システ ムを装備する飛行 機： 操縦輪の操縦力： ±3 lbf (1.3 daN) 又は±10% 方向舵ペダルの操 縦力： ±5 lbf (2.2 daN)	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	
	又は±10%						
2. e 着陸							
2. e. 1 通常着陸	対気速度： ±3 kt 縦揺れ角： ±1.5° 迎え角： ±1.5° 高度： ±10%又は±10ft (3m) 可逆式操縦システムを装備する航空機： 操縦桿の操縦力： ±10%又は ±51bf (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： ±3 kt 縦揺れ角： ±1.5° 迎え角： ±1.5° 高度： ±10%又は±10ft (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： ±10%又は ±51bf (2.2daN)	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。
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°	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

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	
	横滑り角： $\pm 2^{\circ}$ 機首方位角： $\pm 3^{\circ}$ 可逆式操縦システムを装備する飛行機： 操縦輪の操縦力： $\pm 10\%$ 又は $\pm 31\text{bf}$ (1.3daN) 方向舵ペダルの操縦力： $\pm 10\%$ 又は $\pm 51\text{bf}$ (2.2daN)						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： $\pm 3 \text{ kt}$ 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) 横揺れ角： $\pm 2^{\circ}$ 横滑り角： $\pm 2^{\circ}$ 機首方位角： $\pm 3^{\circ}$	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： $\pm 5\text{ft}$ (1.5m) フレア作動時間 (Tf)： $\pm 0.5\text{sec}$ 又は $\pm 10\%$ 接地時の降下率： $\pm 140\text{ft}/\text{min}$ (0.7m/s) ロールアウト中の側方偏位： $\pm 10\text{ft}$ (3m)	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	対気速度： $\pm 3 \text{ kt}$ 縦揺れ角： $\pm 1.5^{\circ}$	進入復行		○	○	○	全発動機作動時のオートパイロットによる進

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	
による全発動機作動時の進入復行	迎え角： $\pm 1.5^{\circ}$						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	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

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	
効果)							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： $\pm 1^{\circ}$ スラビライザー角： $\pm 0.5^{\circ}$ 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： $\pm 1.5^{\circ}$	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況で、その他はウインドシアモデルを検証するためウインドシア状況下で実施すること。	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ップ・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	
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

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 V1 と Vr 間における発動機故障	認定申請者が設定する	地上	○	○	○	○	この検査は、臨界発動機不作動時の離陸 (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	認定申請者が設定	飛行中	○	○	○	○	

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	
飛行形態の変化	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、通常離陸(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	飛行中			○	○	この検査は、通常離陸(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。着陸装置の操作限界を超える速度で行わないこと。
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	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。

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	
	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。						
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 高速又はマック・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				○	検査は高速マニューバー時（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	模擬飛行装置の検査結果は、実機デー	クリーン				○	

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	
おける飛行中のバフエット	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。						
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	非該当	○	○			各軸（ピッチ、ロール及

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	
	300msec 以内						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、方向蛇応答) 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と。	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。
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

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	
							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°以内であること。 また、隣接する格子は 1.5°以内であること。	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

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	
							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/m²）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。
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、光点の使用は認められない。 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。

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	
							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）のに 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。 (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、

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	
							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、中央に一行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	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

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	
の模擬飛行装置に適用							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。	着陸形態で、主車輪高度が接地帯上 30m (100ft) のグライド・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

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	
							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、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かのぞましいが、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

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	
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							
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 上昇	1/3 オクターブバンドあたり±5 dB	エンルート上昇				○	中高度において検査すること
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。

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	
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 上昇	1/3 オクターブバ ンドあたり±5 dB	エンルート上昇				○	中高度において検査す 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

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	
							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							
	1/3 オクターブバ ンドあたり±5 dB	非該当				○	初回認定検査時のバッ クグラウンド・ノイズの検 査結果は、マスター認定 検査ガイドに収録され ること。 測定は、模擬が実行状態 で、音量はゼロとし操縦 室の電源を切った状態 で実施すること。 本検査はバックグラン ド・ノイズが訓練、検査 又は審査を妨げないこ とを保証するために行 うものである。
5. e 周波数応答							
	認定検査時と比較 し、連続した3バン 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。	非該当				○	本検査は定期検査のみ に適用する。 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

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	
							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

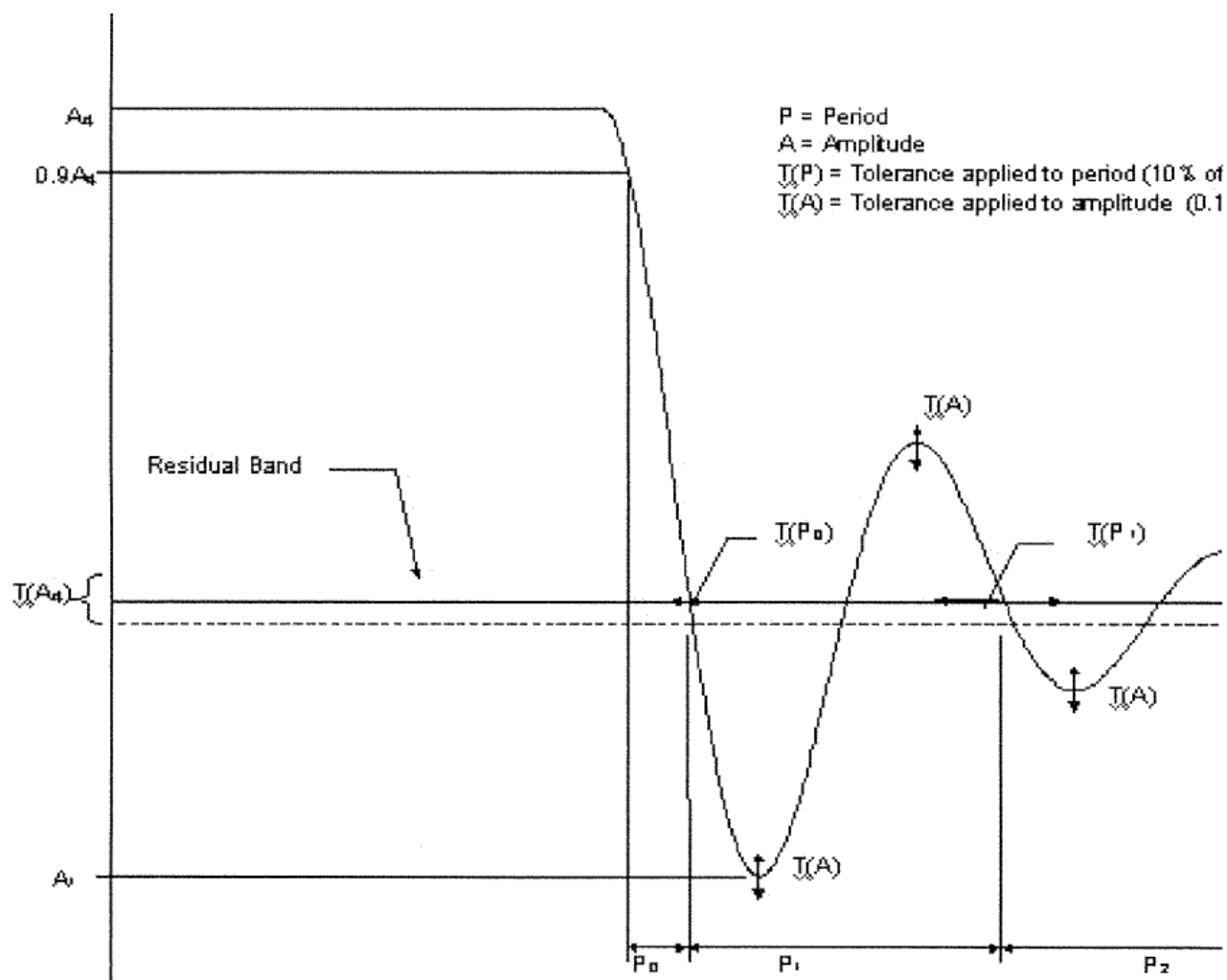
1. レベルC及びDの動的操縦の評価は、以下に従って行うこと。

(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。

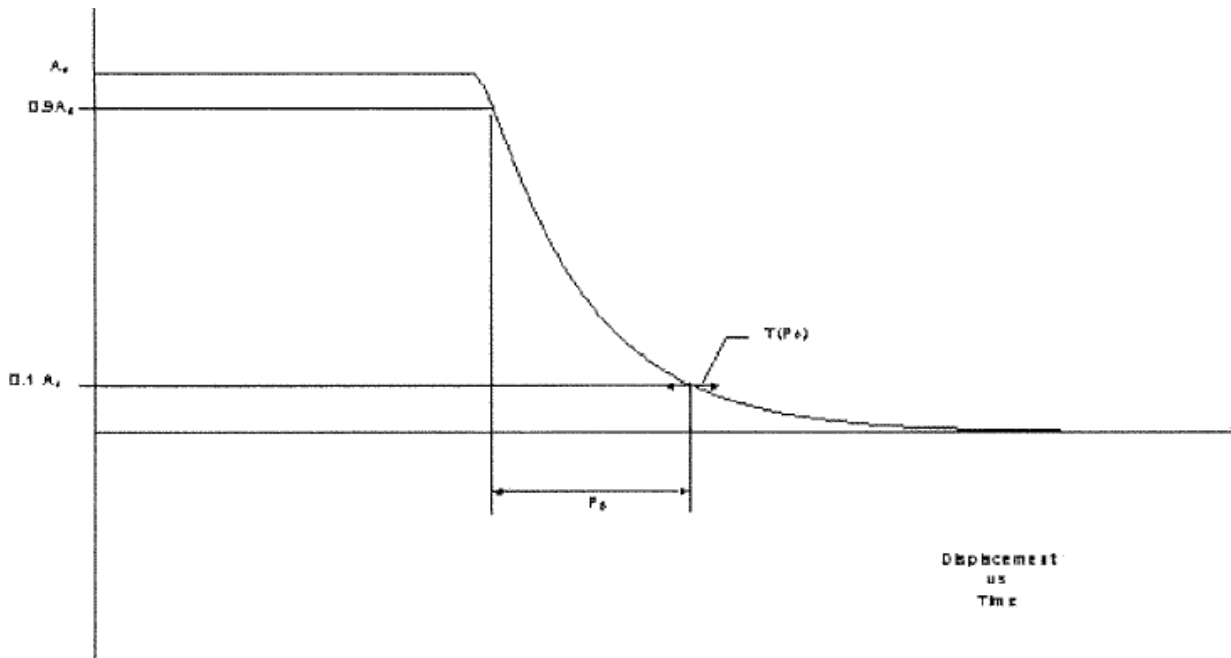
図 2-1 アンダーダンパ特性



(2) オーバーダンパ及びクリティカルダンパの反応

オーバーダンブ（オーバーシュートが無い）及びクリティカルダンブの性質を持つ場合、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 lbs (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 lbs (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適用できることから、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ない、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。

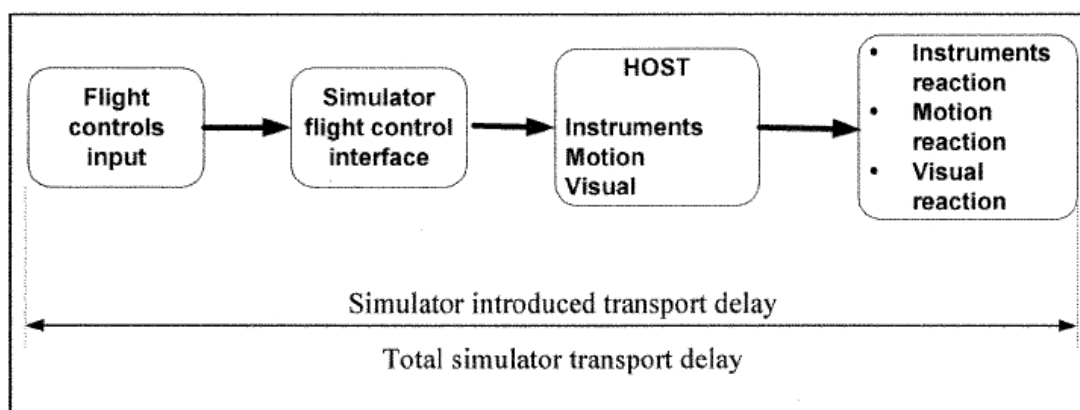
2. トランスポート・ディレイは以下の4種類の模擬方法を考慮し計測されなければならない。

- (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

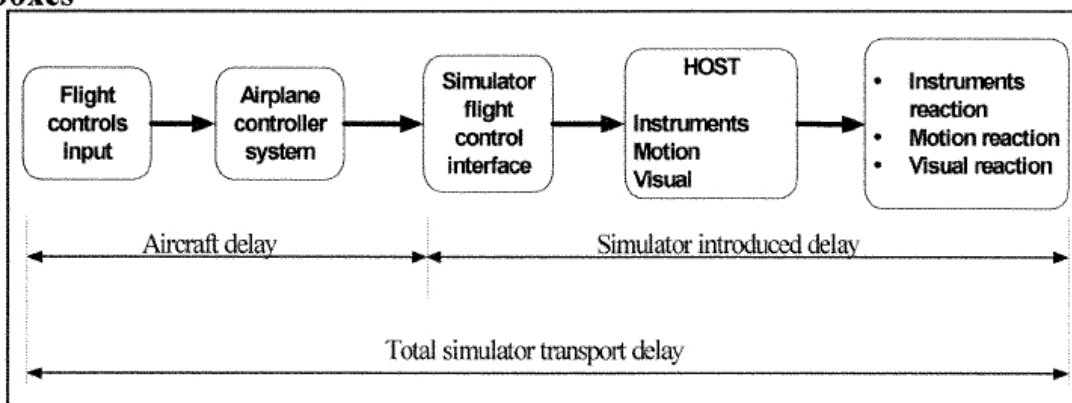
Transport Delay for simulation of classic non-computer controlled aircraft.



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

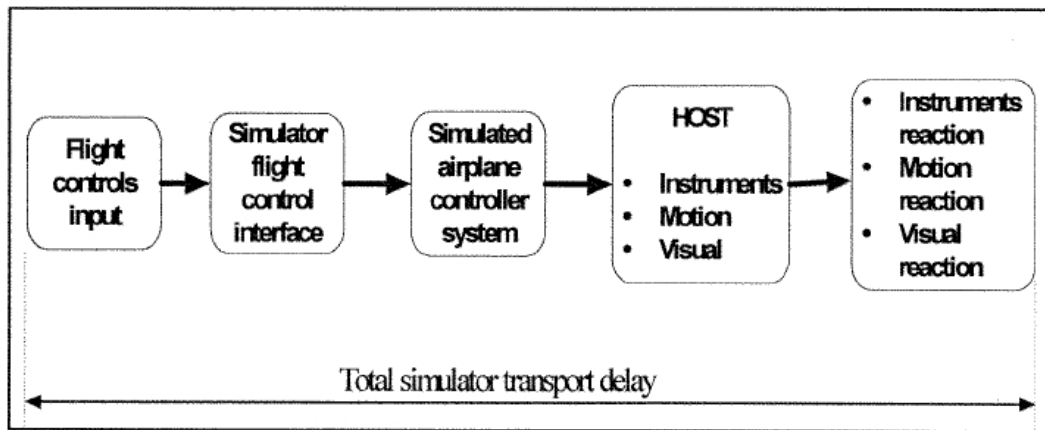


モーション、計器及びビジュアルに起因するトランスポート・ディレイは、トータル・トランスポート・ディレイから、実機のブラックボックスに起因する遅延量を差し引いて計算すること。

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、操縦入力のスグナルは、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

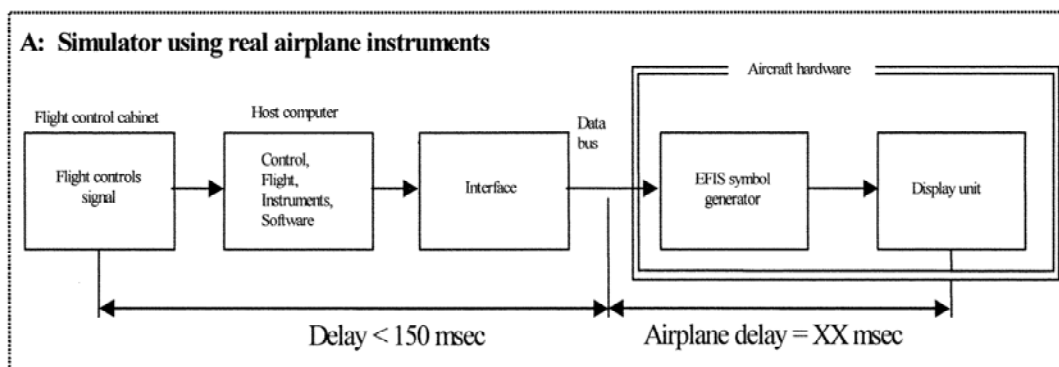
Transport Delay for simulation of computer controlled aircraft using software emulation of airplane boxes

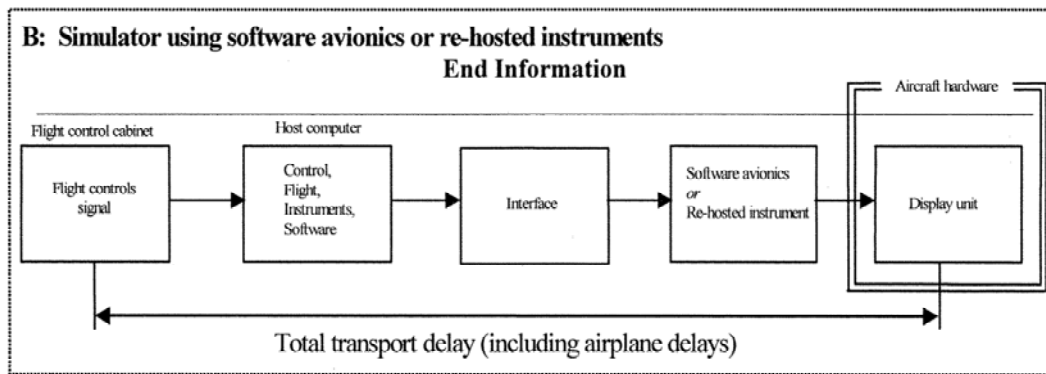


6. ソフトウェア模擬された計器やリホストされた計器ではなく、実機の計器ディスプレイ装置を用いる場合のトランスポート・ディレイの測定方法を以下に示す。
- 計器システムのトランスポート・ディレイは、実機と同じ装備品の固有の遅延を、トータル・トランスポート・ディレイから差し引いて測定することである。
- (1) 図 A2-FA は、実機の計器ディスプレイ・システムを使用する場合のトランスポート・ディレイの測定方法を示す。この場合、操縦入力からデータバスから計器の変動のための信号が出力されるまでの時間が、トランスポート・ディレイとして測定すべき時間である。
- (2) 図 A2-FB は、ソフトウ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。

補足 6 :ウインドシア・モデル

1. 適用

この補足は、訓練・審査等においてウインドシアを模擬するソフトウェア・プログラムを必要とする模擬飛行装置について適用される。

2. 能力及び適合性の説明

- (1) 申請者は、実機製造者または承認されたデータ提供者から提供された実機の飛行試験に基づく空力モデルであることを証明する適合性の説明書を提出すること。適合性の説明には、模擬飛行装置の性能により生じるウインドシア状態によって変動する風と各種のパラメータの変動が確認できるものを含まなければならない。さらに模擬飛行装置によって現段階で評価されている風に関するパラメータの例を含むこと。(例：横風離陸、横風進入及び着陸)
- (2) 実機と同じウインドシア警報・警告もしくはガイダンスを提供するハードウェアを装備しない模擬飛行装置は、適合性の説明により、関連するディスプレイや音声システムを含む追加のハードウェアやソフトウェアによって実機のシステムを模擬していることを証明しなければならない。これには実機と比較した入出力の信号の流れを示すブロック・ダイアグラムを含むこと。

3. モデル

模擬飛行装置に組み込まれるべきウインドシア・モデルの要件を以下に示す。

- (1) ウインドシアに遭遇したことを認識できるキューがあり、操縦士が回復操作を開始した際の性能低下を模擬できること。適切な飛行領域の範囲において、キューには以下を含むこと。
 - (a) 最低±15 knots (kts)以上の急激な対気速度変化
 - (b) 離陸滑走中の対気速度の停滞
 - (c) 最低±500 フィート/分(fpm)以上の急激な昇降率の変化
 - (d) 最低±5° 以上の急激なピッチ角の変化
- (2) ウインドシアに遭遇した認識と、ウインドシアからの適切な回復操作を行うための、調整可能な二つの強度のウインドシア（又はウインドシアの強度の効果を模擬するための他のパラメータ）を有すること。
 - (a) ウインドシアの強度が低いケースでは、ウインドシア下における模擬する飛行機の性能範囲から操縦士がフライト・パスを維持できる程度の大きさであること。
 - (b) ウインドシアの強度が高いケースでは、ウインドシア下における模擬する飛行機の性能範囲から、操縦士がフライト・パスを維持できず、クラッシュに至る程度の大きさであること。

注記：上記の回復不可能なシナリオの目的は、模擬する実機の操作要素を含む、実機の運用限界を反映したものであること。

4. 実証

- (1) 申請者は、それぞれ1つの回復可能な離陸時のウインドシア訓練モデル及び進入時のウインドシア訓練モデルを有すること示すこと。回復可能なモデルの風の成分は、ウインドシアの発生場所、強さの変化、時間や距離的な関係を含む、全てのウインドシア成分をグラフ形式で示したものを提供すること。

模擬飛行装置は、離陸時と進入時におけるデモンストレーションとして、同じ総重量、飛行形態及び初期速度で、平穩状態からウインドシアの状態に至るまで、操作可能であること。
- (2) ウインドシアが発生又は認識した場所において、推奨される回復操作が実施でき、5 項に示す記録がされること。
- (3) 記録には、プログラムされたランダムな乱気流を含めないこと。使用したウインドシア・モデルによっては乱気流が含まれることが予想されるが、これを無効にするための措置は必要とされない。

(4) モデルの定義と実証結果を認定検査ガイドに示すこと。

5. 記録するパラメータ

(1) 4 つのケースのそれぞれについて、次のパラメータを時系列に記録すること。

- (a) 指示または較正大気速度
- (b) 指示上昇速度
- (c) ピッチ角
- (d) 気圧又は電波高度
- (e) 迎え角
- (f) 昇降舵の位置
- (g) 発動機データ(推力、N1 又はスロットル位置)
- (h) 風の強度(シンプルなウインドシア・モデルを想定)

(2) 記録は、ウインドシアに遭遇する 10 秒以上前から、回復操作が完了するか地上に接地するまでの間行うこと。

6. 装備と操作

模擬飛行装置に装備された全てのウインドシア警報装置、ガイダンス装置は実機と同様に作動すること。

例えば実機において、急激な風の速度または方向の変化によりウインドシア警報が自動的に発する場合、模擬飛行装置においても、教官等の操作無しに同様に反応すること。

7. 認定検査ガイド

- (1) 認定検査ガイド（又は改修後の臨時検査における認定検査ガイド）には、上記 2、3、4 及び 5 項に示されるものを含むこと。
- (2) 認定検査及び定期検査において、申請者は性能検査を実施し、結果を記録することが要求される。これら実地検査の結果は、認定検査ガイドに示される結果と比較される。

8. 実証結果の再現性

実証結果の再現性を確認するために、模擬飛行装置に組み込まれた自動検査機能（模擬飛行装置が、その能力を有する場合）を用いて、模擬飛行装置を飛行させる方法が推奨される。

付録 A 第 3 章 飛行機を模擬する模擬飛行装置の機能検査項目

検査項目	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D

1. 機能及び操縦性

1. 飛行の準備				
飛行前 ・乗組員席及び教官席における全てのスイッチ、計器、系統及び装備品の機能検査を実施し、操縦室の構成及び機能が実機と同等であること。	○	○	○	○
2. 地上操作（離陸前）				
2. a. 発動機始動				
2. a. 1. 通常操作手順による始動	○	○	○	○
2. a. 2. 代替操作手順による始動	○	○	○	○
2. a. 3. 始動中の故障操作手順及び停止（ホット・スタート、ハング・スタート、テール・パイプ・ファイアー等）	○	○	○	○
2. b. プッシュバック又はパワーバック		○	○	○
2. c. 地上走行				
2. c. 1. 推力の反応	○	○	○	○
2. c. 2. 出力レバーの操作力	○	○	○	○
2. c. 3. 地上操向特性	○	○	○	○
2. c. 4. 前車輪の横すべり			○	○
2. c. 5. ブレーキの操作（通常及び代替又は非常操作手順。）	○	○	○	○
2. c. 6. ブレーキのフェード（該当する場合。）	○	○	○	○
3. 離陸				
3. a. 通常離陸				
3. a. 1. 実機/発動機計器指示の相互の関連性	○	○	○	○
3. a. 2. 加速特性（モーション）	○	○	○	○
3. a. 3. 前車輪及び方向舵による方向操縦	○	○	○	○

検査項目	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
3. a. 4. 横風離陸（実証された最大横風速度とする）	○	○	○	○
3. a. 5. 特有の性能（例：リデュースド V1、発動機の最大ディレイト、短滑走路運航）	○	○	○	○
3. a. 6. 低視程下の離陸	○	○	○	○
3. a. 7. 着陸装置、フラップ及び前縁高揚力装置の操作	○	○	○	○
3. a. 8. 汚れた滑走路での操作			○	○
3. b. 故障操作手順または非常操作手順				
3. b. 1. 離陸中止	○	○	○	○
3. b. 2. 離陸中止時の特有の性能（例：リデュースド V1、発動機最大ディレイト出力、短滑走路運航等）	○	○	○	○
3. b. 3. 推進システムの故障				
(i) V1 離陸決定速度到達前	○	○	○	○
(ii) V1 と Vr（離陸時の機首引き上げ開始速度）の間	○	○	○	○
(iii) Vr と対地高度 500 feet の間	○	○	○	○
3. b. 4. ウインドシア遭遇時の離陸	○	○	○	○
3. b. 5. 操縦装置の故障、リコンフィギュレーション・モード、マニュアル・リバージョン及び関連する操作	○	○	○	○
3. b. 6. ブレーキ・フェード状態での離陸停止			○	○
3. b. 7. 汚れた滑走路での離陸停止			○	○
4. 上昇				
4. a. 通常上昇	○	○	○	○
4. b. 1 発動機以上の発動機不作動時の上昇	○	○	○	○
5. 巡航				
5. a. 性能特性（速度と出力）	○	○	○	○
5. b. 高高度での操作	○	○	○	○

検査項目	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
5. c. 高マック数での操作（マック・タック、マック・バフエット）及び回復操作（トリムの変化）	○	○	○	○
5. d. 速度超過警報装置（Vmo または Mmo の超過）	○	○	○	○
5. e. 高速度での操作	○	○	○	○
6. 操縦性				
6. a. 高迎角時の飛行、失速への接近、失速警報、バフエット及びGの変化（離陸、巡航、進入及び着陸の各形態）	○	○	○	○
6. b. フライト・エンベロープ・プロテクション（高迎角、バンク・リミット、速度超過等）	○	○	○	○
6. c. スピード・ブレーキ（スポイラー）を使用した旋回及び使用しない旋回	○	○	○	○
6. d. 通常および急旋回	○	○	○	○
6. e. 飛行中の発動機の停止及び再始動（補助装置及びウインド・ミル）	○	○	○	○
6. f. 1 発動機以上の発動機不作動時の飛行	○	○	○	○
6. g. 特有の飛行特性（例：ダイレクト・リフト・コントロール）	○	○	○	○
6. h. 操縦装置の故障、リコンフィギュレーション・モード、マニュアル・リバージョン及び関連する操作	○	○	○	○
7. 降下				
7. a. 通常降下	○	○	○	○
7. b. 最大降下率での降下（スピード・ブレーキを使用しない場合、使用する場合等）	○	○	○	○
7. c. 自動操縦使用時の降下	○	○	○	○
7. d. 操縦装置の故障、リコンフィギュレーション・モード、マニュアル・フライトコントロール・リバージョン及び関連する操作	○	○	○	○
8. 計器進入及び着陸				
模擬する航空機の種類に関連した計器進入及び着陸の検査を、下記の表の中から選択する。 検査の一部として、制限風速度での状態、ウインドシア遭遇時の状態、及びフライト・ディレクターの故障を含めた関連装置の故障状態で行う。 標準運航手順が非精密進入に自動操縦の使用が認めている場合、自動操縦の評価				

検査項目	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
も含めること。 レベル A 模擬飛行装置は着陸操縦の信頼性は認定されていない。				
8. a. 精密進入				
8. a. 1. PAR 進入	○	○	○	○
8. a. 2. カテゴリー I /GBAS (ILS/MLS) 進入				
(i) フライト・ディレクター使用時及び不使用時の手動による進入と着陸	○	○	○	○
(ii) オートパイロット及びオートスロットルによるカップルド進入及び手動での着陸	○	○	○	○
(iii) 全発動機で DH までのマニュアル進入と着陸復行	○	○	○	○
(iv) 1 発動機不作動時の DH までのマニュアル進入と着陸復行	○	○	○	○
(v) カテゴリー I ミニマムより 100 ft (30m) 低高度までのフライト・ディレクター使用時及び不使用時の手動による進入				
A. 横風進入（実証された最大横風速度とする。）	○	○	○	○
B. ウインドシア遭遇時の進入	○	○	○	○
(vi) 1 発動機不作動時のオートパイロット及びオートスロットルによる DH までのカップルド進入と着陸復行	○	○	○	○
(vii) 最小限 / 予備電源での進入及び着陸	○	○	○	○
8. a. 3. カテゴリー II /GBAS (ILS/MLS) 進入				
(i) オートパイロット及びオートスロットルによる DH までのカップルド進入及び着陸	○	○	○	○
(ii) オートパイロット及びオートスロットルによる DH までのカップルド進入及び進入復行	○	○	○	○
(iii) DH までのオートカップルド進入とマニュアル進入復行	○	○	○	○
(iv) 公示されたカテゴリー II 進入（オートカップルド、オートスロットル）	○	○	○	○
8. a. 4. カテゴリー III /GBAS (ILS/MLS) 進入				
(i) オートパイロット及びオートスロットルによるカップルド進入から着陸とロールアウト	○	○	○	○

検査項目	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
(ii) オートパイロット及びオートスロットルによるDH/Alert Height までのカップルド進入と着陸復行	○	○	○	○
(iii) 1 発動機不作動時のオートパイロット及びオートスロットルによるカップルド進入での着陸とロールアウト	○	○	○	○
(iv) 1 発動機不作動時のオートパイロット及びオートスロットルによるDH/Alert Height までのカップルド進入と着陸復行	○	○	○	○
(v) オートパイロット及びオートスロットルによるカップルド進入（着陸または着陸復行）				
A. 発電機故障時の進入	○	○	○	○
B. 背風 10kt での進入	○	○	○	○
C. 横風 10kt での進入	○	○	○	○
8. b. 非精密進入				
8. b. 1. NDB	○	○	○	○
8. b. 2. VOR、VOR/DME、VOR/TAC	○	○	○	○
8. b. 3. RNAV（GNSS/GPS）	○	○	○	○
8. b. 4. ILS LLS（LOC）、LLZ（LOC）/バックコース	○	○	○	○
8. b. 5. ILS オフセットローカライザー	○	○	○	○
8. b. 6. 方向探知器（ADF/SDF）	○	○	○	○
8. b. 7. ASR	○	○	○	○
9. 有視界進入（セグメント）及び着陸 法令に基づく特定の進入手順が可能なビジュアル・システムを有する模擬飛行装置は、この特有の進入手順の実施を認可する。				
9. a. 有視界進入援助施設の使用時及び不使用時における、全発動機作動時の飛行、通常進入及び着陸	○	○	○	○
9. b. 1 発動機以上の発動機不作動時の進入及び着陸	○	○	○	○
9. c. 着陸装置、フラップ/スラット及びスピードブレーキの操作（通常及び異常）	○	○	○	○
9. d. 横風進入及び着陸（実証された最大横風速度とする。）	○	○	○	○

検査項目	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
9. e. ウインドシアを伴う進入を含めた、進入から着陸	○	○	○	○
9. f. 操縦装置の故障状態における進入及び着陸、リコンフィギュレーション・モード、マニュアル・リバージョン及び関連する操作（発生の可能性のある最も重大な性能低下状態）	○	○	○	○
9. g. トリム故障時の進入及び着陸				
9. g. 1. 縦トリム故障時	○	○	○	○
9. g. 2. 横トリム故障時	○	○	○	○
9. h. 予備（最小）電源又は油圧動力での着陸	○	○	○	○
9. i. 周回からの進入及び着陸（周回進入）	○	○	○	○
9. j. ビジュアル・トラフィック・パターンからの進入及び着陸	○	○	○	○
9. k. 非精密進入からの進入及び着陸	○	○	○	○
9. l. 精密進入からの進入及び着陸	○	○	○	○
9. m. バーティカル・ガイダンス（APV）による進入手順 例： SBAS	○	○	○	○
10. 進入復行				
10. a. 全発動機作動状態	○	○	○	○
10. b. 1 発動機以上の発動機不作動状態	○	○	○	○
10. c. 操縦装置の故障状態、リコンフィギュレーション・モード、マニュアル・リバージョン及び関連する操作。	○	○	○	○
11. 地上操作（着陸滑走及びタクシー）				
11. a. スポイラーの操作	○	○	○	○
11. b. 逆推力装置の操作	○	○	○	○
11. c. 逆推力使用時及び不使用時の方向の制御及び地上操向特性		○	○	○
11. d. 逆推力増加による方向舵効果の低下（発動機後部装備機）		○	○	○
11. e. 滑走路が乾燥した状態、部分的に濡れた状態、濡れた状態、ゴムの付着物がありかつ濡れた状態及び部分的に凍結した状態でのブレーキ及びアンチ・スキッドの操作			○	○

検査項目	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
11. f. ブレーキの操作、オート・ブレーキシステムを含む（該当する場合）	○	○	○	○
12. 全飛行フェイズ				
12. a. 航空機及び発動機系統の操作				
12. a. 1. 空調及び与圧（環境制御系統）	○	○	○	○
12. a. 2. 防氷又は除氷	○	○	○	○
12. a. 3. 補助動力装置	○	○	○	○
12. a. 4. 通信	○	○	○	○
12. a. 5. 電気	○	○	○	○
12. a. 6. 火災探知及び消火	○	○	○	○
12. a. 7. 操縦系統（プライマリー及びセカンダリー）	○	○	○	○
12. a. 8. 燃料及び潤滑油、油圧及びニューマチック	○	○	○	○
12. a. 9. 着陸装置	○	○	○	○
12. a. 10. 酸素	○	○	○	○
12. a. 11. 発動機	○	○	○	○
12. a. 12. 航空機用レーダー	○	○	○	○
12. a. 13. オートパイロット及びフライト・ディレクター	○	○	○	○
12. a. 14. 衝突防止装置（例（E）GPWS、TCAS）	○	○	○	○
12. a. 15. フライト・コントロール・コンピュータ（スタビリティ及びコントロール・オーギュメンテーションを含む）	○	○	○	○
12. a. 16. フライト・ディスプレイ・システム	○	○	○	○
12. a. 17. フライト・マネージメント・コンピュータ	○	○	○	○
12. a. 18. ヘッドアップ・ガイダンス、ヘッドアップ・ディスプレイ	○	○	○	○
12. a. 19. 航法装置	○	○	○	○
12. a. 20. 失速警報又は失速防止装置	○	○	○	○

検査項目	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
12. a. 21. ウインドシア回避装置	○	○	○	○
12. a. 22. 自動着陸装置	○	○	○	○
12. b. 空中操作手順				
12. b. 1. 待機	○	○	○	○
12. b. 2. 空中衝突の危険の回避（トラフィック、天候）			○	○
12. b. 3. ウインドシア			○	○
12. b. 4. 機体の着氷効果			○	○
12. c. 発動機停止及び停留				
12. c. 1. 発動機及び諸系統の操作	○	○	○	○
12. c. 2. パーキング・ブレーキの操作	○	○	○	○

2. ビジュアル装置

1. レベル A 及びレベル B 模擬飛行装置の機能検査要件				
以下は、ビジュアルの機能検査を満足させるために最低限必要な空港モデルの要件であり、レベル A 及び B の模擬飛行装置に対してこの付録に示される機能検査の実施に適したビジュアル・キューを示す。				
1. a. 少なくとも実世界の 1 空港のモデルを有すること。このモデルの選択は航空局の承認が必要であり、教官卓から選択できること。	○	○		
1. b. ビジュアルモデルの忠実度は、操縦士が目視で空港を十分に識別できるものであり、夜間のビジュアルシーンにおいて自機の位置を認識でき、離陸、進入、着陸及び地上での必要な操縦が行えること。	○	○		
1. c. 滑走路				
1. c. 1. 滑走路指示標識	○	○		
1. c. 2. 滑走路末端の標高及び位置は航空機システムと整合すること。（例：高度計）	○	○		
1. c. 3. 滑走路地表面及びマーキング	○	○		
1. c. 4. 滑走路灯及び中心線灯を含めた、使用する滑走路の灯火	○	○		
1. c. 5. 有視界進入の援助灯火及び進入灯の適切な色	○	○		

検査項目	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
1. c. 6. 代表的な誘導路灯	○	○		
2. レベル C 及び D 模擬飛行装置の機能検査要件 以下は、ビジュアルの機能検査を満足させるために最低限必要な空港モデルの要件であり、レベル C 及び D の模擬飛行装置に対してこの付録に示される機能検査の実施に適したビジュアル・キューを示す。 この項目に記載された全ての要素を単独の空港シーンで確認する必要は無い。 しかし、この項目に記載された全ての要素は、2. a で示される 3 つの空港の組み合わせの中で確認されること。				
2. a. 少なくとも実世界の 3 空港のモデルを有すること。このモデルの選択は航空局の承認が必要であり、教官卓から選択できること。			○	○
2. a. 1. 夜間及び薄明（薄暮）の光景の要件			○	○
2. a. 2. 昼間の光景の要件				○
2. b. 2 つの平行滑走路及び一つの交差する滑走路は、それらを同時に表示でき、少なくとも 2 本の滑走路の全てのライトを同時に点灯させることができること。			○	○
2. c. 滑走路末端の標高及び位置は、機上システムと整合すること。（例：HGS、GPS、高度計）滑走路、誘導路及び駐機場の勾配による効果は、操縦士の目の高さの変化を含め、操作を邪魔したり、非現実的なものではないこと。			○	○
2. d. 代表的な空港建物、構造及び灯火			○	○
2. e. 少なくとも 1 つの適切な高さに設定された使用可能なゲート（一般的にターミナル・ゲートから運航する航空機にだけ要求される）			○	○
2. f. 移動中及び静止中の代表的なゲート周辺の地上機材（例：他の航空機、地上電源車、タグ、燃料トラック、追加ゲート）			○	○
2. g. 代表的なゲート及び駐機場の標識（例：障害標識、案内線標識、ゲート番号）、灯火。			○	○
2. h. 代表的な滑走路マーキング、灯火、及び適切なウインド・キューを与える吹流しを含めた標識。			○	○
2. i. 位置の確認に必要な、また駐機場から指定された滑走路まで及び駐機場への引き返しに必要な、代表的な誘導路マーキング、灯火、及び標識。			○	○
2. j. 低視程誘導経路（例：SMGCS、フォローミー・トラック、昼間誘導路灯火）についても示されること。				○

検査項目	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
2. k. 地上の衝突の危険性のあるもの（例：使用する滑走路を横切る他の航空機）を表示する能力を含む、移動中及び静止中の地上の交通（例：車両や航空機）			○	○
2. l. 衝突の危険性のある他の航空機を表示する能力を含む代表的な飛行中の航空機（例：衝突コース上にある飛行中の他の航空機）			○	○
2. m. 空港から 25NM 以内に存在する重要かつ識別可能な自然及び人工的な特徴物などの代表的な地形及び障害物の描写			○	○
2. n. VFR 周回及び着陸、非精密進入及び着陸、カテゴリー I、II、III 精密進入及び着陸のための適切な進入灯装置及び飛行場灯火			○	○
2. o. 代表的なゲート・ドッキング援助装置またはマーシャラー			○	○
2. p. 着陸時の錯覚を生じさせるものとして知られている地形の描写。（例：短い滑走路、水面上の進入経路、上がり及び下り勾配の滑走路、進入経路直下が上り坂の地形） この要件は適合性説明で示され、二つの着陸時の錯覚が実演されること。 この錯覚は模擬する航空機の通常運航を超える能力を要求するものではない。 実演される錯覚は、訓練、試験、検査または飛行体験中、教官席の教官または試験官からも確認されるものであること。				○
2. q. 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、または適切な代替効果を含めた滑走路表面の描写				○
3. 空港モデルの管理以下は、レベル A、B、C 及び D 模擬飛行装置に対する最低限の空港モデル管理の要件である。				
3. a. 滑走路及び進入灯は模擬飛行装置に設定された環境条件に従い、かつ、対象物からの距離により、光景の中に溶け込むこと。	○	○	○	○
3. b. 滑走路にある閃光灯、進入灯、滑走路灯、ビジュアル着陸援助灯火、滑走路中心線灯、滑走路末端灯及び接地帯灯の指向性は現実的に模写すること。	○	○	○	○
4. 光景の特徴認識 レベル A、B、C 及び D 模擬飛行装置に対し、滑走路の特徴が視認できる距離は、次の値以上であること。 最小の視程距離を再現した気象条件を模擬した状態で、滑走路末端から滑走路方向に 3° のグライド・スロープに沿った航空機までの距離とする。 周回進入においては、次の全ての検査は、初期進入に使用する滑走路と、着陸する滑走路の両方に適用する。				

検査項目	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
4. a. 滑走路の輪郭、閃光灯、進入灯及び滑走路灯は滑走路末端から 5 sm (8 km)	○	○	○	○
4. b. 有視界進入援助灯火 (VASI または PAPI) は滑走路末端から 5 sm (8 km)			○	○
4. c. 有視界進入援助灯火 (VASI または PAPI) は滑走路末端から 3 sm (5 km)	○	○		
4. d. 滑走路中心線灯及び誘導路の輪郭は 3 sm (5 km)	○	○	○	○
4. e. 滑走路末端灯及び接地帯灯は 2 sm (3 km)	○	○	○	○
4. f. 夜間の光景にあつては着陸灯の照射範囲内の滑走路標識は、昼間の光景と同様の画像の分解能が要求される。	○	○	○	○
4. g. 周回進入のために、着陸を目的とした滑走路及び関連する灯火は、気をちらすことなく光景に溶け込むこと。	○	○	○	○
5. 空港モデル レベル A、B、C、及び D 模擬飛行装置に対応する空港モデル及び空港周辺の光景の、最低限の要件を以下に示す。 周回進入については、初期進入で使用する滑走路、及び着陸する滑走路に対してすべての検査を実施すること。 本付録の要件を満たす空港モデルの全ての滑走路が使用中であると明示されていない場合、使用中の滑走路を明らかにすること。 複数の滑走路を持つ空港モデルは、使用中でない全ての滑走路に対して空港または滑走路を認識する目的で、視覚的に描写されること。 薄暮及び夜間の光景においては、滑走路末端、滑走路、滑走路終端が判別できる白色または非白色の灯火の列を使用することは本付録の要件に適合できる。 昼間の光景については、長方形の表面描写でよい。 ビジュアル装置は、正確に表現された空港モデルと現実的に表現された周辺環境と調和が取られること。 空港モデルの詳細部分は、空港の写真、建造物の設計図、地図、またはその他関連データや公示された規定文書により作りこまれること。ただし、現在認定を受けているビジュアル装置の設計能力を超えてモデルの詳細を作り込む必要はない。 駐機場から滑走路端まで一つの主要なタクシー経路が、それぞれの使用中の滑走路に必要とされる。				
5. a. 使用中の滑走路の表面及び標識は以下を含むこと。				
5. a. 1. 滑走路末端標識	○	○	○	○

検査項目	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
5. a. 2. 滑走路指示標識	○	○	○	○
5. a. 3. 接地帯標識	○	○	○	○
5. a. 4. 接地点標識	○	○	○	○
5. a. 5. 滑走路縁標識	○	○	○	○
5. a. 6. 滑走路中心線標識	○	○	○	○
5. b. 使用中の滑走路として作成された滑走路には以下を含むこと。				
5. b. 1. 使用中の滑走路の灯火は以下を含むこと。				
(i) 滑走路末端灯	○	○	○	○
(ii) 滑走路灯	○	○	○	○
(iii) 滑走路終端灯	○	○	○	○
(iv) 存在する場合は、滑走路中心線灯	○	○	○	○
(v) 存在する場合は、接地帯灯	○	○	○	○
(vi) 存在する場合は、滑走路離脱灯	○	○	○	○
(vii) 滑走路に応じたビジュアル進入のための施設	○	○	○	○
(viii) 滑走路に応じた進入灯	○	○	○	○
5. b. 2. 使用中の滑走路に関連した誘導路地表面及び標識は以下を含むこと。				
(i) 誘導路縁標識	○	○	○	○
(ii) 誘導路中心線標識	○	○	○	○
(iii) 誘導路停止位置標識	○	○	○	○
(iv) ILS 制限区域標識	○	○	○	○
5. b. 3. 使用中の滑走路に関連した誘導路の灯火は以下を含むこと。				
(i) 誘導路灯	○	○	○	○
(ii) 存在する場合、誘導路中心線灯	○	○	○	○

検査項目	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
(iii) 滑走路待機位置灯及び ILS 制限区域灯	○	○	○	○
(iv) 正しい色の誘導路灯			○	○
5. b. 4. 使用中の滑走路に関する空港の標識は以下を含むこと。				
(i) 存在する場合、滑走路距離標識	○	○	○	○
(ii) 滑走路及び誘導路のサインボード	○	○	○	○
(iii) 本表の 2. h 及び 2. i に記載されたサインボード	○	○	○	○
5. b. 5. ビジュアルモデルに要求される空港環境模擬との相関関係				
(i) 空港モデルは、使用する滑走路の運航に関連する航法援助施設と適切に位置が合っていること。	○	○	○	○
(ii) 汚れた滑走路状態の模擬は、表示された滑走路表面及び灯火と整合がとれていること。				○
6. 実機と関連装備との相関関係				
以下はレベル A、B、C、及び D 模擬飛行装置に対して必要な最低限の相関関係を示す。				
6. a. 空力プログラミングと画像の同調	○	○	○	○
6. b. 着陸操作中、沈下率及び深度を判断するためのビジュアル・キュー		○	○	○
6. c. 模擬飛行装置の姿勢に正しく対応した外界の描写	○	○	○	○
6. d. 空港モデルおよび作成されたビジュアル・シーンは次のような組み込まれた実機システムと整合すること。 (例： 地形、トラフィック及び気象回避システムやヘッド・アップ・ガイダンス・システム (HGS))			○	○
6. e. 自機、外部灯火のビジュアルへの効果。－ タクシーライト及び着陸灯火（可能であれば、個々の操作を含む）	○	○	○	○
6. f. 雨を除去する装置の効果			○	○
7. シーン・クオリティ				
レベル A、B、C、及び D 模擬飛行装置に対して最低限、以下のシーン・クオリティ検査を実施すること。				

検査項目	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
7. a. 表示面やテクスチャー・キューは明らかな、かつ、気を散らすような画像の不連続性や不必要な乱れ（エイリアシング）がないこと。			○	○
7. b. フルカラーで現実的なテクスチャーを表現できる能力を有すること。			○	○
7. c. 光点の表現には、乱れ、不鮮明や歪みがないこと。	○	○	○	○
7. d. 運航可能なシーンにおいて、それぞれのチャンネルで遮蔽の状況を示すこと。	○	○		
7. e. 運航可能なシーンにおいて、それぞれのチャンネルで最低 10 段階の遮蔽を示すこと。			○	○
7. f. 降雨の模擬として、焦点への影響を有すること。			○	○
7. g. 光点が遠近感により大きくなる能力を有すること。			○	○
7. h. 6 段階（0 から 5 まで）の灯火の制御ができること。	○	○	○	○
8. 環境効果 以下は表示されるべき最低限の環境効果である。				
8. a. 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、または適切な代替効果。			○	○
8. a. 1. 以下を含めた特殊な気象状態の模擬。				
(i) 空港地表面からの高度が 2,000ft (600m) 以下、空港からの距離が 10 スタチュート マイル (16km) 以内の範囲での、雷雨の近くに発生する軽度、中程度及び強度の降水サウンド・モーション・ビジュアルの効果 (ii) 雪の地形、雪氷誘導路及び雪氷滑走路を含む 1 箇所の空港の雪景色			○	○
8. b. 雲中では、雲の疎密に加え、スピード・キューや明るさの変化。			○	○
8. c. 複数の雲層にフュー、スキヤタード、ブロークン及びオーバーキャストを表現し、地表が部分的または全部が隠れる効果を模擬すること。			○	○
8. d. 視程及び滑走路視距離は距離を単位として測る。 視程や滑走路視距離は、空港地表面からの高度が 2,000ft (600m)、及び、計測を分離するために 2,000ft より下方少なくとも 500ft までの 2 箇所の高度で計測する。 空港からの距離が 10 スタチュート マイル (16km) 以内の範囲で検査を行う。	○	○	○	○
8. e. 部分的な霧により滑走路視距離の変化に影響を与えること。			○	○

検査項目	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
8. f. 光輪や焦点のぼやけのような空港灯火の霧の効果			○	○
8. g. 低視程時の自機の灯火の効果として、着陸灯やストロボ、ビーコン・ライトが閃光として反射すること。			○	○
8. h. 乾燥した滑走路や誘導路を横切る吹雪や風塵は、教官卓で設定した風向や風速に応じた効果を有すること。			○	○
9. 教官席からの制御 以下は、レベル A、B、C、及び D 模擬飛行装置に適用される最低限の教官席からの制御を以下に示す。				
9. a. 環境の効果。例：雲底、雲の疎密、スタチュートマイルまたはキロメートル単位の視程、及びフィートまたはメートル単位の RVR。	○	○	○	○
9. b. 空港の選択	○	○	○	○
9. c. 輝度に変更可能な空港灯火	○	○	○	○
9. d. 地上及び空中の航空機を含む動的効果			○	○
10. 例えば二つの空港モデルを合わせて 2 本の使用中の滑走路にする方法は可能である。 1 本目の滑走路を最初の空港モデルの使用中の滑走路として設定し、2 本目の滑走路を同じ空港の別モデルで使用中の滑走路として設定する。				
11. 申請者は滑走路の全ての詳細部分まで提供する必要はない。しかし、ビジュアル装置の能力の範囲内で詳細部分を修正すること。				

3. モーション効果

本表には、乗組員が事象や事態を認識できなければならないものとして要求されるモーション効果を示す。				
ここに該当する、模擬飛行装置の縦揺れ・横荷重及び方向制御特性は、模擬する航空機を表現すること。				
1. 滑走路上的振動、オレオの変化、対地速度の効果、平坦でない滑走路、滑走路中心線灯における特性 検査手順：航空機を離陸開始位置に移動し、滑らかな滑走路を様々な速度でタクシーを行う。模擬する滑走路の振動、オレオの変化の特性を記録する。 滑走路の粗さ（Roughness）を 50%及び最大値にして検査を繰り返す。	○	○	○	○

検査項目	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
注意：モーションの振動は、グランドスピード及び滑走路の粗さによって影響される。 参考 異なる機体重量を設定すると、航空機の型式に応じ、振動に影響を与える。 上記のモーション効果の評価には、中心線灯を乗り越える時の効果、表面が平坦でない滑走路の境目での効果、さまざまな誘導路の特徴の効果の確認を含む。				
2. 地上でスポイラー、スピード・ブレーキ使用した時及び逆推力を使用した時のバフエット 検査手順：通常着陸を行い、減速させるためにグランドスポイラー及び逆推力を別々または同時に使用する。グランドスポイラー及び逆推力によるバフエットを体感するために、ホイールブレーキは使用しないこと。	○	○	○	○
3. 着陸装置の衝撃 検査手順：リフトオフ後にオレオが最も延びたことを感知できる衝撃に特に注意して通常離陸を行う。 着陸装置の上げまたは下げにより、着陸装置が所定の位置にロックされた時の衝撃が感知できること。	○	○	○	○
4. 着陸装置の上げ下げの操作中のバフエット 検査手順：着陸装置を操作して、バフエットのモーション・キューが実機の動作を模擬していることを確認する。	○	○	○	○
5. 空中でフラップ、スポイラー及びスピード・ブレーキを使用した時のバフエット 検査手順：進入を実施し、通常の進入速度を慎重に超過させフラップおよびスラットを下げる。 巡航形態では、スポイラー/スピードブレーキを操作したときのバフエットを確認する。 上記効果の相互関係を評価するために、スポイラー/スピードブレーキ及び着陸装置の操作の組み合わせを変えて確認してもよい。	○	○	○	○
6. 失速しつつある時にあるバフエット 検査手順：発動機をアイドルにして、1 ノット/秒にて減速を行いストールに接近させる。 速度が減少するにつれてバフエットが増加することを含め、バフエットのモーション・キューが実機を模擬していることを確認する。	○	○	○	○

検査項目	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
7. 主車輪及び前車輪の着地時の衝撃 検査手順：さまざまな降下率にて数回の通常着陸を実施する。 それぞれの降下率にて着陸時の衝撃のモーション・キューが実機を模擬していることを確認する。	○	○	○	○
8. 前車輪の横すべり 検査手順：さまざまなグランドスピードにてタクシーを行い、前車輪のステアリングを地面に対する振動（Scuffing：横すべり）が生じるまで操作する。 横すべりが生じるのに必要な速度と前車輪の組み合わせを評価する。また、結果として生じた振動が実機を模擬していることを確認する。	○	○	○	○
9. ブレーキ・セット時の推力の効果 検査手順：離陸開始地点にてブレーキをセットし、発動機の推力をバフエットが生じるまで増加させる。その特徴を評価する。 発動機の推力の増加に伴い、バフエットが適切に増加することを確認する。 参考 この効果は、翼に取り付けられた発動機で最も認識できる。	○	○	○	○
10. マック飛行時のバフエット 検査手順：高高度で 1G にトリムされた航空機において、マックバフエットが発生する資料上の値を超えるマック値になるように発動機の推力を増加させる。 同じコンフィギュレーションの実機と同じマック値にてバフエットが始まること、及びバフエットの強さが実機を模擬していることを確認する。 特定の機体においては、操縦によるバフエットも同じ効果で確認される。 操縦時のバフエットは、特に高い高度において 1G を超える状態で旋回を行うと発生する。		○	○	○
11. タイヤ故障時の動的特性 検査手順：単一のタイヤ故障、及び複数のタイヤ故障を模擬させる。 参考 操縦士は、同じ側の複数のタイヤ故障による偏揺れに気づく。 これにより、機体の制御を維持するにはラダーを使用する必要がある。 機体により、単一のタイヤ故障は操縦士に気づかれることなく、特別なモーション効果もない。 実際のタイヤの圧力がなくなった場合、サウンドまたは振動が発生する。			○	○

検査項目	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
12. 発動機の故障、発動機の損傷 検査手順：模擬飛行装置の故障状態の定義書に明記されている発動機の故障の特徴は、操縦士が感知する特殊なモーション効果を示すこと。 関連する発動機の計器は故障の種類によって変化すること。また、機体の揺れの効果も模擬すること。		○	○	○
13. 尾部接触、及びエンジン・ポッド接触 検査手順：尾部接触は離陸操作中に Vr よりも遅い速度で機体を過度に引き上げることによって検査を行う。 この効果は、着陸中にも確認することができる。 離陸中または着陸中、機体に過度の横揺れを行うとエンジン・ポッド接触となる。 参考 モーション効果は認知できる衝撃によって確認される。尾部接触が機体の角速度の変化に影響を与える場合、モーション装置によって与えられるキューはその効果を表現すること。		○	○	○

4. サウンドシステム

以下の検査は、モーション装置作動状態で通常のフライトを実施しながら行われる。				
1. 降水			○	○
2. 雨を除去する装置			○	○
3. 通常の操作において、操縦士が感じる重要な航空機の騒音は、実機と同等であること。			○	○
4. 発動機の故障、着陸装置・タイヤの故障、尾部やエンジンポッドの接触及び与圧の異常を含む、サウンド・キューに関連した故障状態の操作。			○	○
5. 模擬飛行装置が限界を超えて着陸したときの破壊音。			○	○

5. 特殊効果

本表は、模擬飛行装置のレベルに必要な最低限の特殊効果を記載する。				
1. ブレーキのダイナミクス 代表的なブレーキの故障のダイナミクス（実機を模擬した模擬飛行装置の縦揺れ、横荷重及び方向制御）。			○	○

検査項目	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
（実機に関する資料に基づいた）アンチ・スキッド及び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含める。 これらは、操縦士が故障と認識し、適切な操作を行わせるのに十分な現実性を有していること。				
2. 機体および発動機への着氷の影響 既知の着氷状態での操作が認可されている航空機のみ実施する。 検査手順：空中に移動し、クリーンコンフィギュレーション、通常の高度及び巡航速度、自動操縦装置作動、自動推力装置は不作動、発動機及び翼のアンチ・アイスまたはデ・アイス装置を不作動状態に設定する。 模擬飛行装置と各種装置の反応を確認できる割合で着氷の状態を作り出す。 着氷の状態は、機体重量の増加、対気速度の減少、機首の縦揺れ角の変化、発動機性能関連計器の変化（対気速度の変化によるもの以外）、及びピトー/スタティック・システムデータの変化によって認識される。 加熱装置、アンチ・アイス装置、またはデ・アイス装置を個々に作動させる。 これらの装置を作動させることによって適切な効果が認識され、結果的には模擬機体が通常飛行に戻ることを確認する。			○	○

6. 教官席

本表の機能検査は、実機及び/またはシステムが模擬飛行装置に組み込まれている場合にのみ評価される項目である。				
1. 模擬飛行装置の電源スイッチ	○	○	○	○
2. 飛行機の状態				
2. a. 機体重量、重心位置、燃料搭載及び割り当て。	○	○	○	○
2. b. 航空機システムの状態	○	○	○	○
2. c. 地上作業員の機能（例：機体外部電源、プッシュバック）	○	○	○	○
3. 空港				
3. a. 個数及び選択	○	○	○	○
3. b. 滑走路の選択	○	○	○	○
3. c. 滑走路表面の状態（例：ラフ、スムーズ、氷、水）			○	○

検査項目	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
3. d. 事前に設定した位置（例：ランプ、ゲート、離陸#1、離陸位置、FAF）	○	○	○	○
3. e. 灯火の制御	○	○	○	○
4. 環境の制御				
4. a. 視程（スタチュートマイル（キロ・メートル））	○	○	○	○
4. b. 滑走路視距離（フィート（メートル））	○	○	○	○
4. c. 温度	○	○	○	○
4. d. 気候状態（例：氷、雪、雨）	○	○	○	○
4. e. 風速及び風向	○	○	○	○
4. f. ウインドシア			○	○
4. g. 雲（雲底及び雲頂）	○	○	○	○
5. 機体システムの故障（模擬飛行装置への故障の発生及び除去）	○	○	○	○
6. ロック、フリーズ、リポジション				
6. a. 不具合のフリーズ/解除	○	○	○	○
6. b. 位置（地理上）のフリーズ/解除	○	○	○	○
6. c. リポジション（場所、フリーズ、及び解除）	○	○	○	○
6. d. グラントスピードの制御	○	○	○	○
7. IOS の遠隔操作	○	○	○	○
8. サウンドの制御。オン/オフ/調整	○	○	○	○
9. モーション/コントロール・ローディング・システム				
9. a. オン/オフ/緊急停止	○	○	○	○
10. オブザーバー・シート/配置。位置/調整/拘束装置	○	○	○	○