ISSN 2758-1675

令和６年度（第２４回）

電 子 航 法 研 究 所 研 究 発 表 会

講　演　概　要

令和６年６月

国立研究開発法人　海上・港湾・航空技術研究所
電子航法研究所

目　次

※印は講演者

1. 次世代 SBAS の北極域における性能評価実験	航法システム領域	※	髙橋　透	1
			北村光教	
			齋藤　享	
			坂井丈泰	
	海洋研究開発機構		藤原　周	
2. GAST-D 性能評価のための電離圏誤差評価	航法システム領域	※	齋藤　享	5
			吉原貴之	
3. GAST-D による低視程時の滑走路運用の改善効果	航法システム領域		吉原貴之	10
		※	齊藤真二	
			藤井直樹	
	航空交通管理領域		青山久枝	
［特別講演］アレーアンテナを活用した監視技術高度化の研究	監視通信領域	※	長縄潤一	16
			北折潤	
			古賀禎	
			宮崎裕己	
4. 次世代マルチリンク航空無線システムの実証実験について	監視通信領域	※	河村暁子	22
			森岡和行	
			佐藤正彦	
			長縄潤一	
			呂暁東	
			米本成人	
5. 固定翼無人機の広域位置探知実験の結果について	監視通信領域	※	古賀禎	26
	航空交通管理領域		虎谷大地	
			佐藤岳	
6. 運航制約条件を考慮した悪天回避経路に関する研究	航空交通管理領域	※	中村陽一	31
			瀬之口敦	
7. 管制支援機能が管制業務作業量に及ぼす影響	航空交通管理領域	※	平林博子	36
			井無田貴	
			瀬之口敦	
			ビクラマシンハ ナヴィンダ キトマル	
			虎谷大地	
			村田暁紀	

令和 6 年度　新規研究課題　46

次世代 SBAS の北極域における性能評価実験

航法システム領域　※髙橋 透，北村 光教，齋藤 享，坂井 丈泰
海洋研究開発機構　藤原 周

1　まえがき

北極域の海氷面積が減少している。数値計算によるシミュレーションによると 2030 年から 2080 年の間の夏季に”ice-free”となる期間が到来することが予想されている[1, 2]。これに伴って、北極海航路の探索、資源調査といった北極域の経済活動が活発になり、船舶や航空機の需要が高まることが予想されている[3]。インフラが脆弱な北極域での船舶･航空機の航行には、次世代の測位方式である DFMC SBAS (Dual-Frequency Multi Constellation Satellite Based Augmentation System)を用いることが有効であることが指摘されている[3]。

現行の SBAS は静止軌道に配置された SBAS 衛星から放送されている。静止軌道から放送されている SBAS メッセージは緯度 72 度以上では受信することができない（図 1a）。このため、現行のシステムでは北極域において DFMC SBAS を利用することができない。

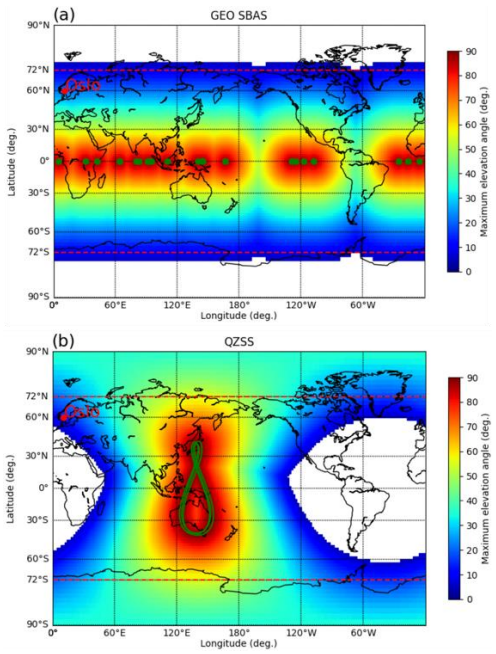


図 1. (a)静止軌道衛星の仰角。(b)QZSS の仰角。

傾斜対地同期軌道 (IGSO: Inclined Geosynchronous Orbit）から SBAS メッセージを放送することが極域で DFMC SBAS メッセージを受信することができない問題の解決策として挙げられている。日本の準天頂衛星（QZSS: Quasi-Zenith Satellite System）は IGSO の一種で、QZSS から放送される電波は極域で受信することができる（図 1b）。さらに、QZSS は現在、DFMC SBAS メッセージを放送しており、このメッセージは電子航法研究所が生成している。

DFMC SBAS メッセージは図 2 に示す、世界 22 点に展開された監視局の監視データに基づいて生成されている。監視局では GPS、Galileo、QZSS の L1/L5 及び E1/E5a の疑似距離を監視し、メッセージに反映している。また、上記の 2 周波数線型結合された疑似距離だければく、衛星の位置と衛星クロックの誤、保守的なエラーバーとして使われる保護レベル（PL: Protection Level）を計算できるパラメータもメッセージに含まれている[4]。

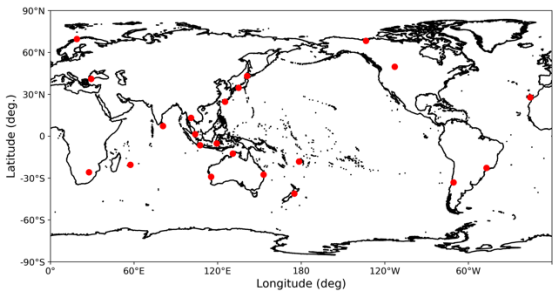


図 2. 監視局の配置。

QZSS から放送される DFMC SBAS メッセージは日本周辺での利用が想定され、生成されており、日本における性能評価は進められているものの、北極域における利用には検証が必要である。従って、本研究では QZSS から放送される DFMC SBAS メッセージを北極域において受信することで性能評価を行い、その可用性を明らかにすることを目的とする。

2　オスロでの事前実験

2021 年 2 月 24 日から 2021 年 3 月 17 日にノルウェー・オスロ（10.72° E, 59.94° N）に受信機を設置して、QZSS から放送される DFMC SBAS の性能評価を行った。この性能評価では短期間ではあったものの、GPS、Galileo、GLONASS、BeiDou、及び QZSS の測位信号が受信され、QZSS から放送された DFMC SBAS メッセージの受信も行われた。性能評価においては、DFMC SBAS メッセージを用いて PL の計算も行われ、測位誤差との比較が行われた。その結果、DFMC SBAS のシステムとしては利用可能であるものの、航空機の利用を想定されたアベイラビリティ（利用できる時間の割合）は日本と比較して低いものとなった。この結果を考察し、監視局の配置が欧州に希薄であることに着目した。簡単な予測を行い、欧州地方に 3 局の監視局を配置することで日本と同等の性能で利用可能であることを示した[5]。

3　海洋地球研究船みらいでの観測

次のステップとして海洋研究開発機構所属の海洋地球観測船みらいに GNSS 受信機及びアンテナを設置して、北極海における DFMC SBAS の性能評価を行った。みらいは 2024 年 8 月 25 日に清水港を出港し、9 月 2 日に米国・ダッチハーバーに入港した。そのご、9 月 4 日にダッチハーバーを出港し、北極海においておよそ 1 ヶ月間研究航海を行った。

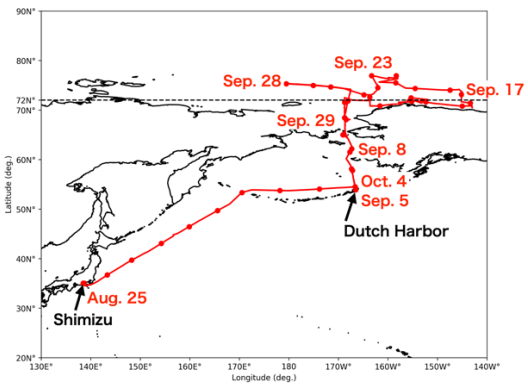


図 3. みらいの航海日程。

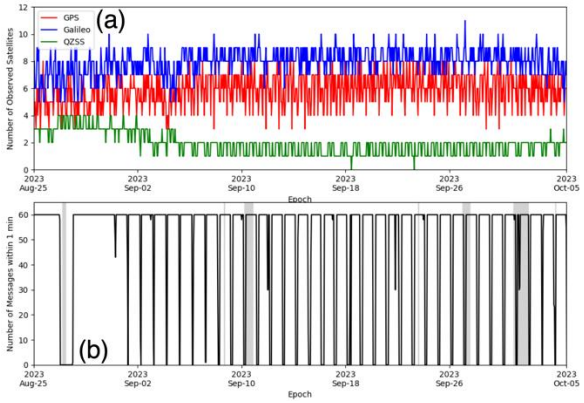


図 4. (a)受信された GPS, Galileo, QZSS 衛星数、(b) 1 分以内に受信された DFMC SBAS のメッセージ数。灰色の時間帯は DFMC SBAS がメンテナンスを行なっていた時間帯。

みらいには GNSS 受信機として JAVAD DELTA、Septentrio Pola5S、DFMC SBAS メッセージの受信機として CORE Cohac ∞、Furuno L5S Prototype 受信機が搭載された。図 4a に GNSS 受信機によって観測された GPS, Galileo QZSS 衛星数を示している。GPS と Galileo 衛星は全時間帯にわたって、4~10 機観測されていた。QZSS 衛星は 9 月 2 日までは 2~4 機が観測されていた。9 月 2 日以降は 1~2 機の QZSS が観測された。これは QZSS が同期している日本から離れたためである。図 4b に 1 分間に取得された DFMC SBAS メッセージ数を示す。DFMC SBAS メッセージは 1 Hz で送信されているため、通常は 1 分間に 60 個のメッセージが受信される。DFMC SBAS メッセージは受信された QZSS 衛星の個数が減る 9 月 2 日まではほぼ 60 個観測されていたが、9 月 2 日以降は DFMC SBAS メッセージが受信されていない時間帯もあった。これは本研究では QZSS2 号機と QZSS4 号機から送信されたメッセージを使ったため、これらのメッセージがない時間帯が生じることとなった。以上のことから、観測された GNSS 衛星の個数及び、DFMC SBAS メッセージの個数共に当初予想されていた通りの観測が行われたため、本観測は大きなシステムトラブルなしに観測を実行することができた。

4　観測結果

本研究では JAVAD DELTA によって 1 Hz 取得された測位信号と Furuno L5S Prototype Receiver で取得された DFMC SBAS メッセージを使って、補強された測位解を求めた。測位結果を示す前に初めに JAVAD DELTA で観測された衛星数の時間変化と DFMC SBAS メッセージによって補強された衛星数、そのヒストグラムを図 5 に示す。観測された GPS, Galileo, QZSS の合計の衛星数は 14-19 機である一方、補強された衛星数は平均的に 5-12 機であった。本研究では GPS, Galileo, QZSS の 3 つの衛星系を使って補強された測位解を得た。このため、6 機以上の衛星が受信された時間帯のみを抽出し、補強された保測位解を導出した。

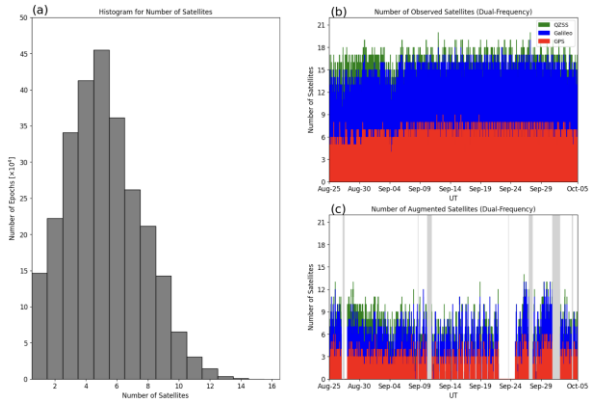


図 5. (a)補強された衛星数のヒストグラム、(b)観測された GPS, Galileo, QZSS 衛星数の時間変化、(c)補強された GPS, Galileo, QZSS 衛星数の時間変化。

補強された測位解のアンテナ位置からの距離を図 6 に示す。測位解は 100 秒の時定数のキャリアスムージングで求めた。アンテナの位置は高精度単独測位（PPP: Precise Point Positioning）を用いて事後解析により求めた。また、$\rho_{i,code}$ と $\rho_{i,carrier}$ をコード疑似距離と位相疑似距離とすると、

$$\left|\rho_{i,code} - \rho_{i,carrier}\right| > 20$$

の条件を満たす信号をマルチパスの影響がある信号として計算から除外した。

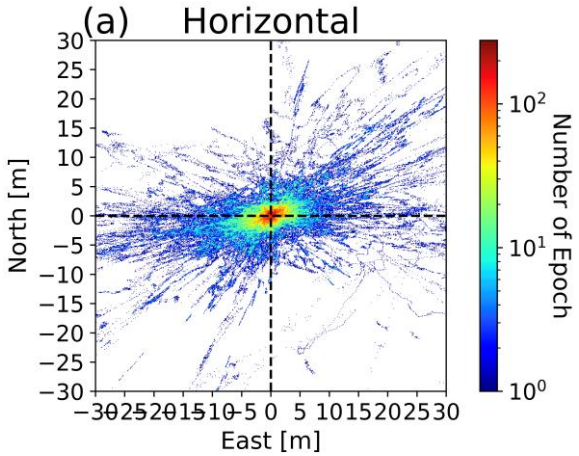


図 6. 測位結果。

測位誤差は、DFMC SBAS メッセージを使わずに測位する方法である単独測位と比較して、ばらつきが大きく、最頻値は東向き、北向きそれぞれ 0.5 m, -0.2 m で、標準偏差は東向き、北向きそれぞれ 28.51 m, 12.05 m となった。ばらつきが大きいものの補強された測位解の誤差が PL 以下であればシステムとしては利用可能である。次に、PL の計算を行った。

PL は水平方向の PL である HPL (Horizontal Protection Level)、鉛直方向の PL である VPL (Vertical Protection Level)があるが、本研究は船で観測を行ったため、HPL を扱う。HPL は以下の式により求めた、

$$HPL = K_H d_{major}$$

K_Hはそれぞれ対象とするシステムのインテグリティリスクによって変わり、外洋を航行中の船舶のインテグリティリスクは10^{-5}であるので本研究の場合は 4.42 とした。d_{major}は水平に投影された誤差の標準偏差に相当する値で、以下の誤差の二乗和に基づいて計算される。

$$\sigma_i^2 = \sigma_{i,DFC}^2 + \sigma_{i,tropo}^2 + \sigma_{i,air,DF}^2 + \sigma_{i,iono}^2$$

右辺、第 1 項、第 2 項、第 4 項はそれぞれ、SBAS 補強、対流圏、電離圏の誤差モデルである。第 3 項は航空機を想定した誤差モデルであ

る。本研究では船舶を用いた観測ではあるが、船舶の誤差モデルは現在、調査中のため、第 3 項は現時点では航空機での利用を想定した誤差モデルを使った。

図 7 に HPL と観測誤差を直接比較したインテグリティチャートを示す。インテグリティリスクを超えて誤差が HPL を超えない必要があるが、今回の計算では DFMC SBAS メッセージにより補強した測位解と HPL が計算できた時間が 332120 epoch であったことに対して、2041 epoch で誤差が HPL を超えた。

事前実験としてオスロで行った実験では補強された衛星数が少ないことが、測位誤差を大きくする要因の一つではないかということを示している。ここで、簡単に今回の観測において、誤差が HPL を超えた時間帯を調べると、補強された衛星数は十分にある場合が多く、補強された衛星数が測位誤差を大きくした主な要因ではないと今のとこと考えている。従って、前述のように航空機の誤差モデルを利用していることが原因として挙げられ、今後、船舶の誤差モデルを見積り、性能評価を行う必要がある。

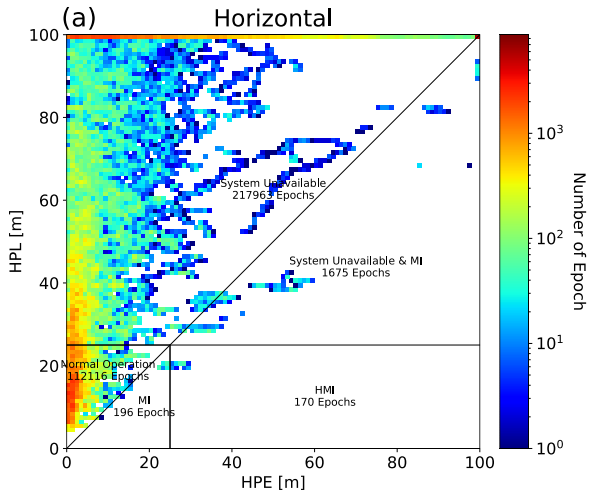


図 7. インテグリティチャート。縦軸が HPL で横軸は水平測位誤差である。

5 まとめ

本研究では海洋研究開発機構所有の海洋地球研究船みらいに GNSS 受信機及び DFMC SB メッセージ受信機を設置した。みらいは 2023 年 8 月 25 日に清水港を出港し、ダッチハーバーに一時寄港した後に北極海に入った。その後、10 月 4 日にダッチハーバーに入港した。この間、約 1 ヶ月間、北極海で研究航海を行った。

すべての観測期間で観測機器は正常に観測を行った。DFMC SBAS メッセージを使って補強された測位解と HPL を比較すると、332120 epoch 中、2041 epoch で誤差が HPL を超えた。簡単な調査ではあるが、補強された衛星数を調べると、誤差が HPL を超えた時間帯であっても補強された衛星数は十分であった。原因として、HPL の計算に航空機の誤差モデルを利用していたことが挙げられる。このため、次のステップとして船舶の誤差モデルを推定し、性能評価を行う必要がある。

5 参考文献

[1] Miller, A. W., & Ruiz, G. M. (2014). Arctic shipping and marine invaders. Nature Climate Change, 4(6), 413–416. https:

[2] Overland, J. E., & Wang, M. (2013). When will the summer arctic be nearly sea ice free? Geophysical Research Letters, 40(10), 2097–2101. https://doi.org/https://doi.org/10.1002/grl.50316

[3] Reid, T., Walter, T., Blanch, J., & Enge, P. (2016). Gnss integrity in the arctic. NAVIGATION, 63(4), 469–492. https://doi.org/https: //doi.org/10.1002/navi.169

[4] Kitamura, M., & Sakai, T. (2019). DFMC SBAS prototype system performance using global monitoring stations of qzss. Proceedings of the ION 2019 Pacific PNT Meeting, 382–387. https://doi.org/https://doi.org/10.33012/2019.16789

[5] Takahashi, T., Saito, S., Kitamura, M. & Sakai, T., (2022) Performance of DFMC SBAS broadcasted from Japanese QZSS in Oslo, Norway, Proceedings of the 2022 International Technical Meeting of The Institute of Navigation, Long Beach, California, pp. 401-406. https://doi.org/10.33012/2022.18239

GAST-D 性能評価のための電離圏誤差評価

航法システム領域　※齋藤 享，吉原 貴之

1　まえがき

GBAS (GNSS Ground-Based Augmentation System)とは，ICAO (International Civil Aviation Organization) において国際標準(SARPs: Standards and Recommended Practices)として規格化されている，GPS 等の測位衛星(GNSS: Global Navigation Satellite System)を利用した航空機の進入着陸システムであり [1]，現行の ILS (Instrument Landing System)の後継となる次世代の進入着陸システムと位置付けられ，世界各国で導入が進められている。

これまでに、米国 GPS 及びロシア GLONASS の L1 周波数(1.57542 GHz)信号を用いる GBAS が標準化されており、カテゴリーI (CAT-I) 精密進入を実現する GAST (GBAS Approach Service Type) C 及びカテゴリーII/III (CAT-II/III) 精密進入を実現する GAST D の 2 つのサービスタイプが定義されている。

これまでに GAST C をサポートする GBAS は世界各地で導入されてきている。しかしながら、GAST D についてはボーイング 777-X において機上装置が搭載されるなど航空機側での対応の一方で、地上装置の整備が進んでいない。地上装置の整備が進まない原因としては、これを新たに導入するコストと、特に磁気低緯度地域における電離圏の影響による性能低下対策の必要性が挙げられる。

本研究では、GAST C 地上装置の機能を最大限活用し、磁気低緯度地域における GAST D の性能を最大化することを目的とする。

2　GAST D における電離圏異常対策

2.1　GAST D の基本設計

GBAS は地上装置と機上装置からなるディファレンシャル GNSS システムであり、地上装置は GNSS 衛星信号を観測し、その誤差の補正値と信頼性（インテグリティ）情報を生成して VDB (VHF Data Broadcast)信号により放送する。機上装置は、自ら観測した GNSS 衛星信号に VDB 経由で受信した補正値を適用するとともにインテグリティ情報を用いて信頼性情報つきの測位解を得る[2, 3]。

ここで、GAST C においては地上装置が機上装置の測位解のインテグリティを担保する。すなわち、機上装置がどのような状態であってもその測位解の信頼性が担保されるようにインテグリティ情報を生成する。しかしながら、この手法では、特に地上装置と機上装置の電離圏遅延誤差の補正誤差に関するインテグリティ情報が保守的になり、CAT-II/III が要求するインテグリティ要件を満たさなければならない GAST D においては非現実的と考えられた。そこで、GAST D においては電離圏補正誤差についてのみ地上装置と機上装置が分担してインテグリティを担保する設計とされた[1-3]。

2.2　潜在電離圏残留誤差(E_{ig})

GAST D において電離圏補正誤差については、地上装置が電離圏補正誤差の原因となる電離圏異常を監視し、衛星ごとの擬似距離測定値における潜在電離圏残留誤差を保証する。この保証値(E_{ig})を GBAS 基準点（GBAS 基準局位置の重心）から滑走路端までの距離の関数として機上装置が得られるように、新たに GAST D 用に定義された GBAS メッセージ（メッセージタイプ (MT) 2 Additional Data Block (ADB) 3）を用いて放送する。この E_{ig} 値は地上装置のインテグリティモニタ設計に基づき、事前にシミュレーション計算を用いて決定される。

機上装置は、自らの GNSS 観測データを用いた電離圏に関するインテグリティモニタを実行するとともに、E_{ig} 値と衛星配置を基に推定される最大測位誤差が機体性能によって許される最大測位誤差を超えないように衛星配置を選別することにより、CAT-II/III 運航のためのコース偏位を出力する。従って、E_{ig} 値が小さいほど可用性が高く、E_{ig} 値が大きいほど可用性が低くなる。

GAST D SARPs の検証過程において、地上装

置が典型的な基準局配置とインテグリティモニタ構成をとった場合、電離圏遅延量が空間的に大きく変動する磁気低緯度地域においては E_{ig} 値が大きくなり、可用性が低下する場合があることが示唆されている[1, 4]。

2.3 電離圏フィールドモニタ(IFM)

先に述べたように、GAST C においては地上装置が機上装置の測位解の信頼性に責任を持つ設計となっているため、保守的なインテグリティモニタが必要となる。GAST C においては、電離圏遅延量の空間変動に伴う誤差を保証するために、機上装置が使用しうる衛星配置を全て仮定し、電離圏起因の潜在誤差により機上側が危険となり得る衛星配置が排除されるようにインテグリティパラメータを大きく調整する操作（地上ジオメトリスクリーニング）[5]が一般的に用いられる。

この地上ジオメトリスクリーニングは、磁気低緯度地域などの電離圏変動が大きい地域においては可用性が十分でないレベルまで損なう結果となることがある。このため、電子航法研究所では電離圏フィールドモニタ(IFM: Ionospheric Field Monitor)と呼ばれる監視局を用いることで電離圏起因の潜在誤差を低減させ、GAST C の可用性を改善する手法を開発した[6, 7]。

IFM は GAST C のために開発された技術であるが、GAST D は規格として GAST C を包含すること、また既存の GAST C 地上装置のアップグレードとして GAST D 地上装置が実現されることがコスト面からも望まれることから、GAST D 地上装置が GAST C のために IFM を装備することは十分あり得ることである。IFM はその概念から、電離圏起因の潜在誤差を低減させるものであるので、GAST D における E_{ig} 値を低減させることができる可能性がある。

3 評価方法

GAST D の性能評価においては、満たすべきものとして与えられるインテグリティ要件に対する可用性が指標となる。まず与えられた GBAS 地上局と滑走路端の配置及び電離圏脅威モデルに対し、これらを記述するパラメータのあり得る全ての組み合わせに対して残留誤差のシミュレーションを行い、最大未検出誤差として E_{ig} 値を決定する。ここでは、インテグリティモニタの性能を仮定する必要がある。次に得られた E_{ig} 値をもとに、航空機側の最大許容誤差を仮定し、ある場所における衛星配置全てについて GAST D サービスの可不可を判定し、可用性を導出する。

3.1 インテグリティモニタ

電離圏に関連したインテグリティモニタは、標準的には地上側の CCD (Code-Carrier Divergence)モニタ及び IGM (Ionospheric Gradient Monitor)、機上側の DSIGMA (Dual-Solution Pseudorange Ionospheric Gradient Monitoring)及び CCD (Code-Carrier Divergence)モニタがある。各モニタの詳細については文献[1-4]をされたい。しかし、DSIGMA と機上 CCD モニタは相関が高いことが知られており、保守的に評価するため機上 CCD モニタは考慮しないこととする。

加えて、本研究では IFM を地上側のインテグリティモニタとして考慮する。

3.2 インテグリティモニタの評価方法

それぞれのインテグリティモニタに対し、あるシミュレーション条件が与えられた際にモニタの検定統計量 x が得られる。この検定統計量は標準偏差 σ_{int} をもつ正規分布で表現されるとすると、この条件下で見逃す確率、すなわち検定統計量が閾値 x_{th} 以下となる確率(P_{md})は、図 1 に示すようなものとなり、以下の式で与えられる。

$$P_{md} = \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma_{int}^2}} \int_{-\infty}^{x_{th}} exp\left(-\frac{(t-x)^2}{2\sigma_{int}^2}\right) dt$$

$$= \frac{1}{2}\left[1 + erf\left(\frac{x_{th} - x}{\sqrt{2\sigma_{int}^2}}\right)\right] \quad (1)$$

ここで erf は誤差関数である。

閾値 x_{th} は継続性要件を満たす最小値として、以下のように与える。

$$x_{th} = K_{FFD} \times \sigma_{cont} \quad (2)$$

ここで σ_{cont} は継続性のための異常がない場合の標準偏差、K_{FFD} は継続性要件のための係数である。閾値は継続性要件とインテグリティ要件を満たす範囲内で設定することができるが、保

守性のため、閾値が最も小さくなるように式(2)のように与えることとした。

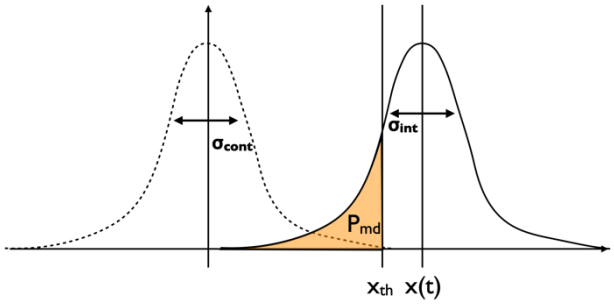


図 1. 検定統計量の分布と見逃し確率 P_{md}

3.3 シミュレーション

GBAS 地上局と滑走路端の配置に加え、航空機の速度、衛星の電離圏貫通点(IPP: Ionospheric Pierce Point)の速度、及び直線状の波面をもつと仮定する電離圏空間変動をパラメータ化し、その組み合わせそれぞれについて残留誤差のシミュレーションを実施する（図 2, 3）。それぞれのシミュレーションにおいて航空機が 1 アプローチを実施し、滑走路端に達した時点での電離圏残留誤差の見逃し確率($P_{md,tot}$)が 10^{-9} 以上である場合、これを残留誤差として記録する。

見逃し確率は、それぞれのモニタの見逃し確率を用いて、IFM なしの場合

$$P_{md,tot} = \min\left(P_{md,IGM} \times P_{md,DSIGMA}, P_{md,IGM} \times P_{md,CCDgnd}\right) \quad (3)$$

IFM ありの場合は

$$P_{md,tot} = \min\left(\min\left(P_{md,IGM}, P_{md,IFM}\right) \times P_{md,DSIGMA}, \min\left(P_{md,IGM}, P_{md,IFM}\right) \times P_{md,CCDgnd}\right) \quad (4)$$

として求められる。

電離圏脅威モデルについては文献[7, 8]を参照し、表 1 に示す値を用いた。

インテグリティモニタの設定値は、地上 IGM、地上 CCD、機上 DSIGMA については文献[4]を参照し、IFM については文献[9]を参照し、表 2 に示す値を用いた。

表 1. 電離圏脅威モデル

Slope [mm/km]	0-600
Width [km]	5-25
Depth [m]	10
Speed [m/s]	0–750

表 2. インテグリティモニタの設定値

	継続性 σ (σ_{cont})	K_{FFD}	インテグリティ σ (σ_{int})	K_{md}
地上 IGM	16.7 [mm/km]	5.54	26.7 [mm/km]	6.0
地上 CCD	6.9 [mm/s]	5.91	6.9 [mm/s]	6.0
機上 DSIGMA	0.174 [m]	5.61	0.174 [m]	6.0
地上 IFM	10 [mm]	5.2	10 [mm]	6.0

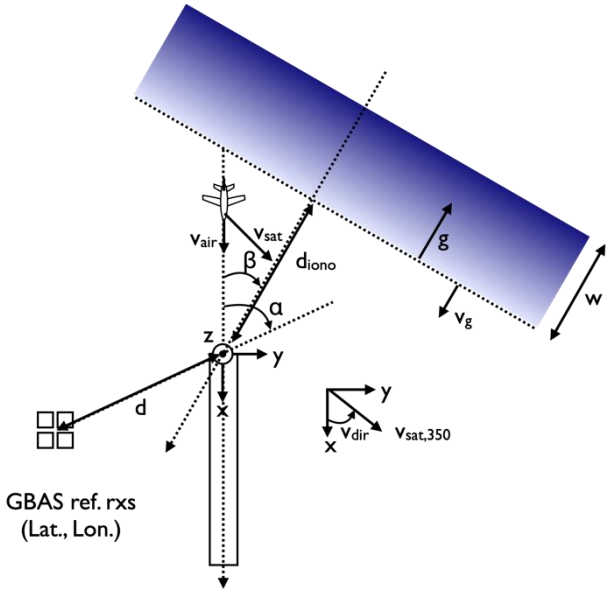


図 2. IFM なしの場合のシミュレーション配置

4 結果

4.1 アプローチシミュレーション例

まず、個々のアプローチシミュレーションの結果を確認するために、図 4 に示す配置においてシミュレーションを実行した。この時、アプローチ開始時においては10mの電離圏残留誤差があるものの、次第にインテグリティモニタが働き、最終的には 0.35m の誤差が残るものの、インテグリティモニタによって見逃される確率は 10^{-9} よりも極めて小さく、安全であることがわかる。

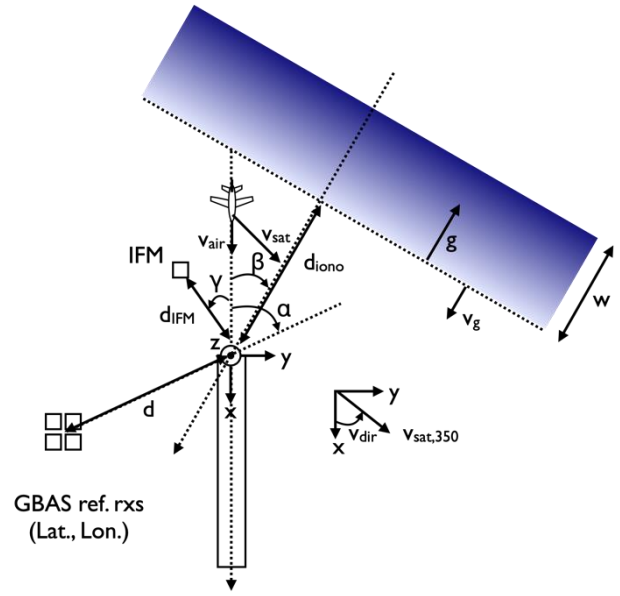


図 3. IFM ありの場合のシミュレーション配置

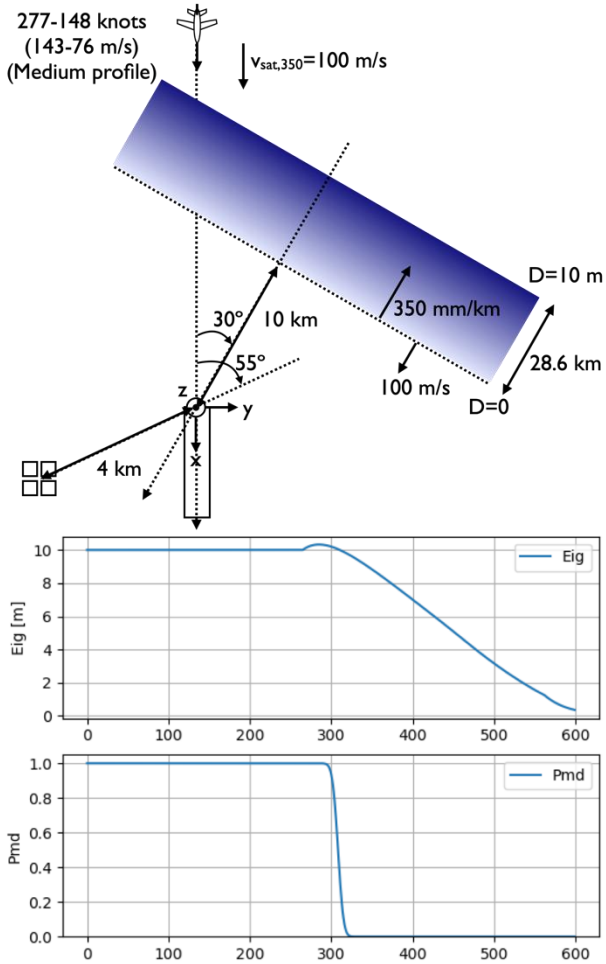


図 4. アプローチシミュレーションの例及び結果

4.2 IFM なし(GAST D 標準構成)の場合

表 3 に示すパラメータを用いてシミュレーションを実行した結果を、見逃し確率 10^{-9} 以上において、最大 2.86m の電離圏残留誤差があり得ることがわかった。これは標準的な E_{ig} の最大値(2.75m)[1]を超えており、可用性が損なわれる恐れがあるものである。

表 3. シミュレーションパラメータ

d_{grp} [km]	β [º]	d_{iono} [km]	g [mm/km]
4	-90:15:90	0:1:20	200:20:600, -600:20:-200
W [km]	D [m]	v [m/s]	v_{air}
10	10	-750:10:750	Medium

4.3 IFM ありの場合

次に、図 5 に示す位置に IFM を配置し、表 3 に示すパラメータを用いてシミュレーションを実行したところ、見逃し確率 10^{-9} 以上において、最大電離圏残留誤差が 1.53m まで減少しした。これは標準的な E_{ig} の最大値(2.75m)に比べて十分小さく、十分高い可用性が期待できるものである。

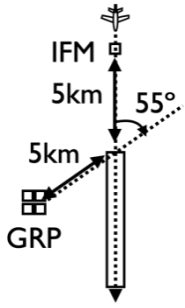


図 5. IFM の配置

5 まとめ

本研究では、GAST D の可用性を高めるため、GAST C の可用性を高めるために開発された IFM の活用を検討した。そのために GAST D における電離圏残留誤差を求めるシミュレーションを開発し実行した。その結果、GAST D において IFM は電離圏残留誤差を大きく減少させる効果があり、GAST D においても可用性を高めるために有効であることが示された。さらに網羅的シミュレーションを実行するとともに、具体的な GBAS 地上装置、滑走路及び IFM の配

置に対してシミュレーションを実行することにより、IFM の効果の定量的な評価を進める予定である。

参考文献

[1] International Civil Aviation Organization, “Annex 10 to the Convention on International Civil Aviation, Volume I, Radio Navigation Aids,” International Civil Aviation Organization, July 2023.

[2] RTCA, DO-246E Change 1, “GNSS-based Precision Approach Local Area Augmentation System (LAAS) Signal-in-Space Interface Control Document (ICD),” RTCA, xx 20xx.

[3] RTCA, DO-253D Change 1, “Minimum Operational Performance Standards for GPS Local Area Augmentation System Airborne Equipment,” RTCA, xx 20xx.

[4] S. Pullen, R. Cassel, B. Johnson, M. Brenner, D. Weed, and L. Cypriano, M. Topland, M. Stakkeland, B. Pervan, M. Harris, S. Saito, J. Lee, B. Cleark, B. Beauchamp, J. Dennis, “Impact of Ionospheric Anomalies on GBAS GAST D Service and Validation of Relevant ICAO SARPs Requirements,” Proc. ION GNSS+ 2017, pp.2085-2105, Portland, US, September 2017.

[5] J. Seo, J. Lee, S. Pullen, P. Enge, S. Close, “Targeted parameter inflation within ground-based augmentation systems to minimize anomalous ionospheric impact,” J. Aircr, 49, pp.587–599, 2012.

[6] S. Fujita T. Yoshihara, S. Saito, “Performance Evaluation of Single Frequency based Ionosphere Field Monitor for GBAS,” Proc. International Global Navigation Satellite System Society, Sydney, Australia, November 2011.

[6] K. Suzuki, Y. Nozaki, T. Ono, T. Yoshihara, S. Saito, S. Fukushima, “CAT-I GBAS Availability Improvement through Ionosphere Field Monitor (IFM),” Proc. ION GNSS 2011, Portland, US, September 2011.

[7] Saito and Yoshihara, “Evaluation of extreme ionospheric total electron content gradient associated with plasma bubbles for GNSS Ground-Based Augmentation System,” Radio Sci., 52, pp.951-962, 2017.
DOI: 10.1002/2017RS006291.

[8] S. Saito, S. Fujita, T. Yoshihara, “Absolute gradient monitoring for GAST-D with a single-frequency carrier-phase based and code-aided technique,” Proc. ION GNSS 2012, Nashville, US, September 2012.

[9] S. Saito, S. Sunda, J. Lee, S. Pullen, S. Supriadi, T. Yoshihara, M. Terkildsen, F. Lecat, ICAO APANPIRG Ionospheric Studies Task Force, “Ionospheric delay gradient model for GBAS in the Asia-Pacific region,” GPS Solut., 21, pp.1937-1947, 2017.
DOI: 10.1007/s10291-017-0662-1.

GAST-D による低視程時の滑走路運用の改善効果

航法システム領域　吉原 貴之，※齊藤 真二，藤井 直樹
航空交通管理領域　青山 久枝

1　はじめに

GBAS（Ground-based Augmentation System）は，GNSS（Global Navigation Satellite System）衛星の L1 信号を用いた狭域ディファレンシャル方式により，航空機の精密進入をサポートする航法システムである。従来の ILS（Instrument Landing System）は，進入滑走路に対して，決められた場所に設置する必要があるローカライザー（LOC; Localizer）及びグライドスロープ（GS; Glide Slope）アンテナから送信される電波で経路を生成して航空機を誘導する。そのため，各アンテナから送信される電波を保護する領域（CSA; Critical and Sensitive Area; 以下，制限区域という）が設定される。この領域が滑走路面や誘導路面と重なることから，航空機の滑走路運用に影響を与える場合がある。

GBAS 進入では，これとは大きく異なり，2.1 節で述べるように，地上装置は空港内等に設置された 4 式の基準局が GNSS 衛星信号を受信することにより，測位補正や衛星故障等に関わる補強情報を生成し，進入経路情報を付加して補強信号として VDB（VHF Data Broadcast）アンテナから放送する。機上装置は地上装置からの信号と機上で受信した GNSS 信号により，航空機の測位計算を行い進入経路からの偏差を出力する。そのため，GBAS では VDB 電波の進入経路に対応した覆域要件を満たせば，一式で複数の滑走路に複数の進入経路を提供できるとともに，ILS ほど強い設置要件の制約や，制限区域を設定する必要もない。

GBAS の国際標準は，国際民間航空機関（ICAO; International Civil Aviation Organization）が標準及び勧告方式（SARPs : Standards and Recommended Practices）に定めている[1]。精密進入方式では，決心高や滑走路視距離の最小値から大きく 3 つのカテゴリー（CAT-I, II, III）に分けられている。CAT-I運航では，これらの最小値がそれぞれ 60m，550m である[2]。CAT-I GBAS SARPs は 2001 年 11 月に発効したが，その後，明らかになった補強情報の信頼性に対する電離圏リスクの対策や電波干渉（RFI; Radio Frequency Interference）の検証に時間を要すこととなり，SARPs 発効から 10 年以上経過した 2012 年 2 月にドイツのブレーメン空港に初めて導入された。また，CAT-Iより，視程条件が厳しくても低い高度まで誘導可能な高カテゴリー運航と呼ばれる CAT-II, III 運航をサポートする L1 信号を用いる GBAS 地上装置の SARPs については 2018 年 11 月に発効している。

このように，国際的には CAT-I GBAS が運用を開始してから 10 年以上経過しているが，これまでは ILS 運航と同等な運用がなされてきた。CAT-III GBAS に関しては，対応する機上装置の供給がなされていない現状がある。GBAS の普及には，GBAS の利点を活かして，従来の ILS 運航では困難であった運航の実現することが望まれている。

本発表では，GBAS は ILS のような制限区域を滑走路面や誘導路面に設定する必要がない利点に着目して，ILS と GBAS について低視程時の高カテゴリー運航について比較し，GBAS の導入効果について報告する。

2　GBAS について

2.1　GBAS の概要

GBAS は地上型補強システムと呼ばれ，図 1 に示される 4 つの基準局と， 衛星毎に測距信号に含まれる誤差を計算し残留誤差の見積りや GNSS 衛星故障等の信号異常の有無といった情報を付加して，補強情報を生成する信号処理装置から構成され，この補強情報は進入経路情報等ともに VDB アンテナから放送される。

GBAS では，地上装置，機上装置，それぞれについての進入誘導サービス能力を GAST（GBAS Approach Service Type）というサービスタイプで定義している。具体的には，CAT-I は GAST-C，CAT-II, III は GAST-D となる。GAST-D 運航では，GAST-C 運航の安全性要件を包含する。したがって，GAST-D 地上装置は

GAST-C 及び D に対応した GBAS メッセージを放送する。また，地上装置，機上装置で対応可能なサービスタイプが異なる時は，利用可能なサービスタイプは低い方が適用される。例えば，地上装置が GAST-D 対応でも，機上装置が GAST-C 対応であれば利用可能なサービスタイプは GAST-C となる。なお，航法システムとしての GAST-D は CAT-III精密進入までサポートできるが，実際に運用される進入カテゴリーは空港設備等の諸条件を含めて決定される。

2.2 GBAS 運航の利点

現在，CAT-I GBAS が運用されている比較的大きな空港としては，米国ではニューアーク空港，サンフランシスコ空港，オーストラリアではシドニー空港，メルボルン空港，ドイツではフランクフルト空港等が挙げられる。また，日本でも，東京国際空港で 2020 年 7 月からトライアルが実施されている。国際的にもこれまで，ILS 運航をトレースする運航が行われてきたが，今後は GBAS の利点を活かして，従来の ILS 運航では困難であった運航を実現することが望まれている。そのため，電子航法研究所では令和 4 年度から GBAS を活用して空域・空港の制約，航空機の飛行特性や環境への配慮を踏まえて安全かつ効率的な進入着陸を実現することを目的とした以下の項目を含む研究課題を開始した[3]。

- GBAS で一つの進入方向に対して複数進入経路を設定した運用と経路設計における安全性評価手法
- 進入着陸でのパイロット支援ツール開発

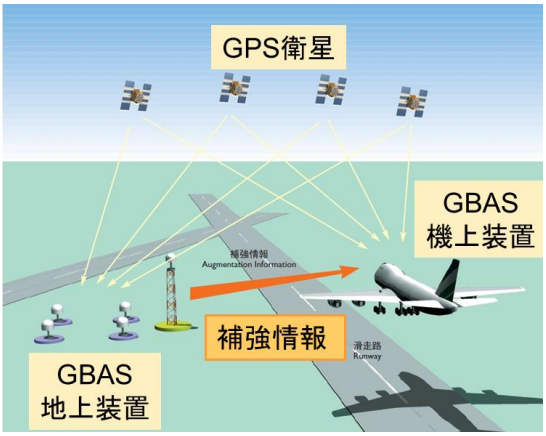


図 1　GBAS 概念図

- 低視程時の滑走路処理機数の改善評価

本研究では，3 つ目の項目について低視程時の ILS，GBAS のそれぞれについて高カテゴリー運航時の滑走路処理機数の違いを比較することで GBAS 運航の導入効果の評価を行った。

内容としては，高カテゴリーILS 運航時，滑走路面，誘導路面に ILS 電波を保護する制限区域が必要となることから，一般に，到着機の先行機との間隔が通常よりも大きくなるために単位時間あたりの滑走路処理機数が低下するが，GBAS では，このような制限区域の設定が不要であることから，滑走路処理機数の低下を抑制する改善効果についての評価を行った。

3 低視程時の滑走路運用

3.1 低視程時の高カテゴリーILS 運航

図 2 に，低視程時の ILS 制限区域と滑走路運用についての概念図を示す。LOC アンテナ，GS アンテナの前面に、それぞれ薄赤色の制限区域が存在し，滑走路面，誘導路面にも及んでいる。同図は後続機が到着機の場合について示したもので，上段（a）は先行機が到着機の場合，下段（b）は先行機が出発機の場合を示している。管制方式基準[4]では，前述の CAT-I 運航における雲高，滑走路視距離のどちらかが最小値（すなわち，それぞれ 60m，550m）未満となった場合には，以下のように CAT-II/III ILS 制限区域に対して航空機等の侵入から保護する

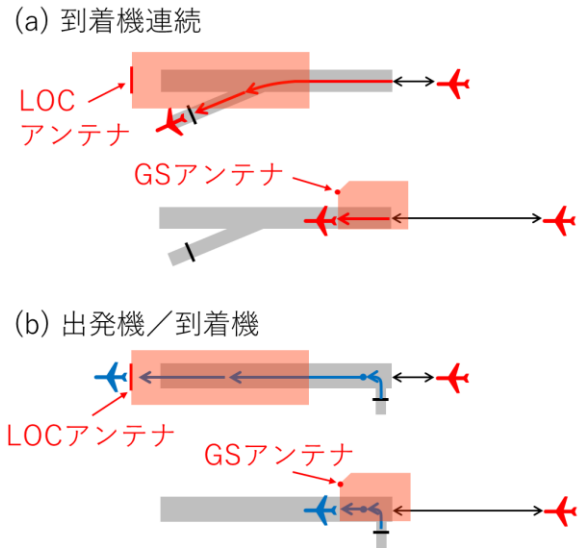


図 2　低視程時の ILS 制限区域と滑走路運用

ことを規定している。

- LOC 制限区域：到着機がミドルマーカーまたはこれに相当する DME フィックスを通過した後
- GS 制限区域：到着機が滑走路進入端から 4NM の地点を通過した後

そのため，図 2 のように ILS を使用する到着機（以下，ILS 到着機という）の先行機が到着機，出発機のそれぞれの場合について，先行機との間隔は LOC，GS 制限区域を保護するために必要な間隔のうち長い方を確保する必要がある。結果として，CAT-II/III ILS 運航では通常よりも単位時間あたりの滑走路処理機数が減少する。

3.2 GAST-D による滑走路運用の効率化

欧州では低視程時における滑走路運用についてそれぞれ ILS のような制限区域を必要としない，あるいは大幅に縮小できる CAT-II, III GBAS や MLS（Microwave Landing System）運航による到着機に対する新たな滑走路の運用概念，および，それによりもたらされる効果について検討し，ICAO EUR Doc 13 としてまとめている[5]。その検討例では，到着機が連続する場合において，先行する到着機の滑走路離脱に関わる滑走路停止位置は，ILS 制限区域の他に OFZ（Obstacle Free Zone）と呼ばれる保護要件が関連し，後続機が ILS 制限区域を必要としない GLS 到着機の場合にはこの OFZ の保護要件で滑走路停止位置が決まる。このとき，滑走路使用が想定される翼幅が最大となる航空機に合わせて一律に滑走路中心線からの距離で停止位置を設定するのではなく，先行機の型式が属する翼幅のグループ（コード文字 A～F）に応じて，後続する GLS 到着機に着陸許可を与えるための LCL（Landing Clearance Line）を設定することで，両者の間隔が短縮可能となる場合が生じる。このような滑走路運用には，先進型地上走行誘導管制システム（A-SMGCS; Advanced Surface Movement Guidance and Control System）を高度化して，先行機に応じた LCL を航空管制官に示すとともに，先行する到着機が確実に LCL の外側に到達したことを確認するための航空機の位置表示が必要である。また，この低視程時の滑走路運用概念では ILS 到着機に対する着陸許可を現在の滑走路進入端から 2NM 手前であるところを 0.6NM まで短縮した運用が想定されること等が述べられている。

この滑走路運用概念を参照して，フランスのシャルルドゴール空港を対象とした低視程時の CAT-III GBAS 導入効果の事例検討がなされている[6]。この検討では，GBAS 非搭載機（ILS 到着機）との混在を考慮した場合，GBAS 搭載機の割合が 90%にならないと空港容量の改善は難しいと結論づけている。一方，ドイツのフランクフルト空港でも CAT-II GBAS 導入効果の計算機シミュレーションによる定性的評価がなされている。このシミュレーション解析は同空港の着陸専用滑走路（RWY25R）を対象に実施された。この滑走路の交通流の特徴としては，1 日のうちに 4 つの到着機数のピーク時間があるが，GBAS 搭載率が 60%以上でこの変化に対応できると結論付けている[7]。なお，前者の検討では ILS 機，GLS 機の混在への対応として英国ヒースロー空港で導入されている時間ベースの後方乱気流管制間隔（TBS; Time-based Separation）で使用されているような航空機毎に管制間隔の目印を航空管制官に与える管制支援システムの必要性を指摘している。TBS に関しては，国際的にも混雑空港への導入検討が進められており，中長期的な視点からもこのような新しい管制支援システムを使用した滑走路運用の方向性も考えられる。

4 航空機間隔短縮効果の試算

4.1 滑走路停止位置

本研究では，前述の ICAO EUR Doc 13 の滑走路運用概念を参照して，成田国際空港を対象とした低視程時の GAST-D 導入効果を検討する。成田国際空港は，低視程時には A 滑走路（RWY16R）を用いた出発機，到着機が混在した滑走路運用になり，走行できる誘導路も限られる。現在の低視程時の取付誘導路，高速離脱誘導路の停止位置標識はそれぞれ，滑走路中心線から 120m，128m 離れた位置にある。ICAO EUR Doc 13 の滑走路運用概念では，到着機に進入許可を与える LCL について，A380 の運航を想定するか否かで異なり，滑走路進入端から進入方向に 900m までの LCL については衝突リスクの関係から LCL までの距離をそれぞれ滑

走路中心線から 107.5m，90m としている。これらは取付誘導路上の出発機の停止位置に関係する。また，進入方向に 900m を超えた地点では LCL はそれぞれ 77.5m，60m と設定されているが，これらは高速離脱誘導路等に適用されると考えられる。

本研究では，以下の理由から航空機間隔短縮効果の試算については取付誘導路を考慮せず，高速離脱誘導路のみについて停止位置の違いを考慮した解析を行うこととした。

- 滑走路進入端付近の取付誘導路は出発機が使用するものであるが，出発機については先行機が出発機，到着機のいずれの場合も滑走路上での待機時間が存在すると考えられることから，ILS 制限区域が不要となることで生じる滑走路寄りとなった停止位置から滑走路上の出発待機場所までの走行時間の短縮効果は考慮しない
- 到着機は全て高速離脱誘導路から離脱するものとして到着機の進入と反対側の滑走路末端付近の取付誘導路の停止位置の違いも考慮しない

また，前述のフランクフルト空港を対象とした検討例[8]では保守的に滑走路進入端での LCL を滑走路と平行に全ての誘導路に適用しているが，本研究でも同様に取り扱うこととした。すなわち，現行の高速離脱誘導路の停止位置標識のある 128m について，A380 については 107.5m，それ以外の航空機については 90m に短縮することとし，今回は後者の A380 以外の航空機の場合について試算を行うこととした。

4.2　到着機，出発機に関わるセグメント毎の時間見積と航空機間隔の計算

航空機間隔短縮効果の試算にあたっては，先行研究[8,9]に記載された空港の発着容量の算出方法を参照した。これら先行研究では，到着機，出発機について以下のようにそれぞれ L1～L3，T1～T3 のセグメントに分けてそれらに要する時間を算出して 1 機あたりの処理時間を算出している。

- 到着機の L1～L3 の定義[8]

L1：着陸許可を受けた後，滑走路進入端の 1NM 手前の地点から滑走路進入端までにかかる時間

L2：滑走路進入端通過時点から，滑走路の縁を通過するまでにかかる時間

L3：滑走路の縁を通過してから，停止線（誘導路上の地点）を通過するまでの時間

- 出発機の T1～T3 の定義[8]

T1：滑走路上で待機している航空機に離陸許可が下りてから，それを受けた航空機が動き始めるまでの時間（レスポンスタイム）

T2：航空機が動き始めてから離陸するまで，あるいは，滑走路上 1NM 地点を通過するまでの時間

T3：離陸あるいは 1NM 地点通過から上空で 2NM 進んだ地点までの時間

本研究では，後続機が ILS 到着機，GLS 到着機のそれぞれの場合について対応するセグメントの時間を加算して航空機間隔を算出した。

図 3 は後続機が ILS 到着機となる場合について示しているが，LOC 制限区域，GS 制限区域によって必要となる航空機間隔をそれぞれ計算して大きい方を採用することとした。ここで，$L3_{LOC}$，$T3_{LOC}$ はそれぞれ，到着機の L3，出発機の T3 に対応するセグメントのうち，LOC 制限区域外に出るために必要な時間を示す。同様

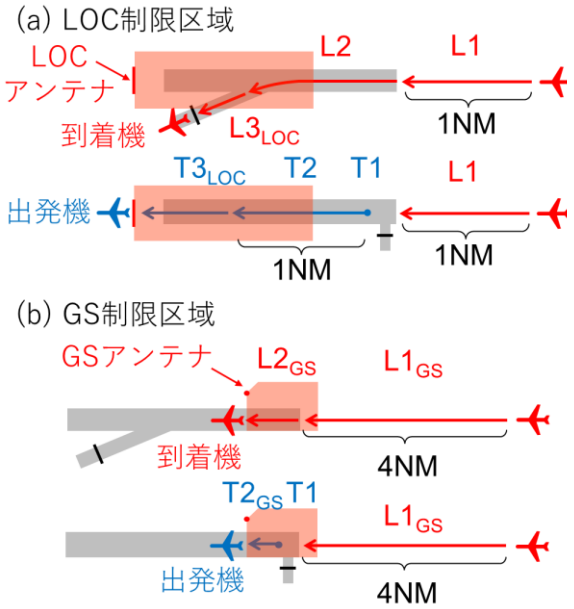


図 3　後続機が ILS 到着機の時間間隔

に，$L2_{GS}$，$T2_{GS}$ は GS 制限区域を出るのに要する時間である。図 4 には，後続機が GLS 到着機となる場合を示す。これらの場合についてそれぞれ，先行機と後続機の航空機間隔を算出するためには，セグメント毎の時間を数値化する必要がある。そこで，本研究ではセグメント毎の時間を表 1 のように算出し，航空機間隔の試算に用いた。表中の低視程時の実測値として記載しているのは，2020 年 1 月 8 日に低視程条件の時間帯での到着機 24 便の航跡から平均値を算出したものである。

4.3　航空機間隔の試算と短縮効果

表 1 の各セグメントの時間から図 3，図 4 に対応する航空機間隔を算出できるが，例えば，後続機が GLS 到着機で先行機が出発機の組合せでは，$T1+T2+T3_{GLS}+L1$ で航空機間隔 108 秒と計算される。ここで，$T3_{GLS}$ を考慮するのは，低視程条件下であることから音声による離陸確認に時間を要すると考えたためである。今後，後段の処理で成田国際空港に就航する航空機型式の割合を反映して後方乱気流管制間隔と合わせた実効的な航空機間隔を導出して計算機シミュレーションを行い，時間当たりの滑走路処理機数等の滑走路運用指標を用いた評価を行う予定である。そのため，図 3，図 4 に記載されていない後続機が出発機である場合の時間間隔も算出することとした。これについて，後続機が出発機で先行機も出発機の場合には先行研究[8]と同様に T1＋T2＋T3 で算出した。一方，先行機が到着機の場合は低視程条件下で LCL を確実に通過している必要があることから $L1+L2+L3_{GLS}$ で算出した。これらを含めた試算結果を表 2 に示す。この結果から，後続機が GLS 到着機の場合，ILS 到着機と比べて先行機が出発機，到着機についてそれぞれ 13 秒程度、9 秒程度の時間間隔が短縮される可能性が示された。

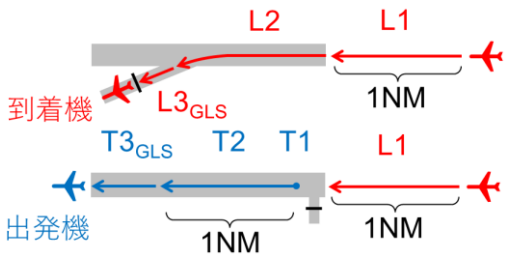


図 4　後続機が GLS 到着機の時間間隔

表 1　低視程時の航空機間隔試算に用いた数値

	時間	数値
到着機	L1	30秒（固定値）[8]
	$L1_{GS}$	99秒（対地速度75m/sとして4NMの飛行時間）
	L2	78秒（低視程時の実測値：2020年1月8日、高速離脱誘導路A7）
	$L2_{GS}$	5秒（対地速度75m/sとしてGS制限区域外に出るまでに要する飛行時間）
	$L3_{LOC}$	30秒（低視程時の実測値：2020年1月8日、高速離脱誘導路A7）
	$L3_{GLS}$	21秒（$L3_{LOC}$をLCLまでの距離で比例計算）
出発機	T1	15秒（固定値）[8]
	T2	37秒（低視程時の1NM地点通過の実測値：2020年1月8日）
	$T2_{GS}$	7秒（T2をGS制限区域外までの距離で比例計算）
	T3	45秒（固定値）[8]、後続が出発機で適用
	$T3_{LOC}$	33秒（T3からLOCまでの距離で比例計算）
	$T3_{GLS}$	26秒（T3から滑走路末端までの距離で比例計算）

表 2　低視程時の航空機間隔の試算結果

	先行機	後続機	間隔（秒）
低視程	出発機	ILS到着	121
		GLS到着	108
	到着機	ILS到着	138
		GLS到着	129
	到着機	出発	129
	出発	出発	97

5　まとめと今後の課題

本研究では，GBAS の利点として低視程時の滑走路上の ILS 制限区域の保護が不要である利点に着目し，GAST-D による滑走路運用の効率化について定量評価を行うことを目的として，ILS 到着機と GLS 到着機について航空機間隔の試算を行った。成田国際空港を対象として効果を試算するため，到着機，出発機の各組み合わせについてセグメント毎の時間から航空機間隔

の短縮時間を試算した。その結果，後続機が GLS 到着機の場合，ILS 到着機と比べて先行機が出発機，到着機についてそれぞれ 13 秒程度，9 秒程度の時間間隔が短縮される可能性が示された。今後の課題としては，航空機の型式毎の航空機速度，滑走路上の加減速効果を考慮してセグメント移動時間を詳細化するとともに，後方乱気流管制間隔を考慮した航空機間隔とした上で，成田国際空港に就航する航空機型式の割合を考慮して出発機及び到着機順序を与えるシナリオ作成と，それに基づく計算機シミュレーションによる時間当たりの滑走路処理機数等の滑走路運用指標を用いた評価を行う予定である。

謝辞

本研究を進めるにあたり，航跡データのご提供等，ご協力を賜りました国土交通省航空局交通管制部の関係各位に感謝申し上げます。また，成田国際空港の検討にあたり，ご協力を賜りました成田国際空港株式会社の関係各位に感謝を申し上げます。

参考文献

[1] ICAO SARPs, Annex 10 Aeronautical Telecommunications, Volume I: Radio Navigation Aids, 8th Edition, July 2023.

[2] ICAO Doc 9365, Manual of All-Weather Operations, Fourth Edition, 2017.

[3] 吉原貴之，齊藤真二，森亮太，藤井直樹，青山久枝，“GBAS を活用した柔軟な進入経路の設定と滑走路運用の高度化,” 第 60 回飛行機シンポジウム講演集, JSASS-2022-5138, 2022 年 10 月.

[4] 航空保安業務処理規程 第 5 管制業務処理規程，国土交通省航空局，2020 年 11 月.

[5] ICAO EUR Doc 013, “European Guidance Material on All Weather Operations at Aerodromes, Fifth Edition, September 2016.

[6] P. Ladoux, “GBAS@Paris CDG study,” 18th International GBAS Working Group (IGWG/18), April 27, 2017.

[7] O. Weber, GLS CAT II with ISGS at Frankfurt (DFS), IGWG/21, Brussels, September 2022.

[8] 北河渉，泊尚志，荒谷太郎，“首都圏空港機能強化検討調査～成田国際空港について～（第 35 回運輸政策研究所研究報告会）”,「運輸政策研究」，Vol. 17，No. 2，pp. 75-80, 2014 年 7 月.

[9] 北河渉，泊尚志，“「首都圏空港機能強化検討調査～成田国際空港について～」（第 35 回研究報告会報告）の補遺”, Vol.18 No.2, pp.80-85, 2015 年 7 月.

アレーアンテナを活用した監視技術高度化の研究

監視通信領域　※長縄 潤一，北折 潤，古賀 禎，宮崎 裕己

1　まえがき

我が国では航空路監視における技術革新として複数のセンサの出力を統合するマルチセンサー型システムの整備が進められている。本システムを構成するセンサとして，従来の二次監視レーダ（SSR: Secondary Surveillance Radar）に加え，広域マルチラテレーション（WAM: Wide Area Multilateration）の運用が開始されたほか，ADS-B（Automatic Dependent Surveillance—Broadcast）の整備が進められている。

マルチセンサー型のシステムは各センサの長所を取り入れた監視機能を実現できる一方，冗長性の高い構成となっており，それらをより一元的に実現できればさらなる効率化・高性能化につながることが期待される。しかしながら，各センサに使われるアンテナは送受信要件が異なるため，指向性を電子的に変更可能なアレーアンテナやアレー信号処理の技術が必要となる。さらに，電子走査はSSRの課題である機械式回転に伴う更新頻度の制限や保守負担の解決に繋がることも期待される。

このような背景から，電子航法研究所（以下，当所）では令和 3 年度から令和 5 年度までの 3 年間において重点研究「高機能空中線を活用した監視技術高度化の研究」を実施した。本研究では，指向性を電子的に可変し，かつ，WAM や ADS-B 等の受信局と連携機能を有するアレーアンテナを高機能空中線と呼ぶこととし，その要素技術開発に取り組んだ。本稿では本研究の成果を 4 つのトピックにまとめた形で報告する。

(1) アクティブフェーズドアレー評価機材に関する分析
(2) デジタルビームフォーミング実験システムの開発・評価
(3) ADS-B 脆弱性対策（なりすまし対策）の発展
(4) WAM との連携測位技術の開発・評価

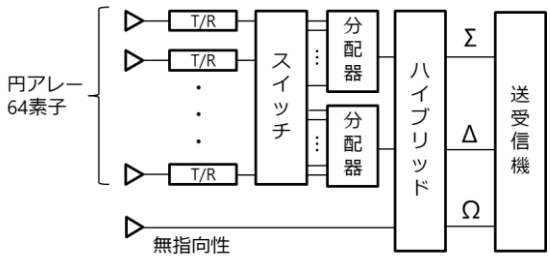


図 1 評価機材の概要

各トピックの位置づけを述べると，(1)・(2)は高機能空中線技術を主にSSRに適用することを意図したものである。同様に，(3)は ADS-B への適用，(4)は WAM への適用となっている。なお，本稿の内容は，既発表の文献をベースとしているが，実験データの追加やアルゴリズム等に改良を加えるなどアップデートした部分も一部含んでいる。

2　アクティブフェーズドアレー評価機材に関する分析 [1]

アクティブフェーズドアレーは各アンテナ素子に振幅・位相を制御可能な送受信モジュールを接続することで指向性制御を実現する方式である（本稿では、以下アクティブ方式と呼ぶ）。本方式については，航空局が主に DAPs (Downlink Aircraft Parameters)用に開発した評価機材を保有していたため，借用させて頂いた。そして，アクティブ方式によるSSRの電子化という観点で実験データの分析等を行った。

2.1　評価機材の基本性能評価

まず，借用した評価機材について概要を述べる。本機材の概要を図 1 に示す。直径約 4 m の円状に 64 素子を配置しており，Σビームと Δビームを生成する。無指向性のアンテナも設置されている（Ωビーム）。本構成により，任意方向に対する即時の質問応答の送受信，測角，測距が可能である。測角はΣとΔの振幅比，ΣとΩの振幅比により角度を推定する準モノパル

ス方式である。目標性能については，受信系利得 14 dB 以上，最小受信感度は SSR 等の従来装置を参考に-87 dBm 以下，水平ビーム幅 10° 以内，距離分解能 150 m である。主に DAPs 評価を目的とし，中央処理装置と連携して動作することを前提としてり，一般的な SSR と異なり初期捕捉，ロックアウト，再送，モード A/C 機能を有さない。

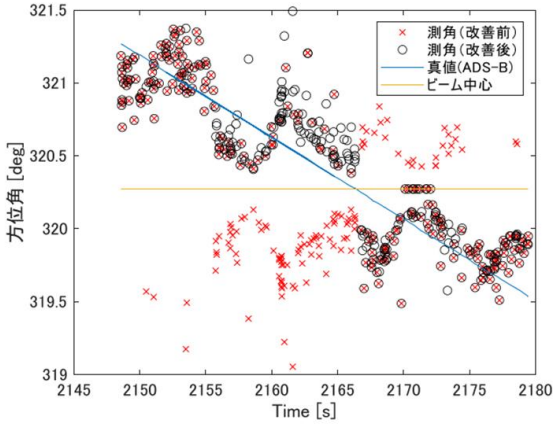
本研究では，空中線本体の性能に着目するため，中央処理装置との連携を外した状態で実験を行った。実験では，当所実験機や在空機に対する測位を行い，覆域・測距精度・測角精度といった基本性能を評価した。その結果，航跡が安定的に取得できたのは概ね 50 NM 以下で，測位可能な最大距離は 187 NM であった。測角精度については，誤差の平均 0.023°，標準偏差 0.44° となった。測距誤差は，平均は-44.6 m，標準偏差は 43.3 m となった。いずれも，航空路 SSR [2]と比較すると改善が必要である。

2.2 性能向上に向けた選択肢の整理

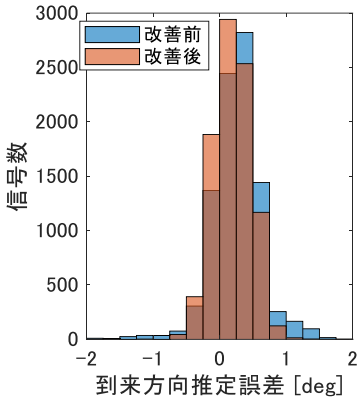
実験データをもとに，性能向上に向けた技術的な選択肢の整理と改善効果の試算等を行った。ここでは紙面の都合上，モノパルス化と大型化の 2 点について述べる。

1 点目について，現在の振幅のみを利用する準モノパルスを，位相も利用するモノパルスに変更する改善を検討した。実験データから準モノパルスの課題として，ビーム中心から航空機が左右のどちらにずれているかの判別に失敗する傾向を確認した。図 2(a)はその一例で，ビーム中心に対して測角結果が左右対称に分布しており，真値と反対側のものが大きな誤差となっている。そこで，モノパルス化による改善効果を仮定して，左右判定の成功を仮定したデータ処理を行った結果，誤差の統計量が軽減することが分かった。同様の処理を多数の機体に対して行い，図 2(b)に示す誤差分布が得られた。誤差の標準偏差は 0.37° から 0.28° となり，25.5%の誤差削減が得られた。以上から，モノパルス化の必要性を確認できた。

2 点目について，空中線を大型化することで利得やビーム幅（指向性の鋭さ）が向上し，覆域と精度を改善できる。そこで，現在の SSR 要件[2]を満たすために必要なサイズを試算した。回線設計や実験結果等に基づき設計目標として 2.9 dB の利得改善，2.5° のビーム幅を目標として設定した。ここで，ビーム幅は測角精度の要件から設定した。本目標を満たすように設計した結果，垂直方向は 3 段のアンテナスタック，水平方向は半径 4.75 m・素子数 192（このうち 48 を選択利用）という結果を得た。また，特にビーム幅，すなわち測角精度の要件がサイズを決定づけることが分かった。



(a) ある機体の評価結果例

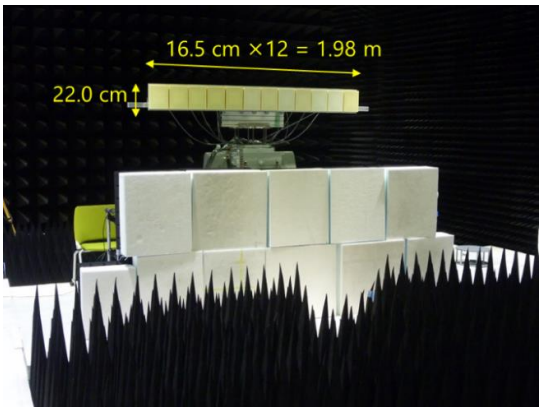


(b) 複数機体の評価結果

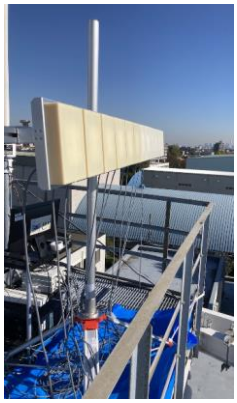
図 2 モノパルス化の評価結果

3 デジタルビームフォーミング実験システムの開発・評価 [3-5]

前章で述べたようにアクティブ方式のみで SSR の必要精度を目指すと大型化することが分かった。そこで，小型化と測角の高精度化の両立に向けて，デジタルビームフォーミング（以



(a) 無響室での 1×12 素子評価



(b) 屋外での 1×12 素子評価

(c) 屋外での 3×4 素子評価

図 3 デジタル方式の実験

下、デジタル方式）技術の開発に取り組んだ。デジタル方式は，各アンテナ素子で受信した信号をプロセッサに取り込み，デジタル信号処理する方式である。アクティブ方式とデジタル方式の併用は気象レーダの事例などが知られている。本研究では要素技術開発として，実験システムを開発・評価した。

実験システムはソフトウェア無線技術により構築した。実験中は信号の検知と記録を行い，実験後に様々な測角のアルゴリズムを適用することとした。これにより，様々なアルゴリズムを評価できる。ハードウェアとしては 4 チャンネルのソフトウェア無線機 USRP X300 および USRP NI 2945 を合計 3 台利用し，12 チャンネルの同時受信を可能とした。各チャンネルはアレーアンテナを構成する各アンテナ素子に接続される。素子としては，配置を柔軟に変更可能な金属パッチ型のものを開発した。アレーベクトルは在空機の ADS-B 信号を使って取得した。

表 1　アルゴリズムの比較

種類	精度 (誤差標準偏差)	はずれ値割合
Beamformer	0.365°	2.3 %
Capon	0.374°	4.2 %
MUSIC (波数固定)	0.337°	1.7 %
MUSIC (波数可変)	0.348°	0.65 %

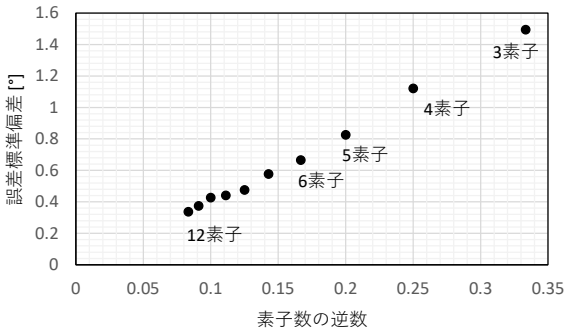


図 4 素子数と精度の関係

た。

まず，電波無響室内において縦 1×横 12 素子にアレーを構成した場合の評価実験を行った。実験の様子を図 3(a)に示す。到来方向推定アルゴリズムである MUSIC(Multiple Signal Classification)法を適用した結果，誤差の標準偏差は 0.04° となり，既存の SSR（0.06° ）よりも優れた精度を達成した。さらに，横方向のサイズは約 2 m であり，既存の SSR（8.1 m）よりも小さい。すなわち，デジタル方式により，既存SSR よりも小型に同程度の測角精度を持つ空中線を実現できる可能性を示すことができた。

そこで，屋外環境においても実験を行った。この様子を図 3(b)に示す。この場合，誤差は悪化し，標準偏差 0.34° となった。無響室と屋外の最も大きな違いはマルチパスの有無であるため，精度悪化の原因はマルチパスと言える。また，MUSIC 以外のアルゴリズムも適用・比較した。その結果を表 1 に示す。表中の「はずれ値の割合」は 5° 以上の誤差の割合を意味する。はずれ値は精度（誤差標準偏差）の評価からは

除いてある。表 1 から，Beamformer 法および Capon 法と比べると MUSIC 法が最も良い結果となった。さらに，MUSIC 法については，動作パラメータである波数を固定とする場合と，固有値をもとに可変にする場合を比較し，可変にした場合，精度は劣化するがはずれ値割合を低減できることが分かった。加えて，素子数と精度の関係性を確認し，図 4 に示すように素子数への比例関係を確認できた。

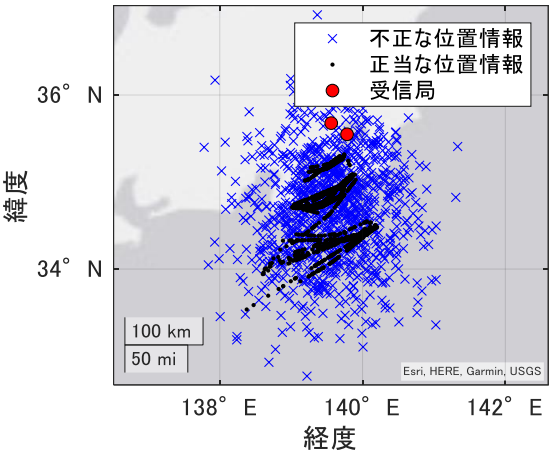
最後に，屋外実験で明らかとなったマルチパスによる精度悪化への対策を検討した。具体的には，垂直方向にもアンテナを並べて地上からのマルチパスを低減するパターンを形成した。この効果を確認するため，図 3(c)に示すように縦 3×横 4 素子での実験を行った。マルチパス対策のみを効果を抽出するため，横方向素子数を揃え，縦 1×横 4 素子と縦 3×横 4 素子の結果を比較した。前者の精度は 1.1°，後者の精度は 0.71° となり，大幅な改善効果を確認できた。

3 ADS-B 脆弱性対策の発展

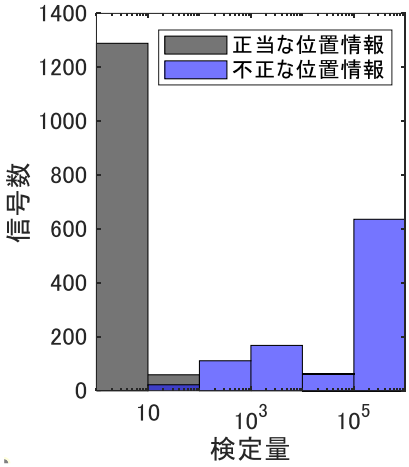
航空機による位置放送である ADS-B には成りすましの脆弱性があり，その対策として位置検証技術が必要である。先行研究では信号到達時間差（TDOA: Time Difference of Arrival）を使った位置検証技術を開発した。本研究では，主に高機能空中線を活用して先行研究を発展させるための研究開発を行った。

3.1 システム設計法による性能概算 [6-9]

脆弱性対策の性能は受信局配置等によって変化するため，期待される性能を設計段階で見積もることができれば有益である。そこで，受信局位置，判定しきい値（誤報率から設定），監視覆域，不正な送信源の想定される範囲，受信局性能といったパラメータを与え，平均的な不正検知率を計算するシステム設計法を開発した。そして，提案法を用いて，様々な条件下における概算を行い，脆弱性対策の導入効果を分析した。その結果，平均検知率を決める支配的な要因は受信局間の距離，測定精度であることが分かった。そして，距離と測定精度を極端に悪くしない限り，一般的な状況では TDOA 法で平均検知率 90%を満足できることが分かった。



(a) 位置情報



(b) 検定量の計算結果

図 5 高機能空中線による位置検証実験

3.2 高機能空中線による補強技術 [9-12]

3.1 節で TDOA 法は概ね良好な性能が期待できることを述べたが，逆に言えば特定の条件下では性能が悪化することを意味する。また，将来的により強固な脆弱性対策ができれば望ましい。そこで，高機能空中線を活用した脆弱性対策の補強技術を開発・評価した。提案法は，高機能空中線で測定した信号到来方向と信号到達時間差(TDOA)という 2 種類の情報をもとに位置検証を行うものである。

提案法を評価するため，2 章で述べたデジタル方式の実験システムと当所が東京国際空港に

設置した受信局を使った実験を行った。実験では在空機のデータを収集した。そして，在空機データは正当だと仮定し，これに人工的に生成した不正な位置情報を混入させ，提案法で検知できるかどうかを確認した。その結果を図 5 に示す。図 5(a)が位置情報であり，これらに対して不正の度合いを示す検定量を計算した結果が図 5(b)である。不正な情報は検定量が大きくなり，不正を検知できた。検知率は 98.5%となった。従来の手法である信号到達時間差のみを用いた場合は検知率が 88.2%であったため，大幅な性能向上となった。さらに，3.1 節で述べたシステム設計法を利用して，様々な条件下での性能向上を概算し，提案法の有効性を確認した。

4 WAM との連携測位技術の開発・評価 [13-15]

高機能空中線は航空機までの距離と信号到来方向を測定できる。これをさらに周辺の WAM 受信局と連携させれば，信号到達時間差も測定できるようになる。このような様々な情報を活用して航空機位置を測位する連携測位機能について開発・評価を行った。

開発した技術は WAM で使われるテイラー級数法と呼ばれるアルゴリズムを拡張し，距離や信号到来方向を含められるようにしたものである。本技術を評価するため，2 章で述べたアクティブ評価機材と，当所の WAM 受信局 2 局（東京国際空港および調布）を利用したデータ収集実験を行った。実験で得られたデータに対して提案法を適用し，その精度を評価した。なお，実験機材は製造業者が異なる等の理由で，時刻同期に課題があったため，補正を導入する必要があった。図 6 には実験での位置関係および測位結果を示す。評価の結果，測位精度を表す RMSE は 89.9 m となり，航空路 WAM 要件である 350 m を満たすことができた。また，従来 WAM の動作には最低 4 局必要であったところ，本結果は地上局数が 3 局のみで得られたものであり，地上局数の削減効果も実験的に確認できた。

さらに，本測位機能について，シミュレーションにより様々な条件下での性能評価を行って，その有効性を確認したほか，高機能空中線

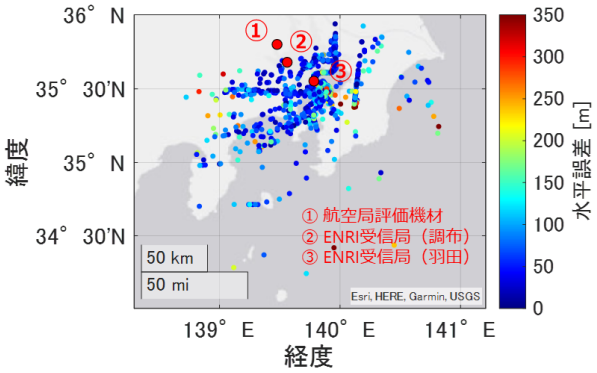


図 6 連携測位機能の評価結果

と受信局の距離が広いほうが効果的であることを確認した。

5 まとめ

本研究では指向性を電子的に可変し，かつ，WAM や ADS-B 等の受信局と連携機能を有するアレーアンテナを高機能空中線と呼ぶこととし，その要素技術開発に取り組んだ。アクティブ方式の分析を行ったほか，デジタル方式・ADS-B 脆弱性対策の補強・連携測位といった要素技術の開発・評価に成功した。高機能空中線技術は SSR，ADS-B，WAM の各センサに適用可能で，様々な利点を有することが明らかとなった。しかしながら，SSR 相当の測角精度を求めると大型化するといった課題も明らかとなった。今後はアレーアンテナの小型化や ADS-B・WAM 受信局への搭載に向けた研究開発を行う計画である。

参考文献

[1] 長縄，宮崎，古賀，北折，田嶋，“航空機二次監視に向けたアレーアンテナ実験システムの基礎評価と性能向上の検討,” 電子情報通信学会 宇宙・航行エレクトロニクス研究会，信学技報，vol. 122, no. 248, SANE2022-59, pp. 49-54, 2022 年 11 月.

[2] 川田，航空無線工学概論，鳳文書林出版販売，平成 15 年.

[3] 長縄，宮崎，北折，古賀，田嶋，“航空機監視信号の到来角推定に関する初期的実験,” 電子情報通信学会 宇宙・航行エレ

クトロニクス研究会，信学技報, vol. 122, no. 136, SANE2022-29, pp. 38-43, 2022 年 7 月.

[4] 長縄，北折，田嶋，古賀，宮崎，“航空機監視信号の到来角推定精度向上に向けた実験的検討，” 電子情報通信学会 宇宙・航行エレクトロニクス研究会，信学技報, vol. 123, no. 104, SANE2023-29, pp. 43-48, 2023 年 7 月.

[5] 田嶋，長縄，“アレイアンテナ開口分布の最急降下法による最適化の検討,” 電子情報通信学会 宇宙・航行エレクトロニクス研究会，信学技報, vol. 123, no. 255, SANE2023-54, pp. 40-45, 2023 年 11 月.

[6] 長縄，宮崎，古賀，田嶋，角張，“TDOA と AOA を用いた航空機位置検証法のシステム設計に関する検討,” 電子情報通信学会 宇宙・航行エレクトロニクス研究会，信学技報, vol. 121, no. 78, SANE2021-14, pp. 29-34, 2021 年 6 月.

[7] 長縄，宮崎，田嶋，古賀，北折，角張，“ADS-B 位置検証技術の性能概算，” 令和 5 年度（第 23 回）電子航法研究所　研究発表会講演概要，2023 年 6 月.

[8] 長縄，宮崎，田嶋，古賀，北折，角張，“ADS-B 位置検証技術の性能概算,”航空無線，第 118 号, 2023 年.

[9] 長縄，宮崎，田嶋，古賀，北折，“ADS-B 位置検証技術に関する研究，” 第 60 回飛行機シンポジウム，2022 年 10 月.

[10] 長縄，宮崎，田嶋，古賀，北折，“AOA と TDOA を併用した航空機位置検証における誤差の考慮,” 電子情報通信学会 ソサイエティ大会，B-2-10, 2021 年 9 月.

[11] J. Naganawa, H. Miyazaki, H. Tajima, T. Koga, J. Kitaori, “Numerical Simulation of Aircraft Position Verification using AOA and TDOA for ADS-B,” ISAP 2021, Oct. 2021.

[12] J. Naganawa, H. Miyazaki, H. Tajima, T. Koga, J. Kitaori, “TDOA and AOA Measurement System for Investigating Aircraft Position Verification,” ICSANE 2021, Nov. 2021.

[13] 長縄，小菅，宮崎，“二次監視レーダと受信局を用いた TSOA-AOA 測位における高度の取り扱い,” 電子情報通信学会 ソサイエティ大会 講演論文集，B-2-7, 2023 年 9 月.

[14] 長縄，小菅，宮崎，“二次監視レーダと受信局を連携した TSOA-AOA 測位の基礎検討，” 電子情報通信学会 宇宙・航行エレクトロニクス研究会，信学技報, vol. 123, no. 156, SANE2023-43, pp. 52-57, 2023 年 8 月.

[15] J. Naganawa,Y. Kosuge, H. Miyazaki, “Improved Model on Aircraft Localization using a Secondary Surveillance Radar and Cooperative Receivers,” ICSANE 2023, Nov. 2023.

次世代マルチリンク航空無線システムの実証実験について

監視通信領域　※河村 暁子，森岡 和行，佐藤 正彦
長縄 潤一，呂 暁東，米本 成人

1　まえがき

将来の航空交通システムの運用概念である軌道ベース運用[1] 実現のカギとして，航空システムから取得した様々な情報を関係者間で共有し，より安全で効率的な運用を行う SWIM (System Wide Information Management) [2-3]の導入が検討されている。このような次世代の航空情報共有は，クラウドベースで行われるため，IP (Internet Protocol) に対応できる次世代航空通信システムの利用が欠かせない。一方で，現在，航空機と管制機関の間で行われる航空データ通信 [4] は，HF，VHF データ通信（ACARS(Aircraft Communications Addressing and Reporting System)/VDL(VHF Data Link)モード II)，衛星通信はほとんどが非 IP 対応であるうえに，いずれも異なるプロトコルを用いており統合が難しい。

よって，（A）現状の航空通信システムで IP 型の航空情報共有をいかに行うか，（B）近い将来の IP 対応型次世代航空通信システム導入にあたり未対応機も含む幅広い通信仕様をもつ航空機群をどう扱うか，などの課題がある。

本発表では，電子航法研究所が令和２～５年度に実施した重点研究「航空通信基盤の高度化に関する研究」のなかで，上記の課題に対する解決策として（A）には ACARS の IP 化を，（B）には航空通信システムの IP による統合および優先度選択の導入を提案し，開発実証を行った結果を報告する。

2　航空通信システム試作装置の開発

航空機と管制機関をつなぐ航空通信システムは，空港面，陸域，洋上と飛行フェーズに合わせて通信性能やコストなど優先される条件が異なり，また冗長性の観点からも複数必要になる。本研究では，先行研究から昨年度までに，表１に示す５種の航空通信システムの地上基地局と機上局を試作した。このうち，ACARS のみが現行のシステムであり，次世代衛星通信は限られた一部の新型航空機で利用されている。それ以外の３種のシステムでは AeroMACS (Aeronautical Mobile Airport Communications System)だけが規格標準化を終了しており，いずれも搭載装置がメーカーから販売されていない。この５種のシステムのうち，ACARS，AeroMACS，次世代衛星通信装置の３種については無線局免許を取得し，機上局を実験用航空機に搭載した。

表１　本研究で開発/利用した航空通信システム

SSB: Swift BroadBand

名称	現行利用	利用フェーズ	通信速度 (bps)
ACARS ※	○	空港面･陸域	2.4k
LDACS		空港面･陸域	
AeroMACS ※		空港面･空港周辺	7M
次世代衛星通信 ※ (SSB)	△	すべて可能（主に洋上）	300 k
Local 5G		空港面	10G

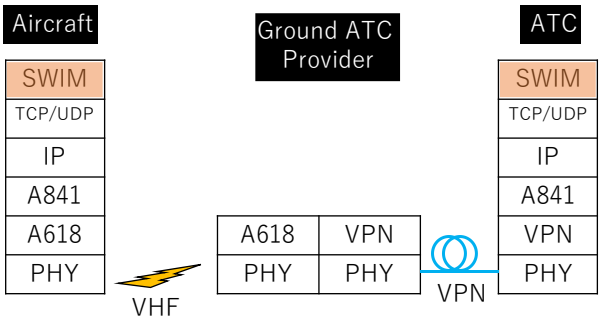
LDACS (L-band Digital Aeronautical Communications System) は実験室用の試作無線機を開発し，国際規格上の仕様の検証[5]や機上トランスポンダとの干渉検討[6]を行った。また，近年 ICAO 通信パネルにて，WiMAX ベースの AeroMACS 規格を 5G 規格で再活用しようとする動きがあることから，既存の 4.7GHz 帯を利用する Local 5G 送受信機を AeroMACS と同じ航空用周波数帯（5091-5150 MHz）に移行した Local 5G 試作無線機も開発した[7]。

3　ACARS での SWIM データの送受信

ACARS（A618）[8] は古くから管制・運航に用いられている VHF データ通信であり，現在でも国内線の旅客機を中心に広く利用されている。テキストベースで 1 つの無線フレーム当たり 210 byte のメッセージしか送受信できない。現在用いられている仕様のままでは，IP 非対応であること，SWIM メッセージのデータ量が大きいことから SWIM メッセージを送受することはできない。

そこで，後述の SWIM の TRACK メッセージの主要部分のデータをバイナリ化したものをペイロードとした IP パケットを形成し binary to text 変換したものを，MIAM (Media Independent Aircraft Messaging)プロトコル[9] を用いてカプセル化する。これにより ACARS 上 IP パケットを text data として送受信できるようにした[10]（図 1）。IP 対応とすることで，データの暗号化や優先度選択なども導入可能となる。

さらに，空地軌道同期を実現するため，SWIM メッセージの中でも比較的データサイズが小さい TRACK メッセージ（図 2：緯度，経度，高度，時刻，機首方向，速度などを含む）を ACARS を通して送信することを検討する。SWIM メッセージは xml 形式で作られており データの大部分がフォーマット文であることに注目し，メッセージの中で真に必要な情報（図 2 中網掛け部分）のみを抜き出し，文字列ではなく float あるいは integer の値として扱うことでデータ量を大幅に削減し，元の xml 形式



※は実験用航空機搭載済

図 1　IP 化した ACARS のプロトコル

```
<?xml version="1.0" encoding="UTF-8" standalone="yes"?>
<Flight flightType="S" xmlns="http://www.fixm.aero/flight/4.1"
xmlns:fb="http://www.fixm.aero/base/4.1"
xmlns:mesg="http://www.fixm.aero/messaging/4.1"
xmlns:xlink="http://www.w3.org/1999/xlink"
xmlns:xsi="http://www.w3.org/2001/XMLSchema-instance">
<current>
<element>
<point4D srsName="urn:ogc:def:crs:EPSG::4326">
<fb:pos>14.106624785020294 101.30790544236253</fb:pos>
<level>
<fb:altitude uom="FT">13503.0</fb:altitude>
</level>
<predictedGroundspeed
uom="KT">245.0</predictedGroundspeed>
<time>
<absoluteTime>2021-03-19T14:12:59Z</absoluteTime>
</time>
</point4D>
<routePoint xsi:type="fb:RelativePointType">
<fb:bearing uom="DEG">232.60338497459068</fb:bearing>
</routePoint>
…
```

重要なのは網掛け部分のみ

図 2　xml 形式の SWIM メッセージの例
（位置データの一部）

メッセージだと 2KByte 程度あるデータ量が IP ヘッダと誤り訂正用の hash data(32Byte) 込みで 104 Byte となり ACARS の 1 パケットに収めることができた。

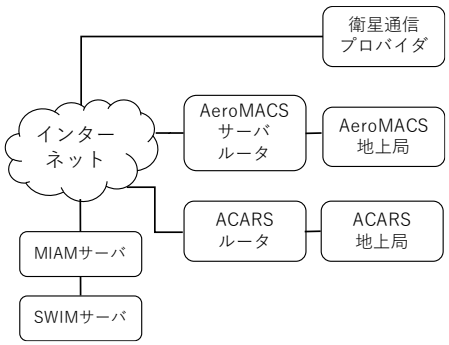
2 章で示した ACARS 通信装置の試作機を用いて当該データの送受信試験を行い，SWIM の位置データを機上局から地上基地局へ送信し適切に復調できることを確認した。

4　複数の航空通信システムの IP による統合と SWIM メッセージ送受

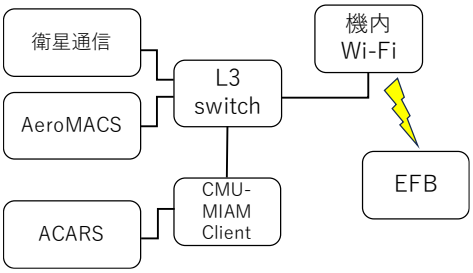
2 章で紹介した，ACARS，AeroMACS，次世代衛星通信装置の 3 種の試作無線機について，飛行実証試験を行うことを念頭に，航空通信システムの IP による統合を行う。また，この統合した航空通信システム上で，当初の目標である SWIM メッセージの送受によって機能を確認する。

4.1　複数の航空通信システムの IP による統合

現在の航空通信システムは，空港面と陸域で ACARS，洋上では衛星通信，というように飛行場所（フェーズ）ごとに使用する航空通信シ



(a)　地上局



(b)　機上局

図３　統合した複数の航空通信システム

ステムは単一であり，その切り替わりにおいて RCP(Required communication performance)等接続率が低下することが知られている[11]。次世代の航空通信では，複数の航空通信システムをあらかじめ接続しておき，通信内容などに応じて通信メディアを選択し，全体の接続率低下を防ぐ手法が提案されている[12]。これに従い，本研究においても ACARS，AeroMACS，次世代衛星通信装置の３種の試作無線機を全飛行フェーズにおいて接続することを考える。

航空機に搭載された通信システムは，CMU (Communication Management Unit) を介して FMS (Flight Management System) に接続されており，この CMU が使用する通信システムの選択を担っている。ここに，前章で示した MIAM 機能を入れ，ACARS を含めた扱うすべての通信システムが IP 対応となった状態で，図２に示す SWIM の各種メッセージを空地間で送受信する。図３に機器接続構成を示す。

空地の飛行実験の前段階として，電子航法研究所仙台分室航空機ハンガー前の空き地に航空

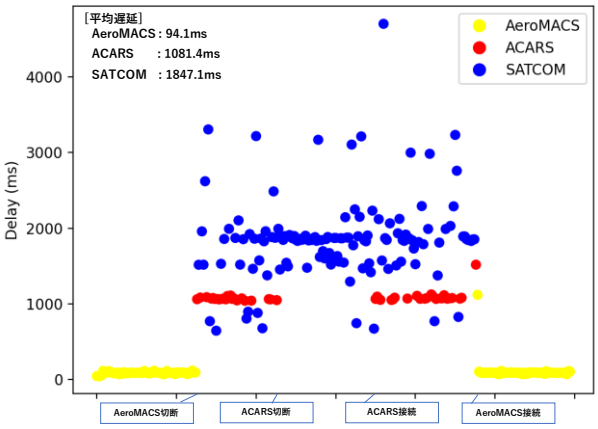


図４　航空機駐機中に実施した複数の通信システムを用いた通信実験の結果（遅延）

機を駐機した状態で，通信実験を実施した。複数の航空通信システムを同時に接続状態とすると，覆域の重なる場所では，同じデータが複数回届くことになる。そのため，一番初めに届くメッセージを採用することとする。機上データの到達先は，パイロット用 EFB (Electronic Flight Bag) 端末である。この予備実験では航空機が移動しないため，意図的に AeroMACS や ACARS を切断することで，覆域境界を模擬した。

実験結果（図４）より，ACARS はスループット（単位時間当たりの処理能力やデータ転送量）は低いが覆域内での接続が安定していること，衛星通信(SATCOM) はベストエフォート型のため，遅延のばらつきが大きいこと，常時接続可能なものの遅延が非常に大きくなることがあること，AeroMACS はスループットがよく覆域内ではかなり有効であることなどがわかった。よって，この３種の通信装置を同時接続して SWIM データを送受信する場合，データの容量や内容を考慮し優先度選択[13]などの通信制御を行う必要があるといえる。

4.2　SWIM メッセージの送受

SWIM メッセージには，離陸前の地図画像，飛行中の位置や速度情報，飛行計画の変更申請など様々な種類がある。この中で，画像を含む地図データは容量が大きく，位置情報は比較的小さい。また，飛行計画の変更申請は，ある程

度即時性が求められる。一方，前節にて明らかにした通り，通信装置側にも覆域だけでなくスループットやコストなどそれぞれに得手不得手がある。ACARS のようなスループットが低い通信線路に地図のような大きいデータを割り当てることは適当でない。

よって，地図画像は航空機が空港面にあるときに AeroMACS を利用して送信，位置情報は３章で提案した手法でデータを圧縮し ACARS を利用，その他飛行中の飛行計画の変更等は衛星通信を利用するよう，CMU にてあらかじめ制御することとした。

今後，すべての航空機が次世代通信装置のみを搭載するようになるまで，SWIM 以外の D-TAXI など今後利用が期待される空地アプリケーションにおいても，常にこのような通信メディア選択制御が必要になる。将来的には，このようなメディア選択をある程度自動化することが求められる。

5 まとめ

本稿では，軌道ベース運用のカギとなる SWIM 運用を支える空地通信基盤について，将来導入が検討されている次世代航空通信システムだけでなく，現行の通信システムも含めた利用実現の技術的手法を提案した。さらに，その実証試験を，実際に航空機に搭載した試作無線機と地上局の間の通信試験により実施した。この結果，従来の通信システムでも一部の SWIM メッセージの送信が行えること，複数の通信装置の統合にあたって，通信メディアの選択制御が重要になることを明らかにした。

参考文献

[1] ICAO. Global Air Traffic Management Operational Concept, 2005.

[2] ICAO, “Doc 10039: Manual on the System Wide Information Management (SWIM) Concept, 2024.

[3] X. Lu, K. Morioka, T. Koga, Y. Sumiya, “Air-Ground System Wide Information Management to Achieve Safe Flight Operation,” Proceedings of the IEEE 19th International Symposium on High Assurance Systems Engineering (HASE), Jan, 2019.

[4] 北折潤，山康博，“航空業務用無線通信システム，” 電子情報通信学会，通信ソサイエティマガジン，vol. 11, no.2, pp.106-111, Sept. 2017.

[5] K. Morioka, A. Kohmura, N. Yonemoto, L. Jansen, N. Maurer, T. Gräupl, M. Schnell, “Rapid Prototyping and International Validation Activity for the L-band Digital Aeronautical Communications System (LDACS)”, IEEE Open Journal of the Communications Society, Sept. 2023.

[6] K. Morioka, A. Kohmura, N. Yonemoto, J. Naganawa, J. Honda, “Initial report on ENRI LDACS compatibility testing,” ICAO, CP, PT-T, PT-T/WM44 IP, Feb. 2024.

[7] N. Yonemoto, A. Kohmura, K. Morioka, “Intermediate report on the construction of aeronautical communication system using the local 5G mobile communication system in Japan”, ICAO CP DCIWG WG-M/2, Oct. 2023.

[8] ARINC: Air/Ground Character-Oriented Protocol Specification, Ch. 4.0 VHF ACARS ARINC Specification 618-5, ARINC, 2000.

[9] ARINC, “MEDIA INDEPENDENT AIRCRAFT MESSAGING (MIAM),” ARINC SPECIFICATION 841-3, July 2016.

[10] Yonemoto, A. Kohmura, K. Morioka, N. Miyazaki, M. Sato, “Intermediate report on the development of IPS connectivity through classic ACARS”, ICAO CP DCIWG WG-M/02, Oct. 2023.

[11] “Performance Based Communications and Surveillance (PBCS) analysis,” https://pbcsanalysis.herokuapp.com/ Accessed on: Apr. 30, 2024.

[12] ICAO, CP-DCIWG, WG-I, “IPS SARPS VALIDATION REPORT,” Feb. 2023.

[13] K. Morioka, X. Lu, J. Naganawa, N. Miyazaki, N. Yonemoto, Y. Sumiya, A. Kohmura, “Service assurance packet-scheduling algorithm for a future aeronautical mobile communication system,” Elsevier, Simulation Modelling Practice and Theory, Mar. 2020.

固定翼無人機の広域位置探知実験の結果について

監視通信領域　※古賀 禎
航空交通管理領域　虎谷 大地，佐藤 岳

1　まえがき

島国である我が国は広大な海域や沿岸域を有しており，これらの領域には多くの施設や設備が存在する。無人機を利用することで，広い領域をリアルタイムで監視・観測することが可能になる。これを実現するためには無人機を目視外で自動運航することが必要であり，このためには無人機の動態管理や有人機との協調的な空域利用や周辺状況への適応が求められる。

当所では，将来における自動運航を実現するため，無人機の動態を管理する技術（動態管理技術），有人機との協調的な空域利用および周辺状況に適応した運航技術（協調技術）などの技術の開発を令和 4 年から 3 か年の計画で開始した。

令和 4，5 年にはシステムの一構成要素である無人機の広域における動態管理を行う実験システムを開発し，飛行実験を行った。本稿では実験の概要と実験結果については報告する。

本稿の構成は以下のようになる。2 章にて実験システムの概要について述べた後，3 章でシステムの性能解析の結果について述べ，4 章でまとめを述べる。

２．実験システム

無人機の動態を管理するためには，その位置と識別（ID）情報が必要となる。2022 年 6 月より無人機へのリモート ID(RID)搭載が義務化[1]され，ここでは通信媒体として Bluetooth，WiFi などが定められている。本実験では Bluetooth による RID を使用した実験システムを構築した。図 1 に実験システムの構成を示す。

RID 送信機

RID 送信機は無人機に搭載され，無人機の位置や ID などを含む RID メッセージを周期的に送信する。実験ではイームズロボティクス社製

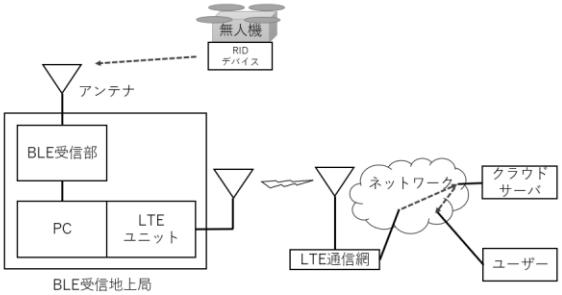


図 1 実験システムの構成

の「EAMS REMOTE ID（リモート ID 機器）を使用した。表 1 にリモート ID 送信機の諸元を示す。Bluetooth は伝送距離が短く，広い範囲をどのようにカバーするかが課題となる。RID では Bluetooth Low Energy (BLE) 5 Long Range（coded phy S=8）を採用している。LongRange は伝送速度が 125kbps と標準の 1/8 の速度となる一方，誤り訂正能力の強化等より標準の約 4 倍の距離伝送を可能としている。

地上受信局

地上受信局（GS: Ground Station）は RID メッセージを受信し，クラウドサーバに配信する。GS は RID 受信部とメッセージ送信部から構成される。

RID 受信部は RID 送信機が送信する RID メッセージを受信する。RID 受信部には BLE 評価ボード(Nordic nRF52840-DK)を使用した。本ボードは外付けアンテナを取り付けることが可能である。GS1～5 は 2 つのボードを搭載し，

表１．リモート ID 送信機の諸元[2]

無線仕様	Blutooth5.0，出力 10mW，送信周期約 0.9 秒
サイズ	W60mm × H30mm × D22mm
本体重量	33g
稼働時間	8 時間以上
センサ	GNSS，気圧センサ内蔵

表２．アンテナの概要

地上局番号	種別
1	コリニアアンテナ(9dBi) パッチアンテナ（14dBi）
2-5	コリニアアンテナ(9dBi) パッチアンテナ（13dBi）
6	八木（13dBi）

２つのアンテナ（無指および指向性）を持つ。GS6 は 1 つのボードを搭載し，１つの指向性アンテナを有する。表 2 にアンテナの概要を示す。

メッセージ送信部は RID メッセージを MQTT(Message Queuing Telemetry Transport)メッセージングプロトコルによりクラウドサーバに送信（パブリッシュ）する。クラウドサーバはサブスクライブしたユーザに RID メッセージを配信する。

実験では南相馬の海沿いの 6 か所に地上受信局を約 1.5 ㎞から 2 ㎞間隔で配置した。図 3 に＋印で飛行全体航跡と地上受信局の位置を示す。

固定翼無人機

本実験では海上から離発着が可能な飛行艇型の固定翼無人機（Space Entertainment Laboratory 社 Hamadori3000）を使用した。表３に固定翼無人機の諸元を示す。飛行範囲は，南相馬沖南北約 7km，東西約 0.5km，高度 40m 以上 150m 未満とした。1 フライトの飛行時間は約 45 分で飛行距離は約 45 ㎞であった。飛行後は海上に着水，機体を回収しバッテリ交換，再度フライトを実施した。1 日で 3 回のフライトを実施した。

図 2. 固定翼無人機の外観

表３．固定翼無人機の諸元[3]

全長×翼幅	1960mm×3100mm
離陸重量	19kg
航続時間	120 分
巡行速度	65km/h
動力	電動モータ
装備	EO・IR センサ搭載

３．性能解析

本章では単独地上局とシステム全体の性能解析の結果について述べる。

3.1 単独地上局

単独地上局では，探知距離および受信信号強度（RSSI: Received signal strength）の解析結果についての述べた後，位置情報の更新確率(PU: Probability of Update)の算出結果を示す。

GS3 は飛行経路の中間に位置しており，南北と東の見通しがよい。地上局３は無指向性のコリニアアンテナと指向性のパッチアンテナのを有する。パッチアンテナは東方向を向いている。図 4 に無指向性アンテナ，図 5 に指向性アンテナによる受信データ位置と RSSI 分布を示す。アンテナパターンに即した分布となっている。

<u>探知距離</u>

図 6 に無指向性アンテナ，図 7 に指向性アンテナの距離による受信状況を示す。点のプロットは RID メッセージを受信した位置である。1000m 以下では受信確率が高い。最大距離は無指向性で約 4000m からのメッセージを受信している。1000～4000ｍでは連続的に受信できる時間と長い欠落が発生する時間が混在しており，今後の分析が必要である。実験では GS3 の沖 1500m 付近で 3 回離着水している。このため 1500m 付近に距離変化が少ない時間帯がある。

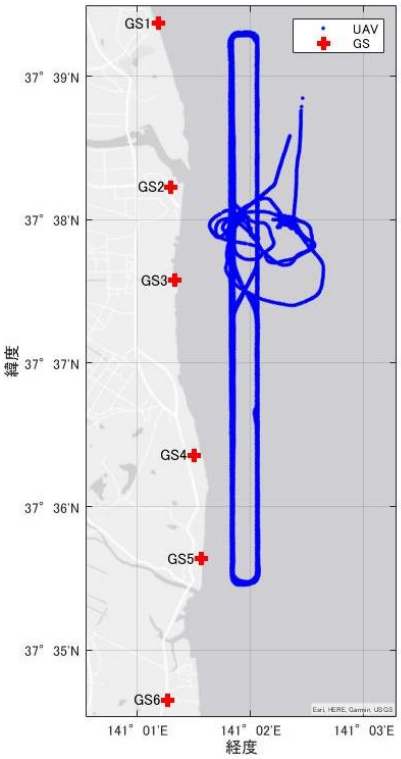


図 3. 飛行航跡と GS 配置

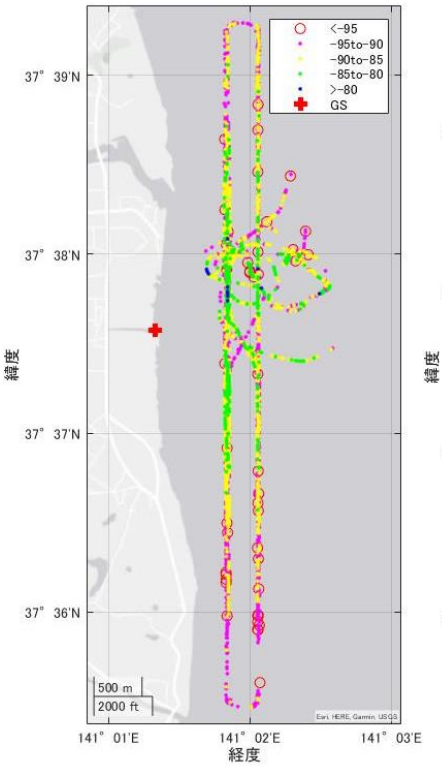


図 4. GS3 の受信状況（無指向）

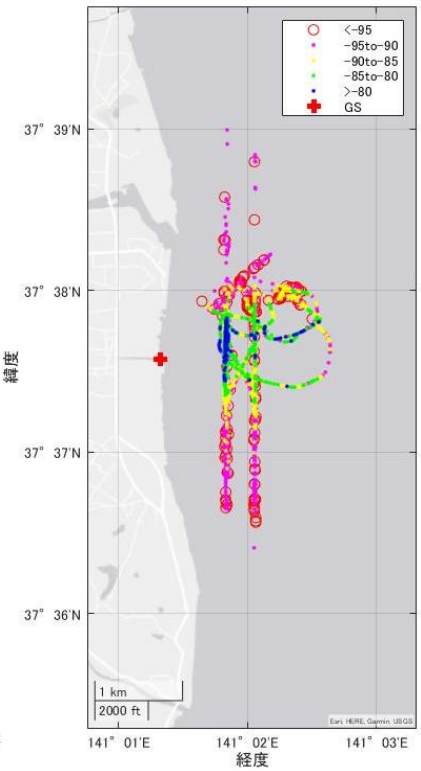


図 5. GS3 の受信状況（指向性）

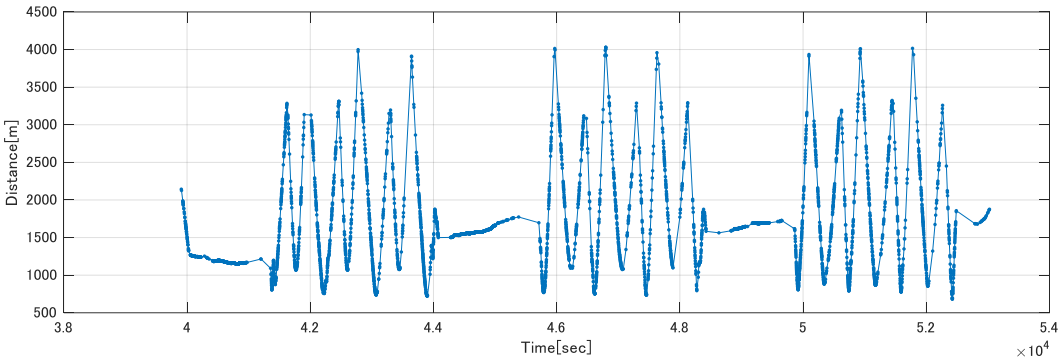


図 6.無指向性アンテナによる受信状況（時間―距離）

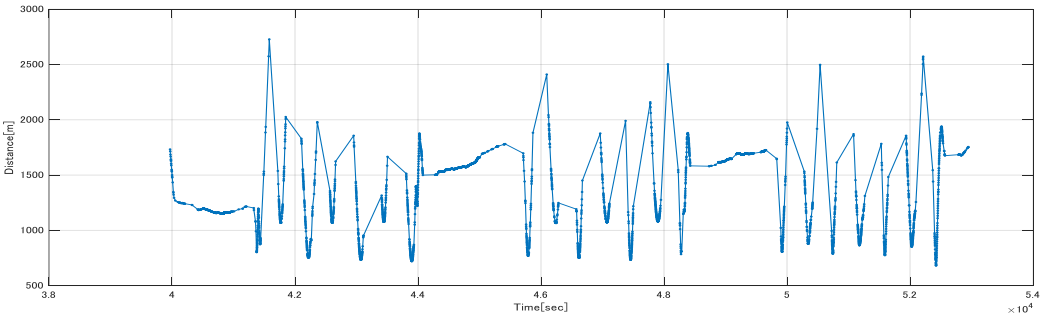


図 7.指向性アンテナによる受信状況（時間―距離）

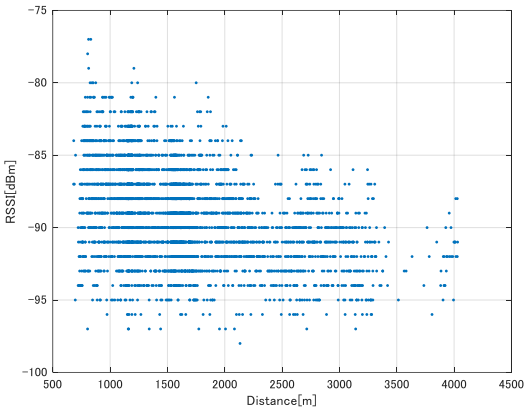


図 8. RSSI 分布(無指向性)

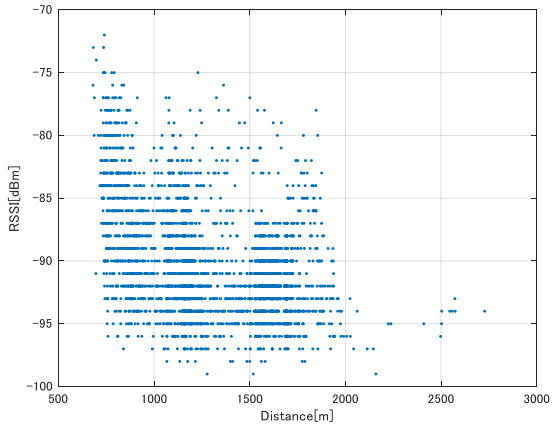


図 9. RSSI 分布(指向性)

RSSI

RSSI は RF52480 ボードが出力する値を解析した。（※測定有効範囲[4]は-90～-20dBm とあり，-90dBm 以下は参考値となる。）図 8 と図 9 に距離による RSSI の分布を示す。RSSI は無指向性で-80～-95dBm の間，指向性で-75～-95dBm の間に集中しており，遠方ほど強度が低くなることがわかる。

表 4．ターミナル 3NM 中密度の要求値[5]

データ更新率(PU)	97.5%
データ更新間隔(UI)	5 秒
必要データ数	246 点以上
必要飛行時間	1230 秒以上

表 5．GS3（無指向性）の PU 値

フライト	飛行時間 T(Sec)	欠落時間 M(Sec)	PU[%] (1-M/T)
＃1	2492	604	75.8
＃2	2523	875	65.3
＃3	2466	771	68.7
Total	7481	2250	69.9

表 6.GS3（指向性）の PU 値

フライト	飛行時間 T(Sec)	欠落時間 M(Sec)	PU[%] (1-M/T)
＃1	1003	157	84.3
＃2	1090	232	78.7
＃3	954	202	78.8
Total	3047	591	80.6

PU

飛行航跡について位置情報の更新率を算出した。算出方法としては 1090MHz 拡張スキッタ地上局の欧州規格[5]を参考とした。本規格では空域と空域密度で区別して基準値が設定されている。無人機の監視において必要とされる基準値については今後議論が必要であるが，ここではターミナル 3NM 中密度の基準値を適用した（表 4 参照）。表 5 に無指向性アンテナによる結果，表 6 に指向性アンテナによる結果を示す。無指向性アンテナの PU はフライト毎で 65～75%であり，全航跡では約 70%であった。指向性アンテナの PU は無指向性より若干高く 78～84%，全航跡では約 80%であった。

地上局単独では飛行エリア全体を 5 秒更新率・95%以上を確保することは難しいことがわかる。

3.2 システム全体

ここではシステム全体の性能として，6 つの GS／11 個のアンテナによる統合データによる PU を算出した。表 7 に結果を示す。更新率は全てのフライトで 99%以上なり，全航跡で 99.89%となっていた。複数の GS が相互に補完することで連続的に RID メッセージを受信でき

表 7.システム全体の PU 値

フライト	飛行時間 T(Sec)	欠落時間 M(Sec)	PU[%] (1-M/T)
＃１	2749	8	99.70
＃２	2717	0	100.00
＃３	2738	1	99.96
Total	8204	9	99.89

ており，システム全体により南相馬沖の南北 7km，東西 0.5 ㎞の広い領域を飛行する無人機を位置情報の 5 秒更新率 95%以上でリアルタイム監視できることを確認した。

４．まとめ

当所では，海上における自動運航を実現するため，これを実現する要素技術の開発をしている。その一つとして，無人機の動態を広域管理する実験システムを構築し，飛行実験により性能を解析した。

その結果，実験システムは，南北 7 ㎞，東西 0.5km，高度の 150m 未満の領域を 5 秒更新率（PU）99%以上で監視できることを確認した。一方，地上受信局だけでは，高い PU を得ることが難しいことが分かった。

Bluetooth による広域管理システム今後の課題としては，長時間欠落の分析，地上局の最適配置，信号環境による影響，長時間欠落の分析 RID デバイスの違いによる影響などがあげられる。単独地上局では長時間の欠落が観測されており，これらの要因を明らかにしたい。また，より広い領域を監視するためには，多くの地上局が必要になるがコストも増大する。アンテナと配置の最適な組み合わせなどを検討したい。さらに，信号環境による性能の違いが課題としてあげられる。本実験では電波環境調査は行っていないが，飛行範囲が海上であることから，都市部や住宅地などと比べて良好な電波環境であることが予想される。RID は 2.4GHz の ISM バンドを使用していることから，その受信性能は電波干渉（電波環境）の影響を受ける。同じ周波数の電波を発信する機器の存在の有無により性能が変化する。

この他に，無人機の海上における自動運航を支援するため，協調技術についても検討を行う。有人機との空域協調を実現技術として，当所が有する低高度空域を監視可能な有人機監視システム[6]と無人機の動態管理システムを連接して自動運航支援する統合システムや関連技術の開発を目指す。

参考文献

[1] リモート ID 技術規格書，国土交通省航空局，令和 4 年（2022 年）11 月，https://www.mlit.go.jp/koku/content/001444589.pdf

[2] イームズロボティクス，“リモート ID 送信機 ユーザーマニュアル”，https://www.eams-robo.co.jp/download/

[3] スペースエンターテイメントラボ社 HP, https://www.selab.jp/products/hamadori3000/

[4] NORDIC, ” nRF52840 Product Specification v1.1”, https://infocenter.nordicsemi.com/pdf/nRF52840_PS_v1.1.pdf

[5] EUOCAE, ”Technical specification for a 1090MHz extended squitter ADS-B ground system”, ED-129B,Mar 2016

[6] 古賀 禎，“マルチラテレーション技術を用いた 有人機の位置探知システムの開発について”，第 60 回飛行機シンポジウム，2022 年 10 月

運航制約条件を考慮した悪天回避経路に関する研究

航空交通管理領域　※中村 陽一，瀬之口 敦

1　まえがき

将来の軌道ベース運用を目指して，航空交通システムの高度化が推進されている。その中でも，気象状況を考慮した軌道予測の高度化は重要課題の一つに挙げられる。風の状況により飛行時間は異なり，悪天候が要因による経路の逸脱など，気象現象は不確定性を増大させる。悪天発生時において，飛行中のパイロットは機上のレーダー等の情報や，各々の知識や経験に基づき回避判断を行う。また，管制官からの指示に基づき，必要に応じて計画経路から逸脱しながら飛行を行うこととなる。これらの手続きは人間の判断に基づき実施されるため，同程度の悪天現象であっても回避判断や回避経路は必ずしも一致しない。一方で，高精度な予測を利用した航空交通システムの更なる高度化を実現するためには，客観的かつ定量的な指標に基づく解析や評価が必要不可欠である。

雷雨を20NM離れて回避するガイドライン[1]があり，悪天の航空交通流への影響および指標に関するデータに基づく研究[2]などが進められている一方で，気象状況，周辺交通流は地域によって大きく異なる。さらに，パイロットや管制官の考え方も多岐にわたるため，悪天の回避に関する基準は未だ確立されていない。加えて，気象現象や交通流などは地域ごとに特性も異なることから，それぞれの特性に応じた検討が求められる。そこで本稿では，我が国における悪天回避に関する解析の一例として，悪天回避経路の生成および飛行時間や燃料消費量の変化に関する検討結果について報告する。

2　利用データおよび解析手法

2.1　気象データ

航空機の飛行を模擬するための風情報として，メソ数値予報モデル GPV（MSM: Meso-Scale Model）[3]を利用した。MSM により，日本周辺における風向，風速，気温等の気象データとして，3 時間ごとの数値予報の初期値および各初期値に対する予報データが利用できる。本稿では，最も精度が高いと考えられる初期値のデータを利用した。

また，悪天による飛行困難空域の設定のため，全国合成レーダーエコーGPV（Grid Point Value）として，10 分毎に提供される 1km メッシュのエコー強度および 2.5km メッシュのエコー頂高度[4]を利用した。図 1 にエコー強度およびエコー頂高度の分布例を示す。留意点は灰色で示した気象レーダーの範囲外のエリアのエコーデータは利用できない点である。エコー頂高度のデータに基づき航空機に影響を与える範囲のエコーを抽出し，飛行困難空域の設定に利用した。

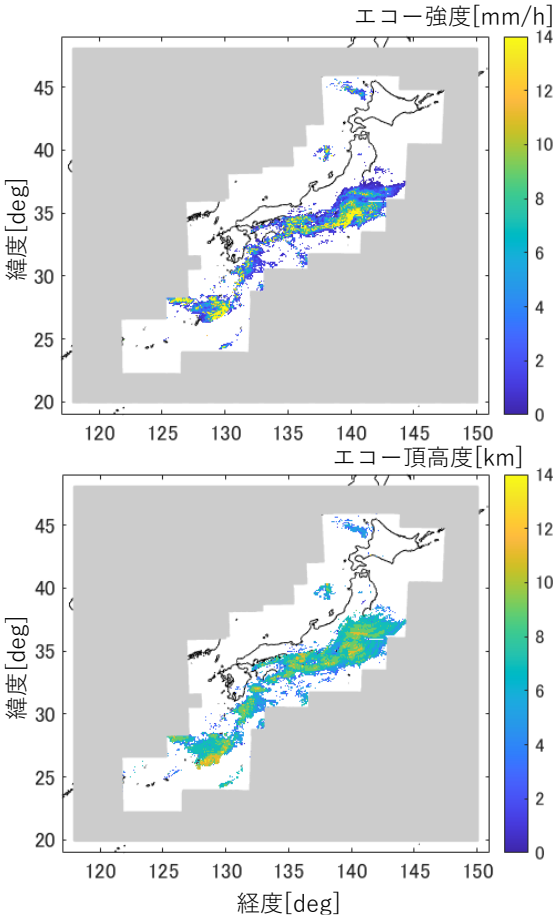


図 1　エコー強度および頂高度の分布例

2.2 飛行困難空域の生成

前節で示すレーダーエコーGPV のデータを利用し，航空機が回避すべき空域を飛行困難空域として設定した。飛行困難空域はポリゴンで表現することとし，アルファシェイプ[5]を利用した。アルファシェイプはアルファ半径をパラメータとし，与えられた点群を囲む境界領域を設定するものである。図 2 にパラメータの違いによるポリゴンの変化例を示す。アルファ半径を無限大とすると与えられた点をすべて包含する凸包となり，小さくするほど細かく，複数の領域に分割されたポリゴンとなる。本稿におけるアルファ半径は 0.05 に設定した。

図 3 にアルファシェイプを利用し，図 1 に示すエコーデータから飛行困難空域をポリゴンで表現した例を示す。なお，実運用においては気象現象の程度は複数の区分で利用されており[6]，今回の飛行困難空域生成においては表 1 に示す 4 段階の区分を作成した[7]。また，航空機の高度と比較して，エコー頂高度が低いデータは影響を与えないと考えられる。そこで，エコー頂高度の閾値を設定し，元データのうち閾値以上のデータ点を抽出し，飛行困難空域をポリゴンとして表現した。頂高度閾値は気象現象やパイロットにより異なることが想定されるが，本稿では一例として飛行高度から 3km (9,843 ft) 低い頂高度までのエコー強度を考慮して解析を行った。

2.3 セクターを考慮した経路探索

実運航においては，セクター単位で管制が実施されることとなる。そこで本稿では，動的計画法[8]と呼ばれる手法により，設定したセクター内部における最適な経路の探索を試みた。図 4 に経路探索例を示す。緑で示す多角形は設定したセクターである。動的計画法では，初期地点と目的地点の間に計算格子を設定し，設定した格子点を接続する最適な経路を取得する。初期地点から進行方向に向かい各点間の接続を計算するにあたって，設定したセクターの外部の計算格子を含む接続や，格子点自体はセクター内部であっても点間の線分がセクター外を通過する接続については計算を実施せず，それ以外の接続のみを対象として経路探索した。こ

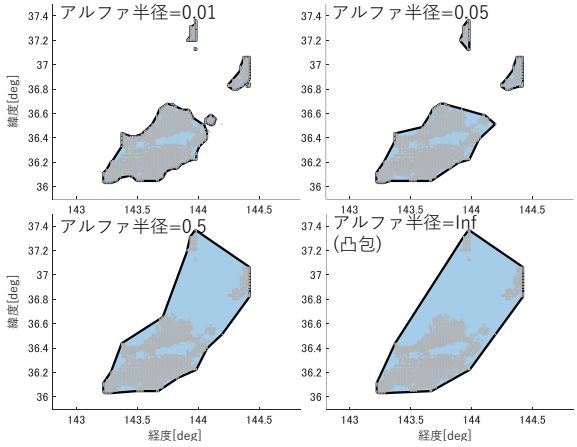


図 2　アルファシェイプによるポリゴン例

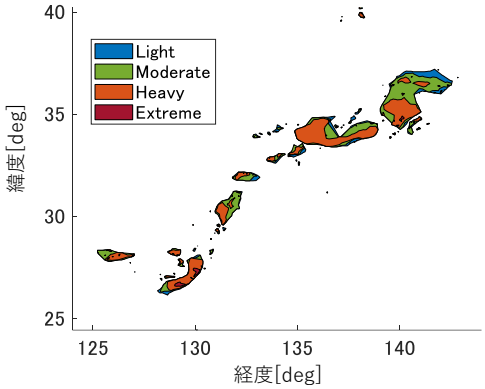


図 3　強度ごとの飛行困難空域例

表 1　区分ごとのエコー強度 [7]

区分	エコー強度[mm/h]
Light	0.5－3.0
Moderate	3.0－10.0
Heavy	10.0－50.0
Extreme	> 50.0

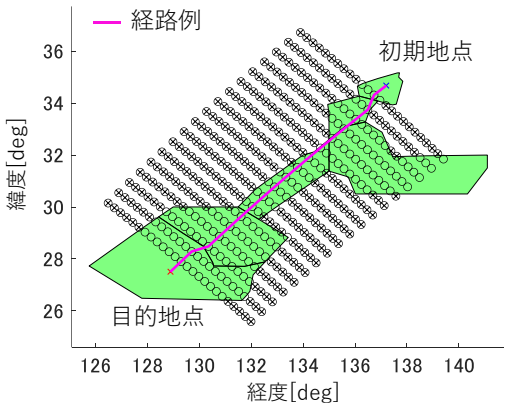


図 4　セクターを考慮した経路探索例

れにより，図 4 のマゼンタで示す経路のように，セクターの内部のみを飛行する経路が取得できる。

2.4 最適経路の算出

2.2 で示す飛行困難空域に対して，2.3 で示す計算格子を利用して最適経路を算出した。各計算格子点間の接続に対して，Base of Aircraft Data（BADA）family 3[9]を用いて航空機の飛行を模擬した。BADA に定義される性能データや標準的な巡航速度に加えて，2.1 で示す MSM による風データを利用することにより，航空機の飛行時間，燃料消費量を計算することが可能である。

本稿では，下記の式(1)で示す評価関数を最小化する経路を最適経路として算出した。

$$f = \sum\left(F_{seg} + C_{pi} \cdot PI_{rep} \cdot T_{echo}\right) \qquad (1)$$

ここで，F_{seg} は燃料消費量，C_{pi} は悪天回避のための係数，T_{echo} は飛行困難空域内の飛行時間を表す。PI_{rep} は遭遇した飛行困難域のエコー強度の代表値であり，表 1 の 0.5，3.0，10.0，50.0 の 4 種類を用いた。

図 5 に悪天回避経路の算出例を示す。式(1)の係数 C_{pi} が 0 であれば悪天域を考慮しない燃料最小の経路が算出され，係数を大きくするほど，飛行困難空域を避ける経路が算出されることとなる。設定したセクター内において，設定した係数に応じた最適経路が算出される。

3 解析結果

3.1 計算条件

本稿の計算条件として，図 6 に示す初期地点から目的地点への飛行を模擬した。ここで，初期および目的地点は羽田空港から那覇空港への飛行する航空機の航跡の巡航区間を参考に設定し，巡航高度は 40,000ft，型式は A359，初期時刻は 2021/7/1 9:00 と設定した。図 6 は当該時刻の風向・風速を示し，マゼンタで示す基準経路は，初期地点と目的地点間を一般的な計画経路で接続した経路である。表 2 には基準経路を飛行した場合の距離，時間，燃料消費量を示している。また，巡航高度から 3 km (9,843 ft) 低い頂高度のエコーまで考慮して飛行困難空域を生成した。

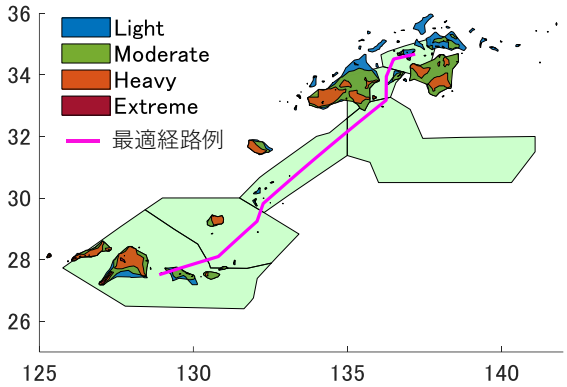


図 5　悪天回避経路の算出例

さらに，図 7 に示す 2 種類のセクター構成を本稿における制約条件に設定して計算することにより，セクターの制約による変化を調査した。セクター構成 1 は基準経路を飛行する場合に通過する際のセクターと同じ構成であり，セクター構成 2 は周辺セクターを含めてより広い範囲を飛行可能とした構成である。セクターについては，今回想定する初期時刻における構成としているため，現在の構成とは異なる点に留意が必要である。

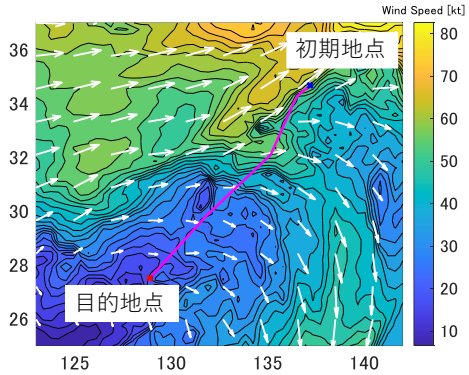


図 6 基準経路および風速（高度 40,000ft）

表 2　基準経路の距離，時間，燃料

距離[NM]	時間[min]	燃料[lbs]
615.48	80.82	16967.08

3.2 異なる条件による回避経路

図 7 に示す二つのセクター構成に対して最適経路を計算した結果をそれぞれ図 8，図 9 に示す。ここで，表示されている飛行困難空域は初

期時刻のものであるが，実際の計算に際しては，飛行中の各点における時刻の直前のデータを利用した。式(1)の悪天回避のための係数を変化させることにより，それぞれ 5 本の回避経路が求められた。図の凡例に示す括弧内の数値がそれぞれの経路に対応した係数である。また，各経路を飛行した場合の飛行距離，飛行時間，燃料消費量について表 3 にまとめた。

図 8 には，通過するセクターを変更せずに悪天回避経路を生成した結果を示す。経路 1 では悪天域を考慮しない最適経路であるため，表 2 に示す基準経路より短い距離を飛行している。初期地点直後に広い範囲の飛行困難空域が存在するため，セクターを変更せずに回避することができないが，係数の変更により，可能な限り強いエコー強度を持つエリアを飛行する時間を短くする経路が求められた。目的地点周辺はセクターが広く，係数の変更による回避の様子が顕著に示された。このように悪天域の回避を優先するほど，距離，時間，燃料が増加する結果が得られた。

図 9 では，セクターの制約を緩和し，比較的広い範囲で経路設定が可能とした場合の計算結果である。悪天を考慮しない経路 1 においても，セクターの制約がない場合には大圏経路を飛行できる。セクターの制約を緩和したことにより，飛行時間や燃料消費量は増加するものの，初期地点付近のエコーの範囲を避けて大きく迂回する経路も含めて算出された。

本稿で示す一連のアルゴリズムにより，悪天回避のための異なる係数を設定でき，異なる判断基準を有するパイロットによる回避経路の模擬が可能であることを示した。表 3 の計算結果から，セクターを限定したセクター構成 1 の場合には飛行時間に 7 分程度，セクター制約を緩和したセクター構成 2 の場合には 10 分弱の飛行時間のばらつきが生じることがわかる。

本稿では解析結果の一例を示したが，風や悪天域の状態により，これらのばらつきは大きくなることが想定される。また，悪天を回避しつつ時間・燃料の増加を抑制することが可能な状況も考えられる。なお，本アルゴリズムは，セクターの指定のみならず，飛行禁止空域の指定など，飛行範囲を限定する場合にも応用可能である。

セクター制約をもとに経路の生成範囲を限定した本解析とは異なり，実際の経路生成にはセ

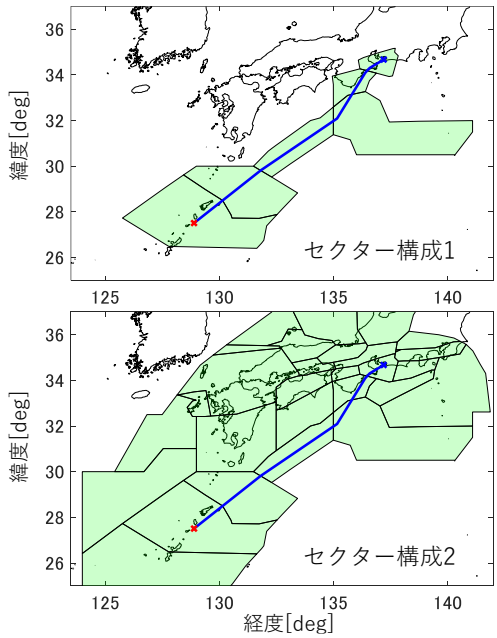


図 7　解析に用いたセクター構成

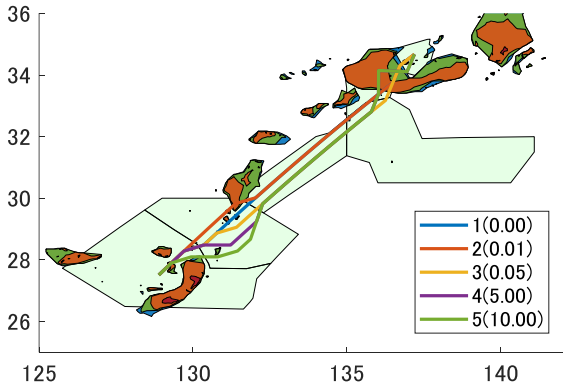


図 8　セクター構成 1 における回避経路

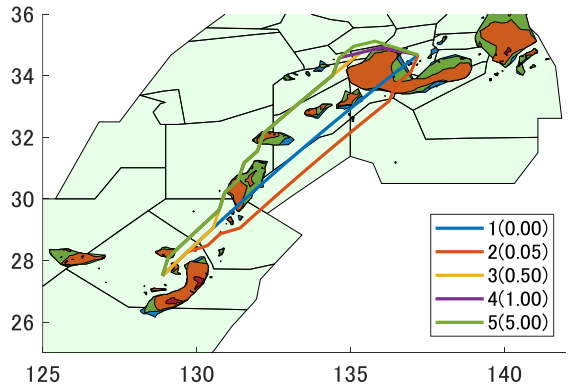


図 9　セクター構成 2 における回避経路

表 3　距離，時間，燃料の比較

	セクター構成 1			セクター構成 2		
	距離[NM]	時間[min]	燃料[lbs]	距離[NM]	時間[min]	燃料[lbs]
1	613.74	80.73	16948.24	605.55	80.14	16823.65
2	613.74	80.75	16952.25	621.92	81.42	17090.20
3	621.92	81.46	17098.01	653.35	87.57	18367.86
4	664.66	86.78	18200.94	661.54	88.60	18580.66
5	672.84	87.72	18395.05	672.03	89.91	18851.72

クターを移る際の移管手続きも制約に含めて考慮する必要がある。さらに今後，他の気象状況，都市間の経路に対する解析や実経路との比較により，気象現象の定量化に資する検討を進めることが不可欠である。加えて，航空機の通過セクターの変更は，各セクターの管制作業量の変化につながるため，航空交通流制御の観点を含めた経路生成を行うことが重要である。

4　むすび

本稿では，運航制約条件を考慮した悪天回避経路生成および飛行時間や燃料消費量の変化に関する検討結果について報告した。レーダーエコーの情報を基に飛行困難空域を生成し，セクターを考慮した最適な回避経路を算出するまでの一連の方法について提案した。この結果，悪天回避に伴う経路，飛行時間，燃料消費量を比較し，セクターの制約との関係を示した。今後は，本稿で提案したアルゴリズムを改良し，レーダーエコーだけでなく他の情報も考慮し，垂直方向も含めた悪天回避軌道の予測について検討を進めていきたい。

参考文献

[1] U.S. Department of Transportation, “Thunderstorms,” Advisory Circular 00-24C, Washington, D.C., Feb. 2013.

[2] Michael Matthews, et al, “Translating Convective Weather Forecasts into Strategic Traffic Management Decision Aids,” 12th USA/Europe Air Traffic Management Research and Development Seminar, 2017.

[3] 気象庁情報基盤部，“配信資料に関する技術情報第 575 号 メソ数値予報モデル GPV および MSM ガイダンスの予報時間延長について,” 令和 3 年 12 月.

[4] 気象庁観測部，“配信資料に関する技術情報（気象編）第 162 号 ～1km メッシュ全国合成レーダーGPV の提供等について～,” 平成 16 年 4 月 22 日.

[5] H. Edelsbrunner, D. Kirkpatrick, and R. Seidel, “On the Shape of a Set of Points in the Plane,” IEEE Transactions on Information Theory, Volume: 29, Issue: 4, July 1983.

[6] Federal Aviation Administration (FAA). Atc weather radarecho terms & definitions. https://www.faasafety.gov/files/events/EA/EA21/2023/EA21121498/ATC_wx_radar_echo_brochure_v4_Jul5_06.pdf.

[7] Yoichi Nakamura and Atsushi Senoguchi, “Modeling of aircraft routes under severe weather conditions”, AIAA SCITECH 2022 Forum, 2022.

[8] Navinda Kithmal Wickramasinghe, et al, “Flight Trajectory Optimization for Modern Jet Passenger Aircraft with Dynamic Programming,” Volume 290 of the series Lecture Notes in Electrical Engineering, pp. 87-104, Feb. 2014.

[9] Eurocontrol Experimental Centre, “User Manual for the Base of Aircraft Data (BADA) Revision 3.15,” EEC Technical/Scientific Report No. 19/03/18-45, May 2019.

管制支援機能が管制業務作業量に及ぼす影響

航空交通管理領域　※平林 博子，井無田 貴，瀬之口 敦
ビクラマシンハ ナヴィンダ キトマル，虎谷 大地，村田 暁紀

1　はじめに

安全かつ効率的な航空交通流形成のために，航空管制業務が遂行可能である交通量を適切に管理していく容量管理が重要である。現在日本で実施している航空路管制セクターを対象とした容量管理はセクター単位で実施される。その方法は，予測交通流のセクター滞在時間を基に管制業務作業量を推定し，一定時間内の管制業務作業量が容量値を超過した時に，出発時刻制御（EDCT：Expect Departure Clearance Time），入域機の間隔の調整等の交通流制御を実施する。

管制業務作業量は，取り扱う交通量だけでなく使用するシステムの機能，操作性，空域，経路構成等にも影響を受けるため，それらが変更されるときに基準となる容量値を見直す必要がある。現在の航空路管制処理システムは TEPS（Trajectorized En-route Traffic Data Processing System）（図 1）と呼ばれ，管制業務に関する支援機能および自動化が強化されたシステムである。管制業務に関するシステムは安全に直結することから，システム障害時には一部の機能を制限することで業務続行を可能とするフォールバック運用が考慮されている。夜間のシステムメンテナンス時にもフォールバック運用が使用されることがある。

電子航法研究所では，航空路管制における管制官支援機能がもたらす管制業務作業量について計測するために，二つの支援機能（AIDC: Air Traffic Service Interfacility Data Communications および CPDLC: Controller Pilot Data Link Communications）を模擬するツールを開発し，開発ツールを使用した航空路管制リアルタイムシミュレーション実験を実施した。AIDC は外国機関間との交通情報交換機能であり，CPDLC は管制官とパイロット間の通信に航空管制用データリンクを使用する機能である。本稿は，電子航法研究所で実施した前述のシミュレーション実験結果について報告し，この結果に基づく支援機能と管制業務作業量の関係性について考察するものである。

まず，第 2 章で航空路管制業務体制の概要および本稿の対象である AIDC および CPDLC それぞれの機能について，第 3 章で実験用に開発したツールおよび実験体制について説明する。次に，第 4 章で AIDC に関する実験について，第 5 章で CPDLC に関する実験について，それぞれ結果と考察を述べる。第 6 章でまとめを述べる。

2　航空路管制業務体制について

航空路管制業務は主に航路を巡航中の航空機に対する管制業務である。日本上空はほぼレーダー覆域内であることからレーダーを用いた管制業務を実施している。レーダー管制を実施する航空路管制セクターは令和 6 年 3 月時点で約 40 に区分されており[1]，ひとつのセクターに通常二人の管制官（R 席および C 席）が着席する。R 席はレーダーによる航空機の現在位置，状態等をシチュエーション領域で監視しながら，航空機の高度，針路，速度等をパイロットとの通信を通じて指示する役割を担い，C 席は管轄

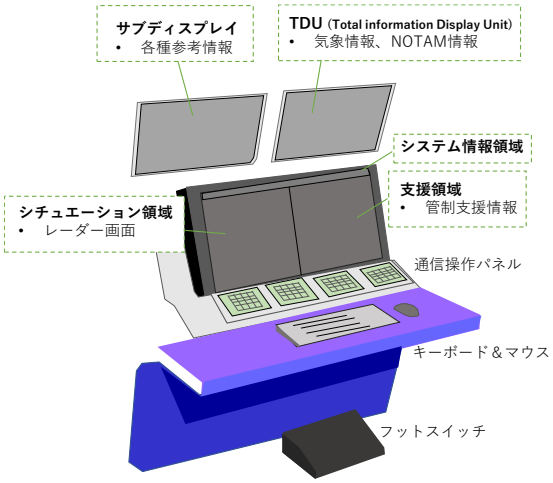


図 1　TEPS イメージ図

中のまたは管轄予定の交通流を周囲のセクター担当者と調整する役割を担う。R 席 C 席それぞれに一組の TEPS が配置される。

2.1　AIDC 機能

管制業務では，管轄空域へ入域が予定される交通流を事前に把握し戦略を立てることが重要であり，入域予定交通流の事前の把握のために，逐一更新される交通情報をセクター間で共有することが必要となる。各飛行の交通情報は，出発前においては，事前に運航者から提出される飛行計画を基に飛行計画経路の各ポイントにおける予定通過時刻，高度等が地上システムにより予測される。出発後ではレーダー捕捉により逐一位置情報が更新されていく。これらの更新情報は，国内セクター間であれば共通の管制システムを介して情報交換される。しかし，他国との間では使用システムが異なることもあり，各国との取り決めにより交通情報交換が実施される。

現在福岡 Flight Information Region (FIR)は図 2 に示すように複数の FIR と接しており，そのうち 6 の FIR との間で交通情報交換を実施している。TEPS を使用した航空路管制業務に関わる外国機関との交通情報交換の自動化機能を AIDC と呼ぶ。AIDC が機能していれば FIR 境界線上の交通情報交換は自動的に実施されるため，国内セクターと同様の取り扱いが可能となる。しかし，AIDC はフォールバック運用時に制限されることから，フォールバック運用時には管制官が手動（マニュアル）で交通情報交換

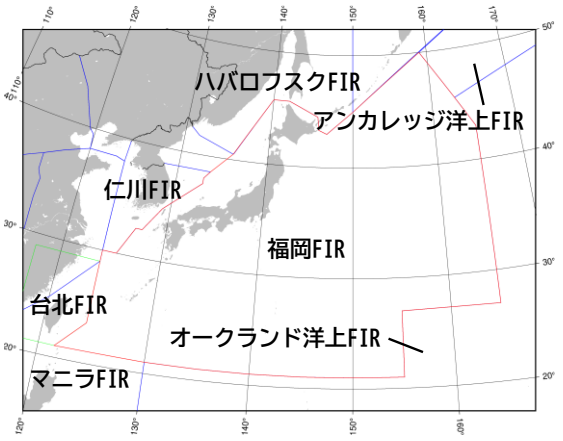


図 2　福岡 FIR と交通情報交換を実施している周辺 FIR

を実施しなければならない（以下，手動による交通情報交換業務を「トランスファー業務」と呼ぶ。）。トランスファー業務は，主に C 席管制官の業務となる。C 席管制官は電話回線等を使用し隣接 FIR の担当管制官と口頭で交通情報を交換し，得られた情報を TEPS へ入力することで，国内での交通情報交換同様に利用できる。

2.2　CPDLC 機能

CPDLC は管制官とパイロット間の双方向のデータリンクシステムであり，管制官は音声通信に代わりテキストメッセージをパイロットに送信することが可能である。日本では，衛星通信を使用した CPDLC が太平洋上空域を対象に 1998 年から導入されており，近年の太平洋空域での CPDLC 対応機材の装備率は 9 割以上である。レーダー管制を実施する国内空域での CPDLC（国内 CPDLC）は，特定の指示等に限り 2022 年 3 月から一部の空域（FL335 以上）への導入が開始され，2023 年 5 月からは全セクターを対象に段階的に進められている。現在日本に導入されている国内 CPDLC では，管制官からパイロットへの指示は次の 3 つに限定されている。

(1)　通信移管指示
(2)　Discrete Beacon Code (DBC) 指定
(3)　マイクロホンチェック

これらの指示は，航空機軌道に変化を与えることはなく，また自動化が可能であることから，CPDLC 導入効果が得やすい指示と言える。今後は，高度変更，経路変更，速度変更，地点通過時刻指定，到着方式の指定等，航空機の軌道変更を伴う指示への CPDLC の適用拡大が予定されている[2]。

3　評価実験用ツールを使用したリアルタイムシミュレーション実験

電子航法研究所ではリアルタイムシミュレーション実験を実施するために評価実験用ツールを開発した。

3.1　評価実験用ツールの全体像

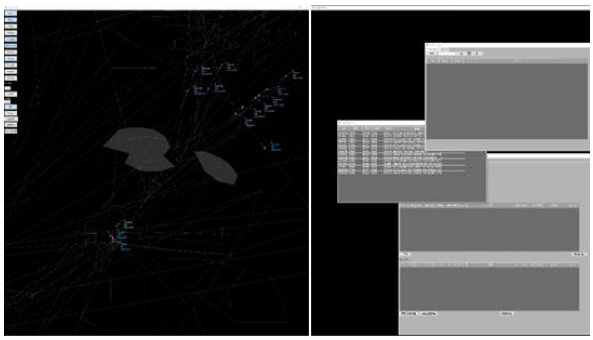
実験では，管制官席，パイロット席，およびその他席（他セクターおよび他機関）等の複数の役割を用意し，それぞれの役割毎に計算機を使用することを想定しツール開発を進めた。図

3 にツールのディスプレイ上で表示される管制官役が使用する画面イメージを示す。一組のディスプレイは，航跡の 2 次元位置を表示するシチュエーション画面およびその他支援情報を表示する支援画面の二つに区分される。管制官役はこれらの表示画面からマウスやキーボードを使用しパイロットへの指示等を入力送信する。パイロット役にはパイロット役専用に用意した画面からパイロットリクエスト等を入力送信する。役割毎の計算機端末から入力更新される情報は，所内ネットワークを介して共有可能となるように設計した。

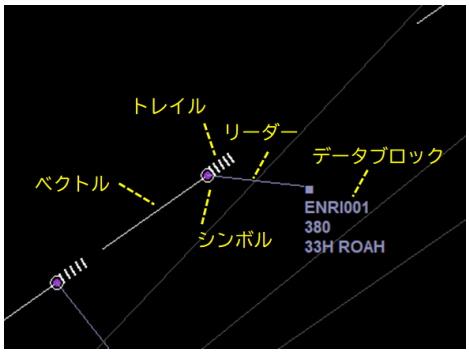
3.2　実験体制

評価実験用ツールを使用したリアルタイムシミュレーション実験では，航空路管制業務経験者が R 席，C 席およびパイロット席を担当した。図 4 に実験中の様子を示す。AIDC に関する実験では，隣接 FIR 管制官役は対象セクターの様子を意識することなく業務模擬を実施できるよう別室から実験に参加することとした。なお，隣接 FIR 管制官役は管制業務未経験者が務めたが，業務未経験者でもトランスファー業務を実施可能となるよう事前に業務概要を把握しセリフの練習を実施してから実験に参加した。R 席－パイロット間，および C 席－隣接 FIR 管制官／他セクター管制官の音声によるコミュケーションは，ウェブ会議システムを使用した。

実験を 1 試行にあたって，交通量等条件を変化させた約 30 分の交通流シナリオを基に実施した。連続して試行を実施する場合は，試行と試行の間に 20 分以上の休憩を挟んだ。



（左）シチュエーション画面　（右）支援画面



シチュエーション画面上の航空機ターゲット表示

シンボル：航空機位置，ベクトル：数分後までの針路

トレイル：軌跡，データブロック：航空機の現在情報

リーダー：シンボルとデータブロックを結ぶ線

図 3　評価実験用ツールのディスプレイ画面

3.3　主観評価

航空管制業務で研究されているワークロードモデルでは，航空交通状況が複数レベルの複雑性を引き起こし，経験，技術，戦略等が主観的な作業負担（メンタルワークロード）を発生させるとされており，暗黙的に図 5 に示す open-loop モデルが採用されている[3, 4]。このため，容量値を検討する際，取り扱う交通量だけでなく，管制官自身が感じている負担感（主観的な作業負荷）も考慮する必要がある。EUROCONTROL において空域・容量改善提案の検証および実装の支援のために使用される高速シミュレーターの機能である CAPAN[5]では，観察または計測可能であるタスクが 70%を超えると過負荷とする。また，日本の容量管理で適

図 4　実験の様子

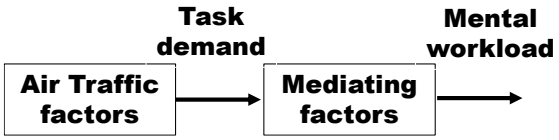


図 5　メンタルワークロード研究において暗黙的に採用されている一般的なメンタルワークロードの open-loop モデル（参考文献[4] Figure 1 参照）

用している MMBB 法（Modified-MBB; MBB 法[6]をアレンジした手法）に取り入れられている空域容量評価手法である英国の DORATASK では，約 2 割の recuperation として，任意のバッファを設けている。よって，CAPAN の約 30%および DORATASK の約 2 割は，図 5 の mediating factors を考慮する意味合いがある。

実験では，管制官が感じている負担感を測るため，約30分の管制業務模擬中約5分間隔で，これ以上業務遂行ができない状態を 100%とした場合に感じている負担感を[0%, 100%]の値で口頭で評価してもらった。なお，CPDLC に関する実験時は，それまで実施してきた実験結果を踏まえ負担感の目安が必要と感じ，表 1 に示す負担感目安を用意した。また試行後に，NASA Task Load Index (NASA TLX)[7]，TLX を基盤としたチームの負担感を測る Team Workload Questionnaire (TWLQ) [8]，および他の人とどれだけ親密に感じているかを測定する Inclusion of Other in The Self (IOS) [9]を実施した。

4　AIDC 機能に相当する作業量

AIDC 機能が実装されない場合における一定時間内のトランスファー業務取り扱い可能機数等について計測するために，2022 年 8 月に AIDC 機能に関するリアルタイムシミュレーション実験を実施した。対象セクターは仁川 FIR に接する近畿西セクターとした。19 試行の分析可能なデータを取得した。

本実験はトランスファー業務に焦点をあてているため，C 席の業務に関する測定となる。そこで，C 席における業務イベントを表 2 に示すように分類した。

表 1　負担感の目安

負担感	目安
0%-20%	・少ない交通量 ・時間を持て余す
30%-40%	・少なめの交通量 ・十分な考慮時間（戦略立て） ・余裕をもって業務を実施
50%	・適当な交通量 ・適当な考慮時間（戦略立て） ・テンポよく業務を実施
60%-80%	・多めの交通量 ・考慮時間が少なく後手後手に回りつつある
90%-100%	・限界に近づきつつある
100%を超える	・頭真っ白状態

各業務イベントに費やした平均作業時間を表 3 に示す。一度のトランスファーにおいて複数機の情報を交換することがほとんどであり，作業時間は一機あたりの値として算出した。この結果，その他作業を除き仁川 FIR 出入域機に関する業務のみ（TA，TS，HI 及び HA）に絞った作業時間の平均は 24.7 秒であった。

各試行回での C 席作業時間の割合（約 30 分間の作業時間割合）を図 6 に示す。CO（濃緑）以外の作業時間は AIDC が機能していないことで実施しなければならなくなった作業時間である。さらに，作業時間が長くなることで負担感は増すかどうかを検討するため，C 席作業時間と約 5 分毎の負担感を比較した。図 7 は 5 分毎の負担感の平均値を横軸に，C 席作業時間割合を縦軸に，実験参加者毎に色分けしプロットした図である。両者の間に明確な相関関係は見られない（r=0.21）。作業時間だけではなく作業内容により負担感に差がでることが考えられる。また，実験観察から，C 席において絶えずレーダー画面をモニターし交通流を注視している様子がうかがえた。C 席には R 席の管制業務をダブルチェックする役割もあることから，トランスファー業務に追われるとレーダー画面をモニ

表 2　C 席業務イベントの分類

業務イベント	記号
トランスファー継承	TA
トランスファー移管	TS
隣接セクター調整	CO
レーダー移送の移管	HI
レーダー移送の継受	HA
その他	OT

表 3　一機あたりに必要な C 席業務イベントの作業時間

記号	平均作業時間（秒）	件数
TA	27.0	93
TS	23.8	151
CO	34.5	10
HI	21.5	24
HA	23.9	26
OT	25.4	32

ターする時間がなくなると想像する。これは R 席だけでなく C 席においても図 5 に示す mediating factors を考慮する必要があることを示唆する。

ケーススタディとしていくつかの試行回を例に，トランスファー対象機の受入可能機数を推定する。C 席の負担感は作業時間よりは作業内容の影響を受けると推察するが，ここでは，作業時間に焦点をあて推定する。この時，余裕を持たせる意味で mediating factors を考慮する。一定時間Tにおける受入可能機数$N_{transfer}$を次式で推定する。

$$N_{transfer} = \frac{TP_{transfer}(1 - P_{mediation})}{D_{transfer}}$$

ただし，$P_{transfer}$はC席作業時間に占めるトランスファー業務作業時間，$P_{mediation}$は管制業務の mediating factors の割合，$D_{transfer}$は一機あたりに必要なトランスファー作業時間である。

仁川 FIR 出入域機に関する業務の作業時間平均は 24.7 秒であったことから，$D_{transfer} = 25$，mediating factors を 2 割（$P_{mediation} = 0.2$）とし，試行回 2 を例にとり 30 分あたり（$T = 1800\ sec.$）のトランスファー受入可能機数を推定する。試行回 2 の C 席作業時間に占める TA 及び TS 作業時間の割合は 59%（$P_{transfer} = 0.59$）であることから，30 分あたりの TA，TS 受入可能機数は 34 機となる。試行回 14 で同様に推定すると，30 分あたり 29 機となる。C 席業務に占める TA および TS 業務割合がある程度把握可能であれば，トランスファー業務で受入可能機数を推定することが可能であることがわかった。

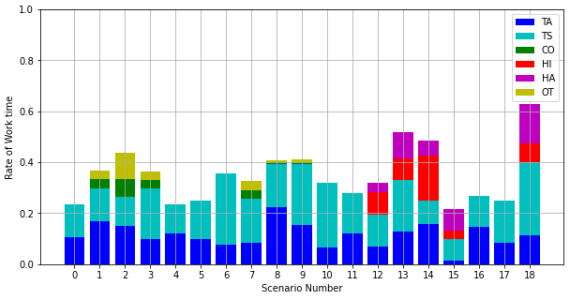


図 6　各試行回の C 席作業時間割合

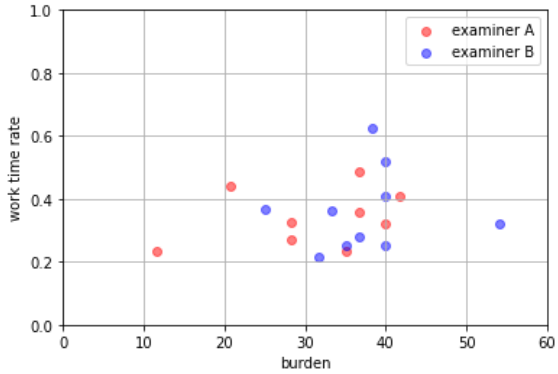


図 7　負担感と作業時間

5　CPDLC 機能

CPDLC に関する実験では，現在実施中の通信移管指示等に加え，将来的に実装する計画のある指示も想定し実験を実施した。追加機能を円滑に運用するために，針路，高度，速度に関する管制指示の自動化（入力コマンドを自動的にアップリンクメッセージとして使用する），指示をアップリンクする前に再確認するための注意喚起機能およびパイロットリクエストを見落とさないようにする注意喚起機能等を電子航法研究所で独自に開発した。

5.1　CPDLC 機能による作業量低減

通常管制業務では，逐一更新する交通情報を共有するために発出した管制指示等をシステム端末から入力する。音声通信時に伴う入力作業をそのまま CPDLC データ通信に使用することで，CPDLC 機能により管制官業務作業量が低減することが考えられる。CPDLC 機能により低減される作業量の程度を測定するために，2023 年 2 月と 11 月～12 月に CPDLC 機能に関するリアルタイムシミュレーション実験を実施した。42 試行の 30 分以上の分析可能データを取得した（単独の管制指示に関する分析は一試行 30 分に満たなかった 7 試行を追加し 49 試行分から分析した。）。

本実験では R 席とパイロット席の通信記録に焦点をあてた実験であり，一回の管制指示に必要な管制席の作業時間は，管制官役が一度に発出する管制指示をパイロット役が確認実行するまで（ここでは「1 ラウンド」とする。）の時間として集計した。

表 4 にラウンド数およびラウンドあたりの作業時間に関する統計値を示す。全てのラウンドを総合すると，1 ラウンドあたりの作業時間の平均値は CPDLC 20 秒および音声 29 秒，中央値は CPDLC 13 秒および音声 19 秒であり，CPDLC は音声と比較し平均，中央値共に作業時間は約 3 割減であった。図 8 は管制指示毎の 1 ラウンドあたりの作業時間を CPDLC（水色）と音声（オレンジ色）を区別して箱ひげ図で示す。なお，図に示す値は管制官から通信が開始されるラウンドに限定した値である。以降，各イベントを次のように記号化して表す。

- レーダー管制継承：H-A
- レーダー管制移管：H-I
- 針路変更：H
- 高度変更：A
- 速度変更：S

箱の範囲（interquartile range: IQR）は第一四分位数（25%点：Q1）から第三四分位数（75%点：Q3），箱中の線は中央値（50%点）である。1 ラウンドの作業時間 tが$(t < Q1 - 1.5\,IQR) \vee (t > Q3 + 1.5\,IQR)$を満たす場合を外れ値として示す。ひげの上端および下端は外れ値を除く最大値および最小値を示す。1 ラウンドの作業時間は CPDLC の方が短い傾向があり，中央値を音声と比較すると，H-A 31%，H-I 62%，H 40%，A 67%，および S 62%，CPDLC の方が短い作業時間であった。評価実験用ツールでは，入力と同時にアップリンクメッセージを発生させる自動化を重要視し開発を進めたことが，CPDLC の作業時間削減効果の要因のひとつと考える。

CPDLC 機能に関する作業時間において課題も抽出された。表 5 はパイロットのリクエストから始まるラウンドに関する統計値である。CPDLC の方が音声よりも多くの作業時間を必要とする結果となり，管制官役から始まるラウンドと異なる傾向を示した。これは，CPDLC 導入で期待される効果として，複数のパイロットが同時にリクエストを伝えることが可能となり通信タスクの柔軟性が向上することがあげられる。一方で，管制官役の処理は同時には実施できず，結果リクエスト状態が長く続くことになる。効率よくパイロットリクエストに対応するためには，管制官に「並列処理による記憶メモリ増加の必要性」が求められる。

5.2 CPDLC 対応機割合と負担感

日本の国内セクターを対象とした過去の研究として，VDL（VHF Digital Link）Mode-2 の伝送特性を考慮したツールを使用したリアルタイムシミュレーション実験結果から，CPDLC 対応機の割合の増大により通話時間の減少傾向があり，実験後のインタビューでは高い CPDCL 導入率に対する肯定的な意見が得られる等 CPDLC 導入効果が示唆されている[10]。各試行は CPDLC 対応機率を変化させて実施したことから，CPDLC 対応機率と負担感の関係性につ

表 4　管制指示作業に関する集計結果
C: CPDLC, V: 音声
t: ラウンドあたりの作業時間（秒）

	C	V
ラウンド数	2013	1819
t 平均値	20	29
t 中央値	13	19

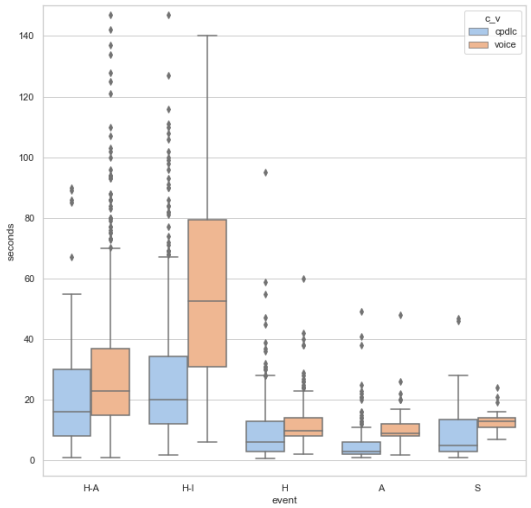


図 8　各イベントにおけるラウンドあたりの作業時間分布

表 5　パイロットから始まるラウンドのイベントの統計値

	ラウンド数		t 平均値		t 中央値	
イベント	C	V	C	V	C	V
H, A	466	185	33	17	20	15

いて分析した。

試行毎における交通量等のシナリオ指標，負担感指標等の指標間の相関関係を分析した。比較対象とした指標を表 6 に示す。負担感，親密度に関する指標は試行後のアンケートで取得し，シナリオ指標は試行毎のシナリオで設定した。AWWL (adapted weighted workload) [11]は TLX で得られる複数の値を総合的にみるための重みづけ平均値である。ここでは TWLQ においても同様の重みづけ平均値を使用した。IOS 指標は 7 段階をアルファベットで示し提示したが，親密度の低い方から[1, 7]で数値化し相関関係の分析に使用した。また，悪天現象を想定したシナリオは悪天要素を 1，悪天現象を想定していないシナリオは 0 とした。

図 9 に各指標値を標準化したのち計算した相関係数をマトリックスで示す。ここでは被験者 A が R 席を実施した時の結果を示す。R 席の負担感に関する指標は交通指標と正相関があり，交通量が増加するにつれ負担感も増加する傾向が明らかである。CPDLC 混在度に関しては負担感と負相関がある。これは CPDLC 対応機割合が増加するほど負担感は減少することを意味する。

さらに各指標の関係性の要因について洗い出すために因子分析を実施した。因子分析は因子数 3 でオブリマックス回転を用い実施した。被験者 A が R 席役時の因子負荷量を表 7 に示す。因子 1 は負担感が最も高く，交通および気象においても高い因子負荷量であり「総合的負担感」と説明できる。因子 2 は悪天要素における負荷量が高く「協調性」と説明できる。因子 3 は協調性の負荷量が高く「悪天要因」と説明できる。

表 6　相関関係の分析に使用する指標

負担感，親密度に関する指標
負担感に関する指標
TLX_AWWL：TLX AWWL 値
TWLQ_AWWL：TWLQ AWWL 値
total：総合的負担感
親密度に関する指標
ios：IOS 指標
シナリオ指標
CPDLC 混在度指標
cpdlc：CPDLC 対応機割合
交通指標
mmbb：MMBB ワークロード値 30 分値
all_tfc：30 分間の管制下機数
悪天指標
wx：悪天要素

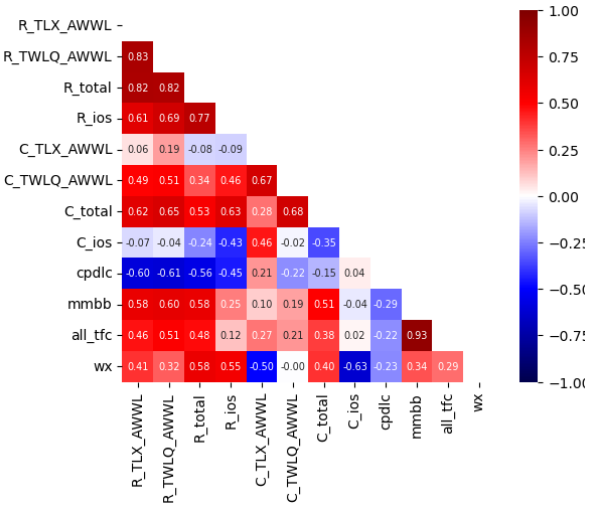


図 9　被験者 A が R 席時の各指標間の相関係数

表 7　被験者 A が R 席時の因子負荷量

	因子 1	因子 2	因子 3
負担感	0.91	−0.25	−0.17
交通	0.59	−0.40	0.30
協調性	0.77	0.43	−0.10
CPDLC	−0.59	0.07	0.28
気象	0.59	0.29	0.36

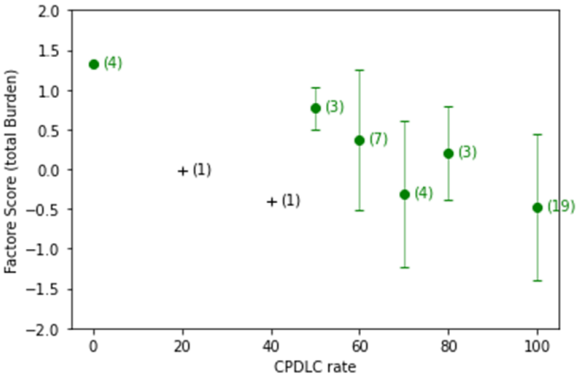


図 10　CDPLC 対応機割合と総合的負担感の平均因子得点（42 試行分）

以上のことから，各シナリオは「総合的負担感」,「協調性」，および「悪天要因」によって説明できる。

次に，総合的負担感を大きく感じるシナリオについて調査するために，各試行における総合的負担感に対する重みである因子得点と各指標を比較した。図 10 は各試行の CPDLC 対応機割合毎の総合的負担感の平均因子得点を緑色の“・”で，標準偏差をエラーバーで示す。サンプル数が一つだけのものは黒色の“＋”で示す。各マーカーの右側に括弧内にサンプル数を示す。試行における CPDLC 対応機割合と総合的負担感の因子得点は負相関がある（サンプル数 1 を除くと相関係数は-0.91）ことから，CPDLC 対応機割合が高まることで R 席の総合的負担感が軽減されることを示した。

6　おわりに

航空路管制業務を対象に，管制システム支援機能を考慮した管制業務作業量について検討するための研究を 4 年間にわたり実施した。本稿は，研究の一環として実施した，管制業務に関するリアルタイムシミュレーション実験の結果について報告し，結果から得られた支援機能と管制業務作業量の関係性について考察するものである。リアルタイムシミュレーション実験では電子航法研究所で開発した航空路管制システムを模擬する評価実験用ツールを使用した。

評価実験用ツールに実装した管制運用のための機能は，隣接 FIR との交通情報交換業務の自動化機能である AIDC，および管制官－パイロット間の双方向データリンクシステムである CPDLC である。AIDC に関しては，管轄中のまたは管轄予定の交通流を周囲のセクター担当者と調整する役割を担う C 席業務に焦点をあてた分析を実施した。リアルタイムシミュレーション実験では，隣接 FIR との交通情報交換を実施するトランスファー業務に必要な作業時間を測定するとともに，C 席負担感に関する分析も実施した。分析結果から，C 席業務の負担感は，作業時間より作業内容による影響が大きいと考えられ，C 席業務における容量値検討では，パイロットとの通信を通じて管制指示を発出する役割を担う R 席での業務をモニターする等，C 席が実際に手を動かす作業時間に表れない要素を考慮する必要性があることが示唆された。

CPDLC に関しては，音声通信を比較し作業時間が約 3 割減少することが示された．さらに，CPDLC 対応機割合が高まることで R 席の総合的負担感が軽減されることが示された．CPDLC の段階的導入に伴う容量管理においては，CPDLC 対応機率が低いうちは，考慮時間を考慮する等，R 席負担感を減らす対策が必要と考える。

謝辞

本研究を遂行するにあたり，評価実験にご参加いただきました一般財団法人航空管制協会関係者様に感謝いたします。また、評価ツール開発においてご助言をいただきました航空局管制課および東京航空交通管制部の関係者各位，並びに技術的支援をいただきました阿部産業の中原精一氏に感謝いたします。

参考文献

[1] 国土交通省, AIS Japan, ENR2.1, effective date March 1, 2024.

[2] 石川　誠，“航空管制の現状，”　第 45 回 ATS シンポジウム 一般財団法人航空交通管制協会，公益社団法人日本操縦士協会主催, 2023 年 10 月.

[3] Shayne Loft, Penelope Sanderson, Andrew Neal, and Martijn Mooij, “Modeling and Predicting Mental Workload in En Route Air Traffic Control: Critical Review and Broader Implications,” Human Factors: The Journal of the Human Factors and Ergonomics Society, Volume 49 issue 3, pp. 376 - 399, June 1, 2007. doi: 10.1518/001872007X197017

[4] Sungju Maeng, Makoto Itoh, Hiroko Hirabayashi, Atsushi Senoguchi, “Task Modeling in air Traffic Control with Trajectorized en-Route Traffic Data Processing System,” 54th International Symposium on Aviation Psychology proceeding, pp 244 – 249, 2021.

[5] “Pessimistic Sector Capacity Estimation,” EUROCOMTOL experimental centre report, EEC Note No. 21/03 Project COCA, 2003.

[6] ICAO, “Air transport service planning manual,” ICAO Doc 9426 – AN/924 First Edition, Part II Appendix C, 1984.

[7] NASA, “NASA TLX: Task Load Index,” NASA TLX website: https://humansysTems.arc.nasa.gov/groups/tlx/

[8] J. Sellers et al., “Development of The Team workload questionnaire (TWLQ),” Proceedings of the human factors and ergonomics society annual meeting, vol.58, no.1, pp.989-993, 2014.

[9] A. Aron et al., “Inclusion of other in the self scale and the structure of interpersonal closeness,” Journal of personality and social psychology, vol.63, no.4, pp. 596–612, 1992.

[10] 塩見　格一, 板野　賢, “航空路管制業務への CPDLC 導入時の業務負荷の変化,” 第 13 回電子航法研究所研究発表会, 平成 25 年 6 月.

[11] A. Aron et al., “Inclusion of other in the self scale and the structure of interpersonal closeness,” Journal of personality and social psychology, vol.63, no.4, pp. 596–612, 1992.

令和 6 年度　新規研究課題

重点	気象情報及び航空交通流を考慮した軌道調整技術に関する研究	47
指定	WAM・ADS-B 用高機能空中線による航空路監視の効率的整備に関する研究	47
指定	航空管制用データ通信の大容量化に資する研究	48
指定	二次監視レーダモード S の新機能利用技術の研究	48
指定	次世代 SBAS による北極域補強に関する研究	49
調査	空港面誘導・制御システムの技術要件調査	49
萌芽	大規模・可動型スケールモデルの計測技術の研究	50

気象情報及び航空交通流を考慮した軌道調整技術に関する研究

航空交通管理領域　※瀬之口 敦，平林 博子，中村 陽一，井無田 貴
ビクラマシンハ ナヴィンダ キトマル，虎谷 大地，村田 暁紀，青山 久枝

協調的な運航前の計画軌道調整の実現には国際的に調和の取れた将来の航空交通システムの構築が必要であり，気象予測，航空機の運航状況，空域容量等を加味した効率的かつ最適な軌道調整技術に関する研究開発が求められている。

軌道調整においては，悪天回避の要素のみならず，空域の混雑や交通流制御状況等の航空交通流管理（ATFM）を考慮した運用が求められており，実運用に即した軌道生成技術の検討が必要である。また，ATFM に関しては，過去研究の知見より，航跡データや管制官のシステム入力記録等から算出する空域容量を活用する余地があるため，気象予報を用いた場合の航空交通流管理への影響評価及び定量化を実施し，実運用で活かすことが肝要である。

本研究では，高度変更を含む悪天回避モデル及び空域の混雑率等の活用の提案を通じて，悪天回避及び交通流制御状況等を考慮した軌道生成技術を開発する。また，航跡データや管制官のシステム入力記録等を活用した実績ベースの空域容量算出技術を確立するとともに，気象予報を勘案した空域容量モデルと組み合わせた，悪天候の不確実性を反映した空域容量算出技術を開発する。

以上の開発により，協調的な運航前の計画軌道調整のための FF-ICE/R1 の仕様設計への活用とともに，安全で効率的な飛行計画の作成が期待できる。また，悪天時の空域容量低下の予測性を向上させることで ATFM の運用が改善し，空域容量の最適活用が期待できる。

WAM・ADS-B 用高機能空中線による航空路監視の効率的整備に関する研究

監視通信領域　※長縄 潤一，北折 潤，古賀 禎

我が国の航空路監視システムは二次監視レーダー(SSR)，広域マルチラテレーション(WAM)，放送型自動従属監視(ADS-B)から構成されるマルチセンサ型である。これまでに SSR，WAM の運用が開始され，現在は ADS-B の整備が検討されている。しかしながら，センサの拡充に伴い，WAM では多数の地上局について維持管理の負担がひっ迫している。また ADS-B については，脆弱性対策として離れた場所に複数の地上局を必要とするため，今後の拡充に際して地理的制約と維持負担増加の懸念がある。

これら課題の解決策として，先行研究では高機能空中線（受信局との連携機能を有するフェーズドアレイアンテナ）の開発を行い，要素技術の開発に成功した。また，評価結果から，高機能空中線を WAM・ADS-B 地上局へ搭載していくためには空中線規模の縮小による低コスト化が必要であることが明らかとなった。そこで本研究では、高機能空中線低コスト化技術の開発，低コスト化した空中線を活用した ADS-B 脆弱性対策や WAM 地上局削減の技術開発，WAM 地上局削減に関する試算に取り組む。

航空管制用データ通信の大容量化に資する研究

監視通信領域　※河村 暁子，米本 成人，森岡 和行
呂 暁東，長縄 潤一

航空機の運航は，主に航空機と管制機関の間の音声およびデータ通信によって支えられている。現在の航空機と管制機関の間の航空管制用データ通信は，テキストが中心で扱える情報量が限られている。今後，航空機－管制機関の間の軌道情報の共有（軌道ベース運用）をはじめ，管制官とパイロットの状況認識を支援する多様な情報を取り扱うことが必要とされている。このため ICAO では，大容量通信メディア（AeroMACS, LDACS, 次世代衛星）の標準化が進められている。さらに欧州 SESAR では空地間通信の一部に 5G 等のモバイル通信や衛星通信のような公衆通信を活用することを見据え，コンセプトの検討に着手している.

本研究では，今後見込まれる航空交通量増大へ対応するための大容量通信メディアの整備に向け，飛行フェーズごとの通信性能要件の検討および通信制御方式の設計開発，航空通信における公衆通信網の利用可能性の検討を通して，空地情報共有アプリケーションの有効活用に資する通信技術の提案を行うことを目的としている。

二次監視レーダモード S の新機能利用技術の研究

監視通信領域　※古賀 禎，長縄 潤一

SSR モード S は導入後約 20 年が経過するが，国外においては新機能の利用についての検討が進むなど新たな技術課題が出現している。

第一の課題としては，新たな運用形態である地上局監視コード（SI）があげられる。SI 運用においては監視の連続性や安定性などの信頼性評価が必要であるため，信頼性評価する手法について検討が必要となる。

第二の課題は，データリンク機能の動態情報（DAPS）の利用拡大に係る課題である。DAPS は国際標準で新たなパラメータが定義されるなど拡張が進んでいる。新パラメータは TBO 予測性能の向上などに寄与できる可能性があり，有効な利用法についての検討が必要となる。この他に，DAPS は運用や整備の環境が異なる様々な航空機からの情報に依存するため，その妥当性を検証することが必要となる。

本研究ではこれらの課題に対応するため，監視システムにおいて監視およびデータリンクの信頼性を検証する基礎技術を開発し，SSR モード S の新たな運用やデータリンクの利用において技術を適用する。

次世代 SBAS による北極域補強に関する研究

航法システム領域　※北村 光教，坂井 丈泰，小田 浩幸，髙橋 透

衛星測位システム（GNSS）は，ユーザに世界中で測位することを可能としている。そしてそれは，近年海氷が融けつつあり利用可能性が高まっている北極域においても同様である。ただし，北極域の用途として物流や海洋資源開発等を考えると，船舶の接触等の重大な事故防止のために，GNSS 測位は万が一のシステム障害等にも対応可能な高い安全性が必要となる。

航空航法では，GNSS の安全性は補強システムを利用することで保っているが，その一種である衛星型衛星航法補強システム（SBAS）は北極域において利用することができない。航空機への補強情報伝送に利用する静止軌道（GEO）衛星の仰角が俯角となるためである。

そのような中，国際民間航空機関（ICAO）では，次世代の SBAS 規格において，GEO 以外の衛星軌道から補強情報を伝送可能とすることが検討されており，我が国の準天頂衛星システム（QZSS）の傾斜対地同期軌道（IGSO）が挙げられている。軌道傾斜角を持つ IGSO から補強情報を放送することで，北極域においても SBAS による GNSS 測位の補強が利用可能になるものと期待されている。

しかしながら北極域は，日本の現行 SBAS が補強している日本周辺とは電離圏等の地域特性が大きく異なるため，そのままその知見を利用するには適さない。北極域において有効な補強性能を得るためには，その地域特性を反映した補強手法を開発することが必要である。

本研究では，北極海を航海する海洋研究船において GNSS 観測を実施し，北極域における SBAS 補強の地域特性を調査する。これにより，次世代 SBAS の北極域における補強の課題を明らかにし，また解決を図ることを目的とする。

空港面誘導・制御システムの技術要件調査

航空交通管理領域　※大津山 卓哉，山田 泉
監視通信領域　古賀 禎

航空交通流の増大にしたがって，航空路だけでなく空港面において，航空機や車両の安全で効率的な管制運用が求められている。これをサポートする目的として先進型地上走行誘導管制システム(A-SMGCS: Advanced Surface Movement Guidance and Control System)の開発が進められている。A-SMGCS は複数のレベル（基本機能）に分かれており，Level 1/2 である監視および管制機能については当所でも平成 16 年度より重点研究「A-SMGC システムの研究」を実施し，これらの成果の一部は既に運用されている。現在，Level 3/4 である経路設定および誘導の機能について，世界的には一部の大規模空港で整備が進められるとともに，ICAO や EUROCAE 等において標準化文書の作成が行われているところである。また，日本においても，Level 3/4 の導入の意思決定が予定されている。

本調査研究では，A-SMGCS Level 3/4 について，CARATS における意思決定の判断に資すること，および，国内空港における新たな研究開発要素を見出すことを目指して，海外技術動向，国際標準化動向等の調査を行う。

大規模・可動型スケールモデルの計測技術の研究

監視通信領域　※米本 成人，河村 暁子，二ッ森 俊一、森岡 和行、本田 純一

スケールモデル評価は、現実世界の電波伝搬・散乱を実際の機器よりも小さなモデルで模擬することができる。よって、建設工事や機器製造に着手する前の評価や、空港等の実環境で発生する無線設備導入後の問題を分析する手段として、幅広く利用されている。

近年、測定器の性能が向上することにより、ミリ波等の超高周波領域においても、位相を含めた精密測定や長時間記録による周波数偏移計測が可能となってきたところである。また、昨今では、モデルに可動部を設けて、散乱方向や強度の変化、可動物の相対速度によって発生するドップラー周波数の観測等が詳細な分析に対する期待が高まっているところである。しかしながら、従来型のスケールモデル評価においては、固定・あるいはステップ状に周波数を変化させて計測・分析する手法であり、複雑な動作によって引き起こされる散乱等の影響を正確に模擬することができないことが技術課題となっていた。

加えて、ミリ波領域では電波の波長が短いことによって起因する、低い周波数では無視できる機械精度や、3 次元空間における強度・位相分布の誤差が無視できなくなる。よって、これら、ミリ波の空間分布を正確に計測する技術が基本技術として必要とされている。これらにより、可動する構造物からの時間・周波数領域での変化を正確に計測することができれば、様々な電波障害を分析し、対策を行うことが可能となる。

そこで、本研究では、大規模なモデルを高い縮尺率で模擬した場合に問題となる、可動部が動的に動く場合に発生する電波伝搬の乱れを計測する技術について開発する。具体的には、高い精度の平面波の生成技術を開発し、可動部を有するスケールモデルに照射することで発生する散乱波の時間的変動、周波数シフト等の影響を計測し、スケールモデルと現実問題との関係を明らかにすることを目指す。

令和 6 年度（第 24 回）
電子航法研究所研究発表会　講演概要
令和 6 年 6 月 7 日　　発行
編集兼発行人　国立研究開発法人　海上・港湾・航空技術研究所
電子航法研究所
発　行　所　国立研究開発法人　海上・港湾・航空技術研究所
電子航法研究所
〒 182-0012　東京都調布市深大寺東町 7 丁目 42 番地 23
電 話　0422-41-3168
ホームページアドレス https://www.enri.go.jp/