

3. 第 2 期 ASE 開発

3-1 経緯

第 1 期の ASE による大気観測が 1993 年 4 月から開始されて 10 年目になろうとしていた頃、装置を搭載した JAL の旅客機ボーイング 747-200 型機がそろそろ退役を迎えようとしていた。後継機であるボーイング 747-400 型機に装置を移し替えないと、観測の継続ができなくなる時期が目の前に迫っていた。そのため、第 2 期 ASE 開発と同時に、機上で CO₂ 濃度を連続測定する新たな装置 CME の開発も含めた大型プロジェクトが計画された。この新たな開発を実行するために、2002 年にオール・ジャパン体制の組織化が進められた。第 1 期の観測を担当してきた気象研究所、JAL、日航財団に加えて、国立環境研究所、東北大学、航空宇宙技術研究所が参画し、さらに航空機エンジニアリングのエキスパートである JAMCO に参加が要請された。共同開発チームはつくられたが、想定された開発を実行するためには数億以上にのぼる多額の研究資金が必要と試算された。旅客機搭載用の装置開発には通常の研究費ではとても手が届かない、桁違いに膨大な費用がかかる。その理由は後述する内容を読み進めれば理解してもらえるが、一言で言えば「装置の安全性を証明するための費用」と言っても過言でない。第 1 期 ASE 開発では JAL 技術研究所が全面的な技術開発を担い、実質のエンジニアリング経費の支出は少なく、事業主体である日航財団の予算で賄うことができた。しかし、第 2 期 ASE 開発の時には JAL 技術研究所もなくなり、研究費の獲得が必要となった。

研究費獲得のため、2003 年 1 月 7 日に共同開発チームのミーティングが開かれ、文科省の科学技術振興調整費「産官学共同研究の効果的な推進」に応募することが提案された。この時点では、誰もが本当に開発を始められるのか半信半疑の状況で、応募書類の作成が急いで進められ、2003 年 2 月 28 日には研究費の申請書が提出された。3 年間の開発計画で、合計約 6 億（文科省が約 3 億円の研究費、民間が約 3 億円の拠出）の予算規模であった。その後の審査を経て、2003 年 6 月 3 日にプロジェクト「定期旅客便による温室効果気体観測のグローバルスタンダード化」の採択内定の通知が届いた。これでいよいよ大型共同プロジェクトが確定したが、その後、文科省と財務省との間で予算に関する協議が行われたため、実際にプロジェクトが動き出した時には、すでに 4 か月が過ぎ、汗ばむ季節を迎えていた。2003 年 8 月 5 日に新プロジェクトの初顔合わせとなるキックオフ会合が東京新橋のビルの一室で開かれた。当日は暑い夏の日で、メンバー全員が緊張した面持ちで集まってきたのを記憶している。航空機エンジニアからはこれから約 2 年半の短い期間で予定の開発を完了することは、通常の航空機部品開発では到底考えられない強行なスケジュールであるとの意見が大勢を占めた。しかし、プロジェクトはすでにスタート台に立っており、もう後戻りができないことはメンバー全員が分かっていた。図 13 に、本プロジェクトの全体構成と第 2 期 ASE 開発の実施体制を示す。開発は気象研究所地球化学研究部、JAL の技術部、JAMCO に加えて、JANS が参画した 4 つのグループで実施した。JANS は第 1 期 ASE 開発を行った豊富な経験をもつことから、この共同開発にも再び加わるようになった。

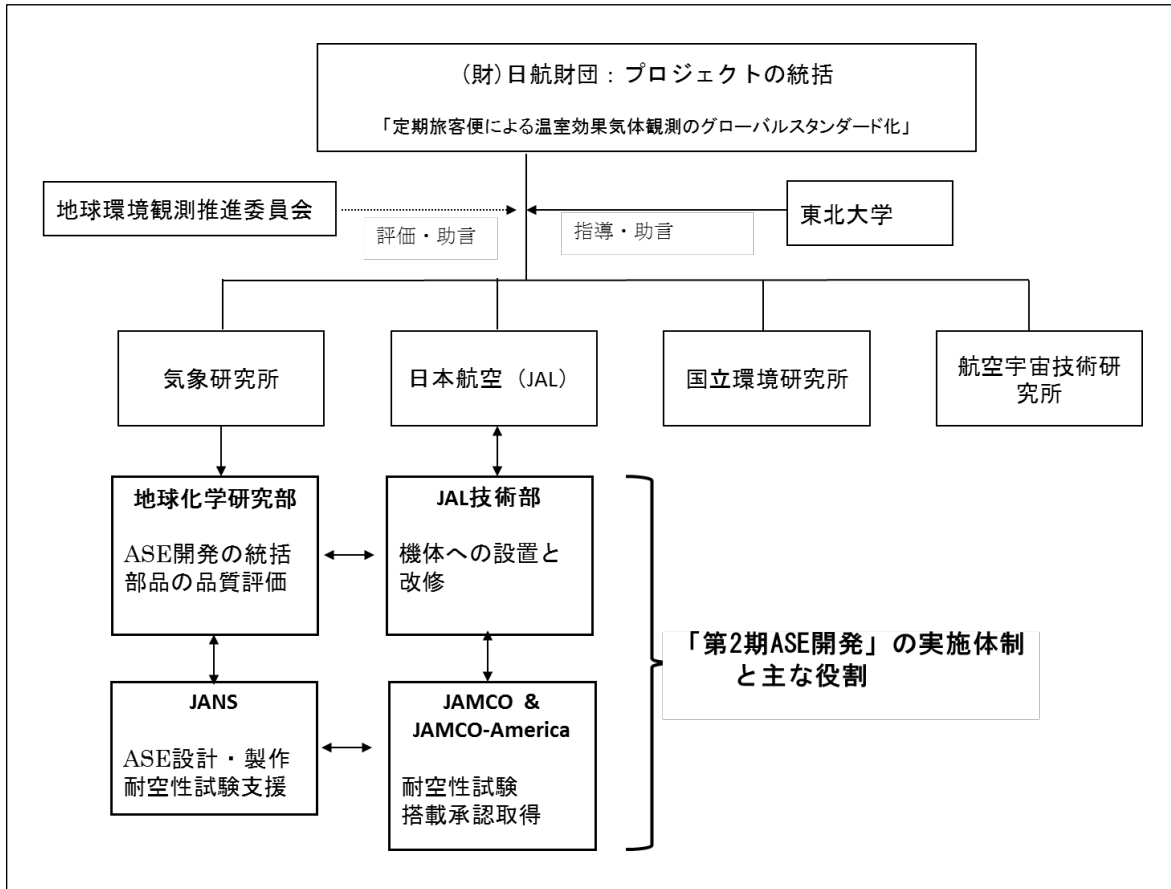


図 13 第 2 期プロジェクトの参画機関と ASE 開発の実施体制。

開発の最終ゴールは、第 2 期 ASE をボーイング 747-400 型に搭載できる「STC」を取得することであった。同時に、新たな CME 開発も STC 取得がゴールとなっていた。STC とは Supplemental Type Certificate の略号で、日本語では「追加型式設計承認」と呼ばれる。簡単に言えば航空局から装置搭載のためのライセンスを取得することである。今回の場合、「追加」が ASE を指し、「型式設計」はボーイング 747-400 型の機体本体を示す。したがって、全世界のボーイング 747-400 型機すべてに ASE を積むことができる、いわば万能型のライセンスを意味している。これに対して、第 1 期 ASE 搭載は「修理改造検査」による許可で、搭載できる機体は対象となる 1 機のみで、いわば限定型のライセンスであった。この場合、別の同型の機体に搭載するためには再び修理改造検査の審査・承認を受けなければならない。ちなみに、航空機を借用して行う単発的な観測のためのフライトでは、装置搭載は例えて言えば手荷物を持ち込む範疇で、STC を取得する必要はない。このようなライセンスの違いからも容易に想像できる通り、STC の取得には格段に厳しい審査が課せられる。したがって、費用も時間もかかることになる。今回の STC は、米国の連邦航空局 (FAA) と日本の国土交通省航空局 (JCAB : Japan Civil Aviation Bureau) の両機関から取得することになった。機体が米国のボーイング社製であることから、自国のメーカーの機体に精通している FAA からまず STC を取得し、その後に JCAB に STC の申請を行った。このため、米国で STC 取得に豊富な経験をもつ JAMCO-America が全体の手続きを代行することになった。一方で、日本国籍である JAL の機体に観測装置を搭載して運用するためには、JCAB から STC を取得する必要があった。

研究費獲得の申請と並行して、開発に関する予備的な技術検討もすでに開始されていた。2003 年 1 月 22 日に第 1 回の装置仕様に関する技術会合が開かれた。ここでは、新たな技術的進歩として、航空機から飛行データをリアルタイムで取り込みながら装置の作動を制御する課題が議論された。第 1 期 ASE 開発では、機内圧センサーを利用した方式による制御であったが、その後、PFIDS が導入されるようになり、これを観測装置に利用することが可能との提案が出された。続いて 2 週間後の 2003 年 2 月 6 日には第 2 回の技術会合がもたれた。この会合では、JAL のエンジニアによる機体設置場所の予備調査の結果と、JAMCO のエンジニアによる第 2 期 ASE の仕様書の初案が提示された。さらに、研究費の獲得が内定するまでの期間に、JAMCO による事前の準備作業として、ASE の耐空性試験方法の検討や装置改造に必要な部品の選定が進められていた。当時の技術会合資料を見返すと、装置搭載に関する基本的な構想が既にメンバー全員で共有できていたことが伺えた。第 1 期 ASE 開発が、第 2 期 ASE の技術開発のモデルケースとして大いに参考となったと言える。

3-2 システム配置

3-2-1 実機調査

事前調査で観測機材の搭載場所については大体の当たりがつけられていたが、それを実際に検証して配置を決定するために、まず実機調査が行われた。この調査には、想定された ASE の外寸に近い段ボール箱が持ち込まれた。これを機体の中に持ち込み、候補となる隙間（空間）に縦にしたり横にしたりしながら、どのように設置できるか検討が行われた。ちょっと原始的な方法に思えるが、空の段ボールは軽く、装置の配置をあれこれと調査するには非常に便利な道具である。図 14 には貨物室での段ボール調査の写真を載せた。航空機の場合には胴体が円形のために、図面よりも段ボールをあてがって確かめる方がより分かりやすい。また、装置を固定するための架台（ラック）を機体のどのフレームに取り付けられるかも検討することができた。さらに、その空間の周辺に航空機の運航にとって重要な装備品があるかどうか一目瞭然である。



図 14 段ボール箱を用いた実機調査。

3-2-2 装置の設置場所

実機調査によって、観測システム全体の機内配置と設置方法の目処が立った (Machida et al., 2008)。その概要を図 15 の写真に示す。ASE 本体は、前方貨物室後部の隔壁前面の隙間に置くことになった。4 個の大きな給水タンク (Water Tank) の隣の空間に縦置きで 2 個一組を並べて配置した。この場所は通常シートで覆われているが、ASE の設置場所だけワンタッチで着脱できるため、取付け取外し作業にも便利であった (図 15 の写真参照)。また、上部にしっかりしたフレーム (Floor Beam) が通っており、これに ASE 収納用のラックを固定できる好都合な場所であった。空気を供給するポンプ (PUMP) は、ASE に比較的近い左の胴体側壁の隙間に設置できることが分かった。ASE とポンプの電源は、前方貨物室の前にある電気室 (MEC: Main Equipment Center) から供給する配線を施す。同時に、この部屋にある PFIDS からフライト情報のデータを分岐させて ASE に送る配線を敷設することが可能であった。一方、採取空気の取り出し口は、前方貨物室の後方上部の客室の床下に設置してあるダクトに取り付けて、そこから配管をポンプまで引いてくるのが最も近道であることが分かった。なお、もう一つの CME 装置は ASE とは逆の給水タンク横の空間に設置することになった。このようなシステム配置を早い段階で決定することができたのは、「段ボール箱作戦」が功を奏したと言っても言い過ぎではない。

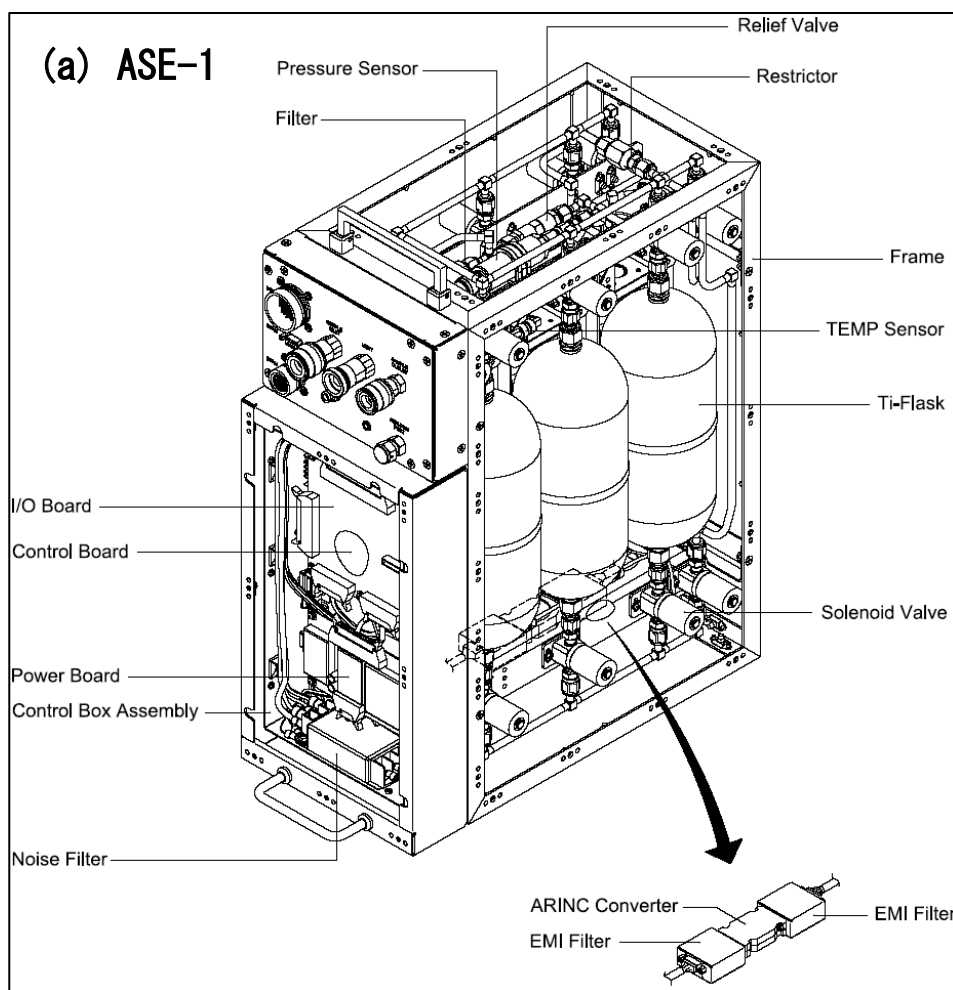


図 15 観測システムの配置。

3-3 ASE の設計と製作

第 2 期 ASE の空気採取の流路設計は基本的に第 1 期の ASE を踏襲することになった。つまり、フラスコを 6 本装着した 2 つのケース（ASE-1 と ASE-2）に分割して、合計 12 地点の空気を自動で順次フラスコに加圧充填する流路とした。ただし、それぞれのケースは、前述の実機調査で決められた設置場所に納まるようにサイズダウンする必要があり、それに合わせてケース内のフラスコのサイズや他の部品の配置のレイアウトを変更することになった。

初期設計で最も重要な検討事項は、将来の長期運用を見据えて、電気・電子ボード類、フラスコ、電磁弁、圧力センサーなどの ASE を構成する主要部品のすべてを新たに選定し直すことであった。10 年以上経過すると一部の部品は製造中止となり、違う部品に交換する必要がある。しかし、航空機搭載用の装置は、どんなに小さな部品一つでも異なる品番に変更する際は、航空局の審査と承認を受けなければ決して使用することはできない。これが一般の観測装置とは全く異なる点である。したがって、部品の選定は最も注意を払わなければならない重要な工程となる。図 16 には、選定に必要な主な ASE の部品リストを示した。



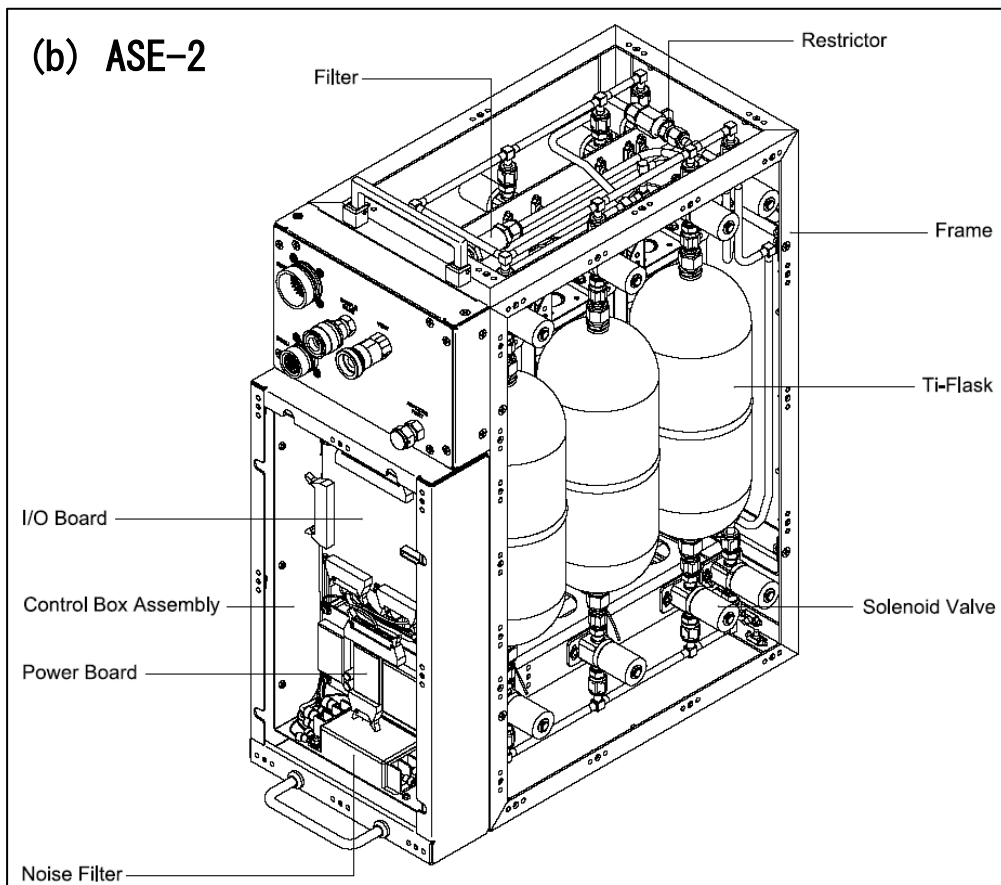


図 16 第 2 期 ASE-1 (a) と ASE-2 (b) モデルの立体図面。

部品選定に当たっては、STC を取得するための厳しい耐空性試験をクリアするために、可能な限り航空機に適合した部品を採用することが求められた。具体的に言えば、米国防総省が規定する装備品の耐久性能に関する規格の通称である「ミルスペック (MilSpecs)」や、FAA が規定する「FAR (Federal Aviation Regulations)」に適合する部品を指す。キャッチコピー的に表現すれば、「小さくて軽い、しかも丈夫で燃えない」部品である。ここで「燃えない」とは耐火性の意味で、航空機ではとても重要な要件の一つとなっている。一方で、航空機に適した部品であっても、大事な空気試料の汚染や濃度変化を起こすなど観測に支障をきたす部品や材質は採用できない。さらに、現実的な問題として調達に不都合が出る部品は諦めざるを得ない。つまり、開発スケジュールに支障をきたす納期のかかるものや、非常に高価なものは用いることはできない。このような多方面に配慮した部品の選定には大変な労力を要する。

2003 年 8 月のキックオフ会合を受けて、2003 年 9 月から部品の選定が本格的に開始された。選定で最も難航した部品としては、ASE を制御するための電気・電子ボード類であった。第 1 期の ASE と同様に、ボード類は JANS で特注製作する方向で進められた。その際、もう一つの装置である CME にも利用できるような共通化したボードにして、CME の小型軽量化と操作性を向上させるかどうかで議論が白熱した。最終的には、予算や工期の点でボードの共通化は断念することになった。ASE の電気・電子ボード・ケース (Control Box Assembly) には主に以下の 4 つのパーツが組み込まれることになった(表 1)。

表 1 電子ボード内の主な部品リスト

①制御ボード (Control Board)	デバイスとしては、FPGA (field-programmable gate array), ROM, Clock, A/D Converter 等を含み、いわゆる CPU の役割を果たす。基本ソフトは ROM に書きこまれる。
②電源ボード (Power Supply Board)	機体から供給される 28VDC 電源を構成部品が必要とする電圧に変換する (DC-DC Converter)。ここでは、28VDC から 3 種類の電圧が供給されるデバイスを搭載 (3.3/5/12V)。ここには、安全装置として電流ヒューズ (Current Fuse ; 4A) と温度ヒューズ (Temperature Fuse ; 70° C) が組み込まれた。
③I/O ボード (I/O Board)	主に電磁弁やポンプの ON/OFF 信号の入出力に使用して、フォトカプラーを組み込んだスイッチング作動を行う。
④ノイズ・フィルター (Line Noise Filter)	電気ノイズの軽減のために使用。

図 17 左は、ASE-1 のボード・ケースの内部を撮影したものである。もう一つの重要な部品である、空気を供給するためのポンプとしては、第 1 期 ASE と同様にメタルベローズ社製のポンプ (MB-302 型) が選定された (図 17 中)。このポンプは航空機の搭載に適合した部品を用いて製作されているとのことであったが、事前に JAMCO によって電磁干渉試験や振動試験に関する基礎データを取得してから判断することになったため、採用決定までに時間を要した。さらに、ARINC 429 (Aeronautical Radio INCorporated 429) のデータ変換器 (図 17 右) をボード型にするかどうかの検討にも時間を要した。ARINC 429 とは航空機に搭載されている電子機器の間でやり取りされる 32 ビット・シリアルデータ・バスの代表的な規格の一つである。その他の部品についても慎重な選定が行われ、最終的に JANS に試作機 (プロトタイプ) 製作のゴーサイン (発注) が出されたのは、2003 年も終わろうとする 12 月 12 日となった。予想外に部品選定に時間がかかり、スケジュールの遅れを心配しつつ慌ただしく年が暮れた。



図 17 ASE の重要部品 (左から、ボード、ポンプ、ARINC429 変換器)。

2004 年 1 月の年明けから、JANS による設計図面の作成や部品の調達が急ピッチで始まった。フラスコにはチタン製のボトルを採用することになっており、1.2L 容量の既存の金型

があったため、それを利用して製作時間を短縮するのが当初の案であった。ところが、もう少し容量を大きくできないかという要求が急遽浮上し、再度サイズの検討が重ねられた。JANS によって図面の改訂が何度も繰り返し行われ、1.7L 容量まで大きくできることが分かってきたが、金型から製作する必要がある、費用と工期の点で変更できるかどうか、開発チームで検討が繰り返された。結局、プロトタイプ 1 号機には既存の 1.2L 容量のフラスコをまず組み込み、その後、1.7 容量のフラスコが製作できた段階で、それを収納するための固定方法（マウント）の設計変更を行うことで決着がついた。その間に、フラスコの保存性能試験も行われた。思わぬ変更が入ったものの、ようやく 3 月の終りに ASE のプロトタイプ機が完成した。それを使って、想定通りの動作をするかどうかの機能試験や、電磁干渉の影響を軽減するための試験を行いながら、JANS と JAMCO で改造と修正が繰り返された。最終的な完成型 ASE が出来上がったのは 2004 年 7 月で、製作が始まった 1 年前の 2003 年の夏から丸一年を要する大変な工程が終わった。CME の製作も同時に進める過酷なスケジュールであった。息つく暇もなく 8 月から、最大の山場となる耐空性試験が待っていた。

3-4 環境試験

3-4-1 環境試験とは

観測装置を旅客機に搭載するためには、その安全性を証明するための耐空性試験に合格することが必須であることはすでに述べた通りである。図面や計算による机上の安全証明ではなく、必ず実験を行って、取得したデータから実証することが求められる。航空機技術の分野では耐空性試験という言葉はあまり使われず、その代わりに「環境試験」と呼ぶのが一般的である。環境試験要綱の世界標準として、米国の航空機業界団体の航空無線技術委員会（RTCA : Radio Technical Commission for Aeronautics）が作成している「RTCA/DO-160」が広く利用されている。これには各種環境試験（Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment）に関する要件および試験方法が詳細に規定されている。実際の試験では RTCA/DO-160 に記載されているすべての項目が課せられるわけではなく、装置の特性に合わせて個別に必要な試験項目が取捨選択される。どの試験項目を実施するかは航空局の検査官によって最終的に決定される。環境試験の目的は当然ながら安全性の確保であるが、この試験に合格することによって、観測装置が正式な「航空機部品」の一つとして生まれ変わるという大きな意味を持つことになる。

環境試験の記載の一例を見ると、今回の ASE の温度試験（Temperature Test）では、「RTCA/DO-160D Section 4.5 Category A4」に基づいて実施したと報告された。この文中で、「160D」のアルファベット「D」は改訂の版（バージョン）を意味しており、試験はその時点での最新版に基づいて実施される。第 1 期 ASE の開発当時（1993 年）は「C」、今回（2004 年）の第 2 期 ASE では「D」であったが、現在（2018 年）では「G」が最新版となっている。版が改訂される度に適合基準が厳しくなり、時には改訂によって大幅に難度が変わる項目が出てくることもある。改訂が進んでも、旧版で過去に実施された試験を再度行う必要はない。ただし、観測装置に改造を加えて再度搭載の申請と承認を受ける場合には、その時点での最新版の試験要綱が適応されることになる。このため、大幅な改造になると、より高いレベルでの再試験項目が増えるために、全面的に装置全体の設計を見直すことになりかねない。次に、「Section 4.5」の数字は RTCA/DO-160 に記載されている試験項目の名前を指す。ちなみに、この例の「4.5」は温度試験の項目に相当する。さらに、「Category A4」の「A4」の記号部分は、試験項目の中で細かく分類されている試験条件の

違いを表わしている。Category 記号の区分は、主に航空機に与える影響の違いによって決まる。例えば、装置の設置場所は Category 区分の一つの重要な選択要因となる。客室に設置するのか貨物室に設置するのか、また、燃料タンクの近くかなどによって試験方法や判定基準が区分されている。以下に、今回の ASE 環境試験の主な項目について、その概略を解説する。

3-4-2 温度・湿度・高度試験

温度・湿度・高度に関する環境試験は大体どの装置でも共通して必要とされる基本的な項目となっている。下記に、今回の ASE について JAMCO 社内における事前の環境試験で実施された温度（表 2-1）と温度変化（表 2-2）及び、湿度（表 2-3）に関する試験内容の詳細を示す（表-2）。

表 2-1 温度試験の項目と内容

温度試験 (Temperature Test) (RTCA/160D Section 4.5 Category A4)	
①Section 4.5.1 Ground Survival Low Temperature Test	装置不作動状態で -55°C/3 時間以上（装置温度安定後）放置後装置が正常に作動することを確認。
②Section 4.5.1 Operating Low Temperature Test	-15°Cで装置が正常に作動することを確認（装置温度安定後最低 30 分）。
③Section 4.5.2 Ground Survival High Temperature Test	装置不作動状態で+60°C/3 時間以上（装置温度安定後）放置後装置が正常に作動することを確認。
④Section 4.5.2 Short-Time Operating High Temperature Test	+60°Cで温度安定後、最低 30 分間装置が正常作動することを確認。
⑤Section 4.5.3 Operating High Temperature Test	+40°Cで温度安定後、最低 2 時間装置が正常に作動することを確認。

表 2-2 温度変化試験の項目と内容

温度変化試験 (Temperature Variation Test) (RTCA/160D Section 5.2 Category B)	
①Section 5.0 Temperature Variation	+40°C~-15°Cの温度変化時に装置を動作させ、異常が無いことを確認。上記温度試験時に合わせて実施する。

表 2-3 湿度試験の項目と内容

湿度試験 (Humidity Test) (RTCA/D0-160D Section 6.2 Category A)	
①Section 6.0 Humidity	2 時間かけて相対湿度 95%、温度 +50°Cに、その後 6 時間保持した後、16 時間かけて温度を +38°C、相対湿度 85%以上にする。これを 2 サイクル繰り返した後、15 分後に機器を動作させ正常に作動することを確認。

温度試験は 4 つの異なる条件設定で実施された。温度範囲は-55°C~+60°Cであり、航空機が飛行する範囲における気温変動を想定して実験の幅が決められていると思われる。ASE を作動させた状態での試験は-15°Cと+40°Cの温度で行われた。それほど過酷な条件ではなく、問題なく終了した。また、湿度試験についても特段の不具合はなく、高い相対湿度（85%~95%）に晒しても正常に作動し合格の判定となった。温度・湿度試験は JAMCO 調布工場の試験器を用いて 2004 年 8 月 24 日~9 月 8 日にかけて実施された。図 18 の写真の通り、温度・湿度を制御できるチャンバーに ASE を入れて、外部に置いた PC で装置の作動状況をモニターして合否の判定を行った。



図 18 ASE の温度・湿度試験。

高度試験は、観測装置が気圧変動の影響を受けることなく正常に作動することを実証する実験である。当然のことながら、気圧は航空機の飛行高度に対応する環境要素である。試験は、異なる気圧の条件を作り出すことのできる 3 台の試験器を用いて実験が行われた。1 つ目の高度試験は 57.18kPa の低減圧下で装置の作動を確認するもので、2004 年 9 月 6 日に RCJ（日本電子部品信頼性センター）の試験器で行われた。2 つ目の急減圧試験は 11.60kPa まで急激に低圧にして作動を確認するもので、JAMCO 立川工場で 2004 年 10 月 4 日に行われた。急減圧は装置を入れたチャンバーと真空引きしたタンクを直結したバルブを開けることによって生み出される仕組みとなっている。3 つ目の加圧試験は 170kPa の高圧下に晒すもので、2004 年 12 月に JAMCO 調布工場で実施された。いずれも、問題なく終了した。以下に、3 つの高度試験の写真（図 19）と表に試験項目・内容（表 3）の詳細を示す。



図 19 気圧、急減圧、加圧試験。

表 3 高度試験の項目と内容

高度試験 (Altitude Test) (RTCA/D0-160D Section 4.6 Category A4)	
①Section 4.6.1 Altitude Test	15,000 ft 相当圧力 (57.18 kPa) に減圧し、装置が正常に作動することを確認（装置温度安定後最低 2 時間）。
②Section 4.6.2 Decompression Test	75.26 kPa (8,000 ft) から最大運航高度相当の圧力 11.60 kPa (50,000 ft) に 15 秒以下で減圧し、最大 10 分間装置を作動させて異常が無いことを確認。
③Section 4.6.3 Overpressure Test	装置不動作状態で -15,000 ft 相当の圧力 (170 kPa) に 10 分間、その後通常圧力状態で正常に作動することを確認。

3-4-3 電気に関する試験

電気に関連した試験は、異常な電圧が装置に与えられた場合でも電気系統にダメージがなく、作動にも影響しないことを確かめるために行われる。予め ASE の電気系統に関する試験条件を勘案して、これに適合する電源・電子回路を組み込んだ特別仕様のボードを JANS で製作した。市販の汎用品に比べて費用はかかるが、環境試験による不具合があれば、修理改造の対策を容易に行える大きな利点がある。これが特注品にこだわった最大の理由であるが、もう一つの利点として装置組み込みの際のレイアウトの自由度も大きい。この特注ボードの使用により、D0-160D で規定されているいくつかの厳しい実験条件でも問題なく、良好な結果を得ることができた。以下に、電源入力試験（表 4-1）と電圧スパイク

試験（表 4-2）の詳細な内容を記した。図 20 は電圧スパイク試験の写真を示す。その他、静電気に関する試験（Electrostatic Discharge Test）も実施された。

表 4-1 電源入力試験の項目と内容

電源入力試験 (Power Input Test) (RTCA/DO-160D Section 16.0 Category A)	
①正常作動条件	最大 30.3V、最小 22.0V で各 30 分間入力し、装置の正常作動を確認。
②電源瞬断	電源を 2 回した遮断させ、装置の作動を確認。
③正常サージ電圧	28V→47V→40V→28V→17V→28V の電圧変化を 3 回繰り返す、装置の正常作動を確認。
④異常作動条件	最大 32.2V、最小 20.5V で各 5 分間入力し、装置の正常作動を確認。
⑤瞬間的な低電圧	7 秒間 12V に電圧を下げて、装置の正常作動を確認。
⑥異常サージ	28V→46.3V→37.8V の電圧変化を 10 秒間隔で 3 回繰り返す、装置の正常作動を確認。

表 4-2 電源スパイク試験の項目と内容

電圧スパイク試験 (Voltage Spike) (RTCA/DO-160D Section 17.0 Category B)	
①Section 17.0 Voltage Spike	正負の電圧スパイク (600V) を加える。それぞれの極性について、1 分以内に 50 回加える。



電圧スパイク試験

図 20 電圧スパイク試験。

3-4-4 電磁波に関する試験

電磁波に関する試験は、最も重要な項目の一つとして位置付けられている。特に、離着陸時の電磁波誘導システムや上空での自動操縦（オートパイロット）システムに与える影響が重視され、その審査基準も極めて厳しい。通称、EMI（Electro-Magnetic Interference）試験と呼ばれている。EMI 試験には大別すると 2 通りの項目が設定されている。一つは EMI 感受性試験で、これは電磁波が観測装置に対して誤動作などを引き起こさないどうかを調べることを目的としている。この試験はそれほど難易度の高いものではない。もう一つの項目は EMI 妨害性試験で、装置が発する電磁波が航空機の運航に影響を与えないレベルかどうかを調べることを目的としている。kHz から GHz の広い幅で発生する電磁波を測定するが、低周波数帯で問題が発生する場合が多い。通常、この妨害性試験を EMI 試験と呼び、観測装置にとっては最も難易度の高い試験である。D0-160D で規定されている両試験の周波数帯は以下の通りである（表 5-1、表 5-2）。

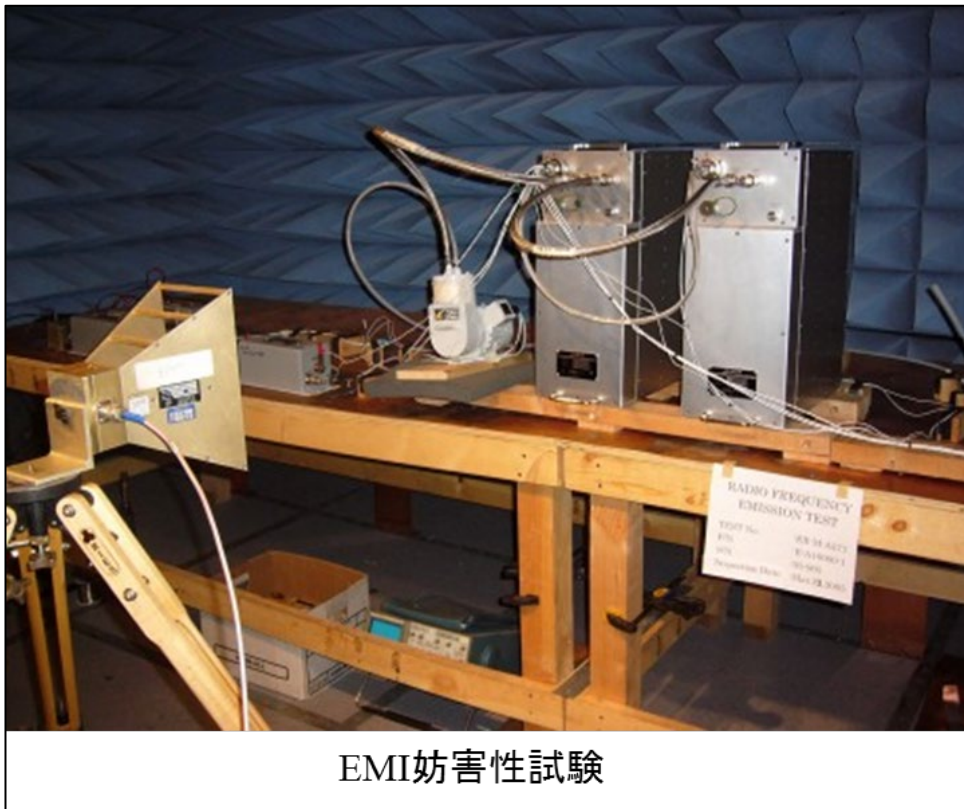
表 5-1 EMI 感受性試験の項目と内容

EMI 感受性試験 (Radio Frequency Susceptibility) (RTCA/D0-160D Section 20.0 Category T)	
①無線周波伝導感受性	10kHz ~ 400MHz
②無線周波放射感受性	100MHz ~ 8GHz

表 5-2 EMI 妨害性試験の項目と内容

EMI 妨害性試験 (Emission of Radio Frequency Energy) (RTCA/D0-160D Section 21.0 Category M)	
①無線周波伝導妨害性	150kHz ~ 30MHz
②無線周波放射妨害性	150kHz ~ 60GHz

EMI 妨害性試験と EMI 感受性試験とも JAMCO 調布工場で行われた。試験は外部の干渉を受けない専用の密室で行われる。観測装置と試験器の受信器（アンテナ）を D0-160D で定められた位置（距離）に設置し、装置を通常の観測モードで作動させてデータを取得していく。この試験では極度に低いレベルの電磁波を測定する。このため、あらかじめ測定対象以外の余計な電磁波の影響を排除して確認しておく必要がある。また、周波数帯毎に定められた位置関係が異なり、アンテナの種類も違うことから、何度も設置を変えては計測を行うことが繰り返され、手間のかかる試験である。大抵の場合、最初の試作装置では規定のレベルを超えてしまうことが多い。その場合は電磁波対策を行って計測をやり直し、規定のレベル以下になるまで対策と計測を繰り返す面倒な試験項目である。したがって、装置の設計の段階から、EMI 試験対策を考慮した開発を行うことが、後々の労力と時間を大きく軽減することにつながる。このため、ASE では EMI 対策のための修理改造が容易な特注の電気・電子ボードを採用することに大きな意味があった。図 21 に EMI 妨害性試験の写真を示す。



EMI妨害性試験

図 21 WMI 妨害性試験。

3-4-5 構造強度に関する試験

ASE の構造に関する強度を確認する試験は、主に 4 つの項目について実施された。強度試験は、通常の離着時における衝撃や重力加速度度に対する耐久性と不時着時の安全性を確認することを目的として実施される。この試験は特に慎重に実験を進める必要がある。試験中に破損や歪みが起こり、それがきっかけで修復できない致命的な損傷を招く恐れがあるためである。以下に、今回実施された 4 つの試験内容の詳細を列挙する（表 6-1, 2, 3, 4）。

表 6-1 衝撃試験の項目と内容

衝撃試験 (Operational Shocks and Crash Safety) (RTCA/DO-160D Section 7.0 Category B)	
① Operational Shocks (6G)	装置の 6 方向に対して Operational Shocks (6G) を印加し、異常が無いことを確認。
② Crash Shock (20G)	装置の 6 方向に対して Crash Shock (20G) を印加する。ゆがみ、変形は許容するが、取付部の破損がなく、装置が所定位置にとどまっていることを確認。

表 6-2 振動試験の項目と内容

振動試験 (Vibration Test) (RTCA/D0-160D Section 8.0 Category S)	
①Section 8.0 Vibration	装置取付場所により定められた振動を負荷して、装置内部に損傷がないこと、および装置が規定の性能を発揮し続けることを確認。10～2,000Hz のランダム振動を最小 1 時間、3 つの軸方向ごとに負荷する試験。

表 6-3 静強度 (旋回) 試験の項目と内容

静強度 (旋回) 試験 (Static Load Test) (D6-55441 Rev. D)	
①静強度 (旋回) 試験	供試品を機体搭載時と同じ固定方法で遠心加速機に取り付け、下記の 6 方向に最小 3 秒間の遠心加速度を印加し、取り付け部に破損なく所定の位置に止まっていることを確認。前方・後方・側方 (2 方向) は 12G、上方は 4.1G、下方は 8G を印加。

表 6-4 高圧破裂試験の項目と内容

高圧破裂試験 (Proof and Burst Pressure Test) (14CFR Part25, Section25.1438(b))	
①高圧破裂試験	常用圧力の 3 倍を負荷し、破裂が起こらないことを確認。

図 22 に強度試験で代表的な振動試験の写真を左側に掲載した。この試験は、試験機器として用いる加振器のテーブルに装置を乗せて、試験中に移動や共振のないように、特別に製作した分厚く重い治具で装置の周りをしっかりと固定する。試験が始まると、長短様々な周期の振動が連続して加えられるために、装置はブルブルと激しく震える状況が 1 時間程度続く。まさに「まな板の鯉」状態となる。その間、ASE を通常の観測モードで作動させ、異常が出ないかどうか、動作状況をモニターする PC 画面にくぎ付けとなる。同時に、装置に変化が生じていないかどうか、常に加振器上の装置を見守り続ける。もし、PC 画面や目視で異常が発生したことが分かると、直ぐに実験を中止しなければ修理できない大きな破損を招くことになる。後述するが、思わぬ不具合が発生することもしばしばあるので、加振器が止まるまでは気が抜けない。ASE 振動試験は 2004 年 8 月 18～20 日と 9 月 2 日に国内振動試験メーカーである IMV 社で 2 回に分けて実施された。この 2 回の試験の間に、最初の試験における不具合個所の改修が行われた。



図 22 振動試験（左の写真）と静強度試験（右の写真）。

もう一つの代表的な強度試験項目として静強度試験があり、別名、旋回試験とも呼ばれている。これは、航空機の離発着時には強い重力加速度を受けることを想定して、それに対する強度が十分であるかどうかを確かめることを目的とする。図 22 の右側の写真は 2004 年 8 月 23～24 日に公益財団法人鉄道総合技術研究所で実施された静強度試験を開始する前に撮影したものである。通常ではあまり見かけない珍しい実験装置である。長いアームの先端に ASE が固定されている。このアームを回転させることによって、強い重力加速度を装置に加えることができる大型の実験装置である。試験では 4～12G 程度の負荷をかける。F1 や戦闘機では 3～4 G と言われているので、装置にとっては厳しい条件となる。装置は 5 つの異なる向きに置き換えられては、その度に回転させられ、どの方向からも強い重力負荷に耐える構造体であることが要求される。試験後、装置に多少の曲りや歪みがあってもよいが、機体取り付け部に損傷がなく、所定の位置に止まっていることが認められれば合格となる。なお、この旋回試験施設は防衛省や JAXA 等の限られた特殊な機関しか保有していないため、事前の準備と日取りの確保が現実的な問題としては重要な要件となる。幸い、今回の試験は問題なく終了した。

3-5 環境試験の対策

米国での審査官立会いによる本番の環境試験に備えて、事前に日本において各種の環境試験が実施されたのは上述の通りである。これは、環境試験に不適合となる不具合箇所を見つけ出して、その対策を施す改造を行うことが主な目的である。対策を行った後に再度試験を実施するが、審査基準を満たす良好な実験データが取得できなければ対策と試験を繰り返し行うことになる。事前の試験結果は単なる手持ちのデータではなく、審査官にすべて提出しなければ米国での FAA 立会いの試験に臨むことはできない。なお、環境試験の基本的な考え方は、航空機の運航に影響を与えないことを実証することである。したがって、装置の外部に影響が及ばない限りは、内部で破損が起こっても装置の基本的な機能が維持されていれば問題とはならない。分かりやすい例で言えば、貨物室の荷物を収容するコンテナは内部で発火や破損が起こっても外部にその影響が飛び火しない耐性をもっていれば合格となるわけである。以下に、日本における ASE の環境試験で実際に発生した問題とその対策を施した事例をいくつか紹介する。

3-5-1 EMI 試験対策

当初から最も懸念されていた課題は、ASE 内部の電気・電子ボード類から発生する電磁波干渉ノイズを測定する EMI 試験をどう乗り切るかであった。ASE に取り付けられた電子基板はできるだけ低ノイズとなる設計が施された特注仕様であった。しかし、それらを構成する多数の電子部品は汎用品であり、厳しい基準が課せられた EMI に適合するかどうかは実験を実施してみなければ分からない。

図 23 は、対策を施す前と後の EMI 試験の結果を比較した一例である。赤の線 (Limit) が DO-160D で規定されているノイズ・レベルで、電磁波放出をこれ以下に低減することが定められている。対策前の状態は明らかにレベルを超えたピークが 8 MHz と 20 MHz 前後の周波数帯に認められた。また、図中の緑で囲った 150 kHz から 2 MHz 以下の低周波数帯にも大きくレベルを超えるノイズが発生しているのが見て取れる。この実験は 2 MHz 以上の条件設定で実施されており、2 MHz 以下の周波数帯のデータは有効でないことを示している。つまり、周波数帯によって異なる実験条件が設定されているためである。

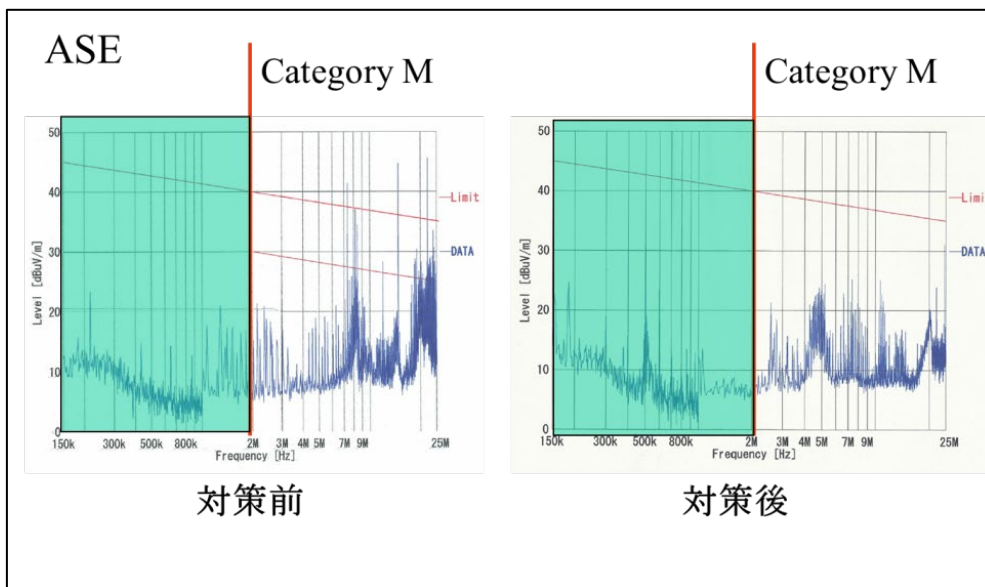


図 23 EMI 試験結果の一例 (対策前と対策後の比較)。

対策後の結果を見ると、無事、Limit 線の規定レベル以下にノイズを押されたことが見て取れる。今回の場合は、ARINC429 コンバーターから発生するノイズが影響していることが分かり、最終的に、ジュラルミンの板を加工したシールド・ケースで全体を覆うことで解決された。EMI の原因とその対策は理論的な考察に基づくものではなく、いわゆる「勘」に頼るしかない一面がある。一つ一つの部品に対策を施しては試験を実施してその結果をチェックする繰り返しの作業が行われるのが一般的である。したがって、エンジニアの知識・経験と技量が対策に費やす時間を大きく左右することになる。もう一つ EMI で注意すべき点として、対策後に 4~5 MHz の周波数帯のノイズが対策前に比べて逆に増大していたことである。幸いレベルを超えるものではなかったが、この例のように、EMI 対策には微妙な「匙加減」があり、実際に試験データを取得しないとその特性変化を予想することは難しい。今回の ASE では用いられなかったが、EMI 対策の一つとして、電源周りの配線にフェライト・コアを取り付けて、電磁波ノイズを軽減する方法も良く利用される。

どの位置にコアを設置するかで効果が大きく異なる。さらに EMI 試験では、観測装置と受信機の位置など、試験条件の僅かな変化が結果に影響を与える。したがって、本番の環境試験に臨むためには、可能な限りノイズを落としておく努力が必要である。ただし、過剰な対策は禁物である。シールドを増やす改造によって、重量変化やそれに伴う重心位置の移動、またはサイズの変更が起こると、EMI 以外の試験結果にも影響を及ぼし兼ねないばかりか、機体への取付けの大幅な設計変更を余儀なくされることに繋がる。必要最小限度の対策は、まさに「匙加減」と言える。

3-5-2 振動試験対策

振動試験は、環境試験の中でも最も注意を要する項目の一つである。実際に問題が起こった一例として、ARINC コンバーターを固定したネジが取れた事例がある。ネジが取れた結果、コンバーター内部の電子ボードが強く振動し、接続してある電気配線が損傷してしまった。この対策として、モールドと呼んでいる樹脂を注入してポートと配線を含めて全体を覆って固定する方法が取られた。モールドは振動対策として有効な方法であるが、一方で、モールドされた部品はもはや樹脂だけを取り除くことはできない状態となり、修理再生が不可能となる。高価な部品にはできるだけ使用したくない、「最後の手段」と言える。振動試験では試験機（加振機）に観測装置を固定するための治具を用いるが、これを固定するネジの締め付けにも十分注意を払う必要がある。治具の固定が不完全だと、致命的な損傷に発展しかねないからである。

もう一つ実際に起こった事例として、ASE に装着されたフラスコと電磁弁の間を繋ぐ配管を補強するために用いた板状のフレームに問題が発生した。この補強板の幅が変わる箇所に亀裂が見つかった。この事例は航空機エンジニアによれば構造的な設計ミスとの診断であった。板の幅が変わる部分が「角張って」おり、振動に対して弱い構造となっていた。本来ならば、このような箇所はカーブをつけた曲線状にすべきで、明らかに強度設計の初歩的なミスであった。このような点は、通常の観測装置の開発では全く注意は払われない。旅客機観測装置には細部に亘る強度設計に対する配慮が必要とされる。

3-5-3 耐水試験対策

ASE の耐水試験 (Waterproofness Test) は、約 2m の高所から 280L/m²/h の水量を 15 分間装置に流して、作動に異常が起こらないかどうかを調べる過酷な試験である。

この試験では、水が電気・電子ボードを覆っているシールド・ケースの隙間から入り、作動が不能となった。このため水漏れの防止対策として、ケースの隙間をモールドして気密性を高めた。この試験装置は他の試験にも使用できず、代替の新たな試験用の ASE をもう一台製作しなければならなくなった。

3-6 ライセンスの取得

3-6-1 FAA の立会い環境試験

これまで述べてきた修正対策を施した後、新たな試験観測装置を複数台製作して、米国での FAA 立会いの試験に持ち込むことになった。日本で行った事前環境試験のデータは FAA に送付され、すべての項目が要求されるわけではない。図 24 に示す通り、比較的問題の少ない湿度試験等は省略されるが、振動試験、EMI 試験、静強度試験、耐水試験等の厄介な項目は漏れなく FAA の立会い試験が実施されることになった。悪く解釈すれば、日本で取得した難易度の高い項目のデータを FAA は一切信用していないことととれる。米国での試験は 2005 年 2 月 14 日からカリフォルニアにある公式試験場である ITL 社で始まった。立ち会う FAA の審査代理人である DER (Designated Engineering Representative) は一人ではなく、専門分野毎にそれぞれのエキスパートが担当し、試験項目によって異なる DER の指示で試験が行われる。試験データの良し悪しのチェックは勿論のこと、歪みや損傷が生じていないか入念な確認が行われ、合否の判定が下される。このため、JAMCO から派遣された航空機エンジニアは連日緊張の日々を過ごすことになる。

JAMCO社内試験	FAA立ち会い試験
1. Temperature and Altitude	1. Temperature and Altitude
2. Temperature Variation	2. Temperature Variation
3. Humidity	3.
4. Operational Shock	4.
5. Vibration	5. Vibration
6. Waterproofness	6. Waterproofness
7. Magnetic Effect	7.
8. Power Input	8. Power Input
9. Voltage Spike	9. Voltage Spike
10. Audio Frequency Susceptibility	10. Audio Frequency Susceptibility
11. Induced Signal Susceptibility	11. Induced Signal Susceptibility
12. Radio Frequency Susceptibility	12. Radio Frequency Susceptibility
13. Emission of Radio Frequency Energy	13. Emission of Radio Frequency Energy
14. Electrostatic Discharge (ESD) Test	14. Electrostatic Discharge (ESD) Test
15. Proof and Burst Pressure Test	15. Proof and Burst Pressure Test
16. Decompression Test	16.
17. Overpressure	17.
18. Static Load Test	18. Static Load Test

図 24 社内試験項目と FAA 立ち会い試験項目の比較。

日本で事前に試験を行い対策しても、本番の立会い試験では不測のトラブルが生じることが多々ある。裏を返して言えば、環境試験の条件がいかに厳しいものを物語っている。ASE では幸い大きなトラブルはなかったが、別の観測装置 CME では温度ヒューズの破損が起これ、試験が一旦中断した。日本から派遣された JAMCO の航空機エンジニアは直ちに破損した試験用の装置を滞在先のホテルに持ち帰り、修理・改造を行うことになった。同時に、日本でサポートする航空機エンジニアにも連絡が入り、修理した個所の図面を改訂する作業が時差とは関係なく行われた。米国に改訂図面が送付されなければ、試験を再開することはできない。予定している試験の期間は限られているため、最速で修正を進めなければ間に合わない。まさに瀬戸際の戦いで、滞在しているホテルの部屋が作業室に変わり、予備装置を分解して、部品の交換が行われた。その時の室内の写真を見ると修羅場の様相を呈しており、エンジニアの大変な苦労が痛いほど伝わってきた。

もう一つの予期しない出来事が起こった。米国での環境試験は、あらかじめ FAA の審査

官の承認を受けた項目と実験条件で実施されるが、今回は、突然にこれまで日本では実施していない追加の試験が要求された。日本ではその成否が確認出来ていないために、ぶっつけ本番の緊張した試験となった。これは FAA の審査官の判断で決定されるため、審査を受ける JAMCO は拒否することはできない。その背景には、審査官は装置の安全性の証明に対して重い責任を負っていることがある。装置による機体への影響に対して少しでも安全性への懸念があれば、それを払拭するために追加試験の実施を要請できる権限を持っている。今回の ASE の場合には、高温試験が追加された。温度+80°Cで3時間置いて作動を確認する試験であるが、事前の温度試験では最高温度は+60°Cまでしか経験していない。ASE の場合には異常高温事態の時に、+70°Cで複数の安全機能が働いて装置を緊急停止する機能を装備している。おそらく、+70°Cの緊急停止機能が万が一作動しない時でも装置に問題が発生しないかどうかを確認するために、+80°Cの実験が追加されたのではないかと思われる。審査官の DER が試験の状態を見つめている時、JAMCO のエンジニアは祈るような気持ちで見守っていたのではないだろうか。結果的には問題なく終了した。

3-6-2 機体改修

環境試験が終了すると、次は機体改修の工程に移る。ASE に関する機体改修の主な内容は、装置とポンプを設置する台座（ラック）の取付けと、空気取入口とその空気配管の敷設、それから電源と ARINC 信号を引き込む電気配線である。今回、改修対象となった機体は JAL 所有の Boeing 747-400 型機で、機番は「JA8917」であった。ちなみに、機番とは一機毎に割り振られた識別番号で、「JA」は日本国籍であることを指す。意外と気が付かないが、どの機体の胴体後部にも機番がペイントされている。

ASE の機体改修は 2005 年 10 月に成田空港内にある JAL の格納庫（ハンガー）で行われた。この時期は、ちょうど当該機が重整備（M 整備）に入る時で、それに合わせて ASE のための改修作業も組み込まれた。M 整備とは規程の飛行時間を超える前に義務付けられた一番大掛かりな定期点検で、数年に一度の割合で 1 か月程度の期間かけて行われる。このタイミングを狙って改修を実施しなければならない。これ以外の時期に旅客機を止めることは膨大な費用がかかるばかりか、JAL 全体の運航計画にも重大な支障をきたすことになる。M 整備では機体内部の装備品がほとんど全部取り外されて機体の骨格だけがむき出しの状態となる。このため、ラックや配管・配線の設置が容易で、改修作業には最も適した条件が整う機会でもある。この M 整備の予定時期を中心として、観測装置の開発計画のすべてのスケジュールが決められることになる。もし、M 整備の日程が予定より早まると、その前の工程もすべて前倒しで進めなければならない。スケジュール管理がとても重要となる。

機体改修に必要な部品はすべて JAMCO-America を通して米国で調達され、品質保証を受けた後に梱包されたキット（部品一式）が日本に空輸される。部品とその取付け位置・方法・強度計算等の資料や図面は事前に FAA に提出され、審査承認を受けておかななければならない。例えば、配管・配線をどの経路で這わせて、弛みの無いようにどの位置で固定するかなど、安全性に万全を期す観点から細かく記載されている。一方で、研究者にとっては部品の材質や取付け位置が空気採取の汚染を引き起こさないかどうか、観測に対する影響を見極める重要な工程である。さらに、装置の取付け取外しを行う航空整備士の作業性についても配慮する必要がある。このように様々な観点から総合的な検討が必要となるため、機体改修については開発の早い段階から議論が始められる。

部品の取付けを含めた機体改修の作業は、FAA で承認を受けた図面と手順に従って JAL の

航空整備士が実施する。このため、配管の接続に使用するスウェージ・ロックの取付けの際、締め付けるナットの回転数まで指定した細かな指示書が渡され、その通りに航空整備士が作業を行うことが原則となっている。大げさな言い方をすると、資格を持っている航空整備士以外は機体改修に指一本触れてはならない。それは、汎用品の配管パイプでもスウェージ・ロックでも、機体の中では「航空機部品」として位置付けられているためである。観測に重大な影響を及ぼしかねない部品の取付けは、研究者が必ず立ち会うことが重要である。例えば、空気配管を接続する場合、管の出入り口の部位が作業油等で汚れると、採取する空気試料が汚染される恐れがある。このため、作業前に航空整備士に注意を促し、取付けが完了するまで注視する。このような観測にとって必要な要件は航空機の安全性に影響を与えるものでなければ、作業指示書には全く記載されていない。特に重要な注意事項として、配管接続の僅かな漏れ（リーク）でも測定結果に重大な影響を与えかねないことがある。このため、配管全体をヘリウムガス（He）で加圧充填して圧力計に変化しないことを確かめた後、さらに高感度の He 検出器を用いてすべての配管接続部の漏れを丹念に検査することを実施した。図 25 にリーク試験を実施している写真を示した。試験方法については、事前に研究者と協議して詳しい手順書が準備され、それに沿って航空整備士が行う。この時も研究者が立ち会い、配管後にリークがないことを確認した。

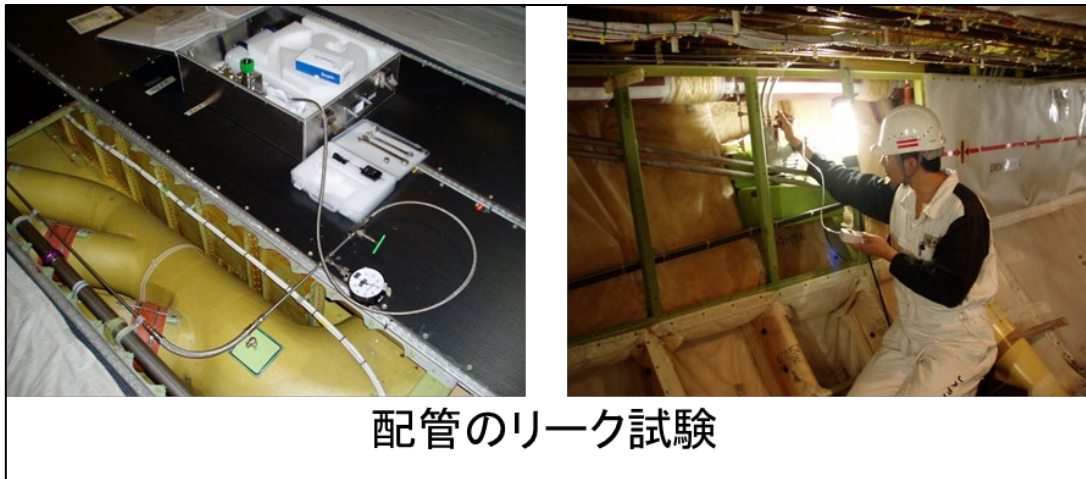


図 25 リーク試験器（左の写真）と試験の様子（右の写真）。

通常、機体改修は JAL と JAMCO の航空機エンジニアが改修作業をチェックするため、研究者は全行程に立ち会うことはない。たまたま作業を行っているハンガーを訪れた際、予期せぬハプニングが発生し、改修作業が一時中断する場面に出会った。図面通りに部品の取付けができない箇所があることが判明した。これを受けて、担当の航空機エンジニアが直ぐに取付けを変更するための図面の改訂を行い、FAA に連絡をとった。図面の軽微な変更でもすべて FAA の検査官の承認を得るまでは作業を進めることはできない。幸い、素早い対処のお蔭で改修作業がほどなくして再開され、スケジュールに影響なく事なきを得た。原因は、航空機の図面上には出てこない機体毎の個体差があり、その微妙な構造体の違いが今回のトラブルを招いたとのことであった。このような事例はなかなか事前には把握できない。このため、改修期間中は航空整備士をサポートする JAL と JAMCO の航空機エンジニアがハンガーに常駐して、作業の工程を確認していくことになる。

機体改修を終えると、FAA から調査・試験・検査の実施を委任された代理人である DAR (Designated Airworthiness Representative) が来日し、図面通りに改修されているかど

うかのチェックが行われる。DAR は図面と資料を片手に、すべての改修箇所について入念に調べていく。DAR は一人ではなく、構造や電気等それぞれの専門分野のエキスパートに分かれているため、複数の DAR が来日して検査が行われる。

3-6-3 最終試験

機体改修の確認が終わると最終試験となる。最終試験とは実機に装置を搭載して作動した状態で、実際の航空機の運航状況下において問題がないかどうかを調べるものである。機体改修の DAR に代わって、次は DER が来日し、立会いの試験が実施された。今回は主に電気・電磁波の影響を調べる試験が中心で、地上試験（Ground Test）と飛行試験（Flight Test）の 2 つに分けて行われた。すでに述べたように、ポンプを含めた ASE 自体は厳しい環境試験に合格しているため、通常は問題がないはずである。しかし、航空機システムとして搭載した際に、装置単体では起こらない何らかの複合的要因で発生する不具合も含めて、現実の運航環境下でも実証することが要求される。もちろん、機体改修に手違いがないかどうか調べることも兼ねて、徹底した安全性能に対する審査が実施される。

地上試験としては、Ground Function Test, Ground EMI Test, Ground Harmonics Test が実施された。Harmonics Test は、航空機に搭載した空気採取用のポンプが AC115V/400Hz で作動することから、機体側の AC Bus および他の機器に及ぼす電氣的な影響がないことを確認する目的で実施された。実際の運航下を再現した試験となるため、エンジンを作動させた状況で行われる。このため、エンジンの爆音を軽減する特殊な格納庫、Noise Reduction Hanger の中で実地検査が実施された。

飛行試験（Flight Test）は EMI/EMC Flight Test を中心に行われた。EMC（Electro Magnetic Compatibility）は飛行中に電磁干渉と電磁感受性の両方に問題がないこと（電磁両立性）を調べる試験である。航空機に ASE を搭載して飛行中に作動させ、航空機に装備されている電子機器類に影響がないことを実際の飛行で確認するものである。2005 年 10 月 20 日に、成田—大分を往復する Boeing 747-400 による試験飛行が行われた。

3-6-4 STC 発行

試験飛行が終わると、第 2 期 ASE 開発の最終目的である STC がようやく発行される。図 26 に STC の写しを掲載した。FAA の STC は 2005 年 10 月 26 日に審査官のサイン入りで発行された。その後、JCAB の STC は平成 17 年 11 月 2 日の日付で日本式の公印が押されたライセンスとして取得された。たった紙切れ 2 枚の証明書であるが、これによって観測装置が「航空機部品」として生まれ変わったことになる。機体改修を受けた 747-400 型機はこの証明書が発行されて初めて旅客機として運航に復帰することができることになる。STC 発行が予定より遅れることになれば、JAL 全体の運航計画に大変な影響がでるため、開発担当の航空機エンジニアは胸をなでおろす瞬間でもあった。



図 26 ASE 搭載を承認する FAA の STC (左の写真) と JCAB の STC (右の写真)。

開発した観測装置システムは特許取得には至らなかったが、特許出願日 2007 年 10 月 12 日「航空機搭載型大気自動フラスコサンプリング装置」出願番号「特願 2007-266387」として特許申請した記録が残された。残念ではあったが、今後、同類の申請に対して先取権を主張する根拠資料として重要な意味をもつものとなった。

3-7 ASE の整備と運用

ASE を旅客機に搭載して観測するためには、その整備と運用に多くの関係者が協力してあっている。前述した通り、STC 取得後の ASE は「航空機部品」として扱われるため、規則に則って JAL の航空整備士が機体への搭載を行うことになる。

図 27 は ASE の運用の一連の流れを示している。予め定めた手順によって実施される。観測が終わって空港に機体が到着し、乗客・乗員が降りた後、直ちに機体から ASE が取り卸される。作業には 2~3 人の航空整備士があたり、1 人は手元を電灯で照らしていることが多い。設置場所は昼間でも意外と暗いため、ASE に限らず他の整備作業でも機体でしばしば見かける光景である。航空整備士にとって電灯は誰もが携帯する必需品となっている。

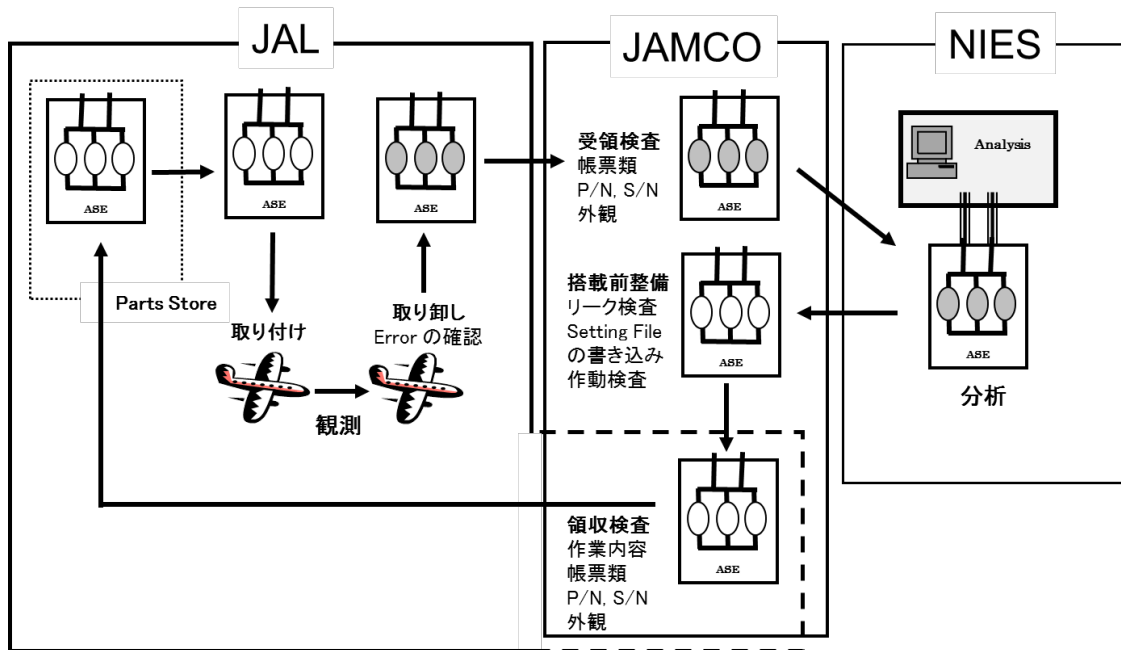


図 27 ASE 搭載の一連の流れ。

ASE はジュラルミンの専用輸送ケースに収納され、JAMCO に運ばれる。まず品番や外観等を確認する受領検査が行われ、その記録が帳票に残される。一旦試料の分析のために国立環境研究所に持ち込まれ、温室効果ガスの分析を行った後に、再び JAMCO に返送される。JAMCO では次の観測に備えて、検査を行い不具合箇所が見つければ部品の交換などの整備を実施する。また、飛行中の一連の作動を地上で再現するために試験用の航空機運航データ（位置情報等）を出力させて、模擬的なシミュレーション実験も毎回実施する。最後に、本番の観測用のプログラムが ASE に入力されて整備が終了となる。JAMCO における検査・整備はすべて CMM (Component Maintenance Manual) と呼ばれる分厚い手順書に従って行われ、その整備記録が保管される。CMM は ASE を構成するすべての部品とその取付け方及び、その検査方法が詳細に記載されており、整備に必要なすべての情報が含まれている基本資料となっている。資格を持っていない研究者は装置の整備や検査作業には直接関与できないために、事前に観測にとって必要不可欠な整備要件を整備関係者と協議し、その内容を CMM に反映することが重要となる。作業は CMM で定められたチェック項目をすべて実施して、必ず整備記録を残すことが義務づけられている。

次に、JAL に返送され、品番や外観等を確認する領収検査が行われ、倉庫 (Parts Store) に運び込まれて次の搭載を待つことになる。領収検査の意味は、JAL が自社の機体に搭載する ASE について、航空機部品としての品質保証の責任を負うことである。このため委託先の JAMCO の整備に対して定期的に立入検査を実施する。これら一連の定められた手順を踏むことによって、ASE の安全な運用が担保されている。同様な手順は他の航空機部品の運用についても全く同じである。搭載に当たっては、研究者の観測要望を聞き、どの機体にいつ ASE を取り付けるかを JAL の運航や整備を計画する部署で調整が行われる。このように、ASE 観測には多くの人々が関わり、その連携によって初めて観測が実施できる。したがって、一つの観測データでも大変貴重なものとなる。2005 年 12 月に第 2 期開発による ASE が豪州シドニー航路に就航する JAL 機に搭載され、それ以降も順調に観測が継続された (Matsueda et al., 2008; Matsueda et al., 2015; Matsueda et al., 2019)。