



WEATHER-Eye ビジョン

— 特殊気象から航空機を守る技術の開発と展望 —
[第3版]

WEATHER-Eye Vision [3rd Edition]

WEATHER-Eye コンソーシアム
2019年11月改訂

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
第3版	2019年11月8日	大改訂（1.2節/1.3節の大幅更新、1.5節/4.5節/4.8節の新規追加、4.6節/4.7節の分割、2～5章大幅更新）

執筆担当

- 浅井 雅史 日本航空株式会社
運航本部運航基準技術部 副部長
- 井之口 浜木 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気象影響防御技術チーム
- 浦 健一 日本航空株式会社
オペレーションコントロール部
- 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気象影響防御技術チーム
- 岡田 悟史 株式会社 SUBARU
航空宇宙カンパニー技術開発センター 主査
- 岡田 肇 株式会社 JAL エンジニアリング
技術部技術企画室 室長
- 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気象影響防御技術チーム
- 木下 靖裕 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気象影響防御技術チーム
- 河野 充 株式会社 SUBARU
航空宇宙カンパニー技術開発センター研究部
- 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
- 鈴木 正也 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気象影響防御技術チーム
- 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
- 濱田 吉郎 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気象影響防御技術チーム

執筆担当

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

東浦 直樹 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
担当部長

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

水野 拓哉 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気象影響防御技術チーム

守田 克彰 日本ペイント・サーフケミカルズ株式会社
技術本部 FC 部 マネージャー

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気象影響防御技術チーム

(敬称略、氏名の五十音順、部署・肩書は執筆時点のものを示す。
下線はビジョン改訂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. 航空機運航に影響する代表的な気象	4
1.3. 気象が航空機運航に及ぼす影響	8
1.4. 日本の特殊事情	12
1.4.1. 日本の気象	12
1.4.2. 日本の運航環境	14
1.5. 気象情報と運航	18
1.5.1. 運航計画への気象情報利用	18
1.5.2. 運航中の気象情報利用	23
2. 問題の解決に向けて考慮すべき事項	26
2.1. ステークホルダー	26
2.2. 関連機関・団体	27
2.3. 基準や規定	28
2.3.1. 機体着氷関連	29
2.3.2. 滑走路の雪氷関連	31
2.3.3. 雷関連	33
2.3.4. エンジン着氷関連	35
2.3.5. 火山灰関連	36
2.3.6. 乱気流関連	37
3. 研究開発の動向	39
3.1. 世界の研究開発の動向	39
3.2. 日本の研究開発の動向	41
4. 個別課題の分析	44
4.1. 機体着氷に関する課題	45
4.1.1. 背景と問題	45
4.1.2. 現状の対策	45
4.1.3. 現状の問題点	47
4.1.4. 課題	47
4.1.5. 世界の動向	47
4.1.6. 制約事項	51
4.1.7. 目標	51
4.1.8. 効果	54

4.2.	滑走路雪氷に関する課題	55
4.2.1.	背景と問題	55
4.2.2.	現状の対策	55
4.2.3.	現状の問題点	56
4.2.4.	課題	56
4.2.5.	世界の動向	57
4.2.6.	制約事項	59
4.2.7.	目標	59
4.2.8.	効果	60
4.3.	雷気象に関する課題	61
4.3.1.	背景と問題	61
4.3.2.	現状の対策	61
4.3.3.	現状の問題点	62
4.3.4.	課題	62
4.3.5.	世界の動向	62
4.3.6.	制約事項	63
4.3.7.	目標	64
4.3.8.	効果	65
4.4.	対被雷に関する課題	66
4.4.1.	背景と問題点	66
4.4.2.	現状の対策	66
4.4.3.	現状の問題点	67
4.4.4.	課題	68
4.4.5.	世界の動向	70
4.4.6.	制約事項	70
4.4.7.	目標	70
4.4.8.	効果	70
4.5.	火山灰・氷晶気象に関する課題	72
4.5.1.	背景と問題点	72
4.5.2.	現状の対策	74
4.5.3.	現状の対策の問題点	74
4.5.4.	課題	76
4.5.5.	世界の動向	76
4.5.6.	制約事項	77
4.5.7.	目標	78
4.5.8.	効果	79

4.6.	エンジン着氷に関する課題	80
4.6.1.	背景と問題点	80
4.6.2.	現状の対策	81
4.6.3.	現状の対策の問題点	81
4.6.4.	課題	82
4.6.5.	世界の動向	82
4.6.6.	制約事項	83
4.6.7.	目標	83
4.6.8.	効果	83
4.7.	エンジン火山灰吸込みに関する課題	84
4.7.1.	背景と問題点	84
4.7.2.	現状の対策	85
4.7.3.	現状の対策の問題点	85
4.7.4.	課題	86
4.7.5.	世界の動向	87
4.7.6.	制約事項	88
4.7.7.	目標	88
4.7.8.	効果	88
4.8.	乱気流に関する課題	89
4.8.1.	背景と問題	89
4.8.2.	現状の対策	90
4.8.3.	現状の問題点	90
4.8.4.	課題	91
4.8.5.	世界の動向	92
4.8.6.	制約事項	92
4.8.7.	目標	93
4.8.8.	効果	93
5.	全体ビジョン	94
5.1.	目指す社会	94
5.2.	基本方針	94
5.2.1.	現状の認識	94
5.2.2.	研究開発の方針	95
5.2.3.	ステークホルダーのあり方	98
5.3.	全体ロードマップ	99
5.3.1.	TRL	99
5.3.2.	ロードマップ	100

5.4.	重点課題	101
5.4.1.	リスク評価	101
5.4.2.	重要な問題点の抽出	102
5.4.3.	重点課題	103
5.5.	目標	107
5.5.1.	目標設定の範囲	107
5.5.2.	目標設定の考え方	107
5.5.3.	短期的目標（～5年程度）	108
5.5.4.	中期的目標（5～10年程度）	108
5.5.5.	長期的目標（10～15年程度）	108
5.6.	機能実証を終えた技術	109
	おわりに	110
	参考文献	111

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ふ点でも重要である。

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恵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2016年10月に策定した。初版の作成から3年が経過したことから、最新の情報を盛り込むべく、2019年7月にビジョン改訂ワーキンググループを設置し検討を行ってきた。本 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 2017^{1.1)}によれば、2013 年～2017 年の 5 年間に発生した航空死亡事故の内、実に 29%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。

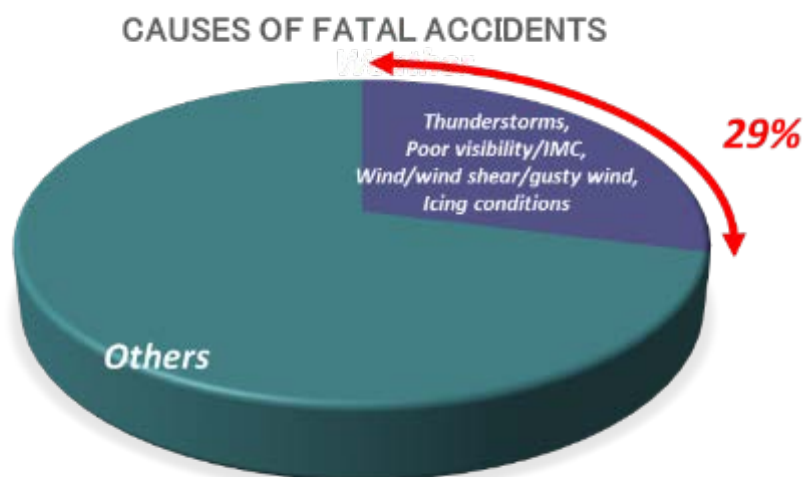


Fig. 1.1-1 事故要因の分析

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

中に悪天域に遭遇または予想された場合はその悪天域を回避する、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. 現在の状況と問題

1.2. 航空機運航に影響する代表的な気象

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 (Fig. 1.2-1) 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。

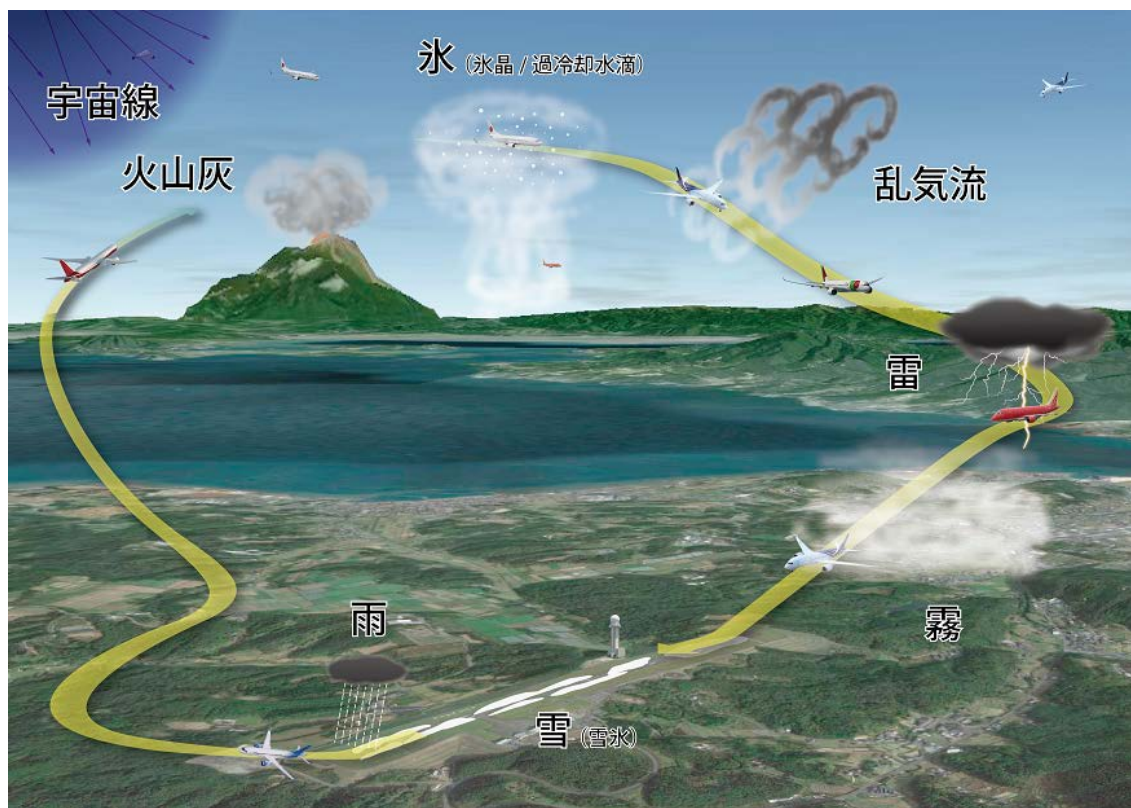


Fig. 1.2-1 航空機に影響を及ぼす気象のイメージ

(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

降雪現象は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。

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。

④ 氷晶

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）。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。

(2) 雷

航空機に装備されている気象レーダー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。

1. 現在の状況と問題

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（Fig. 1.2-2）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。



Fig. 1.2-2 翼端部への被雷

(3) 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。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。

(4) 乱気流

乱気流とは大気の大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。

① 晴天乱気流、山岳派

航空機に装備されている気象レーダー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ーでは検知することができない。

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。

② ウィンドシア

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。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。

③ ダウンバースト/マイクロバースト

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。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。

(5) 雨

通常、航空機の機体そのものは雨の影響は受けないが、ピトー管のようなセンサーに雨水が入り込むことでセンサーに影響を及ぼし、飛行そのものに結果として影響を及ぼす可能性がある。

(6) 霧

霧により視程距離が短くなり、離着陸に影響を及ぼす。

(7) 宇宙線

宇宙線は半導体に影響し、電子機器の誤作動を招き、運航に影響を与える可能性がある。

1. 現在の状況と問題

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。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 1.3-1 に示す。表において下記のように整理している。

① 気象分類

気象の種類を示す。ここでは、以下のように分類している。

氷（過冷却水含む）、雪、雷、雨（水を含む）、霧、乱気流、火山灰（砂塵を含む）、電磁波

② 発生箇所と気象現象

具体的な気象現象を示す。航空機でさまざまな箇所に影響する場合はその発生箇所を示す。

③ 機体等に発現する現象

実際に航空機に発生する現象を示す。

④ 発生可能性のあるハザード

どのようなハザード（インシデント/事故）や影響は発生する可能性があるのかを示す。

⑤ ハザード発生後の対応/措置

上記ハザードが発生した場合に、運航会社がどのように対応しているのかを示す。

⑥ 現状の事前回避策/低減策

上記ハザードを回避・低減するために、運航会社の事前の対応策を示す。

⑦ 技術面での要望

さらにハザードの影響を低減するために、運航会社として将来的にどのような技術を要望しているのかを示す。

Table 1.3-1 問題点リスト

番号	気象分類	発生箇所と気象現象	機体等に発現する事象 (運航者の気づき含む)	発生可能性のあるハザード (インシデント/事故) や影響	ハザード発生後の対応/措置	現状の事前回避策/低減策	技術面での要望
1	氷 (過冷却水)	ヒート管への氷晶吸い込み センサー部への着氷	速度/高度の誤計測/誤表示 エンジンセンサーの誤作動 自動操縦装置異常	APのディスプレイ エンジン能力異常	マニュアルでの操縦 ATB, Divert, 緊急着陸	対策なし ヒートヒートなど	氷晶の事前検知 着氷防止システム
2	氷 (過冷却水)	ヒート管への氷晶吸い込み センサー部への着氷	速度/高度の誤計測/誤表示 エンジンセンサーの誤作動 APのディスプレイ	失速/墜落	マニュアルでの操縦 ATB, Divert, 緊急着陸	対策なし ヒートヒートなど	氷晶の事前検知 着氷防止システム
3	氷 (過冷却水)	氷晶/氷塊の巻き上げ	エンジンファンブレード、着陸装置、 高揚力装置、胴体への氷晶/氷塊衝突 離陸中断	機体/エンジン損傷	機体整備 (修理)	欠航・遅延、融雪剤、凍結防止剤散 布、滑走路、誘導路の除雪	積雪状況、路面降雪・凍結状態の検 知・情報発信、迅速な防除雪氷
4	氷 (過冷却水)	氷晶/氷塊の巻き上げ	エンジンファンブレード、着陸装置、 高揚力装置、胴体への氷晶/氷塊衝突	機体/エンジン損傷 イレギュラー運航 (ATB/DIV等)	機体整備 (修理)	欠航・遅延、融雪剤、凍結防止剤散 布、滑走路、誘導路の除雪	積雪状況、路面降雪・凍結状態の検 知・情報発信、迅速な防除雪氷
5	氷 (過冷却水)	雹の衝突	機体損傷 (凹み、剥離発生等) 抗力増加	機体点検 機体構造修理・交換 (動翼等)	整備士の点検に基づく整備処置	雹の予測により機体の避難 集中荷重に強い構造材料の開発	
6	氷 (過冷却水)	エンジンへの氷晶/氷塊/過冷却 水滴吸い込み	エンジン内部で氷塊し剥離、燃焼室 での溶解、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、振動、エンジン後部 の発煙・発火/客室内臭気、エンジン 内部損傷	エンジン交換 エンジン内視鏡点検/交換 ATB, Divert, 緊急着陸	氷晶の発生する気象条件の回避 (787/777/737-800 GEエンジンに関 する仕組みの構築 しては、エンジン制御装置ソフト ウェアによるモニター) エンジン推力を上げて着氷の防止、 除去、防水装置の作動	氷が堆積し始めたならそれを即座に感知 する仕組みの構築	氷晶の発生する気象条件の事前検知 (WXRのような表示で乗員に知らせる)
7	氷 (過冷却水)	機体への着氷	ウインドシールドへの着氷	視界不良	状況によっては、ウインドシー ルドの修理	防水システム作動 防除水液散布	高性能防除水液開発、氷点下や雪が 降っても防除水不要な機体、機体から の熱源ではなく、太陽光、摩擦熱等を 活用した蓄熱性、自己発熱性による防 氷システムの開発 (防水システムの故 障による運航阻害の件数削減)
8	氷 (過冷却水)	機体への着氷 (地上)	着陸装置/翼下面/胴体等への着氷	機体性能、制御性の低下 離陸中断	機体からの熱源 (電気/エンジン抽気 等) を用いた防水システムの装備	機体からの熱源 (電気/エンジン抽気 等) を用いた防水システムの開発	機体への着氷を防ぐ技術の開発
9	氷 (過冷却水)	機体への着氷	着陸装置/翼下面/胴体等への着氷	機体性能、制御性の低下 イレギュラー運航 (ATB/DIV等)	機体からの熱源 (電気/エンジン抽気 等) を用いた防水システムの装備	機体からの熱源 (電気/エンジン抽気 等) を用いた防水システムの開発	機体への着氷を防ぐ技術の開発
10	氷 (過冷却水)	機体への着氷	着陸装置/翼下面/胴体等への着氷	水塊落下による地上への被害	無し (同報告事象)、ただし地 上 (建物、人等) への被害対 応、状況によっては自治体/メ ディア等への説明、飛行ルート の見直し要望が住民・自治体か ら出てくる可能性あり	落下物通達に従った対応を実施 洋上で早目に着陸装置を展開 機体からの熱源 (電気/エンジン抽気 等) を用いた防水システムの装備	機体への着氷を防ぐ技術の開発
11	氷 (過冷却水)	機体への着氷	翼面着氷による揚力低下/抗力増加 動翼着氷による作動不良	墜落	なし	防除水装置作動、着氷空域からの回 避、進入速度の増速、防除水液塗布	効果(Hold Over Time)の高い防除水液

1. 現在の状況と問題

Table1.3-1 問題点リスト (続き)

番号	気象分類	発生箇所と気象現象	機体等に発現する事象 (運航者の気づき含む)	発生可能性のあるハザード (インシデント/事故) や影響	ハザード発生後の対応/措置	現状の事前回避策/低減策	技術面での要望
12	雪	滑走路/誘導路の積雪米	制動力低下 横滑り/方向制御能力の低下	滑走路逸脱/スタック 着陸装置の損傷 空港施設の破損 乗客の怪我	滑走路/誘導路閉鎖 航空機の牽引/機体点検・修理 空港施設の修理 負傷乗客の搬送	欠航・遅延・ダイバージョン 滑走路/誘導路の除雪 横風制限 進入復行	積雪の防止システム 除雪能力の増強 積雪状態のReal Timeな観測・提供
13	雪	滑走路/誘導路の積雪米	離着陸不可	欠航・遅延 イレギュラー運航 (ATB/DIV等)	なし	滑走路/誘導路の除雪	積雪の防止システム 除雪能力の増強
14	雪	滑走路上の降雪	視界不良	滑走路逸脱	滑走路閉鎖 機体の牽引	離着陸禁止 進入復行	なし
15	雷	機体への被雷	装備品故障 装備品作動障害	装備品の機能喪失/性能低下 機体運用停止	装備品交換・修理	雲の回避運航	装備品の被雷センサー 被雷予測 運雷システムの開発
16	雷	機体への被雷	機体構造の損傷 (欠損・融解等)	欠航/遅延	対策なし	雲の回避運航	被雷損傷しない構造材料 被雷後の検査/修理先送りの拡充 新技術検査(支店での対応を想定) 予測システム
17	雷	機体への被雷	機体構造の損傷 (欠損・融解等)	墜落	なし	雲の回避運航	被雷損傷しない構造材料 被雷後の検査/修理先送りの拡充 新技術検査(支店での対応を想定) 予測システム
18	雷	機体への被雷	機体構造の損傷 (欠損・融解等)	部品/構造物の落下	運航停止、構造修理	雲の回避運航	被雷損傷しない構造材料 被雷を避ける航路への誘導
19	雷	エンジン流入空気の混れ	エンジン内部損傷 エンジン振動 客室内異臭 エンジン後部の発煙・発火	エンジン損傷 エンジン推力低下/停止	エンジン内視鏡点検/交換	雷雲の存在し得る空域の飛行禁止	気象レーダーによる検知、回避
20	雨 (水)	ピトー、静圧管への雨水浸入 (地上)	ピトー、静圧管の閉塞、速度/高度/昇 降率表示の誤り、高度/速度情報を使 用しているシステムの不動作/誤作動	離陸中断	なし	対策なし	気象影響を受けにくいPitot Probe、 Static Portの開発
21	雨 (水)	ピトー、静圧管への雨水浸入	ピトー、静圧管の閉塞、速度/高度/昇 降率表示の誤り、高度/速度情報を使 用しているシステムの不動作/誤作動	自動操縦装置異常/不動作 イレギュラー運航 (ATB/DIV等)	Air Dataシステム整備 マニュアルでの操縦	対策なし	気象影響を受けにくいPitot Probe、 Static Portの開発
22	雨 (水)	ピトー、静圧管への雨水浸入	ピトー、静圧管の閉塞、速度/高度/昇 降率表示の誤り、自動操縦装置異常/ 不動作、高度/速度情報を使用してい るシステムの不動作/誤作動	墜落	なし	対策なし	気象影響を受けにくいPitot Probe、 Static Portの開発
23	霧	霧への遭遇 (地上)	視程不良 (外部モニター不十分)	離陸不可	なし	遅延・欠航	地上でのナビゲーション・自動走行シ ステム開発
24	霧	霧への遭遇	視程不良	イレギュラー運航 (ATB/DIV等) 進入・着陸復行	Divert	遅延・欠航 カタゴリー運航	安価な高カタゴリー運航施設 機体装置のみによる高カタゴリー化

Table1.3-1 問題点リスト (続き)

番号	気象分類	発生箇所と気象現象	機体等に発現する事象 (運航者の気づき含む)	発生可能性のあるハザード (インシデント/事故) や影響	ハザード発生後の対応/措置	現状の事前回避策/低減策	技術面での要望
25	乱気流 (風)	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)	機体内部損傷、サージ/ブレード、客室内異臭、エンジン後部の発煙・発火	乗員・乗客の負傷	機体修理 機体構造検査	乱気流を回避する飛行計画 気象レーダーによる検知、回避 気象予報図の活用、地上からリアルタイムの気象情報の提供	乱気流の事前検知とパイロットへの警報 気流の乱れの視覚化
26	乱気流 (風)	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)	機体制御性低下 過大な加速度/荷重の発生	運用限界超過	機体修理 機体構造検査	予測に基づく回避 (計画・飛行中) 飛行計画変更 気象レーダーによる探知	揺れの予測とパイロットへの警報 予測システム 可視化システム 高性能(遠距離)感知システム
27	乱気流 (風)	低層ウィンドシア遭遇	揚力低下 速度超過	Hard Landing 機体損傷	機体損傷部の点検・修理	ウィンドシア警報に従って回避操 作、離着陸の中止 PWS	乱気流の事前検知とパイロットへの警報、空港およびその周辺での3次元での風向風速がReal Timeな機上に提供可能なシステム、気流の乱れの視覚化、高性能(遠距離)感知システム
28	乱気流 (風)	エンジン流入空気の乱れ	エンジン内部損傷、サージ/ブレード、客室内異臭、エンジン後部の発煙・発火	エンジン損傷	エンジン内視鏡点検/交換	乱気流の存在し得る空域の飛行禁止 気象レーダーによる探知 飛行計画の変更	気象レーダーによる検知、回避 乱気流予測とパイロットへの警報
29	火山灰 (砂塵)	エンジン/APU内部への吸込み、溶着、冷却空気孔の詰まり 火山灰のピトー管、静圧管への侵入	火山灰のエンジン内付着によるブレードの腐食、流入気流の乱れ、振動、エンジン後部の発煙・発火、客室内異臭、エンジンブレードのエロージョン、サージ/ブレードアウト	エンジン/APU損傷 エンジン推力低下/停止 イレギュラー運航 (ATB/DIV等)	エンジン/APU点検・分解整備 エンジン/APU交換	火山灰飛散領域の回避	正確な火山灰飛散予測のタイムリーな入手 機体側で火山灰を検出できるシステムの開発
30	火山灰 (砂塵)	エンジン/APU内部への吸込み、溶着、冷却空気孔の詰まり 火山灰のピトー管、静圧管への侵入	火山灰のエンジン内付着によるブレードの腐食、流入気流の乱れ、振動、推力低下/停止、エンジン後部の発煙・発火、客室内異臭、エンジンブレードのエロージョン	墜落	なし	火山灰飛散領域の回避	正確な火山灰飛散予測のタイムリーな入手 機体側で火山灰を検出できるシステムの開発
31	火山灰 (砂塵)	機体への火山灰衝突	静電気の発生	機器の誤作動 通信障害	機体点検	火山灰モニタによる火山灰回避	降灰予報・現状データ共有を組み合わせた火山灰の飛散状況を的確にモニター・予測
32	火山灰 (砂塵)	機体への火山灰衝突	火山灰のワイインドシールド衝突 機体への衝突/エロージョン	ワイインドシールド損傷による視程悪化 機体損傷 (腐食含む)	主翼/尾翼前縁、ワイインドシールド等の修理交換 機体修理	火山灰飛散領域の回避	正確な火山灰飛散予測のタイムリーな入手 機体側で火山灰を検出できるシステムの開発
33	電磁波	宇宙線	粒子衝突によるメモリー内ビット反転、冗長性の低下	装備品の誤作動、不動作 イレギュラー運航 (ATB/DIV等)	装備品交換、修理	エラー訂正ロジックによる回復	ビット反転防止技術の開発、該当する粒子が集中するエリア・強力なエリアを避けて飛行

1. 現在の状況と問題

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。滑走路上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 1.4-1 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 1.4-1 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. 1.4-1）。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という比較的低空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。

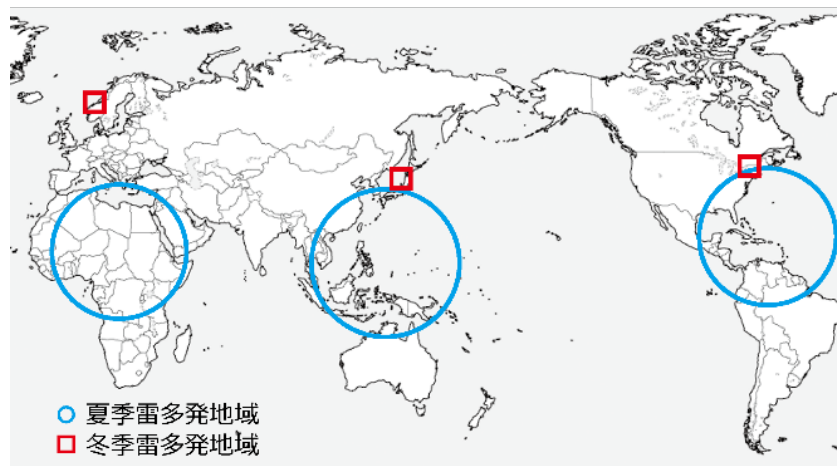


Fig. 1.4-1 雷の発生地域

(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、機体の着氷センサーで Ice crystal の状態を捉えることは難しく、気象レーダー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) センサー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. 1.4-2)。



Fig. 1.4-2 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. 1.4-3 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 1.4-2 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。

1. 現在の状況と問題

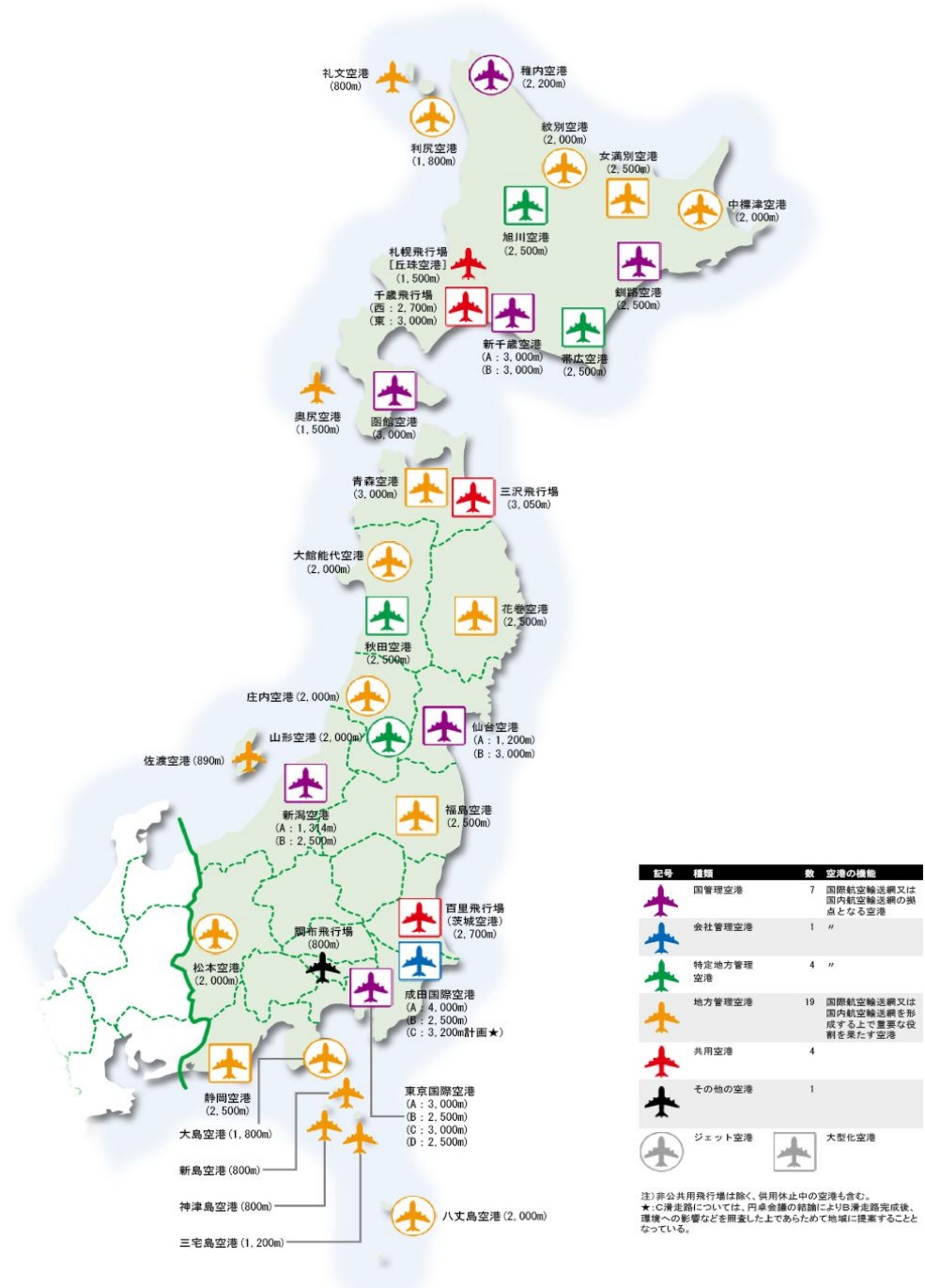


Fig. 1.4-3 東京航空局管内空港分布图 1.3)

Table 1.4-2 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

1. 現在の状況と問題

1.5. 気象情報と運航

運航会社において運航計画および運航中に気象情報をどのように利用しているかについて概要を示す。

1.5.1. 運航計画への気象情報利用

航空機の運航管理と気象には、密接な関わりがある。運航管理の業務は大きく二つに分けられ、まず一つは、フライト前に便毎のスケジュールに関わる時間帯の気象状態および予報を踏まえて、飛行ルートおよび巡航高度の選定や予備燃料の搭載量を決定する「飛行計画の作成」である。もう一つは、航空機の運航状況をモニターしながら、最新の気象情報などを必要に応じて地上から伝達しながら支援する「飛行監視」である。ここでは、各航空会社に所属する運航管理者が「飛行計画の作成」時に、気象のどのような点に着目しているかを示す。

飛行計画の作成においては、空港周辺や飛行経路の気象状態を把握することが重要であり、単に目的地空港の天気が晴れか雨かということだけでなく、風向と風速がどうなのか、そして使用滑走路がどの向きのものなのか、さらには空港周辺の雨雲や雪雲の存在状況や動き、霧の発生可能性などが重要になる。離着陸にどのような影響があるのか、航路や空港における混雑、飛行中における悪天回避に伴う迂回や高度変更、目的地空港の視界不良などによる他空港への目的地変更（いわゆるダイバート）など、あらゆるリスクの発生を予測したうえで、飛行計画の搭載燃料に反映することが運航管理者に求められる。さらに、安全運航という観点でいえば、飛行の Critical Phase、つまり離着陸時の気象状況をいかに正確に把握・予測できるのかが重要となる。特に空港周辺における強風・雷雨・低層乱気流などは、安全運航を阻害する要因となるため、運航管理者は各空港の飛行場予報（TAF）や様々な気象資料・実況データなどの最新の気象状況と予報を詳細に分析し、空間的・時間的にスケールをより小さく絞り込んだうえで、飛行の全フェーズにおいて安全運航が実施できるようにしている。

飛行場予報（TAF）：電文形式

RJCC 050006 35020KT 9999 FEW015 BKN030

TEMPO 0500/0506 35025G35KT

BECMG 0515/0518 35010KT

RJCC AERODROME SEQUENTIAL FORECAST Part1

ISSUED TIME 2305UTC 04 OCT 2019
NEW CHITOSE AVIATION WEATHER STATION

UTC	~01	~02	~03	~04	~05	~06	~07	~08	~09	~10	~11	~12
Wind	Cross	▽ ₁	▽ ₁	▽ ₁	▽ ₁	▽ ₁	▽ ₃	▽ ₃	▽ ₃	▽ ₀	▽ ₀	▽ ₀
	DIR/Speed(kt)	350/20	350/20	350/20	350/20	350/20	340/17	340/16	340/15	350/11	350/11	350/11
	Gust(kt)											
Tempo	Cross	▽ ₁	▽ ₁	▽ ₁	▽ ₁	▽ ₁						
	DIR/Speed(kt)	350/25	350/25	350/25	350/25	350/25						
	Gust(kt)	35	35	35	35	35						
Visibility(m)	9999	9999	9999	9999	9999	9999	9999	9999	9999	9999	9999	9999
Ceiling(ft)	Tempo											
		2500	3000	3000	3000	3000	3000	3000	3000	3000	3000	3000
Weather	Tempo											
								-SHRA	-SHRA	-SHRA	-SHRA	-SHRA
TS probability		D			D			D			D	

Fig. 1.5-1 飛行場予報 (TAF) : 図形式の時系列予報
(日本の気象庁による国内限定の情報)

【運航に影響を及ぼす気象現象】

運航に際して利用する気象情報は、原則としてそれぞれの国の気象機関もしくは承認された組織によるものとされる。Critical Phase において運航に影響を及ぼす気象現象は以下の通りである。また、それぞれの悪天現象に遭遇することが予想される場合の対応(会社規定)と、事前予測のために有効な気象資料についても挙げる。(規定の表現については、各社ごとに多少の差異がある。)

(1) 雷雨

離着陸時において、強度の雷雨が存在することが予報されており、かつこれを避けることができないと判断される場合は、離着陸を行わない。

《活用する気象情報》ドップラーレーダー、ドップラーライダー、マイクロバーストアラート

《運航への影響》上空待機、ゴーアラウンド(着陸のやり直し)、ダイバート(目的地変更)

1. 現在の状況と問題

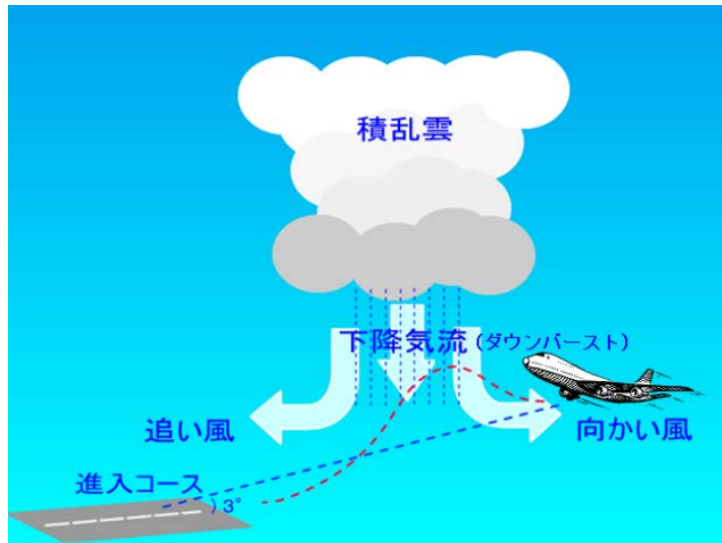


Fig. 1.5-2 雷雨と下降気流
(気象庁ホームページより引用)

(2) ウィンドシア

離着陸中にシビアウィンドシアに遭遇することが予想される場合には、離着陸を行わない。

《活用する気象情報》 飛行場実況情報、ウィンドシアアラート、マイクロバーストアラート、ALWIN、

《運航への影響》 上空待機、ゴーアラウンド（着陸のやり直し）、ダイバート（目的地変更）

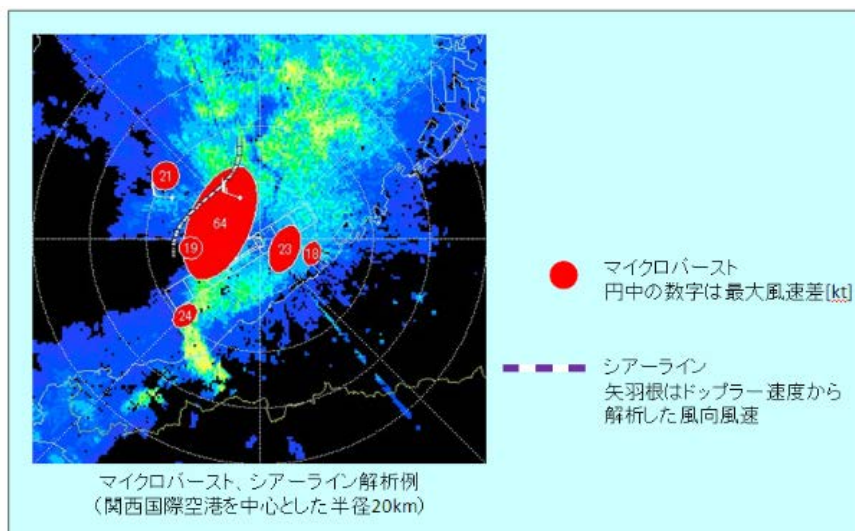


Fig. 1.5-3 ドップラーレーダーによるマイクロバースト表示例
(気象庁ホームページより引用)

(3) 着氷

強度の着氷によって運航の安全に影響を及ぼすと判断される場合には、離着陸および飛行を実施しない。

《活用する気象情報》 ドップラーレーダー、METAR/SPECI、滑走路の摩擦係数に関する情報

《運航への影響》 機体防除氷作業による遅れ、駐機場への引き返し

(4) タービュランス

シビアタービュランスの存在が予想される空域は極力避けるように配慮する。

《活用する気象情報》 国内悪天解析図 (ABJP)・国内悪天予想図 (FBJP)、国際悪天予想図、SIGMET (シグメット情報)、気象衛星画像、PIREP (操縦士報告) など

《運航への影響》 飛行経路の選定、飛行経路の変更、飛行高度の変更

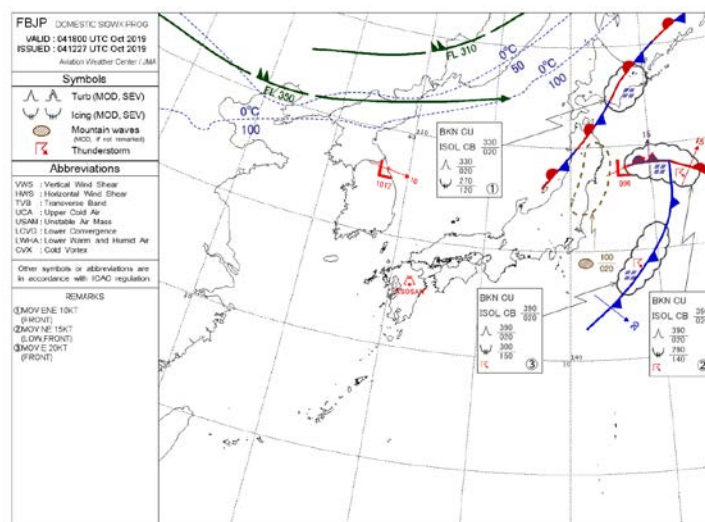


Fig. 1.5-4 国内悪天予想図 FBJP
(気象庁ホームページより引用)

(5) 熱帯低気圧や台風

関連する空港において、台風の進路や勢力を踏まえて離着陸が可能かどうかを検討する。また、飛行経路の選定にも留意する。

《活用する気象情報》 気象衛星画像、気象レーダー、TAF・METAR、各種数値予報

(6) 火山活動

運航（機体）に影響を及ぼすと考えられるような火山噴出物の存在する空域を避ける。

《活用する情報》 火山灰実況情報、VA 電文、拡散予想図、降灰予想図

1. 現在の状況と問題

これらの悪天現象を避けるために、飛行計画作成に際し運航管理者は、上述のみならず多種多様な気象情報や気象資料を活用する。近年の気象庁および海外気象機関による数値予報精度の向上により、悪天をもたらす可能性については高い確率で事前に把握することができるようになってきている。しかしながら、運航において航空気象に求められるのは、究極的には個々の便が離着陸するタイミングでは空港周辺に限定される局地予報であり、また飛行中においては航空機の周辺における狭い範囲・短い時間の予報である。この観点からいえば、さらなる予報精度の向上が求められる。

【気象情報の運用について】

気象情報の運用について示す。国際民間航空機関 ICAO の規定には、「気象情報を提供する義務は国家にあるが、提供された気象情報の運用の責任は Operator にある」とされている。ここでいう「Operator」とは、「航空会社」に該当し、具体的にはパイロットおよび運航管理者ということになる。日本航空の社内規定には、運航管理に際して気象状態を判断する場合、パイロットおよび運航管理者は、最新の気象状態全体を検討し、総合判断を下した上で最も合理的な結論を得ること、とされている。すなわち言い換えれば、運航の安全を最優先した上で、現況の推移や各種予報の傾向を吟味し、さらに空港の地形および気象特性をも加味して、運航全体における最適な方針決定を行うことが求められる。気象の予報・実況の情報に、経験則と知見を加えて、ひとつひとつの飛行シナリオを予測することが最も重要である。

1.5.2. 運航中の気象情報利用

(1) 離陸前

離陸最低気象条件を満たすか否か、決められた離陸最大横風値を超えているか否かなどを確認するため、METAR あるいは管制機関からの通報により風向・風速・雲底・滑走路視距離などを入手する。

また、離陸性能に影響するため、風向・風速に加え、気温、気圧(QNH)を基に、使用する離陸フラップ、離陸推力、滑走路長、滑走路状況(乾いている、濡れている、雪に覆われている)で安全に離陸できるか否かを判断する。降雪が続いている場合は、積雪により滑走路状態が刻々と変わる可能性があり、それは飛行機の停止性能(滑走路との摩擦係数の減少)、加速性能(積雪による抵抗の増加)に影響を及ぼす。最新の降雪状況、滑走路状態(積雪深や摩擦係数)を METAR や SNOWTAM により入手し、安全を確保するための適切な判断をすることがパイロットには求められる。

ドップラーレーダー、ドップラーライダーあるいはパイロットレポートの情報に基づき通報があった場合、また、雷雨の発生がある場合など、ローレベルウィンドシアを避けるべく、パイロットは離陸を見合わせるなどの対応をとる。

降雪時、翼、胴体への着氷は離陸性能に大きな悪影響を与える。防除雪氷液を機体に塗布するが、それが有効な時間は限られている。気温や降雪強度や種類(雪、みぞれ、凍雨、雪あられなど)によって影響されるため、パイロットはそれら気象に関する情報を把握する必要がある。降雪強度は視程や気温を基にあらかじめ設定された換算表で判断する。

(2) 離陸後

飛行中は航空機レーダーを用いて表示画面に映し出されたエコーの強度により積乱雲の発生状況を監視し、それによる乱気流、雷雨や落雷、氷晶などを避けるべく、管制に許可を得た上で飛行経路の変更などの措置をする。

飛行計画時に予想していた揺れる箇所あるいは新たに予想された揺れる箇所に近づいたら高度変更や減速により揺れを避ける措置を取るが、交通量により管制から許可が得られない場合キャビンサインの点灯あるいはアナウンスを実施し、乗客および客室乗務員にシートベルト着用の指示をする。また、揺れについて管制および会社に位置・強度などを通報する。

地上運航従事者は、他機から得た乱気流発生の位置や強度、変化する気象状況から生じる影響などを、飛行機に対して ACARS(地对空データ通信)などによりパイロットに伝達する。また、火山の噴火など不測の事態に関する状況に関しても同様に提供する。また、目的地空港における気象状況に関し、機長の資格に応じた着陸の最低気象条件を満たすかを METAR や TAF、航空天気図などを用いて監視する。必要に応じてパイロットと情報を共有し、状況によって目的地上空での待機、代替空港へのダイバートなどについて会社無線局などを通してパイロットと協議する。ETOPS 運航(双発機による長距離進出運航)においては、途

1. 現在の状況と問題

中経路における代替空港の気象条件を満たすことをパイロットとともに継続的に相互確認する。

巡航中、地上から ACARS を経由して経路上の新たな予想風が提供された場合、その予想風をフライトマネジメントシステムに取り入れ、より燃料消費が少なくなるように高度の変更（ステップクライムポイントの変更を含む）を行う。一部の路線では、最新の風の情報に基づき新たに設定した飛行経路の方が燃料の節減になる場合は、パイロットと運航管理者が協議し、管制の承認を得た上で経路を変更する。

(3) 進入開始後

進入開始に先立ち、ATIS や地上運航従事者からの気象状況情報などに基づき進入の開始可否、時期などをパイロットは判断する。進入開始後、特定の地点（Approach Ban）において管制機関から受領している気象状況（雲底、視程）に基づき、着陸最低気象条件を満たしていることを確認し進入を継続する。さらにパイロットはその後の進入継続後も滑走路および進入方式ごとに定められた最低降下高度/決心高度などの時点において、目視物標の視認可否や着陸に適切な降下率であるか否かにより着陸実施を判断する。

横風を含む着陸時の風の制限に関しては、着陸許可取得時に管制から通報された風の情報、さらにはその後の高度（会社で定めた高度など）で制限値以内に入っていることを確認し進入を継続する。制限値を超えている場合は進入復行を行う。

着陸する滑走路に対し、その長さの範囲で停止できるかの着陸性能を確認する必要がある。滑走路長や使用着陸フラップを基に、その時の風向・風速、滑走路状態（乾いているか、濡れているか、雪に覆われているかなど）を METAR や SNOWTAM から入手し、着陸性能表あるいは性能計算電子ツールにより確認する。METAR や SNOWTAM は、ATIS や ACARS から情報を得る。地上運航従事者は、着陸滑走路の気象状態や滑走路状態を常にモニターしパイロットに適宜伝達する。離陸時と同様、降雪時は滑走路状態が変化し、飛行機の停止性能に影響を与えるため、最新の降雪状況、滑走路状態の把握およびそれに基づく適切な判断（着陸の続行、ダンバートなど）をする必要がある。

進入、着陸時においてもローレベルウィンドシアの遭遇には留意する必要がある。気象状況から予測する、ドップラーレーダー、ドップラーライダーやパイロットレポートによる情報を管制や地上運航従事者から収集するなどに努める。遭遇を避けるため、進入の中止や滑走路の変更、ダイバートなどをパイロットは考慮する。また、ウィンドシアにかかわる情報を収集しておくことは遭遇時の対応（リカバリ操作）を確実かつ適切に行う上でも重要である。地上運航従事者もパイロットと同様に情報を収集するとともに、それらを適切な時期に会社無線局や ACARS を用いて伝達する。PWS (Predictive Windshear) を装備した飛行機では、条件は限られるものの機体前方にウィンドシアがある場合に、遭遇する前にアラートを発生させることができるため有用である。なお、飛行機が実際にウィンドシアに遭遇した場合は、対地接近警報装置(GPWS)の検知機能により警報が発せられ、パイロットは定められ

たりカバリー操作を行う。

(4) 機上装置

PWS (Predictive Windshear) を装備した飛行機では、条件は限られるものの機体前方にウィンドシアがある場合に、遭遇する前にアラートを発生させることができるため有用である。なお、飛行機が実際にウィンドシアに遭遇した場合は、対地接近警報装置 (GPWS) の検知機能により警報が発せられ、パイロットは定められたりカバリー操作を行う。

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、考慮しなければいけないステークホルダーや基準、規定について記載する。

2.1. ステークホルダー

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. 2.1-1 に、その役割を Table 2.1-1 に示す。

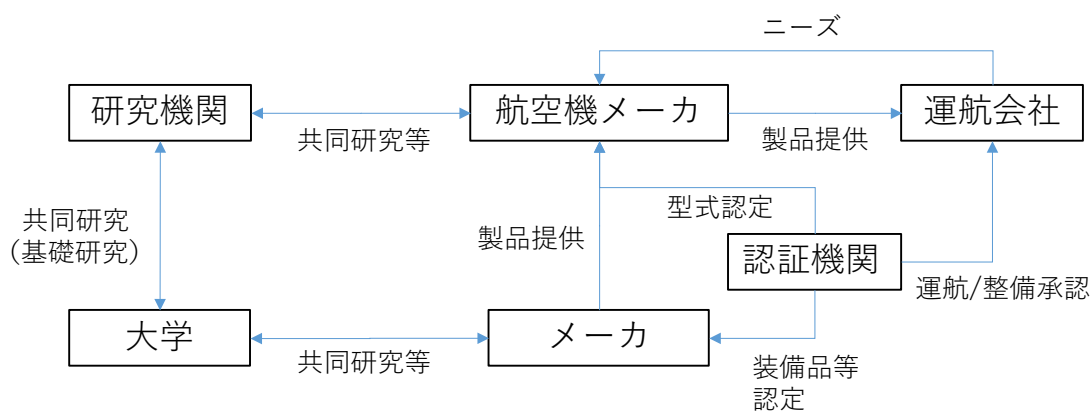


Fig. 2.1-1 ステークホルダーの関係

Table 2.1-1 ステークホルダーとその役割

ステークホルダー	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 2.2-1 に記載する。

Table 2.2-1 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. 問題の解決に向けて考慮すべき事項

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 Fig. 2.3-1 及び Fig. 2.3-2 に示す。

国内

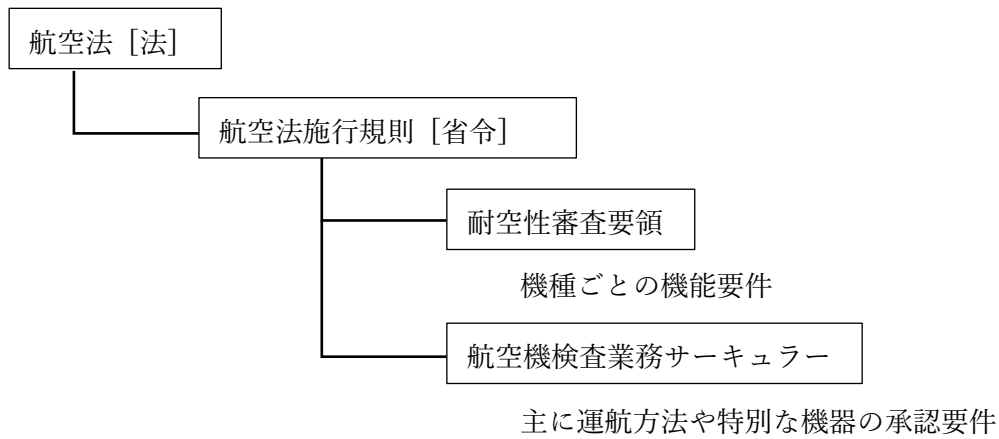


Fig. 2.3-1 国内の基準/規定の関係とその概要

米国

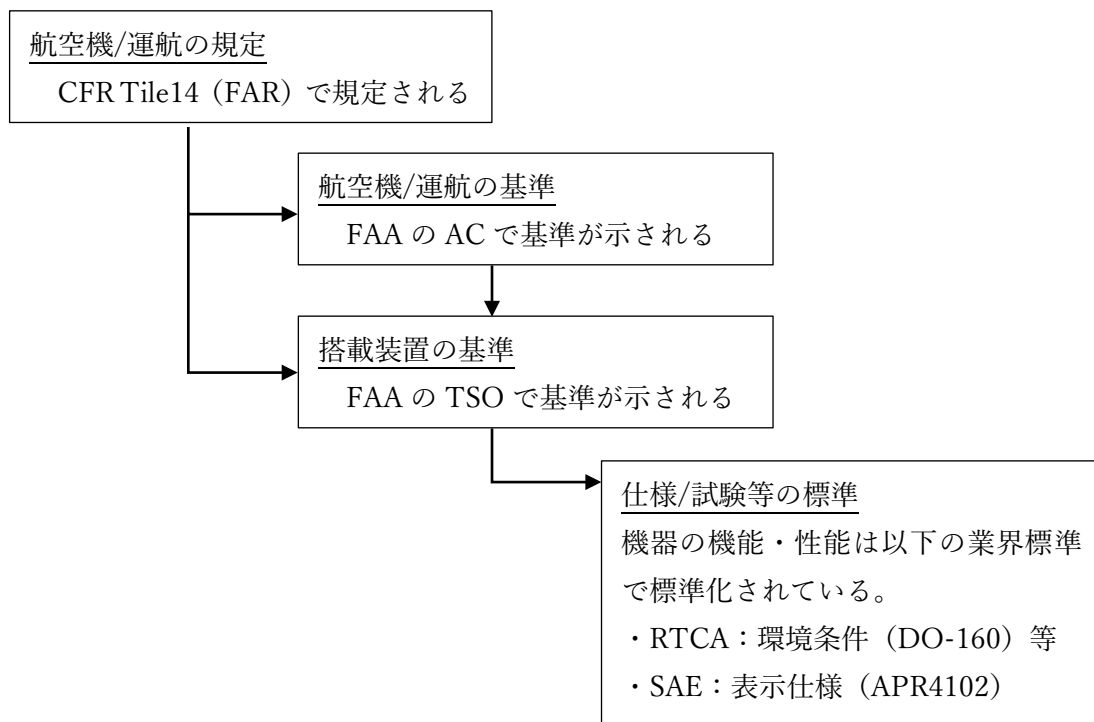


Fig. 2.3-2 米国の基準/規定の関係とその概要

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-E-18927E	Environmental Control Systems, Aircraft, General Requirements For
MIL-P-5518D	Pneumatic Systems Aircraft, Design, and Installation, General Specification for
MIL-P-8564D	Pneumatic System Components, Aeronautical, General Specification for
MIL-E-5007D	Engines, Aircraft, Turbojet and Turbofan, General Specification for
MIL-T-5842B	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
FAA Report DOT/FAA/	Aircraft Icing Handbook

2. 問題の解決に向けて考慮すべき事項

CT-88/8-1	
SAE Reports	
SAE AIR1168/4B	SAE Aerospace Applied Thermodynamics Manual Ice, Rain, Fog, and Frost Protection
SAE AIR4367A	Aircraft Inflight Ice Detectors and Icing Rate Measuring Instruments
SAE ARP1796B	Engine Bleed Air Systems for Aircraft
SAE AS18607A	Thermal Anti-Icing Equipment, Wing and Empennage
SAE AS5498A	Minimum Operational Performance Specification for Inflight Icing Detection Systems
SAE AS6625A	Spray Equipment, Aircraft Windshield Anti-Icing
SAE AS8181A	Detector, Ice, Air Intake Duct, Aircraft Engines and Airframe Systems, General Specification for
SAE AS8804A	Deicing System, Pneumatic boot, Aircraft, General Specification for

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 -30D	Airport Field Condition Assessments and Winter Operations Safety
AC 91-79A	Mitigating the Risks of a Runway Overrun Upon Landing

関連規格

Specifications	
SAE AMS 1435D	Liquid Runway Deicing/Anti-Icing Product
SAE AMS 1431E	Solid Runway Deicing/Anti-Icing Product
SAE AMS1448B	Sand, Airport Snow and Ice Control
SAE AS6065	Snowmelter
SAE Reports	
SAE ARP5533A	Stationary Runway Weather Information System (In-Pavement)
SAE ARP5548	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 ARP6059	Solid De-Icing/Anti-Icing Material Spreader for Airport Application
SAE ARP5623	Mobile Digital Infrared Pavement Surface, Ambient and Dew Point Temperature Sensor System
SAE ARP5564	Airport Runway Brooms
SAE ARP5559	Runway Liquid Anti-icing/Deicing Spreaders

2. 問題の解決に向けて考慮すべき事項

SAE ARP5943	Snowplows and Hitches
SAE ARP5539	Rotary Plow With Carrier Vehicle
SAE ARP5533A	Stationary Runway Weather Information System (In-Pavement)

2.3.3. 雷関連

耐空性基準

CFR14 (FAR)	
25.954	Fuel system lightning protection
25.981	Fuel tank explosion prevention
25.1700	Electrical Wiring Interconnection Systems (EWIS)
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 25.981-1D	Fuel Tank Ignition Source Prevention Guidelines
AC 25.981-2A	Fuel Tank Flammability
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 Zone
SAE ARP5416A	Aircraft Lightning Test Methods
SAE ARP5577	Aircraft Lightning Direct Effects Certification
SAE AS4373E	Test Methods for Insulated Electric Wire

2. 問題の解決に向けて考慮すべき事項

SAE AS50881G	Wiring Aerospace Vehicle
SAE AS70991C	Terminals: Lug and Splice, Crimp Style, Aluminum, for Aluminum Aircraft Wire (NONCURRENT Oct 2006)
SAE AS7928C	Terminals; Lug; Splices, Conductor; Crimp Style, Copper, General Specification for
SAE AS81824E	Splices, Electric, Crimp, Copper, Environment Resistant FSC 5940
SAE ARP5369B	Guideline for Wire Identification Marking Using the Hot Stamp Process
SAE ARP4404C	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. エンジン着氷関連

耐空性基準

CFR14 (FAR)	
33.68	Induction system icing
Appendix C to CFR14 (FAR) 25	
Atmospheric Icing Conditions	
Airframe Ice Accretions for Showing Compliance with Subpart B	

ガイドライン

Policy Statement	
Advisor Circular	
AC23.1419-2D	Certification of Part 23 Airplanes for Flight in Icing Conditions
AC 20-147A	Turbojet, Turboprop, Turboshaft, and Turbofan Engine Induction System Icing and Ice Ingestion

関連規格

Specifications	
ARP1401B	Aircraft Fuel System and Component Icing Test
ARP5905	Calibration and Acceptance of Icing Wind Tunnels
SAE Reports	

2. 問題の解決に向けて考慮すべき事項

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

2.3.6. 乱気流関連

耐空性基準

CFR14 (FAR)	
25.1301	Function and installation
25.1309	Equipment, system, and installations
25.1329	Flight guidance system
25.341	Gust and turbulence loads
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

2. 問題の解決に向けて考慮すべき事項

AC 120-50A	Guidance for Operational Approval of Windshear Training Programs
AC 120-88A	Preventing Injures Caused By Turbulence
AC 20-151C	Airworthiness Approval of Traffic Alert and Collision Avoidance Systems (TCASII), Version 7.0 & 7.1 and Associated Modes S Transponders
AC 25-1329-1C	Approval of Flight Guidance Systems, Including Change 1
AC 120-28D	Criteria for approval of Category III Weather Minima for Approach
AC 20-182A	Airworthiness Approval for Aircraft Weather Rader Systems
AC90-23G	Aircraft Wake Turbulence

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	Minimum Operational Performance Standards (MOPS) For Airborne Weather Radar Systems
SAE Reports	
SAE ARP 4102/7	Electric Displays
SAE ARP 4102/8A	Flight Deck Head-Up Displays
SAE ARP 4102/9A	Flight Management System (FMS)
SAE ARP 4155A	Human Interface Design Methodology for Integrated Display Symbology
SAE ARP 5288	Transport Category Airplane Head Up Display (HUD) System
SAE ARP 4102/11C	Airborne Windshear Systems

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) 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. 3.1-1)、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。

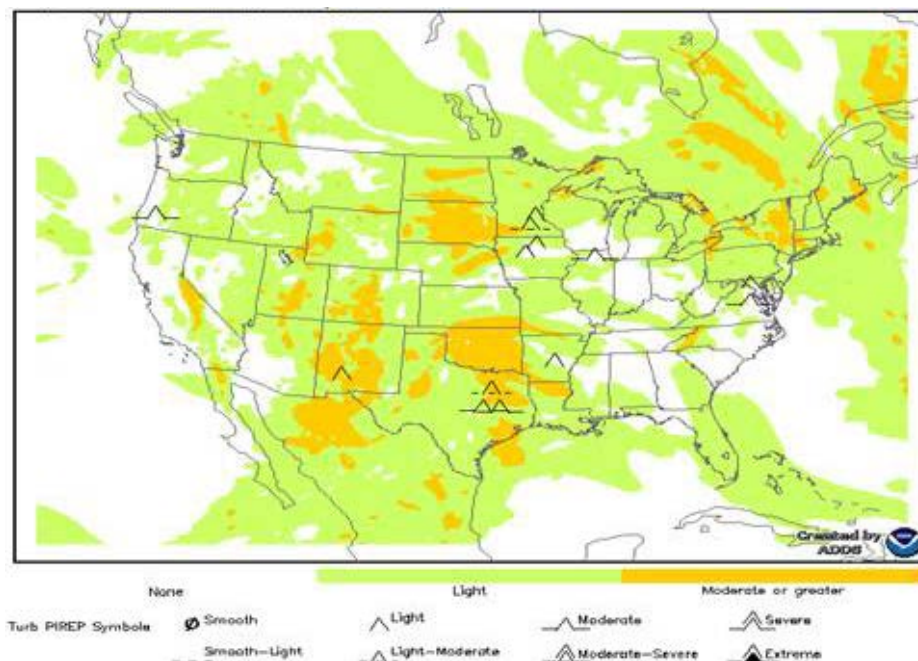


Fig. 3.1-1 米国での乱流発生（場所・強度）予測ツールの例^{3.1)}

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きた。Fig. 3.1-2 に

3. 研究開発の動向

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きている状況がわかる。続く Horizon2020 においても数多くの研究課題が実施中である。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産学官での連携で進めている。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中であり、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。具体的には下記のような Horizon 2020 プログラムが挙げられる。

FUTURE SKY SAFETY (<https://futuresky-safety.eu/>)

→滑走路事故低減、火災・噴煙リスク低減などの技術開発

MUSIC-haic (<http://www.music-haic.eu/>)

→航空機の設計・認証で使用可能なアイシングに関する数値解析技術の構築

EUNADICS-AV (<http://www.eunadics.eu/>)

→火山灰、噴煙などのデータ解析、検知・警報システムなどの開発

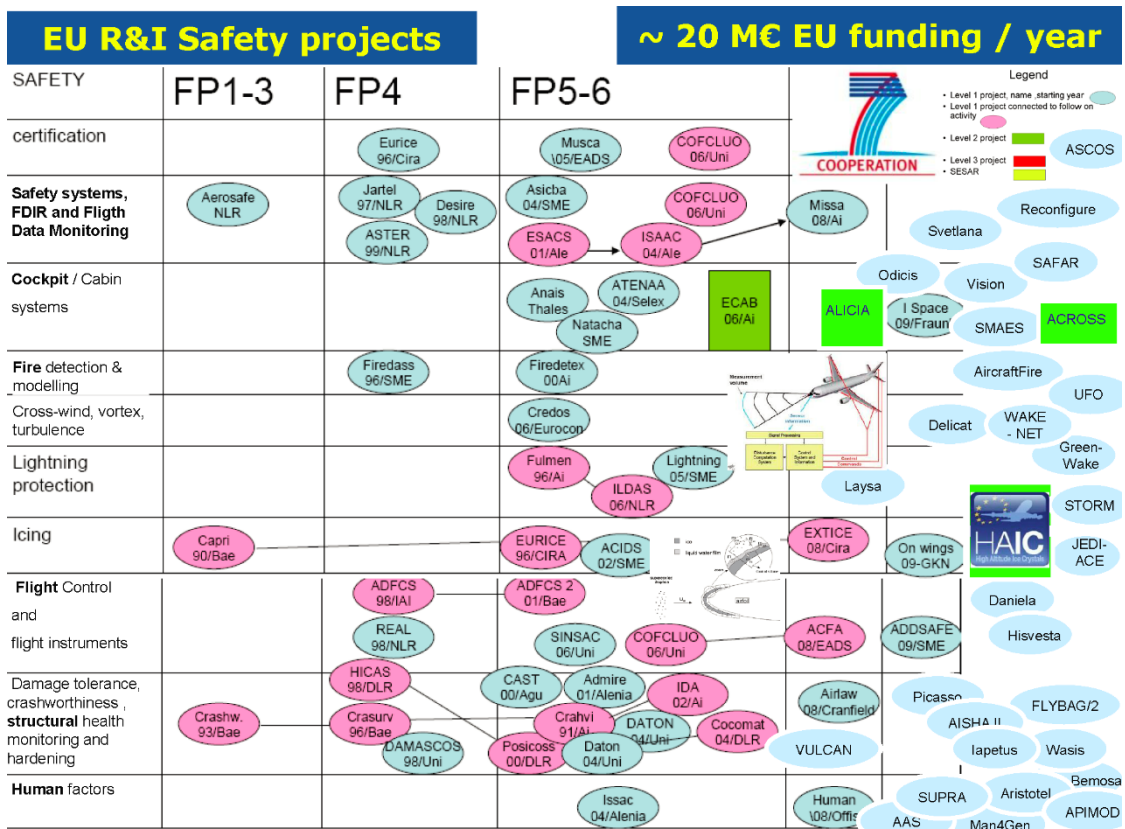


Fig. 3.1-2 欧州での航空安全に関する研究開発プログラムの流れ 3.2)

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。

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。

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」を開始した。本プログラムは大きく、気象に関する気象影響防御技術(Weather-Eye)と、ヒューマンファクタに関する脅威予知防御技術から構成されていた。

2018年からは、気象影響防御技術に特化したプログラム「気象影響防御技術の研究開発」を開始している。本プログラムは下記の5課題から構成されている (Fig. 3.2-1)。

- (1) 滑走路雪氷検知技術：滑走路の雪氷状態をリアルタイムでモニタリングし、積雪予測とともに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検知/予測技術を開発する
- (2) 被雷危険性予測技術：航空機前方や経路上の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予測技術を開発する。
- (3) 被雷防御技術：被雷による構造損傷を軽減する材料・構造により運航効率を向上する防御技術を開発する
- (4) エンジン防除氷技術：着氷によるエンジン性能低下を抑制する防除氷ヒーティングと翼型設計による運航効率の向上を可能とする防御技術を開発する
- (5) エンジン砂塵防御技術：エロージョン・デポジション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を可能とする防御技術を開発する

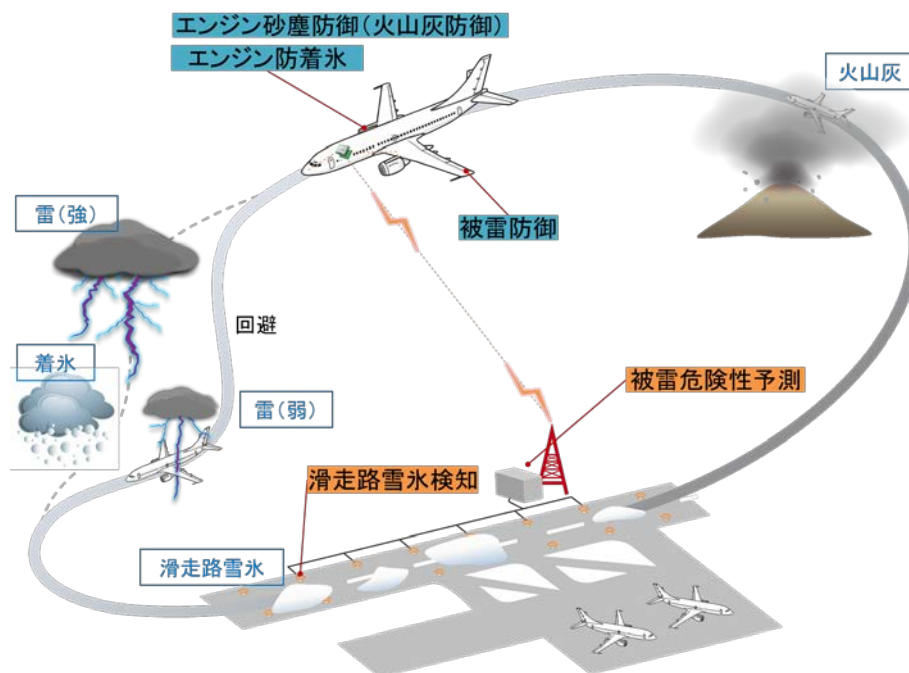


Fig. 3.2-1 気象影響防御技術のイメージ

さらに JAXA では、2018 年からは単独プログラムとして「航空機搭載型火山灰、氷晶検知装置の研究」を開始、2019 年からは、乱気流の事前観測に基づく機体動揺を低減する技術の実証プログラム「機体動揺低減技術の飛行実証」を開始している。

日本における研究体制・プログラムは欧米に比べ、人的・予算的に十分ではないものの、上述のような個別課題に注力した研究開発が実施されてきている。加えて、公的資金による研究開発として、SUBARU と JAXA 及び首都大学東京により、NEDO 委託事業「IoT を活用した新産業モデル創出基盤整備事業／次世代航空機運航支援システム開発」(2017-2018) を実施した (Fig. 3.2-2)。レーダーによる検知が難しい日本海側の冬の雷を対象に、複数箇所で得られた地上電界の観測値と、実際の雷の発生記録を AI 分析することで、高精度な被雷リスク予測につながる研究開発事業を実施した。また、JAXA、北見工業大学、三菱スペース・ソフトウェアにより、国土交通省の交通技術開発推進制度の下、「安全で効率的な航空機の冬季運航を目指した滑走路雪氷モニタリングシステム技術の開発」(2017-2019) を実施している。これにより滑走路の雪氷状態をリアルタイムで把握する雪氷モニタリング技術の開発を進めている。いずれも WEATHER-Eye コンソーシアムが関わる研究開発活動である。

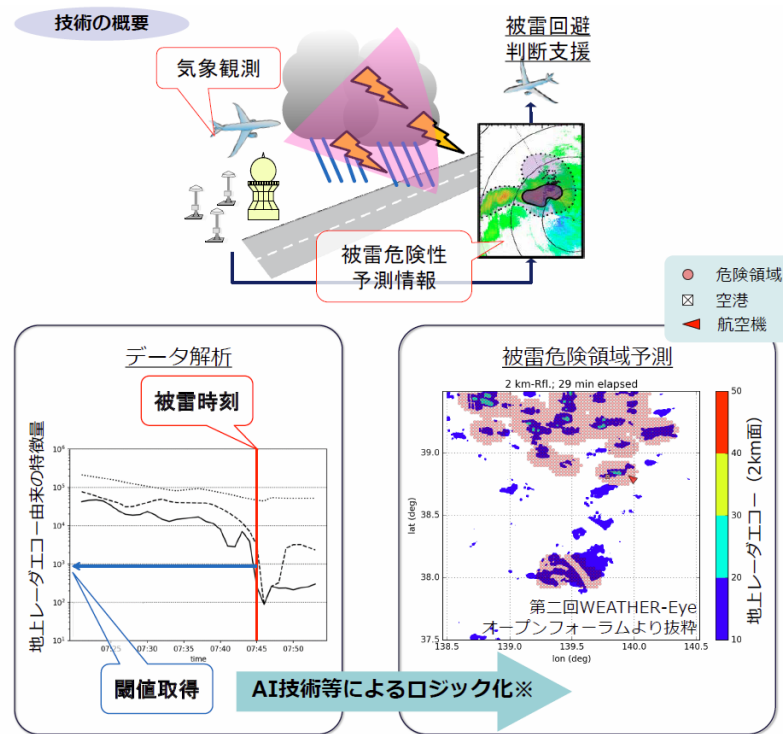


Fig. 3.2-2 次世代航空機運航支援システム開発の概要 3.3)

4. 個別課題の分析

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) 機体被雷に関する課題
- (5) 氷晶・火山灰気象に関する課題
- (6) エンジン着氷に関する課題
- (7) エンジン火山灰吸い込みに関する課題
- (8) 乱気流に関する課題

4.1. 機体着氷に関する課題

4.1.1. 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^{4.1.1)}。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^{4.1.2)}）。

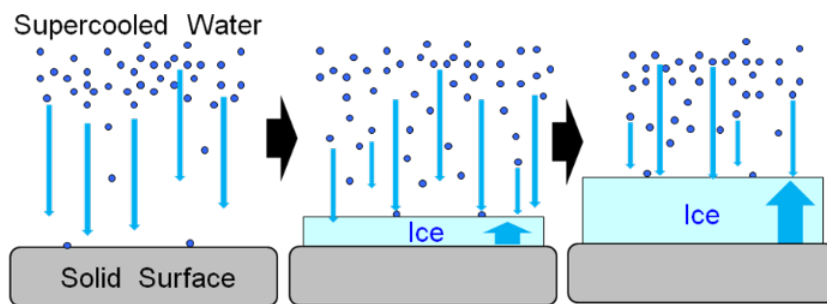


Fig. 4.1-1 着氷概要図



Fig. 4.1-2 機首（左）翼（中）スピナー（右）への着氷（右）^{4.1.3)-4.1.5)}

4.1.2. 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、ノーゾコーン、着氷センサー、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

4. 個別課題の分析

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。

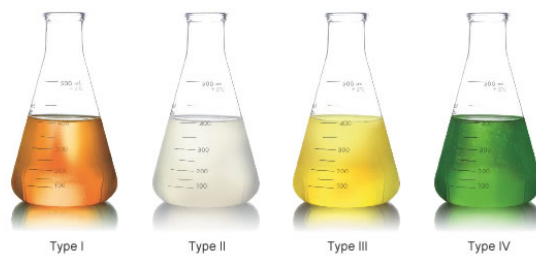


Fig. 4.1-3 使用される防除氷液（左）と地上での防除氷作業（右） 4.1.6), 4.1.7)

(2) 上空の着氷防止対策

大型機においては、ブリードエアー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、ブリードエアー方式又は、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ーに通電し、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ー方式や電熱方式が採用されている。

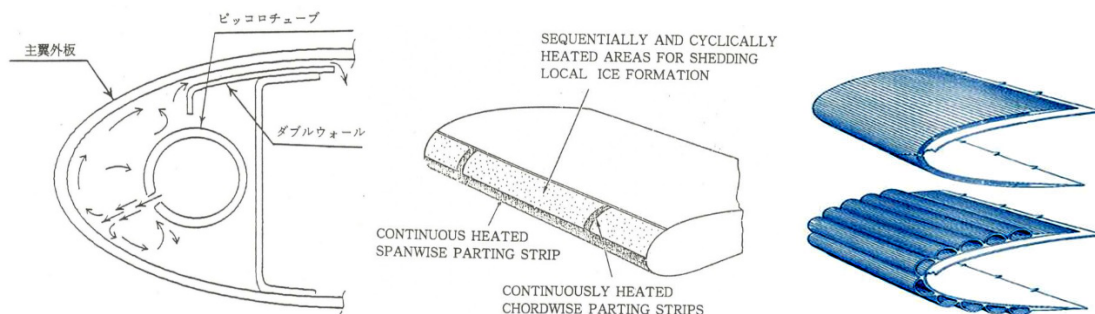


Fig. 4.1-4 翼の防除氷装置
(ブリードエアー (左) 電熱 (中) ニューマティック (右)) 4.1.7) - 4.1.9)

4.1.3. 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^{4.1.10), 4.1.11)}。

(2) 上空の着氷防止対策

ブリードエアー方式は、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。またブリードエアー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、ブリードエアー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。

4.1.4. 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

ブリードエアー方式、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、ブリードエアー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。

4.1.5. 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 年頃～）では、化学材料の性能

4. 個別課題の分析

向上が行われているため、様々な化学コーティング防除氷コーティング (Icephobic coating) が着目されている。防除氷コーティングは、熱エネルギーや設置個所を必要とせず、防氷・除氷したい箇所へ自由に塗装することで、防除氷が可能となる。

しかしながら防除氷コーティングは、①塗料界面は、主に表面エネルギーやモルフォロジのみによって着氷を防止しなければならないこと、②効果持続性・耐久性・汚染性など、高いハードルがあり塗料技術的には難しく、課題が多いため航行に耐えうる商品ができていないのが実情である。

雪氷 (Icing) 防止用のコーティングとしては、HIREC (NTT-AT)、雪王 (KF アテイン)、ラク雪 (関西ペイント)、Never Wet (RUST-OLEMU)、R2180 (NuSil) などの商品があるが、一般建築用の塗料と比べ、原材料が高価なため塗料が高価であることや、耐久性がないため、当分野が満足するような商品を生むには、さらなる研究開発が必要なのが現状である。

しかしながら、Google Patents にて、Anti-icing、Icephobic Coating のキーワードで検索すると 2000 年まで約 4,000 件しかなかった特許が、それ以降から約 16,000 件以上に急激に増加しており (2019 年 9 月調べ)、化学材料の発展とともに、社会からの本技術への期待や実現の可能性を感じさせる。

これら防除氷コーティングに関する特許や論文の中で、特徴の分類分けを行うと、概ね以下の 4 種類に分けられる。

(1) 化学表面 (材料のみ)

1940 年代頃にポリハロゲノポリシロキサン、ポリシロキサンが着氷防止に有効であると報告されている (Winton, 1942 / Andrianov, 1959)。海上保安庁は、船舶に対し、ポリエステル系、ビニル系、アクリル系、シリコーン系などの塗料を試験し評価を行った (1962)。ソ連のキエフ高分子研究所は、テトラエトキシシランなどの塗料の特許 (1980) などこれらだけではなく有機無機材料を含め、様々な機能性材料を用いた防除氷コーティングの研究開発が実施されている 4.1.12) - 4.1.15)。

(2) 弾性表面 (材料+構造) (Elastomeric Surface)

1990~2000 年代頃に着目された材料で以降、NuSil、Frunhofar、NRC 4.1.16), 4.1.17) などがシリコーン、フルオロシリコーンなどを使った弾性材料を用いた塗料表面。

材料の着氷力が小さいことに加え、シリコーン系材料などの弾性体であることを用いて、外力により氷と材料との付着界面を変形させることで、容易に氷や雪を離脱されること狙った表面である。



Fig. 4.1-5 Silicone Ice-Release Coating R3930 の塗料 4.1.18)

(3) 超撥水表面（材料+構造）（Superhydrophobic surface）

化学材料の表面エネルギーのみの対策では難しいと考えた研究者達は、1990年代以降からは、上記の弾性体に加え、蓮の葉の構造（モルフォロジ）である凸凹を模した超撥水機能を防除氷に応用することが試みられてきた。この方法では、固体表面と水との接触を最小限にすることで、過冷却水滴を凍結前に弾いて除去、また凍結しても着氷力を小さくすることで、剥がれやすくすることを目的としている^{4.1.19), 4.1.20)}。しかし、このような表面構造に依存するコーティング材料は、低湿度（60%RH未満）下においては、一定の性能を示すものの、高湿度（60%RH以上）下では表面積が大きいことから、その凸凹の構造内で凝結した水滴が核となり氷の成長を促進させるという問題がある^{4.1.22), 4.1.23)}。



Fig. 4.1-6 防除氷コーティング（超撥水性）面上の水滴の様子 4.1.21)

(4) 潤滑表面（材料+構造）（Lubricating surface）

2016年、ハーバード大学でSLIPS（Slippery Liquid Infused Porous Surfaces）と呼ばれる機能性表面が開発された^{4.1.22)}。この機能表面はウツボカズラの内壁構造を模倣しており、多孔質表面（フッ素系樹脂等）に低揮発性の潤滑液を固定化して作成される。表面が潤滑液で覆われているため、各種物質に対して低付着性を示す。そのため雪氷に対しても効果があると考えられている。しかしながら、潤滑液を保持するための多孔質表面、フッ素化合物等による表面処理が必要、潤滑液が蒸発や流出・枯渇や汚れ付着によって機能性を維持することが難しいなど、実環境下での活用には多くの課題がある^{4.1.23)}。

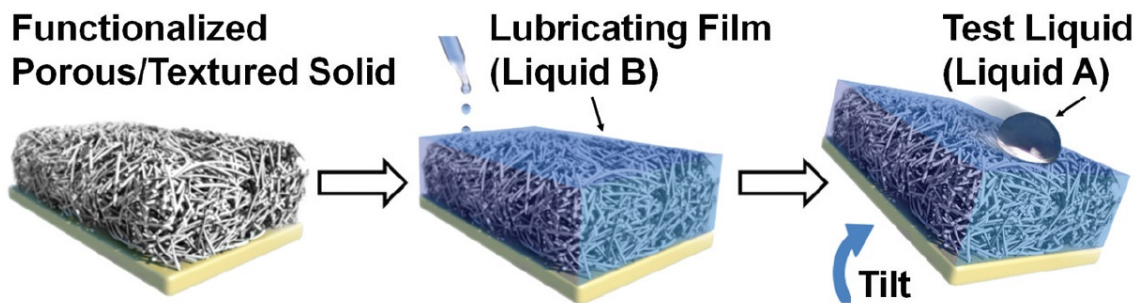


Fig. 4.1-7 SLIPS の構造概略図 4.1.22)

近年、上記の防除氷塗料に加え、新たな防除氷塗料が各機関から提案されており^{4.1.24)}、世界的企業では BASF 社、GKN Aerospace 社、GE (General Electronics) 社、Honeywell 社等、大学・研究機関では Fraunhofer IFAM、DLR (Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt)、JAXA、University of Quebec、University of Michigan 等で、防除氷コーティングに取り組んでいる機関が増えている。またこれら研究成果を実証するため、大規模な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。

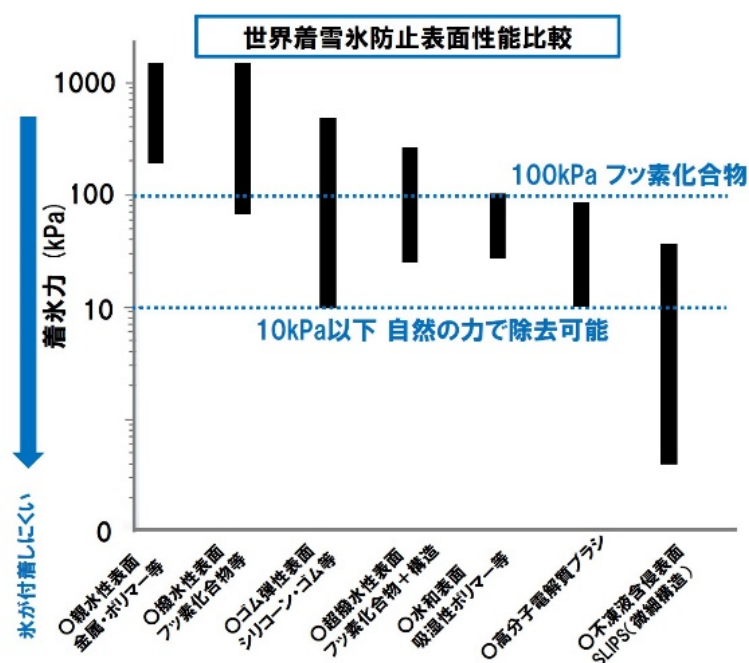


Fig. 4.1-8 これまでに報告されている着氷防止表面の性能比較 4.1.24)

4.1.6. 制約事項

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

4.1.7. 目標

(1) 短期的目標

防除氷コーティングと電熱ヒーターを併用した革新的な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と電熱ヒーターを併用することで、電熱ヒーター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ことを目標とする。

本目標を設定するに至ったきっかけは、2012年から2016年の3年半に渡り、European Union（欧州）と経済産業省（日本）の支援のもと、航空機翼の新たな着氷防止策の開発に関するプロジェクトが実施されたことによる。欧州と日本からそれぞれ3機関がコンソーシアム（Japanese-European De-Icing Aircraft Collaborative Exploration（通称 JEDI-ACE））を組織し、塗料を用いた新たな航空機翼の着氷防止手法と、リアルタイムでの翼面上の着氷の検知手法の2つのテーマを掲げて研究を実施した。日本側は主に前者を担当した。富士重工業株式会社（現 SUBARU）、宇宙航空研究開発機構（JAXA）およびドイツの Fraunhofer 研究所が開発した新規防除氷コーティングの、さらなる機能性向上も含め有効活用法を検討し、神奈川工科大学所有の着氷風洞試験装置(Fig. 4.1-9)にて検証を行った。前述のとおり、塗料のみでの防氷は叶わないため、翼前縁部に組込んだ電気ヒーターとの併用、つまり電気式加熱+塗料手法（Electrothermal-coating method）の採用とした(Fig. 4.1-10)。防氷性機能の高くないポリウレタン塗装を基準として、本プロジェクトにて考案した手法を小型翼模型に実現させ、着氷防止に要する電力量を因子として着氷風洞試験を行うことで評価した。結果、当該手法を採用した場合最大約70%の必要電力量の低減を実現することができた。この成果を受け、JAXAはICE-WIPS（hybrid Icephobic Coating and Electrothermal heating Wing Ice Protection System）プロジェクトを立ち上げ、大型模型（サブスケールモデル）による米国航空宇宙局の着氷風洞施設（Icing Research Tunnel at NASA Glenn Research Center）(Fig.4.2-11)での試験を計画した。結果は概ねJEDI-ACEプロジェクトでの結果と同様であり、当該手法の有効性を検証することができた。本風洞試験装置、風洞内に設置した供試体(ICE-WIPSモデル)、試験後の着氷の様子を Fig. 4.1-11 に示す。なお SUBARU 開発の防除氷コーティングは、その後日本特殊塗料株式会社にて製品化された。

本結果を受けて更なる高効率化を目指すため、シミュレーション、熱制御アルゴリズムの構築、着氷現象の解明、防除氷コーティングの性能及び耐久性向上を引き続き実施する必要がある。最終的には、着氷環境の指標となる FAR Part 25 の Appendix C 及び O の範囲内すべてにおいて、高効率のシステムの確立を目指す。

4. 個別課題の分析

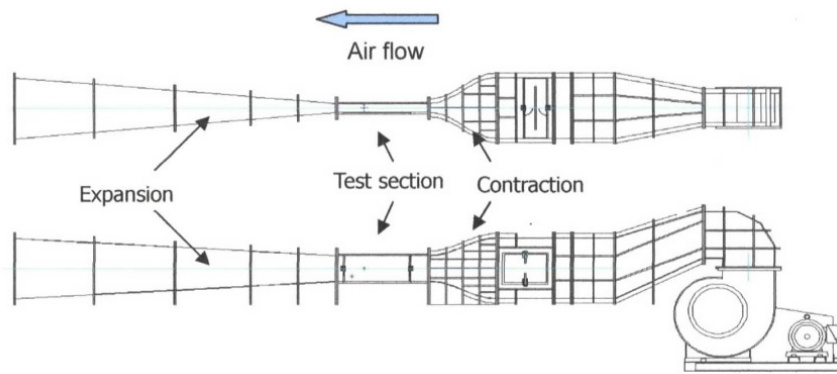
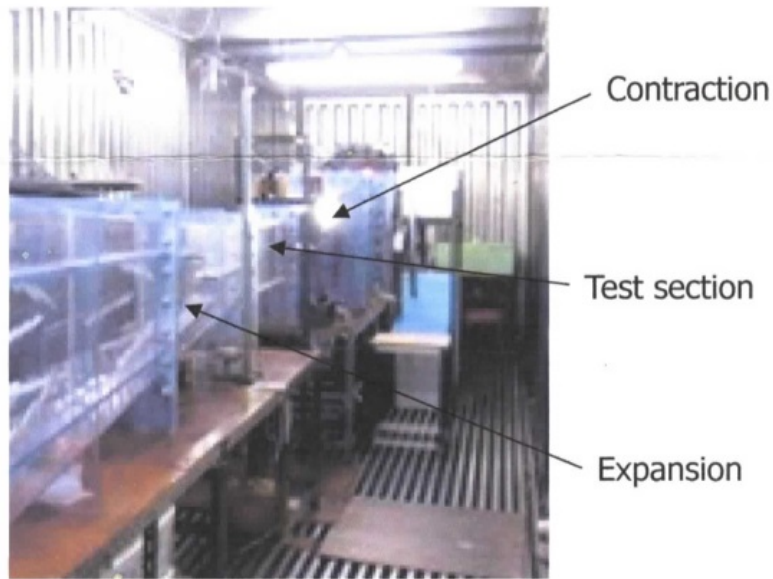


Fig. 4.1-9 神奈川工科大学 (KAIT) 着氷風洞 (小型)

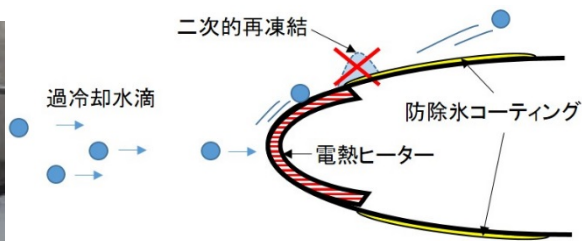
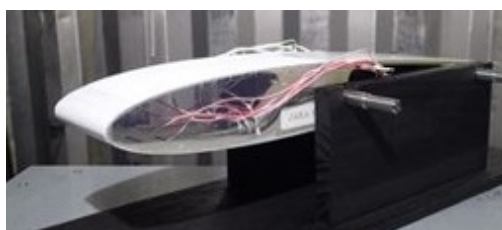


Fig. 4.1-10 ハイブリッド防除氷システム (左) と概要図 (右)

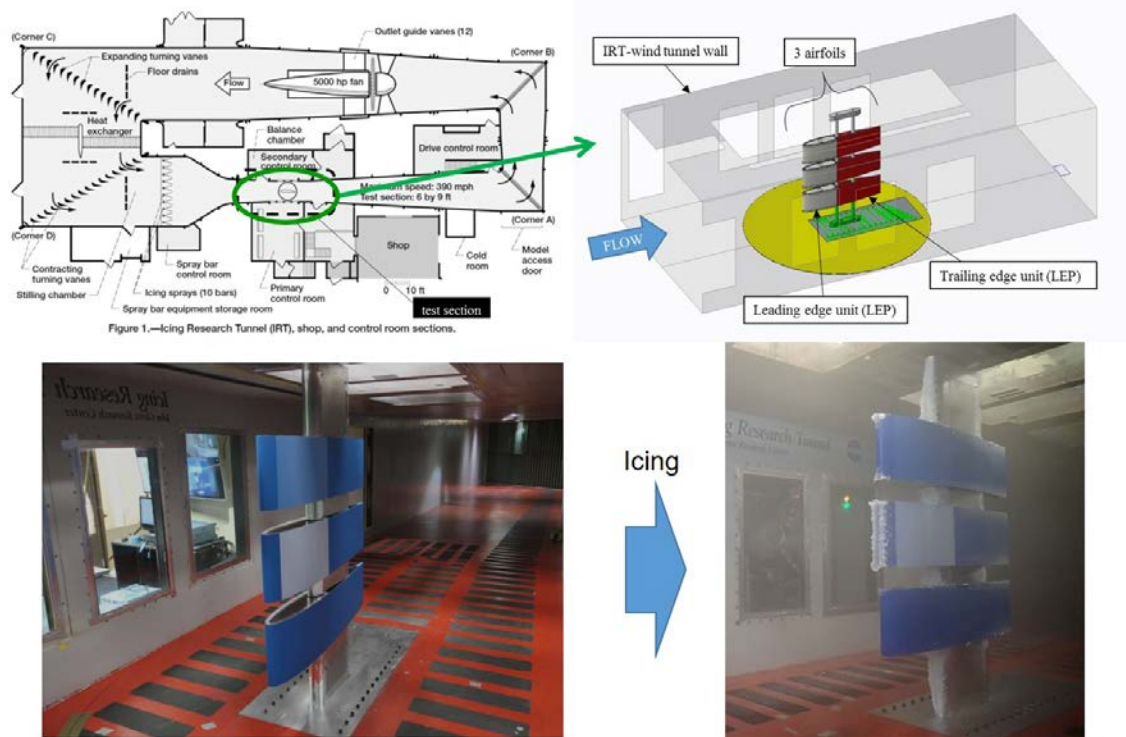


Fig. 4.1-11 NASA 着氷風洞に設置された ICE-WIPS モデルと着氷の様子

(2) 長期的目標

FAA 及び MIL スペックの基準を満たし、コーティングだけに絞れば現状のテスト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実施後、機体メーカー (Boeing, Airbus 社など) の採用を目指す。

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、初期の段階から機体メーカーと組んでシステムを実装する必要があり、これを目標とする。

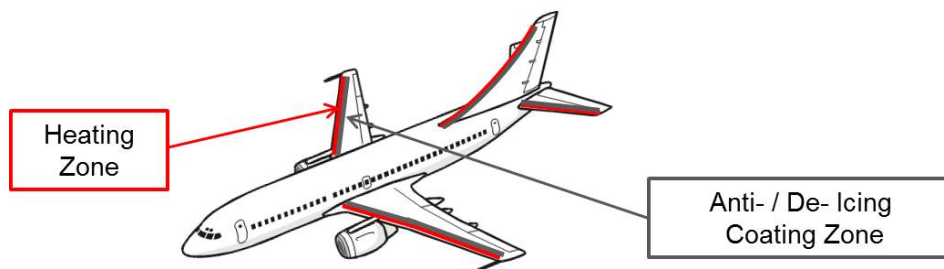


Fig. 4.1-12 ハイブリッド防除氷システム搭載イメージ

4. 個別課題の分析

4.1.8. 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。

4.2. 滑走路雪氷に関する課題

4.2.1. 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く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。

4.2.2. 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（埋めこみセンサー）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 4.2-1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 4.2-1 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

4.2.3. 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^{4.2.1)}。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。

4.2.4. 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. 4.2-1)。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ー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。

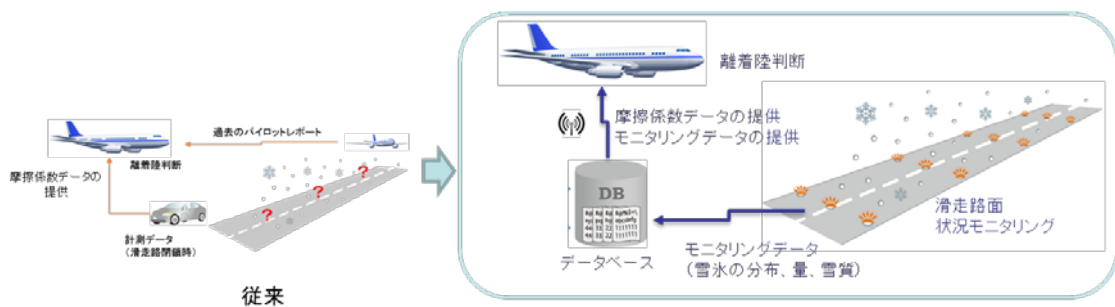


Fig. 4.2-1 システム構想

4.2.5. 世界の動向

雪氷モニタリングセンサーに関しては、Vaisala 社が滑走路埋設型センサー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。現在、JAXA では埋設型の雪氷モニタリングセンサー GLASS (Ground Laser Sensor for Snow monitoring) シリーズの開発を進め、現在 GLASS3 で雪氷の厚さや質を判別することに成功している。センサーの比較を Fig. 4.2-2 に示す。

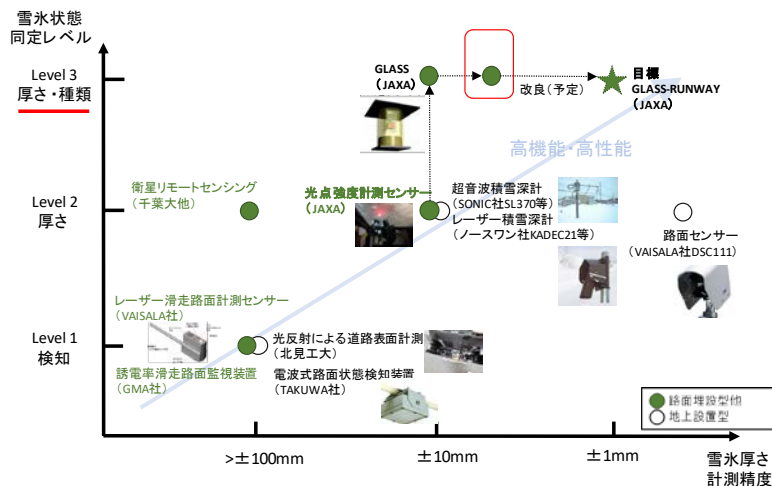


Fig. 4.2-2 雪氷モニタリングセンサーの比較

4. 個別課題の分析

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^{4.2.2}。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 (Fig. 4.2-3)。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。また、Airbus 社は、2015 年から BACF (Braking Action Computation Function) のプロトタイプの開発を始め、2017 年 11 月からはいくつかのエアラインで運航テストを始めている (Fig. 4.2-4)。これは着陸した航空機の減速度、空気力、逆推力、ブレーキングからすべりやすさを計算するシステムである。

以上の技術の比較を Table 4.2-2 に示す。



Fig. 4.2-3 RSAT

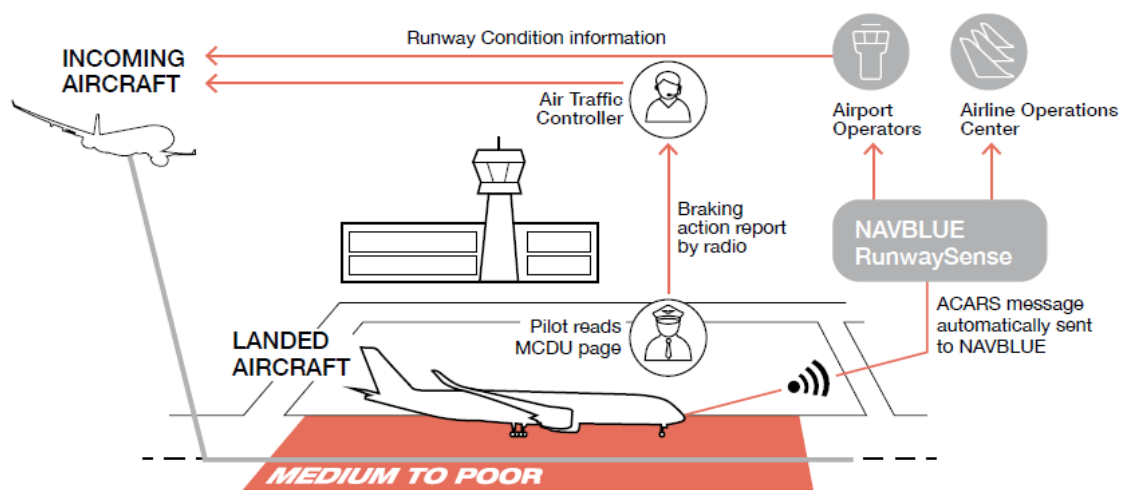


Fig. 4.2-4 BACF^{4.2.3}

Table 4.2-2 滑走路のすべり状況把握に関する技術の比較

	JAXA	Vaisala	Boeing RSAT	Airbus BACF
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)	すべりやすさ
滑走距離予測	△ (現在 TRL5)	×	○ (実用化間近)	○ (実用化)
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	・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	・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)	・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	・着陸した航空機の 情報からすべりやす さを算定する ・着陸機のデータが 必要

4.2.6. 制約事項

ICAOで滑走路面状態の評価・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が作成されている(4.2.4)。滑走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、滑走路面の雪氷状態に応じてすべりやすさの指標となるRWYCC(Runway Condition Code)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。

4.2.7. 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ーを開発する。

(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. 個別課題の分析

4.2.8. 効果

(1) 離着陸判断支援

滑走路に埋設したセンサー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、すべりやすさの指標となる RWYCC にリアルタイム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。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ー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。

4.3. 雷気象に関する課題

4.3.1. 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レーダーの観測によって示された^{4.3.1)}。

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も、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^{4.3.2)}。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^{4.3.3)}。冬季雷は夏に発生する通常の雷に比べて放電エネルギーが何倍も大きいいため、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。

4.3.2. 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^{4.3.4)}。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、気象レーダー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. 個別課題の分析

4.3.3. 現状の問題点

4.3.1 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 4.3.1 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^{4.3.5)}。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。

4.3.4. 課題

4.3.3 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、本取り組み^{4.3.6)}において初めてその実現性が確認された課題である。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^{4.3.7)}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。

4.3.5. 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^{4.3.8)}。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^{4.3.9)}。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ーでは、レーダー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^{4.3.10)}。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り、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 4.3.1 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^{4.3.11)}。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、4.3.6 節に述べる制約事項に留意する必要がある。

4.3.6. 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. 4.3-1 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。

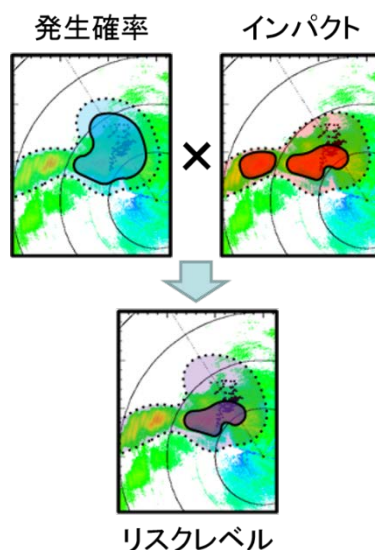


Fig. 4.3-1 制約事項を満たした雷気象情報のイメージ

4.3.7. 目標

4.3.4 節に述べた課題を、4.3.6 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. 4.3-2 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. 4.3-1 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。

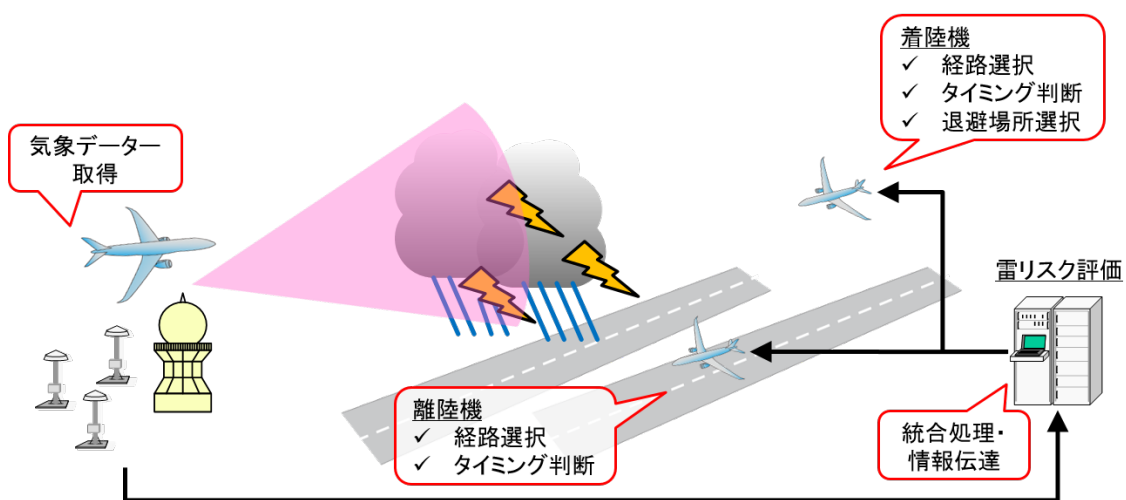


Fig. 4.3-2 避雷飛行支援の運用イメージ

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ーと、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。

4.3.8. 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. 個別課題の分析

4.4. 对被雷に関する課題

4.4.1. 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。

4.4.2. 現状の対策

運航面では、4.3.2節で述べた通り、気象庁LIDENで取得された落雷位置情報と気象レーダーとの併用により雷雲を判別し、雷雲を避ける手法がとられている。ただし、4.3.2節で指摘した通り、LIDENは巡航フェーズに有効である一方で、離着陸フェーズについては有効とは言えない。

次に、構造面では、被雷しやすい部位は機体形状に依存することが明らかとなっており、SAEでは、汎用的な機体形状を6つのエリアに分割して被雷のしやすさを示し^{4.4.1)}、安全性を証明するために適用すべき模擬雷撃波形を規定している^{4.4.2)}。

また、材料面では、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. 4.4-1) 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

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. 4.4-2）の対策が取られている。

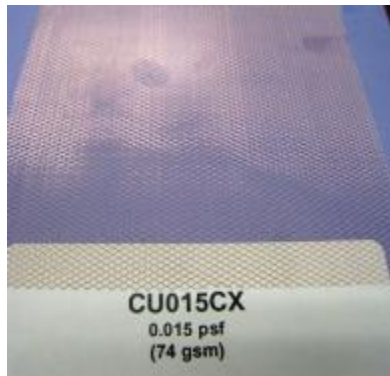


Fig. 4.4-1 LSP の例 (Dexmet Co.)

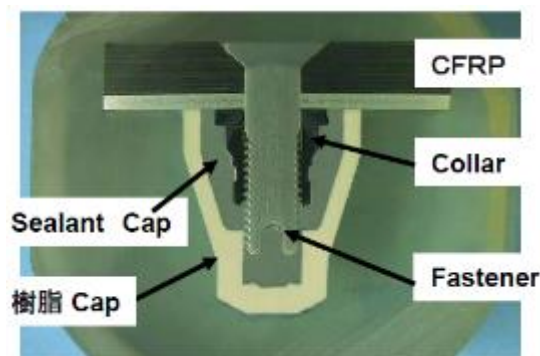


Fig. 4.4-2 スパーク防止キャップの例 (4.4.2)

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ー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。

4.4.3. 現状の問題点

4.3.3 節で示した通り、運航面での避雷は、離着陸フェーズにおける被雷が全被雷件数の90%以上を示しており、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存在しない。したがって、構造の影響を与えうる雷雲であるか否かを予測も不可能である。また、自然雷、航空機誘発雷のいずれであっても、航空機が被雷する際には、機体側からリーダーと呼ばれる前駆放電が形成され、リーダーに雷が到達することで被雷を生じる。現在のところ、リーダーを予測及び制御する技術は存在しない。

他方、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。

4. 個別課題の分析

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、電気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、設計パラメーター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。

4.4.4. 課題

前節の問題点を解決するため、運航面では、4.3.4節において、被雷の危険性が高い状態を検知することが課題として挙げられている。これに加えて、長期的には、リーダーを予測並びに制御する技術を開発することで、飛行経路を変更することなく、被雷を防止することができる可能性がある。また、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の電気的、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、電気的、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。電気的、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、面外方向の電気的、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。

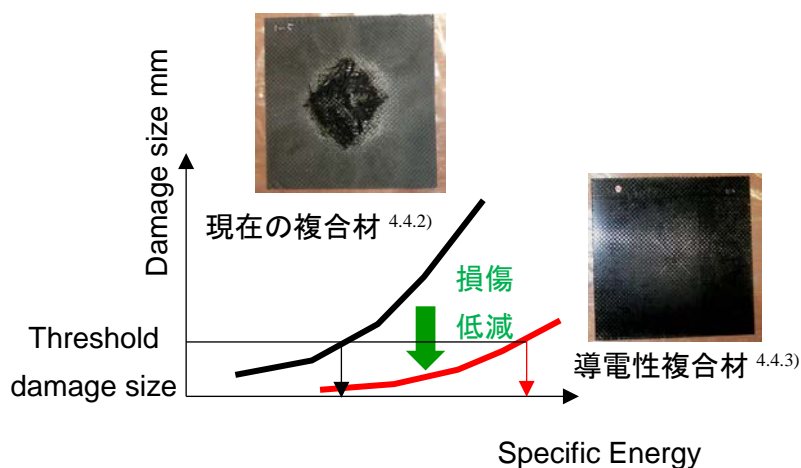


Fig. 4.4-3 導電性複合材の耐雷性に関するポンチ絵

(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、設計パラメーター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ー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。

(7) リーダー発生の抑制、制御

機体を雷から守るには、被雷自体を防ぐことが有効である。航空機の被雷は、機体自体が雷発生の起点となる航空機発雷がその多くを占めるといわれており。その原因となるリーダーの発生を抑制することができれば被雷数を低減できるがその技術は実現されていない。実現のためには機体周囲の電界計測、リーダー発生の予測、機体の電荷制御が必要になる。

4. 個別課題の分析

4.4.5. 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^{4.4.4)}、樹脂の導電率向上のための CNT (Carbon Nano-Tube) 入り樹脂の開発^{4.4.5)}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^{4.4.3)}。

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^{4.4.6)}。

航空機の着雷を抑制する技術としては、機体に電荷を与えることにより機体周囲の電界分布をコントロールし、リーダーの発生につながる電界集中を抑制する技術の研究がおこなわれている^{4.4.7)}。

4.4.6. 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、設計パラメーター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。

4.4.7. 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、設計パラメーター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。

航空機発雷による機体の被雷数を減少させる。

4.4.8. 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、設計パラメーター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。

航空機被雷数を減少させること、また電界集中防止技術を発展させて着雷位置のコントロールを可能として導電性複合材料技術と組み合わせることで、機体の被雷損傷による運航効率の低下を抑制する。

4. 個別課題の分析

4.5. 火山灰・氷晶気象に関する課題

4.5.1. 背景と問題点

火山灰は航空機に対して極めて危険な存在である。1982年6月24日の英国航空009便では火山灰がジェットエンジンの熱で溶解し、内部で粘着したためにエンジンが全発停止した。これは安全性が高いとされている4発ジェット機のすべてのエンジンが停止した初めての事例である。その後、1989年12月15日のオランダ航空867便でもエンジン全発停止が発生し、1991年6月7日から始まったピナツポ山大規模噴火では全発停止を含む多数機が被害を受けたことから、再発防止のために1993年より航空路火山灰情報センター (Volcanic Ash Advisory Center, International Airways Volcano Watch 等)が世界9ヶ所に順次設置された。しかし、その業務は活火山の監視や衛星による火山灰の最上面観測データを基準にした火山灰拡散予測等であり、その下にある飛行可能な高度に対する情報が欠けている。2010年4月にはアイスランド南部の火山が噴火して大量の火山灰が吹き上げられ、大気安定した特定の高度に長期間滞留した。火山灰密度を詳細に特定することができなかつたため、少しでも火山灰がある空域の運航を全面的に停止したことから、欧州全体並びに全世界で甚大な経済的損失をもたらした。

過去概ね1万年間に活動のあった世界の火山分布を Fig. 4.5-1 に示す。わが国は先進国の中では特に火山が集中しており、しかも火山の東側に大都市が存在するため、偏西風で運ばれる火山灰の影響を受けやすいといえる。なお、エンジンが火山灰を吸い込んだ場合、たとえ事故には至らなくとも高額な修理費用を要し、我が国でも桜島や三宅島の噴火の影響で少なからず被害が生じている。

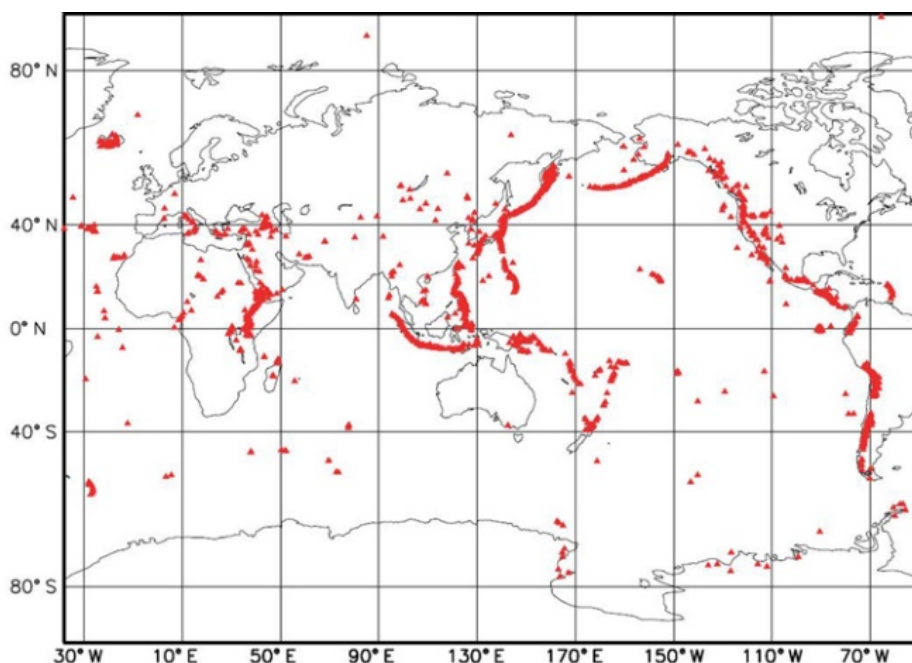


Fig. 4.5-1 世界の火山分布^{4.5.1)}

火山が噴火した際には噴煙が上昇し、逆転層のある成層圏下部等に火山灰が滞留する。この高度は通常気流が安定しているため旅客機が巡航するのに適している。火山灰の危険性に関して、米国ではNASAを中心に実機を使った火山灰の曝露試験が行われ、2017年に結果が公表された。同年、試験に参加したRolls-Royce社より、 $2 \text{ mg/m}^3 \times 2 \text{ hour} = 14.4 \text{ g s/m}^3$ が飛行可能な火山灰重量密度基準値案として示された^{4.5.2)}。しかしながら、現状では航空路上の火山灰重量密度を計測する手段がないため、基準を順守する手立てがない。

氷晶が原因で航空機事故が発生したと推定されている例としては、1994年10月31日のアメリカンイーグル4184便があげられる。本事故では、氷晶に遭遇して主翼に着氷したことにより機体の制御を失い、墜落したとされている。また、2001年5月21日の全日空173便や2004年9月23日の日本航空2408便は、乱気流事故とされているが、積乱雲上部の氷晶を事前に検知していれば危険を予測できた可能性がある。2009年6月には、エールフランス447便が大西洋上で高密度氷晶域に入り全ピトー管凍結により墜落しており、その他、原因不明の墜落事故の中には氷晶が関係しているのではないかと疑われている例が数多く存在する。

事故には至らなくても氷晶の影響は多数の報告があり、1990年半ばから2003年にかけて、氷晶によるengine power-lossが100件以上報告されている。Fig. 4.5-2にその分布を示す。東南アジア圏での発生が顕著であり、我が国の近辺でも多数の報告が認められる。Power Lossの72%は熱帯の海洋性積乱雲上部で発生している。

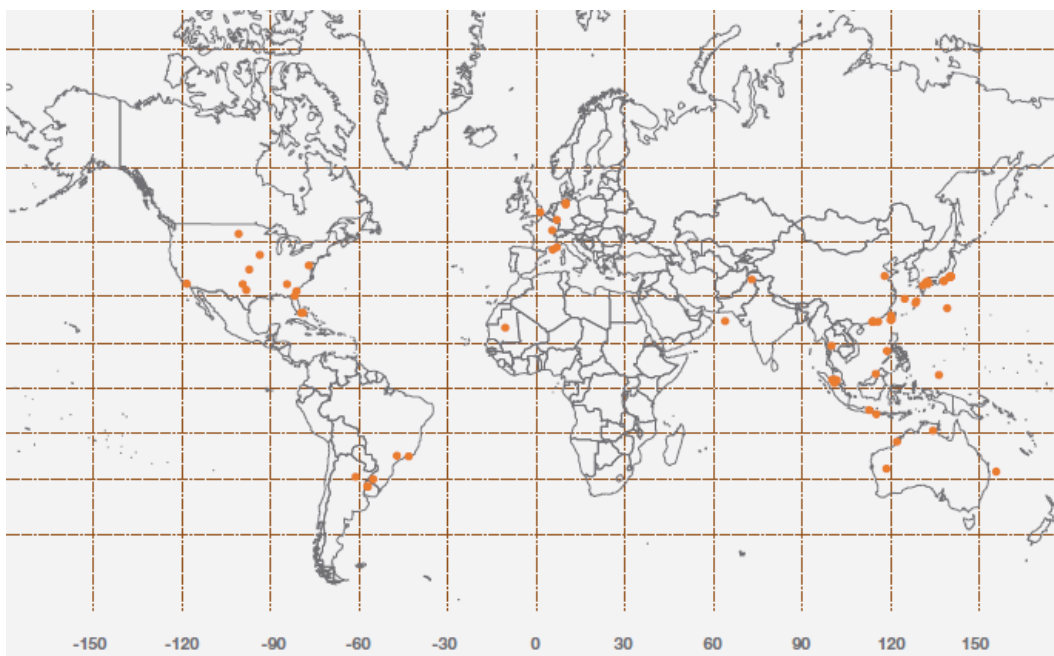


Fig. 4.5-2 氷晶による engine power-loss の発生分布^{4.5.3)}

4. 個別課題の分析

4.5.2. 現状の対策

運航の観点から、現状の対策について、以下にまとめる。

- (1) 火山灰に関してはパイロットの目視や先行機からの情報により状況を判断している。
- (2) 航空気象情報により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。
- (3) 機体搭載レーダーによって火山灰や氷晶の検知を行う。

4.5.3. 現状の対策の問題点

問題点は以下の通りである（番号 (1)～(3) は、4.5.2 項の番号に対応）。

- (1) 遠方から目視可能な火山灰であれば、回避も可能であるが、時間とともに大粒の火山灰は降下し、目視不可となる。夜間や雲の多い低視程時も目視不可である。先行機も火山灰観測機器を搭載していないため、定量的な情報伝達はできない。
- (2) Fig. 4.5-3 に示すように大粒の火山灰は近傍に落下するが、約 10 μ m 以下の小粒の火山灰は成層圏下部等の逆転層で拡散し、数 100 km 離れた空域であっても到達する。ところが、航空気象情報の基となる人工衛星による観測では、火山灰域の上面を観測するだけなので、その下の高度に火山灰があるかどうかはわからない。したがって、低高度の空域や空港には火山灰が無く、安全に運航できる場合でも、現状では客観的な判断ができない。地上に設置した観測設備については、4.5.5 項で紹介するように研究開発がすすめられているが、航空機の運航範囲すべてを監視するのは現実的ではない。氷晶についても航空気象情報では発生の可能性がある空域を広く予測するため、現状では、火山灰や氷晶が存在する可能性が高い空域を大きく避けて飛行するしか術がなく、運航効率の低下をもたらしている。

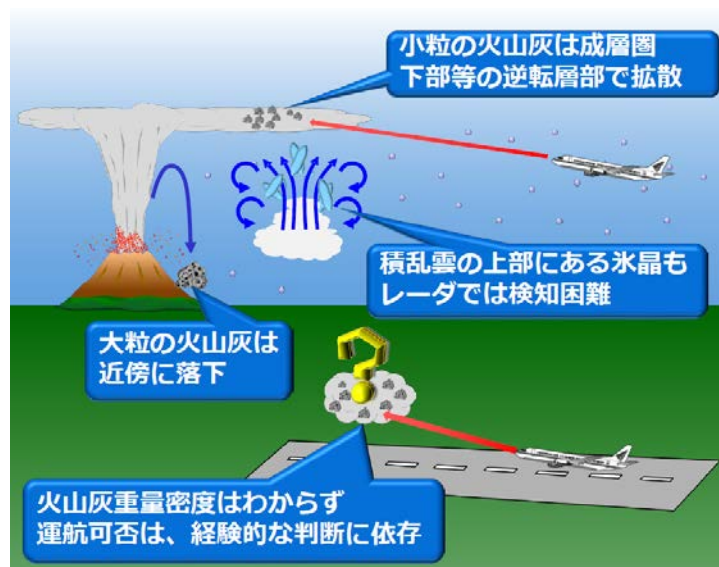


Fig. 4.5-3 火山灰・氷晶に関する現象の概要

- (3) 火山灰や氷晶は、機体搭載レーダーでは検知信号の S/N 比が小さく検知ができないことが多い。Fig. 4.5-4 は、氷晶の存在する高度によってレーダーの反射強度がどのように変化するかを示したものである。ここで TO (Tropical Oceanic)は熱帯の海洋性積乱雲、TC (Tropical Continental)は熱帯の大陸性積乱雲、MC (Mid-latitude Continental)は中緯度の大陸性積乱雲を示す。TO では上昇速度が小さいため凍結高度を超えるとほとんど全てが氷になるとともにレーダー反射強度が急に小さくなる。高度約 8 km を超えると 20 dBz 以下となり、搭載レーダーでは検知出来ない。氷のレーダー反射強度は、水の 1/27 である。拡散している火山灰粒子の大きさは氷晶に比べて桁違いに小さく、反射強度も桁違いに小さいため、やはり搭載レーダーでは検知できない。

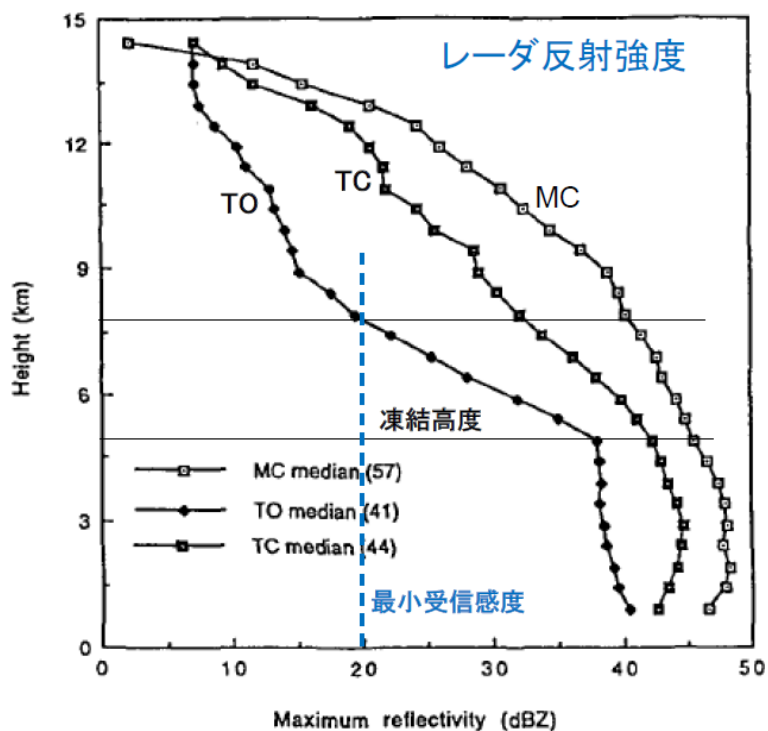


Fig. 4.5-4 レーダーによる氷晶の検知 ^{4.5.4)}

4.5.4. 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) 機体に搭載してリアルタイムで火山灰や氷晶の事前情報をパイロット等に提供する遠隔観測用ライダーを開発する。
- (2) 機体に搭載して火山灰の定量的観測を行うサンプリング・システムを開発する。

4.5.5. 世界の動向

火山灰の移動予測に使われる拡散予測モデル ^{4.5.5), 4.5.6)} の入力値の一つである噴出量の推定は電波を用いたレーダー、光波を用いたライダーなどによって測定され、粒径の大きいものはレーダー、小さいものはライダーでの観測が優位とされている。

レーダーの多くはCバンド気象レーダーが用いられている ^{4.5.7), 4.5.8)} 一方、Xバンド ^{4.5.9), 4.5.10), 4.5.11)} 及びSバンド ^{4.5.12)} の気象レーダーでの観測も行われており、Sバンドレーダーである WSR-88Ds では距離 200~250 km の火山灰噴煙を観測できたと述べている。また、ドップラーレーダーを用いた場合、火山灰の移動速度、方向を検知することができるため、上記拡散予測モデルが要求する情報を提供することが可能となる。日本においても、中道ら ^{4.5.13)} は小型 Xバンド偏波レーダーを南九州の火山近傍に設置して霧島山新燃岳と桜島南岳の噴煙を観測し、レーダーによって得られた噴煙高度とカメラ画像による噴煙高度とがよく一致したことを報告している。

一方、移流してくる粒径が小さい火山灰の測定にはライダーが用いられることが多い。例えば、観測対象の成分に依存して受信光が変動するラマン散乱の特性を用い、対象の成分分析を行うことが可能なラマンライダーがある。これを用い、レーザ射出方向の各距離からの光受信強度から受信光の減衰量や偏光解消度を使用して火山灰粒子の平均的な濃度を測定できる。Nd:YAG レーザを使用した上記ライダーがアルゼンチンの空港などに設置されており、火山灰の垂直分布の情報取得が可能とされている^{4.5.14)}。

一方、受信強度に相関のある後方散乱係数を用いた火山灰濃度推定も行われている^{4.5.15)}、^{4.5.16)}。特に、Gao ら^{4.5.17)}は各高度の受信強度に相関のある後方散乱係数より火山灰を検知した結果について述べている。ここでは波長 1064 nm のライダーと波長 355 nm のライダーを用いてエイヤフィヤトラヨークトルの火山灰検知を行った結果、目視では確認できなかった火山灰がライダーで検知できていると報告している。

その他、観測対象の球形性に依存して特性が出る偏光解消度を用いた火山灰検知も行われている^{4.5.18)}。また、多波長を用いることによってその精度を高める試みもされている^{4.5.19)}、^{4.5.20)}。例えば、酒井ら^{4.5.21)}は波長 1064 nm と 532 nm の送信光源を用いて対象からのミー散乱を取得するミーライダーを用い、火山灰の観測を行っている。水分子により吸収されやすい波長である 1064 nm の後方散乱係数と、吸収されにくい 532 nm の後方散乱係数の比と、上記偏光解消度を指標とすることで、火山灰の検知とその濃度の推定を行った。

氷晶の検知にもレーザーが用いられることが多く、偏波レーザーが利用されている。偏波レーザーは、地面に平行な水平偏波と、地面に直行する垂直偏波の 2 つの直線偏波を送受信し、得られた各偏波の信号から形状、粒径、粒子の種類識別を行う^{4.5.22)}、^{4.5.23)}。

ライダーを用いた氷晶検知には偏光解消度の測定がある。例えば、Kenneth ら^{4.5.24)}は雲内温度と偏光解消度の相関について述べ、温度が低いほど偏光解消度が上がることを示しており、氷晶検知の可能性を示唆している。衛星搭載ライダーにおける氷雲の検知の例においても偏光解消度が用いられ、レーザーによる結果と相関性があることが示されている^{4.5.25)}。一方、反射強度（後方散乱係数）のみでの計測もあり、通常のアエロゾルに対し受信信号量が上がることを用いて氷雲を検知できる^{4.5.26)}。

4.5.6. 制約事項

我が国にはレーザー機器の航空機搭載に関して、具体的な耐空性基準は設けられていないが、米国では FAA が AC20-183 Laser Airworthiness Installation Guidance を発行している。したがって、耐空性を証明する際は、本 AC を準用することが望ましい。航空機からレーザー光を放射する場合、管理区域の制限が困難なため、いかなる条件でも安全なレーザー光を使用する必要がある。火山灰や氷晶の重量密度を計測するには通常 2 波長のレーザー光が必要となるが、アイセーフ波長は 1.5 μ m 帯に限られるため、2 波長を用いることは困難である。したがって、火山灰や氷晶の粒径分布は仮定となるため、実測により平均的な粒径分

4. 個別課題の分析

布を求める必要がある。ただし、氷晶に関しては高高度で発生するため利用できる実験用航空機が限定され、しかも発生空域が事前に特定できないので遭遇が困難である。粒径分布についても、氷晶は融解するためにサンプリングによる事後分析ができない。このため、火山灰の観測データに基づく解析により性能を推定する。一方火山灰については、桜島では日常的な噴煙が移流時と同じような小粒の火山灰を含んでいるため、常時観測が可能である。

4.5.7. 目標

(1) 短期的目標 (3~5年) :

- Fig. 4.5-5 に示すような構成の搭載用火山灰・氷晶検知ライダーを試作して飛行実証する。

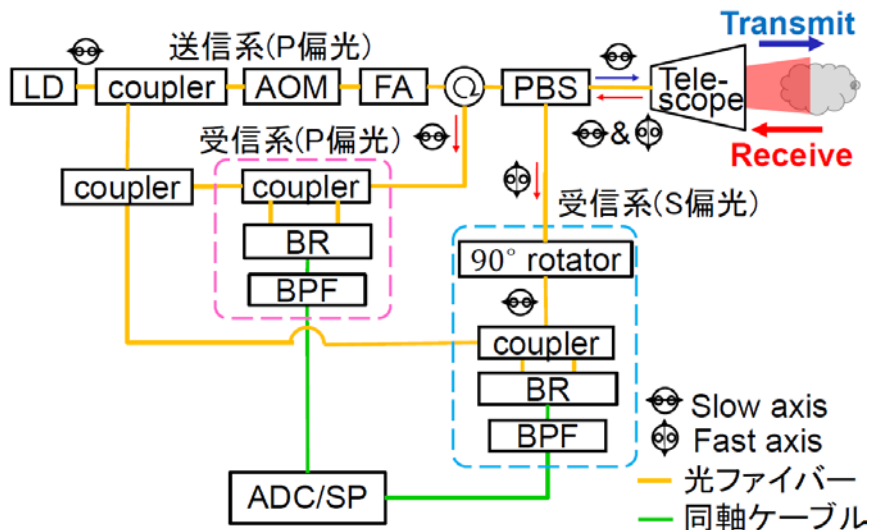


Fig. 4.5-5 搭載用火山灰・氷晶検知ライダーの構成

- Fig. 4.5-6 に示すような構成の火山灰サンプリング・システムを試作して飛行実証する。

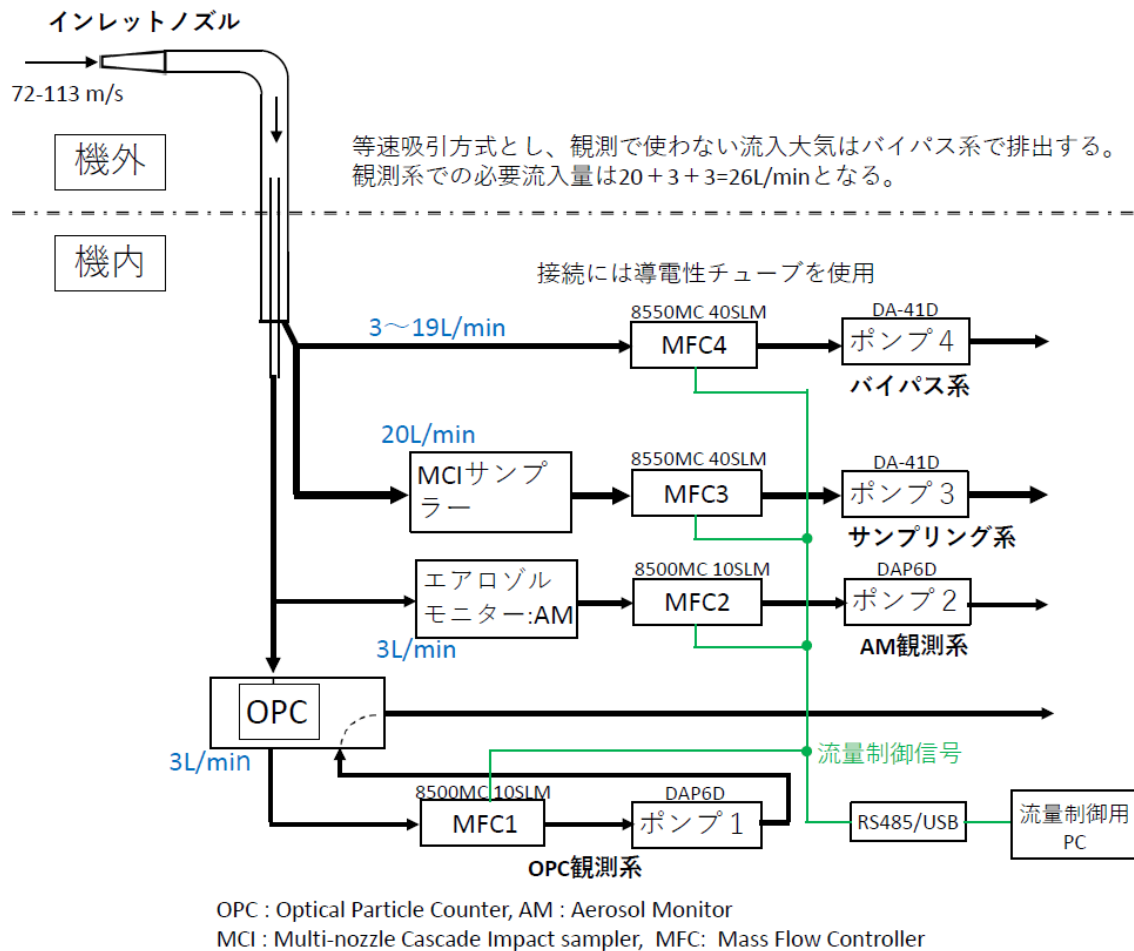


Fig. 4.5-6 サンプリング・システムの構成

(2) 中期・長期的目標

- ・ 搭載用火山灰・氷晶検知ライダーの実用化に向けて、標準化活動を進める。
- ・ 火山が噴火した際に火山灰の観測飛行を行い、関係機関に情報を提供する。

4.5.8. 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の向上
- ・ 過度な運航停止や回避飛行による経済的損失の回避
- ・ 客観的情報による運航判断の均一化と安心材料提供

4. 個別課題の分析

4.6. エンジン着氷に関する課題

4.6.1. 背景と問題点

航空機用エンジンにおける着氷は、安全な運用を行う上で対処すべき重要な課題である。特に小型のエンジンになるほど空気流路面積に対する着氷部面積が占める割合が大きくなり、流路狭窄によるエンジン性能に及ぼす影響が大きい。その為、エンジン性能低下を抑制しつつ安全性能を向上させるための防除氷装置が取付けられているが、従来技術に代わる新たな装置開発が見られないのが実情である。

また、近年では Mason ら^{4.6.1)}により、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ている。着氷を引き起こす気象は、FAAにおいて、機体着氷と同様に定義されているが、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^{4.6.3)}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上、パイロットの視認性も悪い。これらのことから、氷晶の吸込み問題は、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^{4.6.4)}。

以下に過冷却液滴および氷晶（Mixed phase & Ice crystal）を吸込むことにより着氷が発生する部位と具体的な影響を示す。

(1) 過冷却液滴による着氷

高度22kft以下で液滴径（15~40 μm ）の過冷却液滴が、以下の着氷部位に衝突することで発生する。

主な着氷部位：ナセル、スピナ、ファン動翼、ファン出口案内翼、スプリッタ、コア初段静翼

具体的な影響：

- ・ 空気流路の狭窄による推力低下、スタビリティーマージン低下による作動不安定
- ・ 軸系のアンバランス、氷塊剥離・衝突によるファン・圧縮機ブレードの破損等

(2) 氷晶（Mixed phase & Ice crystal）による着氷

積乱雲・対流雲に多数存在する氷晶が、エンジン内部で融けることにより水膜を形成し、氷晶を捕らえることで再凍結され蓄積される。

主な着氷部位：低圧圧縮機から高圧圧縮機入口までのブレードやダクト

具体的な影響：

- ・ 圧縮機のサージ、ブレード破損
- ・ 燃焼器の失火等

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。

- (4) 気象情報を取得し、事前に氷晶の存在域を確認し回避を行う。特に活発な積乱雲が高度 7km 以上で確認されている場合には、原則迂回を行う。
- (5) 機体搭載レーダーによって氷晶の検知を行う。
- (6) エンジンのコア側で氷晶を吸込んだ際、温度センサー部で氷晶を検知し、自動的にバイパス機構 VBV (Variable bleed valve) を開くことにより、異物をバイパス側へ放出する。
- (7) 圧縮機からの高温空気（ブリードエア）を使用し、防水を行う。既存の構造体の内部を通すことで広範囲に加熱が可能である。抽気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。
- (8) 電熱線を使用し、主に除氷を行う。着氷部位にコンパクトに設置が可能である。また、抽気を使用しない為、エンジン効率への影響が少ない。

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）。

- (4) 気象情報によって、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。
- (5) 氷晶は、条件によって、機体搭載レーダーでは検知信号の S/N 比が小さく検知ができない場合が多い。
- (6) 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。
- (7) 抽気システムは燃焼に使うための空気の一部を使用することになるため、推力低下等の性能面での影響がある。また構造的に複雑であるため、コスト、メンテナンス面において問題がある。

4. 個別課題の分析

- (8) 電熱システムの場合、電力供給を必要とするため、発電機等を用いる。その為重量の増加が避けられない。また、回転部に対して適用する場合、電源供給等のルーティング面において工夫が必要となる。

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。

- (3) 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。機体搭載センサー（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ー情報を踏まえた回避手順を整備する。
- (4) エンジン各部位における着氷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。
- (5) 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。一部（雪氷条件や SLD 条件等）認証によっては数値解析による評価が認められており、今後も解析技術の高精度化が必須である。
- (6) 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ー・セパレーターなど物理的なフィルター技術を開発する。
- (7) エンジン性能への影響を最小限に抑える効率の良いブリードエアー防除氷システムを開発する。
- (8) 現状、構造上の都合から防除氷が行われていないファンブレード等の回転要素に対し、アクティブ（エネルギー投入有り）な防除氷機構を開発する。一方、防氷効果は限定されるものの、エネルギー投入を必要としないパッシブな防除氷機構（着氷し難い翼型形状など）もコスト面、システムの構造面において優位であるため、研究開発を行う。
- (9) 耐久性が高く、メンテナンス性の良い防除氷コーティング技術を開発する。機体と比較し、エンジンは使用環境が厳しく、着氷箇所のアクセス性も悪いため、コーティングは上記の様な条件を満たすことが重要。
- (10) 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、根本的なメーカーニズムの解明に取り組む。

4.6.5. 世界の動向

先でも述べたがエンジン着氷に関する認証においては、一部の条件で数値シミュレーションでの評価で代用できるようになっている。その為、エンジンメーカーや研究機関で数値シミュレーションの高精度化が精力的に行われている。一方、数値シミュ

レーションの検証を行うための基礎データも重要で、着氷風洞を用いた要素試験や最終的な実証試験として、寒冷地での屋外エンジン試験も実施されている。

また、近年氷晶吸い込みによるエンジントラブルが発生していることから、吸込んだ氷晶がエンジン内で成長するメーカーニズムに関する基礎的研究^{4.6.5)}や高濃度氷晶雲などの気象学的な調査などが行われている。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^{4.6.6)}。深い対流雲（Deep convective clouds）内の氷晶について、複数のプローブ、センサーを用いて多種類（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、新センサーの成立性実証や既存センサー信号の解析高度化（既存レーダー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。

4.6.6. 制約事項

- ・ FAR Part 25 Appendix C（過冷却液滴条件）
- ・ FAR Part 25 Appendix O（過冷却粗大液滴条件）
- ・ FAR Part 33 Appendix O（氷晶条件）
- ・ FAR Part 33 Section 68（防氷システム エンジン実証試験条件）等

4.6.7. 目標

(3) 短期的目標（3～5年）：

- ・ ファンを対象とした防除氷コンセプトの実証。電力の投入によるアクティブな防除氷コンセプトと、翼形状の設計により防氷を行うパッシブな防氷コンセプトを小型着氷風洞と数値解析双方により検証を行う。
- ・ 着氷数値解析ツールの汎用化・高精度化。SLD（過冷却粗大液滴）を想定し、既存の解析ツールの汎用性を向上し、海外の試験データ等も参照し検証を行う。

(4) 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、新しい防除氷技術、着氷検知技術、ヘルスマニタリング技術、数値解析技術などについて、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
- ・ 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
- ・ 認証時の不具合による設計の出戻りを抑制、開発時間の短縮化

4.7. エンジン火山灰吸込みに関する課題

4.7.1. 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^{4.7.1),4.7.2)}。1985年12月には、KLM867便がリー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^{4.7.3)}。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いため、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.4.7-1）。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^{4.7.4)}。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^{4.7.5)}（Fig.4.7-2）。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ーがエンジン部品に与える影響（エロージョン、デポジション、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。

以下、エンジンが受ける具体的な問題を示す^{4.7.6),4.7.7)}（Fig. 4.7-3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

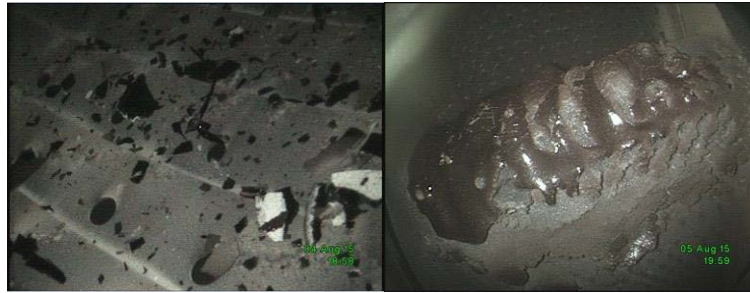


Fig.4.7-1 火山灰吸い込み試験後の燃焼器（左）とタービン翼（右）の写真 4.7.4)

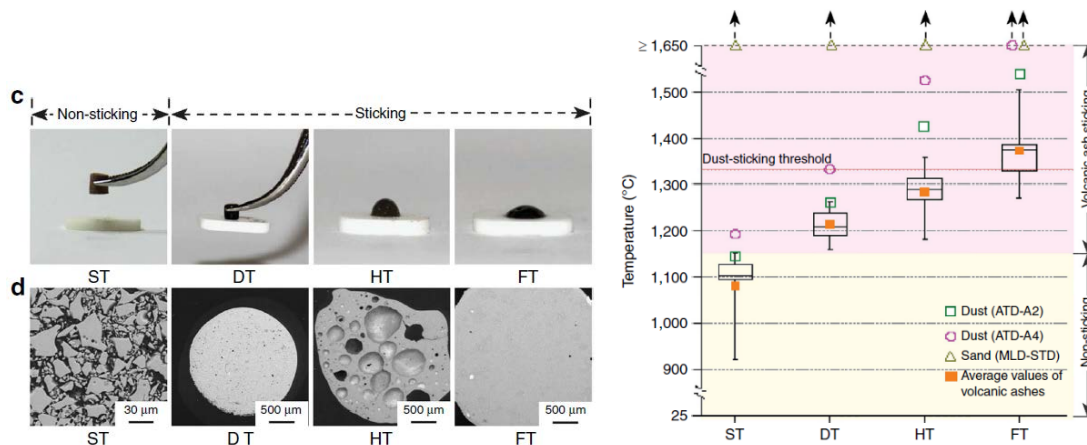


Fig.4.7-2 幾何学特性（左）で分類された砂塵・火山灰の特性温度（右） 4.7.5)

4.7.2. 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の存在域の事前回避や飛行エリア規制を実施している。火山灰は回避することが対策の原則となっている。
- (2) 機体搭載レーダーによって火山灰の検知を行う。
- (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) 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。

4.7.3. 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)～(4) は、4.7.2 節の番号に対応）。

- (1) 気象情報によって、火山灰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。

4. 個別課題の分析

- (2) 火山灰は、条件によって、機体搭載レーダーでは検知信号の S/N 比が小さく検知がでない場合が多い。
- (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) 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。

4.7.4. 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。機体搭載センサー(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ー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^{4.7.6)}。
- (3) エンジン各部位におけるエロージョン、デポジ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ー・セパレータなど物理的なフィルター技術を開発する。
- (6) 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。
- (7) 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)。
- (8) 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、根本的なメーカーニズムの解明に取り組む(エロージョン、コロージョン、デポジションも同様)。

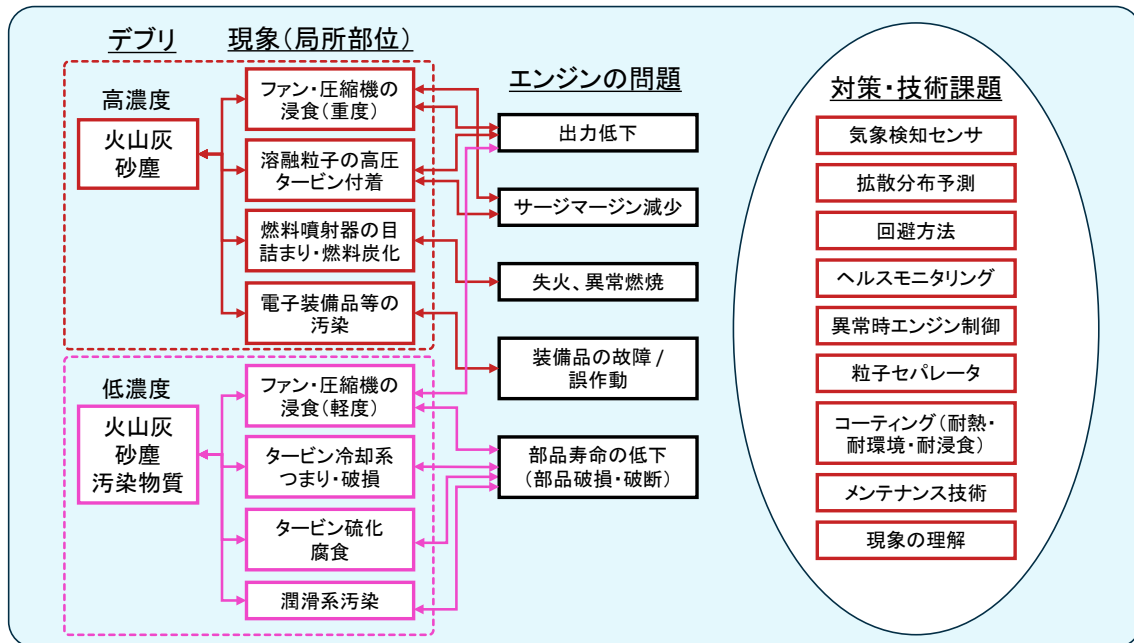


Fig.4.7-3 エンジン固体粒子吸込み問題の分類と技術課題

4.7.5. 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onitoring技術を開発している^{4.7.4)}。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ーに関する研究開発も進められている。Prata ら^{4.7.8)} 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二波長赤外線カメラセンサーによって火山灰検知のフライト実験を行った。20~70 km 離れた距離から約 200 mg/m³ の濃度の火山灰検知が可能であることを報告している。

砂塵、火山灰に共通して、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しており、シンシナティ大学、オハイオ州立大学、バージニア工科大学、ケンブリッジ大学、NASA、DLR 等がそれぞれの装置の試験結果を報告している。実機エンジンを用いた試験設備は極めて少ないが、カルSPAN社は砂塵供給装置を備えたエンジンテストセルを所有している。

4. 個別課題の分析

4.7.6. 制約事項

- ・ 砂吸込みに関する制約：MIL-E-5007D 等

4.7.7. 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。（エロージョン／デポジション数値解析技術、エロージョン／デポジション試験技術等）
- ・ 火山灰等の固体粒子吸込みによるエロージョン／デポジションの発生を抑制する技術、発生時にも健全なエンジン運転を可能とする技術コンセプトの提案、実証に取り組む。
- ・ 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。

4.7.8. 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

4.8. 乱気流に関する課題¹

4.8.1. 背景と問題

乱気流は航空機の安全運航を妨げる要因の一つであり、時に重傷・死亡事故の原因となる。Fig. 4.6-1 は、2009 年 2 月に発生したボーイング式 747-400 型の事故における機体と機内の様子である。この機体は前線近傍の対流雲（積雲や積乱雲）域で大気の擾乱に遭遇し、機体が大きく動揺したために乗客 4 名が重傷、27 名が軽傷を負い、客室乗務員 7 名も軽傷を負った。Fig. 4.6-1（右図）には機体後方左化粧室の天井部における亀裂が見られ、上下の機体動揺により浮き上がった乗客が頭部を強打した際に亀裂破損したものと考えられている。当該乗客は第 2 頸椎椎体剥離骨折の重傷であった^{4.8.2)}。この事故例のように、強い乱気流は時に 1G 以上の加速度変動をもたらし、機内のベルト非着用の乗員・乗客の体を一時的に浮き上がらせることで重傷事故を引き起こす。

Fig. 4.6-2 は本邦における大型航空機の事故数について、国土交通省運輸安全委員会の航空事故調査報告書を基に集計したものである。1990 年から 2012 年の間で、乱気流由来の事故は 35 件と、全事故数の半数を超えていることがわかる。問題点の一つは、乱気流予測や検知の難しさにある。後述する通り、一部の乱気流については、気象予報やセンサーなどのさまざまな既存技術により存在を予測・検知することが可能であるものの、現状では必ずしもすべての乱気流に対応できるわけではない。予測・検知できずに乱気流に突入してしまった場合には、シートベルト着用サインなどの注意喚起も間に合わず、結果として上述のような重傷事故に至る。航空機を安全に運航させるには、飛行中の乱気流の確実な検知が不可欠である。



Fig. 4.6-1 事故機（左図）と化粧室天井部の亀裂破損状況（右図）。出典：運輸安全委員会事故調査報告書^{4.8.2)}

¹ 本節の内容の一部は執筆者による解説記事^{4.8.1)}を参考としている。

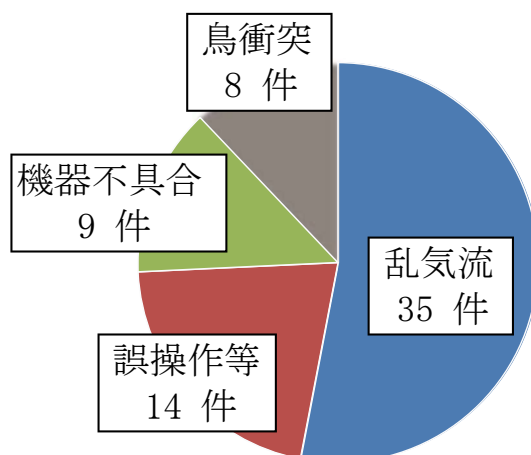


Fig. 4.6-2 本邦における大型航空機の原因別事故数。運輸安全委員会事故調査報告書（1990～2012）から集計。

4.8.2. 現状の対策

乱気流検知技術として、最初に実用化に至ったのは気象レーダーである。レーダー技術自体は、1904年にドイツにおいて最初のレーダー特許が認められたことがその始まりである。その後航空機探知用途の開発が進み、第二次大戦を挟んで気象観測用のレーダー開発も行われた^{4.8.3)}。雨雲などの水分を伴う乱気流については、電波の反射を利用できるため、レーダー技術による検知が可能である。1953年には、レーダーを鉛直に向けた状態で、ドップラー効果を利用した計測により、大気鉛直の測定もなされている^{4.8.4)}。その後気象レーダーの開発が進み、1980年代後半からは空港周辺の風の状態を観測する目的で、地上設置型の空港気象ドップラーレーダーが展開されてきた。航空機搭載型気象レーダーについては、1956年に初めて製品化され^{4.8.5)}、1960年にアメリカ連邦航空局により旅客機への装備を義務付ける規則が公表された。その結果、現在はすべての旅客機に気象レーダーが搭載されている。

4.8.3. 現状の問題点

現状の問題点は、航空機搭載型気象レーダーによって検知できない乱気流が存在することにある。まだプロペラ機しか存在しなかった時代には、航空機は比較的低高度しか飛ぶことができず、積雲や積乱雲のない高高度域では乱気流は存在しないものと考えられていた。しかしジェット機による高高度飛行が可能になると、実際には雲がなくても乱気流に遭遇することがあるとわかった^{4.8.6)}。この種類の乱気流は雨雲を伴わないことから「晴天乱気流」(CAT: Clear Air Turbulence)ともよばれる。現状の気象予報技術では、CATの時間的・空間的な細かい予測は不可能とされている^{4.8.7)}。また雨雲などの水分を伴わないため、前述の気象レーダーでは検知することができない。結果として、事前にCATを避けて通ることは難しく、航空機にとって特に脅威となる。たとえば2011年4月に発生したボーイング式767-

300 型の乗務員負傷事故は、国土交通省運輸安全委員会の事故調査により「局地的かつ一時的に発生した晴天乱気流」が原因と考えられている^{4.8.8)}。

CAT 由来の乱気流事故防止を目的とした研究開発として、JAXA では SafeAvio プロジェクト (2014 年度～2016 年度) および SafeAvio 実用化促進事業 (2017 年度～2018 年度) を実施してきた。これらの研究開発では、CAT を検知できる航空機搭載用のドップラーライダーを開発し、パイロットの回避判断を支援するための乱気流情報を提供する「乱気流事故防止システム」を飛行実証することを目的とした。ドップラーライダーはレーザ光を用いてエアロゾル粒子 (固体または液体の微粒子) による散乱光を利用した計測を行う。エアロゾル粒子は晴天時でも大気中に存在するため、CAT などについても検知が可能である。当該研究開発の成果は世界最高性能の機体搭載型ドップラーライダーの開発および Boeing 社による飛行実証 (ecoDemonstrator プログラム) として結実した。しかし高高度飛行中など、検知距離が十分でなく (約 1km 程度) 乱気流回避が不可能な場合には、検知及び情報提供だけでは対策として不十分である。これらの対策に加えて、乱気流情報を用いた自動制御による動揺低減技術が必須と考えられているが、現状は基礎研究に留まっており飛行実証は未了である。

4.8.4. 課題

乱気流情報を用いた自動制御による動揺低減技術を確立し飛行実証を行うためには、主に以下の課題を解決する必要がある。

(1) 鉛直方向気流速度の推定

ライダーは光軸方向の速度のみ計測可能であるが、動揺低減制御で必要となるのは主に鉛直方向の風速である。上下に偏向角を設定した 2 軸のライダーの計測値を利用することで、機体前方の鉛直方向風速分布を精度良く推定できるアルゴリズムを開発する必要がある (Fig. 4.6-3)。

(2) 前方気流速度情報を用いた制御 (予見制御)

ライダーにより計測される前方の鉛直風速を用いた制御はフィードフォワード制御となる。前方の風速を「将来遭遇する風速の事前情報 (=予見情報)」とみなすと、この制御手法は一般に「予見制御」と呼ばれるものとなる。予見制御は通常のフィードバック制御以上の制御性能が期待できる一方、予見情報に含まれる誤差に対するロバスト性が問題となる。

(3) 乱気流遭遇時の機体挙動詳細解析

一般的に、乱気流遭遇時の機体挙動解析では、一様流での基本空力特性に基づいた空気力計算が行われる。実際の乱気流は空間的に一様ではないため、その影響を取り入れた挙動解析を行い、制御則の設計や飛行試験結果解析などに用いる必要がある。

4. 個別課題の分析

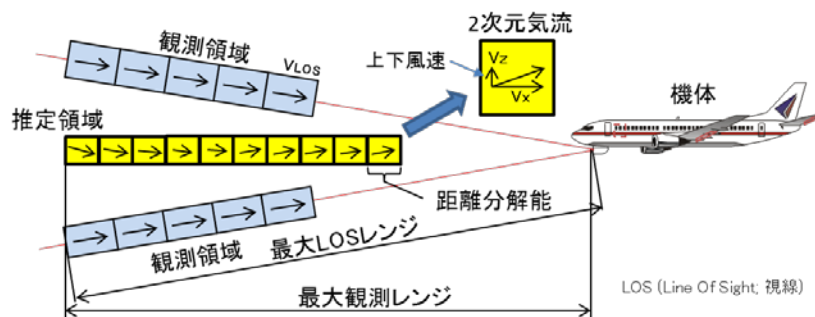


Fig. 4.6-3 2軸ライダーの計測値による前方鉛直方向風速分布推定.

4.8.5. 世界の動向

(1) ライダー技術の動向^{4.8.9)}

1990年代には、アメリカで大型のドップラーライダーを航空機に搭載した計測試験が行われ^{4.8.10)}、大気中のエアロゾルが多い低高度では最大8km程度遠方の気流を観測することに成功した。この成果は実用的な地上設置型ライダーの開発へと繋がっているが、運航中の航空機へ搭載するには重量が大きすぎるものであった。ヨーロッパ諸国においても同様の取り組みが行われ、AWIATOR (Aircraft WIng with Advanced Technology OpeRation) プロジェクトでは、紫外線レーザーを用いたライダーをエアバス A340 型機に搭載して、2006年11月に約150m先の気流を計測する実験に成功した^{4.8.11)}。しかし小型化が困難であり、重量・レーザー出力などの点で実用として搭載に十分なものではなかった。本邦では JAXA を中心として、前述の通り世界最高性能 (観測距離平均 17.5km) の小型・高出力のドップラーライダーを開発し、Boeing 社による飛行実証に成功している。

(2) 動揺低減技術の動向

乱気流に対する機体動揺低減技術を一般に GLA (Gust Load Alleviation) または GA (Gust Alleviation) と呼ぶ。本稿での GLA 技術の目的は乗員/乗客の安全性確保であるが、それ以外にも荷重軽減による疲労寿命延長や乗り心地改善などを目的とした GLA 技術の研究開発も多く進められている。実用化しているものとしては、Airbus 社の A320 型に実装された Load Alleviation Function (LAF) や Boeing 社の 787 型の Vertical Gust Suppression (VGS) がある。両者とも公開情報が少なく詳細は不明であるが、LAF は突風遭遇時の曲げモーメントを抑制できるため、運用時の荷重制限が緩和され、最大離陸重量の 1.3% 増が可能になったとされている^{4.8.12)}。これらは従来のセンサー情報を用いたフィードバック制御によるものであるが、ライダーによる乱気流情報を用いた GLA 技術の研究も独 DLR で行われている^{4.8.13)}。しかし実際に航空機に搭載可能なライダーが存在しないため、未だ机上研究の段階である。

4.8.6. 制約事項

RTCA の Special Committee の一つである SC-230 において、ライダー技術を扱う Working

Group (WG-11) が 2018 年に設置された。現在は情報提供用途のライダーに求められる仕様、および動揺低減(荷重軽減)用途のライダーに求められる仕様についての議論が進められ、2020 年 4 月に Final Feasibility Report としてまとめられる予定である。

4.8.7. 目標

前述の課題を解決することで、ライダー情報を用いた機体動揺低減制御技術を確立し、小型実験機による飛行実証を行う。飛行試験結果とシミュレーション解析から、当該技術が乱気流による重傷・死亡事故防止に貢献できることを示す。試験結果を含む技術情報を RTCA 等の標準化団体と共有することで、当該技術の標準化による普及を目指す。

4.8.8. 効果

自動制御による機体動揺低減制御が可能となることで、乱気流に対する航空機の更なる安全性向上が期待できる。

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、ステークホルダーのあり方を示す。

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、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. 5.2-1）。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（機体の防御レベルを高める技術）

これらの技術を 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. 5.2-2 に示す。

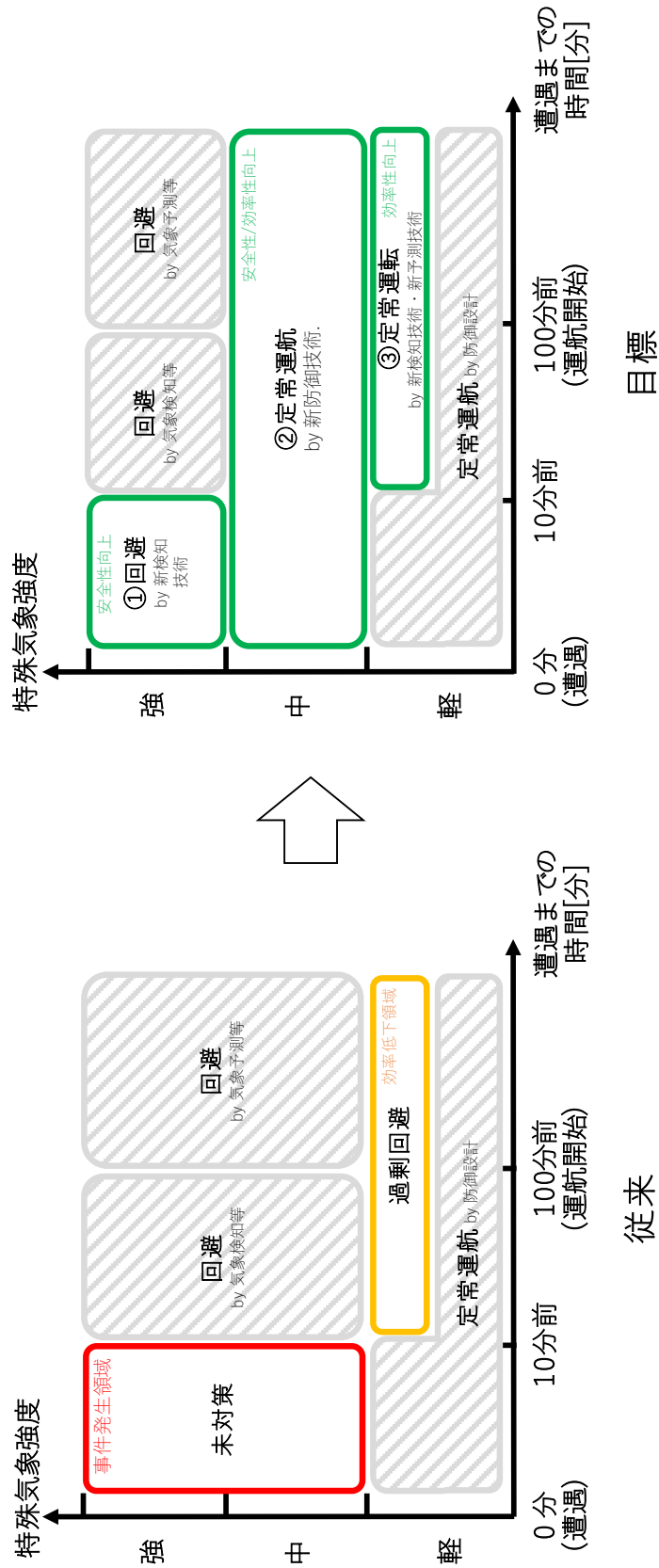


Fig. 5.2-1 技術の組み合わせ

気象分類	対応方法	要素技術	分類
乱気流	乱気流の回避	乱気流検知	検知
		乱気流予測	予測
	ウィンドシア回避	ウィンドシア検知	検知
		ウィンドシア予測	予測
乱気流対応運航	機体制御	防御	
	ウィンドシア対応運航	機体制御	防御
雪	機体着氷防御	機体着氷低減	防御
	雪氷滑走路対応運航	積雪状態検知	検知
		積雪状態予測	予測
氷	着氷気象の回避	着氷気象状態検知	検知
		着氷気象状態予測	予測
	氷晶気象の回避	氷晶気象状態検知	検知
		氷晶気象状態予測	予測
	機体/センサ着氷防御	機体/センサ着氷低減	防御
	エンジン着氷防御	エンジン着氷低減	防御
	機体着氷対応運航	機体着氷検知	検知
		エンジン着氷検知	検知
	エンジン着氷対応運航	エンジン着氷予測	予測
		エンジン推力制御	防御
	雪氷滑走路対応運航	雪氷状態検知	検知
雪氷状態予測		予測	
路面摩擦推定		予測	
雷	雷気象の回避	雷気象状態検知	検知
		雷気象状態予測	予測
	被雷損傷防御	被雷リスク推定	予測
		被雷損傷低減	防御
被雷損傷対応運航	被雷損傷検知	検知	
	火山灰の回避	火山灰検知	検知
火山灰	火山灰の回避	火山灰状態予測	予測
		火山灰検知	検知
	火山灰防御	エロージョン低減	防御
		デポジション低減	防御
火山灰対応運航	エンジン状態検知	検知	
	エンジン推力制御	防御	
雨	雨の防御	雨滴影響低減	防御
霧	霧対応運航		
電磁波	宇宙線の防御	宇宙線影響低減	防御

Fig. 5.2-2 WEATHER-Eye の要素技術

5.2.3. ステークホルダーのあり方

従来のステークホルダーの関係 (Fig. 2.1-1) において、運航会社・メーカー・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・メーカー・大学・研究機関がコンソーシアムを結成する (Fig. 5.2-3)。

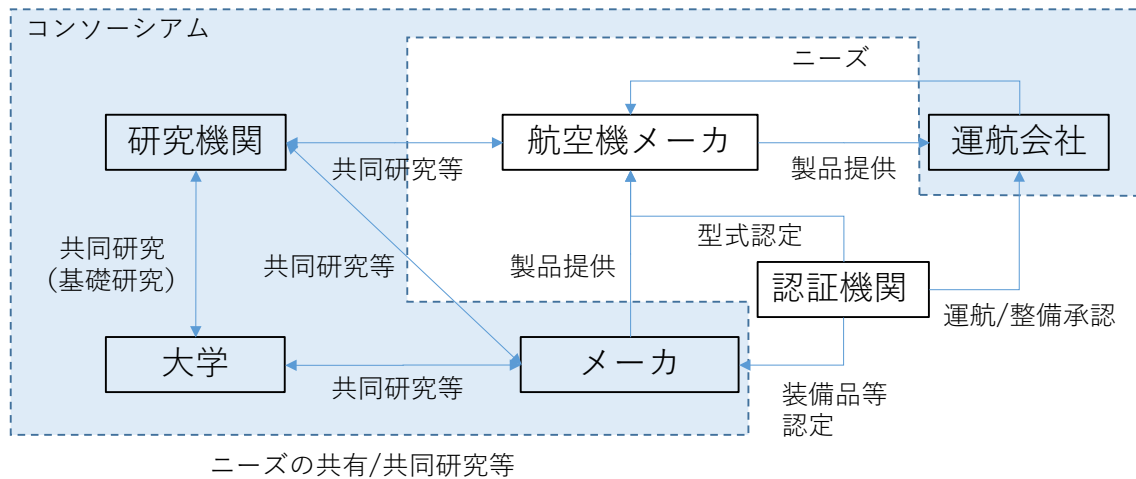


Fig. 5.2-3 ステークホルダーとコンソーシアム

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^{5.1)} 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 5.3-1 に示す。

Table 5.3-1 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、ステークホルダー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. 5.3-1)。

(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)。

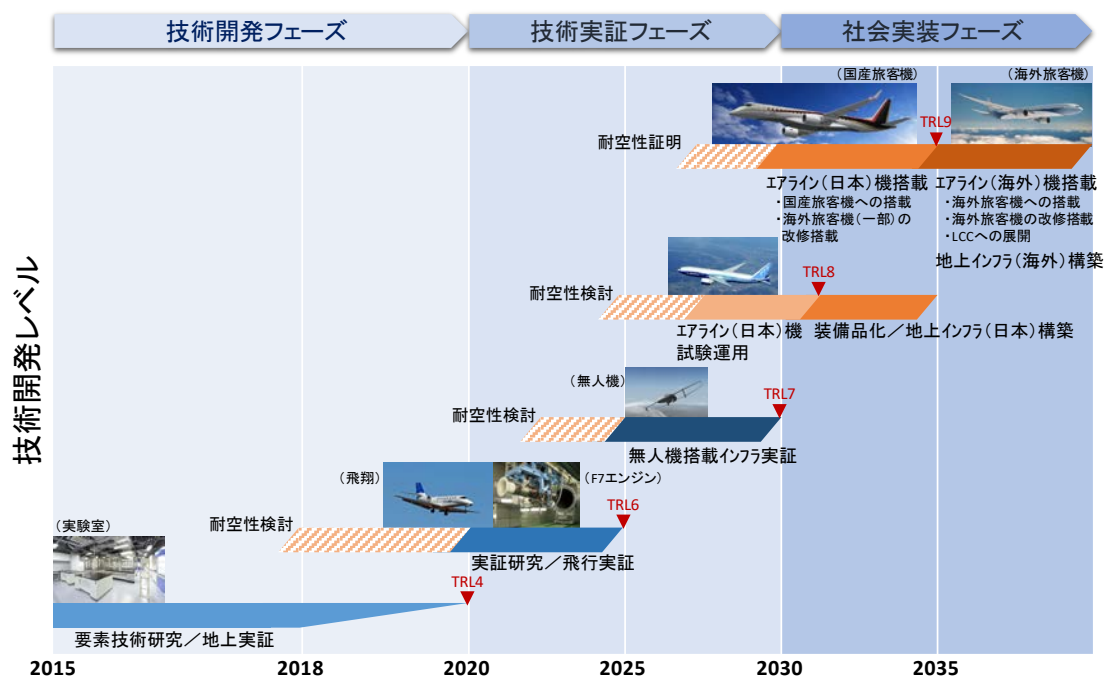


Fig. 5.3-1 全体ロードマップ

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、リスク評価を行って重点課題を絞り込む。

5.4.1. リスク評価

問題点リスト (Table 1.3-1) に挙げた各問題点に対し、発生頻度、3 種類のハザード (乗員・乗客の安全性、機体の安全性、運航効率性) に関して整理し、リスク (経済性、安全性) を評価する。

発生頻度は、頻度を 6 段階に分類し、各頻度の対数比を頻度レベルとして設定している (Table 5.4-1)。

Table 5.4-1 発生頻度

頻度レベル	頻度
0.5	10 年に 1 回以下
1.0	数年に 1 回
1.5	年に 1 回
2.0	年に数回
2.5	月に 1 回
3.0	月に数回以上

ハザードについては、3 種類のハザード (乗員・乗客の安全性、機体の安全性、運航効率性) に関して、ハザードの対数比をハザードレベルとして設定している (Table 5.4-2)。

Table 5.4-2 ハザード

ハザード レベル	安全性 (乗員・乗客)	安全性 (機体)	運航効率性
0.5	影響あり (不便、拘束等)	影響あり (AP Disengage 等)	Delay (点検・整備)
1.0	影響あり (不安・不快感・ 体調不良)	軽微な損傷/不具合	Delay (含 Go Around, Holding 等)
1.5	軽傷 (軽いけが)	損傷/不具合 (継続運航可能)	Long Delay, ATB (Air Turn Back), Divert
2.0	中傷 (骨折等)	やや大きな損傷/不具合	欠航
2.5	重傷	損傷/不具合 (飛行継続困難)	長期欠航, AOG (Aircraft on Ground)等
3.0	重体・死亡	大破・墜落	機体喪失

さらに、ハザードレベルの高いものと低い発生頻度の積が一定値となるように規定化したハザード規定化レベルを設定している (Table 5.4-3)。

Table 5.4-3 ハザード (規定化レベル)

ハザード 規定化 レベル	安全性 (乗員・乗客)	安全性 (機体)	運航効率性
0.5	影響あり (不便、拘束等)	影響あり (AP Disengage 等)	Delay (点検・整備)
0.6	影響あり (不安・不快感・ 体調不良)	軽微な損傷/不具合	Delay (含 Go Around, Holding 等)
0.8	軽傷 (軽いけが)	損傷/不具合 (継続運航可能)	Long Delay, ATB (Air Turn Back), Divert
1.0	中傷 (骨折等)	やや大きな損傷/不具合	欠航
1.5	重傷	損傷/不具合 (飛行継続困難)	長期欠航, AOG (Aircraft on Ground)等
3.0	重体・死亡	大破・墜落	機体喪失

各問題点のリスク評価にあたっては、下記の6種類について計算を行い、6種類のリスクレベルを算出した。

- ① 頻度レベル+ハザードレベル (乗員・乗客の安全性)
- ② 頻度レベル+ハザードレベル (機体の安全性)
- ③ 頻度レベル+ハザードレベル (運航効率性)
- ④ 頻度レベル×ハザード規定化レベル (乗員・乗客の安全性)
- ⑤ 頻度レベル×ハザード規定化レベル (機体の安全性)
- ⑥ 頻度レベル×ハザード規定化レベル (運航効率性)

5.4.2. 重要な問題点の抽出

6種類のリスクレベルについて、リスクレベル同士でその重要度に差をつけることはできないが、問題点毎に6種類のリスクレベルとも高くなるか低くなるかにおおよそ分類できる結果となった。そこで6種類のリスクレベルがいずれも高くな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、10個の重要な問題点が抽出された (Table 5.4.4)。なお、表中の順番についてはリスクの高低とは無関係である。

Table 5.4-4 重要な問題点

現象	発生する問題
1 滑走路/誘導路の積雪氷	滑走路逸脱/スタック、着陸装置の損傷、空港施設の破損、乗客の怪我、欠航、遅延、イレギュラー運航（ATB/DIV 等）
2 センサーへの氷晶吸い込み/センサー着氷	失速、墜落
3 エンジンへの氷晶/氷塊/過冷却水滴吸い込み	エンジン損傷、エンジン推力低下/停止、イレギュラー運航（ATB/DIV 等）
4 機体への着氷	機体性能、制御性の低下、離陸中断、墜落
5 センサーへの雨水浸入	墜落
6 機体への被雷	欠航/遅延、墜落、部品/構造物の落下
7 乱気流遭遇	乗員・乗客の負傷、運用限界超過
8 低層ウィンドシア遭遇	Hard Landing、機体損傷
9 霧への遭遇	離陸不可、イレギュラー運航（ATB/DIV 等）、進入・着陸復行
10 エンジン/APU 内部/センサーへの火山灰吸込み	墜落

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/誘導路の積雪氷

滑走路/誘導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) センサーへの氷晶吸い込み/センサー着氷

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やセンサー着氷を低減させる

(3) エンジンへの氷晶/氷塊/過冷却水滴吸い込み

氷晶を含む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。

(4) 機体への着氷

5. 全体ビジョン

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) センサーへの雨水侵入

センサーへの雨水侵入を低減する。

(6) 機体への被雷

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。

(7) 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。

(8) 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。

(9) 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。

(10) エンジン/APU 内部/センサーへの火山灰吸込み

火山灰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。また火山灰の付着やエロージョンを低減することや、エンジン内の火山灰を検知し、推力を制御することで安全性を高める。

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 5.4-5 に示す。

Table 5.4-5 重点課題リスト

現象		重点課題	
1	滑走路/誘導路の積雪氷	検知	雪氷状態検知
		予測	雪氷状態予測
		予測	路面摩擦推定
2	センサーへの氷晶吸い込み /センサー着氷	検知	着氷気象状態検知
		検知	氷晶気象状態検知
		予測	着氷気象状態予測
		予測	氷晶気象状態予測
		防御	センサー着氷低減
3	エンジンへの氷晶/氷塊/過 冷却水滴吸い込み	検知	着氷気象状態検知
		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	着氷気象状態予測
		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
4	機体への着氷	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	センサーへの雨水浸入	防御	雨滴影響低減
6	機体への被雷	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
7	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
8	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
9	霧への遭遇	---	

5. 全体ビジョン

10	エンジン/APU 内部/センサーへの火山灰吸込み	検知	火山灰気象状態検知
		検知	エンジン状態検知
		予測	火山灰気象状態予測
		防御	エロージョン低減
		防御	デポジション低減
		防御	エンジン推力制御

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/誘導路の積雪氷
- (2) エンジンへの氷晶/氷塊/過冷却水滴吸い込み
- (3) 機体への着氷
- (4) 機体への被雷
- (5) 乱気流遭遇
- (6) エンジン/APU 内部/センサーへの火山灰吸込み

なお、下記については、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。

- (7) センサーへの氷晶吸い込み/センサー着氷
- (8) センサーへの雨水浸入
- (9) 低層ウィンドシア遭遇
- (10) 霧への遭遇

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 5.4-5）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. 全体ビジョン

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/誘導路の積雪氷：検知技術）
- ・ 雷気象状態検知（機体への被雷：検知技術）
- ・ 氷晶気象状態検知（エンジンへの氷晶/氷塊/過冷却水滴吸い込み：検知技術）
- ・ エンジン着氷低減（エンジンへの氷晶/氷塊/過冷却水滴吸い込み：防御技術）
- ・ 火山灰気象状態検知（エンジン/APU内部/センサーへの火山灰吸込み：検知技術）
- ・ エロージョン低減（エンジン/APU内部/センサーへの火山灰吸込み：防御技術）
- ・ デポジション低減（エンジン/APU内部/センサーへの火山灰吸込み：防御技術）
- ・ 機体制御（乱気流遭遇：検知技術）

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。

- ・ 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）
- ・ 積雪状態予測（滑走路/誘導路の積雪氷：予測技術）
- ・ 路面摩擦推定（滑走路/誘導路の積雪氷：予測技術）
- ・ 雷気象状態予測（機体への被雷：予測技術）
- ・ 被雷損傷低減（機体への被雷：防御技術）
- ・ 被雷損傷検知（機体への被雷：検知技術）
- ・ エンジン着氷検知（エンジンへの氷晶/氷塊/過冷却水滴吸い込み：検知技術）
- ・ エンジン着氷予測（エンジンへの氷晶/氷塊/過冷却水滴吸い込み：予測技術）
- ・ エンジン状態検知（エンジン/APU内部/センサーへの火山灰吸込み：検知技術）
- ・ エンジン推力制御（エンジン/APU内部/センサーへの火山灰吸込み：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。

- ・ 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（機体への被雷：予測技術）
- ・ 氷晶気象状態予測（エンジンへの氷晶/氷塊/過冷却水滴吸い込み：予測技術）
- ・ エンジン推力制御（エンジンへの氷晶/氷塊/過冷却水滴吸い込み：防御技術）
- ・ 乱気流予測（乱気流遭遇：予測技術）

5.6. 機能実証を終えた技術

以下の技術については、すでに機能実証を終えた。

- ・ 機体着氷低減 (機体着氷：防御技術)
- ・ 乱気流検知 (乱気流遭遇：検知技術)

機体着氷低減技術については、防水塗料単体では製品化がなされた。今後、ヒーターと組み合わせたシステム開発の段階に移行している。乱気流検知については、機上搭載型ドップラーライダーの飛行実証を完了している。

おわりに

航空機運航は気象の影響を大きく受ける。本ビジョンでは、さまざまな気象下での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、運航に関する気象情報利用の現状、世界および日本の研究開発の動向について整理し、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最新の概要を示した。さらに今後の技術開発に向け、目指す社会とビジョンの基本方針、重点課題について示した。特に重点課題の抽出においては、気象に対する航空機運航の問題点の洗い出しとリスク評価に関し、初版よりも詳細に分析を行った。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設定を見直すことで、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 2017
- 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) <http://www.aero.jaxa.jp/publication/event/pdf/sympo181003/poster08.pdf>

4 章 個別課題の分析

4.1 節 機体着氷に関する課題

- 4.1.1) M.Farzaneh, “Atmospheric Icing of Power Networks”, Springer Science+Business Media Inc., P.2 (1992)
- 4.1.2) http://www.asias.faa.gov/aviation_studies/weather_study/studyindex.html, accessed 2011-11-26
- 4.1.3) NASA Glenn Research Center, “GRC ImageNet”, C1999-1554,
http://grcimagenet.grc.nasa.gov/home/scr_main.cfm
- 4.1.4) NASA Glenn Research Center, “GRC ImageNet”, C1984-6338,
http://grcimagenet.grc.nasa.gov/home/scr_main.cfm
- 4.1.5) NASA Glenn Research Center, “GRC ImageNet”, C1983-1450,
http://grcimagenet.grc.nasa.gov/home/scr_main.cfm
- 4.1.6) The Boeing Company, “Safe Winter Operations”, AERO Quarterly, QTR_04.10, (2010)
- 4.1.7) 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)

- 4.1.8) D.T. Bowden, A.E. Gensemer and C.A. Skeen, “Engineering Summary of Airframe Icing Technical Data”, FAA Technical Report ADS-4, (1964)
- 4.1.9) Air Safety Foundation, “Aircraft Deicing and Anti-icing Equipment”, WeatherNo.2, Aircraft Owners and Pilots Association (AOPA) , (2004)
- 4.1.10) United States Environmental Protection Agency, “Source Water Protection Practices Bulletin” (2010)
- 4.1.11) The Air Transport Association of America
- 4.1.12) 村瀬平八, “着氷防止塗料” 実務表面技術 34(6), 205-214 (1987)
- 4.1.13) 吉田光則, 大市貴志, 山岸暢, 他, “着雪氷防止技術に関する研究”, 北海道立工業試験場報告, No.292 (1993)
- 4.1.14) 大石 不二夫, 村瀬 平八, 横田 敦, 名西 靖, “新機能ポリマーコーティングによる鉄道雪氷害対策”, 日本雪氷学会誌, Vol.49 (1987)
- 4.1.15) “着氷防止塗料に関する技術開発”, 日本船舶工業会 (2008)
- 4.1.16) Orchard, D., Chevrette, G., Maillard, D., and Khoun, L., “Testing of Elastomer Icephobic Coatings in the AIWT: Lessons Learned”, International Conference on Icing of Aircraft Engines and Structures, Technical Paper 2019-01-1994 (2019)
- 4.1.17) United States Patent, US20060281861A1 (2006)
- 4.1.18) Silicone Ice-Release Coatings R3930 <https://nusil.com> (2019)
- 4.1.19) Liangliang, Cao, Andrew K. Jones, Vinod K. Sikka, Jianzhong Wu and Di Gao, “Anti-Icing Superhydrophobic Coatings”, Langmuir 25, 21 (2009)
- 4.1.20) H.Sojoudi, M.Wang, N. D.Boscher, G. H.McKinley and K. K.Gleason, “Durable and scalable icephobic surfaces: similarities and distinctions from superhydrophobic surfaces”, Soft Matter, 2016, 12, 1938-1963 (2016)
- 4.1.21) Katsuaki Morita, Joseph Gonzales and Hirotaka Sakaue, “Effect of PTFE Particle Size on Superhydrophobic Coating for Supercooled Water Prevention”, Coatings 8(12), 426, (2018)
- 4.1.22) T. S. Wong, S. H. Kang, S. K. Y. Tang, E. J. Smythe, B. D. Hatton, A. Grinthal and J. Aizenberg, “Bioinspired self-repairing slippery surfaces with pressure-stable omniphobicity”, Nature, 477, 443–447 (2011)
- 4.1.23) P. Kim et al, “Liquid-Infused Nanostructured Surfaces with Extreme Anti-Ice and Anti-Frost Performance”, ACS Nano, 6, 6569 (2012)
- 4.1.24) M. J. Kreder et al., “Design of Anti-Icing Surfaces: Smooth, Textured or Slippery? ”, Nat. Rev. Mater., 1 , 15003 (2016)
- 4.2節 滑走路雪氷に関する課題
- 4.2.1) 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
- 4.2.2) Boeing, “Runway Situation Awareness Tools (RSAT) ”, 2014

- 4.2.3) Airbus, “Safety first #26”, 2018.7
 4.2.4) ICAO, “Runway Surface Condition Assessment, Measurement and Reporting”, Cir329

4.3 節 雷気象に関する課題

- 4.3.1) V. A. Rakov and M. A. Uman, “Lightning: physics and effects,” Third edition, Cambridge University Press, 2005.
 4.3.2) SAE International, “ARP5412B”, 2013.1
 4.3.3) 北川信一郎, “大気電気学”, 東海大学出版会, 1996.
 4.3.4) 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.
 4.3.5) Y.L. Lin, “Mesoscale Dynamics,” Cambridge University Press, 2007.
 4.3.6) Yoshikawa and Ushio, Tactical Decision-Making Support Information for Aircraft Lightning Avoidance: Feasibility Study in Area of Winter Lightning, Bulletin of American Meteorological Society, 2019
 4.3.7) Mizutani, F., T. Ushio, E. Yoshikawa, S. Shimamura, H. Kikuchi, M. Wada, S. Satoh, and T. Iguchi, 2018: Fast-scanning phased-array weather radar with angular imaging technique. *IEEE Trans. Geosci. Remote Sens.*, **56**, 2664–2673
 4.3.8) 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.
 4.3.9) DLR, “The DLR Project Wetter & Fliegen (Weather and Flying),” 2012.
 4.3.10) Rockwell Collins, “WXR-2100 MultiScan ThreatTrack weather radar,” 2014.
 4.3.11) 航空自衛隊小松基地気象隊, “LiDAS (地上用雷電探知装置)”, 2003.

4.4 節 対被雷に関する課題

- 4.4.1) SAE, “Aircraft Lightning Zone”, SAE APR 5414 Rev. A, Feb. 2005.
 4.4.2) SAE, “Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveforms”, SAE APR 5412 Rev. B, Jan. 2013.三菱航空機株式会社, “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
 4.4.3) 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.
 4.4.4) Powder coating: Types & Applications, HEF 社プレゼン資料
 4.4.5) Niles Internationals HP, <http://www.nilesexpandedmetals.com/advanced-composites>
 4.4.6) 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>
 4.4.7) Guerra-Garcia C., et al. “Charge Control Strategy for Aircraft-Triggered Lightning Strike Risk Reduction”, *AIAA Journal*, DOI: 10.2514/1.J056406, 2016

4.5 節 火山灰・氷晶気象に関する課題

- 4.5.1) 内閣府:防災情報のページ, <http://www.bousai.go.jp/kazan/taisaku/k101.htm>
- 4.5.2) Rory Clarkson, Volcanic Ash and Aviation – Rolls-Royce Position, May 2017.
- 4.5.3) The Boeing Company, AERO QTR_04, 2007.
- 4.5.4) William, J. Hughes, “The High Ice Water Content Study of Deep Convective Clouds Report on Science and Technical Plan” Final Report, DOT/FAA/TC-14/31, July 2016.
- 4.5.5) 新堀 敏基、火山灰輸送：モデルと予測、総説、火山第 61 巻、第 2 号、pp.399-427, 2016.
- 4.5.6) 東京 VAAC ,https://ds.data.jma.go.jp/svd/vaac/data/Inquiry/vaac_operationj.html
- 4.5.7) Rose W.I. et al., “Ice in the 1994 Rabaul eruption cloud: Implications for volcano hazard and atmospheric effects”, *Nature*, 375, 477–479, 1995a.
- 4.5.8) 新堀 敏基ほか、”気象レーダー・衛星による火山噴煙観測—2011 年霧島山（新燃岳）噴火の事例—”、*験震時報*第 77 巻、pp.139-214, 2013.
- 4.5.9) Maki, M., et al., “Observation of volcanic ashes with a 3-cm polarimetric radar. Proc. 30th Int. Conf. on Radar Meteor., Munich, Germany”, *Amer. Meteor. Soc.*, P5.13. 2001, https://ams.confex.com/ams/30radar/techprogram/paper_21897.htm.
- 4.5.10) Marzano, F. S. et al., “Synthetic signatures of volcanic ash cloud particles from X-band dual-polarization radar”, *IEEE Trans. Geosci. Remote Sens.*, 50, 193–211, 2012b.
- 4.5.11) Marzano, F. S. et al., “Inside Volcanic Clouds. Remote Sensing of Ash Plumes Using Microwave Weather Radars”, *BAMS*, October, 1567 – 1586, 2013a.
- 4.5.12) Melnikov, V. et al., “Detecting and tracking of airborne volcanic ash with the WSR-88Ds”, https://www.nssl.noaa.gov/publications/wsr88d_reports/rocmou16_Task8_Volcanic%20Ash.pdf
- 4.5.13) 中道 治久ほか、”南九州の火山における小型 X バンド偏波レーダーの展開と噴火観測事例”、*京都大学防災研究所年報* 第 61 号 B 平成 30 年.
- 4.5.14) Chouza F. et al., “Monitoring volcanic ash in the atmosphere”, <http://spie.org/news/4865-monitoring-volcanic-ash-in-the-atmosphere?SSO=1>
- 4.5.15) Marengo F. et al., “Airborne lidar observations of the 2010 Eyjafjallajökull volcanic ash plume”, *JGR*, Vol. 116, D00U05, DOI:10.1029/2011JD016396, 2011.
- 4.5.16) Boselli A. et al., “First Volcanic First Volcanic Plume Measurements by an Elastic/Raman Lidar Close to the Etna Summit Craters”, *Frontiers in Earth Science*, Vol. 6, Article 125, doi:10.3389/feart.2018.0125.
- 4.5.17) Gao F. et al., “Monitoring presence and streaming patterns of Icelandic volcanic ash during its arrival to Slovenia”, *Biogeosciences*, 8, 2351-2363, 2011.
- 4.5.18) Nagai T. et al., “Lidar observation of the stratospheric aerosol layer over Okinawa, Japan, after the Mt. Pinatubo volcanic eruption”, *J. Meteor. Soc. Japan*, 71, 749-755. 1993

- 4.5.19) Gasteiger J. et al., “Volcanic ash from Iceland over Munich: mass concentration retrieved from ground-based remote sensing measurements”, *Atmos. Chem. Phys.*, 11, 2209-2223, 2011.
- 4.5.20) Hervo M. et al., “Physical and optical properties of 2010 Eyjafjallajökull volcanic eruption aerosol: ground-based, Lidar and airborne measurements in France”, *Atmos. Chem. Phys.*, 12, 1721-1736, 2012.
- 4.5.21) 酒井 哲ほか, “佐賀のライダーとスカイラジオメータによって検出された桜島の火山灰の高度分布と光学特性”, *RSSJ*, Vol.34, No.3, pp. 197-204, 2014.
- 4.5.22) 中北 英一ほか, “最新型偏波レーダーを用いた氷相降水粒子タイプの混在状態推定に関する研究”, 京都大学防災研究所年報 第 53 号 B 平成 22 年 6 月.
- 4.5.23) Alexander V. R. and Z. S. Dusan, “Depolarization in Ice Crystals and Its Effect on Radar Polarimetric Measurements”, *Journal of Atmos. And Oceanic Technology*, Vol. 24, pp.1256-1267, 2007.
- 4.5.24) Kenneth S., “The Polarization Lidar Technique for Cloud Research: A Review and Current Assessment”, *American Meteorological Society*, Vol. 72, No. 12, pp. 1848-1866, 1991.
- 4.5.25) 岡本 創, “氷粒子・ダスト・惑星間塵の非球形散乱特性”, *Earozoru Kenkyu*, 31(3), pp.176-184, 2016.
- 4.5.26) Westbrook, C. D., “Doppler lidar measurements of oriented planar ice crystals falling from supercooled and glaciated layer clouds”, *Q.J.R. Meteorol. Soc.* 136: 260-276,2010.
- 4.6 節 エンジン着氷に関する課題
- 4.6.1) 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.
- 4.6.2) Mason, J., et al., “The ice particle threat to engines in flight”, *AIAA2006-206*, 2006.
- 4.6.3) Fisher, J., “Aircraft turbine engine icing”, *SAE International Aircraft Icing Conference*, 2011.
- 4.6.4) Bureau of Meteorology, Australian Government, "High Ice Water Content", <http://www.bom.gov.au/aviation/knowledge-centre/>, 2015.
- 4.6.5) Peter M. Struk, “An Initial Study of the Fundamentals of Ice Crystal Icing Physics in the NASA Propulsion Systems Laboratory”, 9th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, June 5-9, 2017.
- 4.6.6) Ratvasky, T., “High Ice Water Content Flight Campaign”, 2011 Annual technical meeting, May 10-12, 2011, St. Louis, MO.
- 4.7 節 エンジン火山灰吸込みに関する課題
- 4.7.1) 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.
- 4.7.2) 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.
- 4.7.3) https://en.wikipedia.org/wiki/KLM_Flight_867
- 4.7.4) Venti, M., et al., "Vehicle Integrated Propulsion Research (VIPR) III Volcanic Ash Environment (VAE) Preliminary Visual and Teardown Observations", DFRC-E-DAA-TN30644, 2016.
- 4.7.5) Song, W., et al., "Volcanic ash melting under conditions relevant to ash turbine interactions", *Nature communications*, DOI: 10.1038/ncomms10795., 2016
- 4.7.6) 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
- 4.7.7) Clarkson, R., "Ash deposition and what damage this can cause the engine", IMechE: In Flight Ash Cloud Detection, 13 April 2016.
- 4.7.8) Prata et al., "Artificial cloud test confirms volcanic ash detection using infrared spectral imaging", *Scientific Reports*, 6: 25620, 2016.

4.8 節 乱気流に関する課題

- 4.8.1) 濱田, "航空機搭載型ドップラーライダーによる事前乱気流情報と予見制御を用いた機体動揺低減," *システム/制御/情報*, vol. 59, no. 10, pp. 375-380, 2015.
- 4.8.2) 運輸安全委員会, "事故調査報告書," 2011. [Online]. Available: <http://www.mlit.go.jp/jtsb/aircraft/rep-acci/AA2011-8-1-N676NW.pdf>.
- 4.8.3) 渡辺, "レーダーの歴史; 知識ベース," *電子情報通信学会*, pp. 11 群-2 編-5 章, 2011.
- 4.8.4) 鈴木, 古くて新しい観測装置気象レーダーの話, 2010.
- 4.8.5) C. Peterson, "Weather radar the next 10 years," in 16th Annual "Friends/Partners in Aviation Weather" Forum, 2012.
- 4.8.6) 中山, 飛行機と気象, 成山堂書店, 2010.
- 4.8.7) 気象庁編, 航空気象予報作業指針, 気象業務支援センター, 1998.
- 4.8.8) 運輸安全委員会事務局, "運輸安全委員会ダイジェスト," vol. 15, 2014.
- 4.8.9) (公財) 航空機国際共同開発促進基金, "乱気流検知技術の最新研究動向," 解説概要 22-1, 2010. [Online]. Available: <http://www.iadf.or.jp/document/pdf/22-1.pdf>.
- 4.8.10) R. Targ et. al., "Coherent lidar airborne wind sensor II: flight-test results at 2 and 10 μm ," *Applied Optics*, vol. 35, no. 36, pp. 7117-7127, 1996.
- 4.8.11) N. P. Schmitt et. al., "The AWIATOR airborne LIDAR turbulence sensor," *Aerospace Science and Technology*, vol. 11, pp. 546-552, 2007.
- 4.8.12) C. V. Regan and C. D. Jutte, "Survey of applications of active control technology for gust alleviation and new challenges for lighter-weight aircraft.," *NASA Technical Memorandum*,

pp. NASA/TM-2012-216008, 2012.

- 4.8.13) N. Fezans and H. D. Joos, "Combined feedback and lidar-based feedforward active load alleviation," in AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2017.

5 章 全体ビジョン

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

以上