

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

WEATHER-Eyeビジョン

WEATHER-Eye Vision

WEATHER-Eyeコンソーシアム

2017年2月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

改訂履歴

版数	発行日	改訂履歴
初版	2016年10月17日	---
第2版	2016年12月12日	はじめに及び5.2節基本方針に文言追加

執筆担当

- 岡田 孝雄 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構
航空技術部門次世代航空イノベーションハブ航空安全技術研究チーム
- 小倉 隆二 株式会社 JAL エンジニアリング
技術部システム技術室 室長
- 神田 淳 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構
航空技術部門次世代航空イノベーションハブ航空安全技術研究チーム
- 米谷 臣司 日本航空株式会社
運航本部運航技術部 副部長
- 杉田 淳 全日本空輸株式会社
整備センター技術部構造技術チーム リーダー
- 立花 繁 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構
航空技術部門次世代航空イノベーションハブ航空安全技術研究チーム
- 西頭 浩明 全日本空輸株式会社 オペレーションサポートセンター
フライトオペレーション推進部運用技術チーム リーダー
- 原留 直秀 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構
航空技術部門次世代航空イノベーションハブ航空安全技術研究チーム
- 平木 恵 富士重工業株式会社
航空宇宙カンパニー研究部機体研究課 課長
- 平野 義鎮 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構
航空技術部門次世代航空イノベーションハブ航空安全技術研究チーム
- 守田 克彰 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構
航空技術部門次世代航空イノベーションハブ航空安全技術研究チーム
- 横関 智弘 国立大学法人東京大学大学院
工学系研究科航空宇宙工学専攻 准教授
- 吉川 栄一 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構
航空技術部門次世代航空イノベーションハブ航空安全技術研究チーム

(敬称略、氏名の五十音順、下線はビジョン検討ワーキンググループメンバー)

目次

はじめに	1
1. 現在の状況と問題	2
1.1. 航空機運航における問題.....	2
1.2. 気象の問題	4
1.3. 気象が航空機運航に及ぼす影響.....	6
1.3.1. 気象影響の概要.....	6
1.3.2. 問題点リスト.....	7
1.4. 日本の特殊事情.....	10
1.4.1. 日本の気象.....	10
1.4.2. 日本の運航環境.....	12
2. 問題の解決に向けて考慮すべき事項	16
2.1. ステークホルダ.....	16
2.2. 関連機関・団体.....	17
2.3. 基準や規定	18
2.3.1. 機体着氷関連.....	19
2.3.2. 滑走路の雪氷関連.....	21
2.3.3. 雷関連	23
2.3.4. ウィンドシア関連.....	25
2.3.5. 火山灰関連.....	27
3. 研究開発の動向	28
3.1. 世界の研究開発の動向.....	28
3.2. 日本の研究開発の動向.....	30
4. 個別課題の分析	33
4.1. 個別課題の項目.....	33
4.2. 機体着氷に関する課題.....	34
4.2.1. 背景と問題.....	34
4.2.2. 現状の対策.....	34
4.2.3. 現状の問題点.....	36
4.2.4. 課題	36
4.2.5. 世界の動向.....	36
4.2.6. 制約事項.....	37
4.2.7. 目標	37
4.2.8. 効果	39
4.3. 滑走路雪氷に関する課題.....	40

4.3.1.	背景と問題.....	40
4.3.2.	現状の対策.....	40
4.3.3.	現状の問題点.....	41
4.3.4.	課題	41
4.3.5.	世界の動向.....	42
4.3.6.	制約事項.....	44
4.3.7.	目標	44
4.3.8.	効果	44
4.4.	雷気象に関する課題.....	45
4.4.1.	背景と問題.....	45
4.4.2.	現状の対策.....	45
4.4.3.	現状の問題点.....	46
4.4.4.	課題	46
4.4.5.	世界の動向.....	46
4.4.6.	制約事項.....	47
4.4.7.	目標	48
4.4.8.	効果	49
4.5.	対被雷に関する課題.....	50
4.5.1.	背景と問題点.....	50
4.5.2.	現状の対策.....	50
4.5.3.	現状の問題点.....	51
4.5.4.	課題	52
4.5.5.	世界の動向.....	53
4.5.6.	制約事項.....	53
4.5.7.	目標	54
4.5.8.	効果	54
4.6.	エンジンの特殊気象に関する課題.....	55
4.6.1.	背景と問題点.....	55
4.6.2.	現状の対策.....	57
4.6.3.	現状の対策の問題点.....	57
4.6.4.	課題	58
4.6.5.	世界の動向.....	59
4.6.6.	制約事項.....	60
4.6.7.	目標	60
4.6.8.	効果	60

5. 全体ビジョン	61
5.1. 目指す社会	61
5.2. 基本方針	61
5.2.1. 現状の認識	61
5.2.2. 研究開発の方針	62
5.2.3. ステークホルダのあり方	64
5.3. 全体ロードマップ	65
5.3.1. TRL	65
5.3.2. ロードマップ	66
5.4. 重点課題	67
5.4.1. 影響度評価	67
5.4.2. 重要な問題点の抽出	67
5.4.3. 重点課題	68
5.5. 目標	71
5.5.1. 目標設定の範囲	71
5.5.2. 目標設定の考え方	71
5.5.3. 短期的目標（～5年程度）	72
5.5.4. 中期的目標（5～10年程度）	72
5.5.5. 長期的目標（10～15年程度）	72
おわりに	73
参考文献	74

はじめに

我が国の航空輸送量の規模は世界でも有数であり、航空輸送は重要な公共交通機関となっている。航空需要は年々増加の傾向にあることから、その重要性はますます増している。

一方で、航空機運航にとって特殊気象（雪氷・雷・火山灰等の航空機に影響を与える気象）は大きな問題となっている。航空機の安全性（耐空性）は非常に高いレベルで維持されているものの、世界に目を向けると特殊気象が要因となる事故が発生している現状がある。航空輸送において安全性が何よりも最優先されるべきものであることは論じるまでもない一方、公共交通機関としての使命を果たす為には、安全性を確保した上で運航機会の拡大も望まれるところであり、特殊気象下においても運航効率を低下させないことも視野に入れる必要がある。このように安全性および効率性の観点から、特殊気象に対する運航安全性及び運航効率向上のための技術－気象影響防御技術－の研究開発が重要となってきた。また、新たな技術を開発することは我が国の航空機関連産業の競争力強化の源泉となり得るといえる点でも重要である。

この気象影響防御技術の実証を目指した研究開発にあたっては、従来技術の延長では限界があり、さまざまな分野の知見を糾合したイノベーションが必要となる。そこで航空工学の枠を超えた異分野協働を含むオールジャパン体制で推進するため、運航会社・メーカー・大学・研究機関が集まり「気象影響防御技術の研究開発に関する連携協定」を2016年1月15日に締結し、国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構の次世代航空イノベーションハブを互惠の精神に基づく連携協力の拠点とする「気象影響防御技術コンソーシアム（別称：WEATHER-Eye*コンソーシアム）」を設立した。

WEATHER-Eye コンソーシアムの活動の一環として、気象影響防御技術の研究開発の指針とする我が国としてのビジョンを作成するため、2016年3月にビジョン検討ワーキンググループを設置し、検討を重ねてきた。WEATHER-Eye ビジョンは、この検討結果をまとめたものである。

※ WEATHER-Eye:

Weather Endurance Aircraft Technology to Hold, Evade and Recover by Eye

1. 現在の状況と問題

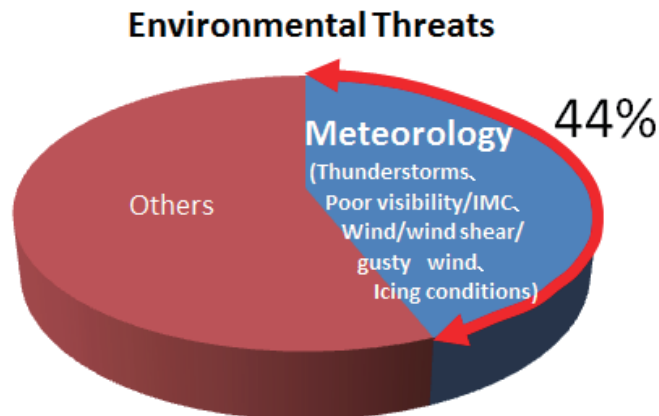
航空機の運航において気象がどのように問題となるのか、どのような気象がどのような影響を与えるのか、さらに日本の特殊事情について示す。

1.1. 航空機運航における問題

航空機の運航を取り巻く環境のうち、最も重要な要素の一つが気象現象である。日本が位置しているユーラシア大陸東岸域は、北米大陸東岸域などと同様に、温帯低気圧の急激な発達、活発な前線活動、寒帯気団と亜熱帯気団の収束、世界で最も強いジェット気流の存在、台風など熱帯低気圧の襲来など、種々の激しい運航障害気象現象が通年で頻繁に発現する典型的な空域である。このような空域において航空機を運航するには、十分な気象情報を収集、的確に理解し、適切な判断を行うことが求められる。しかし、気象学や気象観測・予報技術が大きく進歩した現代においても、気象予報は未だ 100%の精度を持っていない。

このような中、航空機を安全に運航するためには、運航中に遭遇した悪天候や、刻一刻と変わる気象現象に対して迅速かつ適切な判断と対応が求められる。

国際航空運送協会 IATA (International Air Transport Association) の Safety Report 2015¹⁻¹⁾によれば、2011 年～2015 年の 5 年間に発生した航空死亡事故 68 件の内、実に 44%の事例において、何らかの気象現象が事故の主要因あるいは背景要因となっているとの分析結果がある。



IATA Safety Report 2015
2011-2015の Fatal Aircraft Accidents 68件の分析結果

Fig.1.1 事故要因の分析

例えば、空港や航空路における気流の乱れ、霧の発生や台風の接近などは、航空機の運航に影響を与え、最悪の場合には航空事故を引き起こす恐れがある。事故に至らずとも、巡航中に悪天候に遭遇または予想された場合はその悪天候を回避する、滑走路もしくは離

着陸経路上に悪天域が存在している場合はそれが解消されるまで待機するなど、気象による運航の効率と定時性への影響は小さくない。また、特殊気象によって引き起こされる航空機の不具合により機材の修理・修復が発生し、その間は航空機を運航できなくなるなど、運航会社にとっての経済的なインパクトは甚大である。

安全性を高め航空事故を防止するため、ハイテク技術を導入した航空機の設計技術の向上、点検整備分野の信頼性の向上、さらに空港や航空交通管制などの運航環境の信頼性向上等、これまでに幅広い取り組みがなされてきた。その結果、最近の航空事故の調査結果では、気象に起因あるいは気象が一因となる事故が相対的に多くなっていると報告されている。

今後の航空輸送のますますの増大に伴い、さらなる安全性の向上と事故防止の観点から、気象による事故を防止する技術の高度化がいま求められている。そして、運航効率や定時性、さらには利用者の快適性の観点から、気象による影響を防御する技術開発への関心、期待が大きくなっている。

1.2. 気象の問題

航空機の運航は、何トンの乗客や貨物を搭載して出発できるかを算出する離陸性能を例にとっても、風向風速や外気温、滑走路面が乾いているか湿潤状態か等によって大きな影響を受けるため、あらゆる気象条件が航空機の運航に影響を与えるといっても過言ではない。そこで、本項では気象現象の中でも特に運航の安全性や効率性に大きな影響を与えるものを取り上げる。

(1) 雪氷

降雪現象や地上待機中および飛行中の航空機への着氷は揚力の低下等、飛行に大きな影響を及ぼす。特に出発空港/到着空港における降雪、積雪は航空機および空港（滑走路、誘導路）の双方に大きな影響を与え、運航上の制約を受けるばかりか航空機の離着陸そのものが禁止される場合も発生する。

(2) 雷

航空機に装備されている気象レーダでは雷雲の活発な空域を検知することができ、そうした空域は強い乱気流に遭遇する可能性もあることから、運航の安全性および快適性の観点から雷雲域は極力避けて飛行するのが基本である。しかしながら、離着陸の飛行経路付近に雷雲が存在する場合、雷雲付近を飛行することによりしばしば航空機が被雷し損傷を受ける。

(3) 氷晶 (Ice crystal)

氷晶 (Ice crystal) による Icing は ICI (Ice Crystal Icing) と称され、一般的には 22,000 フィート以下の高度で遭遇するとされている過冷却水によるものとは異なる性質の Icing である。ICI を引き起こすのは対流性の気象現象 (Convective weather) において存在する Ice crystal のうち、その上部にある非常に粒子が細かいものである (直径 0.04mm ほどで小麦粉の粒程度の大きさしかない)。

(4) 火山灰

火山灰中の飛行は非常に危険であり、火山活動の活発な地域周辺の飛行は避けなければならない。

(5) ウィンドシア/ダウンバースト/マイクロバースト

飛行経路に沿った短区間における風速、風向の変化をウィンドシアという。ウィンドシアは通常の運航において遭遇するものであるが、運航において問題となるのは離着陸時に遭遇するシアの程度 (風速風向の変化) が大きいものである。特に、低高度 (一般的に高度 1,500 フィート以下) のウィンドシアをローレベルウィンドシアと称する。

また、積雲や積乱雲の減衰期に発生する下降気流をダウンバースト、ダウンバーストのうち特に局地的な規模で発生するものをマイクロバーストと称し、いずれも航空機の離着陸時に遭遇した場合、運航の安全性に大きな影響を及ぼす。

(6) 乱気流

乱気流とは大気の擾乱により航空機に動揺を与える気流の乱れを称し、ジェット気流の近傍など高高度で巡航中に遭遇する乱気流、雲中で発生する乱気流、山岳波など地形や建造物の影響により発生する乱気流など、乱気流が発生する原因や高度により分類される。

航空機に装備されている気象レーダは空気中の微小な水滴を検知することにより乱気流の存在をその強度含めて検知することができるが、水滴を伴わない晴天乱気流は現在の航空機レーダでは検知することができない。

1.3. 気象が航空機運航に及ぼす影響

気象はさまざまな形で航空機および航空機運航に影響を及ぼす。その影響の概要および問題点リストを示す。

1.3.1. 気象影響の概要

(1) 雪氷

雪氷が航空機の運航に与える影響は以下のように大別される。

① 滑走路への積雪、凍結による航空機の制動力の低下

航空機の運航において着陸性能は言うまでもなく、離陸性能も制動距離（停止距離）に大きな影響を受ける（離陸性能の算出においては航空機が離陸（浮揚）に必要な距離と共に、離陸滑走中に重大な不具合が発生し高速域で制動操作を行っても滑走路内で停止できることも考慮されている）。

雪氷路面における制動力の低下により、雪氷滑走路における離着陸では許容される離陸重量、着陸重量が大きく制限されるだけでなく、通報（計画）された滑り易さ（摩擦係数）よりも実際の路面が滑り易い状態であった場合、滑走路内に停止できずにオーバーランに至るリスクもある。

② 航空機、とくに主翼部への着雪氷による揚力の低下

機体表面に雪、氷が付着していると空気抵抗が増加して揚力が減少し、航空機の性能や操縦性に大きな影響を与える。特に **Critical surface** と呼ばれる翼の上面、前縁および動翼に雪氷が付着した場合にその影響は大きい。そこで、降雪時には機体の除雪作業を行い、駐機中に機体に付着した雪氷を除去すると共に、出発から離陸までの地上走行中に雪氷が付着することを防ぐ為の防氷液（**Anti-ice fluid**）を必要に応じて散布する。防氷液には防氷効果の有効持続時間を示す **Holdover time** という散布から離陸までの許容時間が外気温や降雪強度に応じて定められている。航空機はこの **Holdover time** を超えた場合や **Holdover time** 内であっても気象状況の変化により防氷効果に疑義が生じた場合、客室の窓から主翼上面の状態を点検し防氷液の有効性を確認するか、もしくは再度の防除氷作業を行わなければ離陸してはならない。

③ エンジンやフラップ等、着氷による機体の損傷

地上走行中にエンジン内部に氷塊を吸い込むことによりエンジンプレード等が損傷を受ける。また、フラップ等の動翼のヒンジ部に氷が付着した状態で動かすことにより機材を損傷してしまうこともある。

(2) 雷

航空機の電気系統や搭載されているコンピュータは雷撃に対して多重の冗長性を有しており、雷撃が飛行の安全性を脅かすことはないが、雷撃による機体の外板等への損傷は、その程度によっては大掛かりな修理作業が必要となる場合もある。



Fig1.2 翼端部への被雷

(3) 氷晶 (Ice crystal)

Ice crystal の粒は冷たい機体表面やエンジンの表面には付着せずに跳ね返る。しかしエンジンのファン部を通り抜けてコア部分に入ると、暖かい表面で溶かされ付着する。付着、蓄積した Ice が剥がれ落ち、コンプレッサーや燃焼室を通過することによりエンジンの Surge や Stall、Vibration などを引き起こす。

(4) 火山灰

航空機が火山灰中を飛行した場合、1分も経たないうちにエンジンのフレームアウト（停止）を引き起こす可能性がある。また、エンジン、操縦室の窓、コンピュータ等の電装品等に深刻な損傷を与える可能性がある。

(5) ウィンドシア/ダウンバースト/マイクロバースト

高高度におけるウィンドシアの遭遇に伴い、機体動揺の発生に加え巡航中や降下中には急激な対気速度の増大による運用限界速度（Vmo/Mmo）の超過を引き起こす。また、ダウンバースト/マイクロバーストでは局所的な気流の急激な変化によりフライトパスの維持が困難となるばかりか、強度のダウンバースト/マイクロバーストに遭遇した場合は航空機の失速、更には墜落に至ることから、極めて危険な気象状態である。

(6) 乱気流

乱気流が予想される空域を飛行する場合、機長はシートベルトサインを点灯させ、客室乗務員および乗客を着席させることにより安全を確保する。しかしながら、晴天乱気流等、検知の困難な乱気流に不意に遭遇した場合、サービスカート等の物品や搭乗者自身の浮き上がり、転倒などの受傷事故を引き起こす。また、シビアタービュランスに遭遇した場合、到着後に整備点検を行い、機材の健全性を確認する必要がある。

1.3.2. 問題点リスト

安全性、効率性（運航、整備）の観点から運航会社が直面している気象影響について主要なものを Table 1.1 に示す。表中、気象分類・発生する現象、発生する事象、発生する問題、搭乗者や機体への影響を示す。

Table 1.1 問題点リスト

気象	発生する現象	発生する事象	発生する問題	搭乗者/機体設備への影響
雪氷	滑走路上の積雪	・制動力低下	・オーバーラン ・滑走路逸脱	・滑走路閉鎖 ・着陸装置の損傷 (搭乗者の負傷)
雪氷	滑走路上の積雪	・離着陸の必要滑走路長が不足 ・滑走路閉鎖	・目的地変更 ・欠航	なし
雪氷	誘導路上の積雪	・誘導路でのすべり	・機首偏向 ・誘導路からの逸脱	・誘導路閉鎖 ・地上物件 (誘導路灯等) の損傷
雪氷	氷晶吸い込み	・ピトー管への吸い込み ・エンジンセンサーの誤作動 ・エンジン内部で氷塊化し剥離 ・燃焼室での溶解	・速度表示の誤り ・推力低下	・エンジンコンプレッサーブレード損傷
雪氷	過冷却水滴吸い込み	・堆積による空気流量の低下、圧縮効率の低下 ・内部圧低下によるオイルの漏れ	・推力低下 ・振動 ・客室内異臭 ・エンジン後部の発煙・発火	・エンジン内部損傷
雪氷	機体着氷	・コックピットウィンドウへの着氷 ・機体、翼面への着氷、着霜	・視界不良 ・機体制御性低下	・動翼作動不能
雪氷	機体着氷	・防氷システムの作動	・燃料消費量増加	・なし
雪氷	機体着氷	・着陸装置/翼下面等への着氷	・水塊落下	・建物・人への被害
雪氷	雹の衝突	・複合材に凹み発生	・機体制御性低下	・構造修理 ・動翼交換
雨	雨水のピトー管、静圧管への侵入	・ピトー管、静圧管の閉塞	・速度・高度・昇降率表示の誤り ・自動操縦装置不 작동	・不要な整備処置
霧	霧への遭遇	・視程不良	・誘導路上での衝突・誘導路逸脱 ・遅延、欠航、引き返し、目的地変更	・なし

Table 1.1 問題点リスト (続き)

気象	発生する現象	発生する事象	発生する問題	搭乗者/機体/設備への影響
風/乱気流	乱気流遭遇 (晴天乱気流、後方乱気流、山岳波、建物による乱気流)	<ul style="list-style-type: none"> 機体が動揺 設計以上の荷重が作用 	<ul style="list-style-type: none"> 機体制御性低下 ハードランディング 	<ul style="list-style-type: none"> 乗員・乗客の負傷 機体損傷
風/乱気流	低層ウインドシア遭遇 (ダウンバースト)	<ul style="list-style-type: none"> 揚力低下 	<ul style="list-style-type: none"> 機体制御性低下 	<ul style="list-style-type: none"> 機体損傷
風/乱気流	エンジン流入空気の乱れ	<ul style="list-style-type: none"> Surge やフレームアウト 	<ul style="list-style-type: none"> 推力低下 	<ul style="list-style-type: none"> なし
雷	被雷	<ul style="list-style-type: none"> 機体構造の欠損・溶融等 装備品作動停止 	<ul style="list-style-type: none"> 運航停止 	<ul style="list-style-type: none"> 長時間に亘る構造修理 装備品交換
火山灰/砂	機体への火山灰衝突	<ul style="list-style-type: none"> エロージョン 静電気 ピトー管の閉塞 	<ul style="list-style-type: none"> コックピットウインドウ損傷による視程悪化 機体損傷 腐食 機器の誤作動 	<ul style="list-style-type: none"> エンジン、主翼・尾翼前縁、コックピットウインドウ等の修理・交換
火山灰/砂	エンジンの火山灰吸い込み	<ul style="list-style-type: none"> エンジンブレードのエロージョン エンジン燃焼室等への火山灰の付着、蓄積 	<ul style="list-style-type: none"> 冷却能力の低下によるエンジンブレードの損傷 Stall 排気ガス温度 (EGT) 上昇 推力低下、停止 	<ul style="list-style-type: none"> エンジン交換 エンジン内部損傷
火山灰/砂	エンジンの大気汚染物質吸い込み	<ul style="list-style-type: none"> 大気汚染物質 (含、火山灰、砂等) の付着により硫化腐食発生 	<ul style="list-style-type: none"> タービンブレード損傷 推力低下 	<ul style="list-style-type: none"> エンジン内部損傷
電磁波/熱	宇宙線によるフラッシュメモリデータ反転	<ul style="list-style-type: none"> 粒子衝突によるメモリ内ビット反転 	<ul style="list-style-type: none"> 装備品の作動停止・冗長性の低下 	<ul style="list-style-type: none"> 装備品交換

1.4. 日本の特殊事情

日本固有の特殊事情（気象・運航環境）について示す。

1.4.1. 日本の気象

(1) 雪氷

航空機の運航における安全性や効率性を低下させる気象要因として、第一にあげられるのが雪氷である。雪氷に関しては、機体への着氷はもちろん、滑走路の積雪・着氷も問題となる。これらに関連して地上における機体や滑走路の除雪氷作業、機体の防除雪氷剤散布作業なども、運航会社や空港管理者にとって非常に大きな課題となっている。滑走路に積雪や着氷がある場合には、航空機と滑走路の間の摩擦係数が極端に小さくなり、滑りやすい状態となる。滑走路表面の滑りやすさは航空機の離着陸に大きく影響する。滑走路が滑りやすくなれば、着陸時には制動距離が長くなるのはもちろんのこと、離陸滑走中にエンジンの故障で離陸を中止した場合の制動性能にも影響を与える。つまり必要となる離着陸滑走路長が長くなるため、雪氷滑走路は運航上の大きな問題となる。必要離着陸滑走路長が十分に無い場合は、ダイバート（目的地変更）や欠航につながり、運航効率が大きく低下する。また着陸できたとしても、滑走路終端が局所的に非常に滑りやすい状態になる状況では、オーバーランなどのインシデントも発生する。

雪氷滑走路面の分類を Table 1.2 に示す。乾燥した雪 (DRY SNOW) よりも湿った雪 (WET SNOW や SLUSH) の方が滑りやすく、日本ではこの湿った雪が多いことが特徴として挙げられる。

Table 1.2 雪氷滑走路面分類

雪氷滑走路面	概要
ICE	路面が氷におおわれている状態のときで、加速度の抵抗は無い状態
COMPACTED SNOW	除雪機材等によって押し固められた雪が路面に残っている状態のときで、加速度の抵抗は無い状態
DRY SNOW	比重 0.35 未満の雪で、手袋をした手で雪玉が作れない程度のサラサラとした雪、もしくは、手袋をした手で雪玉ができて水が滲み出ない程度の水分をあまり含まない雪が路面に積もっている状態で、加速度の抵抗はあるものの、その程度は WET SNOW や SLUSH 状態よりも小さい
WET SNOW	比重 0.35 以上、0.50 未満の雪で、水分をかなり含んでおり、手袋をした手で雪玉を作ると水が滲んだり染み出る雪が路面に積もっている状態で、加速度の抵抗はあるものの、その程度は SLUSH 状態よりは小さい
SLUSH	比重 0.50 以上の雪で、水分を十分に含んでおり、足の踵や爪先で踏みつけたり、蹴ったりするとスプラッシュがあがる状態で、正に「雪解け」状態であり、加速度の抵抗がある

(2) 冬季雷

雷の中でも冬期に発生するエネルギーの高い雷も日本の特殊な気象現象である。通常の雷は主に夏季に発生するが、世界の限られた地域（日本の日本海側、ノルウェーの西海岸、

アメリカの五大湖東側)では冬季にも発生し、冬季雷と称される (Fig.1.3)。冬季雷の特徴として、夕方だけでなく 24 時間常に発生する可能性があり、上向きの放電である。電荷量が大きく、夏季雷の 100 倍以上にも及ぶ。また通常の夏季雷は 3,000~5,000m の上空で発生するが、冬季雷は 300~500m という比較的低位で発生するという違いもある。冬季雷は限られた地域に発生する大変珍しい現象であり、電荷量が大きいため、航空機が被雷した場合の影響も大きく、日本の運航会社にとっては運航上の大きな脅威となっている。

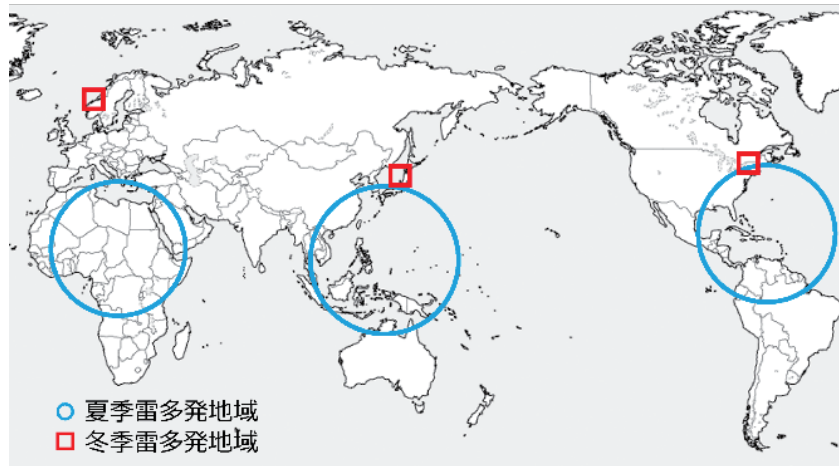


Fig.1.3 雷の発生地域

(3) 氷晶 (Ice crystal)

Ice crystal は 20,000ft を超えるような高層の大気中に多く存在している。氷の粒であることから機体には付着せず、機体の着氷センサで Ice crystal の状態を捉えることは難しく、気象レーダのエコーによる検知も困難である。しかし、エンジンが Ice crystal を吸い込んだことで、ファン後方のエンジン内部に蓄積し、氷が形成され、その氷が剥がれて圧縮機内部に入り込み、内部損傷、振動、Surge や Stall を発生させる事象が発生している。また、TAT (Total Air Temperature : 全温) センサやピトー管まわりの熱で溶けた Ice crystal により計測エラーを発生させ、エンジンの推力喪失事象も発生している。

Ice crystal をエンジン内に吸い込んだのが原因でエンジンの推力喪失や停止等が発生した件数は、1990 年以降全世界で 100 件以上あり、そのほとんどが高度 22,000 フィート以上の高々度飛行中に発生している。特に、日本の南から東南アジアの空域でその約 60% の事例が発生している (Fig.1.4)。



Fig.1.4 Ice Crystal による推力喪失事象発生地域

(4) 火山灰

世界有数の火山国である日本では火山灰による航空機の運航への影響も見逃すことはできない。火山灰による航空機への影響は、

- ・航空機のエンジンに吸い込み、エンジン停止
- ・コックピットウィンドウに火山灰が衝突、擦りガラス状になり、視界不良
- ・飛行場への火山灰堆積による離着陸不可

と、多岐にわたる。過去の国内火山による航空機被害では、幸いにエンジンの停止には至っていないものの、コックピットウィンドウに被害が集中している。

日本は国土が狭いこともあり、火山近傍を避けて航空路を設定することは難しい。したがって、一旦火山活動が始まるとその影響は直ちに航空路や空港に及ぶことになる。航空路火山情報センターVAAC (Volcanic Ash Advisory Centre) が気象庁内に設置されており、VAAC は全国の活火山の状況を監視し、航行中の航空機や静止気象衛星などから火山に関する情報を集め、火山灰雲の最新の実況と予測を示した航空路火山灰情報を配信している。

1.4.2. 日本の運航環境

日本の特殊な気象環境に対し、日本の航空環境は世界的にみても厳しい環境にある^{1,2)}。

(1) 国内航空交通の過密化

航空交通量は増加の一途にあり、航空交通は過密化している。例えば、東京国際空港では、2010年に新滑走路の供用が、また、2011年には国際定期便の運航がそれぞれ開始され、首都圏空域における航空機の交通量は、ますます増加している。よって、ひとたび東京国際空港が強風や雷雨、大雪などによって離着陸ができなくなるような気象状態となった場合、多数の航空機が空中で待機、もしくは出発を見合わせる事となり、日本全体の航空機の運航に影響を及ぼす。

米軍空域や自衛隊訓練空域が隣接し、民間航空機が使用する空域に制約がある中、この

ように航空交通の過密化によって、ひとつの局地的な悪天候が、全国の航空交通の流れに影響を及ぼす場合がある。

また航空路が非常に混み合っているため、気象現象による乱気流以外に、航空機による後方乱気流に起因する事故も報告されている。この問題は今後さらに顕著になっていくと考えられる。

航空交通量が拡大する環境において、気象現象が多岐にわたり運航への影響が大きい日本では、気象現象による航空機運航への影響の低減が望まれる。

(2) 滑走路長

滑走路長の短さも特殊な環境として挙げられる。国土交通省東京航空局の管内空港を Fig.1.5 に示す。北海道・東北・北陸地方では新千歳・函館・青森・三沢・仙台の各空港は 3,000m 級の滑走路があるが、これら以外の空港の滑走路は 2,000m 級およびそれ以下の長さであることがわかる。北海道・東北・北陸以外の降雪がある地方空港（松本、鳥取、米子、石見、出雲など）にも 2,000m 級滑走路は存在する。

雪氷滑走路において必要離着陸滑走路長が長くなる問題は日本に限ったことではないが、国内空港ではその影響を受けやすいと考えられる。

(3) 機材

離着陸距離をより必要とする大型機・中型機の割合が、運航している航空機全体に対して多いことも特徴として挙げられる。2015 年末における世界の各地域での機材区分別の運航機数を Table 1.3 に示す^{1.4)}。なお機材区分について、ここでは大型機（300 席以上）、中型機（200～300 席）、小型機（100～200 席）、リージョナルジェット機（100 席以下）、ターボプロップ機に分類している。日本の運航会社が運航している航空機の内、大型機・中型機の合計割合がおよそ 45% となっており、世界の他の地域に比べて高いことがわかる。同様な積雪の問題がある北米、欧州、CIS（ロシア他）と比較すると、大型機・中型機の割合が高いことが明白である。

近年、機材を小型化する傾向が見られるが、国内の航空需要を支える上で大量に旅客を運べる効率性の点から、依然として大型機・中型機の需要は衰えていない。

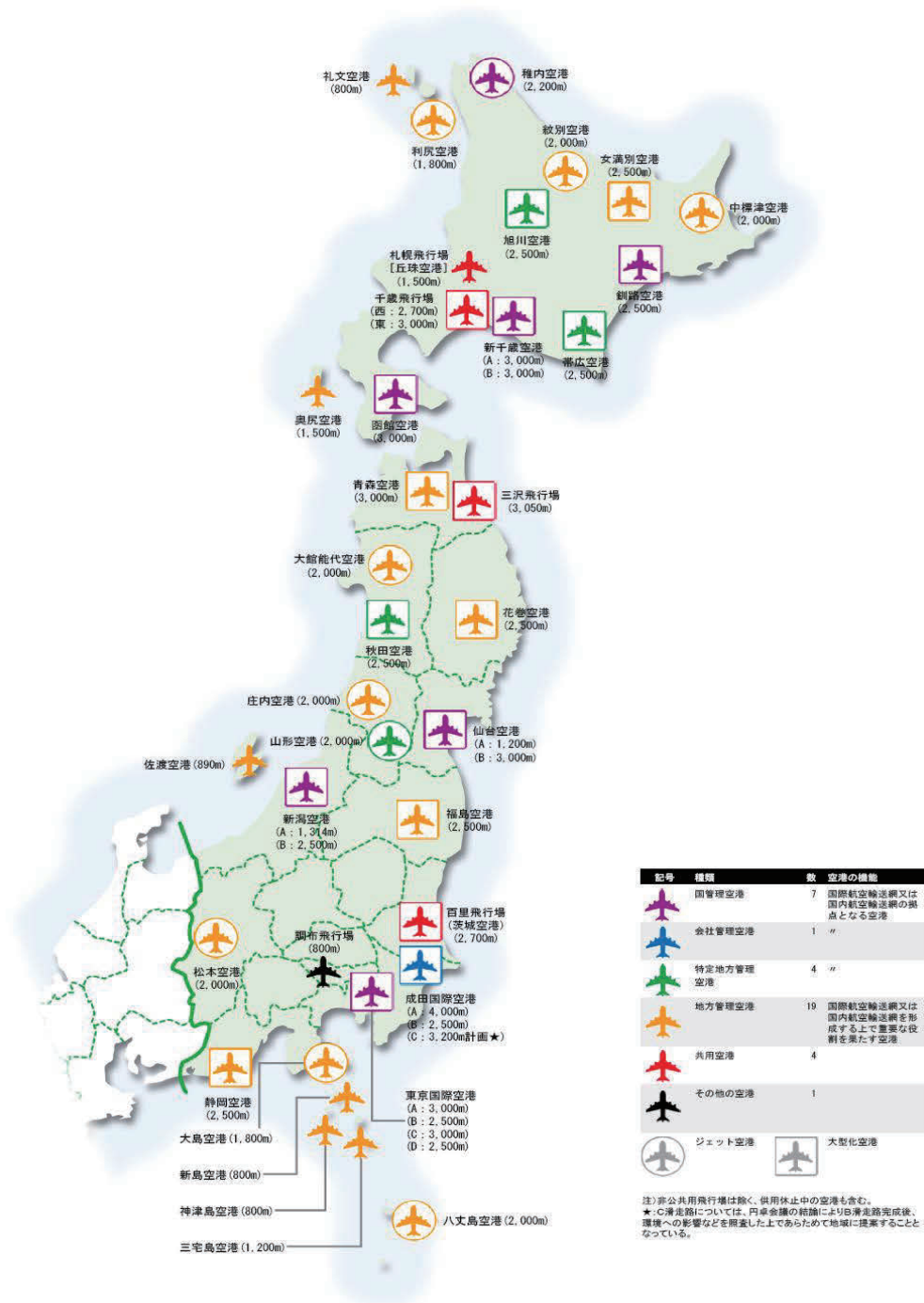


Fig.1.5 東京航空局管内空港分布図^{1.3)}

Table 1.3 機材区分毎の地域別運航機数

	北米	中南米	欧州	CIS	中東 アフリカ	豪州	中国	アジア	日本	世界計
大型機	318 (3.9%)	30 (1.4%)	511 (9.5%)	80 (5.4%)	527 (19.9%)	50 (5.7%)	210 (7.2%)	423 (14.5%)	110 (17.8%)	2259 (8.4%)
中型機	1557 (19.2%)	190 (9.0%)	922 (17.2%)	244 (16.6%)	415 (15.7%)	72 (8.2%)	566 (19.5%)	526 (18.0%)	165 (26.7%)	4657 (17.2%)
小型機	3188 (39.4%)	1023 (48.4%)	2646 (49.2%)	550 (37.3%)	892 (33.7%)	295 (33.6%)	1975 (68.0%)	1405 (48.1%)	238 (38.5%)	12212 (45.2%)
RJ	1834 (22.6%)	309 (14.6%)	534 (9.9%)	238 (16.1%)	249 (9.4%)	104 (11.9%)	130 (4.5%)	65 (2.2%)	44 (7.1%)	3507 (13.0%)
ターボプロップ	1203 (14.9%)	560 (26.5%)	760 (14.1%)	362 (24.6%)	564 (21.3%)	356 (40.6%)	23 (0.8%)	504 (17.2%)	61 (9.9%)	4393 (16.3%)
合計	8100	2112	5373	1474	2647	877	2904	2923	618	27028

2. 問題の解決に向けて考慮すべき事項

1章で述べた現在の問題を解決するにあたり、考慮しなければならないステークホルダや基準、規定について記載する。

2.1. ステークホルダ

認証機関、運航会社、航空機メーカー、メーカー、大学、研究機関の関係を Fig.2.1 に、その役割を Table 2.1 に示す。

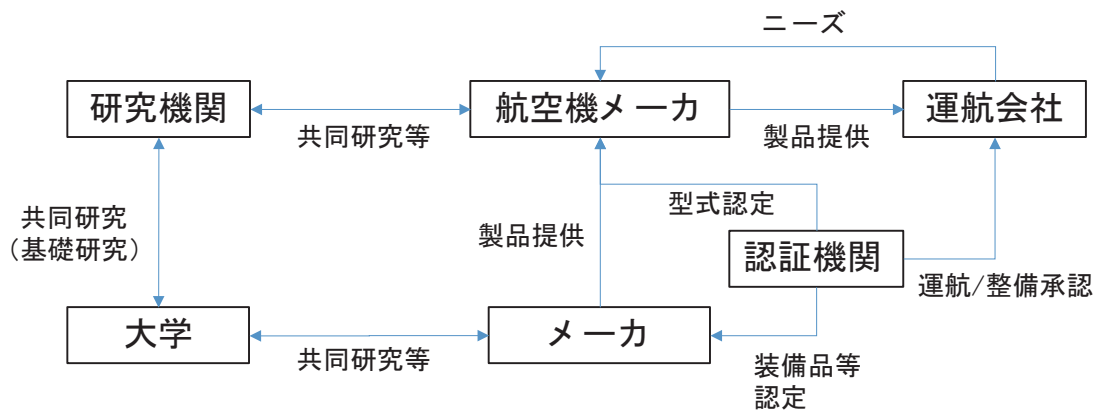


Fig 2.1 ステークホルダの関係

Table 2.1 ステークホルダとその役割

ステークホルダ	役割
運航会社 (エアライン/整備会社)	ユーザ
航空機メーカー (OEM)	ユーザ
メーカー (機体/部品/装備品)	技術提供、製品製造
研究機関	研究開発
大学	研究開発
認証機関 (JCAB/FAA/EASA)	認証機関

2.2. 関連機関・団体

関連機関・団体とその概要を Table 2.2 に記載する。

Table 2.2 関連機関・団体

略称	正式名称	概要
JCAB	Japan Civil Aviation Bureau 航空局	日本における型式/装備品、運航/整備等の認証機関
FAA	Federal Aviation Administration 米国連邦航空局	米国における型式/装備品、運航/整備等の認証機関
EASA	European Aviation Safety Agency 欧州航空安全庁	欧州における型式/装備品、運航/整備等の認証機関
RTCA	Radio Technical Commission for Aeronautics 米国無線技術委員会	航空機電子/電気システムの標準化団体
SAE International	Society of Automotive Engineers 自動車/航空等の標準化団体	航空機の標準化団体。近年は Military Spec も統合されている。
ISO	International Organization for standardization 国際標準化機構	国際的な標準である国際規格を策定するための非政府組織。工業製品や技術から、食品安全、農業、医療までの全ての分野をカバーしている。
ICAO	International Civil Aviation Organization 国際民間航空機関	航空運送業務に関する条約の作成、国際航空運送に関する国際基準、勧告、ガイドラインの作成等を行っている。また、国際航空分野における気候変動問題を含む環境保護についても議論及び対策が進められている。

2.3. 基準や規定

関係する基準や規定（FAR、SAE、RTCA、ISO、ICAO 等）の関係と概要を Fig2.2 及び Fig.2.3 に示す。

国内

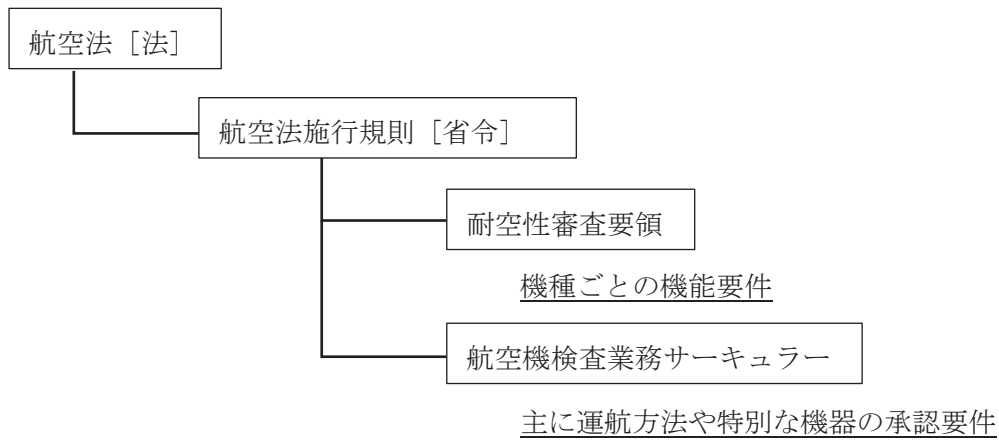


Fig.2.2 国内の基準/規定の関係とその概要

米国

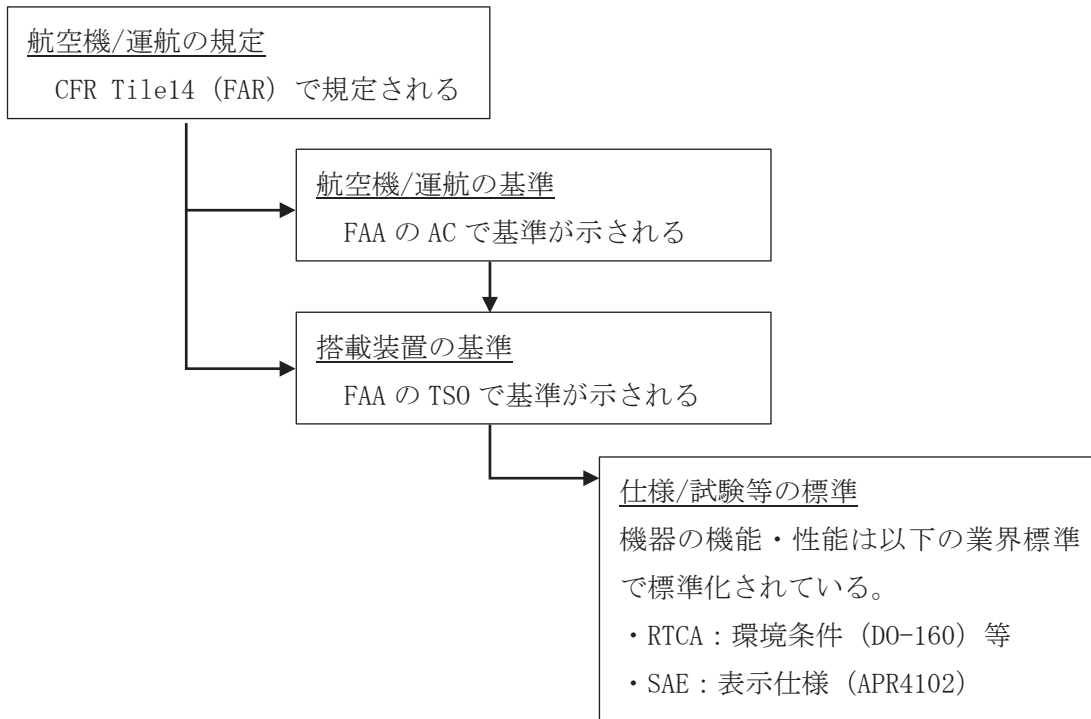


Fig.2.3 米国の基準/規定の関係とその概要

次項より各個別課題に関連する米国の基準や規定、仕様についてまとめる。

2.3.1. 機体着氷関連

耐空性基準

CFR14 (FAR)	
25.773	Pilot compartment view
25.775	Windshields and windows
25.929	Propeller deicing
25.975	Fuel tank vents and carburetor vapor vents
25.1323	Airspeed indicating system
25.1325	Static pressure system
25.1326	Pilot heat indication system
25.1327	Magnetic direction indicator
25.1403	Wing icing detection lights
25.1419	Ice protection
25.1438	Pressurization and pneumatic systems
25.1581	General (Airplane Flight Manual)
Appendix C to CFR14 (FAR) 25	
Part I	Atmospheric Icing Conditions
Part II	Airframe Ice Accretions for Showing Compliance with Subpart B

関連規格

Specifications	
MIL-A-9482	Anti-Icing Equipment for Aircraft, Heated Surface Type, General Specification for
MIL-E-18927	Environmental Control Systems, Aircraft, General Requirements For
MIL-E-87145	Environmental Control Airborne
MIL-E-87231	Engines, Aircraft, Turbojet and Turbofan
MIL-P-5518	Pneumatic Systems Aircraft, Design, and Installation, General Specification for
MIL-P-8564	Pneumatic System Components, Aeronautical, General Specification for
MIL-E-5007	Engines, Aircraft, Turbojet and Turbofan, General Specification for
MIL-T-5842	Transparent Areas on Aircraft Surfaces (Windshields and Canopies) ,

Rain Removing and Washing Systems for, De-Frosting, De-Icing, Defogging, General Specification for	
Handbooks	
MIL-HDBK-310	Global Climatic Data for Developing Military products
DOT/FAA/ CT-88/8-1	Aircraft Icing Handbook
SAE Reports	
SAE AIR1168/4	SAE Aerospace Applied Thermodynamics Manual Ice, Rain, Fog, and Frost Protection
SAE AIR4367	Aircraft Inflight Ice Detectors and Icing Rate Measuring Instruments
SAE ARP1976	Engine Bleed Air Systems for Aircraft
SAE AS18607	Thermal Anti-Icing Equipment, Wing and Empennage
SAE AS5498	Minimum Operational Performance Specification for Inflight Icing Detection Systems
SAE AS6625	Spray Equipment, Aircraft Windshield Anti-Icing
SAE AS8181	Detector, Ice, Air Intake Duct, Aircraft Engines and Airframe Systems, General Specification for
SAE AS8804	Deicing System, Pneumatic boot, Aircraft, General Specification

2.3.2. 滑走路の雪氷関連

耐空性基準

CFR14 (FAR)	
139.313	Snow and ice control

ガイドライン

Advisor Circular	
AC 150/5200 -30C	Airport Winter Safety and Operation
AC 91-79A	Mitigating the Risks of a Runway Overrun Upon Landing

関連規格

Specifications	
SAE AMS 1435:2012	Fluid, Generic, Deicing/Anti-Icing, Runway And Taxiways
SAE AMS 1431:1998	Compound, Solid Runway And Taxiway Deicing/anti-icing
SAE AMS1448A	Sand, Airport Snow and Ice Control
SAE AS6138	Airport Runway Deicer
SAE AS6065	Snowmelter
SAE Reports	
SAE APR5533A	Stationary Runway Weather Information System (In-Pavement)
SAE APR5548	Multi-Tasking Equipment (MTE) for Airfield Snow Removal High Speed, Multi-Tasking Snow Removal Unit to include Carrier Vehicle, Snow Plow, Rotary Broom High Velocity Air Blast
SAE APR6059	Solid De-Icing/Anti-Icing Material Spreader for Airport Application
SAE APR5623	Mobile Digital Infrared Pavement Surface, Ambient and Dew Point Temperature Sensor System
SAE APR5564	Airport Runway Brooms
SAE APR5559	Runway Liquid Anti-icing Spreaders

SAE	Snowplows and Hitches
APR5943	

SAE	Rotary Plow With Carrier Vehicle
APR5539	

SAE	Stationary Runway Weather Information System (In-Pavement)
APR5533	

2.3.3. 雷関連

耐空性基準

CFR14 (FAR)	
25.954	Fuel system lightning protection
25.981	Fuel tank ignition protection
25.1700	Electrical Wiring Interconnection Systems
25.581	Lightning Protection
25.899	Electrical bonding and protection against static electricity
25.1316	Electrical and Electronic system lightning protection

ガイドライン

Policy Statement	
PS-ANM-25.981-02	Policy on Issuance of Special Conditions and Exemptions Related to Lightning Protection of Fuel Tank Structure and Systems
Advisor Circular	
AC 25.981-1C	Fuel Tank Ignition Source Prevention Guidelines
AC 25.981-2A	Fuel Tank Flammability Reduction Means
AC 20-155A	Industry Documents to Support Aircraft Lightning Protection Certification
AC 25.1701-1	Certification of Electrical Wiring Interconnection Systems on Transport Category Airplanes
AC 25.899-1	Electrical Bonding and Protection against Static Electricity
AC 20-136B	Aircraft Electrical and Electronic System Lightning Protection

関連規格

Specifications	
SAE ARP5412B	Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveforms
SAE ARP5414B	Aircraft Lightning Zoning
SAE ARP5416A	Aircraft Lightning Test Methods
SAE ARP5577	Aircraft Lightning Direct Effects Certification
SAE AS4373	Test Methods for Insulated Electric Wire

SAE AS50881	Wiring Aerospace Vehicle
SAE AS70991	Terminals: Lug and Splice, Crimp
SAE AS7928	Terminals; Lug: Splices, Conductor; Crimp
SAE AS81824	Splices, Electric, Permanent, Crimp
SAE ARP5369	Guideline for Wire Identification Marking
SAE ARP4404	Aircraft Electrical Installations
SAE ARP5415A	Users' Manual for Certification of Aircraft Electrical/Electronic Systems for the Indirect Effects of Lightning
RTCA Do160G Sec22	Environmental Conditions and Test Procedure for Airborne Equipment – Lightning Induced Transient Susceptibility

2.3.4. ウィンドシア関連

耐空性基準

CFR14 (FAR)	
25.1301	Function and installation
25.1309	Equipment, system, and installations
25.1329	Flight guidance system
91.1055	Pilot operating limitations and pairing requirement
91.1065	Initial and recurrent pilot testing requirements
91.1101	Pilots; Initial, transition, and upgrade ground training
91.1107	Recurrent training
121.101	Weather reporting facilities
121.344	Digital flight data recorders for transport category airplanes
121.358	Low-altitude windshear system equipment requirements
121.407	Training program: Approval of airplane simulators and other training devices
121.407	Training program: Approval of airplane simulations and other training devices
121.419	Pilots and flight engineers: Initial, transition, and upgrade ground training
121.424	Pilots: Initial, transition, and upgrade flight training
121.427	Recurrent training
121.433	Training required
121.438	Pilot operating limitations and pairing requirements
121.601	Aircraft dispatcher information to pilot in command: Domestic and flag operations

ガイドライン

Advisor Circular	
AC 00-54	Pilot Windshear Guide
AC 25-12	Airworthiness Criteria for the Approval of Airborne Windshear Warning Systems in Transport Category
AC 20-155A	Industry Documents to Support Aircraft Lightning Protection Certification
AC 120-41	Criteria for Operational Approval of Airborne Wind Shear Alerting and Flight Guidance
AC 120-50A	Guidance for Operational Approval of Windshear Training Programs

AC 120-88A	Preventing Injures Caused By Turbulence
AC 20-151	Airworthiness Approval of TCASII, Version 7.0 & 7.1 and Associated Modes S Transponders
AC 25-1329-1B	Approval of Flight Guidance Systems
AC 120-28D	Criteria for approval of Category III Weather Minima for Approach
AC 20-182	Airworthiness Approval for Aircraft Weather Rader Systems

関連規格

Specifications	
TSO-C63d	Airborne Weather Rader Equipment
TSO-C117a	Airborne Windshear Warning and Escaping Guidance Systems for Transport Airplanes
RTCA Do-220	Aircraft Lightning Test Methods
SAE Reports	
ARP 4102-7	Electric Displays
ARP 4102/8A	Flight Deck Head-Up Displays
ARP 4102/9A	Flight Management System
ARP 4155A	Human Interface Design Methodology for Integrated Display Symbology
ARP 5288	Transport Category Airplane Head Up Display System
ARP 4102/11	Airborne Windshear Systems

2.3.5. 火山灰関連

耐空性基準

CFR14 (FAR)

25.903 Engines

ガイドライン

Advisor Circular

AC 25-7A Flight Test Guide For Certification Of Transport Category Airplanes

3. 研究開発の動向

気象に対する航空機の安全性・効率性に関する研究開発の世界の動向および日本の動向について示す。

3.1. 世界の研究開発の動向

気象が航空機の安全性・運航効率・航空機整備に及ぼす影響は非常に大きく、欧米では、FAA や EASA といった公的機関との協力の下、研究開発を国家戦略的に進めている。ここでは、米国、欧州の研究開発プロジェクトに関しての概観を述べる。

米国の将来交通システムに関する NextGen 計画には気象情報の共有といった気象影響に関する目標・計画が立てられている。NextGen の目標を達成するために、FAA、NASA (National Aeronautics and Space Administration : アメリカ航空宇宙局)、運航会社、大学等の連携体制により、気象予測技術、運航への気象影響の低減技術、安全性確保に関する研究開発プログラム (NextGen Weather) が進行中である。その中で FAA を中心とした AWRP (Aviation Weather Research Program) や NASA を中心とした AOSP (Airspace Operations and Safety Program) などの研究プログラムが存在する。AWRP の中では、NWS (National Weather Service) と協力して、乱流発生 (Fig.3.1)、着氷、視界の予測ツールやそれに対応した飛行計画・ナビゲーションツールの開発などが実施されている。また、AOSP においても、各種気象条件による運航遅延を防ぐ技術や安全性確保・向上技術の開発が実施されている。

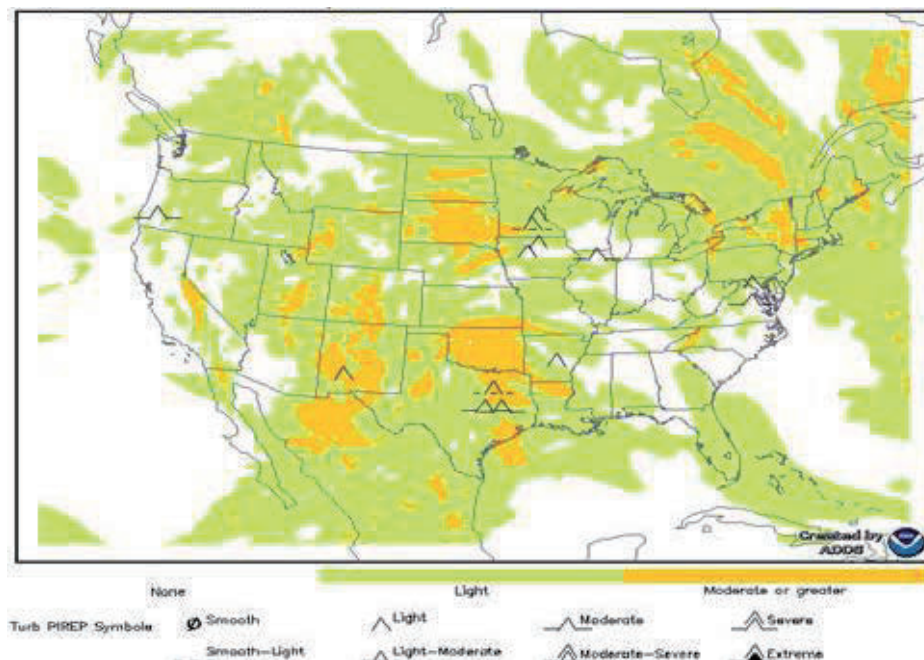


Fig.3.1 米国での乱流発生 (場所・強度) 予測ツールの例^{3.1)}

一方、欧州では、FP7 (7th Framework Program) までの研究開発プログラムにおいて、航

空機運航に関連した安全性に関する各種研究開発プログラムが実施されており、引き続き Horizon2020 においても実施予定である。EU では FlightPath 2050 ビジョンを掲げ、各種気象条件下での航空機の運航安全を達成するための個別課題及びシステム開発に関する研究開発を、EASA との協力の下、産学官での連携で進めている。Fig.3.2 に FP7 までの研究開発プログラムをまとめたものを示す。乱流検知、着氷、雷撃防御、飛行制御、損傷許容・ヘルスマニタリング、ヒューマンファクタなど、各課題に対して、複数の研究開発プログラムを並行して継続的に実施している。Horizon 2020 においても中長期的な基礎研究技術に加え、Clean Sky 2 や SESAR2 でのより TRL (Technology Readiness Level) の高い技術開発も実施予定であり、実装に向けたシステム開発も含め、戦略的に研究開発を進めている。この他、気象予測、気象影響評価技術に関するプログラム (例: EWENT) も FP7 の中で実施されている。

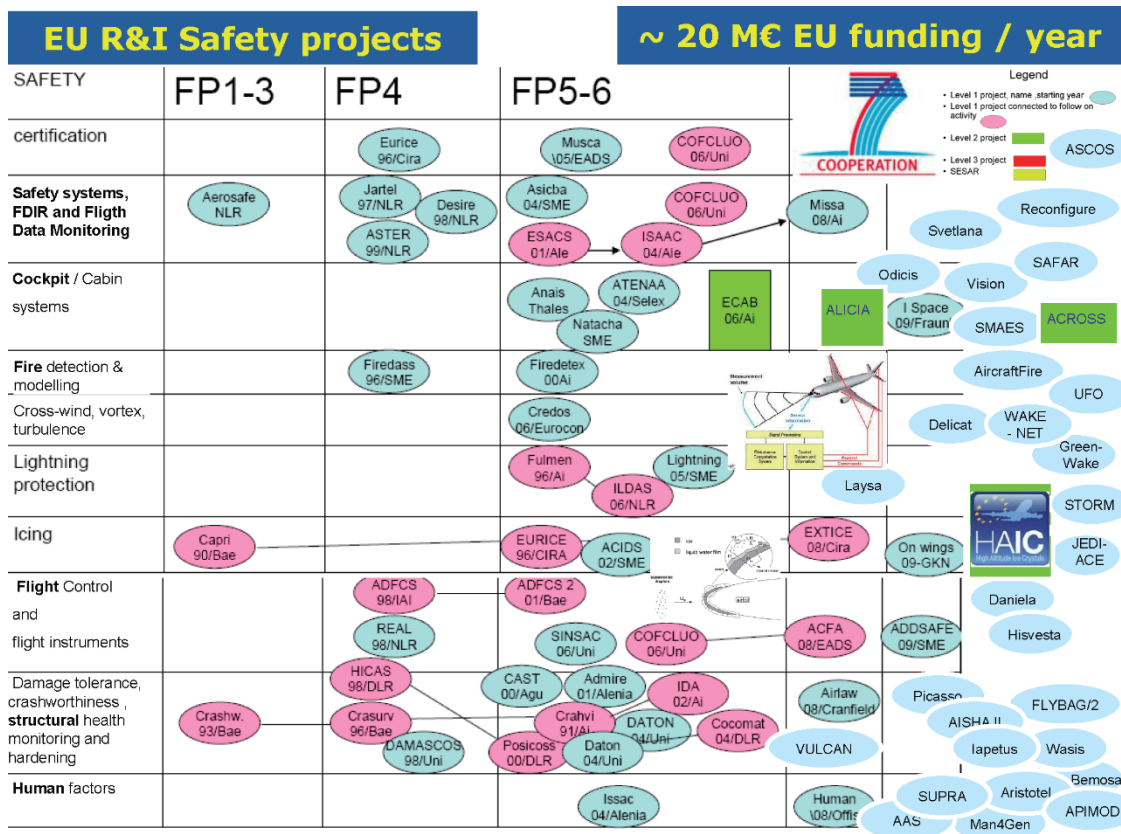


Fig.3.2 欧州での航空安全に関する研究開発プログラムの流れ^{3.2)}

なお欧州では航空安全技術に関する拠点形成等、研究開発への総合的な取り組みを行っている例は無いが、個別要素技術毎の研究開発 (例えば防氷コーティング技術など) は個別機関で進められている。

3.2. 日本の研究開発の動向

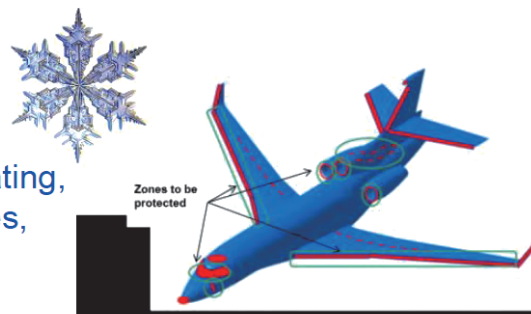
日本では、国土交通省の将来航空交通システムに関する長期ビジョン CARATS (Collaborative Action for Renovation of Air Traffic Systems) において事故発生件数の半減、5倍の安全性向上達成を目標に掲げており、文部科学省の航空科学技術に関する研究開発の推進のためのロードマップにおいて、雷や雪氷、鳥衝突といった外的要因に対応する技術研究、及び乱気流事故を低減する技術といった、安全性向上のための技術開発が必要であることを示している。

日本における研究体制・プログラムは欧米に比べ、人的・予算的にやや見劣りするものの、個別課題に注力した研究開発が実施されてきている。具体的な研究開発としては、日欧研究の枠組みである JEDI-ACE (Japanese-European De-Icing Aircraft Collaborative Exploration) プロジェクト^{3.3)} (Fig.3.3) において、防除氷コーティング及び防除氷装置、着氷センサを組合せた、統合的防除氷システムの革新的なコンセプトを開発するための研究が進められた例がある。経済産業省における航空機用先進システム基盤技術開発として、耐雷帯電特性解析技術開発^{3.4)} (Fig.3.4) も産官学の体制で進められており、航空機の落雷時における複合材構造の耐雷・防爆技術及びその評価技術に関する研究が行われている。

- Japanese-European De-Icing Aircraft Collaborative Exploration.

- Integrated ice protection combining:
 - passive anti-icing coating,
 - active de-icing devices,
 - ice sensors.
 Especially for composite wings.

- 3.5 years
- 1.8 M€ costs (1.33 M€ EU)



FRAUNHOFER-GESELLSCHAFT ZUR FOERDERUNG DER ANGEWANDTEN FORSCHUNG E.V
DASSAULT AVIATION SA
UNIVERSITAT ROVIRA I VIRGILI
FUJI HEAVY INDUSTRIES LTD
JAPAN AEROSPACE EXPLORATION AGENCY
KANAGAWA INSTITUTE OF TECHNOLOGY

Fig.3.3 JEDI-ACE の概要^{3.3)}

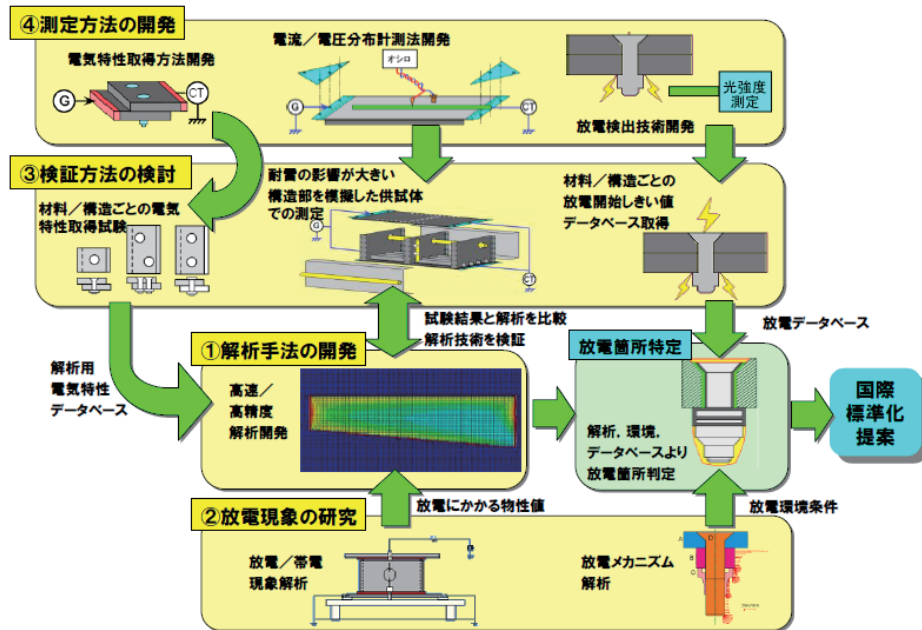


Fig.3.4 耐雷帯電特性解析技術開発^{3,4)}

このような状況の中で、本格的に研究開発を進めるために文部科学省のロードマップに沿って、JAXA（Japan Aerospace Exploration Agency：宇宙航空研究開発機構）が研究開発プログラム「機体安全性マネジメント技術の研究開発」を2013年に開始した。本プログラムでは、外的要因（鳥を含む異物衝突・着氷・落雷・ハードランディング・突風等の機体に有害な突発的事象）に対し、機体の安全性を効率的に維持することを目的とした。システム構想をFig.3.5に、運用イメージをFig.3.6に示す。

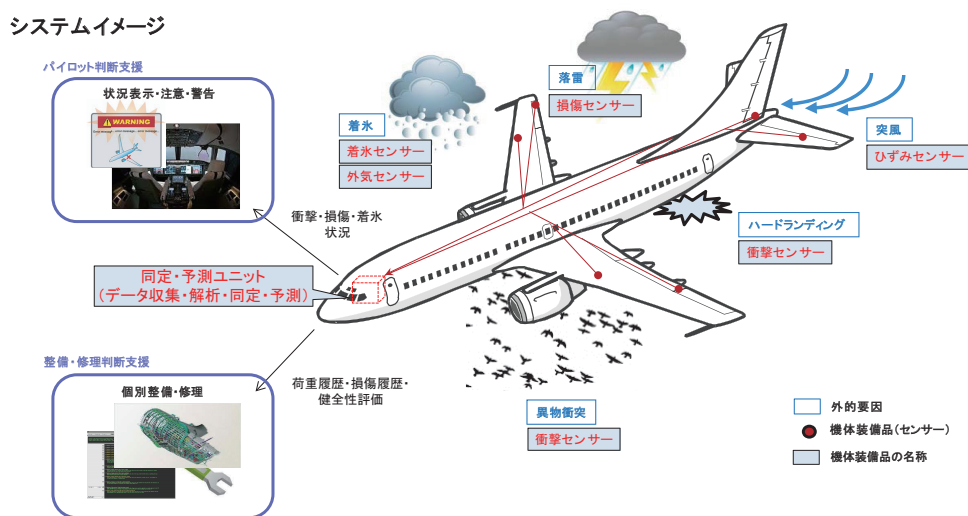


Fig.3.5 機体安全性マネジメント技術におけるシステム構想

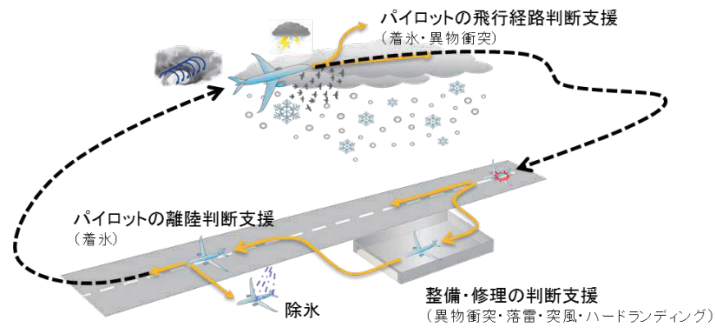


Fig.3.6 運用イメージ

2015年からは、機体安全性マネジメント技術のプログラムのスコープを見直して気象に対する安全性・運航効率向上の技術課題等を拡張し、新たなプログラム「航空機事故防止技術の研究開発」を開始している。本プログラムは大きく、気象に関する気象影響防御技術 (Fig.3.7) と、ヒューマンファクタに関する脅威予知防御技術に分類される。このうち気象影響防御技術は下記の5課題で構成されている。

- (1) 機体防着氷技術：機体の着氷を防ぐコーティング技術による運航安全性の確保、および機体の着氷をリアルタイムでモニタリングして離陸判断を可能とする技術
- (2) 雪氷滑走路技術：滑走路の雪氷状態をリアルタイムでモニタリングし、機体の滑りやすさを同定して安全・効率的な離着陸判断を可能とする技術
- (3) 気象事前検知技術：航空機前方や経路上の着氷気象状態や雷気象状態を事前に検知して、運航経路の変更判断を可能とする技術
- (4) 対被雷技術：機体損傷時の検査を迅速に行うとともに、構造損傷を軽減し運航効率を向上する技術
- (5) 耐特殊気象エンジン技術：エロージョン・着氷によるエンジン性能低下を抑制するコーティングと翼設計による運航効率の向上技術、着氷によりエンジン性能低下を予測するシミュレーション技術

各課題の詳細は次章に示す。

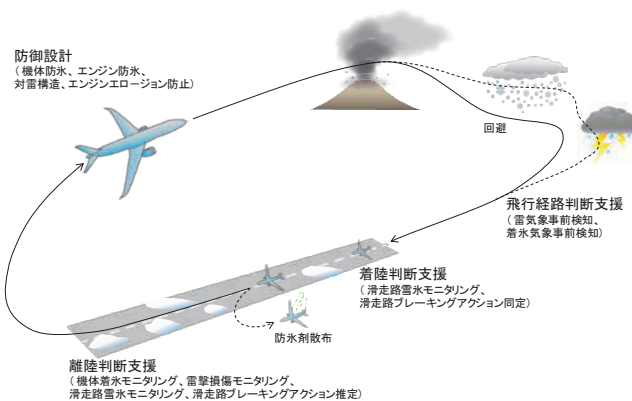


Fig.3.7 気象影響防御技術におけるシステム構想

4. 個別課題の分析

4.1. 個別課題の項目

気象影響防御技術に関連して現在研究開発を進めている課題は下記のとおりである。次節以降でそれぞれの概要を示す。

- (1) 機体着氷に関する課題
- (2) 滑走路雪氷に関する課題
- (3) 雷気象に関する課題
- (4) 対被雷に関する課題
- (5) エンジンの特殊気象に関する課題

4.2. 機体着氷に関する課題

4.2.1. 背景と問題

空気中に浮遊する水（主に直径数 μm ～数 mm の水滴）が氷点以下に冷却され、氷結せずに過冷却水（Supercooled-water）となる。それが物体に衝突し、その衝撃をきっかけに過冷却水が氷結する現象を着氷という。着氷は、主として寒冷地で問題となる。木々、電線、建築物、船、航空機等、様々な分野に見られ、それにより引き起こされる事故の被害は甚大である^{4.2.1)}。特に航空分野では、寒冷地で問題となる地上での着氷に加え、飛行中の気候条件、主に雲中で起こり、寒冷地に限らず着氷が生じる。上空では、計器類の測定不能や翼の形状の変化により、飛行に必要な揚力を得られず失速、墜落する問題等がある。一回の事故による被害は甚大であり、現在でも航空機において大きな問題となっている（気象影響で発生した航空機事故のうち約7%は着氷が原因である^{4.2.2)}）。

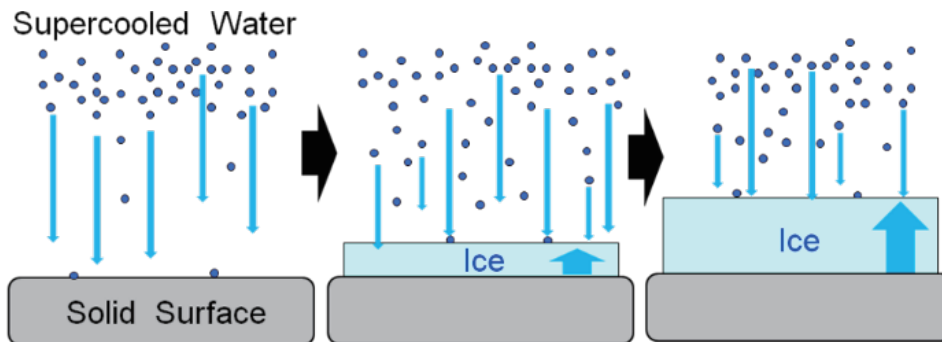


Fig.4.2-1 着氷概要図



Fig.4.2-2 機首（左）翼（中）スピナー（右）への着氷（右）^{4.2.3)-4.2.5)}

4.2.2. 現状の対策

航空機における着氷防止対策は、大きく分けて地上の着氷防止対策と上空の着氷防止対策に分けられる。着氷個所で特に問題となるのは、主翼尾翼等、ファン、ナセル、ノーズコーン、着氷センサ、ピトー管／静圧孔、失速警報検出器などがあげられ、主に熱により防除氷を行っている。

(1) 地上の着氷防止対策

航空機離陸直前に翼表面の雪氷を取り除く除氷作業を実施し、雪氷の再付着を防止する為防氷作業を実施後、離陸を行う。その作業に用いられる防除氷液は、Type I~IV と呼ばれるプロピレングリコールやエチレングリコール等を主成分とした液体が用いられ、その時の気候状況により、散布する配合比や温度が決定される。この効果が持続する時間は Holdover time と呼ばれており、その時間内に離陸しなければならない。

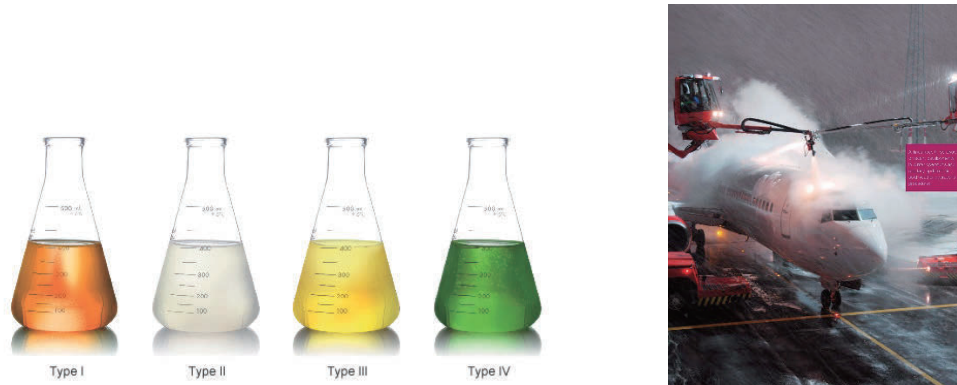


Fig.4.2-3 使用される防除氷液（左）と地上での防除氷作業（右）^{4.2.6)}

(2) 上空の着氷防止対策

大型機においては、ブリードエア方式が用いられエンジン等で作られた高圧圧搾空気をピッコロチューブに流すことで翼内部に送り込み、翼の内部から翼表面を高温にすることにより防除氷を行っている。（一部電熱方式も用いられている。）

中型機においては、ブリードエア方式又は、電熱方式が用いられ機体表面に埋め込まれた線や膜状の電気ヒータに通電し、熱を発生させることにより防除氷を行っている。

小型機においては、ニューマティック方式が用いられ翼前面に伸縮自在なゴムブーツの膜を設置し、これを膨張、伸縮させることで氷を剥離し防除氷を行っている。

翼以外（ピトー管等）は主にブリードエア方式や電熱方式が採用されている。

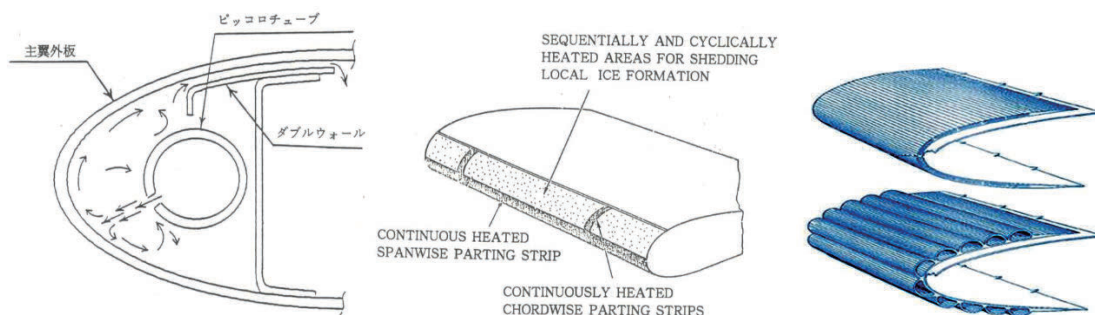


Fig.4.2-4 翼の防除氷装置（ブリードエア（左）電熱（中）ニューマティック（右））^{4.2.7)-4.2.9)}

4.2.3. 現状の問題点

(1) 地上の着氷防止対策

エチレングリコールやジエチレングリコールは無害ではなく、プロピレングリコールも少量では問題ないが多量であれば有害となり、粘性も水に比べ高いため川や海に流れ出すと生態系にも影響を及ぼす可能性がある。このプロピレングリコールは全米で年間約 8000 万リットルが使用されており、係る使用コスト、作業機械、作業員のコスト（全米で年間約 600 億円）も問題である。また Holdover time による時間的な制約があることから、防氷作業のやり直しの問題があり定時運航の障害ともなっている^{4.2.10, 4.2.11}。

(2) 上空の着氷防止対策

ブリードエア方式は、エンジン等で作られた高圧圧搾空気を用いるため、エンジンの推力低下が発生して燃費の低下につながる。またブリードエアの配管等に伴う機械的システムの設置重量増加により燃費が悪くなるとともに、システムの維持管理や不具合発生時のメンテナンスコストも発生する。

電熱方式、ニューマティック方式についても同様で、ブリードエア方式ほどではないが、機械的システム設置重量により燃費が悪くなることに加え、メンテナンスコストが発生する。またこれらのシステムを稼働させるために多くの機体には着氷状態をセンシングするシステム（着氷検知装置）が搭載されているが、翼面の着氷状態を直接検知するものではなく、翼面の着氷状態を完全に検知できるわけではない。

4.2.4. 課題

(1) 地上の着氷防止対策

人体及び環境に配慮した安全な防除氷液及び使用方法等の研究開発は行われているが、研究例が少ない。当然ながらその防除氷液は、現状の防除氷液を上回る性能を持つ防除氷液でなければならない。現状と同等以上でかつ、人体及び環境に対して無害な防除氷液の研究開発か、防除氷液を必要としないシステムの研究開発が必要である。

(2) 上空の着氷防止対策

ブリードエア方式、電熱方式、ニューマティック方式に代表されるシステムは第一次から第二次大戦中までに確立した技術で、現在に至るまでシステム改良（小型化や消費電力や消費燃料の抑制のための改良）が主に行われている。近年、ボーイング 787 では、ブリードエア方式に代えて電熱方式が採用されている。併せて、着氷検知装置の改良も行われている。ただし、従来の手法にとらわれない、防除氷コーティング（Icephobic coating）などの新たな方式が近年着目されている。

4.2.5. 世界の動向

着氷防止技術としては、主に GKN Aerospace 社や Goodrich 社が既存のシステムである高効率の電熱方式の改良研究を行っている。特に近年（2013 年～）では、化学材料の性能向

上が行われているため、様々な化学コーティングに着目しており、防除氷コーティング (Icephobic coating) も例外ではない。企業では GKN Aerospace 社や GE (General Electronics) 社、Honeywell 社等、研究機関では Fraunhofer や DLR (Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt) 等、大学では University of Quebec、University of Michigan 等でも防除氷コーティングに取り組み始めている。また実証のため、防除氷コーティングの実証試験 (ecoDemonstrator プログラム (2014) (2016)) 等も行われている。

改良された現システムにおいても、着氷による影響及びインシデントが完全に除去されることがないため、このような革新的な防除氷技術が待望されている。

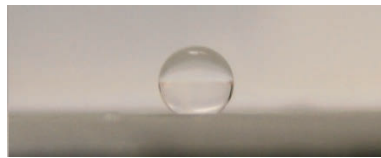


Fig.4.2-5 JAXA が開発した防除氷コーティング面上の水滴の様子

4.2.6. 制約事項

- ・ 着氷に関する制約：FARS 14CFR Part121 Section629、Part 135 Section227 等
- ・ 航空機塗料に関する制約：MIL-PRF-85285、AMS 3095A 等

4.2.7. 目標

(1) 短期的目標

防除氷コーティングと電熱ヒータを併用したハイブリッド防除氷システムを構築する。防除氷コーティングを併用することで、電熱ヒータの消費電力削減効果が期待できる。短期間においてこれらのシステムを、小型及び大型着氷風洞試験においてその効果を実証する。

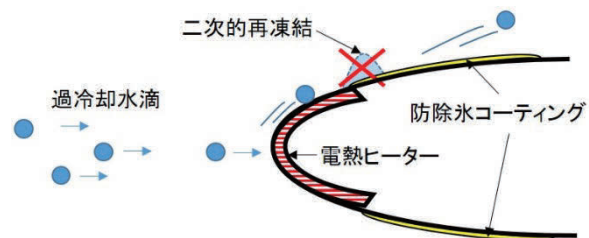
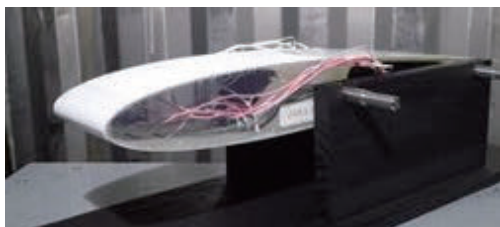


Fig.4.2-6 ハイブリッド防除氷システム (左) と概要図 (右)

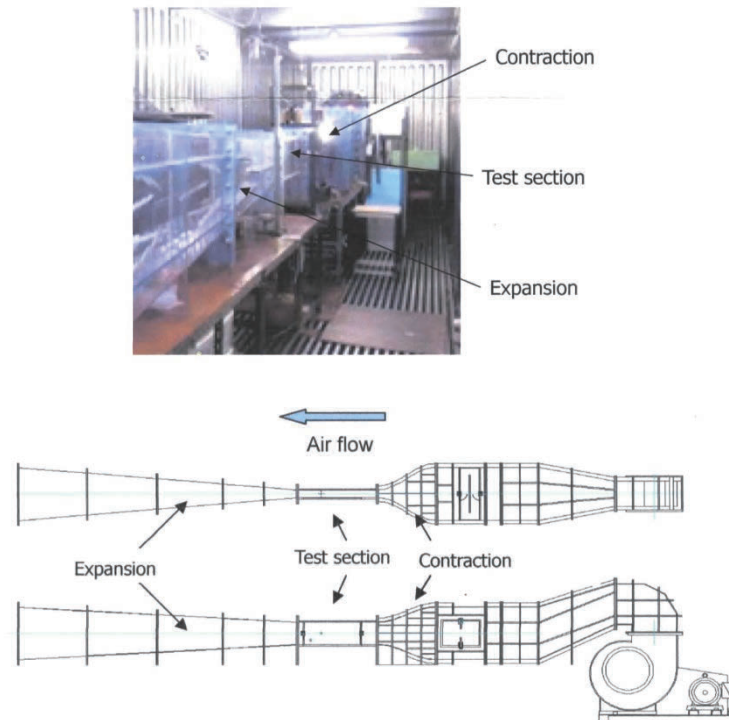


Fig.4.2-7 神奈川工科大学（KAIT）着氷風洞（小型）

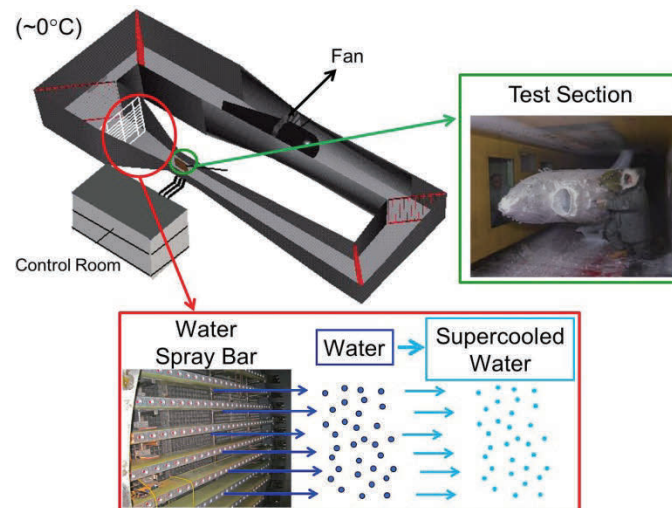


Fig.4.2-8 NASA 着氷風洞（大型） 4.2.12) - 4.2.14)

(2) 長期的目標

FAA 及び MIL スペックの基準を満たし、塗料だけに絞れば現状の機体に塗布しその効果を実証するためにフライトテストを行う。

ハイブリッド防除氷システムとして取り扱うのであれば、機体メーカーと組んでシステムを実装する。



Fig.4.2-9 ハイブリッド防除氷システム搭載イメージ

4.2.8. 効果

(1) 地上の着氷防止対策

問題解決により、人体及び環境への影響を低減や防除氷液のコスト削減、それに係る設備費用の削減などが考えられる。

(2) 上空の着氷防止対策

現システムの改良により、燃費の向上、それに係る設備費用の削減などが考えられる。また防除氷コーティングの実現が可能となれば、防除氷液の削減、現システム以上の燃費の向上、それに係る設備費用の削減などが考えられる。

4.3. 滑走路雪氷に関する課題

4.3.1. 背景と問題

航空機の離発着が可能かを決める指標の一つに必要滑走路長がある。必要滑走路長は摩擦係数に基づき離着陸距離に安全余裕を見込んで計算される。算出された必要滑走路長が実滑走路長内に収まれば離着陸可能となる。ここで滑走路表面に雪や氷があると、航空機と滑走路の間の摩擦係数が小さくなり滑りやすい状態となる。滑走路が滑りやすくなれば離着陸に必要な距離が長くなるため、滑走路上の雪氷は運航上の大きな問題となる。必要滑走路長に対し滑走路長が足りない場合は、ダイバート（目的地変更）や欠航になるため、運航効率が大きく低下する。また着陸が可能であった場合でも、滑走路が局所的に非常に滑りやすい状態になる状況では、オーバーランなどのインシデントが発生する可能性もある。

雪氷滑走路に関しては、世界で運航上の問題になっているが、日本の航空環境は世界的にみても厳しいため特に大きな問題である。その一つ目の理由として、空港建設に適した土地が少ないことに起因して日本の空港における滑走路が短いこと、二つ目の理由として過密人口の移動に対応するため、離着陸距離がより必要な大型機・中型機の割合が日本では圧倒的に多いことが挙げられる。三つ目の理由として、乾燥した雪よりも湿った雪の方が滑りやすく、日本ではこの湿った雪が多いことが挙げられる。

4.3.2. 現状の対策

運航会社は雪氷情報に基づいて運航方針を決定する。雪氷情報は雪氷調査を行うことによって得られる。雪氷調査は空港管理者（例えば国が管理している第1種空港では空港事務所）が行う。調査を行うタイミングは、積雪時や除雪後、滑走路面監視装置（埋めこみセンサ）でモニタリングして状況が変わったとき、パイロットレポート等による。雪氷調査には、滑走路積雪等の状態（積雪量、積雪等の種類、ブレーキングアクション、積雪又は凍結の割合）、滑走路面の状況、滑走路のスノーバンクの状態、エプロンのブレーキングアクション、除雪の状況、総合的な予想、各誘導路のブレーキングアクションが含まれる。なお雪氷情報の提供方法は世界各国で異なるが、我が国ではNOTAM（Notice to Airmen）で配信される。

雪氷情報の中でもっとも重要なのがブレーキングアクションである。ブレーキングアクションは、滑りやすさを摩擦係数によって分類したもので、航空局による分類をTable 4.3-1に示す。航空保安業務処理規程では、ブレーキングアクションの測定（実際には摩擦係数の測定）にTapley MeterまたはSFT（Surface Friction Tester）を用いることになっている。Tapley Meterは減速度計の一種であり、車両に搭載し、フルブレーキング時の減速度を計測する装置である。減速度は重力加速度の単位で表示され、そのまま摩擦係数値となる。SFTは連続式摩擦係数測定計の一種であり、測定輪にかかる荷重から摩擦係数を計測する専用の車両装置である。SFTは非常に高価であるものの、計測員の技量によるばらつきが小さく信頼性

の高い摩擦係数が得られる。SFT は主だった空港に配備されており、Tapley Meter は SFT の補助用として用いられている。

Table 4.3-1 ブレーキングアクション

ブレーキングアクション		摩擦係数 (μ)
GOOD	(良好)	0.40 以上
MEDIUM TO GOOD	(概ね良好)	0.36~0.39
MEDIUM	(普通)	0.30~0.35
MEDIUM TO POOR	(不良)	0.26~0.29
POOR	(極めて不良)	0.20~0.25
VERY POOR	(極めて不良で危険)	0.20 未満

4.3.3. 現状の問題点

航空機が離着陸可能かどうかの判断は運航規程に基づいて行われる。運航規程では、SFT 等の地上摩擦計測装置で計測したブレーキングアクションから、最大着陸可能重量を算出する。このため運航規程は、予め地上計測装置と航空機の摩擦係数の相関データを組み入れて設定されている。

問題点としては、滑走路状況をリアルタイムにモニタリングする仕組みがなく、雪氷情報をリアルタイムで正確に得ることができない点が挙げられる。別の問題点として、相関データの精度がある。本来であれば運航規程には当該航空機と SFT の間の摩擦係数の高精度の相関データが組み入れられているべきであるが、理論解析が非常に困難であることから、安全性には少し余裕を持たせた相関データとなっている。運航の安全性という観点での問題は無いが、効率性という観点では向上の余地があると言える。冬期における日本の航空環境が厳しいことは前述のとおりであるが、規程上の安全性が運航環境をやや厳しくしているという側面もある。

4.3.4. 課題

従来は滑走路の状況をリアルタイムに把握する仕組みがないことが問題であった。雪氷滑走路の問題に対応するためには、滑走路のすべりの状況を高精度に把握することが重要である。そこで、滑走路面の積雪状況をリアルタイムにモニタリングするとともに降雪予測による積雪予測を行う。得られた積雪データに基づいて摩擦係数を高精度に推定し、航空機・空港管理者にデータを提供、離着陸の判断に供するシステムを提案する (Fig.4.3-1)。このシステムの核心部分は滑走路面の積雪状況をモニタリングする技術である。滑走路の積雪状況が分かるだけでも概略の摩擦係数に換算することで、必要滑走路長がリアルタイムで算出できるため運航効率を向上させることが可能となる。さらに摩擦係数を推定することでより精度の高い必要滑走路長を求めることができ、運航効率のさらなる向上につな

がる。加えて滑走路の積雪分布状況がわかれば滑走路の局所的な状況を予め把握することが可能となるため、オーバーランの事故を防ぐことができ、より安全な着陸が可能となる。

雪氷モニタリング技術については、いくつかの研究開発が進められており、実用化されている技術もある。雪氷滑走路のモニタリングに必要な要件として、航空機の離着陸に障害となる装置が滑走路面に存在しないことが重要である。加えて、すべりに影響を与える雪の厚さ（数 mm 程度の分解能）や雪質を計測できることも重要である。例えば道路面などの積雪深を計測するセンサが既に実用化されているが、本研究の対象である雪氷滑走路に対しては、厚さの計測精度が充分ではなく、路面の上方に設置しなければならないことから適用できない。現在のところ要件を満足するモニタリング技術は存在しない。

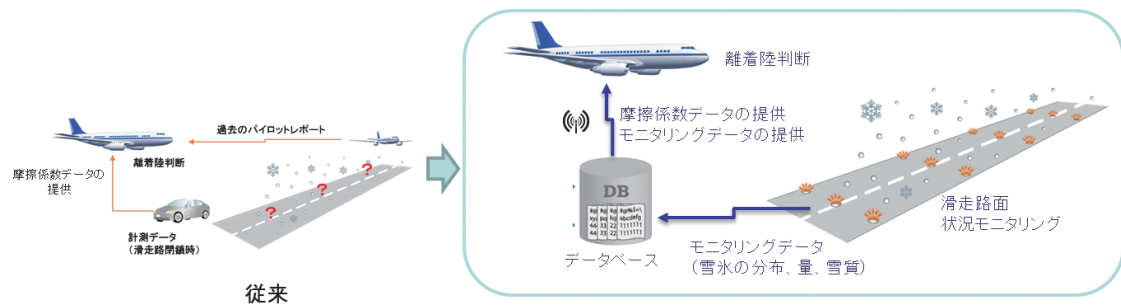


Fig.4.3-1 システム構想

4.3.5. 世界の動向

雪氷モニタリングセンサに関しては、Vaisala 社が滑走路埋設型センサで雪氷検知が可能なモニタリングシステムを商品化しているが、雪氷の厚さや質を判別できない。センサの比較を Fig.4.3-2 に示す。

滑走路のすべり状況把握に関しては、Boeing は着陸時のオーバーラン防止のためのパイロット支援ツールとして、RSAT (Runway Situation Awareness Tools) を開発している。オーバーラン事故防止を目的として、滑走路面状態を Dry/Good/Medium/Poor の 4 段階表現で表し、着陸距離を予測する機能追加を検討している。ただし、路面状態をリアルタイムに把握するための機能は備えていない。技術の比較を Table 4.3-1 に示す。

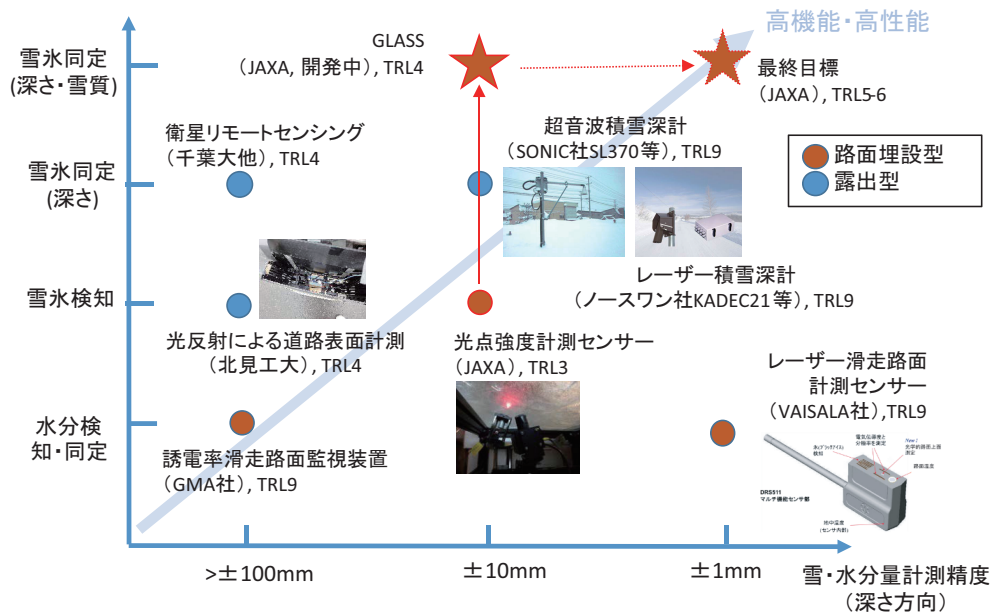


Fig.4.3-2 雪氷モニタリングセンサの比較

Table 4.3-1 滑走路のすべり状況把握に関する技術の比較

	JAXA	Vaisala	Boeing RSAT
雪氷モニタリング	◎	○	—
ポイント数	10×2~3 箇所程度	数箇所程度	(各空港の路面状態
センシング項目	分布、量、雪質	雨雪氷の判別のみ	計測の運用に依ると 思われる)
滑走距離予測	△ (現在 TRL3 以下)	×	○ (実用化間近)
除雪作業判断支援	○ 除雪判断支援機能 追加予定	◎ 気象情報と連動した トレンド予測機能に よる判断・作業の 早期化	—
備考	<ul style="list-style-type: none"> ・オーバーラン防止、過度な安全余裕の排除による運航効率向上を狙う ・雪氷計測精度向上から始め、必要滑走距離計算を目指す 	<ul style="list-style-type: none"> ・国内の大空港で既導入との情報あり (出所: 運航会社有識者) 	<ul style="list-style-type: none"> ・オーバーラン防止を狙う ・路面状態も含めた、多数の因子の複合的な解析から必要滑走距離計算を目指す

4.3.6. 制約事項

ICAO で滑走路路面状態の評価・計測・報告に関する規定の改定が検討されており、Runway Surface Condition Assessment, Measurement and Reporting に関する Circular の DRAFT が作成されている。滑走路路面状況は滑走路状況評価マトリクス RCAM (Runway Condition Assessment Matrix) により評価され、滑走路路面の雪氷状態に応じてブレーキングアクションが設定されるようになる。2017年5月に正式に公布され、2020年11月から適用となる。

4.3.7. 目標

(1) 短期的目標

滑走路の積雪分布状況をリアルタイムでモニタリング可能となる埋設型センサを開発する。

(2) 中期的目標

積雪状況から摩擦係数を高精度に推定する技術を開発する（滑走路ブレーキングアクション推定技術の開発）。

積雪状況の短期予測技術を開発する。

4.3.8. 効果

(1) 離着陸判断支援

滑走路に埋設したセンサにより積雪分布状況をリアルタイムでモニタリングすることで、概略の摩擦係数に換算して運航効率を従来よりも向上させることが可能となる。さらに、推定した摩擦係数により、より高精度の離着陸距離を算出することが可能となり、運航効率の一層の向上が可能となる。結果として欠航・ダイバートの低減が期待できる。

滑走路の積雪分布をモニタリングすることで、滑走路の局所的な状況を予め把握することが可能となり、オーバーラン事故を防止できる。

(2) 滑走路の除雪判断支援

滑走路に埋設したセンサにより積雪分布状況をリアルタイムでモニタリングすることで、滑走路の除雪が必要かどうかを客観的に判断可能となる。

4.4. 雷気象に関する課題

4.4.1. 背景と問題

航空機の被雷は、自然雷を航空機が横切った場合と、航空機が雷を誘発した場合の二種類に大別されるが、そのほとんどは後者に分類される。航空機が雷を誘発するか否かについては、1940年代から米国で議論が交わされ始めた。そのきっかけは、それまで雷を起こしていない雲の近くを航空機が飛行した際に、突然被雷するという事象が多く確認されたことによる。これはおそらく、対流活動によって電荷がたまり、しかし単体ではまだ放電に至らない程度の雷雲に、金属の飛行物体が接近したことで、雷が誘発されたものと考えられる。科学的な手法を用いて航空機誘発雷が観測されたのは、1980年代のMazurらによる観測実験が最初である。そこでは、航空機そのものもしくはその非常に近くから放電が始まり、正と負の放電が双方向に伝搬したことが、UHFレーダの観測によって示された^{4.4.1)}。

航空機誘発雷が民間航空機を襲う頻度は、おおよそ1,000から20,000飛行時間当たり一回、と言われている。従って航空機の利用が多くとともに、飛行中に被雷を経験した人は少ないと思われる。一方、60,000から100,000時間といわれる航空機の設計寿命を考慮すると、航空機はその一生の中で、数十から数百回被雷することが分かる^{4.4.2)}。運航会社の統計によると、国内における年間の被雷件数は合計数百件に上ると推定される。航空機被雷が発生すると、航空機機体と運航それぞれに影響が現れる。航空機機体は被雷を想定した設計がなされているため、被雷が直接重大事故につながる可能性は極めて低い。しかしながら、被雷が機体外板に及ぼす種々の損傷によって、修理費用は国内で年間数億円規模に上ると推算される。これは小修理のみの費用であるため、恒久修理を含めるとより大きな費用が発生すると想像できる。また、被雷を受けた機体の検査や応急処置には少なからず時間を要するため、小規模な損傷でもしばしば次便の遅延につながることはもちろん、大規模な損傷の場合は欠航に至り、運航スケジュールに大きな影響を及ぼす。更に雷に関しては、我が国固有の問題も存在する。冬の日本海沿岸で発生する、冬季雷と呼ばれる世界的にも珍しい現象がそれである^{4.4.3)}。冬季雷は夏に発生する通常のリに比べて放電エネルギーが何倍も大きいため、航空各社はこの時期非常に繊細な航空機運航の実施を余儀なくされる。

4.4.2. 現状の対策

航空機被雷に対する現状の対策としては、気象庁が配備するLIDEN (Lightning DETection Network system) で取得された情報が広く利用されている^{4.4.4)}。LIDENは、落雷があった場合、その位置を評定するシステムであり、その観測範囲はほぼ日本全域をカバーしている。また、気象レーダのデータ等と併用することで、雷雲を判別することが可能である。気象情報支援の観点から航空機運航は巡航フェーズと離着陸フェーズに大別できるが、LIDENに基づく気象情報支援は、上記の観測領域や適性から、特に巡航フェーズに有効であると考えられる。統計によると、巡航中の被雷は、そのほとんどが回避されており、被雷件数全体の10%以下を占めるに留まっている。

4.4.3. 現状の問題点

4.4.1 節に述べた被害の発生に対して、ここでは大きく三つの問題点を指摘する。第一に、離着陸フェーズに対して有効な手段に乏しいことが挙げられる。巡航フェーズにおいては、現状の対策によってほとんどの被雷が回避されていると考えられる。その結果、離着陸フェーズの被雷が被雷件数全体の 90%以上を占めるのが現状である。各被雷事例において被害の大小はあるものの、これはそのまま 4.4.1 節に述べた被害のほとんどが離着陸フェーズにおけるものであると考えてよい。しかしながら、離着陸フェーズの用途を目的とした被雷に対する気象情報支援は、これまでのところ実現していない。第二に、離着陸フェーズにおいて、落雷検知のみに基づく気象情報支援は、その効果に乏しいことである。1940 年代の米国にて議論が起こった経緯にも見られるように、それまで雷を起こしていない雲であっても、その近くを航空機が飛行した際に被雷することは多い。これは航空機誘発雷が自然雷よりも発生しやすい、言い換えると雲内電荷の蓄積が少なくても放電に至る、ということを示唆している。したがって、雷検知のみに基づく気象情報支援では、こういったケースに対処できない。そして第三に、雷を発生する気象が局所的な現象であることが挙げられる。広く知られているように、雷の元となる積乱雲等の気象は、空間的にも時間的にも局所的な現象である。こういった局所気象を識別することやその特徴を捉えるためには、時間的にも空間的にも高解像の観測を行うことが望ましい^{4.4.5)}。しかしながら、高解像の観測技術はこの十年でようやく実現してきた技術であり、高解像の計測値を用いた気象情報支援は未成熟な段階にある。

4.4.4. 課題

4.4.3 節で述べた三つの問題点それぞれに対応して、課題を設定した。第一に、離着陸フェーズの避雷飛行支援を実現すること、第二に、(落雷の検知だけでなく) 雷気象状態(被雷の危険性が高い状態)の検知を実現すること、第三に、雷の元となる局所気象に対応することである。離着陸フェーズの避雷飛行支援及び雷気象状態検知は、いずれもこれまでに実現していない課題である。局所気象への対応は、従来の観測技術では難しいことが知られており、高解像の観測技術では、ゲリラ豪雨対策において一部実現しつつあるものの、雷を含めたその他の気象に対しては、未だ実現していない。

4.4.5. 世界の動向

米国における離着陸フェーズに対する気象情報支援は、1980 年代から取り組まれている ITWS (Integrated Terminal Weather System) に代表される^{4.4.6)}。ITWS は、空港周辺の気象観測に基づいて、離着陸フェーズに問題となる種々の気象に対応している。欧州では、ドイツの DLR (Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt) において、RadTRAM や CbTRAM という離着陸フェーズの気象情報支援の研究が行われている^{4.4.7)}。これらは、雷検知のト

ラッキング情報から今後の積乱雲の動きを正確に予測するものである。航空機上搭載のシステムとしては、米国 Rockwell-Collins 社の最新の機上搭載レーダでは、レーダ反射強度の強い領域周辺を危険領域として指示することで、積乱雲に伴う種々の脅威を避けることを促す機能が付加されている^{4.4.8)}。ここに述べた技術はいずれも、積乱雲をターゲットにしておき、雷そのものに対応したものではない。積乱雲に対する気象情報支援はこの他にもすでに十分に活用されており、その状況下でも 4.4.1 節に述べた被害が発生している。したがって被雷に限って言えば、積乱雲をターゲットにした気象情報支援の高度化よりも、より雷そのものに着目した技術開発が有効であると考えられる。

防衛用途では、我が国の自衛隊が LiDAS (Lightning Detection Acquisition System) というシステムを 1970 年代に石川県小松基地に配備した^{4.4.9)}。LiDAS は、これまでに世界で唯一実現した、雷そのものをターゲットにした気象情報支援システムであり、配備以降、自衛隊機の被雷件数ゼロを達成している。雷そのものに着目した技術開発が被雷件数削減に効果を発揮した好例である。ただし、LiDAS は防衛用途に開発された経緯から、離着陸の GO/NOGO の判定を前提としているため、民間航空の避雷飛行支援においては、4.4.6 節に述べる制約事項に留意する必要がある。

4.4.6. 制約事項

避雷飛行支援において制約事項として留意すべきは、その利用性である。まず、離着陸の GO/NOGO の判定は、民間航空において利用性が乏しい。NOGO 情報の利用用途は、航空機の着陸中断もしくは空港の閉鎖しかない。これでは、空港周辺の交通流は著しく乱されてしまうし、空港の容量を著しく損なうことになる。民間航空の避雷飛行支援に求められるのは、離着陸における経路選択や、タイミング、上空待機場所の適切な判断に資する情報である。このためには例えば、雷気象状態にある領域をチャートマップ上に示すことが必要である。もう一つは、専門的な気象物理量の表示を可能な限り避ける必要があることである。専門的な気象物理量の表示では、実際に航空機に及ぶ危険性を、即座に読み取れない場合や、見落としてしまう可能性がある。更には、読み解くための学習が必要とされ、結果的に一部の専門知識を有した人材にしか利用できない状態に陥る。これを避けるために、取得される気象物理量を元に、運航者が負うべきリスク、例えば被雷する損傷の程度や乗客や次便への影響に発生確率を考慮したもの、に変換することが望ましい。

これらの制約事項を満たした雷気象情報のイメージを Fig.4.4-1 に示す。ここでは、航空機運航で一般に用いられるリスクマネジメントの概念に則った被雷リスクの表示を例示している。気象観測装置は降水強度や乱流強度、雷放電電流、上空気温といった気象物理量を取得するわけであるが、それら気象物理量を元に、確率とインパクトから推定される実際の運航リスクを算出し、二次元マップ上に表示することで、気象の専門知識の習熟なしに、適切な判断が可能となると考えられる。

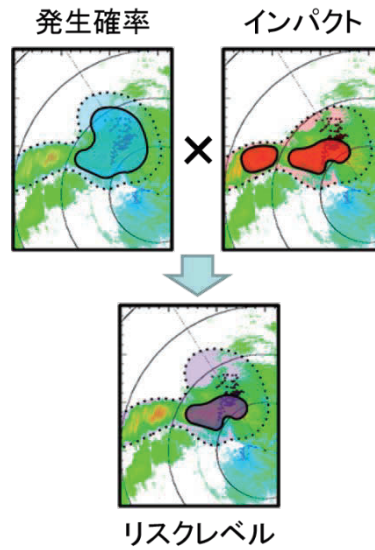


Fig.4.4-1 制約事項を満たした雷気象情報のイメージ

4.4.7. 目標

4.4.4 節に述べた課題を、4.4.6 節に示した制約事項を満足した上で、達成することを目標とする。想定している運用イメージを Fig.4.4-2 に示す。雷気象状態に関連する種々の気象データを取得し、取得した気象データを統合処理することによって算出された雷気象情報 (Fig.4.4-1 に例示) を提供することで、離着陸における経路選択や、タイミング、上空待機場所の適切な判断に貢献する。

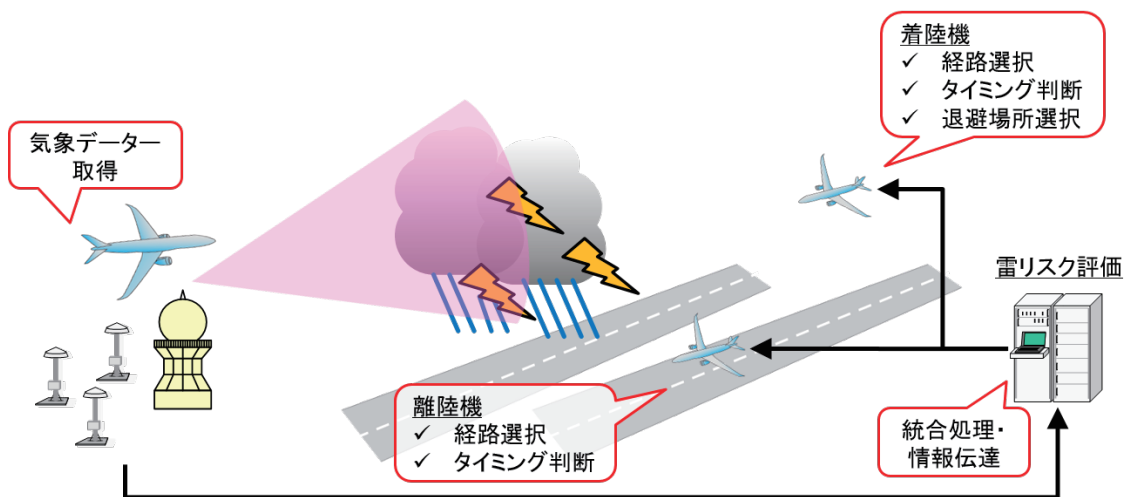


Fig.4.4-2 避雷飛行支援の運用イメージ

具体的には、雷気象状態を検知するために、雷発生過程の主要三要素である降水・雷放電・上空気温を計測し、これらを統合的に解析処理する手法を検討する。これら主要三要素

素を空港周辺の気象観測装置にて計測することで、離着陸フェーズへの適性を保持させる。気象観測装置は、可能な限り高解像で主要三要素を計測し、局所気象に対応する。例えば、高分解性能を有する最新の気象レーダと、落雷だけでなく、初期段階の積乱雲に発生する微弱な雲内放電を検知する、高い検出率および高い位置標定制度を有する雷検知装置と、さらには上空気温の直接計測値を得る SSR モード S データを利用する。主要三要素について観測実験を通して計測し、同時期・場所の民間飛行実績から得られた種々の運航リスクと比較検証することで、統合解析処理結果を運航リスクと結びつける。

4.4.8. 効果

被雷や避雷による航空便の遅延やキャンセルを削減し、また空港の利用効率を向上させることで経済効果を生む。また、国産の空港気象システムに、避雷のための気象プロダクトという、他国にない付加価値をもたらし、国際競争力を生むことが期待できる。

4.5. 对被雷に関する課題

4.5.1. 背景と問題点

日本における航空機の被雷は、夏季の積乱雲による被雷、冬季は特に日本海側における冬季雷による被雷がある。日本海側の冬季雷は、夏季雷と比較して数十倍から百倍のエネルギーと言われている。この日本海側の冬季雷は、他にはノルウェー大西洋沿岸、五大湖周辺、ブリテン諸島でしか見られない、世界的にみても特殊な雷現象とされている。日本の運航会社における年間の被雷件数は、年によるばらつきはあるものの数百件にのぼる。

航空機が被雷した際には、次の飛行を行う前に雷撃を受けた場所と雷が抜けた場所を特定する必要がある。また、被雷による損傷が構造健全性に影響を与える場合には必要な処置を講ずることが求められている。同じ日における機体の運航間隔は国内線では 50 分程度、国際線では 2 時間程度であり、空港での給油時間を考慮すると、整備に割くことが可能な時間はこれよりも短くなるなり、被雷は運航効率を下げる要因の一つとなっている。

被雷に対する運航効率低下を抑えるためには、運航面では、機体整備に影響を与える損傷を生じうる雷撃を避けることが必要と考えられる。また、構造面では、被雷後に迅速に被雷位置を特定することの他、被雷による損傷自体の軽減、修理時間の短縮等が重要と考えられる。

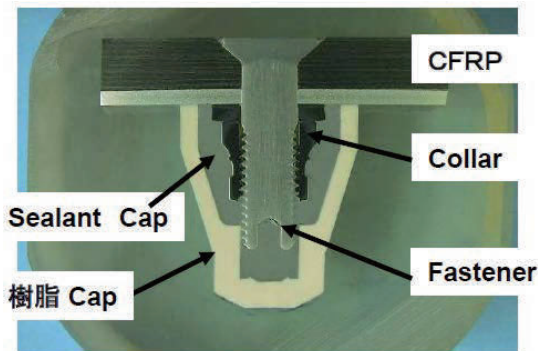
4.5.2. 現状の対策

現在航空機の主要構造への適用が急速に進みつつある炭素繊維強化複合材料 CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastic) は、従来のアルミニウム合金に代表される金属材料と比較して導電性、熱伝導性が著しく低い。また、CFRP は一方向繊維材料を積層して作られることから、面内の繊維方向と繊維直交方向、面外の繊維方向と板厚方向に大きな電氣的、熱的異方性を有する。これらの特性は、航空機が被雷した際のジュール発熱（抵抗発熱）による構造損傷、雷電流経路の複雑化、ファスナ等金属部への電流集中、およびそれらの影響によるインテグラルタンク内でのスパークの可能性など、CFRP 航空機構造設計、開発時に特に考慮すべき重要な課題の要因となっている。

この問題に対し、現在は CFRP 構造表面に LSP (Lightning Strike Protection) と呼ばれる銅あるいはアルミニウム合金製の金属メッシュや箔 (Fig.4.5-1) を適用して、表面の雷電流の経路を確保することや、CFRP 構造と金属構造をファスナ締結し、更にファスナと金属材料を被覆電線で電氣的に接続（電氣的ボンディング）することで構造内部の電流の経路を確保するカレントリターンネットワークを設置する等の対策が取られている。インテグラルタンクのようにスパークの発生が重大なインシデントに繋がる可能性がある部位については、構造内部のギャップやエッジ、ボルト、ファスナやナット等の突起物をシール材やキャップを使って完全に覆うなど (Fig.4.5-2) の対策が取られている。



Fig.4.5-1 LSP の例 (Dexmet Co.)

Fig.4.5-2 スパーク防止キャップの例^{4.5.1)}

金属構造については、CFRP と比較して導電率、熱伝導率が高いことから被雷による損傷は小さいものの、ファスナーピッチなどの設計パラメータ及び近年導入が進みつつある接合構造様式における被雷損傷に関する知見はほとんど公開されていない。

4.5.3. 現状の問題点

前節に示した対策によって、現在の CFRP 航空機構造の安全性は十分に確保されている。しかしながら、開発プロセスやコスト、メンテナンスを含めた航空機の運用サイクル全体を俯瞰した場合、現状の雷害対策は多くの問題点を残している。

LSP としての金属材料の使用、およびインテグラルタンク内のシーラント、ファスナキャップ等の適用は構造重量の大幅増加、製造工数の増大によるコスト増につながっている。また、表面に LSP を施した CFRP の加工は難しく、工具の損耗を大幅に早めるといった問題がある、また、材料の異方性は電流経路の設計を難しくしており、大幅な安全余裕を持った電流経路設計が必要となっている。更に、CFRP の雷電流による損傷メカニズムは完全には理解されておらず、構造開発には試行錯誤による膨大な数の要素試験、構造試験を行う必要があり、開発コストの増大を引き起こしている。

実際の運航にあたっては、着雷箇所から遠く離れたファスナラインで目視検知可能な大きな損傷が生じるなど、運航後の点検で着雷点と電流経路を簡単に特定できないといった問題もある、さらに、メンテナンス時の雷損傷部位の補修にあたっては、補修箇所に再度 LSP を適用することによる工数の増大や、電氣的ボンディングの保障作業など、補修作業の複雑さ、難しさが問題となっている。

金属構造についても、設計パラメータと被雷損傷に関する知見がないことから、日本の航空機開発では、海外の機体と同程度の耐雷性を有する機体を開発するには、これらのデータの蓄積が今後必要と考えられる。

4.5.4. 課題

前節の問題点を解決するため、CFRP 航空機構造の雷害問題では、長期的、短期的に以下の課題を克服する必要がある。

(1) CFRP の電氣的、熱的特性および異方性の改善

航空機構造材料として適用可能な導電性樹脂の開発、あるいは導電性を付与可能なナノフィラー等の適用により、電氣的、熱的特性に優れた CFRP 材料を開発する。これにより、被雷時の損傷を大幅低減することで、LPS の適用の廃止、あるいは LPS 適用時の雷損傷の大幅抑制を実現する。電氣的、熱的特性に優れた炭素繊維の適用および、組み合わせによる材料設計の可能性も考慮する。

加えて、面内方向、面外方向の電氣的、熱的異方性を緩和することで、構造設計を容易にし、接合部等における集中電流の影響を削減する。

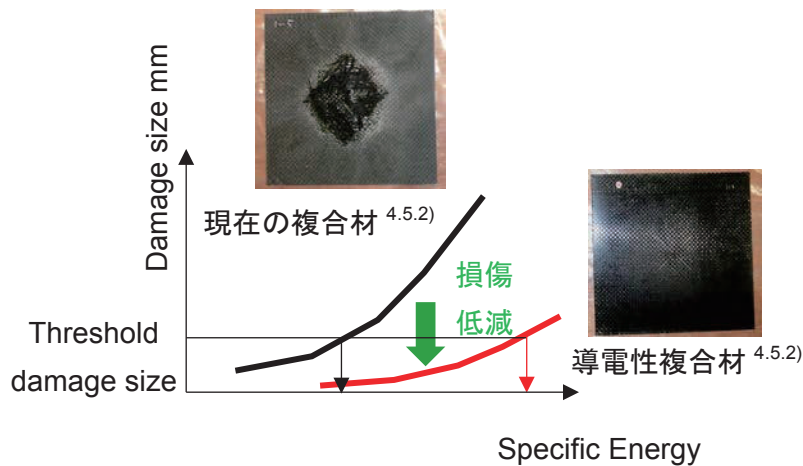


Fig.4.5-3 導電性複合材の耐雷性に関するポンチ絵

(2) (1)に示す材料の、適用部位の選定

実機構造において、上記材料を適用可能な部位を選定する。短期的に電気、熱特性の大幅改善と主要構造部材に適用可能な強度特性および環境耐性の両立は難しいことから部分的に開発材料を適用可能な部位を選定し、適用可能性を示すことが求められる。

(3) CFRP 雷撃損傷現象の解明と数値シミュレーション技術の獲得

CFRP の雷損傷問題は、電気、熱、流体、衝撃波、電磁波、材料力学、化学変化、破壊力学等様々な問題が複雑に絡み合う分野横断的問題であり、その理解は容易ではない。個々の問題を分離し、その原理を理解するための実験技術、計測技術の獲得と、数値シミュレーションによる損傷挙動の予測技術は、今後の CFRP 構造/材料開発を行う上での最重要課題である。特に、現在膨大な雷撃試験を要する CFRP 構造開発の数値シミュレーションによる置き換えは急務である。

(4) 体系的な CFRP 雷撃損傷挙動の把握と知識の蓄積

航空機構造開発用の雷撃試験波形は規格によって定められているが、使用する試験設備の個体差が CFRP の損傷挙動に与える影響は詳細には明らかになっていない。また、材料単体ではなく、構造要素となった場合に、電氣的・熱的材料特性に求められる要求値が異なる可能性が指摘されているが、具体的な指針などは存在していない。雷撃試験装置や条件の違い、構造様式の違いによる電流計路や損傷挙動、材料への要求値の違いなどを体系的に調査し、データベース化する事が求められる。

金属材料については、以下の課題に取り組む必要がある。

(5) 構造様式、設計パラメータと雷撃損傷挙動の把握と知識の蓄積

前節で述べた通り、CFRP と同様に、金属構造についても、構造様式や設計パラメータが雷撃損傷に与える影響は体系的に把握できていない。このため、体系的な調査を行い、挙動の把握を行うとともにデータベース化することが求められる。

その他、複合材、金属に共通の課題として、以下が必要と考えられる。

(6) 着雷、出雷位置の早期判定

運航効率の低下を抑制するために、被雷時の着雷点と出雷点を短時間で特定する技術が必要である。

4.5.5. 世界の動向

複合材の被雷損傷を低減させるために、先に述べた通り、既に Cu メッシュやカレントリターンネットワークが採用されている。また、Al メッシュの開発や、塗料により雷撃電流を流すための導電性塗料の開発^{4.5.3)}、樹脂の導電率向上のための CNT (Carbon Nano-Tube) 入り樹脂の開発^{4.5.4)}が行われている。また、JAXA はこれまで外部機関と連携し、CNT によらない導電性複合材の開発を進めている^{4.5.2)}。

被雷損傷の早期検知については、ドローンを用いた機体検査に関する研究が進められている^{4.5.5)}。

4.5.6. 制約事項

本研究を進める上では、以下の制約がある。

航空機に使用される雷撃波形を再現可能な試験装置を有する機関は、現在国内に 2 社のみである。次に、構造様式、設計パラメータの影響の体系的評価に用いる構造供試体の設計には、実機 CFRP 航空機構造の設計、開発経験を持つ重工等との連携が必須である。

4.5.7. 目標

被雷による損傷を従来の 1/5 以下にする導電性複合材の開発を行う。中期的な目標として、同複合材の部分的な適用検討及び開発を行う。長期的な目標として導電性複合材の適用範囲を拡張するための諸特性の改良を進め、適用範囲の拡大を図る。

CFRP 複合材および金属材料について、構造様式、設計パラメータが被雷損傷に与える影響を把握するとともに、体系的評価を実施し、結果をデータベース化する。

被雷損傷を短時間で検出する技術を開発する。

4.5.8. 効果

導電性複合材の適用により、被雷による機体損傷を低減させ、損傷の補修による運航効率の低下を抑制する。

構造様式、設計パラメータが被雷損傷に与える影響を把握しデータベース化することにより、より耐雷性の高い機体開発を可能として、被雷損傷を低減させ、損傷の補修による運航効率の低下を抑制する。

被雷損傷を予測する数値シミュレーションの開発により、材料の電気、熱特性の変化が雷撃損傷挙動に与える影響を評価可能とすることで、材料開発における各物性の目標値を設定可能とする。

4.6. エンジンの特殊気象に関する課題

4.6.1. 背景と問題点

2010年のアイスランドにおける火山（Eyjafjallajökull）の噴火では、欧州の空域が6日間にわたって閉鎖されるなど、航空運航に大きな影響を及ぼし、経済活動に多大な混乱が生じたことは記憶に古くない。1983～2003年の間で、100機の航空機が火山灰に遭遇し、うち8機がエンジンパワーロスに陥っている^{4.6.1)}。1985年12月には、KLM867便がリダウト山噴火による火山灰雲に遭遇し、全4基のエンジンが停止する事故が発生した。数度の再着火トライアルの後、最終的にエンジン再始動に成功し無事着陸に成功した^{4.6.3)}。幸いこれまで火山灰吸込みによる致命的な事故は発生しておらず、また、エンジン停止のような重大事故の発生頻度は低い。しかしながら、火山灰雲に遭遇し、高濃度の火山灰を吸い込んだ場合にエンジンが受ける影響を防御するのは容易でなく、安全性に与える影響が多大であるため、火山灰雲は回避して運航することが対策の大原則となっている。一方、日常の航空機運航における砂塵や汚染物質（CMAS（Calcium, Magnesium, Aluminum and Silicon）を含む）の吸込みは、より長期的なタイムスケールで、部品の短寿命化につながるコスト上の課題となっている。このように、火山灰や砂塵の吸込みは、航空機の安全性・信頼性に深く関わる問題である。

冒頭に述べたアイスランド火山噴火問題がトリガーとなって、火山灰吸い込み問題への対策は、2010年以降活発になっている。NASAとAFRL（米国空軍研究所）が中心となって進めているVIPR（Vehicle Integrated Propulsion Research）プロジェクトはその一例である（Fig.4.6-1）。実エンジン（F117（PW2040, ~40k lbf））を用いた火山灰吸い込み試験を実施し、エンジン性能の変化や圧縮機・燃焼器・タービンそれぞれの部位に与える影響を報告している^{4.6.4)}。旅客機用ターボファンエンジン開発では、近年、熱効率向上のために全体圧力比やタービン入口温度が増加傾向にある。一方、粒子の付着温度のような熱的性質は、従来考えられていたよりも砂塵や火山灰の種類によって大きくばらつくことが報告されている^{4.6.5)}（Fig.4.6-2）。従って、エンジン内部の温度や速度条件、吸込み物質のサイズ、形状、熱的特性、化学特性（CMAS等）など様々なパラメータがエンジン部品に与える影響（エロージョン、デポジッション、コロージョン）、及び、それがエンジン全体性能に与える影響の把握に努めながら、同時に解決策に取り組む必要がある。

エンジン着氷の問題も、砂塵・火山灰の吸込みと同様に、航空機の安全上重要な課題である。Masonら^{4.6.6), 4.6.7)}は、1990年から15年の間において、高度22,000フィート（過冷却水存在域の上限）以上の高度で、少なくとも100件以上のエンジンパワーロスイベントが発生していたことを指摘した。着氷を引き起こす気象は、FAAにおいて、機体着氷と共通して定義されているが、従来の過冷却水滴の規制に加えて、2015年には、SLD（Super cooled Large Drop）、Mixed phase & Ice crystal（本節ではまとめて氷晶と呼ぶ）という新たな分類に対する規制が施行された。Fisher^{4.6.8)}によれば、1988-2003年の16年間で、59回のSLDイベントの報告があった（うち46回が地上もしくは離陸時に発生）。一方、Mixed phase & Ice

crystal が原因のエンジンパワーロスが 1988-2010 の 23 年間で 153 回記録されている。内訳は、降下時 73 回、上昇／巡航時 71 回、地上 9 回であった（ここで、“パワーロス”は、少なくとも 1 基のエンジンにおいて、Surge、Stall、減速、失火イベントが発生したことを指している）。特に氷晶は、エンジン内部の物体表面温度によって、氷晶の融解付着、再氷結を起こし、コアエンジンの内部まで影響を及ぼす場合がある。氷晶の存在する上限高度は 47,000 フィートと、過冷却水の上限高度 22,000 フィートを大幅に超えており、機体着氷では問題とならない高度でエンジンに問題を与える可能性がある。パイロットの視認性も悪い。これらのことから、氷晶の吸込み問題が最も難解な問題として取り上げられることが多い。また、気象条件的に、東南アジア～オーストラリア圏での発生が多い（エンジンパワーロスの約 60%）ことが知られている^{4.6.9)}。

以下、エンジンが受ける具体的な問題を示す^{4.6.8)4.6.10)4.6.11)} (Fig. 4.6-3 も参照のこと)。

- ・ 砂塵／火山灰の高濃度短期的な吸込みによる問題：圧縮機のエロージョン（効率低下、Surge マージン減少）、溶融粒子のタービンノズル付着（エンジン閉塞）、燃料噴射器の詰まり（失火）、電子装備のコンタミネーション（動作不良）
- ・ 砂塵／火山灰の低濃度長期的な吸込みによる問題（短寿命化）：圧縮機のエロージョン、潤滑系統の汚れ、高圧タービン翼の硫化、タービン冷却システムの閉塞
- ・ 過冷却水滴によるエンジン着氷：ファン、ナセル、ノーズコーン、低圧圧縮機への着氷（効率低下、Surge マージンの減少、氷塊剥離・衝突によるファン圧縮機ブレードの破損等）
- ・ 氷晶吸込み：低圧圧縮機から高圧圧縮機までのブレードやダクトの着氷（圧縮機 Stall、圧縮機ブレード破損、失火等）

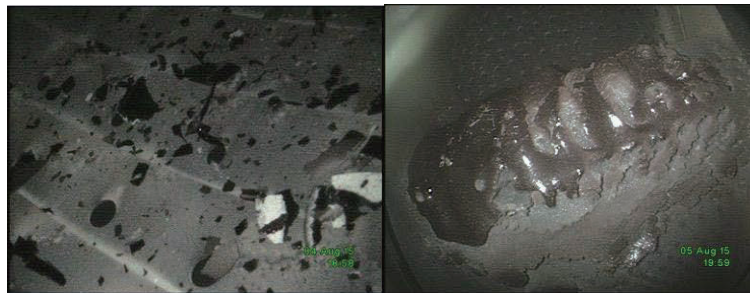


Fig.4.6-1 火山灰吸込み試験後の燃焼器（左）とタービン翼（右）の写真^{4.6.4)}

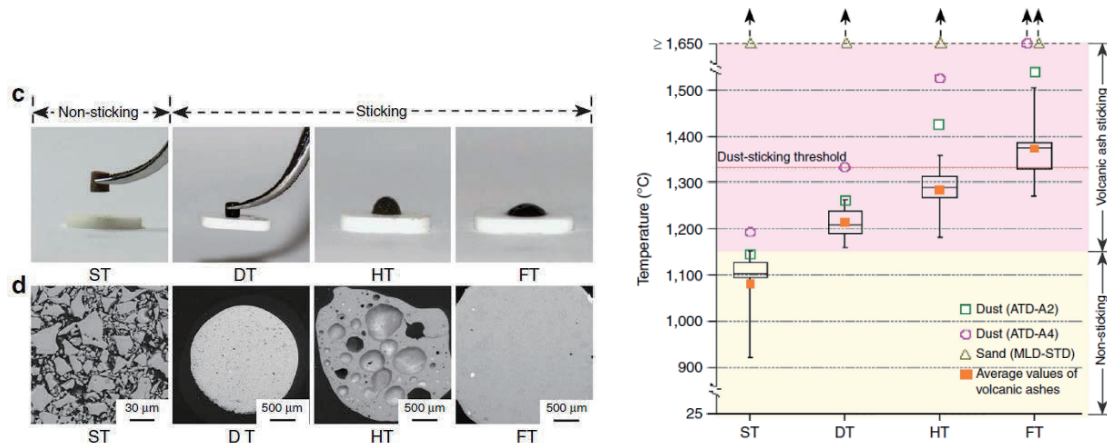


Fig.4.6-2 幾何学特性（左）で分類された砂塵・火山灰の特性温度（右） 4.6.5)

4.6.2. 現状の対策

運航やエンジン運転方法、エンジン部品の設計・製造方法の観点から、現状の対策について、以下にまとめる。

- (1) 気象情報による火山灰や氷晶の存在域の事前回避や飛行エリア規制を実施している。特に火山灰は回避することが対策の原則となっている。
- (2) 機体搭載レーダによって火山灰や氷晶の検知を行う。
- (3) バイパス機構（Variable bleed valve）によって、コアエンジンへのデブリ流入量を低減する。
- (4) 静止部品については、ブリードエアシステムやヒータを用いたエンジン部品の加熱（熱管理）によって着氷を防御する。ブリードエア系システムをフル稼働させることで燃焼器に流れる空気量を減少させ（燃空比を増加させることで）失火マージン（燃焼安定性）を増強する。
- (5) エンジン部品への耐エロージョン（および耐コロージョン）性を持ったコーティングを適用する。

4.6.3. 現状の対策の問題点

現状での対策の問題点は以下の通りである（番号 (1)～(5) は、4.6.2 節の番号に対応）。

- (1) 気象情報によって、火山灰や氷晶の存在領域を完全に予測することは不可能であり、飛行中に予期せず遭遇することが問題となる。
- (2) 火山灰や氷晶は、条件によって、機体搭載レーダでは検知信号の S/N 比が小さく検知ができない場合が多い。
- (3) デブリ遭遇時にはバイパス機構の利用が現状最も効果的な対策である。ただし、巡航時の利用は他のエンジン性能を犠牲とすることを意味するため、他の対策技術を向上させる必要がある。

- (4) ブリードエアシステムやヒータの利用は、他のエンジン性能を犠牲にする。また、回転部には適用できない。
- (5) 高温タービン用ニッケル基超合金に対する TBC (Thermal Barrier Coating) システムの開発に関連して、耐エロージョン／耐コロージョン性能の向上が現在も続けられている。一方、CMC (Ceramic matrix composites) 等先進材料に適したコーティングの開発は、未だ成熟しておらず、実用化に向け多数の試験・開発が必要である。

4.6.4. 課題

以下、現状の対策とその問題点を踏まえて考えられる課題を述べる。

- (1) 気象情報の予測精度向上、予測範囲拡大が継続して期待される。機体搭載センサ（例えばライダー）によるリアルタイムモニタリング技術の開発やセンサ情報を踏まえた回避手順を整備する。
- (2) エンジン正常運転の観点から、微粒子吸込みの許容量の定量評価が必要となる^{4.6.10}。
- (3) エンジン各部位における着氷、エロージョン、デポジッションとエンジンの各種性能変化とを対応づける。そのために、実エンジン試験（内部状況の詳細な計測）データを基にした解析技術を開発する。その上で、問題発生時のエンジン全体としての性能変化を予測し、性能低下抑制のためのエンジン制御指針を与える技術の開発を行う。
- (4) 実エンジンによる微粒子吸込み試験は莫大な費用がかかるため、リグ試験データによる補完や数値解析技術の開発が必須となる。バーチャルな TC 試験や TC 試験のための設計技術へとつながる可能性がある。
- (5) Variable bleed valve にかわるバイパス機構や圧力損失の少ない微粒子フィルタ・セパレータなど物理的なフィルタ技術を開発する。
- (6) 回転要素に対する防着氷技術を開発する。
- (7) コーティングにおける耐エロージョン／耐コロージョン性能を向上させる。CMC 等先進材料に適したコーティングを開発する。寿命予測とそれを支える検査・評価技術を伴う総合的な実用的技術を開発する。
- (8) 付着の抑制・除去技術を開発する（付着しにくいコーティング、パージ機構等）。
- (9) どのような気象条件とエンジン条件で、エンジン内のどの部位にどのように着氷が起きるのか、根本的なメカニズムの解明に取り組む（エロージョン、コロージョン、デポジッションも同様）。

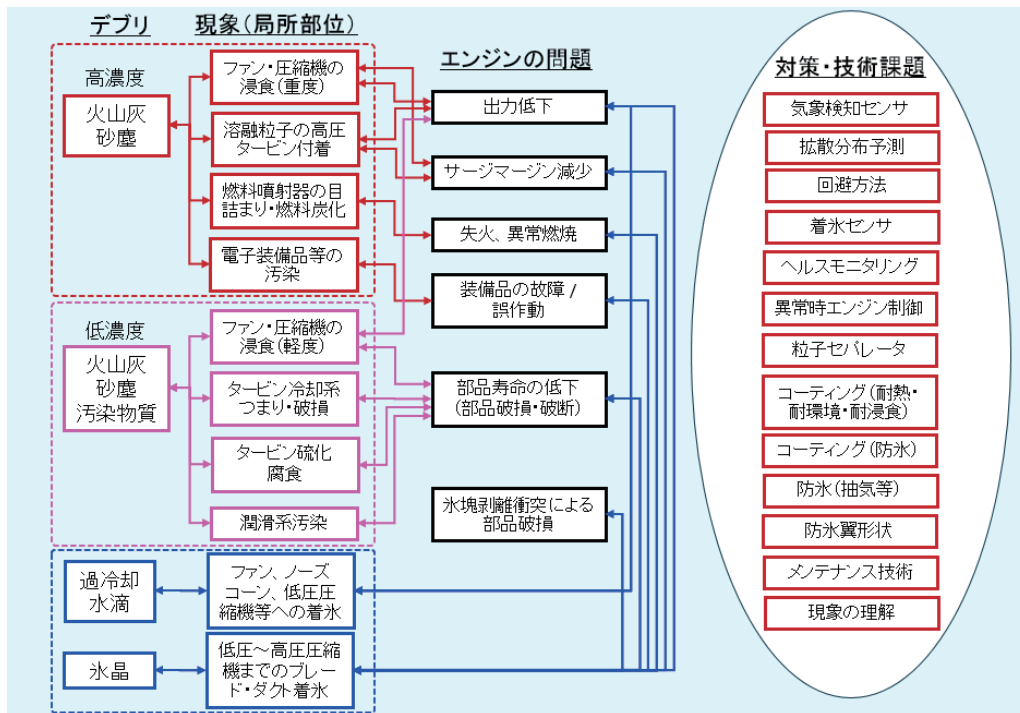


Fig.4.6-3 エンジン微粒子吸込み問題の分類と技術課題

4.6.5. 世界の動向

実エンジン試験は莫大なコストがかかるため、数値シミュレーションの利用拡大、実試験計測による検証データ取得が行われている。例えば、米国では、NASA と AFRL (米国空軍研究所) が中心となって、VIPR プロジェクトを推進している。実エンジン (F117 (PW2040, ~40k lbf)) を用いた火山灰吸い込み試験を実施し、取得データに基づいてエンジンヘルスマニタリング技術を開発している^{4.6.4)}。GE、Boeing、P&W、RR などの機体・エンジンメーカーも参画している。

火山灰の回避においては、火山灰の存在をいかに遠方から検知するかが重要であるため、機体搭載型のセンサに関する研究開発も進められている。Prata ら^{4.6.12)} は、実際のアイスランド火山灰を用いて空中に人工火山灰雲を形成し、エアバス A340 の胴体にマウントした2波長赤外線カメラセンサによって火山灰検知のフライト実験を行った。20~70km 離れた距離から約 $200 \mu\text{g}/\text{m}^3$ の濃度の火山灰検知が可能であることを報告している。

氷晶の検知に関して、NASA を中心に多数の関係機関が連携して、High Ice Water Content Flight Campaign と呼ばれる実フライトによるテストキャンペーンを進めてきた^{4.6.13)}。深い対流雲 (Deep convective clouds) 内の氷晶について、複数のプローブ、センサを用いて多種類 (氷晶水含有量、氷晶濃度、サイズ、形状等) の計測を実施した。2015年9月には DC-8 を用いた飛行試験をオーストラリア Darwin にて行い、氷晶雲における各種データを取得した。データベース構築のほか、新センサの成立性実

証や既存センサ信号の解析高度化（既存レーダ信号の解析ソフト改修につなげる）などが目的になっている。

砂塵、火山灰、着氷共通して、大学・研究機関においては、環境模擬したリグ試験装置を運用。着氷風洞は、NASA、NRC（National Research Council of Canada：カナダ国立研究機関）、ONERA（Office National d'Études et de Recherches Aérospatiale：フランス国立航空宇宙研究所）、CIRA（Centro Italiano Ricerche Aerospaziali：イタリア航空宇宙研究センター）等が所有している。

4.6.6. 制約事項

- ・ 砂吸込みに関する制約：MIL-E-5007D 等
- ・ 着氷に関する制約：FAR Part 33 Section 68、MIL-E-5007D 等

4.6.7. 目標

(1) 短期的目標（3～5年）：

- ・ 現在開発中の評価技術の実用度を向上させる。（数値解析技術（着氷、エロージョン、デポジション）、着氷計測技術、エロージョン試験技術等）
- ・ ハブ機能（WEATHER-Eye コンソーシアム枠組み）を有効活用し、我が国の持つ優位技術を踏まえた中長期スコープでの開拓分野や目標の設定、体制の構築に取り組む。例えば、高度な MRO（Maintenance, Repair, Overhaul）技術を開発する（健全性診断技術、修理技術、ビッグデータ解析等）。

(2) 中期・長期的目標

- ・ 関係機関と連携した国内外エンジン試験プロジェクトを実行し、微粒子検知技術、吸込み問題防御技術、ヘルスマonitoring技術、MRO 技術などについて、運用可能な技術成熟度まで高める。

4.6.8. 効果

- ・ エンジンの損傷や推力ロスイベントの解決による航空安全性の飛躍的な向上
- ・ 運航会社のメンテナンスコストの削減
- ・ 優位技術の実用化によるエンジンメーカーのシェア拡大

5. 全体ビジョン

全体ビジョンとして、目指す社会を念頭に基本方針、全体ロードマップを定める。さらには問題点の中から重点課題を定め、それに基づいた今後の目標を示す。

5.1. 目指す社会

航空機は高速・大容量の公共輸送機関として社会の中で重要な役割を果たしており、今後も運航数が増加することが予想され、その重要性はますます高くなると考えられる。航空機の安全性（耐空性）は非常に高いレベルで維持されているが、一方で、事故発生時には人的被害や経済的被害が大きくなる傾向にあることから、社会的なインパクトは非常に大きく、安全性の一層の向上は重要な課題である。加えて、欠航やダイバートを含む運航の乱れ等による運航効率低下も社会的なインパクトは大きい。増え続ける運航便数に対応するために、航空機の運航効率を向上させることも重要な課題である。

航空機の安全性や効率性に影響を与える要因は数多く存在し、運航の安全性と効率性は表裏一体の関係にあるように見える。しかしながら、安全性と効率性は決して二律背反と捉えることなく、安全性と効率性の高さを両立した航空機運航を実現する社会を目指す。

5.2. 基本方針

我が国の航空機関連産業の競争力強化の源泉とするためにも、コンソーシアムメンバーを含むオールジャパン体制でコアとなる技術の研究開発を進めることを前提とし、世界に先駆けた社会実装を目指す。

以下に現状について示した上で、研究開発の方針、ステークホルダのあり方を示す。

5.2.1. 現状の認識

航空機の安全運航を妨げたり運航効率を低下させたりする最大の要因の一つが気象である。運航に影響を及ぼす気象現象は、雪氷、雹、雨、霧、風、雷、火山灰、宇宙線と多岐に渡っている。これらの気象現象は、コントロールすることが不可能であるとともに広いエリアで出現するものもあり、航空機運航への影響も大きい。加えて日本周辺では世界的に見ても厳しい気象条件であることが知られており、日本の運航会社にとっても脅威となっている。

従来、特殊気象から航空機を守るために、軽度な特殊気象に対しては設計（防除氷装置や被雷対策等）により防御し、過酷な特殊気象に対しては事前の観測（地上の気象レーダーや先に通過した機体のパイロット報告）により回避する方法が採られてきた。しかし、過酷な特殊気象は短時間で刻々状況変化することから、観測及び情報伝達が間に合わず事故が発生している現状がある。

5.2.2. 研究開発の方針

気象現象には、航空機に甚大な影響を及ぼすものから軽微な影響で済むものまで、さまざまな強度のものが存在する。すべての気象環境から航空機を防御することは、安全性としては高いが効率性が高くなるとは言えず、現実的ではない。航空機の安全運航に大きな影響を与える過酷な特殊気象から航空機を守り、高い安全性と効率性を両立するためには、機体設計の防御レベルを上げるだけでは限界があり、いくつかの対策技術を組み合わせる必要がある（Fig.5.1）。そこで以下の、検知・予測・防御に関するイノベーティブな技術の研究開発を実施する。

- ① 検知技術（特殊気象を迅速に検知する技術）
- ② 予測技術（特殊気象を事前に予測して回避する技術）
- ③ 防御技術（機体設計防御、HF（Human Factor）防御により機体の防御レベルを格段に高める技術）

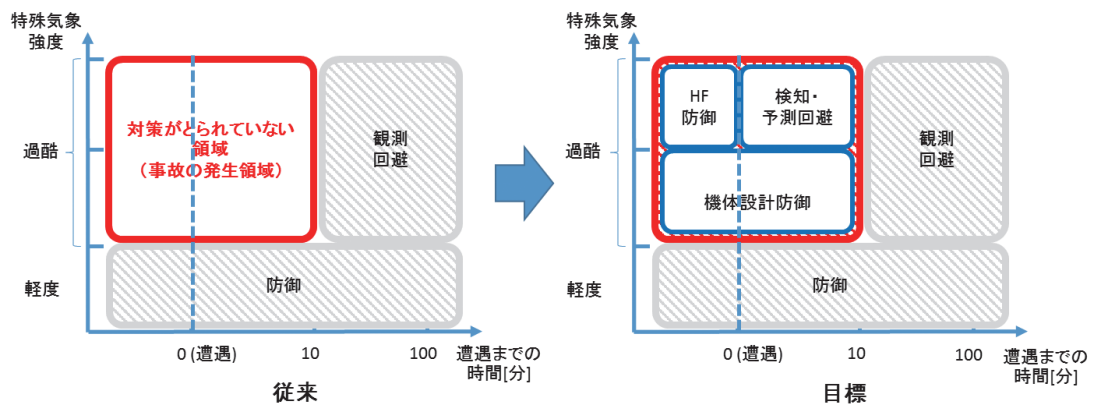


Fig.5.1 技術の組み合わせ

これらの技術のうち HF（Human Factor）以外の気象に関する技術を WEATHER-Eye（Weather Endurance Aircraft Technology to Hold, Evade and Recover by Eye：気象影響防御技術）と総称する。必要な要素技術の一覧を Fig.5.2 に示す。



Fig.5.2 WEATHER-Eye の要素技術

5.2.3. ステークホルダのあり方

従来のステークホルダの関係 (Fig.2.1) において、運航会社・メーカ・大学・研究機関はそれぞれ特定の相手とのみの関係に終始していた。イノベーティブな技術の研究開発にあたり、ニーズの共有を図り、新しい共同研究等を実施し、研究開発を効率的に進めるために、運航会社・メーカ・大学・研究機関がコンソーシアムを結成する (Fig.5.3)。

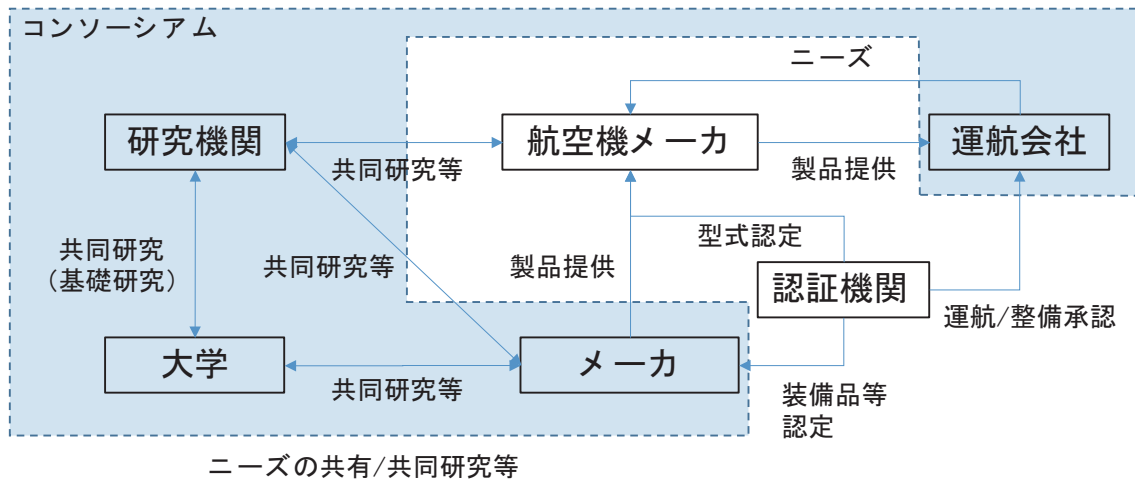


Fig.5.3 ステークホルダとコンソーシアム

5.3. 全体ロードマップ

WEATHER-Eye の全体ロードマップを設定する。設定の基準とする TRL (Technology Readiness Level : 技術成熟度レベル) の定義を示し、TRL に基づいて全体ロードマップを示す。

なお全体ロードマップは、WEATHER-Eye 全体的なおおよその目安であり、個別技術の目標は別途定める。

5.3.1. TRL

TRL は、技術の成熟性や有用性の指標で、さまざまなプロジェクトにおいて使われている指標である。TRL を Table 5.1 に示す。

Table 5.1 TRL

TRL	
1	Basic principles observed and reported
2	Technology concept and/or application formulated
3	Analytical and experimental critical function and/or characteristic proof-of concept
4	Component/subsystem validation in laboratory environment
5	System/subsystem/component validation in relevant environment
6	System/subsystem model or prototyping demonstration in a relevant end-to-end environment
7	System/subsystem model or prototyping demonstration in a relevant end-to-end environment
8	Actual system completed and "mission qualified" through test and demonstration in an operational environment
9	Actual system "mission proven" through successful mission operations

5.3.2. ロードマップ

WEATHER-Eye の実用化に向けては、技術開発だけでなく、ステークホルダとの調整を行いつつ、さまざまな基準や規定への適合性を満足しなければならない。そこで TRL に応じて、技術開発フェーズ、技術実証フェーズ、社会実装フェーズに分け、実用化に向けたステップアップを図る (Fig.5.4)。

(1) 技術開発フェーズ

要素技術研究を行い、地上 (実験室等) で基礎的な機能の実証を行う (TRL1~4 に相当)。

(2) 技術実証フェーズ

開発した技術を実験用航空機や実験用エンジンに搭載して技術実証を行う (TRL5~TRL6 に相当)。さらに無人機等で実環境・実運用に近い形での実証を行う (TRL7 に相当)。

(3) 社会実証フェーズ

技術実証フェーズで安全性が確認された後に、運航会社等の 1 機に搭載し試験運用を実施する。または実際の地上インフラに適用を開始する (TRL8~9 に相当)。

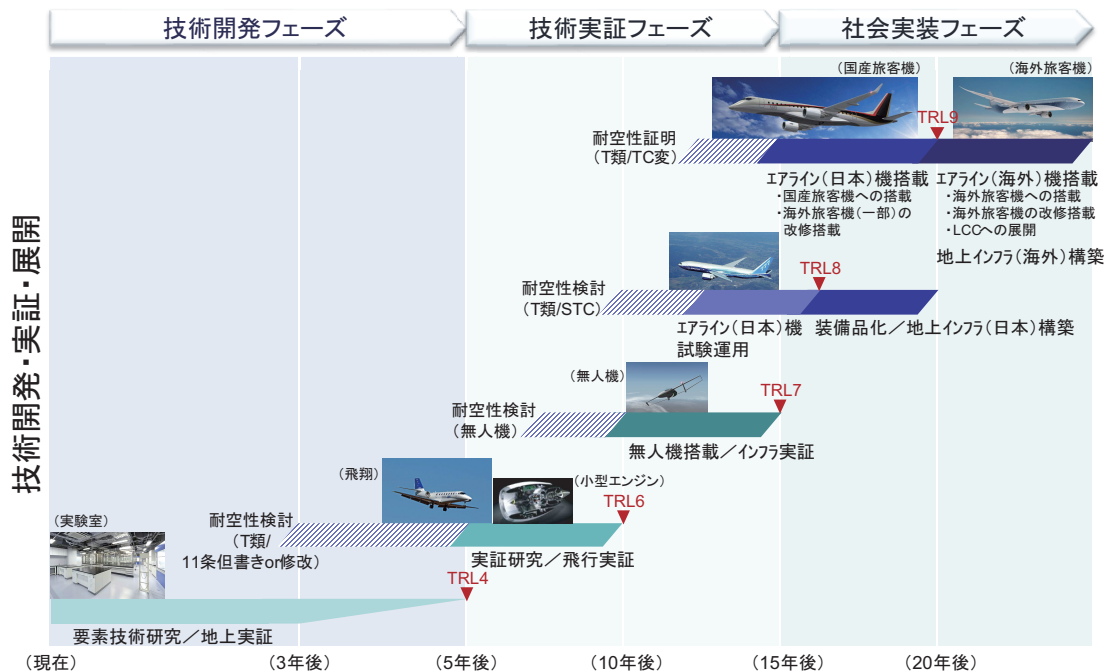


Fig.5.4 全体ロードマップ

5.4. 重点課題

航空機運航に影響を与える問題は多岐にわたっている。そこで、WEATHER-Eye の研究開発において優先順位を定めるために、重点課題を絞り込む。

5.4.1. 影響度評価

問題点リスト (Table 1.1) に挙げた各問題点に対し、頻度、被害規模 (経済性、安全性) に関して整理し、影響度 (経済性、安全性) を評価する。頻度については Table 5.2 に、被害規模については、経済性と安全性の観点から Table 5.3 および Table 5.4 の分類としている。

Table 5.2 頻度

頻度	
1	20年に1回以上
2	10年に1回以上
3	年に1回以上
4	月に1回以上
5	週に1回以上

Table 5.3 被害規模 (経済性)

被害規模 (経済性)	
1	遅延 (着陸復行、空中待機等含む)
2	長時間の遅延
3	欠航、引き返し、ダイバート、航空機地上滞留等

Table 5.4 被害規模 (安全性)

被害規模 (安全性)	
1	不具合 (IFSD: In-Flight Shut Down 等のように安全には影響するが乗員・乗客には特に影響しない事象)
2	不具合 (急減圧等のように安全に影響すると共に乗員・乗客にも影響する事象)
3	乗員・乗客: 重症・死亡

影響度の評価にあたっては、頻度や被害規模 (経済性)、被害規模 (安全性) の分類や重みについては絶対的なものが存在しないため、定量的には検討の余地を残すものの、定性的に妥当であると考えられる設定としている。影響度については、一般的に用いられている加算法 (頻度+被害規模) および積算法 (被害×被害規模) の両方で計算し、点数化した。

5.4.2. 重要な問題点の抽出

被害規模 (経済性)・被害規模 (安全性) と加算法・積算法を組み合わせる算出された 4 種類の影響度について、影響度ごとに点数が高い順に 5 位までを選定した。4 種類の影響度については、その重要度に差をつけることはできないため、4 種類の影響度のうち一つでも

5 位以内に入っている問題点を優先して解決すべき重要なものとして選定した。その結果、9 つの重要な問題点が抽出された (Table 5.5)。

Table 5.5 重要な問題点

現象	発生する問題
1 滑走路上の雪氷	目的地変更、欠航、すべり、オーバーラン等
2 氷晶吸い込み	センサ誤作動、推力低下等
3 過冷却水滴吸い込み	推力低下、エンジン内部損傷等
4 機体着氷	揚力低下、視界不良、燃料消費増加、氷塊落下等
5 被雷	構造損傷、装備品作動停止等
6 乱気流遭遇	機体制御性低下、機体損傷等
7 低層ウィンドシア遭遇	機体制御性低下、機体損傷等
8 霧への遭遇	遅延、目的地変更、欠航、滑走路逸脱等
9 宇宙線	装備品作動停止等

5.4.3. 重点課題

第 4 章に示した個別課題の分析と照らし合わせて、問題解決に向けた研究開発の方針と重点課題を以下に示す。

(1) 滑走路上の雪氷

滑走路上の雪氷状態をリアルタイムで検知するとともに、空港周りの降雪気象予測を行うことで積雪状態を予測する。これらの情報から路面摩擦を推定し航空機の離着陸に必要な滑走路長を精度良く算出することで適切な運航を支援し、運航効率の向上およびオーバーラン事故の防止を図る。

(2) 氷晶吸い込み

氷晶の存在する気象状態を事前に検知・予測し、航空機にとってリスクが高い場合は事前に回避する。一方で氷晶吸い込みに対し、エンジン内部の着氷を低減させるとともに、エンジン内部の着氷状態を検知して推力制御等により推力低下を防ぐ。

(3) 過冷却水滴吸い込み

着氷気象状態を事前に検知・予測し、航空機にとってリスクが高い場合は事前に回避する。一方で、エンジン内部の着氷を低減させるとともに、エンジン内部の着氷状態を検知

して推力制御等により推力低下を防ぐ。

(4) 機体着氷

着氷気象状態を事前に検知・予測し、航空機にとってリスクが高い場合は事前に回避する。一方で、機体への着氷を低減させることで防除氷にかかる燃料消費を低減する。また着氷をリアルタイムで検知することで適切な離陸判断を支援し運航効率向上を図る。

(5) 被雷

雷気象状態を事前に検知・予測し、被雷リスクを推定する。被雷リスクが高い場合は回避する。一方で、被雷による損傷を検知できる技術により整備効率を向上させるとともに、被雷による損傷を低減できる構造・材料を開発し、被雷損傷リスクを下げる。

(6) 乱気流遭遇

乱気流気象状態を事前に検知・予測し、航空機にとってリスクが高い場合は事前に回避する。一方で、検知した乱気流情報を基に機体を制御することで機体制御性の向上を図る。

(7) 低層ウィンドシア遭遇

低層のウィンドシアをリアルタイムで検知・予測し、それらの情報を伝達することで、運航効率の向上を図る。

(8) 霧への遭遇

CAT-III 運航の適用範囲を拡大し、霧による低視界中でも離発着が可能とする。

(9) 宇宙線

個々の装備品において電磁波の影響を低減する。

上記を、検知・予測・防御技術のそれぞれに分類したものを Table 5.6 に示す。

Table 5.6 重点課題リスト

現象	重点課題
1 滑走路上の雪氷	検知 積雪状態検知
	予測 積雪状態予測
	予測 路面摩擦推定
2 氷晶吸い込み	検知 氷晶気象状態検知
	検知 エンジン着氷検知
	予測 エンジン着氷予測
	予測 氷晶気象状態予測
	防御 エンジン着氷低減
	防御 エンジン推力制御
3 過冷却水滴吸い込み	検知 着氷気象状態検知
	検知 エンジン着氷検知
	予測 エンジン着氷予測
	予測 着氷気象状態予測
	防御 エンジン着氷低減
	防御 エンジン推力制御
4 機体着氷	検知 着氷気象状態検知
	検知 機体着氷検知
	予測 着氷気象状態予測
	防御 機体着氷低減
5 被雷	検知 雷気象状態検知
	検知 被雷損傷検知
	予測 雷気象状態予測
	予測 被雷リスク推定
	防御 被雷損傷低減
6 乱気流遭遇	検知 乱気流検知
	予測 乱気流予測
	防御 機体制御
7 低層ウィンドシア遭遇	検知 ウィンドシア検知
	予測 ウィンドシア予測
	防御 機体制御
8 霧への遭遇	---
9 宇宙線	防御 宇宙線影響低減

5.5. 目標

目標設定の範囲・考え方を示し、これに基づいて短期的目標・中期的目標・長期的目標を定める。

5.5.1. 目標設定の範囲

重点課題（5.4.3 節）のうち、WEATHER-Eye として研究に着手し現在の研究開発レベルが明確になっている、下記の課題を目標設定の範囲とする。

- (1) 滑走路上の雪氷
- (2) 氷晶吸い込み
- (3) 過冷却水滴吸い込み
- (4) 機体着氷
- (5) 被雷

なお、下記については、既に別の計画にて目標が定められているか、まだ研究に着手できていないことから暫定的に本ビジョンでの目標設定の範囲外とする。

- (6) 乱気流遭遇
- (7) 低層ウィンドシア遭遇
- (8) 霧への遭遇
- (9) 宇宙線

5.5.2. 目標設定の考え方

検知、予測、防御の各技術（5.4.3 節 Table 5.6）を目標設定の対象とし、TRL6 の機能実証レベルを研究開発の目標とする。基本的に予測技術は検知ができることが前提となるため、検知および防御技術の技術開発を短期～中期で進め、予測技術を中期～長期で進める。

4 章の個別課題の分析に基づいた現在の研究開発レベルを加味した上で、目標達成の時期を短期（～5 年程度）、中期（5～10 年程度）、長期（10～15 年程度）に分類する。

5.5.3. 短期的目標（～5年程度）

短期（～5年程度）の目標を定める課題を以下に示す。

- ・ 積雪状態検知 (滑走路上の雪氷：検知技術)
- ・ 雷気象状態検知 (被雷：検知技術)
- ・ 機体着氷低減 (機体着氷：防御技術)

5.5.4. 中期的目標（5～10年程度）

中期（5～10年程度）の目標を定める課題を以下に示す。

- ・ 氷晶気象状態検知 (氷晶吸い込み：検知技術)
- ・ 着氷気象状態検知 (過冷却水滴吸い込み・機体着氷：検知技術)
- ・ 機体着氷検知 (機体着氷：検知技術)
- ・ エンジン着氷検知 (氷晶吸い込み・過冷却水滴吸い込み：検知技術)
- ・ 被雷損傷検知 (被雷：検知技術)
- ・ 積雪状態予測 (滑走路上の雪氷：予測技術)
- ・ 路面摩擦推定 (滑走路上の雪氷：予測技術)
- ・ エンジン着氷予測 (氷晶吸い込み・過冷却水滴吸い込み：予測技術)
- ・ 雷気象状態予測 (被雷：予測技術)
- ・ 被雷損傷低減 (被雷：防御技術)

5.5.5. 長期的目標（10～15年程度）

長期（10～15年程度）の目標を定める課題を以下に示す。

- ・ 氷晶気象状態予測 (氷晶吸い込み：予測技術)
- ・ 着氷気象状態予測 (過冷却水滴吸い込み・機体着氷：予測技術)
- ・ 被雷リスク推定 (被雷：予測技術)
- ・ エンジン着氷低減 (氷晶吸い込み・過冷却水滴吸い込み：防御技術)
- ・ エンジン推力制御 (氷晶吸い込み・過冷却水滴吸い込み：防御技術)

おわりに

航空機運航における、現在の状況と問題、問題の解決に向けて考慮すべき事項、世界および日本の研究開発の動向について示した。さらに現在研究開発を進めている気象影響防御技術の個別課題について概要を示した。

全体ビジョンを定めるにあたり、まず目指す社会とビジョンの基本方針について示した。次に、気象に対する航空機運航の問題点を洗い出し整理した上で重点課題を抽出した。最後に、研究開発の流れに現在の技術レベルを加味した上で目標を決定することで、ビジョンを作成した。

参考文献

1 章 現在の状況と問題

- 1.1) IATA Safety Report 2015
- 1.2) (公財) 航空機国際共同開発促進基金, “航空機の冬期運航における課題と解決に向けた研究の取り組み”, 解説概要 26-1, 2015
- 1.3) 国土交通省東京航空局, “管内空港分布図”, 国土交通省東京航空局 HP,
<http://www.cab.mlit.go.jp/tcab/conditions/01.html>
- 1.4) 日本航空機開発協会, “平成 27 年度版民間航空機関連データ集”, YGR-0191, 2016.3

2 章 問題の解決に向けて考慮すべき事項

なし

3 章 研究開発の動向

- 3.1) FAA, “Aviation WEATHER Research Program”,
<https://www.faa.gov/nextgen/programs/weather/awrp/>
- 3.2) Optics-project, “OPTICS”,
http://www.optics-project.eu/wp-content/uploads/2016/04/03_EASA-OPTICS_Aviation-safety-research-programmes-calls_Illana_130416.pdf
- 3.3) JEDI-ACE, “JEDI-ACE”, <http://www.jediace.net>
- 3.4) 経済産業省, “航空機用先進システム基盤技術開発 (耐雷帯電特性解析技術開発)”

4 章 個別課題の分析

4.2 節 機体着氷に関する課題

- 4.2.1) M.Farzaneh, “Atmospheric Icing of Power Networks”, Springer Science+Business Media Inc., P.2 (1992)
- 4.2.2) http://www.asias.faa.gov/aviation_studies/weather_study/studyindex.html, accessed 2011-11-26
- 4.2.3) NASA Glenn Research Center, “GRC ImageNet”, C1999-1554,
http://grcimagenet.grc.nasa.gov/home/scr_main.cfm
- 4.2.4) NASA Glenn Research Center, “GRC ImageNet”, C1984-6338,
http://grcimagenet.grc.nasa.gov/home/scr_main.cfm
- 4.2.5) NASA Glenn Research Center, “GRC ImageNet”, C1983-1450,
http://grcimagenet.grc.nasa.gov/home/scr_main.cfm
- 4.2.6) The Boeing Company, “Safe Winter Operations”, AERO Quarterly, QTR_04.10, (2010)
- 4.2.7) 日本航空宇宙工業会, “革新航空機技術開発に関する研究調査”, No.6311, (1989)

- 4.2.8) D.T. Bowden, A.E. Gensemer and C.A. Skeen, “Engineering Summary of Airframe Icing Technical Data”, FAA Technical Report ADS-4, (1964)
- 4.2.9) Air Safety Foundation, “Aircraft Deicing and Anti-icing Equipment”, WeatherNo.2, Aircraft Owners and Pilots Association (AOPA), (2004)
- 4.2.10) United States Environmental Protection Agency, “Source Water Protection Practices Bulletin” (2010)
- 4.2.11) The Air Transport Association of America
- 4.2.12) NASA Glenn Research Center, “Wind Tunnel”,
<http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/tunnel1.html>
- 4.2.13) Cox & Company, Inc., “Spray Bars”, <http://www.coxandco.com/news/20110803.html>
- 4.2.14) NASA Glenn Research Center, “Icing Research Tunnel”,
http://www.nasa.gov/multimedia/imagegallery/image_feature_464.html

4.3節 滑走路雪氷に関する課題

- 4.3.1) 井川寛隆, 神田淳, “航空機の雪氷滑走路摩擦係数研究の方向性について”, JAXA-RM-06-001, 2006.9
- 4.3.2) Boeing, “Runway Situation Awareness Tools (RSAT)”, 2014
- 4.3.3) ICAO, “Runway Surface Condition Assessment, Measurement and Reporting”, Cir329

4.4節 雷気象に関する課題

- 4.4.1) V. A. Rakov and M. A. Uman, “Lightning: physics and effects,” Third edition, Cambridge University Press, 2005.
- 4.4.2) SAE International, “ARP5412B”, 2013.1
- 4.4.3) 北川信一郎, “大気電気学”, 東海大学出版会, 1996.
- 4.4.4) 笠原真吾, “雷ナウキャストにおける雷の解析・予測技術と利用方法”, 測候時報, 78.3, 2011.
- 4.4.5) Y.L. Lin, “Mesoscale Dynamics,” Cambridge University Press, 2007.
- 4.4.6) Allan, S., DeLaura, R., Martin, B., Clark, D., and Gross, C., “Advanced Terminal Weather Products Demonstration in New York,” 11th Conference on Aviation, Range, and Aerospace Meteorology (ARAM), Hyannis, MA, Amer. Meteor. Soc., 2004.
- 4.4.7) DLR, “The DLR Project Wetter & Fliegen (Weather and Flying),” 2012.
- 4.4.8) Rockwell Collins, “WXR-2100 MultiScan ThreatTrack weather radar,” 2014.
- 4.4.9) 航空自衛隊小松基地気象隊, “LiDAS (地上用雷電探知装置)”, 2003.

4.5節 対被雷に関する課題

- 4.5.1) 三菱航空機株式会社, “炭素繊維複合材耐雷技術開発の概要について”, 第1回炭素繊維複合材関係技術開発事業 評価検討会 資料4-2, 平成21年
- 4.5.2) 横関智弘他, “導電性高分子を用いた CFRP の特性評価”, 第6回日本複合材料会議, 4-6, March, 2015.

- 4.5.3) Powder coating: Types & Applications, HEF 社プレゼン資料
- 4.5.4) Niles Internationals HP, <http://www.nilesexpandedmetals.com/advanced-composites>
- 4.5.5) easyJet partners with BRL to apply latest, cutting-edge technology for first time in aviation, <http://www.bristol.ac.uk/news/2014/may/easyjet.html>
- 4.6 節 エンジンの特殊気象に関する課題
- 4.6.1) Grindle and Burcham “Engine Damage to a NASA DC-8-72 Airplane From a High-Altitude Encounter With a Diffuse Volcanic Ash Cloud,” NASA, Report No. NASA/TM-2003-212030., 2003.
- 4.6.2) Davison, C.R. and Rutke, T. “Assessment and Characterization of Volcanic Ash Threat to Gas Turbine Engine Performance” Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol.36, 081201., 2014.
- 4.6.3) https://en.wikipedia.org/wiki/KLM_Flight_867
- 4.6.4) Venti, M., et al., “Vehicle Integrated Propulsion Research (VIPR) III Volcanic Ash Environment (VAE) Preliminary Visual and Teardown Observations”, DFRC-E-DAA-TN30644, 2016.
- 4.6.5) Song, W., et al., “Volcanic ash melting under conditions relevant to ash turbine interactions”, Nature communications, DOI: 10.1038/ncomms10795., 2016
- 4.6.6) Mason, J., “Engine power loss in ice crystal conditions”, AERO QUATERLY, http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_4_07/article_03_1.html, 2007.
- 4.6.7) Mason, J., et al., “The ice particle threat to engines in flight”, AIAA2006-206, 2006.
- 4.6.8) Fisher, J., “Aircraft turbine engine icing”, SAE International Aircraft Icing Conference, 2011.
- 4.6.9) Bureau of Meteorology, Australian Government, “High Ice Water Content”, <http://www.bom.gov.au/aviation/knowledge-centre/>, 2015.
- 4.6.10) Clarkson, R., “Volcanic Ash and Aircraft Engines”, BATA Volcanic Ash Workshop 2013. <http://www.bata.uk.com/wp-content/uploads/2013/10/Ash-5-Rory-Clarkson.pdf>, 2013
- 4.6.11) Clarkson, R., “Ash deposition and what damage this can cause the engine”, IMechE: In Flight Ash Cloud Detection, 13 April 2016.
- 4.6.12) Prata et al., “Artificial cloud test confirms volcanic ash detection using infrared spectral imaging”, Scientific Reports, 6: 25620, 2016.
- 4.6.13) Ratvasky, T., “High Ice Water Content Flight Campaign”, 2011 Annual technical meeting, St. Louis, MO., May 10-12, 2011

5 章 全体ビジョン

- 5.1) John C. Mankins, “TECHNOLOGY READINESS LEVELS”, A WHITE PAPER, 1996.4.6

以上

宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-16-012

JAXA Special Publication

WEATHER-Eyeビジョン

WEATHER-Eye Vision

発行 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

発行日 平成29年2月22日

電子出版制作 松枝印刷株式会社

©2017 JAXA

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

Unauthorized copying, replication and storage digital media of the contents of this publication, text and images are strictly prohibited. All Rights Reserved.

