

平成31年3月14日(木)

第1回：航空機装備品認証技術 オープン・フォーラム

航空機用搭載機器と装備品認証

Part1：我が国の認証制度

Part2：航空機が遭遇する環境とD0160

Part3：D0178 / 254に基づくSW / HW設計保証

Part4：その他

国土交通省 航空局
航空機安全課

1.我が国の認証制度

1.我が国の認証制度

1.我が国の認証制度

装備品の認証

装備品の認証
(型式/仕様承認)



設計認証
(適用基準への適合)



製造認証
(設計データに基づく製造)

装備品の認証は、設計認証と製造認証の両方の認証で構成され、これらの両側面に対する航空局からの承認が必要になります。(規則14条の2)

航空機へのインストール(機装評価)

1. 型式承認、仕様承認がなされている装備品であっても、当該装備品を航空機に搭載するためには、**航空機へのインストールが評価**される。(認証済みの装備品であっても無条件に航空機に搭載されることは許可されない。)
2. 航空機へのインストールを評価する手法としては、**型式証明(法12条)**、**追加型式設計承認(法13条の2)**、**修理改造検査(法16条)**などがある。

1.我が国の認証制度

型式・仕様承認の効果

- ◆ 既存の航空機に型式証明で認められていない装備品を装備する場合、**追加型式設計承認、修理改造検査(注)**が要求される。

注:当該装備品を型式証明の保有者自らが装備するための設計変更を行う場合は型式設計変更が要求される。

- ◆ 追加型式設計承認又は修理改造検査(或いは、型式設計変更)において、型式・仕様承認がなされている装備品を航空機にインストールする場合、当該機体の設計審査において、装備品単体の試験が完全に省略、または、完全省略できないまでも幾つかの追加試験で済む場合があります。

参考

上記ケースは新規開発の型式証明においても全く同様のことが発生します。型式証明を目指す申請者にとって認証された装備品を使用することは大きなメリットとなります。もし、認証されていない装備品を新規開発の航空機に搭載する場合は装備品自体の認証行為を型式証明において実施することが要求されるからです。

1.我が国の認証制度

設計面の審査に用いられる基準

耐空性審査要領

1. 航空機又は**装備品**が航空法施行規則付属書第一「航空機及び装備品の安全性を確保するための強度、構造及び性能についての基準」に適合するかどうかの審査は、この要領の定めるところによる。
2. **材料、部品等の個々の審査はJIS、MIL、TSO、その他**航空機検査官が適当と認めた規格によるものとする。
3. 以下、略

装備品側に関係する要件

1. 型式/仕様承認において適用される基準は、耐空性審査要領により規定されています。装備品に要求される要求基準は様々であり、具体的な要求基準は型式/仕様承認の申請において航空局担当者と協議の上で決定されます。
2. 型式/仕様承認の申請者は、上述の耐空性審査要領に規定される公知規格等を用いて任意の適用基準を設定できますが、その適用基準の要求水準が低いと航空機にインストールの際に装備品単体の試験を含む証明が必要となるので、搭載を予定している航空機の要求基準を予測した上で型式/仕様承認の適用基準を設定することが一般的です。

1.我が国の認証制度

航空機側で求められる要件(無線通信機器の場合)

耐空性審査要領 6-8 無線通信機器

6-8-1

無線通信機器は、航空機の**予想される運用状態**において、航空機内にある者に危険を及ぼさないように装備したものでなければならない。

6-8-2

無線通信機器は、使用中他の機器に悪影響を与える電氣的雑音を発生するものであってはならない。

6-8-3

無線通信機器は、航空機の**予想される運用状態**において、航空機の安全な運用を行うための精度を維持し、**確実にその機能を発揮**するものでなければならない。

機体側で求められる要件

1. 上記は、前頁に引き続き耐空性審査要領からの引用で、例として「無線通信機器」から抜粋しました。機体側の要件も様々であり、型式証明のプログラムにおいてもどのような要求基準を装備品に対して求めるのかをプログラムの初期に決定します。
2. 重要な点は、「**予測される運用下で所要の機能を発揮**」するということが基本です。例えば、予測される運用下の意味の中には、航空機が遭遇する様々な環境条件下で、意図した機能を発揮するという意味もあります。

1.我が国の認証制度

米国における装備品認証制度(TSOとPMA)

Technical Standard Orders (TSO)

A TSO is a minimum performance standard for specified materials, parts, and appliances used on civil aircraft. When authorized to manufacture a material, part, or appliances to a TSO standard, this is referred to as TSO authorization. Receiving a TSO authorization is both design and production approval. Receiving a TSO Authorization is not an approval to install and use the article in the aircraft. It means that the article meets the specific TSO and the applicant is authorized to manufacture it.

Parts Manufacturer Approval (PMA)

Is a combined design and production approval for modification and replacement articles. It allows a manufacturer to produce and sell these articles for installation on type certificated products. Federal Aviation Administration Orders [8110.42](#) and [8120.22](#) [prescribe the approval procedures for FAA personnel and guides applicants in the approval process.](#)

TSOとPMAは、米国の部品/装備品の認証制度です。何れの認証制度も設計及び製造の両側面に対して承認される必要があります。一方、TSOとPMAの違いはTSOには厳然たる基準(MPS)があるのに対し、PMAは型式証明においてカバーされた装備品と同一設計であることが求められます。(§ 21.303)

1.我が国の認証制度

TSO基準に適合するための型式・仕様承認

Search:

[Search Help](#)

Current TSOs by Number
(TSOs currently available for new approvals/production)

[Search](#) [Previous](#) [Next](#) [Print View](#)

TSO-C179b	Rechargeable Lithium Batteries and Battery Systems.	03/23/2018
TSO-C184	Airplane Galley Insert Equipment, Electrical/Pressurized	09/30/2011
TSO-C190	Active Airborne Global Navigation Satellite System	03/20/2007


TSOにも適合する型式・仕様承認

- ◆ 申請者がTSOに適合する装備品を開発したい場合、型式・仕様承認における適用基準において該当するTSOを採用する必要があります。
- ◆ 型式・仕様承認において、申請者がTSOに合致することを証明し、航空局が認めた場合は、FAAに対してTSOの申請(TSO design approval)を行います。米国においても、そのデザインが認められた場合は、型式・仕様承認においてTSOマーキングをして当該装備品を製造することもできます。
→米国は原則的に海外にProduction certificateを認めません。

	Aircraft-Based Augmentation for Navigation and	
TSO-C207	Aeronautical Mobile Airport Communication System (AeroMACS)	05/13/2014
TSO-C207a	Aeronautical Mobile Airport Communication System (AeroMACS) Airborne Mobile Station (AMS) Equipment	08/18/2017
TSO-C209	Electronic Flight Instrument System (EFIS) Display	09/29/2016
TSO-C210	Airborne Head Up Display (HUD)	10/25/2017
TSO-C211	Detect and Avoid (DAA) Systems	09/25/2017
TSO-C212	Air-to-Air Radar (ATAR) for Traffic Surveillance	09/22/2017
TSO-C213	Unmanned Aircraft Systems Control and Non-Payload	03/09/2018

1.我が国の認証制度

TSO C196の場合(GPSシステムに適用される基準)



Department of Transportation
 Federal Aviation Administration
 Aircraft Certification Service
 Washington, D.C.

TSO-C196
 Effective Date: 09/21/09

Technical Standard Order

Subject: Airborne Supplemental Navigation Sensors for Global Positioning System Equipment Using Aircraft-Based Augmentation

1. **PURPOSE.** This technical standard order (TSO) is for manufacturers applying for a TSO authorization (TSOA) or letter of design approval (LODA). In it, we (the Federal Aviation Administration) establish the minimum performance and design requirements for global positioning system (GPS) supplemental navigation sensors used for SBAS operation. This TSO-C196 does not include SBAS operation.

2. **APPL**

a. This

b. This approval ac

c. Air may still be

環境要件
D0316/D0160F

ソフト・ハードウェア要件
D0178B/D0254

d. Environmental Qualification. Test the equipment according to RTCA/DO-316, Section 2.2 and RTCA/DO-160F, *Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment*, dated December 6, 2007, Sections 4.0 through 8.0 and 10.0 through 25.0.

e. Software Qualification. If the article includes a digital computer, develop the software according to RTCA/DO-178B, *Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification*, dated December 1, 1992, Sections 2 through 12 and Annex A. The software design assurance level should be consistent with the failure condition classification defined in paragraph 3.b of this TSO.

f. Electronic Hardware Qualification. If the article includes a complex custom micro-coded component, develop the component to the guidance in FAA Advisory Circular (AC) 20-152, *RTCA, Inc. Document RTCA/DO-254, Design Assurance Guidance for Airborne Electronic Hardware*. The hardware design assurance level should be consistent with the failure condition classification defined in paragraph 3.b of this TSO.

1.我が国の認証制度

Minimum Operational Performance Standard (MOPS)

RTCAが策定したMOPS(D0316)は、GPSシステムに係る要件が規定されています。本スライドではD0316に規定されている各種の「環境要件」の中から、例として雷に関する環境要件を紹介します。

2. 航空機が遭遇する環境とD0160

2. 航空機が遭遇する環境とD0160

2. 航空機が遭遇する環境とD0160

航空機が遭遇する様々な環境

高度 Altitude

- 高高度 High Altitude
- 低高度 Low Altitude
- 超低高度 Ultra Low Altitude

航空路 Flight Routes

- 陸上 Over Land
- 水上 Over Water
- 極地 Polar

環境源 Environmental Sources

- 自然環境 Natural environments
- 自己生成環境 Self-generated environments

天候 Weather

- 晴天 Sun
- 雪 Snow
- みぞれ Sleet
- 雨 Rain
- 雷 Lightning
- 着氷性の雨 Freezing rain

気候条件 Climate Conditions

- 砂漠 Desert
- 極寒 Arctic
- 熱帯 Tropical
- 沿岸 Coastal
- 乾燥内陸 Dry Inland

D0160は全ての環境要件が規定されているわけではありませんが、多くがカバーされています。

2. 航空機が遭遇する環境とDO160

DO160に規定される各種環境要求基準

- RTCA / DO-160G Section 4: Temperature and Altitude
- RTCA / DO-160G Section 5: Temperature Variation
- RTCA / DO-160G Section 6: Humidity
- RTCA / DO-160G Section 7: Operational Shock and Crash Safety
- RTCA / DO-160G Section 8: Vibration
- RTCA / DO-160G Section 9: Explosion Proofness
- RTCA / DO-160G Section 10: Waterproofness
- RTCA / DO-160G Section 11: Fluids Susceptibility
- RTCA / DO-160G Section 12: Sand and Dust
- RTCA / DO-160G Section 13: Fungus Resistance
- RTCA / DO-160G Section 14: Salt Spray
- RTCA / DO-160G Section 15: Magnetic Effect
- RTCA / DO-160G Section 16: Power Input
- RTCA / DO-160G Section 17: Voltage Spike
- RTCA / DO-160G Section 18: Audio Frequency Conducted Susceptibility - Power Inputs
- RTCA / DO-160G Section 19: Induced Signal Susceptibility
- RTCA / DO-160G Section 20: Radio Frequency Susceptibility (Conducted)
- RTCA / DO-160G Section 20: Radio Frequency Susceptibility (Radiated)
- RTCA / DO-160G Section 21: Emission of Radio Frequency Energy (Conducted)
- RTCA / DO-160G Section 21: Emission of Radio Frequency Energy (Radiated)
- RTCA / DO-160G Section 22: Lightning Induced Transient Susceptibility (Pin Injection)
- RTCA / DO-160G Section 22: Lightning Induced Transient Susceptibility (Cable Bundle)
- RTCA / DO-160G Section 23: Lightning Direct Effects
- RTCA / DO-160G Section 24: Lightning Induced Transient Susceptibility (Pin Injection)
- RTCA / DO-160G Section 24: Lightning Induced Transient Susceptibility (Cable Bundle)
- RTCA / DO-160G Section 24: Lightning Direct Effects

<DO160の構成>

1. DO160は、section-1～section-26で構成され、具体的な環境要求基準はsection-4から始まります。
2. Section-1からsection-3はDO160の一般的活用方法や定義が規定されています。

<参考>

TSO C196(前Partに引用された雷に関する要求基準は次の2つ。

1. Section 22: 間接誘導雷 (PIN&BUNDLE test)
2. Section 23: 直撃雷

2. 航空機が遭遇する環境とD0160

型式証明におけるZONE設定とD0160 section-23(直撃雷)

型式証明におけるZONE設定

左の飛行機の図は雷撃(直撃雷)を受ける脅威度別に機体を雷撃ゾーン毎に示したものです。(型式証明で決定)

各ゾーンは機体形状に大きく依存しますが、一般に機体の先端部(ノーズ・エリアや翼端エリア)が第一撃を受けるゾーン(ZONE-1A)として設定され、胴体部分は、雷スイーフのエリアとして設定されます。ZONE-1AとZONE-2Aを比較した場合、ZONE-1Aの方がシビアな環境となるのは自明です。

TS0-C196の環境要求

下記の記述はGPSシステム(TS0-C196)に要求されるD0316(MOPS)を再掲したものです。そこには、D0160において規定されるZONE-2Aに対応する環境試験要求があります。つまり、航空機の設計者は、TS0-C196に合致するGPSシステムを機体に装備する場合、ZONE-2A(ZONE-3も含む)のどこの場所にもGPSを配置する設計が可能となります。

2. 航空機が遭遇する環境とD0160

D0160 section-23試験の紹介 (High Current Physical Damage Test)

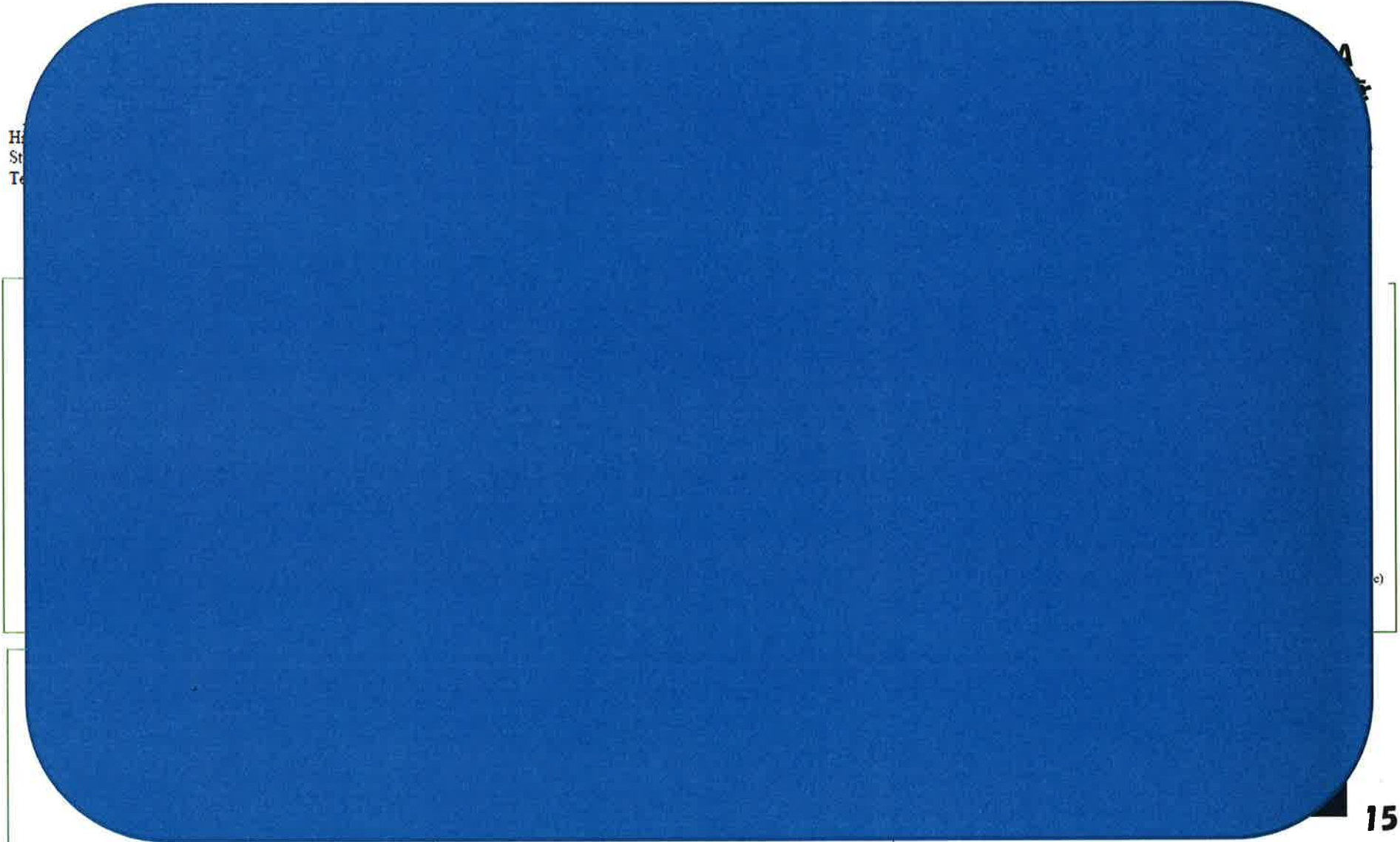


FIGURE 17A - EXAMPLE OF CURRENT COMPONENT B FOR DIRECT EFFECTS TESTING | FIGURE 17B - EXAMPLE OF CURRENT COMPONENT B FOR DIRECT EFFECTS TESTING

2. 航空機が遭遇する環境とDO160

DO160の活用方法とAC21-16G

DO160は航空業界の基準ですが、米国規則との関係を説明するものとしてAC21-16Gが発行されています。FAAは、新規開発品に対して、RTCA/DO-160の最新版であるG改訂(現時点)の使用を強く推奨しています。

この意味は、最新改訂を常に使用しなくても良いことを意味します。特に注意を要する点として、DO160に規定される各セクションのうち、下記セクションは使用できる改訂リビジョンが指定されています。

～リビジョン指定があるセクション～

1. RTCA / DO-160 Section 20
2. RTCA / DO-160 Section 22
3. RTCA / DO-160 Section 26



U.S. Department
of Transportation
Federal Aviation
Administration

Advisory Circular

Subject: RTCA Document DO-160 versions D, E, F, and G, "Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment"

Date: 06/22/2011 AC No: 21-16G
Initiated by: AIR-100

1. What is the purpose of this Advisory Circular?

a. This advisory circular (AC) identifies RTCA Document No. (RTCA/DO)-160 versions D, E, F, and G, *Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment*, dated July 27, 1997, December 20, 2005, December 6, 2007, and December 8, 2010, respectively, as containing acceptable environmental qualifications to show compliance with certain airworthiness requirements. The FAA strongly encourages the use of RTCA/DO-160G for new articles.

b. Appendix 1 of this AC provides a summary of the changes from RTCA/DO-160C to RTCA/DO-160D, version D to E, version E to F, and F to G. The information in the table will assist you in determining if a particular version of RTCA/DO-160 is acceptable.

Note: When reference to RTCA/DO-160D is made in this AC, it includes Changes 1, 2, and 3, dated December 14, 2000, June 12, 2001, and December 5, 2002, respectively.

c. This AC is not mandatory and does not constitute a regulation. This AC describes a means, but not the only means, to comply with airworthiness requirements.

2. **To whom does this AC apply?** This AC applies to manufacturers and installers that use RTCA/DO-160 for environmental qualifications of their airborne equipment.

3. **Cancellation.** This AC cancels AC 21-16F, *RTCA Document DO-160 versions D, E, and F, Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment*, dated November 19, 2009.

4. What is RTCA/DO-160?

a. RTCA/DO-160 (or its precursor, RTCA/DO-138) has been used as a standard for environmental testing since 1958. It defines standard environmental test conditions (categories) and applicable test procedures for airborne equipment.

2. 航空機が遭遇する環境とD0160

Cont' d D0160の活用方法とAC21-16G

高強度放射電磁界（HIRF）の要件

<section-20>

当該（備装される）機器が、23.1308、25.1317、27.1317、or 29.1317のHIRF規則に適合することを要求される場合には、リビジョンF又はGを使用すること。 AC20-158に示すように、適用規則で定義される試験レベルが用いられる場合、レベルB/CのHIRF規則への適合の際し、リビジョンEの使用も許容できます。

雷撃（間接誘導雷）の要件

<section-22>

雷撃規則のために電子・電気機器の備装が要求される場合、RTCA/D0-160のリビジョンD以降を使用すること。 さらなるガイダンスについてはAC20-136Bを参照。

耐火性の要件

<section-26>

RTCA/D0-160リビジョンFは、規則PART25/PART33に対して十分ではない。
RTCA/D0-160のリビジョンGのセクション26は、規則Part25に対しては十分であるが、Part33に対しては十分ではありません。 規則Part33に係るFire and flammability guidance については、AC33.17-1の最新バージョンに示されている。

3. D0178/254に基づくSW/HW設計保証

3. D0178/254に基づくソフトウェア(SW) / ハードウェア(HW)設計保証

3. D0178 / 254に基づくSW / HW設計保証



米国FAR 25.1301 (耐審第Ⅲ部6-1-1-1と等価)

- Each item of installed equipment must be :
各装備品は次の規定により装備しなければならない
 - Of a kind and design appropriate to its intended function
所要の機能を発揮する種類及び設計でなければならない

米国FAR 25.1309 a(耐審第Ⅲ部6-1-5-1と等価)

- Design ensures it performs intended functions under any foreseeable operating condition
予想される全ての運用条件下において、所要の機能を発揮するように設計しなければならない



装備品は所要の機能を発揮する(つまり、エラーなく動作する)ように設計されなければいけないけど...

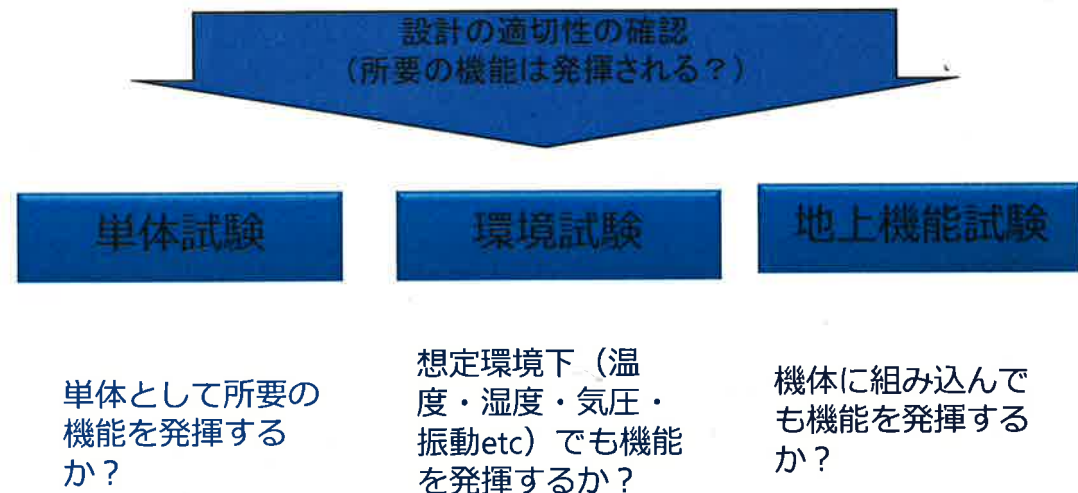


そのような設計になっていることをどうやって証明すればいいのかな？

3. D0178 / 254に基づくSW / HW設計保証

所要の機能の確認の例：Flap Actuator

Flap Actuator の所要の機能： PDUによって回転するトルクチューブの回転速度・方向に応じて、**フラップを展開・格納**する（複雑な機能を持たない機構品）



つまり「所要の機能」が単純で、それを実現する設計や機構が複雑でなければ、「試験」によってその装備品が「**所要の機能を発揮する設計**」であることを証明できるかも知れない



3. D0178 / 254に基づくSW / HW設計保証

所要の機能の確認の例：Flap Control Unit

Flap Control Unitの所要の機能：

- Flap/Slat レバー位置の検出
- PDUモーターの駆動制御
- Flap/Slat位置の検出
- Flap/Slat 面のねじれ検出
- 周辺機器とのインターフェース
- 自己診断

.....とかとか、たくさん

これらの機能の多くが、ソフトウェア・プログラムやマイクロコード化されたハードウェアで付与されている

設計の適切性の確認
(所要の機能は発揮される?)

Actuatorのように、設計の適切性を「試験」のみで証明することは、著しく困難。



かなり複雑なシステム...

ありとあらゆる入力・出力の組み合わせで試験した?

SWプログラムにバグはない?

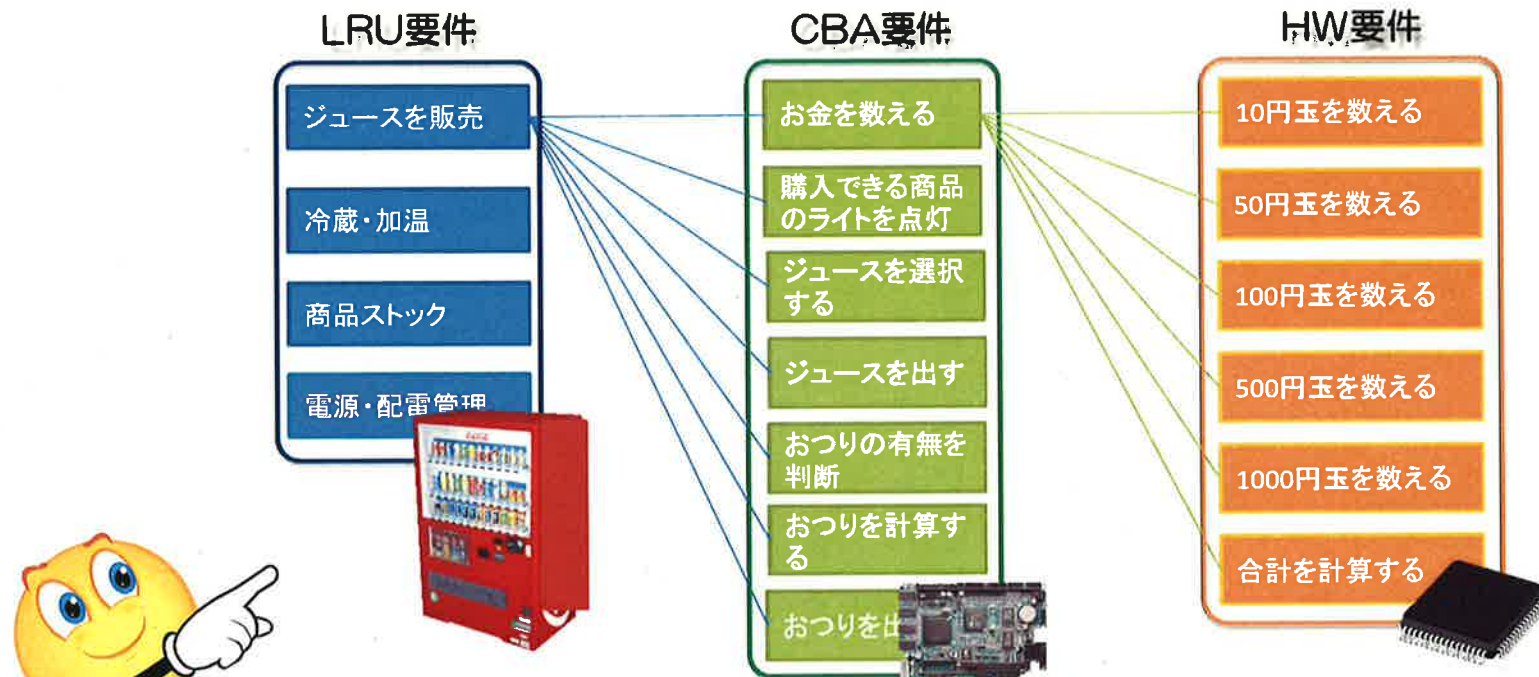
ハードウェアに設計エラーはない?

その試験だけでバグもエラーもないって言い切れる?

言い切れないのに、「所要の機能を発揮する設計」って証明できる?

3. D0178/254に基づくSW/HW設計保証

装備品に課せられた所要の機能は、まずはシステムやLRUレベルの機能要件として設定され、そこから分解され、CBAレベル、SWアプリケーション・HWコンポーネントレベルへとフローダウンされる。



例えば自動販売機をイメージにすると...

SW/HWに割り当てられた「お金を数える」機能が、エラーなく動作することを試験で証明すると、どのくらいの組み合わせ試験が必要になるだろうか？

1μs毎に1つのテストケースを処理可能な試験環境(例えばツール)があっても、6.8ヶ月の連続テストが必要となる

3. DO178/254に基づくSW/HW設計保証

設計保証活動: Design Assurance

当初に設定した計画に基づき、要件割当やコーディング・実装からなる一連の設計作業の適切性の確認と、実装された機能の検証（試験とこれを補足する解析・レビューの併用）を行いつつ、同時にそこから出力される成果品の形態管理と各作業毎のプロセス保証をおこないながら、これらを厳格かつ着実に実施することで、装備品の設計課程で生じるエラーを極力排除し、装備品が（エラー無く）所要の機能を発揮する設計であることを保証する活動



つまり、最終的な試験だけに頼るのではなくて、SW/HWの設計・開発を、各プロセスごとに丁寧に行うことで、エラーが出来るだけ少なく、きちんと機能するデバイスを作り上げようとする現実的視点の活動。そのガイドラインがRTCA_DO178/DO254。

当局は、この一連の申請者が行う活動内容をSOIレビュー（Stage of Involvement）等を通じて監査的に確認し、開発者の行う設計保証活動全体が適切であることを最終的に承認することでそのSW/HWを「認証」する。



4. その他

4. その他

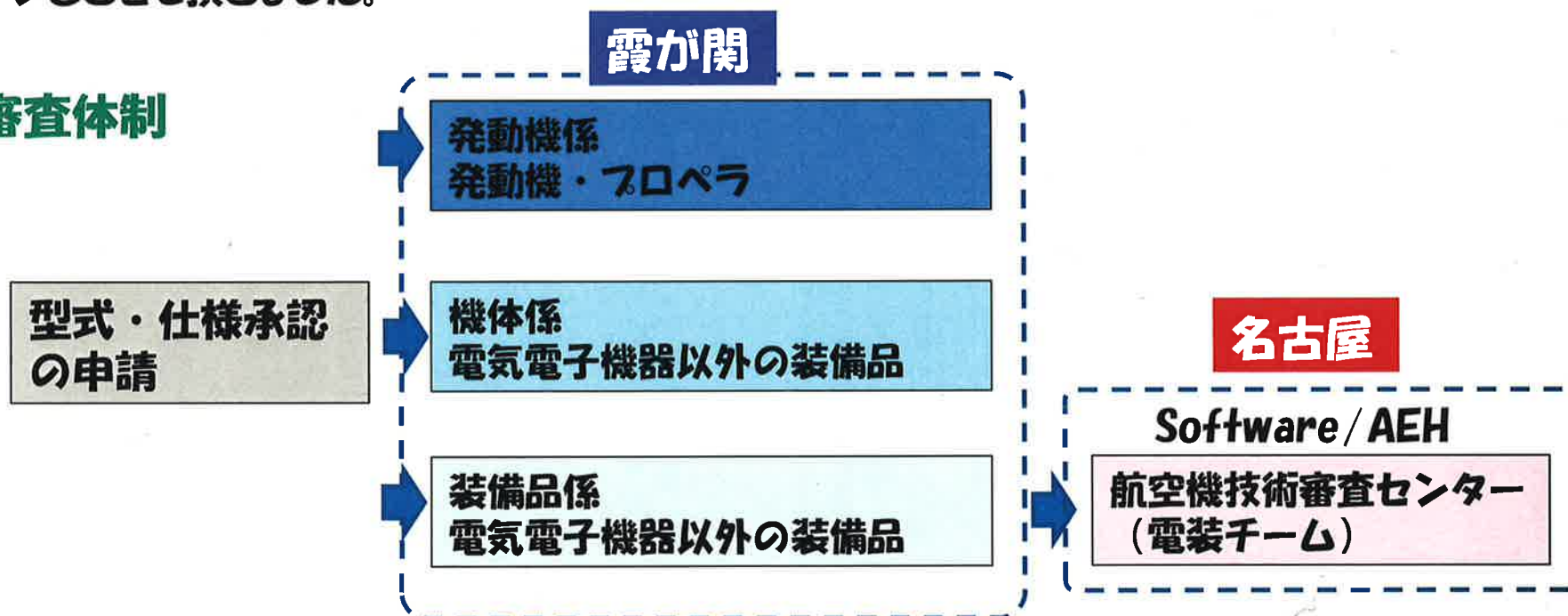
4. その他

国産の装備品に関する申請

航空局では、装備品の認証を基本的に本省（航空機安全課）にて実施しています。外国当局が承認したエンジン、プロペラ、或いはELT（航空機用非常無線機）をValidateする認証申請が大半で、国産で開発された装備品の認証申請は少ない状況です。

最近の装備品認証に係る承認実績からみると、航空機用座席、コンテナ、タイヤといった非電子電機装備品がメインとなっています。電子電気装備品の場合申請中のものが数件ありますが、航空機安全課としてはこの分野の申請数が増加する可能性もあると考え、今回のようなプレゼンテーションとさせて頂きました。

審査体制



4. その他

最後に

1. 我が国における装備品の認証には型式承認と仕様承認があり、米国制度と同様に、設計面及び製造面の適合性を航空局に示す必要がある。
2. 型式承認、仕様承認の設計面の適合性を示す上で、航空局は米国TSOに相当する最小要求性能基準を規定しない。従って、装備品を開発する申請者は耐空性審査要領に基づき任意の公知規格を用いて、その規格に対する適合性を示すことが可能。しかし、航空機へのインストールを考えると、不足する要求基準（型式証明の保有者が決定する）を航空機の設計・製造者、改修者が示す必要があるため、型式承認・仕様承認の申請者は装備品の開発段階で、そうした要求基準を予測して適用基準を設定することが望ましい。
3. 米国TSOの取得を念頭に型式承認・仕様承認の申請をする場合、米国TSO基準（参照されるMOPSを含む）に相当する適用基準を採用する必要があります。
4. 航空局は、米国PMA（リバーズ・エンジニアリング）に相当する制度を現時点で有していない。
5. 装備品を量産し、一定の品質を確保するための基準は航空法20条（装備品の製造検査認定）及び航空法施行規則35条を参照
6. 装備品に適用される要求基準には様々なものがありますが、D0160やD0178/254が要求されていることが多い。（電気電子装備品の場合）