

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
改訂 令和 2 年 11 月 11 日 国空航第 2086 号 国空機第 726 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。

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。）

なお、付録中の要件の備考として記載された内容は、当該要件に対する補足の説明である。

既に認定を取得している模擬飛行装置をU P R T等の訓練に供するための要件は付録A第4章に掲げる通りとする。

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。（○印は当該レベルの飛行訓練装置に適用する要件を示す。）

飛行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。）

なお、付録中の要件の備考として記載された内容は、当該要件に対する補足の説明である。

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。）

なお、付録中の要件の備考として記載された内容は、当該要件に対する補足の説明である。

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。）

なお、付録中の要件の備考として記載された内容は、当該要件に対する補足の説明である。

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

については、航空局の承認により使用することができる。

7－5 機能検査に用いるために、認定区分に応じた各要件を円滑に実施できるようにフライト・プロファイルを設定すること。

プロファイルの設定においては、付録A 第3章 機能検査 補足1を参照してもよい。

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。

(施行期日)

1. この要領は、令和 2 年 11 月 11 日から適用する。

(経過措置)

2. この要領の適用の際、既に申請を行っている又は現に認定を受けている模擬飛行装置等の付録の適用については、なお従前の例によることができる。

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。 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。 次の各号のいずれにも該当する場合は、物理的な覆い又は外装の上に、電子的な画像で表示した模擬計器及び計器盤を用いることができる。 (1) 全ての計器や計器盤のレイアウトは、寸法的に正しく、もし違いがある場合は、操縦士に感知できないものである。 (2) 計器は、実機計器の全ての機能とロジックを複製したものである。 (3) 計器の表示に、画像の不連続性や乱れ（ステッピング）がない。 (4) 計器の表示特性は、実機の解像度、色、明るさ、輝度、フォント、塗りつぶしパターン、線のスタイルとシンボルを複製したものである。 (5) 覆い又は外装は、適用するベゼルやバッグを含め、実機のパネルを複製したものである。 (6) 計器のコントロールとスイッチは、実機と同様な操作手法、効果、操作範囲を有し、同方向に作動するものである。 (7) 計器の照明は、実機を複製したもので、模擬飛行装置の照明コントロールから操作され、該当する場合、他の照明コントロールと同様に作動し相応しい照度のレベルである。 (8) 適用する場合、計器は実機を複製したフェイスプレートを備えている。 （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全てのものを構成するものである。 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	○	○	○	○

要 件	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
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.a (1) ・電気機械式計器のような 3次元で表示する機構を持つ計器の見え方は、実機の計器を複製したものであっても 実機の計器と同様に 3次元の奥行を有するように見えること。 ・模擬計器の外観を操作者の角度から見たとき、実機の計器と同様な外観を有していること。 ・実機の計器で視角と視差により生じる読み取り誤差は、模擬計器の表示でも実機同様に生じること。 ・エンジン・ディスプレイ や スタンバイ計器等、両操縦席で共有する計器は、視角誤差と視差は、最小化されること。			○	○
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力的変化の影響（飛行機の姿勢、推力、抗力、高度、温度、全備重量、慣性モーメント、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。 (備考) 適合性説明には、教官席より重量特性モデルの実証ができるように、表形式で示された目標値の範囲を含むこと。 データには、ゼロ燃料重量、最大タクシー重量を含む 3 つ以上の重量状態と、ゼロ燃料重量、燃料重量、ペイロードの組み合わせを、それぞれの状態毎に少なくとも 2 種類以上含む必要がある。	○	○	○	○
ピッチ姿勢による燃料移動に伴う重心位置への影響を模擬すること。			○	○

要 件	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
2.b 模擬飛行装置のコンピューターの容量、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。 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 地面反力のモデリングは、飛行機の異常な姿勢での着陸による接地（例えば テール・ストライク 又は 前輪からの接地）の影響や現象を含む、バウンスやスキップ着陸中の適切な効果を生成しなければならない。 また、適合性の説明が要求される。 (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。 適合性説明は、ガストを伴う横風プロファイルを作成した際のソース・データの記述が要求される。		○	○	○

要 件	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
(備考) 訓練に使用するガスト・モデルの開発で、模擬飛行装置の申請者は、ガスト・モデルが空力と地上操作のモデルの能力を超えないことを確実にするために、データ提供者と調整する必要がある。				
・空力と地上反力のモデリングは、模擬する飛行機の最大横風値までの横風とガストを伴う横風の訓練に提供できるものであること。 ・現実的なガストを伴う横風プロファイルは、離陸や着陸滑走中に滑走路逸脱を回避するために、操縦士の介入を必要とする強さと変化率に調整されており、教官が使用可能であること。 適合性説明は、ガストを伴う横風プロファイルを作成した際のソース・データの記述が要求される。 (備考) 訓練に使用するガスト・モデルの開発で、模擬飛行装置の申請者は、ガスト・モデルが空力と地上操作のモデルの能力を超えないことを確実にするために、データ提供者と調整する必要がある。			○	○
2.e 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。 (1) 離陸ローテーション前 (2) リフトオフ時 (3) 初期上昇中 (4) 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。 もし、他の手法を採用する場合、Royal Aerospace Establishment (RAE)や Joint Airport Weather Studies (JAWS)プロジェクトの風のモデルか、他の認知されたものを組み込み、認定検査ガイドで適切に説明すること。 ・必要なウインドシア・プロファイルに関連する乱流の現実的なレベルが追加され、教官が選択できること。 ・認定のために必要な 4 つの基本的なウインドシア・モデルに加え、実際のウインドシア遭遇の複雑さを表現する少なくとも 2 つの複雑なウインドシア・モデルが利用可能であること。			○	○

要 件	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
・これらのモデルは、離陸と着陸の形態で利用可能でなければならず、かつ同時に複数の独立した変向風で構成されること。 (備考) 必要であれば、レベル A 及び B の模擬飛行装置は、これらの基準を満たすことにより、ウインドシア訓練に用いることができる。 第 2 章 補足 6 を参照すること。 ウインドシア・モデルは、複数の独立した変向風を同時に発生させることで構成することができる。模擬飛行装置は、回復可能又は回復が不可能なウインドシアのシナリオが、繰り返し実施できるための手段を有しているべきである。				
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。 (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 モーションと計器は 100msec 以内であり、ビジュアルは 120msec 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。				

要 件	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
従って、実機の反応について、適切な加速度で、実機の動きに関連した回転軸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。 (1) 乾燥した状態 (2) 濡れた状態 (3) 凍結した状態 (4) 部分的に濡れた状態 (5) 部分的に凍結した状態 (6) 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 次を模擬すること。 (1) ブレーキ（アンチ・スキッドを含む）及びタイヤの故障 (2) 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（該当する場合） 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 発動機と機体への着氷 - 機体、空力と発動機に対する影響を含む適切なモデリングが必要である。 - 着氷モデルは、翼面への着氷に伴う空力上の性能悪化を模擬していなければならない。この効果には、全般的な抗力の増大の効果に加えて、揚力の損失、失速（フル・ストール）迎え角の減少、ピッチング・モーメントの変化、舵の効きの減少、操縦力の変化を含むこと。 - 飛行機システム（例えば、失速防止システムと自動操縦システム）は、模擬する飛行機と一致した着氷の影響による反応を示すこと。 - 着氷モデルの開発には、実機製造者のデータ又は他の許容できる解析手法を利用すること。			○	○

要 件	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
許容できる解析手法には、風洞解析と翼面の着氷に伴う空力的な影響に対する技術解析が含まれ、経験豊富な操縦士による調整と補足的な主観的評価を併用することができる。 また、適合性の説明が要求される。性能誤差許容範囲 2.i 項を参照すること。 (備考) 適合性説明は、着氷現象の認識と回復操作の実行に必要な特定のスキルを習得する訓練に対する効果を説明すること。 適合性説明は、ソース・データ、着氷モデルの開発に使われる解析手法及びこれらの効果を検査で確認したことを説明すること。 着氷の影響のシミュレーション・モデルは、着氷条件下での運航が許可された飛行機のためだけに必要とされる。 詳細は、本章の補足 3 を参照すること。				
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 地面効果を参照すること。				○
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。 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
2.m 高迎え角のモデリング ・空力的な失速のモデリングは、静的・動的な横方向の安定性の減少、操縦操作に対する機体の反応の低下（ピッチ、ロール及びヨー）、回復に大きな操作を必要とする意図しないロール反応やロール・オフ等、明白なランダム性又は非反復性、ピッチ安定性、マック効果、そして失速バフエットなど、飛行機の型式特有の現象を含むものであること。 ・空力モデルは、訓練の用に供するに十分な、迎え角及び横滑り角の変化の幅に対応できなければならない。 ・迎え角の変化の幅については、最低でも、失速（フル・ストール）認識する迎え角よりも、更に 10 度を超える迎え角まで模擬しなければならない。 失速（フル・ストール）を認識する迎え角は、（例えばスティック・プッシャーのような）失速を認識させる装置が動作した結果から生じる特徴、又は飛行の固有の特徴を介して、操縦士に明確かつ特徴的な兆候を与えときの角度と定義される。 ・モデルは飛行機の失速特性（ピッチ・ブレイクや脅威を感じさせるような激しいバフエットの有無、又は飛行機に存在する失速その他の兆候）に見られる変動を捕捉することができなければならない。 ・空力モデリングは、次の飛行条件で実施する失速操縦訓練の用に供するものである必要がある。 (1) ウイング・レベル（1g）で、失速に入れる (2) 少なくとも 25° バンク角度で失速に入れる（荷重のかかった失速（Accelerated Stall）） (3) パワーオン状態で失速に入れる（プロペラ機だけに求められる） (4) 第 2 セグメント上昇、高高度巡航（性能限界付近）及び進入又は着陸の形態 ・模擬飛行装置の失速特性に関する空力モデリングの方法、並びにそれを検証及び照合する方法を記述する適合性説明が必要である。 適合性説明は、また、当該模擬飛行装置が経験豊富な操縦士によって評価されたこと証明する必要がある。 詳細は、本章の補足 1 を参照すること。			○	○

要 件	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
・空力モデルにおいて、特定の失速時の操縦（飛行機の形態や失速状態に入る方法のような）に関わる既知の制限がある場合には、これらの制限を適合性説明で宣言する必要がある。 フル・ストール訓練タスクの認定を受ける模擬飛行装置は、2.n 項のアップセット・プリベンション・アンド・リカバリー・トレーニング (UPRT) のタスクの要件を満足する教官席機能も有すること。 詳細は、本章の補足 2 を参照すること。 （備考） この項の要件は、フル・ストール訓練タスクの認定を取得する模擬飛行装置のみに適用する。 申請者はフル・ストール訓練タスクの認定を取得しないことを選択することができる。しかし、この場合、模擬飛行装置の認定は、失速に接近する領域（失速警報が作動するまで）の訓練タスクに制限される。 模擬飛行装置の評価において使用された飛行形態と失速操縦の組み合わせについて、教官に提供するために明確なガイダンスが作成されていること。 追加の指針として、本章の補足 1 を参照すること。				
2.n アップセット・プリベンション・アンド・リカバリー・トレーニング (UPRT) 空力的評価： ・模擬飛行装置で、特定のアップセット・リカバリー操縦訓練を行うため、リカバリー操縦中に、迎え角と横滑り角の組み合わせが、飛行試験検証データや風洞/分析データの範囲を超えていないことが評価されなければならない。 ・以下の、最低限必要なアップセット・リカバリー操縦の組み合わせは、上記の手法で評価し、教官/審査員が利用できるようにする必要がある。 ・模擬飛行装置の申請者によって開発された、他のアップセット・リカバリーのシナリオは、同様の手法で評価する必要がある。 (1) 機首上げ、ウイング・レベルでのアップセット			○	○

要 件	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
(2) 機首下げでのアップセット (3) 大きいバンク角でのアップセット アップセット・シナリオ： ・動的なアップセットについては、アップセットを開始するために必要な故障や機能低下の模擬などの模擬飛行装置をアップセット状態に入れる方法を、教官にガイダンスとして提供することにより教官席で設定できること。 操縦士の介入なしに単純にアップセット状態に設定するためにリポジショニング機能を用いるのは認められるが、アップセット状態を作り出すために飛行機の機能を非現実的に低下させること（飛行制御の機能性能を通常状態から劣化させるようなこと）は、一般的に受け入れられない。 教官席（Instructor Operating System）： 模擬飛行装置は、UPRT の訓練タスク実施中に、模擬飛行装置の検証された空力特性のエンベロープ及び機体の運用限界を逸脱したときに、教官／審査員にフィードバックする機能を有すること。 (1) 模擬飛行装置の検証エンベロープ ・これは、飛行の検証や予測方法のソースの程度に応じた、空力的モデルの「信頼度」を描く α/β エンベロープ（又は同等の方法）の形式でなければならない。 ・そのエンベロープは、操縦中、模擬上のリアル・タイムのフィードバックを教官に提供する必要がある。 ・少なくとも、フラップ・アップとフラップ・ダウンのエンベロープが利用可能であること。 (2) 操縦入力 これは、教官が操縦士の操作量と操縦力を評価するために有効であること。（フライ・バイ・ワイヤーを含む） (3) 飛行機の運用限界 飛行形態に応じた飛行中の運用限界を表示する必要がある。 適合性説明（SOC）: ・SOC は、模擬飛行装置の検証範囲を構築するために使用されるソース・データを定義することが必要である。 ・また、SOC は、教官席にプログラムされたアップセット・プリベンション・アンド・リカバリー機能と関連した操縦訓練が、適切な評価能力を持った有資				

要 件	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
格操縦士によって、この項で説明されている方法を用い、評価されたことを示す必要がある。 ・さらに、SOC は、リカバリー・マニューバーを、模擬飛行装置の検証エンベロープの限界を超えない、又は超えた場合に模擬飛行装置の精度の信頼されるエンベロープ内で実行できることを示す必要がある。 (備考) この通達において、ここで検証対象としている操縦訓練は、次に掲げる項目のいずれか1つ以上を含むものをいう。 ・ 機首上げ 25 度を超えるピッチ姿勢 ・ 機首下げ 10 度を超えるピッチ姿勢 ・ 45 度を超えるバンク角 ・ 飛行条件に不適切な対気速度での飛行 失速警報システムが作動する迎え角を超えてアップセット・リカバリーを行うために使用される模擬飛行装置は、2.m 項に記載されている高迎え角のための要件を満たす必要がある。 アップセット・プリベンション・アンド・リカバリー操縦時のモーション装置の応答については、特別な配慮をすべきである。 モーション装置の制限に関わらず、モーション装置の応答を調整することを、特に重視する必要がある。 エンベロープ・プロテクション機能を有する飛行機において、人為的に特定の姿勢にリポジショニングすることにより、飛行制御則（フライト・コントロール・ロー）が正しく初期化されない場合があることに配慮する必要がある。 詳細な指針については、本章の補足 2 を参照すること。				
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）に対応して自動的に実機と同等の指示が行われること。 ・ 数値は、適切な単位で提示されること。 ・ レベル C とレベル D の模擬飛行装置は、着氷したことによる影響を計器に反映させる必要がある。	○	○	○	○

要 件	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
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。 ・機上及びそれ以外の航行援助用の機器の教官による制御 航行援助用の機器は、地理的な領域に応じた利用範囲内において、又は見通し範囲内において、制限なく使用可能であること。	○	○	○	○
3.b.1 完全なナビゲーション・データベースが、少なくとも 3 空港で、精密進入方式及び非精密進入方式が利用可能で、かつ、更新がなされること。			○	○
3.b.2 完全なナビゲーション・データベースが、少なくとも 1 空港で、精密進入方式及び非精密進入方式が利用可能で、かつ、更新がなされること。	○	○		
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。 ・システムの作動は、一旦作動すると、教官席からの入力が必要とすることなく、操縦士の操作で機能すること。 (備考) 機体システムの動作は、機体システムや装備品に関して、飛行機の製造者、装備品のメーカー 又は 承認された代替データより供給されるデータによるものであり、トレーサビリティがあること。 代替データは、最低でも、模擬飛行装置により実施することが認定された訓練タスク、並びに通常操作、異常操作 及び緊急操作における全ての手順について検証する必要がある。	○	○	○	○
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。 ・コントロール・システムは、バックアップ・システムを含め、実機の正常モード及びあらゆる非正常モードの反応を再現するものであり、関連するシステムの故障を反映すること。 ・関連するコックピットの表示とメッセージを再現するものであること。	○	○	○	○

要 件	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
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。			○	○
3.f ・スティック・プッシャー・システムを装備する飛行機においては、操作力、変位量及び舵面位置は実機を模擬したものであること。 ・適合性説明は、飛行機メーカーの設計データ又は他の許容可能なデータソースを使用して、スティック・プッシャー・システムをプログラムし、モデル化されていることを検証したことを示すこと。 ・適合性説明は、少なくとも、スティック・プッシャーの作動時の結果として、スティック・プッシャーの作動とキャンセル・ロジックだけでなく、システムの動的な作動、変位量と操作力も説明すること。 (備考) 付録 A 第 2 章 性能誤差許容範囲 2.a.l0 (スティック・プッシャー・システムの操作力) を参照すること。 この項の要件は、模擬飛行装置をフル・ストール訓練タスクに供用する場合のみ適用する。			○	○
4. 教官又は審査員のための設備				
4.a ・操縦室内には、乗務員の座席の他に、教官や審査員と航空局試験官のため、少なくとも 2 つの適切な座席を有すること。 ・これらの座席から操縦士のパネル及び前方の視界が、適切に見えること。 ・乗務員の座席以外の全ての席は、実機を模したものである必要はないが、十分に床に固定され、適切な拘束装置を装備する必要がある。 (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 を参照すること。	○	○	○	○
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	○	○	○	○

要 件	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
び緊急状態を発生させることが可能であること。				
4.c 教官席において、通常設定可能と考えられる全ての気象環境の効果、例えば、雲、視程、着氷、降水、気温、雷雨、マイクロバースト、タービュランス、中高度及び高高度での風速、風向を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。 (備考) 例：滑走路に誤進入してくる飛行機や、空中での衝突可能性のある飛行機など。			○	○
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、模擬する飛行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。				
5.e.1		○	○	○

要 件	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
(1) ブレーキ・セット時の推力の影響 (2) 滑走路上的振動、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 (4) 着陸装置に関連した衝撃 (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) 失速に近づいた時（及び、該当する場合は失速時）のバフエット (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 (11) 発動機の故障、機能不全及び破損 (12) 胴体後部及び発動機の地面への接触 （備考） 失速の初期兆候としてバフエットが発生すること、又はバフエットが発生しないことが飛行特性として知られている場合、この特性はモデルに含まれるべきである。				
5.e.2 (13) ステアリングとブレーキへの入力に起因する横方向及び機首方向キュー等のタキシング効果 (14) 大気の乱れに起因するバフエット（タービュランスに起因するバフエット、突風、雷雲、ウインドシア等）は 3 軸方向の動きであること。 (15) タイヤ故障時の動的特性 (16) その他、上記に起因しない（RAT 等）又は離陸前のフライト・コントロール・チェックに起因する顕著な振動、バフエットや衝撃			○	○
5.f 操縦室で感知できる飛行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。				○

要 件	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
(備考) 模擬飛行装置は、バフエット特性を測定でき、実機データと比較できるように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配置と視界との関連性が説明されなければならない。			○	○

要 件	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
(備考) 水平視界は、慣例的には 180° の視界とされている。 しかしながら、技術的には水平視界は 176° 以上である。 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操縦士に誤った認識を与えるような状況が含まれる。	○	○	○	○
6.f 夜間の光景では着陸灯の作動を模擬できなければならない。 薄暮の光景を使用する場合についても、着陸灯等の作動が必要である。	○	○	○	○
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又は km）及び滑走路視距離（フィート又は 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 着陸形態での適切な速度、接地帯上の適切な高度において、適切な視程を設定したときの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（所定の許容値の範囲内で）模擬できること。 (備考) この検査は、模擬型式の飛行機の通常進入、着陸に適用される運用範囲内での重量、形態及び速度における、滑走路視距離、グライド・スロープ、ローカイザーのモデリングの正確さを示す。	○	○	○	○

要 件	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
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。	○	○	○	○
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 段階の遮へいを描画する能力を有すること。			○	○
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。	○	○	○	○
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スチャ・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			○	○

要 件	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
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、10,000 の視認可能なテクスチャー化された平面及び 15,000 の視認可能な光点を表示し、かつ 16 の同時に動く物体を表示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、10,000 の視認可能なテクスチャー化された平面及び 6,000 の視認可能な光点を表示し、かつ 16 の同時に動く物体を表示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。 (備考) 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。			○	○

要 件	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
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。			○	○
6.u ビジュアル・システム上で、次の天候の影響を模擬し、それぞれが教官席で制御できること。 (1) 調整可能な雲底、雲頂、雲量とスカッド効果を伴う多層の雲 (2) ストーム・セルの設定／解除 (3) 視程及び霧と部分的な霧の効果を含む滑走路視距離（RVR） (4) 自機の外部灯火の効果 (5) 空港灯火の効果（可変輝度と霧の効果を含む） (6) 路面にコンタミネーションが付着した状態（風によるブローイング効果を含む） (7) 可変な降雨の効果（雨、雹（ひょう）、雪） (8) 雲中での対気速度の効果 (9) 雲に突入・脱出する時の徐々に変化する視程 （備考） スカッド効果とは、定義されている雲の層の下方で、雲底が低くなったり、ちぎれたりする、不規則な雲の状態を指す。 UPRT 訓練の効果を高めるために、必要に応じて大気モデルは、後方乱気流や山岳波の代表的な影響をサポートすること。 山岳波モデルは、山岳波とローター風に見られる、大気の上昇、下降及びロール・レートが表現されること。			○	○
6.v 次のビジュアル効果を提供すること。 (1) 照明灯（ライト・ポール） (2) 路面より浮いた位置にあるエッジ・ライト (3) 低視程下で、直接進入灯火を視認する前の、霧を透かして見えるにじんだ光 （備考） 照明灯（ライト・ポール）と路面より浮いた位置にあるエッジ・ライトは、離陸、着陸及び地上走行の訓練中に、追加の奥行き of 視覚効果を提供するためのものである。実際の支柱や支えの三次元モデリングは必要ない。			○	○

要 件	模擬飛行装置 レベル			
	A	B	C	D
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、音量レベルの設定の表示があること。 (備考) レベル D の模擬飛行装置では、この表示は、教官が必要な音量レベルの設定をこの付録の第 2 章の性能誤差許容範囲に示される要件に合うよう教官席で容易に利用可能であること。 他のレベルの模擬飛行装置では、この表示は、模擬飛行装置の初回認定検査時に評価された、音量レベルの設定となっている。	○	○	○	○
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超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。 ・ 音源の方向が表現できること。 また、適合性の説明が要求される。 (備考) フル・ストール訓練の認定を取得する模擬飛行装置は、もし失速時のバフエットに関する音が実機において顕著であれば、それを模擬すること。			○	○
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。また、認定検査ガイドを構成する一部として取り扱われる。				○

付録A 第1章 補足1：高迎え角モデルの評価

1. 適用

この補足は、失速警報装置の作動する迎え角を超えて行われる失速時の操作に関する訓練要件を満たすために使用される全ての模擬飛行装置に適用する。この補足は、失速の初期兆候時に回復を行う、失速への接近時の操作に関してのみ認定を受ける模擬飛行装置には適用しない。この補足の内容は、付録A 第1章、第2章及び第3章を補足することを意図している。

2. 一般要件

高迎え角モデリングに関する要件は、失速（フル・ストール）を認識する迎え角から回復までにおいて、進行する失速を認識させるキュー、性能及び操縦特性を評価することを意図している。飛行試験データに対する厳密な時系列ベースの評価は、失速している飛行のような、不安定かつ潜在的に状態が変わりがちな飛行領域で、空力モデルを十分に検証できない場合がある。その結果、第2章で定義される性能検査要件は、失速（フル・ストール）を認識する迎え角以上においては、パラメーターに関する厳密な許容範囲を記載していない。こうした許容範囲を定める代わりに、適合性説明において、失速空力モデルを開発するために使用されたソース・データ及び手法を定義することを要求している。

3. 模擬の忠実度の要件

フル・ストール訓練操作の評価に関して定めた要件は、以下のレベルの忠実度を提供することを意図している。

- a. （失速警報装置又は空力的失速バフエットのよう）失速の初期兆候における飛行機の型式特有の認識のキュー
 - b. 空力的失速が差し迫っていることについての、飛行機の型式特有の認識のキュー
 - c. 失速からの回復訓練を正常に完了できるようにするため、模擬する飛行機を十分に「代表」した失速の発生から回復までの認識のキュー及び操縦特性
- 失速時の操作の評価において、「代表」の用語は、訓練目的を十分に達成するために模擬する飛行機型式に特有の忠実性を有する水準であるものとして定義される。

4. 適合性説明（空力モデル）

少なくとも、以下の事項が記載されていること。

a. ソース・データ及びモデリング手法

適合性説明において、空力モデルの開発に使用したソース・データを特定すること。これらのデータソースは、実機製造者、模擬飛行装置の製造者又は航空局が受け入れ可能な他のデータ提供者からのものであること。特に重要なことは、少なくともフラップ上げ及びフラップ下げの飛行形態で、 α/β エンベロープ形式により図示することである。飛行試験データについては、フラップ設定毎に、失速の初期兆候を超える迎え角での空力モデルを定義するために使用する操作のリストを提供しなければならない。飛行試験データによる失速モデルの開発及び検証が非現実的である場合（例えば、特定の迎え角を超えた飛行試験データの収集について安全上の懸念がある場合）、データ提供者は、分析方法及び経験的なデータ（例えば、風洞データ）を使用し、必要とされる迎え角の範囲の失速モデルの開発を合理的に試みることが期待される。

b. 有効範囲

模擬飛行装置の申請者は、訓練に有効な空力モデルを迎え角及び横滑りの範囲で明示しなければならない。失速からの回復訓練のために、失速（フル・ストール）を認識する迎え角より少なくとも10度を超えた領域で、十分な空力モデルの忠実度があることを示さなければならない。この有効範囲を判断するため、失速を認識する迎え角は、以下の特徴が1つ以上起こる迎え角であって、操縦士が迎え角の更なる増加を止めるために明確かつ特有の兆候を得る迎え角として定義される。

- i. 縦揺れ制御をフル・アフト・ストップ（full aft stop）に2秒間操舵しても縦揺れの更なる増加が起らず、降下率を抑制することができない状態
- ii. 操縦入力に関連しない機首下げ縦揺れの発生。操縦入力に関連しない横揺れの動きを伴うこともある。
- iii. 迎え角の更なる増加を脅威と感じさせるほどのバフエットの強さと激しさ。
- iv. スティック・プッシャーの作動

モデルの有効範囲では、訓練において操縦士が当初スティック・プッシャーに反する操作をした場合の実機の動的応答を模擬することができなければならない。

失速エンベロープ・プロテクション・システムを装備した飛行機については、モデルの有効範囲は、プロテクション・システムが無効、又は機能低下（ピトー／スタティック・システムの故障などによるフライト・コントロール・モードの機能低下による）状態における失速認識迎え角を10度超えた迎え角まで含まなければならない。

c. モデルの特性

モデルが有効であると明示した範囲内において、飛行機の型式によって当てはまる以下の失速特性について、適合性説明がなされ、空力モデルに組み込まれていなければならない。

- i. 静的／動的な横方向と偏揺れ方向の安定性の低下
- ii. 制御応答性の低下（縦揺れ／横揺れ／偏揺れ）
- iii. 操縦入力に関連しない横揺れの増加、又は修正に大きな操作を必要とするロール・オフ
- iv. 再現性の無い反応の発生
- v. 縦安定の変化
- vi. 失速ヒステリシス
- vii. マック効果
- viii. 失速バフエット
- ix. 迎え角変化率の効果

これらの特性に対応する手段の概要が提供されなければならない。

5. 適合性説明

申請者は、飛行機の失速特性の知識が豊富な「経験豊富な操縦士」により主観的に模擬飛行装置を評価されていることを確認した適合性説明を提供しなければならない。模擬飛行装置の失速特性の評価を行う「経験豊富な操縦士」は以下の要件を満たさなければならない。

- a. 模擬する飛行機の型式限定／資格を有すること。
- b. 模擬する飛行機と同じ型式の飛行機において、失速時の操作を実際に実施した経験を有すること。
この失速の経験には、失速を識別するのに十分な迎え角（例えば、脅威を感じさせるような激しいバ

フェット、スティック・プッシャーの作動) から安定した飛行への回復まで、手動による操縦操作を含まなければならない。

- c. 失速の経験が、異なる型式の飛行機のものである場合、飛行機特有の失速認識のキュー及び操縦特性の違いは、利用可能な文書を使用して対応しなければならない。この文書は、飛行機運用マニュアル、飛行機製造者の飛行試験報告書又はその飛行機の失速特性を記載するその他の文書を含む場合がある。
- d. 模擬飛行装置で実施されるフル・ストール訓練の操作（例えば、一般的な飛行機の形態、失速への入り方等）及び必要な訓練目的を達成するために必要なキューについてよく知っていなければならない。この要件の目的は、失速モデルが一般的な飛行機の形態で十分に評価されること、及び訓練で実施されるであろう失速への入り方を確認することである。

模擬飛行装置の失速モデルが当初に評価された内容から変更されない限り、失速訓練について初回認定を受ける時のみ適合性説明が要求される。模擬飛行装置が、航空局が認めるエンジニアリング・シミュレーター又はディベロップメント・シミュレーターと共通の空力モデル及びフライト・コントロール・モデルを有する場合、航空局は失速特性がエンジニアリング・シミュレーター又はディベロップメント・シミュレーターにおいて「経験豊富な操縦士」により主観的に評価されていることを確認したデータ提供者からの適合性説明を受け入れる。

模擬飛行装置の申請者は、「経験豊富な操縦士」の経験要件からの逸脱について、航空局から承認を得られるよう要請を提出してもよい。この要請には、以下の情報を含めなければならない。

- i. 経験要件を満たす適切な操縦士を実質的に配置することができない理由。
- ii. 訓練目的を達成するために必要な失速を認識させるキュー及び操縦特性を、模擬飛行装置が提供することができることを主観的に評価するための代替方法。

付録A 第1章 補足2：UPRTの操作の評価

1. 適用

この補足は、アップセット・プリベンション・アンド・リカバリー・トレーニング（UPRT）の操作に使用されるシミュレーターに適用する。この補足では、飛行機のアップセットは、飛行機がライン運航又は訓練において通常経験される以下の一般的なパラメーターを意図せず超える条件のもと、規定している。

- a. 25 度を超える機首上げ姿勢
- b. 10 度を超える機首下げ姿勢
- c. 45 度を超えるバンク角
- d. これらのパラメーターが上記を超えない範囲にあっても、飛行条件に不適切な対気速度での飛行

この補足により、飛行機をアップセット状態にリポジショニングした状態で、又は結果として操縦士がアップセット状態に陥る（例えば、気象現象やシステム故障のような）意図的な模擬環境を与えた状態で、訓練操作を行わせることに使用する模擬飛行装置の評価及び認定を行うことができる。

2. 一般要件

本章の UPRT 認定のための一般要件は、UPRT 操作に使用する模擬飛行装置を認定するために必要な 3 つの基本要素を定義する。

a. 模擬飛行装置での訓練エンベロップ

有効な UPRT は、下記 3. 項で定義されるように、模擬飛行装置の検証エンベロップの、高い及び中程度の信頼性領域内で行われるべきである。

b. 教官へのフィードバック

アップセットからの回復訓練を達成する際に、訓練乗員のパフォーマンスを適切に評価するため、最低限のフィードバックを教官／評価者に提供すること。

c. アップセット・シナリオ

動的なアップセット・シナリオ又は飛行機システムの故障が模擬飛行装置で飛行機のアップセット状態を模擬する場合、アップセットを誘発させるのに必要な何らかの故障又は機能低下を伴ってどのようにシナリオが進行するのかを記載した特定のガイダンスが、教官席において教官が利用できること。

3. 模擬飛行装置の検証エンベロップ

この補足において、「飛行エンベロップ」とは、模擬飛行装置が実機と類似の応答をするという一定の信頼性の中で飛行することが可能である領域全体を指す。

このエンベロップは、次の 3 つに分類される。

a. 飛行試験の検証領域

これは、飛行試験データで検証されている飛行エンベロップの領域であり、一般的に、認定検査ガイドに組み込まれる飛行試験データ及び最低基準以上にモデルを拡張するために使用される他の飛行試験データと、模擬飛行装置の性能を比較することによって検証される。この領域内では、シミュレーターは飛行機と類似の応答をするということについて高い信頼性がある。この領域は、認

定検査ガイドにおいて検査されているものに厳密に限定されるものではない。空力の数学的モデルが飛行試験結果に適合しているかぎり、数学的モデルのそのような直接検査されていない部分であっても飛行試験の検証領域内にあるとみなすことができる。

b. 風洞試験／分析領域

これは、模擬飛行装置が飛行試験データとは比較されていない飛行エンベロープの領域であるが、空力モデルを定義するための風洞試験又は他の信頼できる予測方法（一般的には飛行機製造者によるもの）の使用による領域である。（補足 1 に記載されるように）「代表」となる失速モデルの定義に従って評価されている空力モデルの拡張は、明確に示されなければならない。この領域内では、シミュレーターは飛行機と類似の応答をするということについて中程度の信頼性がある。

c. 推定領域

これは、飛行試験による検証領域及び風洞／分析領域以外の推定された領域である。推定は、線形推定としてよく、推定される前の最終値、又は他のいくつかの値が保持される。推定データが飛行機製造者又はシミュレーターの製造者により提供されるのであれば、それは「最良の推定」のみである。この領域内では、シミュレーターは飛行機と類似の応答をするということについて信頼性が低い。この領域に少し入った状態は、まだ模擬飛行装置の忠実度において中程度の信頼性レベルがある場合がある。しかし、教官は、模擬飛行装置の応答が実際の飛行機とは違う可能性があることに注意すべきである。

4. 教官へのフィードバック機能

UPRT の操作訓練中に、教官／評価者が訓練乗員にフィードバックを与えるため、行った操縦操作が正常であったかの見極めに影響を及ぼす可能性のある、模擬の信頼性、訓練乗員の操縦入力の大さき、及び飛行機の運用限界を示す追加情報が利用可能であること。少なくとも、以下の事項が教官／評価者に利用可能でなければならない。

a. 模擬飛行装置の検証エンベロープ

模擬飛行装置は、模擬飛行装置の検証エンベロープに関して模擬飛行装置の予想される模擬の信頼性を表示する機能を有しなければならない。これは、教官卓へ横滑りと迎え角のクロス・プロット（迎え角（ α ）／横滑り角（ β ））を表示するものであるか、又は操作中に模擬飛行装置の信頼性のレベルを明確に伝える他の代替方法としてもよい。このクロス・プロット又は他の代替方法は、少なくともフラップ上げ及びフラップ下げに関連する有効な領域を表示しなければならない。この検証エンベロープは、空力データ提供者により導出されたものか、又は（飛行機製造会社のような）元の空力データを提供した者から提供された情報及びデータソースを使用して導出されたものでなければならない。

b. 操縦入力

模擬飛行装置は、アップセットの回復操作中に、教官／評価者が訓練乗員の操縦入力を評価するための機能を有しなければならない。操縦力（操縦士の操縦装置に対する力）、及びフライ・バイ・ワイヤの飛行機については飛行制御則モードのような追加のパラメーターは、このフィードバック機能の中で同様に表示されなければならない。変位量が操縦入力となるパッシブ型のサイドスティックについては、操縦士の操縦装置に対する力を表示する必要はない。この機能には、時系列又は操縦位置を記録する他の同等の方法を含めなければならない。

c. 飛行機の運用限界

模擬飛行装置は、教官／評価者に飛行機の運用限界に関する情報をリアルタイムで提供する機能を有しなければならない。模擬する飛行機のパラメーターは、リアルタイムに動的に表示され、且つ時系列又は同等の形式でも提供されなければならない。少なくとも、以下のパラメーターが教官に利用可能でなければならない。

- i. 失速速度及び最大運用限界速度 (V_{mo}/M_{mo}) を含む、対気速度及び限界対気速度
- ii. 荷重倍数及び運用荷重倍数の限界
- iii. 迎え角及び失速認識の迎え角

失速（フル・ストール）を認識する迎え角の定義に関する情報は、補足 1 の 4. b. を参照すること。
このパラメーターは模擬飛行装置検証エンベロップと合わせて表示してもよい。

【情報】

模擬飛行装置の α/β エンベロップ図及び教官席のフィードバック機能の例を、以下の図 1 及び図 2 に示す。以下の例は、教官席のディスプレイに必要な UPRT フィードバック・パラメーターを表示するための 1 つの可能な方法に関するガイダンス資料として示したものである。模擬飛行装置の申請者は、必要なパラメーターを提供し、訓練プログラムの目的をサポートする他の方法やフィードバック機能を開発してもよい

図 1 迎え角/横滑り角エンベロップ・プロットの例

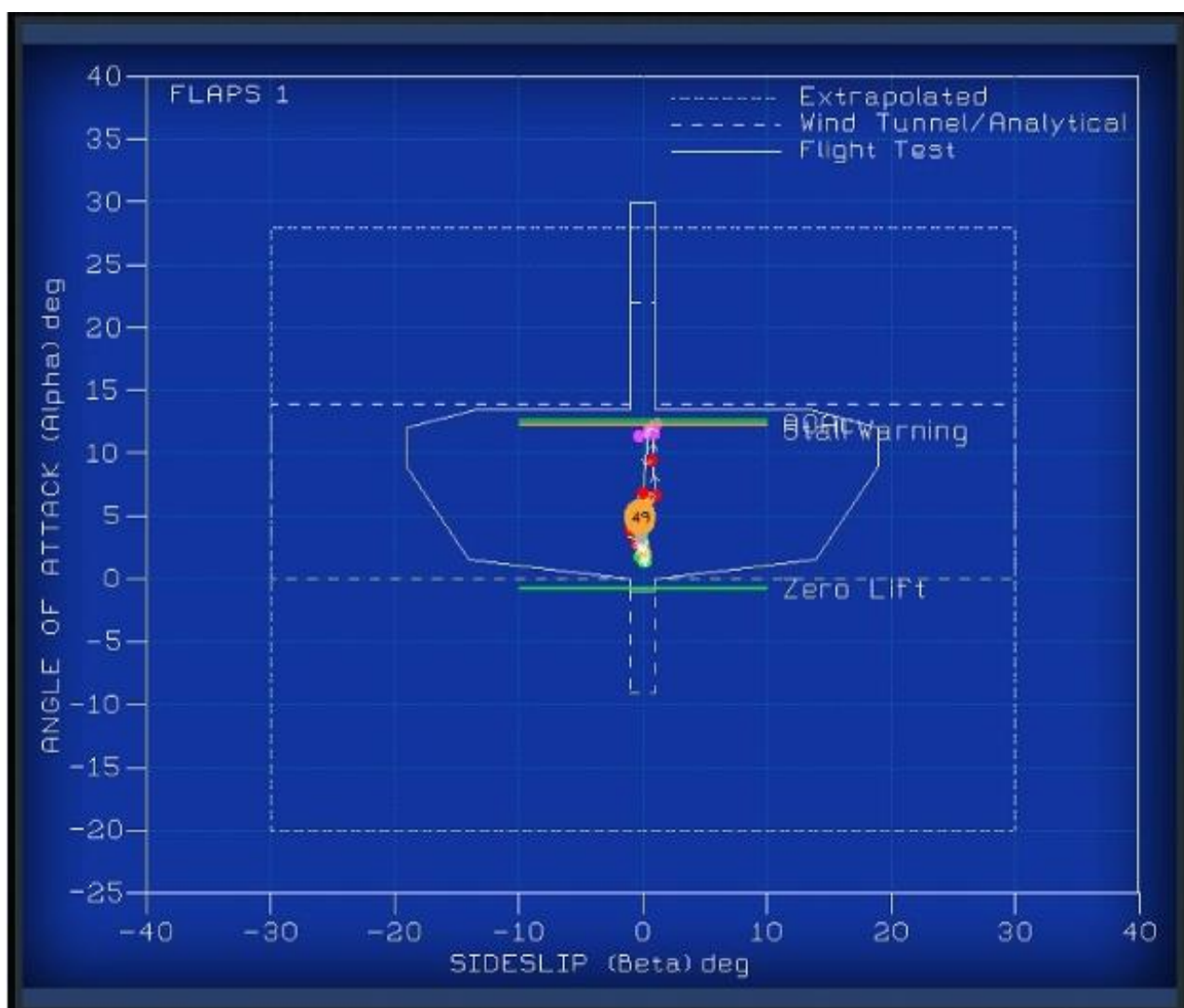


図2 教官へのフィードバック画面の例



付録A 第1章 補足3：発動機及び機体への着氷の影響の評価

1. 適用

この補足は、発動機及び機体への着氷時の訓練要件を満たすために使用される模擬飛行装置に適用する。飛行中の着氷を認識し回復する訓練目的に供する飛行機特有の着氷モデルを明確にするため、シミュレーター認定に関する新たな一般要件及び性能要件が追加されている。

2. 一般要件

発動機及び機体への着氷に関する認定は、訓練で使用する着氷モデルを開発する際に考慮されなければならない以下の要素からなる。

- a. 着氷モデルは、氷層が蓄積していくことの認識、及び必要な対応を実施するにあたり、必要な特有のスキルを訓練することを考慮して開発されなければならない。
- b. 着氷モデルは、飛行機製造者の供給するデータ又は他の適切な分析方法によって決定される飛行機特有の認識のキューを含んだ形で開発されなければならない。
- c. 少なくとも1つの認定された着氷モデルは、そのモデルが正しく組み込まれ、訓練に必要な正しいキューを生成することを実証するために、性能検査がなされなければならない。

3. 適合性説明

本章の2.j.に記載される適合性説明は、飛行機特有の着氷モデルに関する模擬飛行装置の認定をサポートするため、以下の情報を含めなければならない。

- a. 飛行中に遭遇する典型的な着氷により予想される、飛行機特有の認識のキュー及び性能低下の影響に関する説明。典型的なキューには、全般的な抗力の増大の影響に加えて、揚力の損失、失速（フル・ストール）迎え角の減少、ピッチング・モーメントの変化、操縦効果の減少及び操縦力の変化が含まれる場合がある。この説明は、飛行機製造者の供給するデータ、事故／インシデントのデータ、又は他の受け入れ可能なデータソースのような関連するソース・データに基づいていなければならない。特定の機体において、（過冷却下での大きな着氷や尾翼への着氷のような）特定の訓練が必要な、ある特定の種類の着氷による脆弱性が（事故／インシデントの履歴により）実証されている場合、訓練要件に対応する着氷モデルが開発されなければならない。
- b. 認定を受ける着氷モデルの開発に使用されるデータソースの説明。受け入れ可能なデータソースは、飛行試験データ、飛行機の型式証明データ、飛行機製造者のエンジニアリング・シミュレーション・データ、又は確立された技術方針に基づく他の分析方法であるが、これらに限るものではない。

4. 性能検査

第2章 2.i項の目的は、適合性説明に記載される着氷モデルが正しく組み込まれて、承認されたデータソースで定義されるような適切なキュー及び影響を実証することである。少なくとも1つの着氷モデルが検査で選択され、それを マスター認定検査ガイドに含めなければならない。発動機及び機体への着氷に対する影響を確認するため、2つの検査が必要である。1つは、着氷無しでの模擬飛行装置の基本状態を実証するもの（ベースライン検査）であり、もう1つは、ベースライン検査に比して、着氷の空力的影響を実証するものである。

a. 記録するパラメーター

マスター認定検査ガイドの2つの必要な検査それぞれにおいて、以下のパラメーターが時系列の記録として作成されなければならない。

- i. 高度
- ii. 対気速度
- iii. 垂直加速度
- iv. 発動機の出力／設定
- v. 迎え角／縦揺れ角
- vi. 横揺れ角
- vii. 操舵入力
- viii. 失速警報及び失速バッフェットの発生
- ix. 必要に応じ、着氷の影響を実証するためのその他のパラメーター

b. 実証における操縦操作

模擬飛行装置の申請者は、適合性説明に示す着氷モデルを選択しなければならない。高迎え角の領域においては、トリムがとれた状態から失速への接近時、又はトリムが取れた状態から失速（フル・ストール）のうち、模擬飛行装置が模擬するいずれか最大の迎え角までの範囲で、選択した着氷モデルに対応した着氷の影響を、ベースライン（着氷が生成されていない状態）での検査と比較することにより実証しなければならない。なお申請者がフル・ストール訓練を行わない場合、高迎え角モデルに関わる要件は適用されないために、迎え角の模擬範囲は、揚力係数最大値（CLmax）を超える迎え角の範囲まで実証する必要はない。この場合の実証の意図は、スティック・シェーカー作動及び初期バッフェットが発生するところを超えた迎え角の範囲内で、回復操作訓練を行うに十分な効果があり、かつ空力モデルに連続性があることを確認することで、着氷の模擬に問題がないことを実証することにある。この場合での機体への着氷モデルの実証は、この迎え角の範囲でスティック・シェーカー（または他の警告）が作動し、かつ着氷条件下でバッフェットが起こるように行えば良い。着氷モデルは、機体、揚力翼面及び発動機への着氷の発生を認識するために必要なキューを実証し、回復が実行できる程度での代表的な性能低下及び操縦特性の低下を提供するものでなければならない。模擬する飛行機に応じてあらわれる典型的な認識のキューは、以下の通り。

- i. 失速（フル・ストール）迎え角の減少
- ii. 失速速度の増加
- iii. 失速バッフェットを認知する速度の増加
- iv. ピッチング・モーメントの変化
- v. 失速バッフェット特性の変化
- vi. 操縦効果又は操縦力の変化
- vii. 発動機への影響（出力の変化、振動等）

空力的な影響の一貫性を評価するため、操縦操作中は着氷が初期から一定量に維持するようにして実施してもよい。

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： ±3 ft (0.9 m) 又は±20 %	地上		○	○	○	主車輪と前車輪の旋回の軌跡と発動機の主要パラメーターを記録すること。 データはブレーキを使用せず最小推力にて安定した旋回のものであること。 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飛行機を除く。
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5 kt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)のいずれかの検査にて、少なくとも1回は、実機製造者が一般的に指定する、承認を受けた離陸時のフラップ位置で実証されなければならない。							
1. b. 1 地上加速時間 及び距離	加速時間： ±1.5 sec 又は±5 % 距離： ±5 %又は ±200 ft (61 m)	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。 実機の型式証明時に用いる事前データの使用は許容される。

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	
							通常離陸(1. b. 4)又は離陸中止(1. b. 7)と同時に実施してもよい。プロットされたデータは、記録された区間での操縦の結果が評価できるように適切なスケールを使用して示されること。
1. b. 2 該当する耐空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	機体の横方向の最大偏向到達点： ±25 %又は ±5 ft (1.5 m) 可逆式操縦システムを持つ飛行機： 方向舵の操縦力： ±5 lb (2.2 daN) 又は±10 %	離陸	○	○	○	○	模擬飛行装置における発動機不作動速度は実機の発動機不作動速度の±1 kt 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 V1-10 kt 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

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	
							まま空力制御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：キャストリング）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。
1. b. 3 最小アンステック速度（Vmu） 又はこれと等価な早期引き起こし離陸特性	対気速度：±3 kt 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。 時系列データの記録は機首引き起こし操作開始時点の速度の10 kt 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、代替検査方法として、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、

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。 これらの代替検査方法のいずれかを適用する場合、後部胴体接触/尾部接地保護機能が装備されている場合は、当該機能が作動すること。
1. b. 4 通常離陸	対気速度：±3 kt 縦揺れ角：±1.5 ° 迎え角：±1.5 ° 高度：±20 ft (6 m) 操縦桿の操縦力(可逆式操縦システムに適用)： ±5 lb (2.2 daN) 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 200 ft (61 m)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)に使用することができる。 プロットされたデータは、記録された区間での操縦の結果が評価できるように、

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	
							適切なスケールを使用して示されること。
1. b. 5 臨界発動機不作 動時の離陸	対気速度：±3 kt 縦揺れ角：±1.5 ° 迎え角：±1.5 ° 高度：±20 ft (6 m) 横揺れ角：±2 ° 横滑り角：±2 ° 方位角：±3 ° 以下は可逆式操縦シ ステムに適用： 操縦桿の操縦力： ±5 lb (2.2 daN) 又は±10 % 操縦輪の操縦力： ±3 lb (1.3 daN) 又は±10 % 方向舵の操縦力： ±5 lb (2.2 daN) 又は±10 %	離陸	○	○	○	○	対地高度が少なくとも 200 ft (61 m) 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±3 kt 以内であること。 検査は最大離陸重量付近の重量で行うこと。
1. b. 6 横風離陸	対気速度：±3 kt 縦揺れ角：±1.5 ° 迎え角：±1.5 ° 高度：±20 ft (6 m) 横揺れ角：±2 ° 横滑り角：±2 ° 方位角：±3 ° 対地速度 40 kt 以下で、ラダー・ペダルと方位は正しい傾向であること 以下は可逆式操縦シ ステムに適用： 操縦桿の操縦力：	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 200 ft (61 m) 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、滑走路から 33 ft (10 m) の高さで測定された、飛行機の性能データの少なくとも 60 % の横風成分を含む風速データで行うこと。 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

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	
	$\pm 5 \text{ lb}$ (2.2 daN) 又は $\pm 10 \%$ 操縦輪の操縦力： $\pm 3 \text{ lb}$ (1.3 daN) 又は $\pm 10 \%$ 方向舵の操縦力： $\pm 5 \text{ lb}$ (2.2 daN) 又は $\pm 10 \%$						よって構成されること。 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 $\pm 1.5 \text{ sec}$ 距離： $\pm 7.5 \%$ 又は $\pm 250 \text{ ft}$ (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。 最大離陸重量付近の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。 最大ブレーキによるデータがない場合は、代替検査として 80 % のブレーキと最大逆推力を用いて検査を行うこと。
1. b. 8 離陸後の発動機 不作動時の動的 特性	機軸角の変化率： $\pm 20 \%$ 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

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てよい。 コンピューターによって制御された飛行機については、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：±3 kt 上昇率： ±5 %又は ±100 ft/min (0.5 m/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できる。 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 1,000 ft(300 m)以上の区間を記録すること。
1. c. 2 1 発動機不作動時の第 2 セグメント上昇	対気速度：±3 kt 上昇率： ±5 %又は ±100 ft/min	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、実機性能マニユア

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	
	(0.5 m/sec) ただし、実機の性能要件を下回らないこと。						ル・データにより代替することができる。 重量、高度又は気温が性能限界の状態での検査を行うこと。 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 1,000 ft (300 m) 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 5,000 ft (1,550 m) 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できる。
1. c. 4 1 発動機不動作時の進入上昇（着氷気象状態での運航が承認された飛行機の場合）	対気速度：±3 kt 上昇率： ±5 %又は ±100 ft/min (0.5 m/sec) ただし、実機の性能要件を下回らないこと。	進入	○	○	○	○	着氷気象状態での進入時に適用されるであろう、認められた最大着陸重量付近の重量で検査すること。 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できる。 模擬飛行装置の性能は、少なくとも 1,000 ft (300 m) 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、フラップを着陸復行位置に設定した状態で検査を

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	
							行うこと。 着氷気象状態での進入時における実機の性能要件に従って、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を用い、対気速度が最低 50 kt 増加するまでの時間を記録すること。 運用対気速度の範囲が小さい飛行機の場合は、速度変化を運用対気速度の変化の 80 %まで減じてもよい。
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 50 kt 以上減少する時間まで記録すること。 運用対気速度の範囲が小さい飛行機の場合は、速度変化を運用対気速度の変化の 80 %まで減じてもよい。
1. d. 3 巡航性能	EPR：±0.05 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

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	
							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：±3 kt 降下率： ±200 ft/min (1.0 m/sec) 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 1,000 ft (300 m) 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：±5 kt 降下率： ±300 ft/min (1.5 m/sec) 又は±5 %	実機の性能データによる	○	○	○	○	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 3,000 ft (900 m) 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)	時間： ±1.5 sec 又は±5 % 距 離 (4,000 ft (1,220 m) まで)： ±10 %又は ±200 ft (61 m) (いずれか小さい方) 距 離 (4,000 ft (1,220 m) 以上)： ±5 %	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。 着陸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	
							グラント・スポイラーの位置及びブレーキ系統の圧力をプロットすること。(該当する場合)
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： ±1.5 sec 又は±5 % 距離： ±10 %又は ±200 ft (61 m) (いずれか小さい方)	着陸	○	○	○	○	逆推力を開始した速度から、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。 着陸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できる。 グラント・スポイラーの位置をプロットすること。(該当する場合)
1. e. 3 停止距離、 濡れた滑走路において車輪ブレーキを使用した場合	距離： ±200 ft (61 m) 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用すること。 代替手段として、乾燥した滑走路で停止距離を求める飛行試験データと、付着物のある滑走路における制動力の減衰効果から算出されたエンジニ

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	
							アリング・データを使用することができる。
1. e. 4 停止距離、 凍結した滑走路 において車輪ブ レーキを使用し た場合	距離： ±200 ft (61 m) 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 距離を求める飛行試 験データと、付着物の ある滑走路における 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（代替エンジンにより検査を行う場合には、本章補足 1 1 を参照のこと）							
1. f. 1 加速時間	Ti： ±10 %又は ±0.25 sec 及び Tt： ±10 %又は ±0.25 sec	進入又は着陸	○	○	○	○	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 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、進 入復行推力の 90 % 応答するまでの総時 間 Ti 及び Tt を評価す るために、アイドル 推力から進入復行推 力にかけての応答全 体を、臨界発動機の パラメータの増分変 化で示すこと。
1. f. 2 減速時間	Ti：	地上	○	○	○	○	Ti＝スロットル・レバ ーを操作開始後、臨 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	
	$\pm 10\%$ 又は $\pm 0.25\text{ sec}$ 及び Tt : $\pm 10\%$ 又は $\pm 0.25\text{ sec}$						発動機パラメーターが 10 %応答するまでの総時間 $T_t = \text{スロットル・レバーを操作開始後、最大離陸推力から } 90\% \text{ まで減少するまでの総時間}$ T_i 及び T_t を評価するために、最大離陸推力からアイドル推力にかけての応答全体を、臨界発動機のパラメーターの増分変化で示すこと。

2. 操縦特性

2. a 静的操縦

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、操舵面の位置に対する操縦力の試験は適用されない。

制御装置(ピッチ、ロール、ヨー)の位置に対する操縦力又は時間は、操縦装置で測定されること。

外部検査器具に代わる操縦装置の代替検査手法では、模擬飛行装置に組み込まれた記録・測定機能を使用することが望ましい。

計測装置から得られる操縦力及び位置のデータは、そのまま記録し、実機のデータと照合すること。

模擬飛行装置に内蔵された計測装置が、外部計測器を用いた静的操縦検査、もしくはその他の同等の検査によって、その精度が確認されて、その比較結果が満足できるものであったことを示す証拠が認定検査ガイドに含まれていれば、内蔵計測装置を初回認定と定期検査での操縦装置の該当する検査の用に供することができる。

外部の計測器による内蔵計測装置の校正は、コントロール・ローディング・システムへの大改造・大修理の際には都度実施されなければならない。

このような計測装置を恒久的に内蔵させることにより、検査の度に外部装置を取り付ける作業時間の浪費を無くすることができる。

操縦装置の静的検査及び動的検査は、適用する実機データと同等のフィード・プレッシャー 又は インパクト・プレッシャーで実施されること。

静的操縦検査において、操縦系統が模擬飛行装置の内部で機械的につながっていない場合、左右の操縦装置で検査を行うこと。

両方の操縦系統にいずれか一方の操縦系統のデータを適用する場合、データ提供者からの根拠が求められる。

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	
操縦装置が模擬飛行装置の内部で機械的につながっている場合、1 系統のみ検査を実施すればよい。							
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： ±2 lb (0.9 daN) 操縦力： ±5 lb (2.2 daN) 又は±10 % 昇降舵の舵面位置： ±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。 検査結果は、静的縦安定や失速の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。
2. a. 1. b	(欠番)						
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： ±2 lb (0.9 daN) 操縦力： ±3 lb (1.3 daN) 又は±10 % 補助翼の舵面位置： ±2 ° スポイラーの舵面位置： ±3 °	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、発動機不作動時のトリムや定常横滑りの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。
2. a. 2. b	(欠番)						
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： ±5 lb (2.2 daN) 操縦力： ±5 lb (2.2 daN) 又は±10 % 方向舵の舵面位置： ±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。 検査結果は、発動機不作動時のトリムや定常横滑りの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。
2. a. 3. b	(欠番)						
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 lb (0.9 daN) 操縦力： ±3 lb (1.3 daN) 又は±10 % 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。

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. 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	○	○	○	○	この検査の目的は、模擬飛行装置の舵面位置及び計器指示が操縦装置モデルの計算値と同等であることを確認するものである。
2. a. 7 縦トリムの変化率	変化率： ±10 %又は ±0.1 °/sec	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。 コンピューターによって制御された飛行機については、代表的な飛行試験条件が使用されること。
2. a. 8 発動機のパラメーターに対する出力レバー角	発動機パラメーターが一致するとき： 出力レバー角度： ±5 ° ディテントと一致しているとき： N1：±3 % 又はEPR：±0.03 又はトルク：±3 % 又は等価なパラメーター	地上	○	○	○	○	全発動機のパラメーターを同時に記録すること。 許容範囲は、飛行機のデータに対して適用される。 出力レバー・ディテントがある機体では、全てのディテントと、（実際に運用される）少なくともディテントとエンド位置の間の任意の位置で検査を行うこと。

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	
	出力レバーが角度によって調整されない場合： ±2 cm (0.8 in)						ディテントが無い機体は、エンド位置に加えて他に少なくとも3箇所の位置で検査を行う。 プロペラ機の場合、プロペラ・レバーに代表されるような別のレバーがある場合は、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。 適切な発動機制御装置(ハード・ウェア、ソフト・ウェア)を使用していれば、試験飛行機又はエンジニアリング・テスト・ベンチのデータを使用することができる。
2. a. 9 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	操縦力： ±5 lb (2.2 daN) 又は±10 % ブレーキ油圧： ±150 psi (1.0 MPa) 又は±10 %	地上	○	○	○	○	模擬飛行装置のコンピューター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すこと。 左と右のブレーキ・ペダルを検査すること。
2. a. 10 スティック・プッシャー・システムの操作力(該当する場合)	操縦桿操作力： ±5 lb (2.2 daN) 又は±10 %	地上又は上空			○	○	スティック・プッシャー・システムが作動することにより生じる、操縦桿の操作力の変位を検査する。

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	
							当該検査は、上空におけるスティック・プッシャーの応答を満たすように失速防止装置を作動させる方法を用い、地上で実施することができる。 航空局が許容した場合、飛行機製造者の設計データを用いることができる。 操縦桿の操縦力の検査に、失速特性の検査(2. c. 8. a)を併せることで、この検査の要件を満たすこともできる。 当該検査は、模擬飛行装置を失速（フル・ストール）状態からの回復訓練に使用する場合にのみ適用する。
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。 検査方法の詳細は本章の補足 2 を参照すること。							
2. b. 1 縦揺れ操縦	アンダーダンプド・システムの場合： T(P0)： P0 の±10 % 又は±0.05 sec T(P1)： P1 の±20 % 又は±0.05 sec T(P2)：	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。 （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。）

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	
	P2 の $\pm 30\%$ 又は $\pm 0.05 \text{ sec}$ T(Pn) : Pn の $\pm 10(n+1)\%$ 又は $\pm 0.05 \text{ sec}$ T(An) : 1 回目のオーバーシュートの振幅の $\pm 10\%$ 又は最大可動範囲の $\pm 0.5\%$ 変位の残留域 : 初期変位の $\pm 5\%$ 又は最大可動範囲の $\pm 0.5\%$ オーバーシュート : ± 1 回 (少なくとも 1 回のオーバーシュート) 安定位置は変位の残留域内にあること。 残留域外の最後のオーバーシュート以降の周期及び振幅に許容範囲を適用してはならない。 残留域内の振動は重要とみなさず、許容範囲を適用しない。 オーバーダンプド・システム及びクリティカル・ダンプド・システムのみ適用 : T(P0) : P0 の $\pm 10\%$ 又は $\pm 0.05 \text{ sec}$						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 を参照すること。 オーバーダンプド・システム及びクリティカル・ダンプド・システムについては補足 2、図 2-2 を参照すること。

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	
2. b. 2 横揺れ操縦	2. b. 1 に同じ	離陸、巡航 及び着陸			○	○	データは通常の操縦 操作変位内のものでは あること。 (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。) 検査方法の詳細は本 章の補足 2 を参照す ること。 オーバーダンプド・シ ステム及びクリティ カル・ダンプド・シス テムについては、補足 2、図 2-2 を参照する こと。
2. b. 3 偏揺れ操縦	2. b. 1 に同じ	離陸、巡航 及び着陸			○	○	データは通常の操縦 操作変位内のものでは あること。(全域の約 25 %から 50 %) 検査方法の詳細は本 章の補足 2 を参照す ること。 オーバーダンプド・シ ステム及びクリティ カル・ダンプド・シス テムについては、補足 2、図 2-2 を参照する こと。
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 検査中の機体の縦 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。 (縦揺れ率 約 0.5 か ら $2^{\circ}/\text{s}$)

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	
							検査は両方向について行う。 操縦装置への入力5秒前から、少なくとも5秒後までを記録すること。 一つの検査で両方向を検査する場合は、反対方向に操作する前に少なくとも5秒置くこと。 コンピューターによって制御された飛行機については、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 $2^{\circ}/\text{s}$) 本検査は1方向で行う。 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5秒前から、少なくとも5秒後までを記録すること。 一つの検査で両方向を検査する場合は、反対方向に操作する前

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	
							に少なくとも 5 秒置くこと。 コンピューターによって制御された飛行機については、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： $\pm 0.15^{\circ}/\text{sec}$ 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 $2^{\circ}/\text{s}$) 本検査は両方向について行う。 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。 一つの検査で両方向を検査する場合は、反対方向に操作する前に少なくとも 5 秒置くこと。 コンピューターによって制御された飛行機については、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：	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

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	
	±20 %又は ±1.5 °						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。 コンピューターによって制御された飛行機については、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变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： ±20 %又は ±1.5 °	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。 コンピューターによって制御された飛行機については、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： ±20 %又は ±1.5 °	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	
							検査は、展張・格納の両方が必要である。 コンピューターによって制御された飛行機については、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： ±20 %又は ±1.5 °	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。 コンピューターによって制御された飛行機については、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	水平安定板又はトリム舵角：±0.5 ° 昇降舵：±1 ° 縦揺れ角：±1 ° 推力又は等価なパラメーター：±5 %	巡航、進入 及び着陸	○	○	○	○	水平飛行時の推力にて、定常ウイング・レベルにトリムを取る。 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。 コンピューターによって制御された飛行機については、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	操縦力： ±5 lb (2.2 daN) 又は±10 % 又は	巡航、進入 及び着陸	○	○	○	○	連続した時系列データ又は一連のスナップショット試験のど

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	
(荷重倍数当たりの操縦桿の操縦力)	等価な舵面位置： ±1 ° 又は ±10 %						ちらでも行うことができる。 進入及び着陸形態は、横揺れ角が約 30 ° になるまで検査すること。 また巡航形態は、横揺れ角が約 45 ° になるまで検査すること。 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飛行機は代替方法にて実施すること。 コンピューターによって制御された飛行機については、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 lb (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。 操縦桿の操作力対速度特性を実証するのに十分な速度の範囲であること。

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飛行機は代替方法にて実施すること。 コンピューターによって制御された飛行機については、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. a 失速特性	失速警報及び失速速度：±3 kt 迎え角：±2.0 ° (認知できるバフエットの閾値及び Nz 成分に基づいた初期バフエット) 操縦入力为正しい傾向と大きさであり記録されること。 失速への接近まで： 縦揺れ角：±2.0 ° 迎え角：±2.0 ° 及び 横揺れ角：±2.0 °	第 2 セグメント上昇 高高度巡航 (性能限界付近) 進入又は着陸			○	○	次の失速への進入 (Approach to Stall) は、3 つの飛行形態のうち少なくとも一つで実証されること。 1) ウイング・レベルでの失速への進入 (1 g) 2) 少なくとも 25° の横揺れ角による旋回飛行における失速への進入 (荷重のかかった失速 [Accelerated Stall])

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	
	失速警報から失速まで： 縦揺れ角：±2.0 ° 迎え角：±2.0 ° 及び 横揺れ率と偏揺れ率が正しい傾向と大きさを示すこと。 失速の始まりと回復： 適合性説明が要求される。(付録A 第1章の補足1を参照すること。) 可逆式操縦装置又はスティック・プッシャー・システムを有する模擬飛行装置は加えて： 操縦桿の操作力（失速迎え角より前で）： ±5 lb (2.2 daN) 又は±10 %						3) パワー・オン状態での失速への進入(プロペラ機にのみ適用) 巡航状態の検査はフラップ上げの形態(クリーン)で行われること。 第2セグメント上昇は、進入及び着陸形態とは異なるフラップ・セッティングを使用すること。 該当する場合、失速警報と初期バフエットの信号を記録すること。 失速（フル・ストール）から回復、通常の飛行状態に至るまでの時系列データが記録されること。 失速警報の信号は、バフエット/失速と適切な関係をもって生じること。 急激な縦揺れ姿勢の変化又はGの減少を示す機体の模擬飛行装置は、この特徴を示さなければならない。 ロール・オフ又は横揺れ制御の減少を示す機体の模擬飛行装置はその特徴を示さなければならない。 許容誤差は失速迎え角を過ぎたところに

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	
							は適用しないが、回復を通して正しい傾向を示さなければならない。 データ・ソース及び要求する迎え角の追加要件と情報については付録A 第1章 補足1を参照のこと。 コンピューターによって制御された飛行機については、ノーマル及びノン・ノーマルの状態で検査を行うこと。 失速防止装置を備えるコンピューター制御の飛行機では、ノーマル・モードの検査は、システムが正常に機能していることを実証するために必要とする迎え角に対してのみ実施すればよい。 これらの検査は、要求される(迎え角の)飛行挙動及びエンベロープ・プロテクションの検査(2.h.6)を満たすために使用される。 ノン・ノーマルの状態は、失速の識別及び回復を通して検査されること。

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	
							認知できるバフエットの閾値は、操縦士席のバック・グラウンド・ノイズを上回る、ピーク・トゥー・ピークで 0.03g の鉛直方向加速度に基づくこと。 操縦士席における鉛直方向加速度に基づく初期バフエットは、認知できるバフエットの閾値より大きなピーク・トゥー・ピーク値である。(0.1g ピーク・トゥー・ピーク値を用いる航空機製造者もある。) 鉛直及び横方向の加速度について、初期バフエットから失速速度に至るまでのバフエットの振幅の増加が正しい傾向にあることを実証すること。 モーション装置の能力や限界、その他の模擬飛行装置のシステムの限界から、模擬飛行装置の申請者及び製造者により、最大バフエットが制限される。 検査は、実機における失速検査で一般的に要求される重心位置

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	
							及び重量で行われること。 この検査は、模擬飛行装置を失速(フル・ストール)状態からの回復訓練に使用する場合にのみ適用する。 安全上の理由で実機飛行試験データが制限される場合は、エンジニアリング・シミュレーターの試験データを、失速防止装置又はスティック・プッシャー・システム作動以降の迎え角における実機飛行試験データの代わりに使用できる。 認められたエンジニアリング・シミュレーション・データを使用する場合は、本章の補足 1：一般適用事項 3 (2) 項で扱われるような、縮小された許容値は適用されない。 この検査項目においては、許容範囲は以下の通り適用すること。 ・「失速への接近まで」：失速警告システム又は空力失速バフエットのいずれか早い方の作動まで ・「失速警報から失速まで」：失速警告シス

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	
							テム又は空力失速バフエットのどちら早い方から、失速直前までの間 ・「失速の始まりと回復」：失速直前（ピッチブレーク、g ブレーク、スティック・プッシャー・アクティベーション又はその他の完全/空力失速の兆候）から回復後の通常の飛行までの間
2. c. 8. b 失速への接近時の特性	失速警報の速度： ±3 kt 初期バフエット時の迎え角：±2.0 ° 操作量と操縦舵面の位置が記録され、正しい傾向と大きさであること。 縦揺れ角：±2.0 ° 迎え角：±2.0 ° 及び 横揺れ角：±2.0 ° 可逆式の操縦系統の飛行機： 操縦桿の操縦力： ±5 lb (2.2 daN) 又は±10 %	第 2 セグメント上昇 高高度巡航（性能限界付近） 進入又は着陸	○	○	○	○	この検査は、模擬飛行装置を失速（フル・ストール）状態からの回復訓練に供しないレベル C 及び D と、レベル A 及び B に適用する。 次の失速状態への進入は、3つの飛行形態のうち少なくとも一つで実証されること。 1) ウイング・レベルでの失速への進入 (1 g) 2) 少なくとも 25° の横揺れ角による旋回飛行における失速への進入 (荷重のかかった失速 [Accelerated Stall]) 3) パワー・オン状態における失速への進

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	
							入（プロペラ機にのみ適用） 巡航での検査は、クリーン形態で行うこと。 第 2 セグメント上昇での検査は、進入又は着陸形態とは異なるフラップ・セッティングで行うこと。 コンピューターによって制御された飛行機については、ノーマルとノン・ノーマルの状態で検査を行うこと。 失速防止装置を備えるコンピューター制御の飛行機では、ノーマル・モードの検査は、システムが正常に機能していることを実証するために必要とする迎え角に対してのみ実施すればよい。 これらの検査は、要求される（迎え角の）飛行状態とエンベロープ・プロテクション機能の検査(2.h.6)を満たすために使用される。 検査は、実機における失速検査で一般的に要求される重心位置及び重量で行われること。

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	
							失速を初期に示すものとして失速警報装置（スティック・シェーカー等）が作動するところには、失速バフェットの許容値は適用されない。
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サイクル分又はこの時間を決定づけるために必要な振幅が1/2又は2倍に達するまでの時間のいずれか短い方を含むこと。 コンピューターによって制御された飛行機については、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： ±0.1 g	巡航	○	○	○	○	コンピューターによって制御された飛行機については、ノーマルとノン・ノーマルの状態で検査を行うこと。
2. c. 11	(欠番)						
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) 又は着陸における最小操縦速度 (Vmcl)での空中操縦特性 又は発動機不作	対気速度：±3 kt	離陸又は着陸 (いずれか飛行機が臨界になる形態)	○	○	○	○	最小速度は、Vmca や Vmcl 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。

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	
動時の低速での 空中操縦特性							時系列データ又はス ナップショット・デー タのどちらでも行う ことができる。 コンピューターによ って制御された飛行 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 を持つ飛行機： 操縦輪の操縦力： ±3 lb (1.3 daN) 又は±10 %	巡航及び進入 又は着陸	○	○	○	○	横揺れ操縦装置の通 常の操作範囲で検査 を行う。(横揺れ操縦 装置の最大操作範囲 の約 1/3) この検査は、横揺れ操 縦装置へのステップ 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 横揺れ操縦装置 のステップ入力 に対する横揺れ 応答	横揺れ角： ±10 %又は ±2 °	進入又は着陸	○	○	○	○	ウイング・レベルの状 態にて、横揺れ操縦装 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 揺れ操縦装置を中立 位置に戻し、その後約 10 秒間手放して機体 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 実施することができる。

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	
							コンピューターによって制御された飛行機については、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 % 代替検査を用いる場合：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。 コンピューターによって制御された飛行機については、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	○	○	○	○	操縦士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。

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. 6 方向舵応答	偏揺れ率： $\pm 2^{\circ}/\text{sec}$ 又は $\pm 10\%$	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。 ステップ入力は、方向舵ペダルの最大踏み込み量の約25%の大きさとする。 コンピューターによって制御された飛行機については、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	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。 コンピューターによって制御された飛行機については、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 $\pm 10\%$	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

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 lb (1.3 daN) 又は±10 % 方向舵ペダルの操縦力： ±5 lb (2.2 daN) 又は±10 %						量で検査されなければならない。
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 ±10 ft (3 m) 可逆式操縦システムを装備する飛行機： 操縦桿の操縦力： ±5 lb (2.2 daN) 又は±10 %	着陸		○	○	○	検査は、対地高度が少なくとも 200 ft(61 m)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) コンピューターによって制御された飛行機については、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 ±10 ft (3 m)	承認された着陸時の最小フラップ			○	○	検査は、対地高度が少なくとも 61 m(200 ft)から前車輪が接地するまで行うこと。

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	
	可逆式操縦システム を装備する飛行機： 操縦桿の操縦力： ± 5 lb (2.2 daN) 又は±10 %						承認された最大着陸 重量付近の重量にて 検査を行うこと。
2. e. 3 横風着陸	対気速度：±3 kt 縦揺れ角：±1.5 ° 迎え角：±1.5 ° 高度： ±10 %又は ±10 ft (3 m) 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： 操縦桿の操縦力： ±5 lb (2.2 daN) 又は±10 % 操縦輪の操縦力： ±3 lb (1.3 daN) 又は±10 % 方向舵ペダルの操縦 力： ±5 lb (2.2 daN) 又は±10 %	着陸		○	○	○	対地高度が少なくと も 61 m (200 ft)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 33 ft (10 m)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。 また、滑走路に正対し て向風成分と横風成 分が示されること。 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 ±10 ft (3 m) 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 61 m (200 ft)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. e. 5 自動着陸 (該当する場合)	フレア高度： ±5 ft (1.5 m) フレア作動の合計時間 (Tf)： ±0.5 sec 又は±10 % 接地時の降下率： ±140 ft/min (0.7 m/s) ロールアウト中の側方偏位： ±10 ft (3 m)	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。 Tf: フレア作動の合計時間
2. e. 6 自動操縦装置による全発動機作動時の着陸復行	対気速度：±3 kt 縦揺れ角：±1.5 ° 迎え角：±1.5 °	実機の性能データに基づく		○	○	○	全発動機作動時の自動操縦による着陸復行の検査は、中間の着陸重量で実施する。 (該当する場合)
2. e. 7 1 発動機不作動時の着陸復行	対気速度：±3 kt 縦揺れ角：±1.5 ° 迎え角：±1.5 ° 横揺れ角：±2 ° 横滑り角：±2 °	実機の性能データに基づく		○	○	○	1 発動機不作動時の着陸復行の検査は、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。 自動操縦装置を使用時 (該当する場合) と不使用時の検査が必要である。 コンピューターで制御された飛行機の場合、自動操縦不使用時の検査はノン・ノーマル・モードで行う。

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. 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		○	○	○	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、方向舵ペダルの最大入力又は逆推力の最小運用速度に達するまで、方向舵ペダルにより機首方位を維持する。
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 $\pm 5 \text{ ft (1.5 m)}$ 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 を参照すること。 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。 コンピューターで制御された飛行機の場合、適用可能なノーマル又はノン・ノーマル・モードで検査を行う。
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	詳細は本章の補足 6 を参照すること。	離陸及び着陸			○	○	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

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	
ドシアが無い状態で、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。							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ープ・プロテクション機能							
2. h は、コンピューター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。 （操縦系統等がコンピューターの通常の制御則にて制御されている状態と、通常の制御則から低下した規則により制御されている状態との間にプロテクション機能に差異がある場合には、それぞれの場合で適用される。） 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：±5 kt	巡航		○	○	○	
2. h. 2 最小速度	対気速度：±3 kt	離陸、巡航 及び進入又は 着陸		○	○	○	
2. h. 3 荷重倍数	垂直加速度： ±0.1 g	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		○	○	○	
2. i. 発動機及び機体への着氷効果							
2. i. 発動機及び機体 への着氷効果の 実証 (高迎え角)	許容値は設定されていない。	離陸又は進入 又は着陸 (いずれか 1 つ の飛行形態で、 着氷あり 及び			○	○	失速（フル・ストール）及び回復を開始したことがわかる時系列データが必要である。

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	
		着氷なしの2つの検査を行う)					検査は飛行中における氷の蓄積による代表的な空力特性を実証するために行う。実機飛行試験データは要求されない。 発動機と機体の着氷効果を実証するために、二つの検査が必要とされる。 一つ目の検査は、無着氷での模擬飛行装置のベースライン性能を確認し、二つ目の検査は、着氷下でのベースライン検査結果に対する空力的な影響を確認する。 検査は、第1章 2. j. 項で必要とする適合性説明に記載されているように着氷モデル（複数可）が利用可でなければならない。 検査では、着氷の効果が実証されていることを説明する根拠を含まなければならない。 次のような着氷の影響があげられるが、特定の飛行機型式では、これらに限定されない。 ・失速迎え角の減少 ・ピッチング・モーメントの変化

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	
							・操縦効果の減少 ・操縦力の変化 ・抵抗の増加 ・失速バフエット特性及び閾値の変化 ・発動機への影響（着氷のシナリオが 検査されている飛行機で起こりうる推力減少／変化、振動等） 検査は、迎え角、操縦入力及び推力／パワー・セッティングのような空力関連及び他のパラメーターに代表的な影響について評価される。 パラメーターの記録は、以下を含むこと。 ・高度 ・速度 ・加速度 ・発動機推力 ・迎え角 ・縦揺れ姿勢 ・横揺れ角 ・操縦系統入力 ・失速警報及び失速バフエットの発生
3. モーション装置							
3. a 周波数応答	模擬飛行装置の認定申請者が設定する。	非該当	○	○	○	○	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。

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	
3. b ターン・アラウンド・チェック	模擬飛行装置の認定申請者が設定する。	非該当	○	○	○	○	スムーズなターン・アラウンドを実証する検査を行うこと。
3. c モーション効果			○	○	○	○	第 3 章 機能検査を参照すること。
3. d モーション装置の再現性	プラットフォームの直線加速度： ±0.05 g		○	○	○	○	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。 この検査により、認定時のベースラインからの性能変化が容易に識別することができる。 本章の補足 4 モーション・システムを参照すること。
3. e モーション・キューイング・フィデリティ							
3. e. 1 モーション・キューイング・フィデリティ 周波数 - ドメイン基準	初回認定申請時に模擬飛行装置の製造者により設定される	地上及び飛行			○	○	訓練に適用するモーション・システムについては、模擬する飛行機の特性に対する適切な周波数帯域にて、モーション・キューを与えるアルゴリズムによるモーション装置への入力に対する、モーション・プラットフォームの応答に関して、位相と係数とを併せて記録する。

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	
							この検査は、模擬飛行装置の初回認定にのみ必要である。 検査は、模擬飛行装置の製造者により行われ、その結果は適合性説明として提供される。 本章の補足 4 モーション・システムを参照すること。
3. f 特有のモーション・バイブレーション							
操縦室で感知される飛行機型式特有のモーション・バイブレーションについて、次の検査結果と適合性説明が必要である。 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。 本章の補足 4 モーション・システムを参照すること。							
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 2 Hz 以 内であること。	地上				○	この検査は、ブレーキ をセットし、ブレーキ をセットした状態で の最大推力で行うこ 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 2 Hz 以 内であること。	飛行中				○	この検査は、着陸装置 の操作限界を超える 速度ではなく、通常の 運用速度域で行うこ 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	飛行中				○	この検査は、フラップ の操作限界を超える 速度ではなく、通常の

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	
	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2 Hz以内であること。						運用速度域で行うこと。
3. f. 4 スピードブレーキ使用時のバフ ェット	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2 Hz以内であること。	飛行中				○	この検査は、典型的なバフェットが発生する速度で行うこと。
3. f. 5 失速バフェット	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2 Hz以内であること。	巡 航 （高高度）、 第2セグメント 上昇及び 進入又は着陸			○	○	検査は、操縦士が感知するバフェットの閾値と、失速迎え角の範囲で実施すること。 失速後の特性は要求されない。 感知できるバフェットの閾値と失速迎え角との間について、安定的な実機試験データが存在しない場合は、初期バフェットと失速迎え角間の時間に対して PSD 解析を実施すること。 この検査は、模擬飛行装置を失速（フル・ストール）状態からの回復訓練に使用する目的で認定を取得する場合、又は失速警報が作動する前に失速バ

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	
							フェットが発生する飛行機を模擬する場合にのみ要求される。
3. f. 6 高 速 又 は マ ッ ク ・ バフェット	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2 Hz以内であること。	飛行中				○	検査は高速マニューバー時（例：ウインド・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ェット	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2 Hz以内であること。	クリーン				○	この検査は、プロペラ機における飛行中の代表的なバイブレーションを確認するものである。
4. ビジュアル装置							
4. a ビジュアル・シーンの品質							
4. a. 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	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	○	○			この検査は認定検査ガイドの一部として要求される。但し、定期検査では要求されない。 30°の垂直視界だけでは、ビジュアル・グラウンド・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。
	連続した 176°以上の水平視界及び36°	非該当			○	○	この検査は認定検査ガイドの一部として要求される。但し、定

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	
	以上の垂直視界を有すること。						期検査では要求されない。 取り付け時のアライメントは適合性説明で確認される。(一般的に模擬飛行装置の受け入れ検査の結果による。) 視界の測定は、画面全体(全てのチャンネル)を5°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. a. 2 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の間隔も許容範囲内にあること。 この検査の目的は、両席のパイロット・アイポイントの位置で得られる画像の、各位置における線形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。 定期検査では、容易に相対位置が維持されていることが判定で

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	
							きる点検機器の使用が推奨される。
4. a. 3 画像の分解能 (オブジェクト 検出)	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、昼間の光景を有するビジュアル装置に適用する。 解像度は、パイロット・アイポイントから見える光景を利用した、それぞれのビジュアル・ディスプレイで必要な視角を占めて表示される物体の検査により実証する。 パイロット・アイポイントから見て、物体は 2 分であること。 水平方向の検査については、滑走路末端標識を模したバーにより実証することもできる。 垂直方向の検査でも実証すること。
4. a. 4 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、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、画面の中心に白色光の光点を一列に配置したものを、水平と垂直方向に配置したテスト・

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	
							パターンを使用して測定すること。 全ての軸で、視点を基準に光点を移動させることが可能であること。 各チャンネルで、光点の輪郭が丁度識別できるところでの光点の間隔で、分解能を計算すべきである。
4. a. 5 ラスター・コントラスト比	5:1 を下回らないこと	非該当			○	○	この要件は、昼間の光景を有するビジュアル装置に適用する。 コントラスト比は、ラスターで描画したテスト・パターンを、全てのビジュアル・シーン（全チャンネル）に表示させて計測する。 このテスト・パターンは、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。 1° スポット輝度計を用いて、各チャンネル中央に位置する最も明るい四角の輝度を測定すること。 この輝度は少なくとも 2 Foot-Lambert 又は 7 cd/m² であること。

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	
							隣接した暗い四角の輝度との比較に適用する。 コントラスト比は、明るい四角の部分の輝度を、暗い四角の部分の輝度で割って求める。 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可能な限り少なくすること。 測定は、測定装置への光流出を避けるために、正方形の中心で採ること。
4. a. 6 光点のコントラスト比	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。 光点のコントラスト比は、実証すべき1°の視野を超える範囲を白い光点で満たしたテスト・パターンを使用して測定し、隣接した背景部分と比較すること。 光点は、キャリグラフィック・システムでは丁度識別可能であるべきであるが、ラスター・システムでは識別可能ではないこともある。

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	
							背景の測定は、輝く四角形が輝度測定器の視界の外にある状態で行うこと。 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可能な限り少なくすること。
	10:1を下回らないこと	非該当	○	○			
4. a. 7 光点の輝度	20 cd/m ² (5.8 ft-lamberts) を下回らないこと。	非該当			○	○	光点は、四角形を構成する行列で表示されること。 キャリグラフィック・システムの場合、光点同士は結合していること。 ラスター・システムの場合、光点は、四角形の中で一様に連なるように重なっていること。 (個々の光点は表示されない。)
4. a. 8 昼間の輝度	20 cd/m ² (5.8 ft-lambert) を下回らないこと。	非該当			○	○	この要件は、昼間の光景を有するビジュアル装置に適用する。 表示面の輝度は 1° スポット輝度測定器を使用し、白いラスター上を測定すること。 光点の計測は認められない。 ラスターの輝度を高めるためのキャリグ

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	
							ラフィック機能は使用してもよい。
4. a. 9 ブラック・レベル及び連続するコントラスト	黒色の強度： 背景の輝度 - 黒色のポリゴンの輝度： $< 0.015 \text{ cd/m}^2$ $(0.004 \text{ ft-lamberts})$ 連続するコントラスト： 最大輝度 - (背景の輝度 - 黒いポリゴンの輝度) $> 2,000:1$	非該当	○	○	○	○	全てのプロジェクターはオフであること。また操縦席周りは可能な限り暗くすること。 背景の測定値は、スクリーン上に残存する環境光が読み取られること。 プロジェクターをオンとし、黒いポリゴンが表示されること。 ここで2度目の測定を行い、残存環境光との差を記録する。 連続するコントラストの検査として、最大輝度の白いポリゴンを測定する。 この検査は、一般的に、ライト・バルブ (Light Valve) 技術を用いたプロジェクターに対してのみ要求される。
4. a. 10 Motion blur (ライト・バルブ・プロジェクターにおけるモーション・ブラー「残像」の影響)	10 °/sec で回転するテスト・パターンを操縦士のアイポイントで見たとき、確認可能な最小の切れ目は4分以下であること。	非該当	○	○	○	○	テスト・パターンは、間隔が徐々に狭まる黒い隙間をもつ、5つの白い四角形の配列から構成される。 黒い隙間の幅の範囲は、少なくとも要求されている確認可能な隙間から、上方と下方に向けて延長されて

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	
							いること。また間隔は1分であること。 テスト・パターンは要求される変化率で回転していること。 偏揺れ方向と縦揺れ方向について検査を行うため、四角形の2つの配列が与えられ、一つは偏揺れ方向へ回転し、もう一つは縦揺れ方向に回転すること。 一連に割り振られた番号で、間隔の番号を識別する。 この検査は、ディスプレイ・システムの技術によっては制限される。その場合は航空局と調整すること。 この検査は、一般的に、ライト・バルブ・プロジェクターに対してのみ要求される。
4. a. 11 Speckle Test (レーザー・プロジェクターにおけるスペックル「斑点／滲み」の影響)	Speckle のコントラストは 10 %未満であること。	非該当	○	○	○	○	Speckleのコントラストが 10 %未満であることを適合性説明により証明すること。 この検査は、一般的に、レーザー・プロジェクターに対してのみ要求される。
4. b ヘッド・アップ・ディスプレイ (HUD)							
4. b. 1 静止状態の調整	ディスプレイ・イメージの静止状態での調整	非該当			○	○	調整の要件は、訓練で同時に使用するいか

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	
	HUD bore sight は、 球面のパターンの中 心に合うように調整 されること。 許容誤差： +/- 6 分.						なる HUD システムに 対しても適用する。
4. b. 2 ディスプレイ・ システム	全てのフライト・モ ードの全ての機能が 実証されること。	非該当			○	○	システムがもつ能力 の説明を提供し、その 能力を実証すること。
4. b. 3 HUD の 表 示 と FSTD 姿勢表示計 器 (水平線に対す るピッチとロー ル)	HUD のピッチとロー ル表示は飛行機の指 示計と一致するこ と。	飛行中			○	○	
4. c Enhanced Flight Vision System (EFVS)							
4. c. 1 Registration test (EFVS ディスプ レイと外界の画 像のアライメン ト)	EFVSディスプレイと 外界の画像のアライ メントは、飛行機と システムの型式特有 のアライメントを模 擬したものであるこ と。	離陸位置及び 進入高度 200 ft			○	○	4. b. 1項におけるアラ イメント誤差の影響 を考慮すること。
4. c. 2 EFVS 滑走路視 距離及び視程の 校正	EFVS の光景は、適切 な灯火の強度を含 め、滑走路視距離 350 m (1,200 ft) 及 び 1,609 m (1 sm) の 位置を示すこと。	飛行中			○	○	赤外線領域の光景は、 滑走路視距離 350 m(1,200 ft) 及 び 1,609 m(1 sm)の両方 を表示するものであ ること。 このとき、可視光領域 の通常のビジュアル の光景は表示しない 方がよい。
4. c. 3 Thermal Crossover	昼間／夜間の移行時 の、光景の Thermal	昼間及び夜間			○	○	

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	
(昼間／夜間移行時の光景の Thermal 効果)	特性を正しく表すこと。						
4. d ビジュアル・グランド・セグメント							
4. d. 1 ビジュアル・グランド・セグメント (VGS)	近端側： 計算された VGS 内の進入灯の数が正しく表示されること。 遠端側： 計算された VGS の ±20 % 模擬飛行装置で見えると計算された滑走路末端灯が見えること。	着陸形態で、主車輪高度が接地帯上 30 m (100 ft) のグライド・スロープ上に位置するようトリムがとられ、かつ RVR 設定が 300 m (1,000 ft) 又は 350 m (1,200 ft) であること。	○	○	○	○	この検査は、ILS アプローチの DH で、操縦士に提示されるビジュアル・シーンの正確さに影響を与える項目を評価するために設定されている。 次のアイテムが含まれる。 1) 滑走路視距離／視程 2) ILS のグライド・スロープ (G/ S) とローライザーのモデリング精度 (位置や傾き) 3) 通常のアプローチと着陸のため飛行機の運用エンベロープ内の所定の重量、形態及び速度 4) 電波高度計 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。
4. e ビジュアル装置の能力							
4. e. 1	視認可能なテクスチャ化された表面：	非該当			○	○	訓練に使用されるのと同じ画像生成モー

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	
装置の能力－昼間モード	10,000 以上 光点： 6,000 以上 動く物体： 16 以上						ドのビジュアル・シーンを使用して実証すること。 必要なサーフェース、ライト・ポイント 及び ムービング・モデルは同時に表示できること。
4. e. 2 装置の能力－薄暮／夜間モード	視認可能なテクスチャー化された表面： 10,000 以上 光点： 15,000 以上 動く物体： 16 以上	非該当			○	○	訓練に使用されるのと同じ画像生成モードのビジュアル・シーンを使用して実証すること。 必要なサーフェース、ライト・ポイント 及び ムービング・モデルは同時に表示できること。
5. サウンド装置							
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、申請者は周波数応答の問題を修正して検査を繰り返し実施するか、若しくは実機の検査を繰り返し実施することを選択してもよい。 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、アンウェイテッド 1/3 オクターブ・バンド形式にて、バンド 17 からバンド 42(50 Hz から 16 kHz)を検査すること。 実機データに基づいた位置において、最低 20 秒間測定した平均値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、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 この項の全ての検査は、アンウェイテッド 1/3 オクターブ・バンド形式にて、バンド 17 からバンド 42(50 Hz から 16 kHz)を検査すること。 最低 20 秒間の測定は、承認されたデータ・セットに対応する位置で採ること。 承認されたデータ・セットと模擬飛行装置の結果は、比較可能なデータ解析手法を用いて作成されること。							

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	
検査方法の詳細は本章の補足 7 を参照すること。							
5. a. 1 発動機始動前	認定検査： 1/3 オクターブ・バンドあたり±5 dB 定期検査： 初回認定と定期検査の結果を比較し、3つの連続するバンドで±5 dB を超えてはならない。また、絶対値の平均の差が 2 dB を超えてはならない。	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。 認定検査では、いくつかの 1/3 オクターブ・バンドが±5 dB の許容誤差を外れてもよいが、連続する 2 つ以上のバンドであってはならず、認可された比較用データから±7 dB を超えてはならない。また全体の傾向が正しいこと。 認定検査では、認定参照基準を設定するために、主観的なチューニングが認められる。定期検査では、定期検査実施時の許容誤差が用いられる。
5. a. 2 全発動機アイドリング	認定検査： 1/3 オクターブ・バンドあたり±5 dB 定期検査： 初回認定と定期検査の結果を比較し、3つの連続するバンドで±5 dB を超えてはならない。また、絶対値の平均の差が 2 dB を超えてはならない。	地上				○	通常離陸前形態で検査すること。 認定検査では、いくつかの 1/3 オクターブ・バンドが±5 dB の許容誤差を外れてもよいが、連続する 2 つ以上のバンドであってはならず、認可された比較用データから±7 dB を超えてはならない。また全体の傾向が正しいこと。

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	
							認定検査では、認定参照基準を設定するために、主観的なチューニングが認められる。定期検査では、定期検査実施時の許容誤差が用いられる。
5. a. 3 ブレーキセット 状態での全発動 機許容最大出力	認定検査： 1/3 オクターブ・バンドあたり±5 dB 定期検査： 初回認定と定期検査の結果を比較し、3つの連続するバンドで±5 dB を超えてはならない。また、絶対値の平均の差が2 dB を超えてはならない。	地上				○	通常離陸前形態で検査すること。 認定検査では、いくつかの1/3 オクターブ・バンドが±5 dB の許容誤差を外れてもよいが、連続する2つ以上のバンドであってはならず、認可された比較用データから±7 dB を超えてはならない。また全体の傾向が正しいこと。 認定検査では、認定参照基準を設定するために、主観的なチューニングが認められる。定期検査では、定期検査実施時の許容誤差が用いられる。
5. a. 4 上昇	認定検査： 1/3 オクターブ・バンドあたり±5 dB 定期検査： 初回認定と定期検査の結果を比較し、3つの連続するバンドで±5 dB を超えてはならない。ま	エンルート上昇				○	中高度において検査すること。 認定検査では、いくつかの1/3 オクターブ・バンドが±5 dB の許容誤差を外れてもよいが、連続する2つ以上のバンドであってはならず、認可された比較用データから±7

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、絶対値の平均の差が2 dBを超えてはならない。						dB を超えてはならない。また全体の傾向が正しいこと。 認定検査では、認定参照基準を設定するために、主観的なチューニングが認められる。 定期検査では、定期検査実施時の許容誤差が用いられる。
5. a. 5 巡航	認定検査： 1/3 オクターブ・バンドあたり±5 dB 定期検査： 初回認定と定期検査の結果を比較し、3つの連続するバンドで±5 dB を超えてはならない。また、絶対値の平均の差が2 dBを超えてはならない。	巡航				○	通常巡航形態において検査すること。 認定検査では、いくつかの1/3 オクターブ・バンドが±5 dB の許容誤差を外れてもよいが、連続する2つ以上のバンドであってはならず、認可された比較用データから±7 dB を超えてはならない。また全体の傾向が正しいこと。 認定検査では、認定参照基準を設定するために、主観的なチューニングが認められる。 定期検査では、定期検査実施時の許容誤差が用いられる。
5. a. 6 スピードブレーキ、スポイラー展開（適切な状態で）	認定検査： 1/3 オクターブ・バンドあたり±5 dB 定期検査： 初回認定と定期検査の結果を比較し、	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。

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	
	3つの連続するバンドで±5 dB を超えてはならない。また、絶対値の平均の差が2 dB を超えてはならない。						認定検査では、いくつかの1/3 オクターブ・バンドが±5 dB の許容誤差を外れてもよいが、連続する2つ以上のバンドであってはならず、認可された比較用データから±7 dB を超えてはならない。また全体の傾向が正しいこと。 認定検査では、認定参照基準を設定するために、主観的なチューニングが認められる。 定期検査では、定期検査実施時の許容誤差が用いられる。
5. a. 7 初期進入	認定検査： 1/3 オクターブ・バンドあたり±5 dB 定期検査： 初回認定と定期検査の結果を比較し、3つの連続するバンドで±5 dB を超えてはならない。また、絶対値の平均の差が2 dB を超えてはならない。	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。 認定検査では、いくつかの1/3 オクターブ・バンドが±5 dB の許容誤差を外れてもよいが、連続する2つ以上のバンドであってはならず、認可された比較用データから±7 dB を超えてはならない。また全体の傾向が正しいこと。 認定検査では、認定参照基準を設定するた

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	
							めに、主観的なチューニングが認められる。定期検査では、定期検査実施時の許容誤差が用いられる。
5. a. 8 最終進入	認定検査： 1/3 オクターブ・バンドあたり±5 dB 定期検査： 初回認定と定期検査の結果を比較し、3つの連続するバンドで±5 dB を超えてはならない。また、絶対値の平均の差が2 dB を超えてはならない。	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で行うこと。 認定検査では、いくつかの1/3 オクターブ・バンドが±5 dB の許容誤差を外れてもよいが、連続する2つ以上のバンドであってはならず、認可された比較用データから±7 dB を超えてはならない。また全体の傾向が正しいこと。 認定検査では、認定参照基準を設定するために、主観的なチューニングが認められる。定期検査では、定期検査実施時の許容誤差が用いられる。
5. b プロペラ機 この項の全ての検査は、アンウェイトド 1/3 オクターブ・バンド形式にて、バンド 17 からバンド 42 (50Hz から 16kHz) を検査すること。 最低 20 秒間の測定は、承認されたデータ・セットに対応する位置で行うこと。 承認されたデータ・セットと模擬飛行装置の結果は、比較可能なデータ解析手法を用いて作成されること。 検査方法の詳細は本章の補足 7 を参照すること。							
5. b. 1 発動機始動前	認定検査： 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

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	
	定期検査： 初回認定と定期検査の結果を比較し、3つの連続するバンドで±5 dB を超えてはならない。また、絶対値の平均の差が2 dB を超えてはならない。						であれば使用すること。 認定検査では、いくつかの1/3 オクターブ・バンドが±5 dB の許容誤差を外れてもよいが、連続する2つ以上のバンドであってはならず、認可された比較用データから±7 dB を超えてはならない。また全体の傾向が正しいこと。 認定検査では、認定参照基準を設定するために、主観的なチューニングが認められる。 定期検査では、定期検査実施時の許容誤差が用いられる。
5. b. 2 全てのプロペラがプロペラ・フェザー位置	認定検査： 1/3 オクターブ・バンドあたり±5 dB 定期検査： 初回認定と定期検査の結果を比較し、3つの連続するバンドで±5 dB を超えてはならない。また、絶対値の平均の差が2 dB を超えてはならない。	地上				○	通常離陸前形態で検査すること。 認定検査では、いくつかの1/3 オクターブ・バンドが±5 dB の許容誤差を外れてもよいが、連続する2つ以上のバンドであってはならず、認可された比較用データから±7 dB を超えてはならない。また全体の傾向が正しいこと。 認定検査では、認定参照基準を設定するために、主観的なチューニングが認められる。

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	
							定期検査では、定期検査実施時の許容誤差が用いられる。
5. b. 3 グラウンド・アイ ドル又は等価な 状態	認定検査： 1/3 オクターブ・バンドあたり±5 dB 定期検査： 初回認定と定期検査の結果を比較し、3つの連続するバンドで±5 dB を超えてはならない。また、絶対値の平均の差が2 dB を超えてはならない。	地上				○	通常離陸前形態で検査すること。 認定検査では、いくつかの1/3 オクターブ・バンドが±5 dB の許容誤差を外れてもよいが、連続する2つ以上のバンドであってはならず、認可された比較用データから±7 dB を超えてはならない。また全体の傾向が正しいこと。 認定検査では、認定参照基準を設定するために、主観的なチューニングが認められる。 定期検査では、定期検査実施時の許容誤差が用いられる。
5. b. 4 フライト・アイ ドル又は等価な 状態	認定検査： 1/3 オクターブ・バンドあたり±5 dB 定期検査： 初回認定と定期検査の結果を比較し、3つの連続するバンドで±5 dB を超えてはならない。また、絶対値の平均の差が2 dB を超えてはならない。	地上				○	通常離陸前形態で検査すること。 認定検査では、いくつかの1/3 オクターブ・バンドが±5 dB の許容誤差を外れてもよいが、連続する2つ以上のバンドであってはならず、認可された比較用データから±7 dB を超えてはならない。また全体の傾向が正しいこと。

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	
							認定検査では、認定参照基準を設定するために、主観的なチューニングが認められる。定期検査では、定期検査実施時の許容誤差が用いられる。
5. b. 5 ブレーキセット 状態での全発動 機許容最大出力	認定検査： 1/3 オクターブ・バンドあたり±5 dB 定期検査： 初回認定と定期検査の結果を比較し、3つの連続するバンドで±5 dB を超えてはならない。また、絶対値の平均の差が2 dB を超えてはならない。	地上				○	通常離陸前形態で検査すること。 認定検査では、いくつかの1/3 オクターブ・バンドが±5 dB の許容誤差を外れてもよいが、連続する2つ以上のバンドであってはならず、認可された比較用データから±7 dB を超えてはならない。また全体の傾向が正しいこと。 認定検査では、認定参照基準を設定するために、主観的なチューニングが認められる。定期検査では、定期検査実施時の許容誤差が用いられる。
5. b. 6 上昇	認定検査： 1/3 オクターブ・バンドあたり±5 dB 定期検査： 初回認定と定期検査の結果を比較し、3つの連続するバンドで±5 dB を超えてはならない。ま	エンルート上昇				○	中高度において検査すること。 認定検査では、いくつかの1/3 オクターブ・バンドが±5 dB の許容誤差を外れてもよいが、連続する2つ以上のバンドであってはならず、認可された比較用データから±7

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、絶対値の平均の差が2 dBを超えてはならない。						dB を超えてはならない。また全体の傾向が正しいこと。 認定検査では、認定参照基準を設定するために、主観的なチューニングが認められる。 定期検査では、定期検査実施時の許容誤差が用いられる。
5. b. 7 巡航	認定検査： 1/3 オクターブ・バンドあたり±5 dB 定期検査： 初回認定と定期検査の結果を比較し、3つの連続するバンドで±5 dB を超えてはならない。また、絶対値の平均の差が2 dBを超えてはならない。	巡航				○	通常巡航形態において検査すること。 認定検査では、いくつかの1/3 オクターブ・バンドが±5 dB の許容誤差を外れてもよいが、連続する2つ以上のバンドであってはならず、認可された比較用データから±7 dB を超えてはならない。また全体の傾向が正しいこと。 認定検査では、認定参照基準を設定するために、主観的なチューニングが認められる。 定期検査では、定期検査実施時の許容誤差が用いられる。
5. b. 8 初期進入	認定検査： 1/3 オクターブ・バンドあたり±5 dB 定期検査： 初回認定と定期検査の結果を比較し、	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。

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	
	3つの連続するバンドで±5 dB を超えてはならない。また、絶対値の平均の差が2 dB を超えてはならない。						認定検査では、いくつかの1/3 オクターブ・バンドが±5 dB の許容誤差を外れてもよいが、連続する2つ以上のバンドであってはならず、認可された比較用データから±7 dB を超えてはならない。また全体の傾向が正しいこと。 認定検査では、認定参照基準を設定するために、主観的なチューニングが認められる。 定期検査では、定期検査実施時の許容誤差が用いられる。
5. b. 9 最終進入	認定検査： 1/3 オクターブ・バンドあたり±5 dB 定期検査： 初回認定と定期検査の結果を比較し、3つの連続するバンドで±5 dB を超えてはならない。また、絶対値の平均の差が2 dB を超えてはならない。	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。 認定検査では、いくつかの1/3 オクターブ・バンドが±5 dB の許容誤差を外れてもよいが、連続する2つ以上のバンドであってはならず、認可された比較用データから±7 dB を超えてはならない。また全体の傾向が正しいこと。 認定検査では、認定参照基準を設定するた

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	
							めに、主観的なチューニングが認められる。定期検査では、定期検査実施時の許容誤差が用いられる。
5. c 特殊なケース	認定検査： 1/3 オクターブ・バンドあたり±5 dB 定期検査： 初回認定と定期検査の結果を比較し、3つの連続するバンドで±5 dB を超えてはならない。また、絶対値の平均の差が2 dB を超えてはならない。	適切な形態				○	この検査は、特に、操縦士に対して重要である場合、訓練で重要とされる場合、又は飛行機の型式やモデル特有であると識別される、特別な不変のケースに対して適用する。 認定検査では、いくつかの1/3 オクターブ・バンドが±5 dB の許容誤差を外れてもよいが、連続する2つ以上のバンドであってはならず、認可された比較用データから ±7 dB を超えてはならない。また全体の傾向が正しいこと。 認定検査では、認定参照基準を設定するために、主観的なチューニングが認められる。定期検査では、定期検査実施時の許容誤差が用いられる。
5. d バックグラウンド・ノイズ	認定検査： バックグラウンド・ノイズ・レベルは本章の補足7 3. (5)に記載されるサウンド・	非該当				○	認定検査時のバックグラウンド・ノイズの検査結果は、認定検査ガイドに収録され、航空局の承認を得ること。

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	
	レベル以下であること。 定期検査： 認定検査時と比べて1/3 オクターブ・バンドあたり±3 dB						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。 模擬されたサウンドが、バックグラウンド・ノイズにより妨害を受けないことを確認するために評価される。 検査方法の詳細は本章の補足 7 を参照すること。 この検査は、アンウエイテッド 1/3 オクターブ・バンド形式にて、バンド 17 から バンド 42 (50 Hz から 16 kHz) のを用いること。
5. e 周波数応答	認定検査： 適用しない。 定期検査： 認定検査時と比較し、連続した3バンドで±5 dB を超えないこと。そして絶対差の平均が 2 dB を超えないこと。	地上 (静止状態かつ機体電源オフ)				○	この検査結果は、定期検査において、飛行機の各種形態での検査の代わりに使用される場合にのみ必要である。 検査結果は、認定検査時に航空局による承認を得ること。 この検査は、アンウエイテッド 1/3 オクターブ・バンド形式にて、バンド 17 から バンド 42 (50 Hz から 16 kHz) を用いること。
6. システム・インテグレーション							

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	
6. a システムの応答時間							
6. a. 1 トランスポート・ディレイ	モーション・システム及び計器の応答： 操縦装置の入力後、 100 msec 以内 ビジュアル・システムの応答： 操縦装置の入力後、 120 msec 以内	縦揺れ 横揺れ 偏揺れ			○	○	各軸（ピッチ、ロール及びヨー）で検査を行うこと。 EFVS システムが装備されている場合は、EFVS の応答はビジュアル・システムの応答から ±30 msec 以内であり、モーション・システムの応答より前に反応しないこと。 実機の EFVS システム構成部品からの遅れには、ビジュアル・システムの応答と比較する前に 30 msec の許容値を加算すること。
	操縦装置の入力後、 300 msec 以内	縦揺れ 横揺れ 偏揺れ	○	○			

付録A 第2章 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、フラップ及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、フラップ及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、フラップ及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：フラップ及びスラットが格納され、かつ着陸装置上げの状態
- (6) 巡航：巡航高度及び巡航速度においてクリーン形態である状態
- (7) 進入：着陸装置上げ又は下げ、かつフラップ及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、フラップ及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

航空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) 模擬する飛行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、教官卓又は航空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。

付録A 第2章 補足2：動的応答

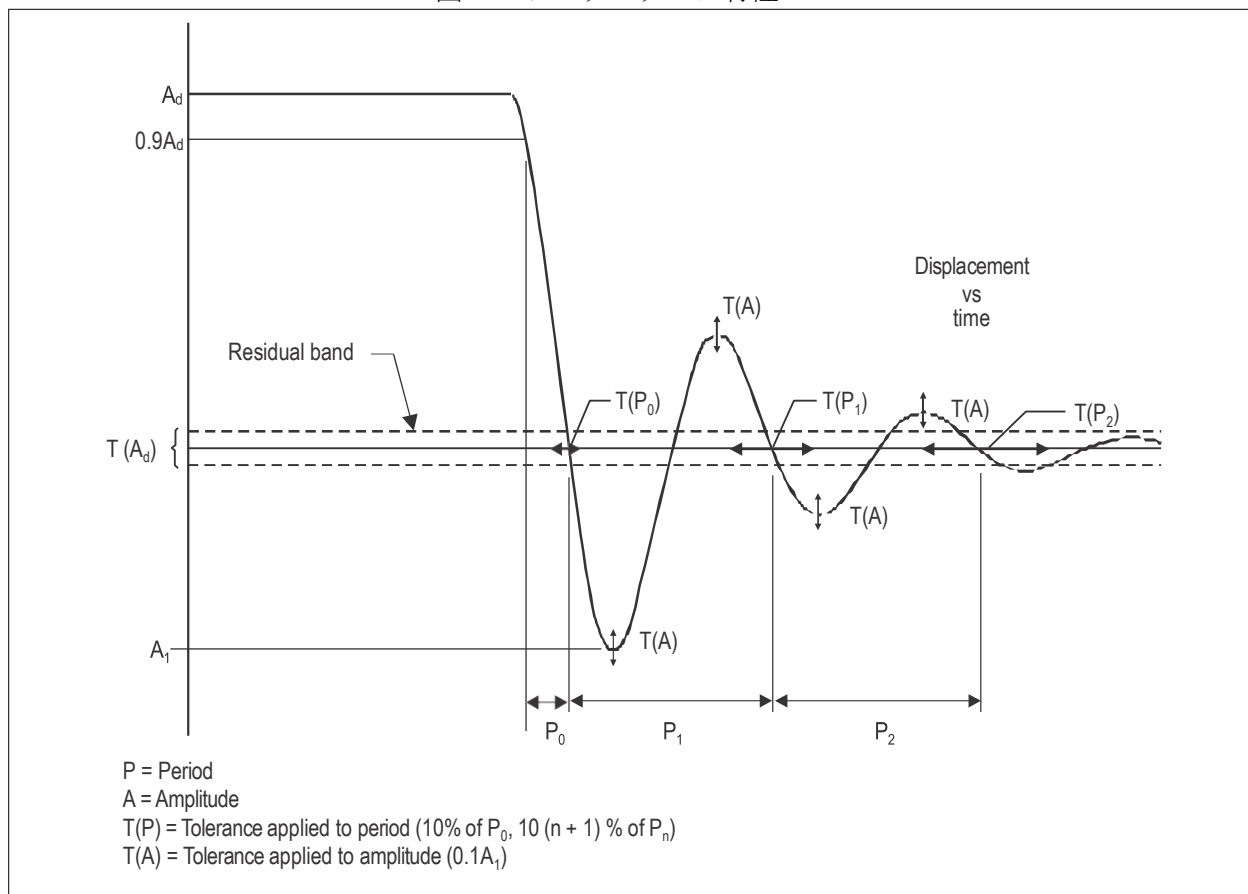
1. レベルC及びDの動的操縦の評価は、以下に従って行うこと。

(1) アンダーダンプの反応

実機がアンダーダンプ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 $T(A_d)$ は残留域であり、初期変位の振幅 A_d 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上で、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。

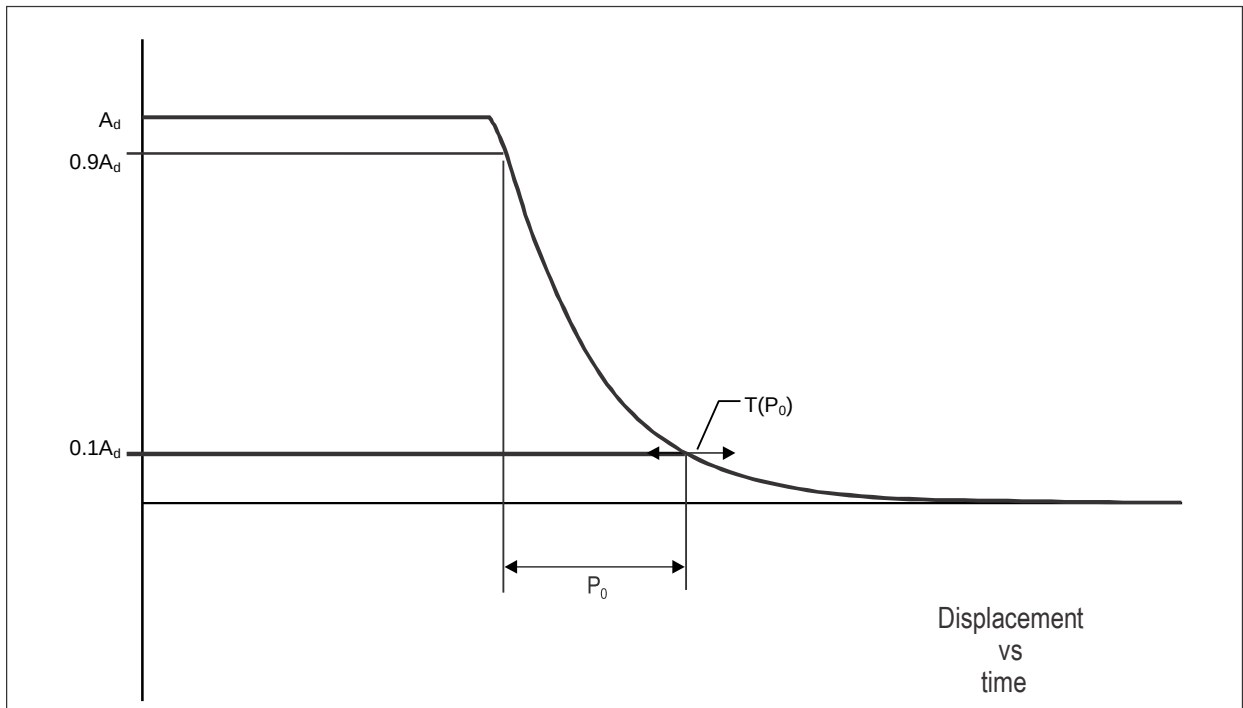
図 2-1 アンダーダンプ特性



(2) オーバーダンプ及びクリティカルダンプの反応

オーバーダンプ(オーバーシュートが無い)及びクリティカルダンプの性質を持つ場合、定常状態(中立位置)の90%に達するまでの時間が実機の $\pm 10\%$ 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ドンブ特性



- (3) 実機が一般的なアンダーダンブもしくはオーバード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ド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を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、後端又は右端まで動かし、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、 $\pm 2 \text{ lb}$ (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、地上だけの検査又は形態を省略する場合は、技術的な検証又は実機製造者の論理的説明を示すこと。

付録A 第2章 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れなければならない。
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。

付録A 第2章 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. オブジェクティブ・モーション・キューイング・テスト – 周波数ドメイン

(1) 背景

- ・この検査は、飛行モデルでの計算出力からモーション・プラットフォームの応答までのモーション・キューイング・システムの応答について、定量的に評価するものである。
- ・周波数応答のような他のモーションの検査は、モーション・システムのなかでもハードウェア単独の機械的性能に特化したものである。
- ・この検査の目的は、ある範囲の周波数にわたる特定の自由度へ変換する関係性を、モーション・システム全体の定量的な周波数応答の記録として提供することである。
- ・この周波数の範囲は、模擬対象の型式の飛行機と、その模擬飛行装置で行う手動操作の範囲を代表するものであること。認定検査時に範囲は設定される。
- ・この検査の測定値は、モーション・キューイング・アルゴリズム、モーション・プラットフォームの動的応答、モーション・キューイング及び制御システムの実装に関連したトランスポート・ディレイとの複合的な影響を含めること。
- ・クロスカップリングの関係性だけでなく、飛行機の変位や回転を再現する模擬飛行装置の能力を表す特定の周波数応答は、これらの測定値の一部として要求される。
- ・飛行機が前方へ加速する状態を模擬する場合、模擬飛行装置のプラットフォームは、初動のキューを与えるために、前方に一瞬加速される。
- ・この挙動は、キューの直接変換に関連したものと考えられる。
- ・飛行機が前方へ継続的に加速することにより生じる慣性力を発生させるための低域フィルターの働きにより、模擬飛行装置のプラットフォームは前方向のモーションの動きと同時にノーズ・アップに傾けられる。
- ・この継続する特定の力を作り出すための模擬飛行装置のプラットフォームの傾きと、継続する特定の力の加わり始めに関連するプラットフォームの角速度、角加速度との関係は、クロスカップリングに関連したものと考えられる。

- ・模擬飛行装置のプラットフォームで生み出される特定の力は、飛行機に作用する継続する特定の力を操縦士に知覚させるうえで必要であるが、一方で、その力を生み出すプラットフォーム上の角速度と角加速度は、飛行機では実際に生じないものなので、必要最小限にとどめるべきである。

(2) 周波数応答検査

- ・この検査は、モーション・キューイング・システムについての、周波数応答の計測が必要である。
- ・飛行機の代表的な挙動を表す参照用の正弦波信号は、モーション・キューイング・アルゴリズム中の、操縦士席位置への座標変換の後、モーション・キューイングの計算を行う直前の個所に加えられる。
- ・クロスカップリングから生じるモーションの動きと同様に、（直接変換に関連する）対応する自由度でのモーション・プラットフォームの応答が記録されること。
- ・これらの検査は、パイロット・モーション・キューイングにとって重要なものであり、かつ全ての型式の飛行機に適用する一般的な検査である。

(3) この検査は、模擬飛行装置の初回の認定検査だけに必要であり、認定維持の検査（定期検査）では必要としない。

- ・航空局は、模擬飛行装置のメーカーが適合性説明の一部として提供する検査結果を受け入れることができるが、その場合は、オブジェクティブ・モーション・キューイング・テストが、模擬飛行装置のモーション・キューイング・アルゴリズムの調整に際して用いられたことを確認できるものであること。

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。

実機及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。

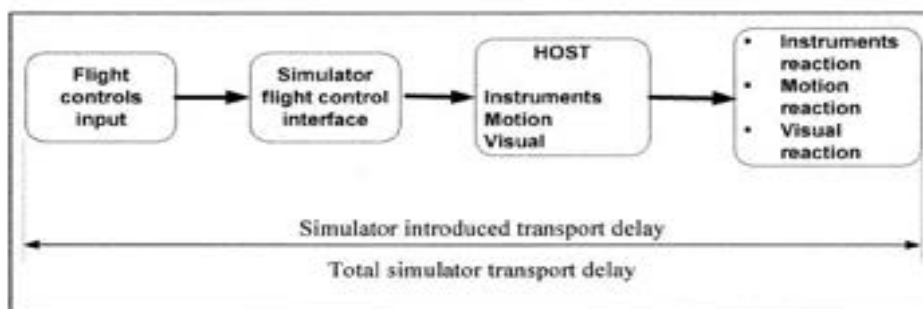
少なくとも最も有効な軸に関する結果は提示されなければならない、他の軸の結果が提示されない説明がなされなければならない。

付録A 第2章 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) コンピューター制御でない旧式の飛行機の模擬する場合
 - (2) コンピューター制御の飛行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) コンピューター制御の飛行機を実機のブラックボックスの代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、コンピューター制御でない飛行機、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

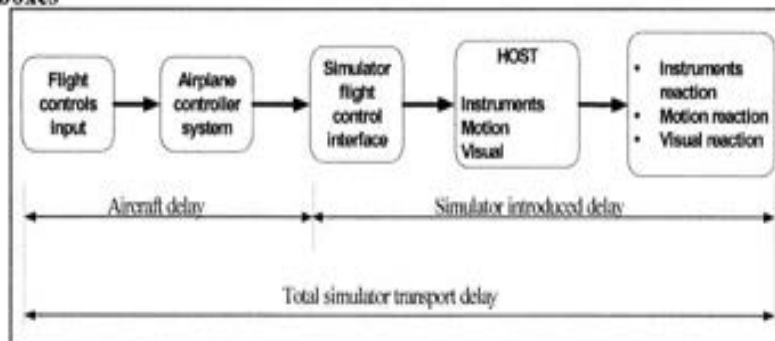
Transport Delay for simulation of classic non-computer controlled aircraft.



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。

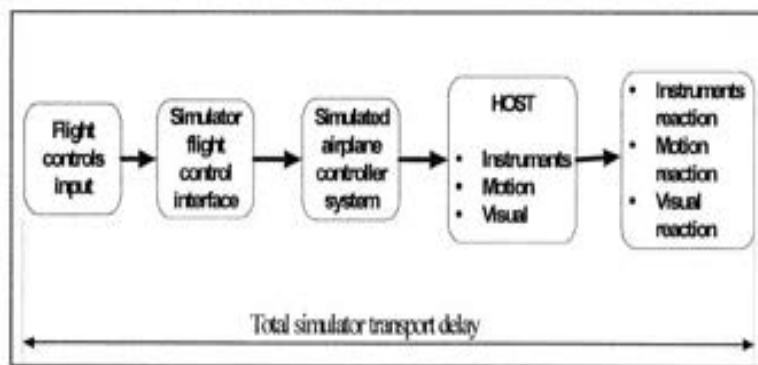
5. 図 A2-E に、実機のブラックボックスをソフトウェア・エミュレーションで模擬する場合のトランスポート・ディレイの測定方法を示す。この構成では、ピッチ、ロール及びヨーの各軸毎にトランスポート・ディレイを測定することが出来ない。

そのため、操縦入力シグナルは、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



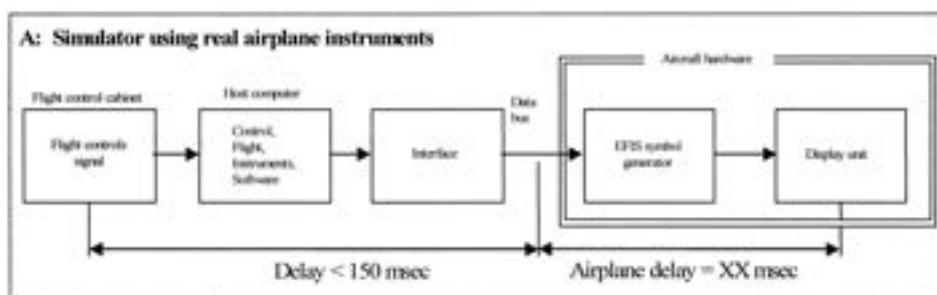
6. ソフトウェア模擬された計器やリホストされた計器ではなく、実機の計器ディスプレイ装置を用いる場合のトランスポート・ディレイの測定方法を以下に示す。

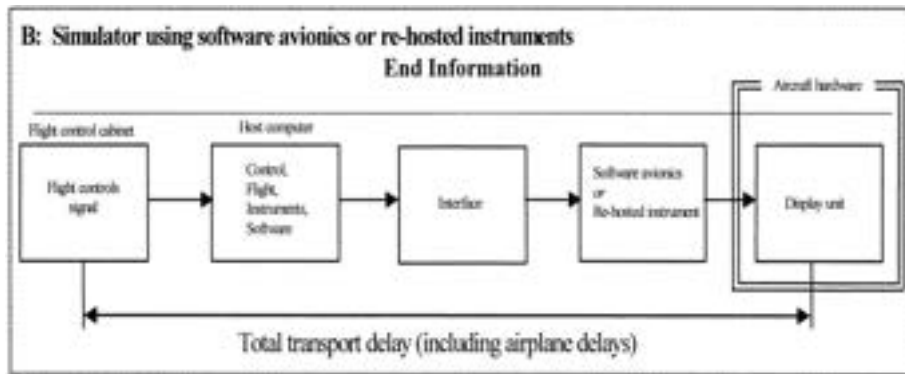
計器システムのトランスポート・ディレイは、実機と同じ装備品の固有の遅延を、トータル・トランスポート・ディレイから差し引いて測定することである。

- (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ベー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。

付録A 第2章 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、実機製造者又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ーの変動が確認できるものを含まなければならない。更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ーの例を含むこと。（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、平穏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ー

- (1) 4つのケースのそれぞれについて、次のパラメーターを時系列に記録すること。
 - (a) 指示又は校正対気速度
 - (b) 指示上昇速度
 - (c) ピッチ角
 - (d) 気圧高度又は電波高度
 - (e) 迎え角
 - (f) 昇降舵の位置
 - (g) 発動機データ（推力、N 1 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、急激な風の速度又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2章 補足7：サウンド・システム

1. 一般

飛行機に関連する音の環境は非常に複雑で、大気の状態、飛行機の形態、速度、高度、発動機の推力の設定値次第で変化する。操縦室内の音は、操縦時の重要な要素となり、操縦士に対して有益な情報の提供となる。これらの音の情報が操縦士への警報として手助けとなる場合もあれば、操縦士の注意をそらしたり、操縦の邪魔をしたり、妨げとなる場合もある。シミュレーターによる効果的な訓練を提供するために、実際のコックピットと同様に、操縦士が認識している通常及び異常な状態における操縦室内の音を再現すべきである。また、シミュレーターの使用者は装置を設置する場所におけるバックグラウンド・ノイズを慎重に評価しなければならない。

音に対する要件への適合性を証明するため、操縦士が運航時に経験する代表的なサンプルによって、客観的な試験又は妥当性のある試験を付録より選択することとなる。

2. 複数のエンジンのスラストを有する飛行機を模擬したシミュレーター

飛行機製造者等が提供するデータにおいて、推力システム（エンジン又はプロペラ）の違いによる顕著な差が示されている場合、付録A 第2章に掲げる許容範囲で実機の性能を模擬していることの確認をそれぞれ行うものとする。

3. データとデータ収集システム

(1) シミュレーター製造者に提供される情報は、IATA「Flight Simulator Design and Performance Data Requirements」で推奨されている様式に基づき提供されなければならない。また、情報にはレスポンス校正のデータと周波数応答のデータを含まなければならない。

(2) 付録A 第2章に掲げられたサウンド装置に係る項目に用いるデータ収集システムは、以下の仕様を満足する必要がある。

- (a) ANSI S1.11-1986 で定められている 1 オクターブバンド、1/2 オクターブバンド及び 1/3 オクターブバンドのフィルターの仕様
- (b) IEC1094-4-1995 で定められている、WS2 タイプ又は同等以上の性能を有する騒音測定用マイクロフォン

(3) ヘッドセット

通常の運航でヘッドセットが使用されている場合、そのヘッドセットをシミュレーターに対する検査の際に使用すること。

(4) プレイバック装置

プレイバック装置及びその認定検査ガイドの条件の記録は、初回認定検査時に提示されなければならない。

(5) バックグラウンド・ノイズ

(a) バックグラウンド・ノイズは、シミュレーター内部における音であり、飛行機に関連した音ではない。シミュレーターの空調及び作動油システム並びに建物内の他の場所から発生する音が要因となる。

飛行機に関連した音を正確に再現した環境に対して、バックグラウンド・ノイズは大きな影響を与える場合があるため、再現した音よりも低く抑えなければならない。

影響を抑えるために、模擬する飛行機に関連した音量を上げる方法もあるが、この方法は、既定の許容範囲内であり、評価操縦士が操縦室内における音の環境として許容できる程度までに制限される。

- (b) 許容されるバックグラウンド・ノイズは、飛行機の代表的な運航時の音のレベルに依存している。

以下の周波数帯における音圧レベルを下回るバックグラウンド・ノイズであれば、原則として許容できる。

(i) 70dB @50Hz

(ii) 55dB @1000Hz

(iii) 30dB @16kHz

(注意：これらの許容値は、特定の周波数に重み付けを行わないフラットな周波数特性を使った1/3オクターブバンドの騒音測定レベルである。測定の結果、(i) から (iii) の許容値を数値の上で満足していても、要件に適合したシミュレーターとは言えない。

飛行機の運航時の音が上記値を下回る場合は、慎重な確認を必要とし、バックグラウンド・ノイズに対するより低い許容範囲を必要とする場合がある。)

(6) 計測試験の有効性

模擬する飛行機を再現していることの確認に既定の許容範囲を適用する場合、サウンドの模擬が特定の型式の飛行機を再現していることを確認するために、特定の許容誤差を設定する際には、飛行機内で音を記録する際に生じる差異について考慮すべきである。

典型的な差異の例として、以下のものが挙げられる。

- (a) 機体製造番号間の個体差
- (b) マイクロフォンの周波数応答の個体差
- (c) 測定結果の再現性

定期検査における周波数応答検査結果の許容範囲の例

中心周波数帯 (Hz)	認定検査時の音圧レベル (dBSPL)	定期検査時の音圧レベル (dBSPL)	差 (絶対値)
50	75.0	73.8	1.2
63	75.9	75.6	0.3
80	77.1	76.5	0.6
100	78.0	78.3	0.3
125	81.9	81.3	0.6
160	79.8	80.1	0.3
200	83.1	84.9	1.8
250	78.6	78.9	0.3

315	79.5	78.3	1.2
400	80.1	79.5	0.6
500	80.7	79.8	0.9
630	81.9	80.4	1.5
800	73.2	74.1	0.9
1000	79.2	80.1	0.9
1250	80.7	82.8	2.1
1600	81.6	78.6	3.0
2000	76.2	74.4	1.8
2500	79.5	80.7	1.2
3150	80.1	77.1	3.0
4000	78.9	78.6	0.3
5000	80.1	77.1	3.0
6300	80.7	80.4	0.3
8000	84.3	85.5	1.2
10000	81.3	79.8	1.5
12500	80.7	80.1	0.6
16000	71.1	71.1	0.0
平均			1.1

付録A 第2章 補足8：新たな飛行機型式又はその派生型機の模擬飛行装置の認定に関する追加要件

1. 一般的に、性能、操縦特性、システム又はアビオニクスに係る飛行機製造者の全ての実機データは、新たな飛行機型式又はその派生型機が運航を開始した以降でないと入手できないことが多い。
しかし、最初の飛行機が運航を開始する数か月前から乗員の訓練・資格取得が始まることから、模擬飛行装置を暫定認定するため、飛行機製造者が提供する全ての実機データが提供されていない段階において、データの使用が必要となる。
2. このようなケースでは、必要な訓練、資格取得及び事業開始の計画を進めるため、部分的に検証された飛行機及びシステムのデータ並びに初期リリースのアビオニクス (Red Label) によるデータの使用を認める場合がある。
3. 全ての実機データが提供されていない段階で模擬飛行装置を認定するために、当該データの使用について航空局と調整しなければならない。
また、飛行機及び模擬飛行装置の製造者と模擬飛行装置のデータパッケージの開発、取得計画及び認定取得に向けた計画の策定について調整しなければならない。
4. 全ての実機データが提供されていない段階のデータの使用について、航空局の承認を得るために実施すべき手順は様々であり、飛行機製造者の間でも異なる。
各飛行機製造者の新たな飛行機型式又はその派生型機の開発と試験プログラムは、プロジェクトのニーズに合うように設定されており、他の製造者のプログラム、あるいは同じ製造者でも異なる飛行機のプログラムでは同じ工程となるとは限らない。
このため、当該データの使用の承認に対する特定の手順はない。
代わりに、工程の順序、データソース並びに申請者、飛行機製造者、模擬飛行装置の製造者及び航空局が同意した検証の手順を記載した文書を提出しなければならない。
注：模擬飛行装置のモデリングと検証に必要となる飛行機製造者が提供するデータは、IATA 文書 “Flight Simulator Design and Performance Data Requirements” に記載されている。
5. 全ての実機データが提供されていない段階のデータは、飛行機を最もよく再現しており、実機データは事前の推定値から大きく逸れていないことが保証されていなければならない。
予測や推定技術を用いて生成された模擬データは、少なくとも以下を含む入手可能な技術資料により検証されなければならない。
 - (1) 製造者のエンジニアリングレポート
当該レポートでは、使用した模擬データの生成方法を説明し、類似のプロジェクトで過去の成功実績をあげて説明しなければならない。
例えば、製造者は従来の飛行機への同手法の適用を示してもよく、また初期のモデル特性を模擬し、そのモデルの最終データと比較してもよい。

(2) 初期の飛行試験の結果

一般的に初期の飛行試験データは、飛行機の型式証明飛行試験から導き出され、模擬飛行装置の初期の検証に最大限活用される。

通常、飛行機の型式証明飛行試験プログラムの初期に行われる特定の飛行機の安全に関わる重要な試験は、必須である操縦士訓練や資格取得にかかる操縦を検証するために実施されなければならない。

これらは、飛行機の故障モード又は発動機の故障に乗員が対処する試験ケースが含まれる。

初期の飛行試験データは飛行機製造者の飛行試験のプログラムによるため、各ケースにおいて同じとは限らない。

しかし、飛行機製造者の飛行試験プログラムは、初期の飛行試験結果が模擬飛行装置の検証のために作成されるように、考慮されなければならない。

6. 全ての実機データが提供されていない段階でのデータの使用は無期限ではない。

飛行機製造者の全ての実機データは、飛行機の最初の就航から 12 か月以内、又は航空局、申請者及び飛行機製造者が同意した日までに入手可能でなければならない。

全ての実機データが提供されていない段階で、データを使って暫定認定を申請する場合、実機データのアップデートプログラムについて、航空局の同意を受ける必要がある。

この中で、実機データのアップデートは、特別な条件があるか又はこれと異なるスケジュールが認められない限り、データのリリースから 12 か月以内に模擬飛行装置に搭載する旨、規定すること。模擬飛行装置の性能や操縦性の検証は、飛行試験又は他の認められたソースから導き出されたデータに基づくものであること。

初期の飛行機システムのデータは、型式証明試験の後にアップデートすること。

飛行機システムの実機データは、模擬飛行装置のプログラミングの検証にも使用されること。

7. 模擬飛行装置のアビオニクスは、原則、飛行機のアビオニクス(ハードウェアとソフトウェア)のアップデートと同じにすること。

飛行機と模擬飛行装置のアップデートの間の許容される時期の遅れは最小限であること。

許容される時期の遅れはアップデートの重要性に依存し、認定検査ガイド、操縦士訓練又は資格取得に影響があるか否かによる。

飛行機と模擬飛行装置の間でのアビオニクスのバージョンの許容される差異及び模擬飛行装置の認定への影響について、航空局の同意を受けなければならない。

模擬飛行装置の認定検査中に、模擬飛行装置の製造者と調整することが望ましい。

8. 以下は、暫定の認定計画で使用が認められる設計データとソースの例である。

(1) 暫定認定を取得する計画には、飛行試験データと模擬データで構成される認定検査ガイドの作成を含まなければならない。

飛行機の個々の飛行試験や他の飛行から集めたデータについて、一致性を証明(飛行試験データと模擬データの一致性を証明する。)するために要求される設計モデル又は必要なデータの変更は、飛行機製造者によって作成されること。

- (2) 2組のデータを適切に検証するため、飛行試験で記録されたのと同じ大気条件下において、同じコントロール・インプットで操作した結果のシミュレーション・モデルの反応と飛行試験データを比較する。

モデルの反応は、

- ① 下記システムが統合されて動いており、
- ② 模擬飛行装置の製造者へリリースされた以下のシステムの設計データと一致する条件として模擬されたものであること。
 - (a) 推力
 - (b) 空力
 - (c) 質量特性
 - (d) フライト・コントロール
 - (e) 安定性増大装置
 - (f) ブレーキと着陸装置

9. 新たな飛行機型式又はその派生型機の模擬飛行装置の操縦特性と性能評価は、適切な資格を持ったテスト・パイロットにより実施されなければならない。