

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

大型航空機の後方乱気流が小型機に与える影響に関する研究

奥野 善則, 又吉 直樹

2008年2月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目次

1	はじめに	1
2	研究動向	2
3	飛行シミュレータによる評価実験	5
3.1	実験環境	5
3.1.1	後方乱気流モデル	5
3.1.2	航空機モデル	6
3.1.3	飛行シミュレータ設備	6
3.2	実験内容	6
3.2.1	模擬する状況等	6
3.2.2	パイロット評価基準	8
3.2.3	外視界(視程)条件	8
3.2.4	進入角と進入速度	8
3.3	実験結果	8
3.3.1	実施状況	8
3.3.2	基準ケース(VMC時の進入角3度)の実験結果	8
3.3.3	IMC条件での結果	13
3.3.4	進入角6度の結果(ヘリコプタのみ)	14
3.3.5	飛行シミュレーション環境の妥当性(モーション・キューの影響)の検討	14
3.4	シミュレーション実験のまとめ	15
3.5	今後への提言	15
4	飛行実験の実施に向けた準備・検討	16
4.1	飛行実験の目的	16
4.2	パイロットへの情報表示システムの開発	16
4.3	予備実験の実施	18
4.4	今後の予定	18
5	おわりに	19
	謝辞	19
	文献	19
	付録	21
A1.	事件事例およびヒヤリ・ハット体験のアンケート調査	21
A1.1	米国における事件事例	21
A1.2	日本における事件事例	21
A1.3	ヒヤリ・ハット体験のアンケート調査	21
A2.	後方乱気流の研究例	25
A2.1	飛行試験による計測例	25
A2.2	地上設置型ライダによる計測例	26
A2.3	後方乱気流の挙動予測モデルに関する研究例	27
A3.	機体設計の観点からの影響評価	30
A3.1	安全性検討	30
A3.2	まとめ	33
A3.3	今後の課題	33
A3.4	メインロータブレードの荷重計算方法	33

大型航空機の後方乱気流が小型機に与える影響に関する研究*

奥野 善則^{*1}, 又吉 直樹^{*1}

Effects of Large Airplanes' Wake Turbulence on Small Aircraft*

Yoshinori OKUNO^{*1} and Naoki MATAYOSHI^{*1}

Abstract

Flight simulation test results are presented, comparing the effects on a small airplane Dornier Do228 and a helicopter Mitsubishi MH2000 encountering B747-400's wake turbulence. Results show that the response of the helicopter is much smaller than that of the airplane. The effects of some parameters such as visibility are examined. Information display system is also developed which shows the pilot the location and strength of the wake turbulence measured by a ground-based Doppler-lidar system.

Keywords : *Wake Turbulence, Flight Simulation, Flight Test, Helicopter*

概 要

小型航空機が大型機の後方乱気流に遭遇して事故に至る事例が数多く発生している。小型ビジネス・ジェット機の普及や A380 型機等の超大型機の出現により、事故発生率は今後さらに増加することも懸念されている。一方で、航空交通の需要増に対応するため、離着陸間隔をさらに短縮することが求められている。本研究では、飛行シミュレータで利用可能な後方乱気流モデルを開発し、パイロット・イン・ザ・ループのシミュレーション実験によって後方乱気流の影響を定量的に評価する技術を確認した。現行の管制間隔基準は航空機の重量のみによって定められているが、ヘリコプタは固定翼機に比べて後方乱気流の影響を受けにくいこと、気象（視程）条件によって影響が大きく変わること、などを明らかにした。また、地上に設置したドップラー・ライダー装置で観測した後方乱気流の位置・強さのデータを航空機に送信し、パイロットに情報を表示するシステムを開発した。今後は、このようなシステムを実用化し、後方乱気流に対する安全性を向上するとともに、管制間隔を最適化し、効率的な運航を実現するシステムの開発を目指す。

1. はじめに

後方乱気流 (wake turbulence) とは航空機が飛行した後に生ずる乱気流のことで、主翼の両端から生じる翼端渦が主であるが、フラップ等の高揚力装置の端部からも強い渦が発生し、また後縁全体から連続的な渦 (trailing vortex) も発生する。これら複数の渦は、機体の十分 (スパンの数倍) 後方では 2 本の渦に収束すると考えられる。図 1.1 は大型機 (B747) の後方乱気流の風速分布の計算例で、上の図が飛行経路に直交する断面における風向・風速の分布 (赤い部分が風速が強い)、下の図は発生から

30 秒, 1 分, 2 分および 3 分経過した時の 2 本の渦の中心を結ぶ直線上における上下方向の風速を示したものである。発生後 1 分経過した時点でも、渦の中心部では、僅か数 m 離れた場所で 10m/s (2000fpm に相当) を超える上昇流と下降流が吹いていることが分かる。この後方乱気流の中に後続機、特に小型機が入った場合、渦の中心に近づくと急激な姿勢 (主にロール) 変動が引き起こされる。2 本の渦の間に入った場合には、急速に高度を失う。一方、経路が直交していて、渦に横から入った場合には、瞬間的な上下風の変動によって強い衝撃を感じ

* 平成 19 年 12 月 4 日受付 (Received 4 December, 2007)

*1 総合技術研究本部 飛行システム技術開発センター (Flight Systems Research Center, Institute of Aerospace Technology)

る。実際には、これらの影響が複合される形で現れる。

我が国では、大型機と小型機が混在して運航される状況が少ないため、後方乱気流に起因する事故は少ないが、それでも過去5年間に3件の事故が発生している（詳細は付録A1章参照）。ジェネラル・アビエーションが発達する米国では、過去20年間に200件近い事故が後方乱気流と関連していると推定されている。米国では、セキュリティ確保の容易性や低コスト機の開発等によってビジネス・ジェット機の需要が増大しており、今後も後方乱気流に起因する事故の発生率の増加が懸念されている。

後方乱気流に対する安全確保のため、表1.1に示すように先行機、後続機とも重量に応じて3つのカテゴリーに分けてそれぞれの組み合わせに対して管制間隔が定められている。近年（1990年代以降）になって、ドップラー・ライダーの実用化によって地上から後方乱気流を観測することが可能になり、乱気流の位置と強さをリアルタイムで観測・予測して管制間隔を最適化する研究が進められている。

本稿では、第2章でこれらの研究の動向をまとめ、第3章、第4章で宇宙航空研究開発機構（JAXA）において実施した研究の成果を報告する。JAXAにおける研究の目的は、

(1) 大型機の後方乱気流が小型機に与える影響を定量的に評価する技術・環境を開発する。

(2) 評価結果を公表することにより、パイロットに後方乱気流の危険性に対する認識を深め、安全向上に資する。

(3) 航空交通の需要増に対応するため、航空機間の管制間隔を短縮する可能性について検討し、実現に際する課題を明確にする。

の3点である。

固定翼機を対象とする研究は欧米においても大規模なプロジェクトが進められているが（文献2.1-3, 2.9-13等）、ヘリコプタを対象とする研究は世界的にも稀少であるため（文献1.1, 2.4, 3.1.1等）、本研究ではヘリコプタへの影響についても重点的に取り組む。ヘリコプタはこれまで固定翼機とは異なる場所で運用されることが多かったため、大型機の後方乱気流に遭遇する可能性は低かったが、GPSを使ったIFR（計器飛行方式）の実用化によって、今後は離着陸頻度の高い空港へ乗り入れる機会が増加することが予想される。この際、進入速度の遅いヘリコプタは、他のトラフィックへの影響を最小にするため、可能な限り先行機との間隔を短縮することが望まれており、後方乱気流への対策が課題となる。

なお、本稿では一部に航空機で慣用されている単位表記を用いている。表1.2にSI単位への換算値を示す。

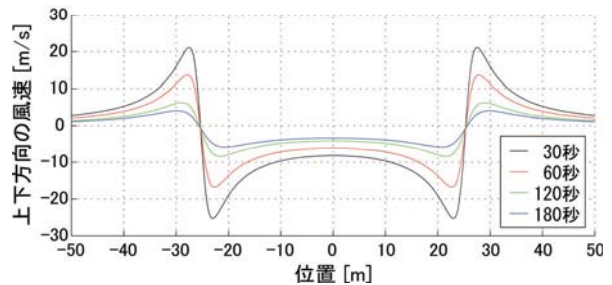
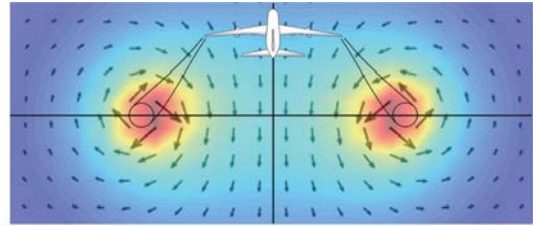


図 1.1 後方乱気流の風速分布の計算例（B747-400）

表 1.1 後方乱気流の管制間隔基準

先行機	後続機	レーダ 管制	ノンレーダ	
			出発	到着
ヘビー ($\geq 136\text{ton}$)	ヘビー	4 nm	2 分	2 分
	ミディアム	5 nm	2 分	2 分
	ライト	6 nm	2 分	3 分
ミディアム ($\geq 7\text{ton}$)	ヘビー	3 nm	—	—
	ミディアム	3 nm	—	—
	ライト	5 nm	—	3 分
ライト	全て	3 nm	—	—

表 1.2 単位換算表

慣用単位	SI 単位
ft	0.3048 m
fpm	5.08×10^{-3} m/s
kt	0.5144 m/s
NM	1852 m

2. 研究動向

後方乱気流に関する研究は 1970 年代から行われており、先行機に発煙装置を搭載し、可視化した渦の中を後続機が飛行するという方法で飛行実験による風速分布の計測や機体への影響評価が実施されてきた（文献 2.1-4）。後続機は固定翼機の場合が多いが、ヘリコプタで実施した例も見られる（図 2.1, 文献 2.4）。1990 年代から、ドップラー・ライダー（レーザ光を用いて数 km 離れた先の風速を測る装置）の実用化によって、地上から後方乱気流を観測することが可能になった（文献 2.5-7）。図 2.2

にライダーによる計測結果の例を示す（文献 2.5）。我が国でも、(独)電子航法研究所が仙台空港にライダーを設置して後方乱気流の観測を行っている（図 2.3, 文献 2.8）。

近年では、空港の離着陸容量拡大を目的として、後方乱気流の位置や強さをリアルタイムで観測・予測し、管制間隔を短縮するための研究が進められている。図 2.4 にこのような後方乱気流アドバイザーシステムの概念図を示す（文献 2.9）。米国では NASA や FAA が中心となった AVOSS (Advanced VOrtex Spacing System), 欧州では各国の研究機関や EUROCONTROL が中心となった WakeNet と呼ばれるプロジェクトが進められた（文献 2.9-13）。その後、欧米の連携が強化され、現在では、米国の WakeNet-USA, 欧州の WakeNet2-Europe というプロジェクトに引き継がれている。実用化までの技術課題の一つとして、後方乱気流の位置や強さを精度良く推定する技術の確立があげられる。後方乱気流の時間変化や挙動は気象条件等によって大きく異なるため、これらのモデル化に関する研究が進められている（文献 2.14-19）。

我が国においても、東北大学流体研究所と電子航法研究所および JAXA の協同によって、数値流体力学 (CFD) による解析とライダーによる観測を融合して高精度な推定を行う技術の研究を進めている（文献 2.20, 21）。

一方、超大型機 A380 の開発に伴い、後方乱気流を低減する技術の研究も進められた（図 2.5, 文献 2.13）。A380 の翼端にはウィングチップが採用されているが、その他にもフラップの端部に付ける「フラップレット」等の研究も行われた。これらはともに渦の位置や強さを分散させることによって誘導抵抗を低減する効果があるが、機体から充分離れた後方では結局 2 本の渦に収束するため、後方乱気流を低減する効果は認められなかった。A380 については、既存のヘビー機よりさらに厳しい管制基準を適用することが検討されている（後続機がヘビー/ミディアム/ライトの場合の間隔がそれぞれ 6/8/10 NM）。

付録第 A2 章に飛行試験およびドップラー・ライダーによる後方乱気流の計測例、および後方乱気流の予測モデルに関する研究例をまとめる。



図 2.1 後方乱気流の影響評価実験の例。右の図はヘリコプタが上昇中に渦を下から上へ通り抜けた瞬間。（文献 2.4）

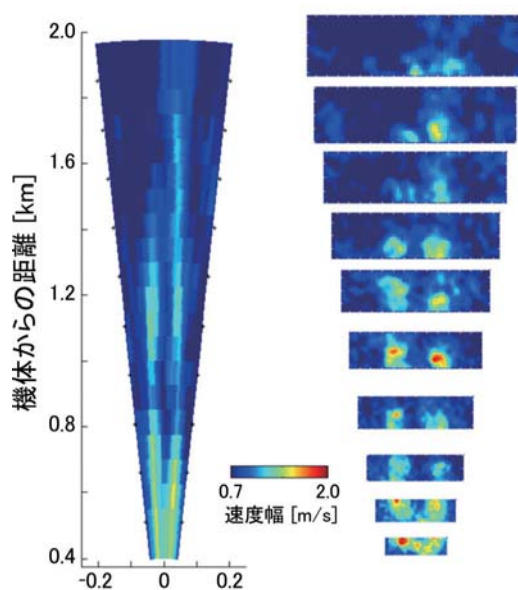


図 2.2 ライダーを用いた後方乱気流の計測例。フランスのツールーズ空港で A340 の後方乱気流を計測した結果。左の図は渦を下から見たイメージ、右の図は各距離での断面図。（文献 2.5）



図 2.3 電子航法研究所が仙台空港に設置したドップラー・ライダー

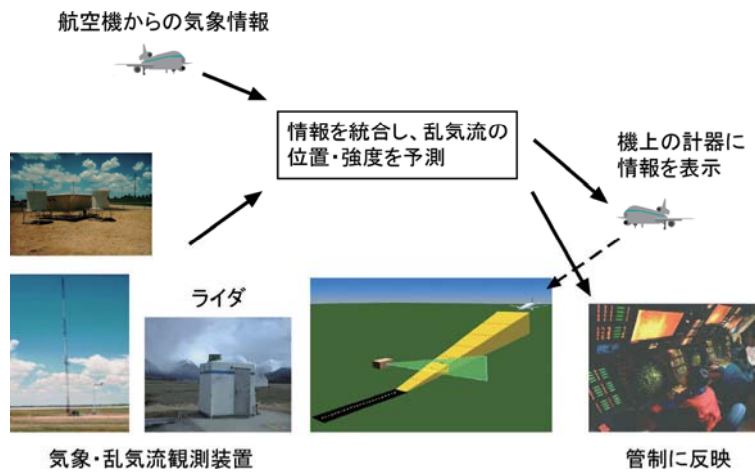


図 2.4 後方乱気流アドバイザリシステムの概念図 (文献 2.9)

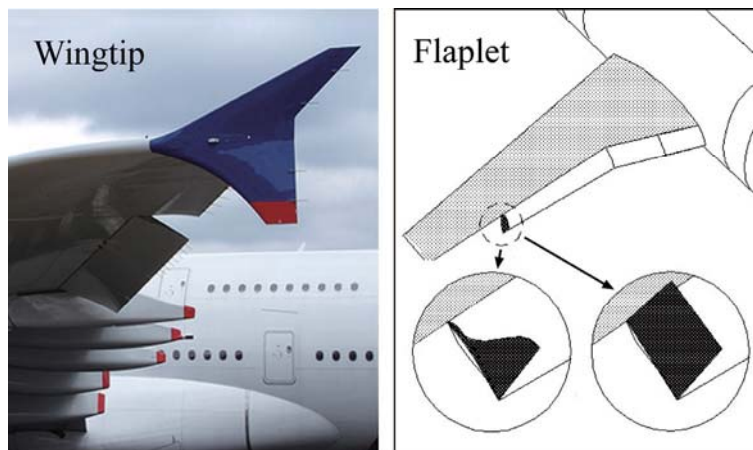


図 2.5 翼端渦を低減するデバイスの例 (文献 2.13)

3. 飛行シミュレータによる評価実験

3.1 実験環境

3.1.1 後方乱気流モデル

後方乱気流のモデル化には、空間的な風速分布と時間的な変化（減衰）のモデル化が必要となる。前者については、渦糸を用いたモデル化の手法が確立しているが、後者については、周辺大気安定度や風速・擾乱の強さ、地表面の影響等の環境条件によって大きく変化するため、精度の良いモデルは未だ確立していないのが現状である。本研究では、航空機への影響をより厳しい条件で評価するという観点から、静穏な大気条件下で渦の形状や強さが理想的に保たれている状況を想定してモデル化を行う（文献 3.1.1, 2, 2.3, 2.17）。

後方乱気流を有限な半径のコアを有する 2 本の渦糸で近似する。中心から半径 r の位置における風速 V_i を、渦糸の循環 Γ 、コアの半径 r_c を用いて式(1)で表す。本風速分布は「Dispersion Model」と呼ばれ、ライダによる地上からの実測結果とよく一致することが確かめられている。

$$V_i = \frac{\Gamma r}{2\pi(r_c + r)^2} \quad (1)$$

循環 Γ は発生直後には、

$$\Gamma_0 = L / (\rho U b^*) \quad (2)$$

で与えられる。ここで L は揚力、 ρ は空気密度、 U は

機体の対気速度、 b^* は 2 本の渦糸間の距離である。主翼スパン方向の揚力分布が楕円であると仮定すると、 b^* はスパン b に対して次式で与えられる。

$$b^* = b\pi / 4 \quad (3)$$

循環 Γ の減衰は、減衰が緩やかとなる静穏大気条件（リチャードソン数 1 以上）におけるライダ実測結果の平均値（図 3.1.1, 文献 2.18）に基づき、次式で近似する。

$$\log(\Gamma/\Gamma_0) = -0.000613 t^{*3} + 0.0239 t^{*2} - 0.307 t^* + 0.296 \quad (4)$$

t^* は循環と渦糸間の距離を用いて無次元化した時間であり、次式で与えられる。

$$t^* = t/t_0, \quad t_0 = 2\pi b^{*2} / \Gamma_0 \quad (5)$$

渦のコア半径も t^* の関数として与えられる。

$$r_c = r_{c0} \quad (t^* \leq 2), \quad r_c = r_{c0} \sqrt{t^* / 2} \quad (t^* > 2), \quad r_{c0} = 0.035b \quad (6)$$

表 3.1.1 に 3 つの機種（B747-400, B767-300, B737-500）について上記各パラメータの数値例を示す。図 3.1.2, 図 3.1.3 にこれらのパラメータを用いて計算した後方乱気流の風速分布と循環の時間変化の例を示す。

表 3.1.1 後方乱気流モデルのパラメータの例

	B747-400	B767-300	B737-500
最大離陸重量 [kg]	396.0×10 ³	172.4×10 ³	52.4×10 ³
後方乱気流区分	ヘビー	ヘビー	ミディアム
飛行速度 U [m/s]	90	70	70
スパン b [m]	64.3	47.6	28.9
渦糸間の距離 b^* [m]	50.5	37.4	22.7
循環の初期値 Γ_0 [m ² /s]	697	527	264
渦のコアの半径 r_{c0} [m]	2.25	1.67	1.01
無次元化時間の基準時間 t_0 [s]	23.0	16.7	12.3

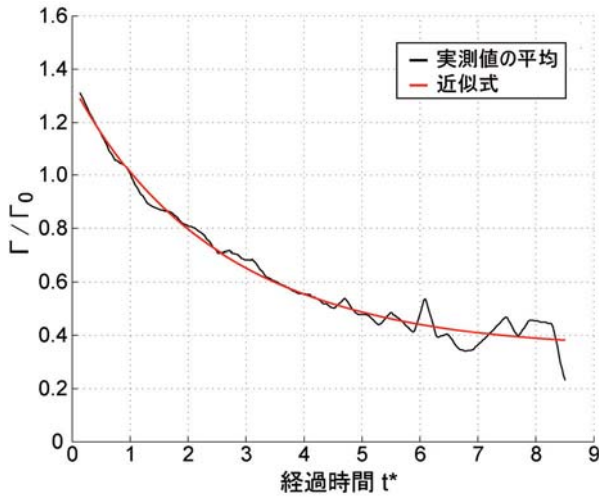


図 3.1.1 後方乱気流モデルにおける循環の減衰（実測値は文献 2.18 より引用）

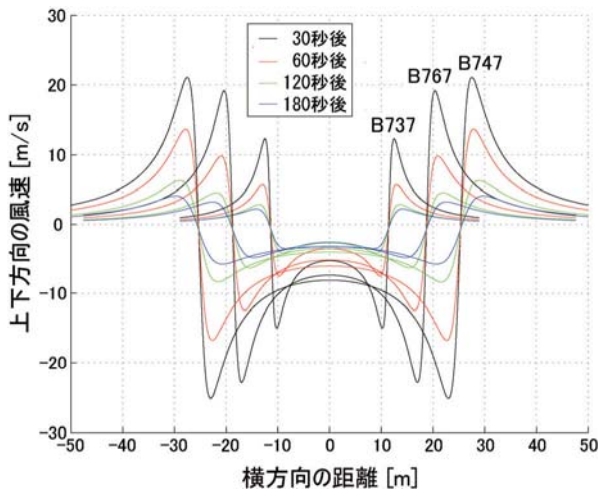


図 3.1.2 後方乱気流の風速分布の計算例

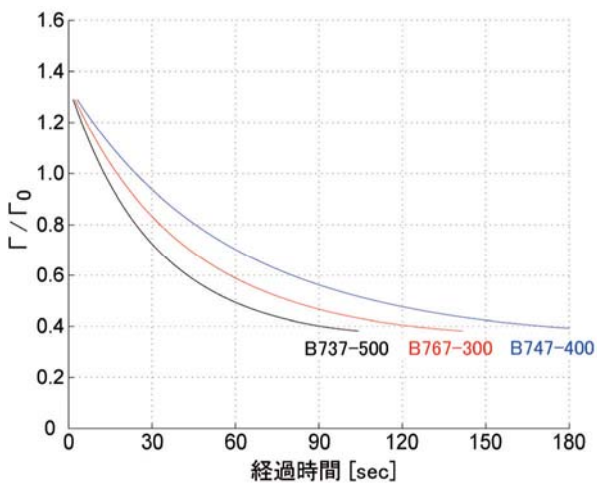


図 3.1.3 後方乱気流の循環の時間変化の計算例

3.1.2 航空機モデル

航空機は剛体と仮定し、弾性変形による影響は考慮しない。空気力の計算においては、航空機と後方乱気流の相互作用は考慮せず、後方乱気流による風速と揚力に伴う誘導速度が線形に加算されると仮定する。相互作用に関する研究例は世界的にも少ないが、ヘリコプタと後方乱気流の相互作用を研究した文献 3.1.3 によれば、60kt以上の高速域では機体運動に対する相互作用の影響は小さいとされている。後方乱気流による風速は、固定翼機の場合は左右それぞれの主翼をスパン方向に 20 分割し、ヘリコプタの場合は 4 枚の各ブレードをスパン方向に 16 分割してそれぞれの位置で計算する。この時、翼素の幅は固定翼機、ヘリコプタとも 40cm 程度になり、後方乱気流の風速の空間変化に対して十分小さいと考えられる。水平尾翼、垂直尾翼、胴体、ヘリコプタの場合にはテールロータについてもそれぞれの代表点（空力中心点）で個別に風速を計算する。

3.1.3 飛行シミュレータ設備

JAXA が保有する固定翼機およびヘリコプタの飛行シミュレータ設備を使用する（図 3.1.4）。両シミュレータともに 6 軸自由度のモーションシステムを有しているが、今回対象とする後方乱気流による機体運動を模擬するには動特性が不足し、パイロットに誤ったキューを与える可能性が懸念されるため、コックピットは固定した状態で使用する。

3.2 実験内容

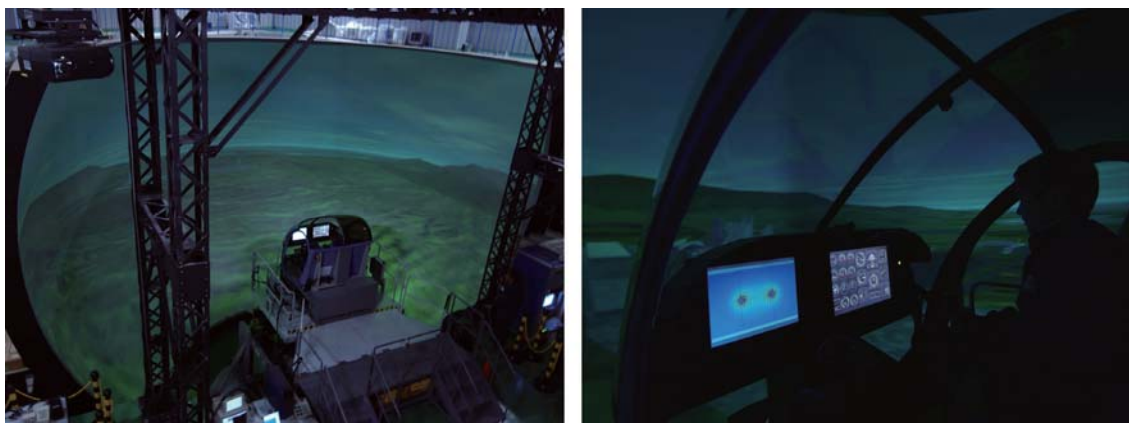
3.2.1 模擬する状況等

後方乱気流を発生する機体（先行機）として、現在運用されている民間機として最大のボーイング式 747-400 型機を想定する。後方乱気流に遭遇する機体（後続機）として、ドルニエ式 Do228 型機（最大重量 5.7ton の双発ターボプロップ機、図 3.2.1 (1)）および三菱式 MH2000A 型機（最大重量 4.5ton の双発タービンヘリコプタ、図 3.2.1 (2)）を想定する。各機の主要諸元を表 3.2.1 に示す。後続機の操縦は全てマニュアルとし、オートパイロットは使用しない。ただし、MH2000A 型機については、通常は安定増大装置が ON の状態で運用されるため、今回の実験でもこの状態を模擬した。

後方乱気流に遭遇する場所として、全機体が同一経路を飛行するため遭遇確率が高いと考えられる計器着陸システム (ILS) の最終進入フェーズを想定する。後続機のパイロットは、長さ 3000m 級の滑走路に ILS 進入を行う。シミュレーションは、ILS の進入経路上でトリムがとれた状態で対地高度 600ft から開始し、対地高度 300ft で後方乱気流に遭遇、対地高度 200ft に達した時点で着陸可



(1) 固定翼機



(2) ヘリコプタ

図 3.1.4 JAXA の飛行シミュレータ



(1) 固定翼機 ドルニエ式 Do228 型

(2) ヘリコプタ 三菱式 MH2000A 型

図 3.2.1 飛行シミュレーション実験で後続機として想定した航空機

表 3.2.1 飛行シミュレーション実験で後続機として想定した航空機の主要諸元

	固定翼機	ヘリコプタ
型式	ドルニエ式 Do228 型	三菱式 MH2000A 型
大きさ	17.0m (スパン)	12.2m (ロータ直径)
最大着陸重量	5.7ton	4.5ton
後方乱気流区分	ライト	ライト

能と判断された場合、もしくは進入復行を決断し上昇に転じた時点でシミュレーションを終了する。

先行機と後続機の間隔は、先行機ヘビー・後続機ライトの組み合わせに対する現行の基準である3分、およびより短い間隔として2分、1分の条件を評価対象とした。また、比較用に、乱気流が全く無い状態での評価も実施した。

後方乱気流は、滑走路の上空300ftの高さに滑走路と平行に存在すると仮定する。長さ方向の位置による渦の強さの変化は考慮しない。滑走路と直交する方向の位置については、後続機がILSの経路に沿って進入した場合に、左右どちらかの渦の中心を通過する位置、または左右の渦の真中を通る位置に後方乱気流を配置する。

3.2.2 パイロット評価基準

進入復行の判断は、旅客輸送を行っている状況を想定して行う。パイロット単独による飛行等と異なり、機体の揺れによる乗客への影響等にも配慮して判断を行うことになる。パイロットは、進入全体を以下の6段階の指標で評価する（総合評価）。

総合評価指標：

- 0: 乱気流の存在に気づかない
- 1: 乱気流はあるが、通常の注意・操作で対処可能
- 2: 特別の注意・操作が必要だが、進入は継続可能
- 3: 進入は継続不可だが、飛行は継続可能(進入復行)
- 4: 飛行継続に危険を伴う
- 5: 飛行継続不能(操縦不可)

さらに、パイロットが飛行中どの要素に注目していたかを、以下の4段階の指標で評価する（要素評価）。この要素評価の手法は、文献3.2.1を参考にしている。

評価対象となる要素：

姿勢角変動（ロール、ピッチ、機首方位）、ILSポイントの偏位（ローライザ（LLZ）、グライドスロープ（GS））、高度損失、降下率変動、対気速度変動、操舵量、外視界情報

要素評価指標：

- 0: 特にモニタしなかった
- 1: モニタしていたが、重要性は低い
- 2: モニタしており、重要性が高い
- 3: モニタしており、特に重要である(支配的)

3.2.3 外視界（視程）条件

現行の後方乱気流に対する管制基準では、外視界（視程）の条件による区別、即ち有視界気象条件（Visual Meteorological Condition, VMC）と計器気象条件（Instrument Meteorological Condition, IMC）による区別はない。しかし、実際には外視界からの情報（ビジュアル・

キュー）は後方乱気流遭遇後の姿勢や位置の回復操作を行う際に重要な役割を果たしており、その有無によって評価結果も変わることが考えられる。今回の実験では、全く視程障害が無いVMCの状況と、精密進入のCAT-I ミニマを想定し地上250ftまで雲中飛行を行うIMCの状況で比較を行った。IMCの条件の時には、乱気流遭遇後の回復操作までを雲中で行う状況を模擬するため、後方乱気流の設置高度を500ftとした（VMC時は300ft）。

3.2.4 進入角と進入速度

ILSを使った標準的な進入角として3度を設定した。進入速度は、ヘリコプタ、固定翼機ともに100ktとした。ヘリコプタについては、有視界飛行方式で一般的に用いられている6度の進入角についても実験を行い、この場合の進入速度は70ktとした。

3.3 実験結果

3.3.1 実施状況

シミュレーション環境の開発や初期の評価はJAXAのリサーチ・パイロット3名で実施していたが、後方乱気流の性状や回復操作を熟知するに至ったため、一般のパイロットと評価結果が異なる可能性が考えられる。このため、今回報告する実験については、外部機関のパイロットを招いて実施した。2007年8月7～13日の期間に、国内の官公庁、小型機運航会社、機体製造メーカの協力を得て、実数12名、延べ16名（ヘリコプタ、固定翼各8名）のパイロットにより、計191回の飛行シミュレーション実験を実施した。参加したパイロットは、全員が事業用操縦士の資格を有し、殆どが飛行時間3,000時間以上の経験豊富なパイロットである。実際に後方乱気流に遭遇した経験を持つパイロットも複数含まれている。実験回数の内訳を表3.3.1に示す。VMC時の進入角3度の進入を基準ケースとした。

3.3.2 基準ケース（VMC時の進入角3度）の実験結果

(1) 飛行軌跡と典型的な遭遇例

後方乱気流遭遇時の飛行軌跡（進入方向と直交方向の断面）を図3.3.1に示す。図中の黒い線が総合評価2以下（進入を継続したケース）、赤い線が総合評価3以上（進入復行したケース）の飛行軌跡を示している。固定翼機、ヘリコプタともに、機体は後方乱気流の上方で吹く横風によって、左右の渦の間へ吹き寄せられ、強い下降風を受けて高度損失が生じている。進入復行に至っているケースは、後方乱気流の渦の中心付近を通過しているケースが多い。固定翼機とヘリコプタを比較した場合、固定翼機は経路の変動が大きいため渦から離れた場所を通過することが多いが、それでも進入復行に至るケー

表 3.3.1 飛行シミュレーション実験の実施ケース

(1) 固定翼機 (実施ケース数/総合評価 3 以上のケース数)

外視界		VMC		IMC
進入角		3 度		3 度
先行機との 間隔	渦無し	9/0	5/0	
	3 分	14/4	8/6	
	2 分	15/6	5/2	
	1 分	14/8	0/0	
計		52/18		18/8

(2) ヘリコプタ (実施ケース数/総合評価 3 以上のケース数)

外視界		VMC		IMC
進入角		3 度	6 度	3 度
先行機との 間隔	渦無し	12/0	7/0	9/0
	3 分	18/0	6/0	14/2
	2 分	16/1	9/0	11/2
	1 分	16/3	2/0	1/0
計		62/4	24/0	35/4

が多く、逆にヘリコプタは渦のほぼ中心部を通過しても進入を継続しているケースが多い。

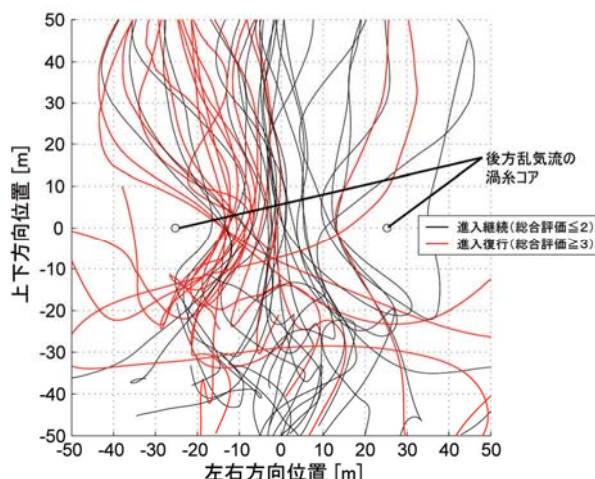
渦の中心付近を通過した際の機体の位置・姿勢と主翼およびメインロータ上の上下風速分布を図 3.3.2 に示す。渦の中心付近では、固定翼機、ヘリコプタともに、機体の左右で受ける上下風が逆転しているが、姿勢変動への影響はヘリコプタの方が小さい。

ヘリコプタの方が固定翼機に比べて後方乱気流の影響が小さい理由として以下が考えられる。

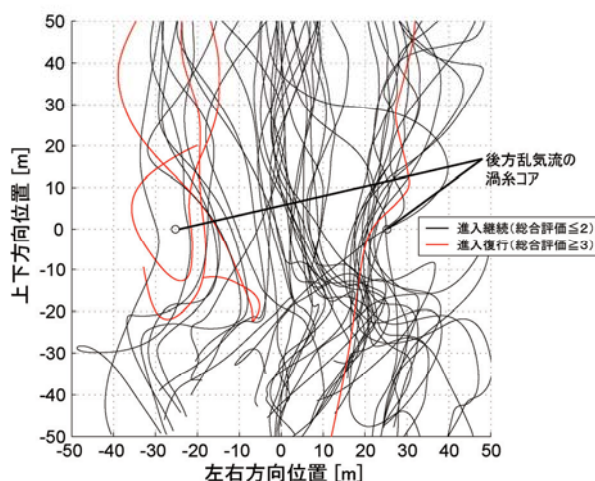
- ① ヘリコプタは一般に固定翼機より翼面荷重(ヘリコプタの場合はディスクローディング)が大きい(今回模擬した機体の場合約 2.6 倍)ため基本的に乱気流の影響を受けにくい。
- ② 渦の影響がブレードのヒンジを介して機体に伝わるため、主翼から剛に伝わる固定翼機に比べて姿勢変動への影響が小さい。
- ③ コレクティブ操作によってロータの揚力を直接制御できるため、機体のピッチ姿勢変化を必要とする固定翼機より高度の回復処理が素早くできる。

(2) パイロット総合評価結果

パイロット総合評価の結果を図 3.3.3 に示す。横軸が先行機との間隔(固定翼機とヘリコプタは同じ間隔の条件で評価しているが、図を見易くするため少しずらしてプロットしている)、縦軸がパイロット総合評価の平均値と標準偏差である。ヘリコプタは、固定翼機に比べて一般的に後方乱気流の影響が小さいことが示されている。



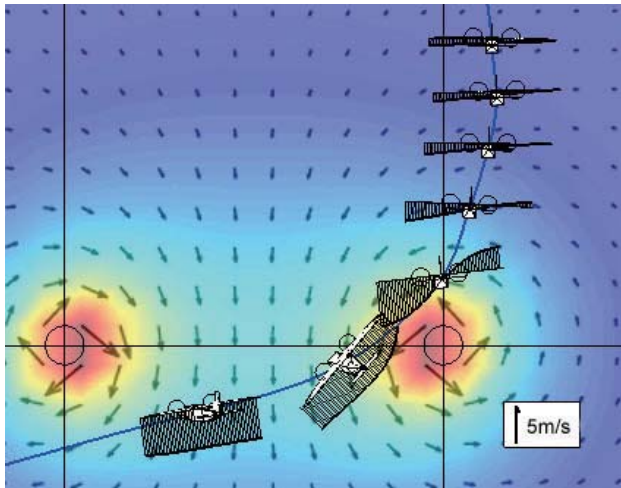
(1) 固定翼機



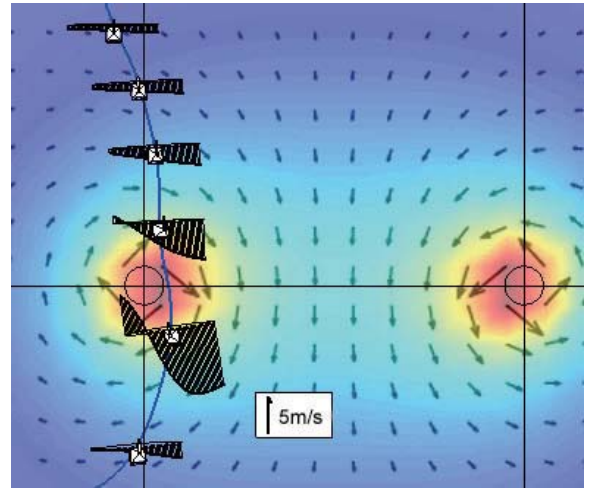
(2) ヘリコプタ

図 3.3.1 後方乱気流遭遇時の飛行軌跡(進入方向と直交する断面、VMC 時の進入角 3 度のケース)

進入復行(総合評価 3 以上)に至る割合は、ヘリコプタが 8%、固定翼機が 42%とヘリコプタの方が明確に少ない(表 3.3.1 参照)。また、今回使用した後方乱気流モデルは、静穏な大気条件下で渦の形状や強さが理想的に保たれている状況を想定しているため、現行の管制間隔基準の 3 分においても、固定翼機では総合評価 4(飛行継続に危険を伴う)と判定されたケースがあり、間隔 2 分以内では総合評価 5(飛行継続不能)と判定されたケースも生じたのに対し、ヘリコプタでは総合評価 4 以上と判定されたケースは生じなかった。しかし、飛行データを確認した結果、ヘリコプタで総合評価 3 と判定されたケースでも、メインロータブレードのフラッピング角が制限値を超えていたケースが確認された。詳細については次項で述べる。



(1) 固定翼機



(2) ヘリコプタ

図 3.3.2 後方乱気流遭遇時の機体位置・姿勢と主翼およびメインロータ上の上下風速分布の例（先行機との間隔 1 分のケース）

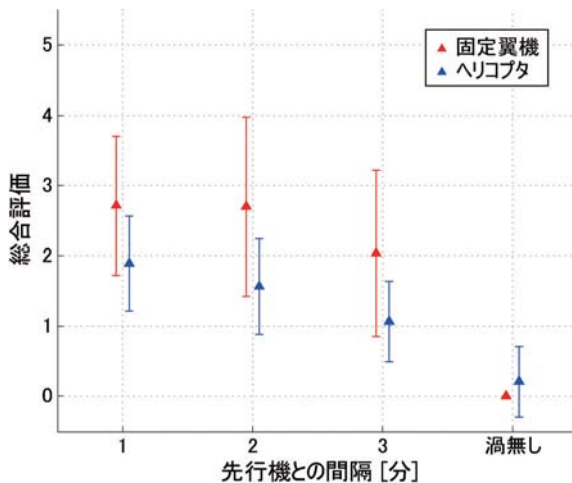


図 3.3.3 パイロット総合評価 (VMC, 進入角 3 度)

(3) パイロット要素評価結果

パイロット要素評価では、①姿勢角変動、②ILS ポイントの偏位、③高度損失、④降下率変動、⑤対気速度変動、⑥操舵量、のうち、特に①、②、③、⑥について、パイロット総合評価との高い相関が見られ、後方乱気流遭遇時の機体挙動を特徴付けている要素と考えることができる。以下、これら各要素について検討する。また、シミュレーション実験では、モーション・キューが無い（コックピットを固定している）ため、要素評価の対象としていない加速度変化についても、飛行データを用いた検討を行う。

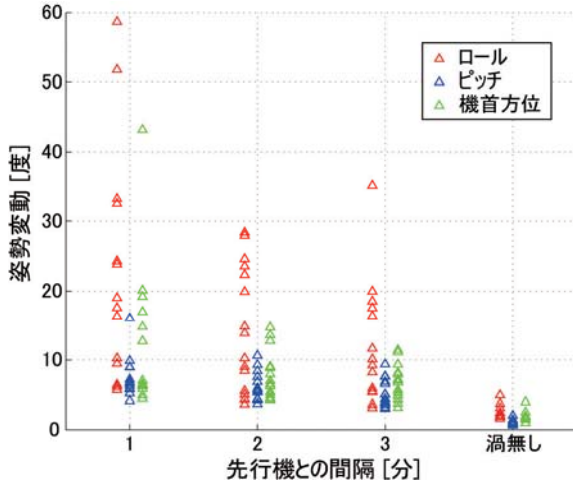
姿勢角変動

後方乱気流遭遇時の姿勢角変動を図 3.3.4 に示す。横軸が先行機との間隔、縦軸が各評価ケースにおける姿勢

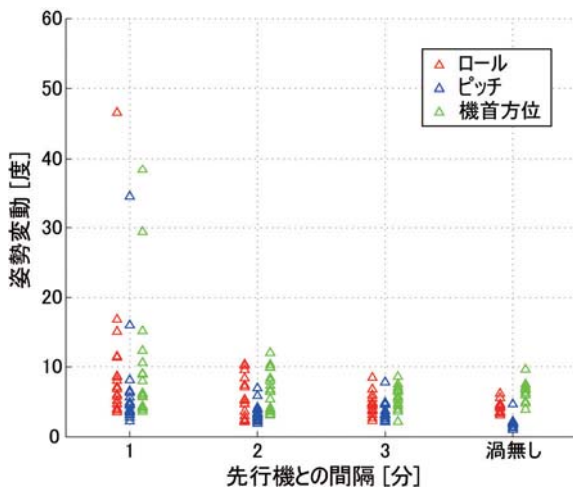
角変動（ロール角，ピッチ角，機首方位角の初期値からの変動の絶対値）の最大値である。ばらつきはあるものの、先行機との間隔が縮まるにつれ、姿勢角変動は大きくなっている。変動量は固定翼機の方が大きく、ヘリコプタが 30 度以内（1 ケースを除く）であるのに対し、固定翼機はロール角変動が最大で 60 度近くに達している。固定翼機の姿勢角変動はロール角が卓越しているのに対し、ヘリコプタはロール角と機首方位角の変動が同程度であり、3 軸の姿勢角変動がカップリングするヘリコプタの特性が現れている。

操舵量

後方乱気流遭遇時の操舵量を図 3.3.5 に示す。操舵量はフルストロークに対する百分率で、エレベータと縦サイクリックは機首上げ、エルロンと横サイクリックは右ロール、ラダーとペダルは右回転、パワーとコレクティブは推力を増す方向をそれぞれ 100%と定義している。各ケースにおけるパイロットによる操舵量の最大値（△印）と最小値（▽印）、および乱気流遭遇前のトリム値（←印）が示されている。固定翼機は、特にエルロンが、先行機との間隔 3 分の場合でもフルストロークの 80%以上または 20%以下まで使用しているケースが見られており、後方乱気流によって生じるモーメントに対して機体の制御能力に余裕がないことが分かる。このようなケースでは、パイロット総合評価は 3～5 と厳しくなっている。また、進入復行に至ったケースでは、パワーについても 100% 近い大きな操舵が用いられている。



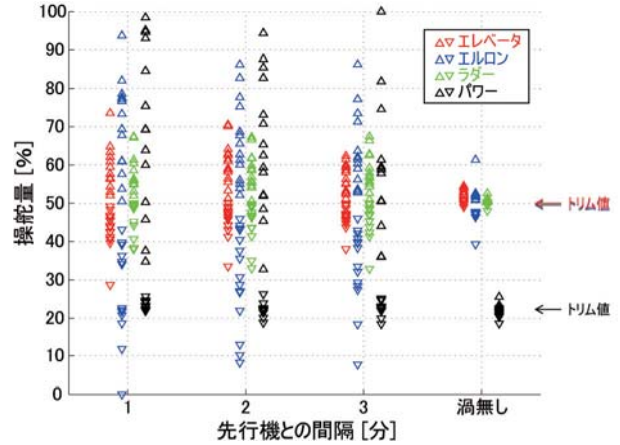
(1) 固定翼機



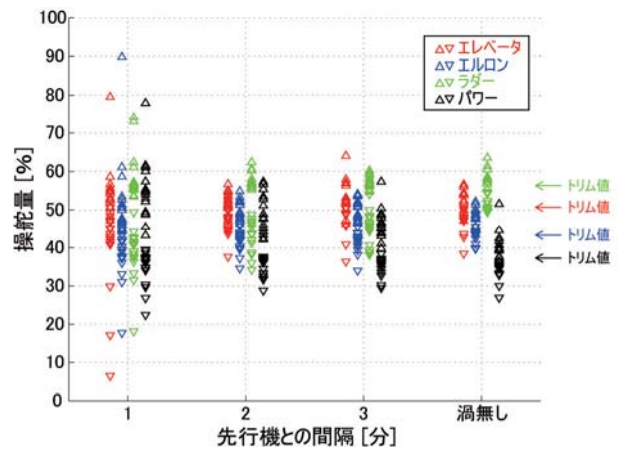
(2) ヘリコプタ

図 3.3.4 姿勢角変動 (VMC, 進入角 3 度)

一方、ヘリコプタは、先行機との間隔 2 分の場合でも極端に大きな操舵を使うケースは見られなかった。間隔 1 分の場合には、サイクリック操舵量がフルストロークの 90%以上または 10%以下に達したケースが生じた。図 3.3.6 はこのケースにおける操舵量、メインロータブレードのフラッピング角とリード・ラグ角、機体の姿勢角の時歴を示したものである。フラッピング角およびリード・ラグ角の最大値が機体の制限値を超えていることが分かる。ただし、後方乱気流に遭遇した時点(渦の中心に最も接近した時間)でのフラッピング角とリード・ラグ角は十分に許容範囲以内であり、乱気流遭遇後のパイロットによる過大な回復操作が原因となっていることが分かる。



(1) 固定翼機



(2) ヘリコプタ

図 3.3.5 操舵量 (VMC, 進入角 3 度)

シミュレーションでは、フラッピング角やリード・ラグ角の制限値を考慮していない。実際の飛行でこのような状況が発生すると、ブレードに構造的な損傷を与える可能性がある。また、シミュレーションでは、ブレードを剛体と仮定して計算しているが、このように大きなフラッピング角やリード・ラグ角が生じる条件では、ブレードの弾性変形による影響が無視できなくなり、実際の機体の挙動がシミュレーション結果と異なる可能性も考えられる。このため、ヘリコプタについては、パイロット評価や機体の姿勢角変動だけではなく、ブレードの運動が過大にならないことも確認する必要がある。今回のシミュレーション実験では、フラッピング角やリード・ラグ角が制限値に達したのはこの 1 ケースのみであった。

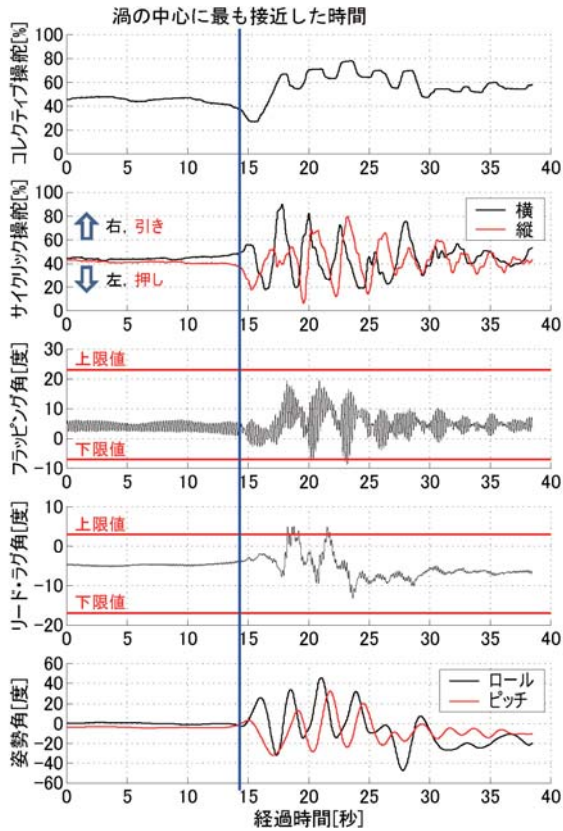


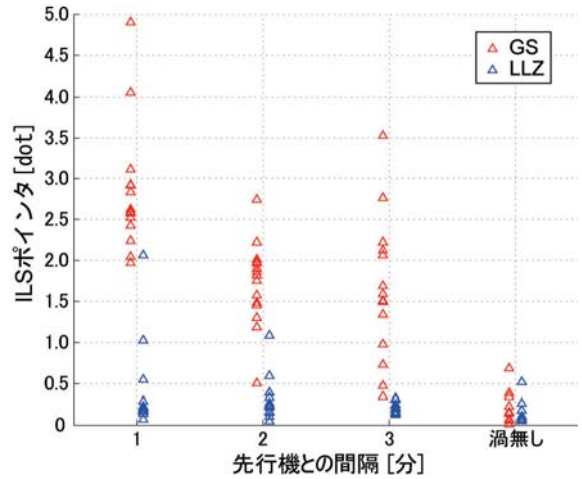
図 3.3.6 ヘリコプタのシミュレーション実験結果で操舵量が大きかったケースの例

ILS ポインタの偏位, 高度損失

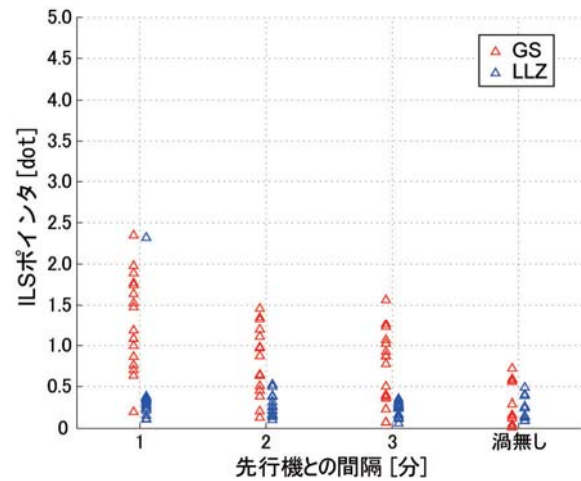
後方乱気流遭遇時の ILS ポインタ (LLZ, GS) の偏位, 及び高度損失を図 3.3.7, 図 3.3.8 に示す。横軸が先行機との間隔, 縦軸が各評価ケースにおける ILS ポインタの偏位及び高度損失の最大値である。VMC 条件下では滑走路が視認できるため, LLZ の偏位はほとんどのケースで 1dot (0.92 度) 以下と小さいのに対し, GS の偏位はヘリコプタが最大 2.5dot (進入角 0.9 度), 固定翼機が最大 5dot (進入角 1.8 度) に達している。高度損失についても, ヘリコプタが約 60ft (回復操作が過大となった 1 ケースのみ約 150ft), 固定翼機が約 190ft と, ヘリコプタの方が小さい。ヘリコプタはブレードのピッチ変化によって揚力を直接制御できるため, 下降風に対する回復操作が素早く行えるためと考えられる。

加速度変動

後方乱気流遭遇時の上下方向の加速度変動を図 3.3.9 に示す。横軸が先行機との間隔, 縦軸が各評価ケースにおける上下方向の加速度変動 (1G からの変動分の絶対値) の最大値である。加速度変動はパイロットが直接知ることができない (コックピットは固定されており, 加速度を示す計器等も装備されていない) ことが他のパラメータと異なる点である。ヘリコプタと固定翼機の加速



(1) 固定翼機



(2) ヘリコプタ

図 3.3.7 ILS ポインタの偏位 (VMC, 進入角 3 度)

度変動はほぼ同等であるが, 先行機との間隔 1 分の場合についてはヘリコプタの方がやや大きくなっている。これは, 図 3.3.1 に示したように固定翼機が姿勢変動等の影響で渦の中心に近づけない場合が多いのに対して, ヘリコプタは姿勢変動等の影響が小さく, 渦の中心の近傍を通過することが多いためと考えられる。荷重倍数の制限値 (1G からの変動分) は, ヘリコプタ (MH2000A) が 1.3G~1.5G, 固定翼機 (Do228) が ±1G であるが, 両機ともに先行機との間隔 1 分の条件でそれぞれ 1 ケースのみ制限荷重倍数を逸脱している。これらのケースでのパイロット総合評価は, ヘリコプタが 3, 固定翼機が 5 と厳しい評価となっており, パイロットに加速度キューは与えていないものの評価結果は加速度変動と対応していることが分かる。加速度キューの影響については 3.3.5 章でさらに検討を行う。

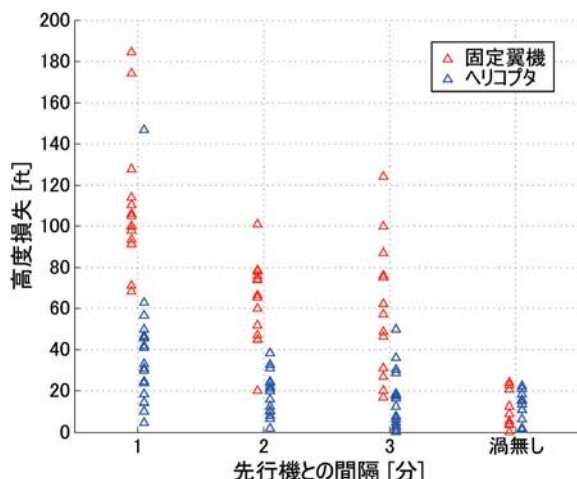
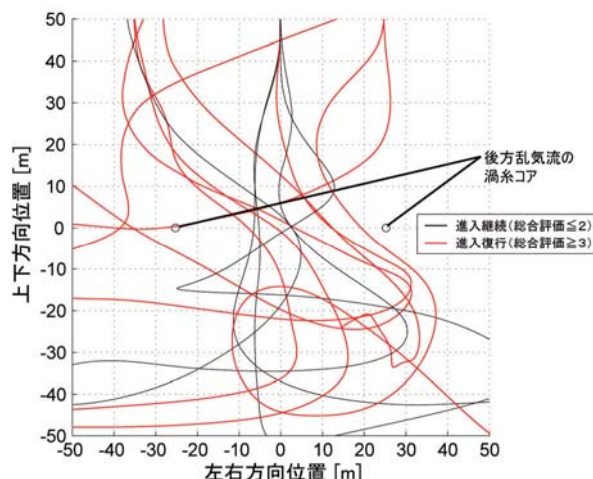


図 3.3.8 高度損失 (VMC, 進入角 3 度)



(1) 固定翼機

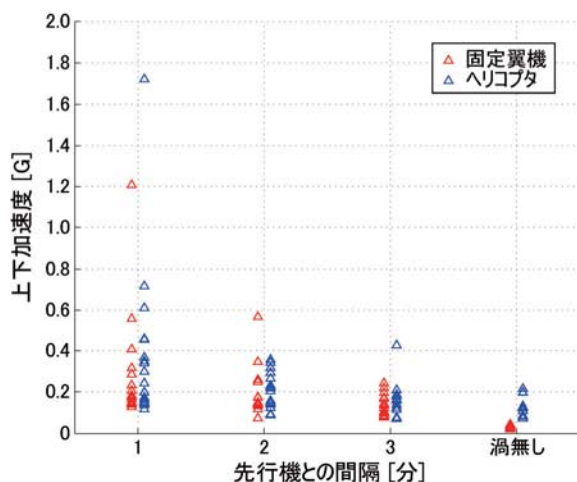
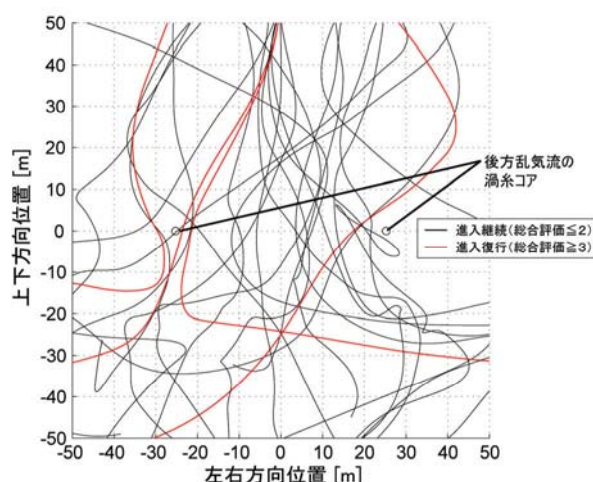


図 3.3.9 上下方向加速度の変動 (IMC, 進入角 3 度)



(2) ヘリコプタ

図 3.3.10 後方乱気流遭遇時の飛行軌跡 (IMC, 進入角 3 度)

3.3.3 IMC 条件での結果

IMC 時における後方乱気流遭遇時の飛行軌跡を図 3.3.10 に示す。VMC 時の結果 (図 3.3.1) に比べて飛行経路が分散している様子が示されている。VMC 時にはポイントだけではなく滑走路を視認して操縦するため、経路からの偏位を修正し易いためと考えられる。結果として、IMC 時には渦の中心に近づくケースが少なかった。

LLZ の偏位とパイロット総合評価の関係を図 3.3.11 に示す。横軸がパイロット総合評価、縦軸が各ケースにおける LLZ の偏位 (絶対値) の最大値の平均値と標準偏差を表している。総合評価 2 以下 (進入継続) のケースに比べて、総合評価 3 (進入復行) のケースでは、LLZ の偏位が明確に大きくなっており、LLZ の偏位がパイロットの進入復行の判断に大きな影響を与えたことが分かる。パイロットのコメントによれば、「IMC 時には機体姿勢や経路の修正に使用する操舵量が VMC 時に比べて小さくなるため、

修正が困難になる」、「(後方乱気流による横風で機体が流されるため) 操舵と反対の向きに機体が動くことがあり、混乱する」という指摘があった。進入復行に至る確率は、先行機との間隔 2 分及び 3 分の条件で、VMC ではヘリコプタ 3%、固定翼機 34%であったのに対し、IMC では、ヘリコプタ 16%、固定翼機 62%と増大している (表 3.3.1 参照)。前述のように IMC 時には渦の中心に近づくケースが少なかったにもかかわらず、VMC 時にはあまり問題とならなかった後方乱気流の横風成分の影響によって進入復行の判断に至る確率が増加したと考えられる。

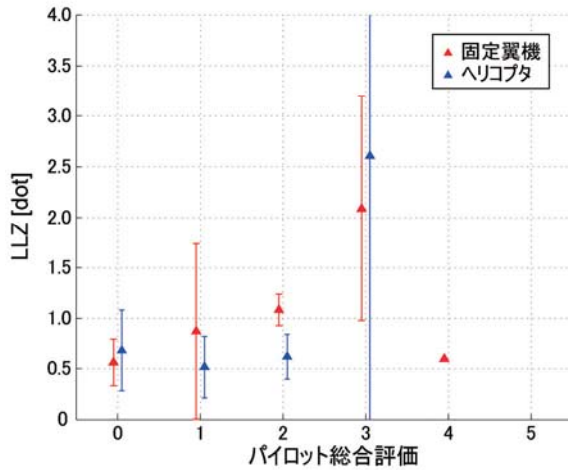


図 3.3.11 パイロット総合評価と LLZ の偏位の相関 (IMC, 進入角 3 度)

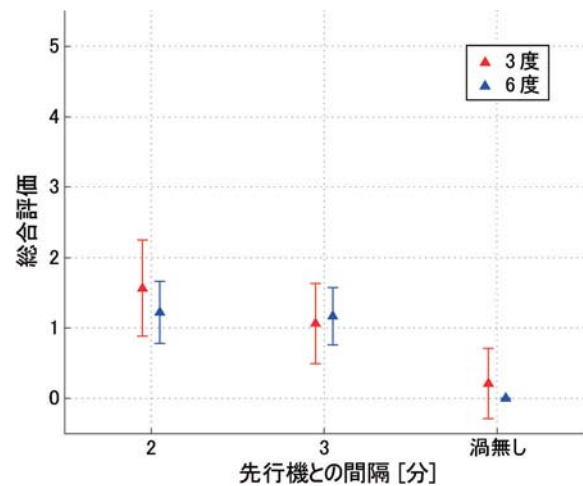


図 3.3.13 パイロット総合評価 (VMC, 進入角 3 度と 6 度)

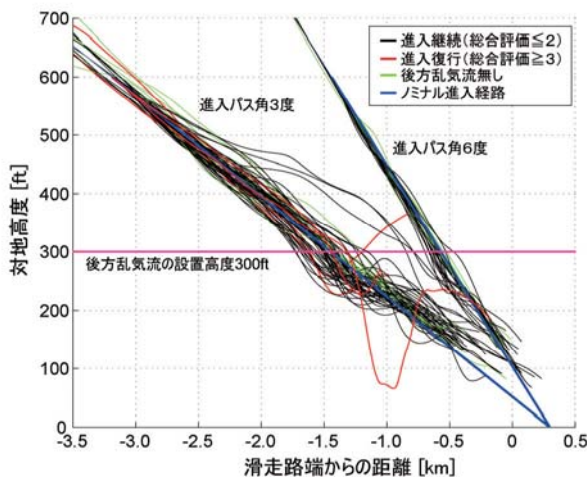


図 3.3.12 飛行軌跡 (VMC, 進入角 3 度と 6 度)

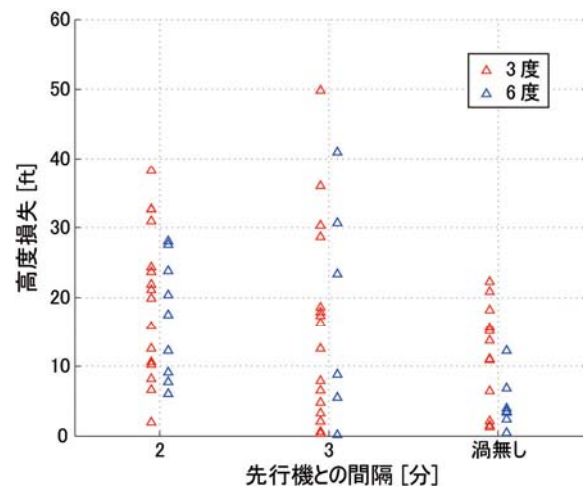


図 3.3.14 高度損失 (VMC, 進入角 3 度と 6 度)

3.3.4 進入角 6 度の結果 (ヘリコプタのみ)

ヘリコプタによる進入角 6 度の条件でのパイロット総合評価, 飛行軌跡, 高度損失を図 3.3.12-14 にそれぞれ示す。進入角 6 度の場合, 進入角 3 度と比べて, パイロット総合評価はほぼ同等となっているが, 飛行経路の分散や高度損失は小さくなっている。進入角 6 度の場合, 進入角 3 度と比べて降下率が約 4 割大きい (進入角 6 度: 740fpm, 進入角 3 度: 530fpm) ため, 後方乱気流の影響を受ける空域に留まる時間が短いことが理由と考えられる。ただし, パイロットからは, 「ILS ポイントを使った進入角 6 度の設定は慣れていないため, 違和感を覚える」, 「飛行速度が遅いため, 機体の安定性が低下する」, 「バックサイドの速度域に入らないように, 速度管理が重要になる」等のコメントが得られた。実験条件の設定や誘導表示等について更なる検討が必要である。

3.3.5 飛行シミュレーション環境の妥当性 (モーション・キューの影響) の検討

今回のシミュレーション実験は, モーション装置を使用せず, コックピットを固定した状態で実施している。パイロット・コメントによれば, モーション・キューが無い影響として, 「機体の動きの初動が検知できないため, 対応操作が遅くなる」, 「回復操作が過大になりやすい」等の指摘があった。ここでは, これらの影響について検討するために, パイロット総合評価結果と飛行データから客観的に得られる飛行性評価結果の比較を行う。

飛行データから飛行性評価を行う方法として, 米軍のヘリコプタ飛行性基準である ADS-33E-PRF (文献 3.3.1) を適用する。LEVEL 1~3 の 3 段階で飛行性を評価しており, 代表的なパイロット評価指標である Cooper-Harper レーティング (文献 3.3.2) と対応している。

後方乱気流によって意図せず引き起こされる機体の姿勢角及び加速度の変動を, 機体故障により生じる機体の

諸元変動と同等であると考え、飛行性基準における操縦系統故障後の過渡応答の基準を適用して評価した。結果を図 3.3.15 に示す。横軸がパイロット総合評価、縦軸が各評価ケースにおける 3 軸の姿勢角および加速度変動の平均値と分散を示したものである。姿勢角変動については、パイロットによる評価結果と飛行性基準による評価結果がほぼ対応していることが分かる。加速度変動についても、両評価結果の相関関係は見られるものの、飛行性基準における LEVEL 3 の範囲を超える加速度変動に対しても、パイロット総合評価は 3 に留まっており、モーション・キューが無いために加速度変動の影響を過小評価している可能性が考えられる。

一方、モーション・キューが与えられた場合、前述のパイロット・コメントにあるように初動の検知が早まるため、より適切な回復操作を行えるようになり、後方乱気流の影響が軽減される可能性も考えられる。全体とし

てモーション・キューの影響が評価結果にプラス側に働くかマイナス側に働くかについては不明であるが、今回のシミュレーション実験で想定したケース（着陸進入の最終段階で先行機と平行に飛行して後方乱気流に遭遇するケース）については、機体の姿勢変動や高度損失への影響が支配的であるため、モーション・キューの影響によって評価結果が大きく変わることはないと考えられる。ただし、第 1 章に述べたように、先行機の航跡に対して直交する方向で後続機が後方乱気流に遭遇するようなケースを考える場合、姿勢変動や高度損失への影響は小さく、上下方向の加速度への影響が支配的になるため、このようなケースについては、パイロット評価だけでなく加速度データを用いた評価を行うが必要になる。

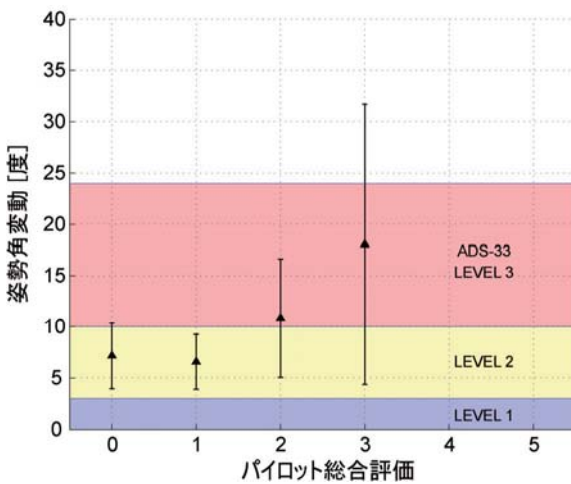
3.4 シミュレーション実験のまとめ

本章では、JAXA で実施したパイロット・イン・ザ・ループの飛行シミュレーション実験結果について報告した。主な結果を以下にまとめる。

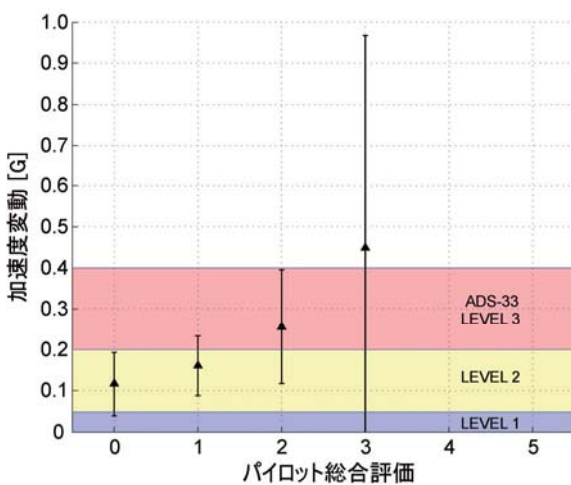
- (1) 小型機（固定翼機，ヘリコプタ）が大型機の後方乱気流に遭遇した状況をシミュレーションする環境を構築し、その影響を定量的に評価する手法を確立した。
- (2) 固定翼機に比べてヘリコプタは後方乱気流の影響を受けにくいことが示された。現行の管制間隔基準では固定翼機とヘリコプタの区別はないが、ヘリコプタについては間隔を短縮できる可能性がある。ただし、シミュレーションでは考慮していないメインロータブレードの構造的な損傷等についても今後詳細に検討する必要がある。
- (3) 現行の管制間隔基準では VMC と IMC の区別はないが、IMC 時には、VMC 時に問題となる姿勢角変動と高度損失に加えて、後方乱気流の横風成分による基準経路からの逸脱も問題となり、進入復行に至る割合が VMC 時に比べて増加した。

3.5 今後への提言

後方乱気流の影響は、後続機の飛行経路が僅か数 m 変わるだけで大きく異なるため、信頼性のあるデータを得るためには非常に多くのケースについて実験を行う必要があることが明らかとなった。今回のシミュレーション実験では延べ 16 名のパイロットによって 200 回近い実験を実施したが、必ずしも十分な回数とは言えない。パイロット・イン・ザ・ループの実験は実施回数に限界があるため、パイロットの数学モデルを開発し、モンテカルロ・シミュレーションを実施することも有効と考えられる。



(1) 姿勢角変動



(2) 加速度変動

図 3.3.15 パイロット総合評価と飛行性基準に基づく評価の比較

4. 飛行実験の実施に向けた準備・検討

4.1 飛行実験の目的

JAXA が運用する実験用ヘリコプタ (MH2000A 型機) を用いて飛行実験を実施する可能性について準備・検討を進めている。飛行実験の目的は以下の3点である。

(1) 後方乱気流の計測

後方乱気流による風速分布は地上からドップラー・ライダーを用いて観測できるようになったが、後方乱気流の風速が非常に局所的に激しく変化するのに対して、ドップラー・ライダーの空間分解能は未だ十分ではなく、高精度な観測データを取得することは困難である。JAXA の実験用ヘリコプタには超音波式の対気速度センサが搭載されており (文献 4.1.1), 空間的, 時間的に激しく変動する乱気流を高精度に計測することが可能である。取得したデータにより, 第3章に示した後方乱気流モデルの精度を検証する。

(2) 後方乱気流の影響評価

後方乱気流の中を飛行した際の機体の挙動のデータを取得し, 飛行シミュレーション環境の模擬精度を検証する。

(3) パイロットへの情報表示システムの評価

地上のドップラー・ライダーで計測した後方乱気流の位置や強さをテレメータを用いてリアルタイムで機体に送信し, パイロットに情報を表示するシステムを開発し, その有効性を確認する。

4.2 パイロットへの情報表示システムの開発

(独) 電子航法研究所が仙台空港に設置したドップラー・ライダー装置 (装置の外観を図 2.3 に, 設置点を図 4.2.1 に示す) の計測データを実験用ヘリコプタに送信し, パイロットに情報を表示するシステムを開発した。図 4.2.2 に表示例を示す。図 4.2.1 に「実験区間」として示した断面における風速分布が表示される (赤く示されている部分が風速の絶対値が大きい)。ドップラー・ライダーは, 原理上, 視線方向 (レーザを照射している方向) の風速成分しか計測することができないが, レーザを上下左右にスキャンすることによって3次元的な風速分布を計測することができる。本装置の場合, 視線方向の空間分解能は30mであるため, 渦の風速分布を精度良く計測することはできないが, 渦の位置とおよその強さは知ることができる。

本来, このシステムは, 後方乱気流の位置をパイロットに表示することによって, 遭遇を回避して安全性を向上することを目的とするものであるが, 飛行実験では, このシステムを利用して意図的に後方乱気流の中を飛行することを計画している。後方乱気流は目視することが

できず, また非常に局所的に分布するため, ただ飛行しても遭遇する確率は非常に小さい。欧米で実施されている飛行実験の例 (例えば図 2.1) では, 先行機の翼端に発煙装置を搭載し, 渦を可視化することによって乱気流の中を飛行している。このような方法で実験を行う場合, 先行機として専用の航空機を用意し, 発煙装置を搭載する必要がある。今回考案した表示システムを用いる方法では, 先行機は一般の航空機で良いため, 複数の機種 (例えばヘビー機やミディアム機) に対して容易に実験ができるという利点がある。一方, 地上に設置されたライダーのデータを用いるため, 実験空域がライダーの有効範囲内に限定されるという欠点がある。

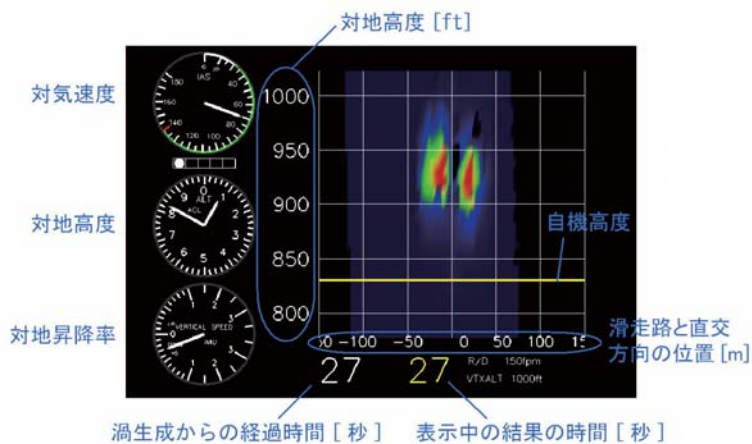
意図的に後方乱気流の中を精度良く飛行するため, 3つのモードの表示を用意し, 比較を行った。図 4.2.3 (1) に示したモードでは, 表示する高度の範囲を指定し (この例では800ftから1000ft), 渦の位置と自機の飛行高度を表示する。(2) に示したモードでは, 常に自機の飛行高度を中心にして渦の位置を表示する。また, (1) では渦の位置はリアルタイムで表示するが, (2) では自機が渦の中を通過する予定時刻を指定し, その時刻における渦の位置を予測して表示する。さらに (3) に示したモードでは, 自機の位置と飛行速度から渦の中を通過する時刻を予測し, その時刻における渦の位置を予測して表示する。これら3つのモードについて飛行シミュレータを用いてパイロット評価を実施した結果, (3) に示したモードが最も精度が期待できることが分かった。



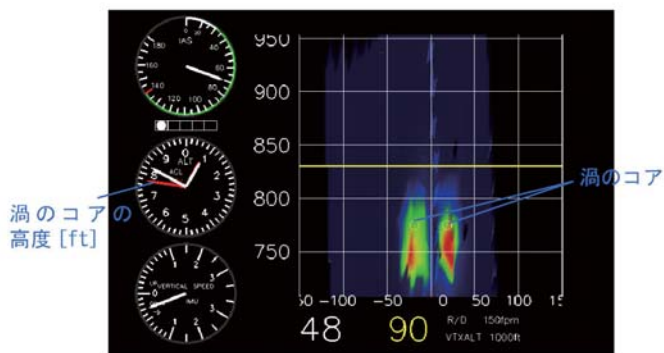
図 4.2.1 仙台空港におけるドップラー・ライダーの設置点と飛行実験における飛行軌跡



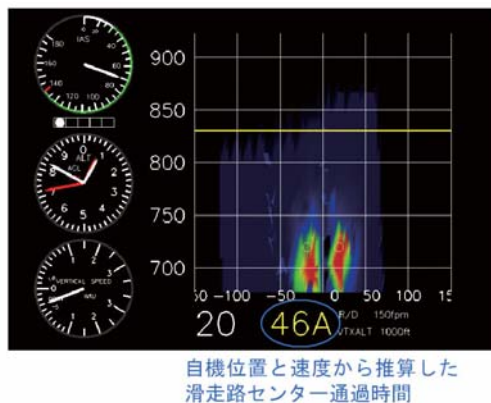
図 4.2.2 後方乱気流の情報を計器板に表示するシステム



(1) 表示高度指定，渦の位置リアルタイムモード



(2) 表示高度自動，渦の位置予測（時刻指定）モード



(3) 表示高度指定，渦の位置予測（時刻予測）モード

図 4.2.3 後方乱気流の情報をパイロットに表示するシステムの表示内容

4.3 予備実験の実施

2004年9月に仙台空港において予備実験を実施した。予備実験の目的は以下のとおりである。

(1) 表示システムを用いた乱気流への的中精度の評価

本表示システムを用いて後方乱気流の中を飛行する場合に、どの程度の精度で渦の中心に的中するかを評価する。ただし、表示する乱気流データは地上のライダーから送信されるデータではなく、計算機内で生成した模擬データとし、実際に乱気流の中の飛行は行わない。現行の管制間隔基準を遵守し、先行機とは十分な間隔を空けて飛行する。

(2) 仙台空港における飛行実験の実施可能性の確認

仙台空港は1日80便程度の定期便に加えて航空大学校や海上保安庁等の小型機が頻繁に離着陸しているため、これらのトラフィックを阻害することなく実験が可能であるか、また特殊な経路を飛行するため、周辺地域への騒音等が問題にならないか、等の観点から実験の実施可能性を確認する。

滑走路から離陸する機体を先行機と想定し、後方乱気流の風速分布を計測するため、実験区間を滑走路に直交する方向に飛行することとした。飛行パターンとして、先行機の離陸完了まで滑走路の横でホバリングして待機するパターン1(図4.3.1(1))、および先行機の離陸後A滑走路(主に小型機が利用する短い滑走路)から離陸するパターン2(図4.3.1(2))を設定した。パターン2は、離陸後の旋回方向によってパターン2Aと2Bに分けられる。2Aの方が実験区間までの飛行距離は短くなるが、経路の一部で住宅地の上空を飛行するため騒音の問題が懸念される。これらの飛行パターンで、表示システム(図4.2.3(3))に示した表示モード)を使用して、仮想的な先行機の離陸後、実験区間で後方乱気流の中を飛行する状況を模擬した飛行実験を実施した。図4.2.1に実際に飛行した経路が示されている。各飛行パターンに対する実験結果を表4.3.1に示す。実験ケースごとに、実験区間を通過した際の渦の中心からの高度誤差、および先行機の通過からの経過時間が示されている。飛行パターン1および2Aでは、誤差数m以内、経過時間約1分程度で乱気流の中を通過できることが確認できた。パターン2Bでは、実験区間までの飛行距離が長いため、誤差が10m以上、経過時間も90秒以上となっている。この予備実験によって、先行機との間隔が最短で1分程度で後方乱気流の中を精度良く飛行できることが確認された。

また、東京航空局仙台空港事務所の協力を得て、他のトラフィックへの影響や周辺地域への騒音等の問題も含めて仙台空港でこのような実験が実施可能であることが確認できた。



(1) パターン1: 上空でホバリングして待機し、実験区間に進入する



(2) パターン2A, 2B: ヘリパッドまたはA滑走路から離陸して実験区間に進入する

図 4.3.1 飛行実験の飛行パターン

表 4.3.1 飛行実験結果

飛行パターン	1		2A	2B	
	1回目	2回目		1回目	2回目
高度誤差 [m]	3	3	5	12	15
先行機(仮想)通過からの経過時間 [秒]	44	55	68	100	94

4.4 今後の予定

上記予備実験の実施後、実際に先行機の後方乱気流の中を飛行する本実験を実施する予定であったが、安全性の確認を徹底するために本実験は延期することとなった。第3章に示したシミュレーション実験や、付録A3に示した機体設計の観点からの影響評価等によって安全性の

確認を進めていたが、(1) これらの解析ではブレードを剛体と仮定しているが、実際には弾性変形の影響によってブレードに過大な荷重が加わる可能性がある、(2) 後方乱気流のモデル化において、静穏な大気条件を仮定しているが、実際には実験当日の気象条件によってより強い乱気流が残存している可能性がある、の2点について再検討を行うこととした。(1)については、ブレードの弾性変形を考慮したシミュレーションモデルの開発が必要となる。また、(2)については、CFD等を用いて実験当日の気象条件における渦の減衰や挙動を精度良く推定できるモデルの開発が必要となる。今後、これらの研究を進め、安全性を確認した後、飛行実験を実施する予定である。

5. おわりに

小型航空機（固定翼機とヘリコプタ）が大型機の後方乱気流に遭遇した場合の影響について、パイロット・イン・ザ・ループのシミュレーション実験を行う環境を構築した。パイロット・コメントや飛行データの解析から、後方乱気流の影響を定量的に評価する技術確立した。

地上のライダー装置で計測した風速データをリアルタイムで機体に送信し、パイロットに後方乱気流の位置と強さの情報を表示するシステムを開発した。このシステムを利用し、意図的に後方乱気流の中を飛行し、シミュレーション環境の模擬精度を検証する飛行実験の計画を進めている。

後方乱気流による事故の多くは、乱気流への遭遇後、パイロットが不適切な回復操作を行ったことが直接原因となっている。今回実施したシミュレーション実験に参加した多くのパイロットから、飛行シミュレータで体験することにより、実際の飛行で後方乱気流に遭遇した場合にも適切な回復操作を行える可能性が高まるというコメントが得られた。エアラインのパイロットと異なり、小型機のパイロットは飛行シミュレータで訓練できる機会は少ないが、我が国にも一般のパイロットが利用可能な小型機のシミュレータがいくつかあるので、これらのシミュレータに後方乱気流を模擬する機能を付加できれば、安全の維持向上に役立てられると考えられる。今回開発した技術を提供できる機会があれば積極的に対応していきたい。

本研究の最終的な目的は、後方乱気流に対する安全性を向上するとともに、増大する航空交通の需要に対応するため離着陸間隔を短縮することである。地上からのライダーによる観測結果とCFDによる予測を融合して後方乱気流の位置や強さを高精度に推定し、その情報をパイロットや管制官に提供することによって、管制間隔を最

適化するシステムの実用化を目指す。

謝辞

第3章に示した飛行シミュレーション実験は、以下の会社・機関のパイロットのご協力により実施した。この場をお借りして厚く御礼申し上げる。参加協力機関（五十音順）：朝日航空（株）、朝日航洋（株）、アジア航測（株）、共立航空撮影（株）、東京消防庁、東邦航空（株）、富士重工工業（株）、本田航空（株）、三菱重工工業（株）。

文献

- 1.1 Lawrence, B. and Padfield, G. D., "Wake Vortex Encounter Severity for Rotorcraft in Approach and Landing," 31st European Rotorcraft Forum, 2005.
- 2.1 Victory, D., et al., "Recent NASA Wake-Vortex Flight Tests, Flow-Physics Database and Wake-Development Analysis," AIAA 98-5592.
- 2.2 Victory, D., et al., "Characterizing the Hazard of a Wake Vortex Encounter," AIAA 97-0055.
- 2.3 Hahn, K. U., "Coping with Wake Vortex," 23rd ICAS, 2002.
- 2.4 Dunham, R. E., et al., "Flight-test experience of a helicopter encountering an airplane trailing vortex," 32nd AHS Annual Forum, 1976.
- 2.5 Combe, H., et al., "On-board Wake Vortex Detection: Definition, Ground Experimentation and Results in the MFLAME EC Program," Wake-Net workshop, 2000.
- 2.6 Campbell, S., et al., "Wake Vortex Field Measurement Program at Memphis, TN," AIAA 96-0399.
- 2.7 Turner, G. P., et al., "Encounters with Aircraft Vortex Wakes: The Impact on Helicopter Handling Qualities," Journal of Aircraft, Vol.39, No.5, 2002.
- 2.8 小松原, 加来, "出発航空機から発する後方乱気流の観測," 第5回電子航法研究所研究発表会, 2005.
- 2.9 Rutishauser, D. K. et al., "Wake Vortex Advisory System (WakeVAS) Concept of Operations," NASA TM-2003-212176.
- 2.10 Perry, R. B., et al., "NASA Wake Vortex Research for Aircraft Spacing," AIAA 97-0057.
- 2.11 Rutishauser, D. K. and O'Connor, C. J., "The NASA Aircraft Vortex Spacing System (AVOSS): Concept Demonstration Results and Future Direction," NASA-2001-46atca-dkr.
- 2.12 <http://www.onecert.fr/projets/WakeNet2-Europe/>
- 2.13 Anon., "Wake Vortex Research Needs for Improved Wake Vortex Separation Ruling and Reduced Wake Signatures," WakeNet2-Europe, 2006.

- 2.14 Greene, G. C., "An Approximate Model of Vortex Decay in the Atmosphere," *Journal of Aircraft*, Vol.23, No.7, 1986.
- 2.15 Sarpkaya, T., "New Model for Vortex Decay in the Atmosphere," *Journal of Aircraft*, Vol.37, No.1, 2000.
- 2.16 Sarpkaya, T., et al., "Wake-Vortex Eddy-Dissipation Model Predictions Compared with Observations," *Journal of Aircraft*, Vol.38, No.4, 2001.
- 2.17 Robins, R. E., and Delisi, D. P., "NWRA AVOSS Wake Vortex Prediction Algorithm Version 3.1.1," NASA CR-2002-211746, 2002.
- 2.18 Holzäpfel, F., "Probabilistic Two-Phase Wake Vortex Decay and Transport Model," *Journal of Aircraft*, Vol.40, No.2, 2003.
- 2.19 Holzäpfel, F. and Robins, R. E., "Probabilistic Two-Phase Wake Vortex Decay and Transport Model: Application and Assessment," *Journal of Aircraft*, Vol.40, No.2, 2003.
- 2.20 小笠原, 他, "周辺大気状態が翼端渦に及ぼす影響," 第45回飛行機シンポジウム, 2007.
- 2.21 三坂, 他, "後方乱気流シミュレーションへのライダ計測融合手法に関する検討," 第45回飛行機シンポジウム, 2007.
- 3.1.1 Saito, S., et al., "Numerical Simulation of Dynamic Response of Fixed and Rotary Wing Aircraft to a Large Aircraft Wake," 13th European Rotorcraft Forum, 1987.
- 3.1.2 Gerz, T., et al., "Aircraft Wake Vortices," WakeNet Position Paper, 2001.
- 3.1.3 Whitehouse, G. R. and Brown, R. E., "Modeling the Mutual Distortions of Interacting Helicopter and Aircraft Wakes," *Journal of Aircraft*, Vol. 40, No. 3, 2003.
- 3.2.1 Luckner, R., et al., "Hazard Criteria for Wake Vortex Encounters during Approach," German Air and Space Travel Congress 2003.
- 3.3.1 Anon., "Aeronautical Design Standard: Performance Specification; Handling Qualities Requirements for Military Rotorcraft," Vol. ADS-33E-PRF, 2000.
- 3.3.2 Cooper, G. E. , "The use of pilot rating in the evaluation of aircraft handling qualities and pilot evaluation," NASA TN D-5153, 1969.
- 4.1.1 又吉, 他, "実験用ヘリコプタ搭載エアデータセンサの位置誤差計測飛行試験," 航空宇宙技術研究所資料 TM-779, 2003.

付録

A1. 事故事例およびヒヤリ・ハット体験のアンケート調査

A1.1 米国における事故事例

米国国家運輸安全委員会（NTSB）の航空事故データベースで後方乱気流をキーワードとして入力すると、過去 20 年間（1987-2006）に 200 件近い事故が検索される。これらの全てが後方乱気流に起因する事故とは限らない（小型機の場合、フライト・データ・レコーダが搭載されていないため、事故原因が特定できないケースも多い）が、ジェネラル・アビエーションが発達している米国では相当数の事故が発生していることが予想される。小型機だけではなく、2001 年 11 月には、A300 型機が先行機 B747 型機の後方乱気流に遭遇した後に墜落し、乗員乗客 260 名全員と地上の住民 5 名が死亡するという大事故が発生している。この事故の原因は、後方乱気流そのものではなく、パイロットが不適切な回復操作を行ったことにある。

米国における 200 件近い事例は、そのほとんどが後続機が固定翼機のケースであり、ヘリコプタの事例は 5 件のみであった。ヘリコプタは大型固定翼機とは離着陸経路が異なることが多いため、後方乱気流に遭遇する確率が低いと考えられる。ヘリコプタの事故のうち 3 件は先行機もヘリコプタであり、うち 1 件は農薬散布の作業中に自分自身の後方乱気流に入ったという事例である。先行機が大型固定翼機、後続機がヘリコプタという組み合わせの事故は下記の 2 例のみであった。

①1998 年 12 月 3 日 Eurocopter EC-135 型機

先行機（機種は不明）の後方乱気流に遭遇した際にパイロットが誤ってエンジンを自動制御からマニュアル操作に切り替えてしまい、その後適切なエンジン・コントロールができず不時着に至った。

②1988 年 1 月 9 日 Rotorway Executive 型機

この機体は重量数百 kg のいわゆるホームビルト機で、誘導路をエアタクシー中に、隣接する滑走路から離陸した C-141 型機の後方乱気流を受けてハードランディングに至った。

A1.2 日本における事故事例

我が国では離着陸頻度の高い空港では小型機の乗り入れが少ないこともあり、事故は数例にとどまっている。以下に最近の事例を挙げる。

①2006 年 6 月 30 日 セスナ式 560 型

羽田空港の東約 15km を飛行中に先行機 B747-400D の後方乱気流に遭遇し、機体の上下動により、搭乗者 1 名が重傷（骨折）を負う事故が発生した。管制官から指示のあった時点では管制基準である 5 NM（先行機：ヘビー、後続機：ミディアム）の間隔が確保されていたが、その後先行機が減速し、事故発生時には 4.6 NM 程度であったと推定されている。

②2003 年 8 月 5 日 パイパー式 PA-46-350P 型

名古屋空港に着地後、先行して離陸した B737-400 の後方乱気流の影響で機体が浮上し、再度接地した際に機体が中破した。先行機との間隔は 73 秒程度とされている。現行の管制間隔基準は出発機同士と到着機同士の場合のみであり、出発機と到着機の間には適用されていない。出発機の後方乱気流が発生するのはローテンションしてからのので、滑走路の後半に限られ、到着機への影響は小さいためである。この事故の場合、接地点が滑走路の進入端を 1000m 程度過ぎたことにより、乱気流に遭遇した。

③2003 年 5 月 21 日 U-36A

岩国基地で離着陸訓練中の U-36A が同じく訓練中の US-1A の後方乱気流を受けて墜落した。両機の間隔は 28 秒程度で、当日の気象条件によって先行機の後方乱気流が滑走路上に滞留していたと推測されている。

A1.3 ヒヤリ・ハット体験のアンケート調査

国内では事故に至った例は多くないが、いわゆる「ヒヤリ・ハット」の体験談は数多く聞くことができる。例えば、第 3 章に示した飛行シミュレーション実験に参加協力いただいたパイロットにアンケートをとったところ、12 名中 6 名（小型固定翼機を主に操縦するパイロットに限れば 4 名中 4 名）が後方乱気流に遭遇した経験があり、「急激なロール運動が起きて 1～2 秒の間コントロール不能になった」、「降下率が急激に増えて自由落下のようだった」といった大きな影響を受けた事例も聞くことができた。

ここでは、(財)航空振興財団が主催する「ヘリコプタ IFR 等飛行安全研究会」において、同研究会に参加するへ

リコプタの運航会社数社にアンケート調査を実施した結果について紹介する。同研究会のメンバーを中心に、ヘリコプタの運航者に対して以下のアンケート調査を実施した。

【質問 1：意識・知識】

小型飛行機の場合、大型機の後方乱気流に遭遇すると危険度が高く、国内でも数例の事故が報告されています。ヘリコプタについてはどのような認識をお持ちでしょうか。（飛行機に比べて影響を受けにくい、また影響を受ける状況が発生しない、訓練・教育等を実施して事故を防止している等）

【質問 2：発生事例】

ヘリコプタで飛行中に大型飛行機の後方乱気流の影響を受けたと思われる事例がありましたらできるだけ具体的に記述して下さい。（場所、その時のヘリコプタと大型飛行機の飛行状況、発生した事象、後方乱気流の影響と思われる理由等）

【質問 3：後方乱気流の影響が懸念される飛行場等】

実際に遭遇した経験はないが、日頃から大型飛行機の後方乱気流の影響に配慮しながら運航を行っている場所、状況等がありましたらできるだけ具体的に記述して下さい。（どのように配慮しているか等）

【質問 4：空港への乗り入れ実現のニーズ等】

現在はあまりヘリコプタで利用していないが、今後ヘリコプタによる乗り入れ等が期待される飛行場（特に滑走路への ILS 進入）で、後方乱気流の影響が懸念される状況等ありましたらできるだけ具体的に記述して下さい。（場所、どのようなニーズがあるか、どのような状況が懸念されるか、どのような対策が考えられるか等）

【質問 5：その他】

その他、後方乱気流の影響についてご意見、コメント等なんでも結構ですのでお願いします。

上記アンケートに対して計 61 件の回答を得た。各パイロットごとに回答いただいたケースと事業所全体でとりまとめて回答を作成いただいたケースがあるため、実際にはこの数字以上のパイロットからの回答が集約されている。以下に主な回答をまとめる。

【回答 1：意識・知識】

ヘリコプタは固定翼機に比べて後方乱気流による影響を受けにくいという意見と、固定翼機と同等に危険という意見があった。影響を受けにくい理由としては以下のものがあげられていた。

- ・ヘリコプタは翼を高速で回転させているため基本的に風速の変動による影響を受けにくい。
- ・揚力を直接制御できるためダウンウォッシュへの対応を速やかに行うことができる。
- ・VFR 進入では進入角、接地点をずらす（高い進入角をとり、先行機の着地点より前方にアプローチ、リフトオフポイントより手前で離陸する）ことが可能なため後方乱気流を避けやすい。
- ・着陸＝ホバリングであり接地滑走する必要がないため、アプローチ中のセンターライン、ウィングレベル（ロール）、ヘディング等のキープが緩やかでよい。

一方、ヘリコプタでも危険という意見には以下のものがあった。

- ・高度に余裕があれば影響はヘリコプタの方が固定翼機より小さいと思うが、地上付近ではヘリコプタでも対処が困難と思われる。
- ・IFR 運航の経験はないが、SVFR の気象条件下でもファイナルで後方乱気流に遭遇すると危険。
- ・特に小型ヘリコプタの場合に最大重量で離陸中にダウンウォッシュを受けるとやはり厳しい。
- ・後方乱気流の影響について、机上理論のみでは信頼できない。実証が課題。

その他、以下のような回答が得られた。

- ・大型機の飛行経路の下方を飛行する場合は風向風速を勘案して経路選択を行っている。
- ・ILS を使う場合でも、滑走路（ヘリパッド）が視認できた時点で目視進入に切り替えて着地点をずらす。
- ・実際の運航では reduced separation が行われており、パイロット判断によってアクセプトする。気象条件等の影響によって渦がどのように流されるか、パイロットにも知識が必要とされる。
- ・滑走路脇で待機中に大型機が離着陸するときはホバリングせずに接地する。
- ・滑走路上に翼端渦が停留している可能性があるときはホバリング高度を高めにする。
- ・車輪タイプのヘリコプタで滑走路やタクシーウェイを滑走中に後方乱気流に遭遇した場合、ロータへの影響が懸念される。

- ・ 事故事例, AIP・AIM その他文献資料, セミナー等から知識を得て運航に反映させている。
- ・ 組織的な教育を実施している。

【回答 2：発生事例】

多くの発生事例が報告された。影響の程度は様々であるが、遭遇時の状況等、今後の検討の指針となる。

①場所：名古屋空港，機種：BELL206，先行機：B747

先行機が離陸後ランウェイ 34 エンドを通過確認後しばらくして「Caution Wake Turbulence」で離陸許可、滑走路を横切る北東方向に離陸、高度 300ft 付近で突然ローリングが発生。操縦不能となることはなかった。

②場所：名古屋空港，機種：記述無，先行機：記述無

東からの弱い風の時、北方向へ着陸した大型機の後に西側のヘリスポットに着陸した際に遭遇した。瞬間的にアンコントロール状態になったが、乱気流の範囲が狭かったため助かった。

③場所：名古屋空港，機種：R-22，先行機：MD-80

W ヘリパッドで待機中に RW34 で着陸した機の乱気流に遭遇。R-22 は横風に弱いため安定を取り戻すのに苦労した。風は弱い北風で安定していた。

④場所：長崎空港，機種：BELL212，先行機：PS-1

旧大村飛行場にアプローチする先行機の後方にクロス方向で入った。快晴無風の穏やかな日。操縦不能にはならなかったが、機体に異常が発生したかのような振動とローリングが発生。時間的には短かったため回復操作を行うと言うより操縦桿にしがみついた状態だった。

⑤場所：浦安ヘリポート北西 1/3NM，機種：S76A，先行機：記述無

浦安ヘリポートから離陸後 300ft, 90kt で上昇中に羽田 R/W22 進入機が通過、直後に激しい乱気流に遭遇した。南西の風 22~23kt 程度。

⑥場所：東京湾，機種：AS350B，先行機：B747

ベイブリッジ上空 800ft (羽田空港管制圏内) を飛行中に羽田の RWY16L に進入する先行機に続いてベイブリッジ南側へ進入。一度大きく揺さぶられた。風は南風 15~20kt

⑦場所：羽田空港周辺，機種：記述無，先行機：記述無

羽田空港のアプローチ経路の 1000ft 下方を飛行中に遭遇した。高度約 50ft 真下に落とされた。

⑧場所：記述無，機種：記述無，先行機：C-1

ファイナル (高度 1000~1500ft) 飛行中の先行機との距離約 2NM で小型ヘリコプタで通過時、ロール角 60~70° の影響を受けた。

⑨場所：記述無，機種：206B，先行機：YS-11

VFR アプローチ中のファイナルで遭遇した。先行機との間隔は約 2 マイル。YS-11 クラスの航空機としては予想以上のタービュレンスで、ロール 20° 程度の影響を受けた。

⑩場所：成田空港，機種：ピューマ，先行機：記述無

西 1 マイルで待機し、大型機が離陸した直後に滑走路を直交して空港内のスポットに進入する際、弱い乱気流に入った。少しグラグラした程度。高度があった (1000ft) ため不安感はなかった。

⑪場所：関西国際空港，機種：記述無，先行機：B747

先行機の着陸後逆方向に離陸し、進入経路を横切った際に遭遇した。1~2 秒間少し揺れを感じた。

⑫場所：福岡空港，機種：BELL412，先行機：B767

滑走路と平行なタクシーウェイから離着陸を行う際に機体はかなり揺れることがある。後方乱気流は常に意識しているため対処できている。

⑬場所：小松空港，機種：BELL 206B，先行機：B747

先行機に続いてアプローチした際に若干の揺れを感じた。風は CALM。飛行に問題なかった。

⑭場所：小松空港，機種：記入無，先行機：B747

先行機の離陸後、パラレルタクシーウェイ上のヘリパッドから同方向に離陸し、500ft AGL 位でレフトターンで横切った時に揺れがあった。危険は全くなかった。

⑮場所：下総基地 6NM 北側，機種：S-76，先行機：P3C

下総基地へ進入中の先行機の 1 分程度後方を通過したとき一瞬激しく機体が揺れた。

⑯場所：厚木 FINAL 7NM 付近，機種：BK117C1，先行機：P3C

先行機の約1分後方を横切った際、大きく一度ローリングを伴って上下した。

⑰場所：横田基地周辺、機種：記述無、先行機：記述無

横田基地に進入中の大型機の後方を横切った際に遭遇した。左右に揺られたが、一瞬の出来事であり、飛行に影響はなかった。

⑱場所：入間基地 NE10NM 付近、機種：AS365、先行機：C-1

先行機が高度約2500ftで前方通過、約2分後に高度2000ftで飛行中に弱い乱気流に遭遇、操縦に問題はなかった。

その他、関連する事例を以下にまとめる。

- ・ 大型ヘリコプタのダウンウォッシュの影響を受けたという事例が3件報告された。
- ・ 報道・取材等で複数機のヘリコプタで旋回中に先行機のダウンウォッシュを受けたという事例が報告された。
- ・ 対潜哨戒任務でヘリコプタが海面上でホバリングを行い、上空数百ftを固定翼機が飛行する際、後方乱気流の影響を受ける場合がある。後方乱気流が海面に達すると漣が出るので位置が分かる。
- ・ 地上で待機中あるいはホバリング中に大型機のエンジン排気による影響を受けたという事例が3件報告された。

【回答3：影響が懸念される飛行場等】

大型機後方乱気流に遭遇する可能性がある空港として以下のものがあげられた。

- ・ 仙台、成田、羽田、名古屋、関西、福岡、をあげた意見が多かった。
- ・ 丘珠、函館、青森、新潟、八丈島、美保、伊丹、長崎、鹿児島、那覇、等の意見もあった。

その他、以下のような回答があった。

- ・ 東京ヘリポートから東京湾方面離着陸時、羽田 RWY16 使用機の後方乱気流に遭遇する可能性がある。
- ・ 自衛隊、米軍基地周辺で大型機と遭遇することがある。
- ・ 周辺の地形が特異な空港では地形的な影響にも注意が必要。

【回答4：空港乗り入れニーズ】

- ・ 成田、羽田、関西、中部国際等への乗り入れ。
- ・ 国際空港への乗り入れに際し、B747の国際便等は特に重量が重いため強い後方乱気流が発生する。このような場所では現行の管制基準を維持することが適当と思われる。
- ・ 空港に乗り入れる場合も、滑走路ではなくヘリパッドへの進入経路の設定が望まれる。
- ・ ターミナルビルに近い地点に直接着陸するような経路の設定が望まれる。
- ・ 滑走路に横から入るような経路の設定が効果的。
- ・ 定期便のニーズは限られるが、傷病者の搬送等の緊急用途では全ての空港にニーズがある。
- ・ 耐空検査時に ILS 進入が必要となる。

【回答5：その他】

- ・ 先行機との間隔の管制基準は視程 (CIL, VIS), カテゴリー等ごとに論じられるべき。
- ・ 視程不良時に後方乱気流に遭遇した場合、バーティゴに陥る可能性がある。
- ・ 空港ごとに風等の気象条件に応じて先行機との間隔の基準を定めるべき。
- ・ 管制間隔の短縮には先行機の滑走路占有時間等も考慮する必要がある。
- ・ ヘリコプタを離着陸頻度の高い空港に乗り入れるためには進入速度の最低制限を設定することが効果的。
- ・ ヘリコプタでも機種ごとに影響が異なる。特に小型機 (例えば R-22 等) 等は配慮が必要。
- ・ 離着陸頻度の高い空港での運航にはパイロットも管制官も経験が少ない。慣熟が必要。
- ・ 後方乱気流の影響についてパイロットも知識が必要。良い資料作りを期待したい (実情に即した具体的な形で)。
- ・ 後方乱気流遭遇時、自動操縦装置に大きな負荷がかかる。自動操縦装置が敏感に反応するとかえって操縦を不安定化させる可能性も考えられる。
- ・ 中・大型ヘリコプタの後方乱気流が小型固定翼機に与える影響にも注意が必要。
- ・ ヘリコプタの IFR はまだこれからなので最初から管制間隔短縮のようなことにこだわらない方がよい。

A2. 後方乱気流の研究例

A2.1 飛行試験による計測例

飛行試験によって後方乱気流の風速分布を計測、あるいは後続機への影響を評価した事例についてまとめる。

(1) 文献 2.1, 2.2

- 実施時期 : 1995~97
- 実施機関 : NASA Langley Research Center, Boeing
- 先行機 : C-130 (4 発ターボプロップ機, 重量 43~51t)
- 計測機 : OV-10 (双発ターボプロップ機, 重量 3t 強), B737-100 (双発ジェット, 重量 50t 程度)
- 計測概要 : 後方乱気流は煙で可視化。OV-10 により 7 フライトで後方乱気流の風速分布を 232 回計測。B737-100 は機体の挙動を計測。
- 観測した風速 : 水平面内±20m/s, 上下風±15m/s (図 A2.1.1)
- 先行機との間隔 : 1~10NM

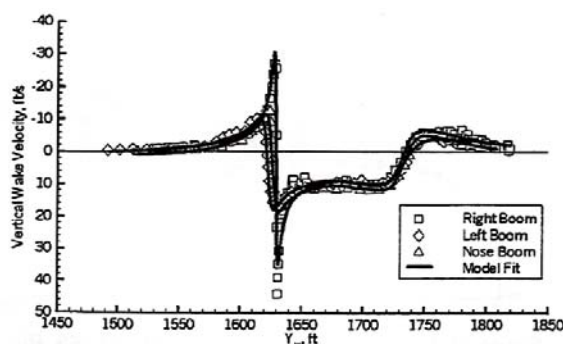


図 A2.1.1 飛行試験による後方乱気流の計測例 (文献 2.1, 2.2)

(2) 文献 2.3

- 実施時期 : 2001~02
- 実施機関 : DLR, NLR (WakeNet2 S-Wake Project)
- 先行機 : VFW614 ATTAS (双発ジェット機, 重量 20t)
- 計測機 : Do128 (双発ターボプロップ機, 重量 4.35t), Cessna サイテーション (双発ジェット機, 重量 4t 程度)
- 計測概要 : 後方乱気流は煙で可視化。5 フライト実施。
- 観測した風速 : 水平面内±15m/s, 上下風±10m/s (図 A2.1.2)
- 先行機との間隔 : 0.5~1.5NM

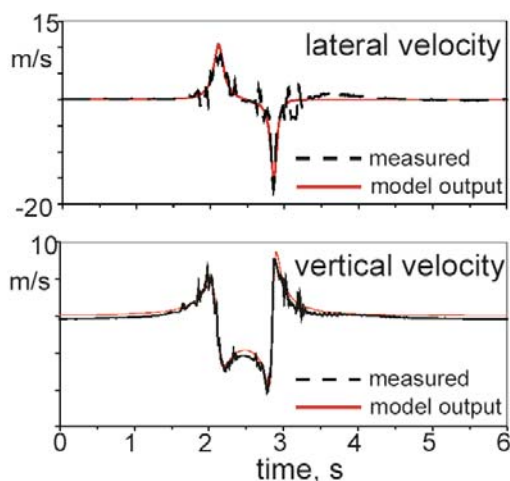


図 A2.1.2 飛行試験による後方乱気流の計測例 (文献 2.3)

(3) 文献 2.4

実施時期	: 1972
実施機関	: NASA Langley Research Center
先行機	: C54 (4 発プロペラ機, 重量 26t)
計測機	: UH-1H (双発タービンヘリコプタ, 重量 3.3t)
計測概要	: 後方乱気流は煙で可視化 (図 2.1)。機体の挙動 (メインロータブレードのフラッピング・モーメント, コード方向モーメント, テールロータブレードのフラッピング角を含む) を計測。後方乱気流は, 先行機の翼端から煙を出して可視化し, ヘリは渦の右下方から斜めに上昇しながら渦を通過した。ヘリの挙動は機首方位が振られるものの全体に穏やかで, 渦との位置関係を維持しようとするパイロット操舵による変動の方が大きかった。先行機との間隔を変えても, 挙動は大きく変わらなかった。ブレードのモーメントも十分許容範囲内 (Ultimate 荷重の 40%以下) で, 1.8G 旋回と同等であった。
観測した風速	: データ無し
先行機との間隔	: 0.42~6.64NM

A2.2 地上設置型ライダによる計測例

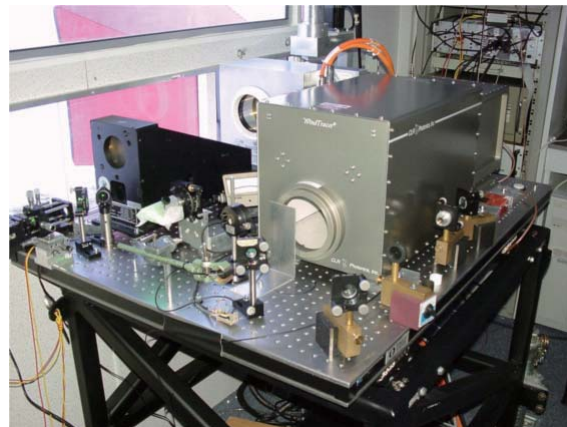
地上に設置したドップラー・ライダによって後方乱気流の風速分布を計測した事例についてまとめる。

(1) 文献 2.5

実施時期	: 2000
実施機関	: MFLAME project team (WakeNet2)
ライダ	: DLR の CO2 CW ライダ (波長 10.6 μm), CLR の Tm:LuAG パルス・ドップラ・ライダ (MFLAME, 波長 2.0 μm , 図 A2.2.1)
実施場所	: 仏国ツールーズ空港
計測数	: 93
データ例	: MFLAME による A340 の後方乱気流探知例 (図 2.2)



(1) 外観



(2) 装置本体

図 A2.2.1 MFLAME ライダの外観 (文献 2.5)

(2) 文献 2.6

実施時期	: 1994, 1995 (メンフィス空港), 1997 (ダラス・フォートワース空港)
実施機関	: NASA Langley Research Center (AVOSS), MIT
ライダ	: MIT の CO2 CW ライダ, 波長 10.6 μm
実施場所	: 米国メンフィス空港, ダラス・フォートワース空港
計測数	: 600 以上, ライダ以外に, 気球, タワ, RASS による気象観測も実施。
データ例	: 後方乱気流の循環の時間変化 (図 A2.2.2)

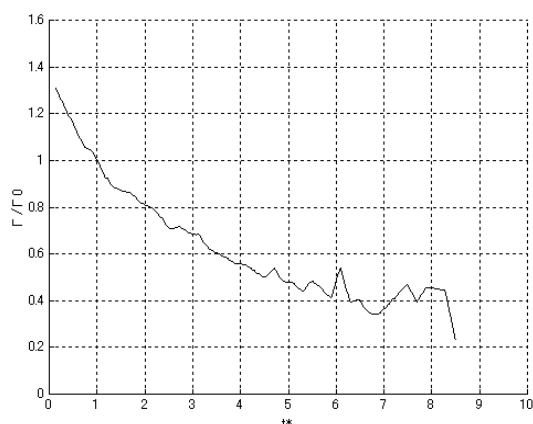


図 A2.2.2 後方乱気流の循環の時間変化の例（実測データ 144 ケースの平均値，文献 2.6）

(3) 文献 2.7

- 実施時期 : 1994, 1995
- 実施機関 : QinetiQ
- ライダー : 不明
- 実施場所 : 英国ヒースロー空港
- 計測数 : 3000 以上
- データ例 : 計測された後方乱気流の風速分布の例（図 A2.2.3）

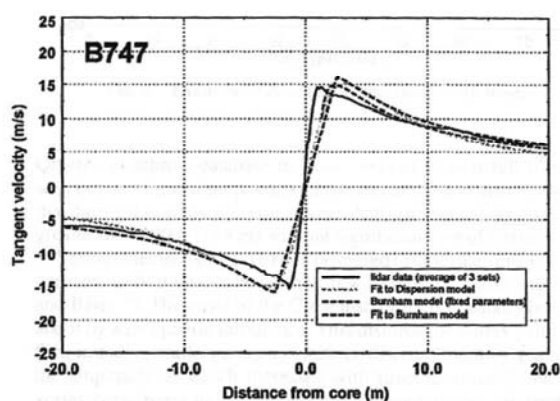


図 A2.2.3 ライダで計測した風速分布の例（文献 2.7）

A2.3 後方乱気流の挙動予測モデルに関する研究例

第 3 章に示したシミュレーション実験では、静穏な大気条件下で渦の形状や強さが理想的に保たれている状況を想定してモデル化を行った。実際には、後方乱気流の挙動（循環の強さやコアの位置の変動）は、大気の状態（風、タービュランス、大気の安定度等）によって大きく変化するため、シミュレーションにおいてもこれらの影響を考慮することが今後の課題となる。気象観測結果を用いてリアルタイムに後方乱気流の挙動予測を行うことを目的に、比較的単純な（計算コストの小さい）挙動予測モデルが数多く提案されている。ここでは、その中から 4 例を紹介する。

(1) Greene モデル (1986, 文献 2.14)

NASA Langley 研究センターの Greene 氏が提案したモデル。挙動予測モデルの草分け的存在で、これ以降の予測モデルの基となっている。後方乱気流の循環の減衰及びコアの高度変化を、渦自身の粘性抵抗（パラメータ：抵抗係数）、大気の安定度（パラメータ：ブラント・バイサラ周波数）、タービュランス（パラメータ：乱流エネルギー）を用いて記述している。

(2) Wake-Vortex Eddy-Dissipation Model (2000, 文献 2.15, 16)

Naval Postgraduate School の Sarpkaya 氏が提案したモデル。Greene モデルに基づくが、渦自身の粘性抵抗の概念は排除している。また、タービュランスを表すパラメータとして、乱流エネルギーではなく渦の散逸率を用いている。モデルで用いるパラメータの値は、1994~1997 年に米国メンフィス空港、ダラス・フォートワース空港で行われたライダによる後方乱気流の観測結果を基に定めている。予測及び観測結果の比較例を図 A2.3.1 に示す。

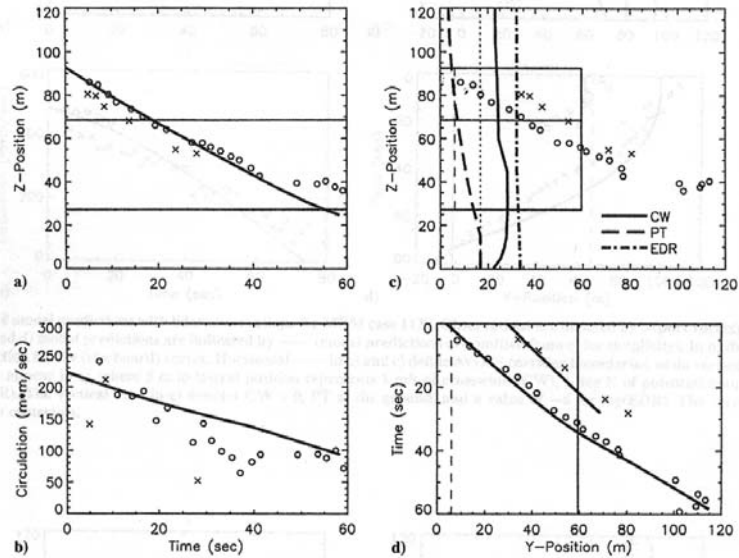


図 A2.3.1 Wake-Vortex Eddy-Dissipation モデルと観測結果の比較例 (文献 2.15, 16)

(3) NWRA AVOSS Wake Vortex Prediction Algorithm (2002, 文献 2.17)

NWRA (Northwest Research Associates) の Robins 氏らが提案したモデル。NASA の AVOSS プロジェクトで使用されている。地面効果を考慮し、コアの高度により以下の 4 つのフェーズに分けてモデルを構築している。

- I) 地面効果領域外 (Wake-Vortex Eddy-Dissipation Model を使用, 図 A2.3.2 (1))
- II) 地面効果領域近傍 (地面効果が渦の鏡像で表される, 図 A2.3.2 (2))
- III) 地面効果領域内 (地面効果が鏡像に加えて二次的な渦で表される, 図 A2.3.2 (3))
- IV) 地面効果領域内 (地面効果を表す二次的な渦がさらに追加される, 図 A2.3.2 (3))

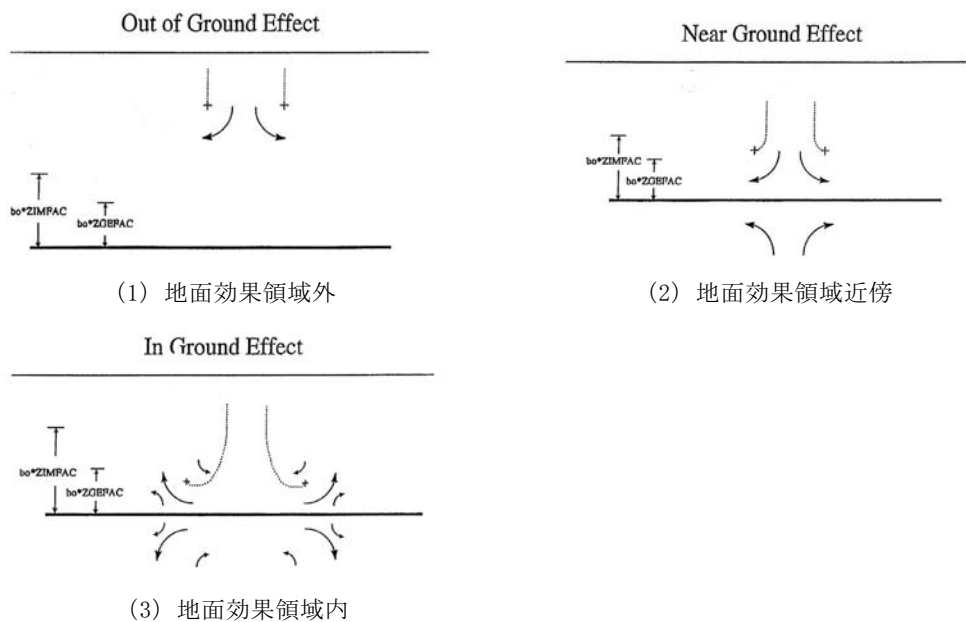


図 A2.3.2 後方乱気流に対する地面効果の考え方 (文献 2.17)

(4) Probabilistic Two-Phase (P2P) Wake Vortex Decay and Transport Model (2003, 文献 2.18, 19)

DLR の Holzäpfel 氏が提案したモデル。後方乱気流がある一定期間経つと急激に減衰する rapid decay の概念を取り入れ, rapid decay が起こるタイミングをブラント・バイサラ周波数と渦の散逸率で記述している。モデルで用いるパラメータの値は, LES 解析や米国メンフィス空港, ダラス・フォートワース空港での観測結果を基に定めている。また, 各パラメータに 20%程度の誤差を見込み, 渦の挙動範囲を確率論的に示す試みをしている。予測及び観測結果の比較例を図 A2.3.3 に示す。

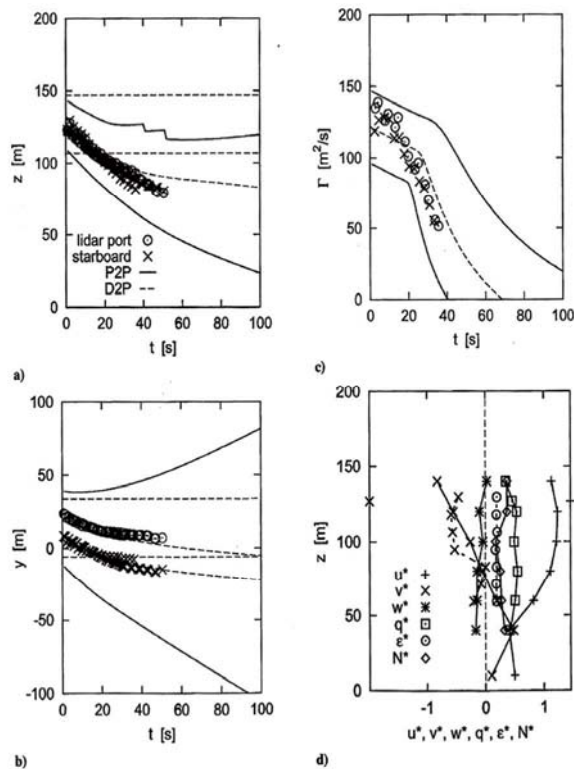


図 A2.3.3 P2P モデルと観測結果の比較例 (文献 2.18, 2.19)

A3. 機体設計の観点からの影響評価

第3章で述べたシミュレーション実験に使用した機体運動モデルでは、ブレードの荷重制限等が考慮されていない。後方乱気流は風速変動が非常に局所的であるため、機体の運動には大きな影響を与えなくても、ブレードに局所的に過大な荷重が加わって構造的な損傷を与える可能性も考えられる。また機体の装備品（例えばエンジンや計器等）に悪影響を与える可能性についても検討を行う必要がある。ここではこのような機体設計の観点からの検討結果について報告する。なお、本章に示す内容は、(財)航空振興財団が主催する「ヘリコプタ IFR 等飛行安全研究会」の活動の一環として、MH2000A 型ヘリコプタの製造元である三菱重工業（株）によって実施されたものであり、同研究会の平成16年度の報告書から同社の許可を得て転載するものである。

A3.1 安全性検討

(1) 構造強度

①胴体、垂直／水平安定板

ヘリコプタが空気を発生する要素はメインロータ、テールロータ、胴体、垂直／水平安定板であるが、大型機後方乱気流がヘリコプタに影響を与える状況が離着陸を頻繁に行う滑走路であることを考慮すると、飛行速度は大きくならない為、速度に依存した空気を発生する胴体、垂直／水平安定板の荷重は大きくならないと推定される。(通常は最高速付近での突風荷重が評定となる。)

②メインロータ

後流渦がブレードに作用した場合、ブレードに動圧変化及び迎角変化をもたらす、それまでの飛行とは違った空気が作用する。これを定量的に把握する為に機体運動計算モデルに渦モデルを加え、ブレードに作用する力を算出した。ブレード荷重計算方法を A3.4 に示す。

計算結果として、経過時間ごとのブレード荷重の最大値と最小値を図 A3.1.1 に示す。図より、各荷重値は渦の影響により大きくなり、渦発生後時間が経つにつれ荷重は小さくなる。

図 A3.1.1 より、各荷重において、経過時間による変化の大きいブレード位置を代表点とし、代表点での回転翼機経路および経過時間ごとのブレード荷重を図 A3.1.2 (1) に示す。図より、経過時間 60sec 時の最大最小の差分と無風時の最大最小の差分を比較した結果を表 A3.1.1 に示す。ブレードの荷重項目によっては、無風時の 3.5 倍の荷重に係る。

また、図 A3.1.2 (2) に代表的なブレード位置でのブレード荷重の VIBRATORY を示す。後方乱気流によるブレードの振動荷重の増加があるので、機体振動についても注意が必要と考える。

③テールロータ

ヘリコプタが後方乱気流を横断する場合は、回転面から見て前後左右の風となり、テールロータブレード迎角変化が小さく空力的影響が出にくく、縦断する場合は、回転面から見て上下前後の風となり、テールロータブレード迎角変化が大きく空力的影響が出やすいと推定される。いずれの場合も中低速時にはメインロータ吹き下しの影響下にあり、直接的な影響は少ないと推定され、また、定量的な評価が困難であるため、今回は検討の範囲から外した。

(2) 主要装備品（装備品環境）

①エンジン

エンジンに関しては、従来メインロータ吹き下ろし環境下であり、可能性は低いですが、後方後流渦（機体への上下左右の風）によるインテーク内の圧力差によってサージ（コンプレッサーストール）が起こる可能性がある。

②空盒計器系統

後方乱気流を横断する場合、機体に対して上下前後の風が入るため、主に総圧に影響が起き、対気速度計が一時的に不信頼になると推定される。

後方乱気流を縦断する場合、主に静圧に影響が起き、空盒計器全体に連続的な不信頼になると推定される。

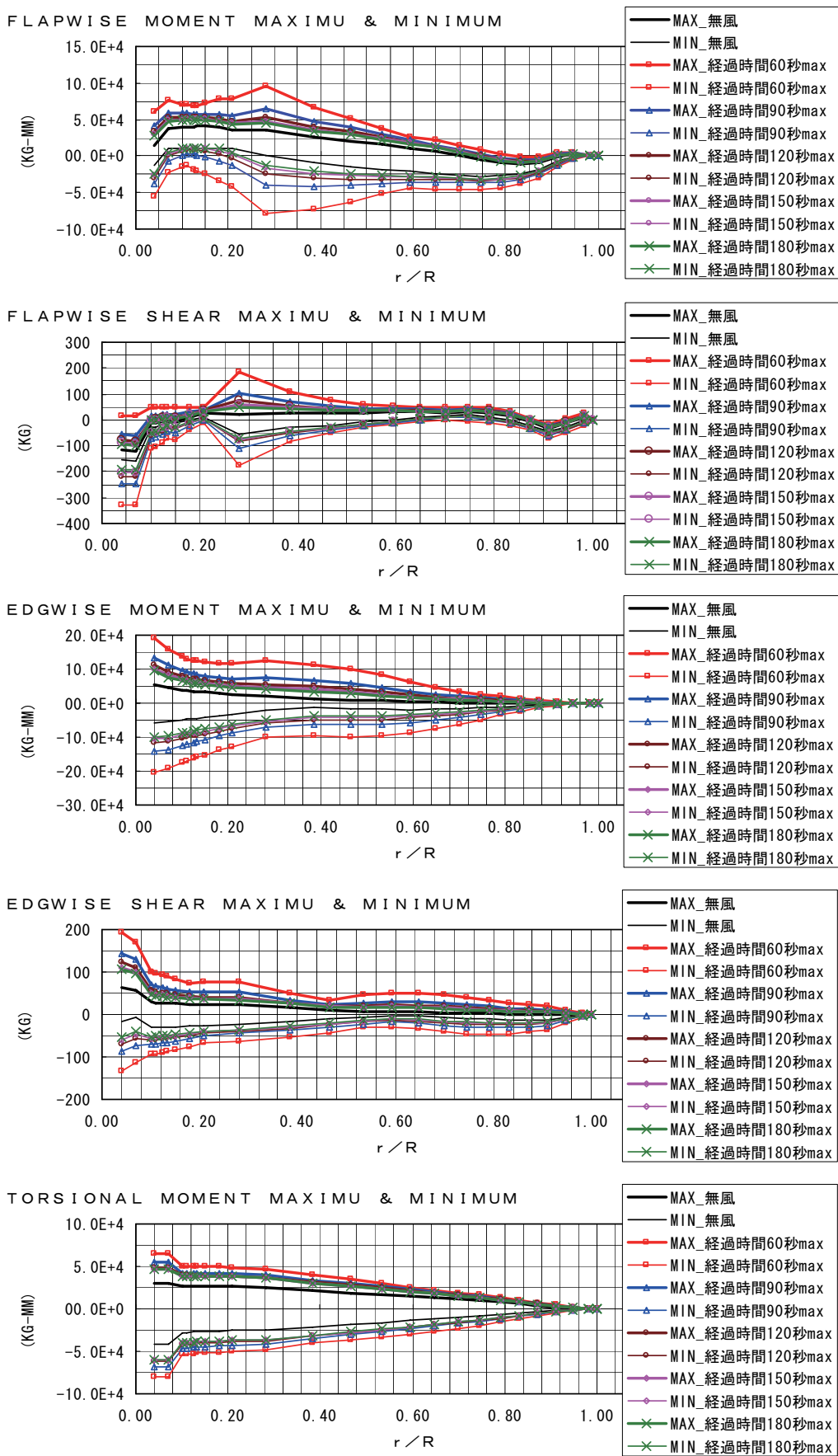
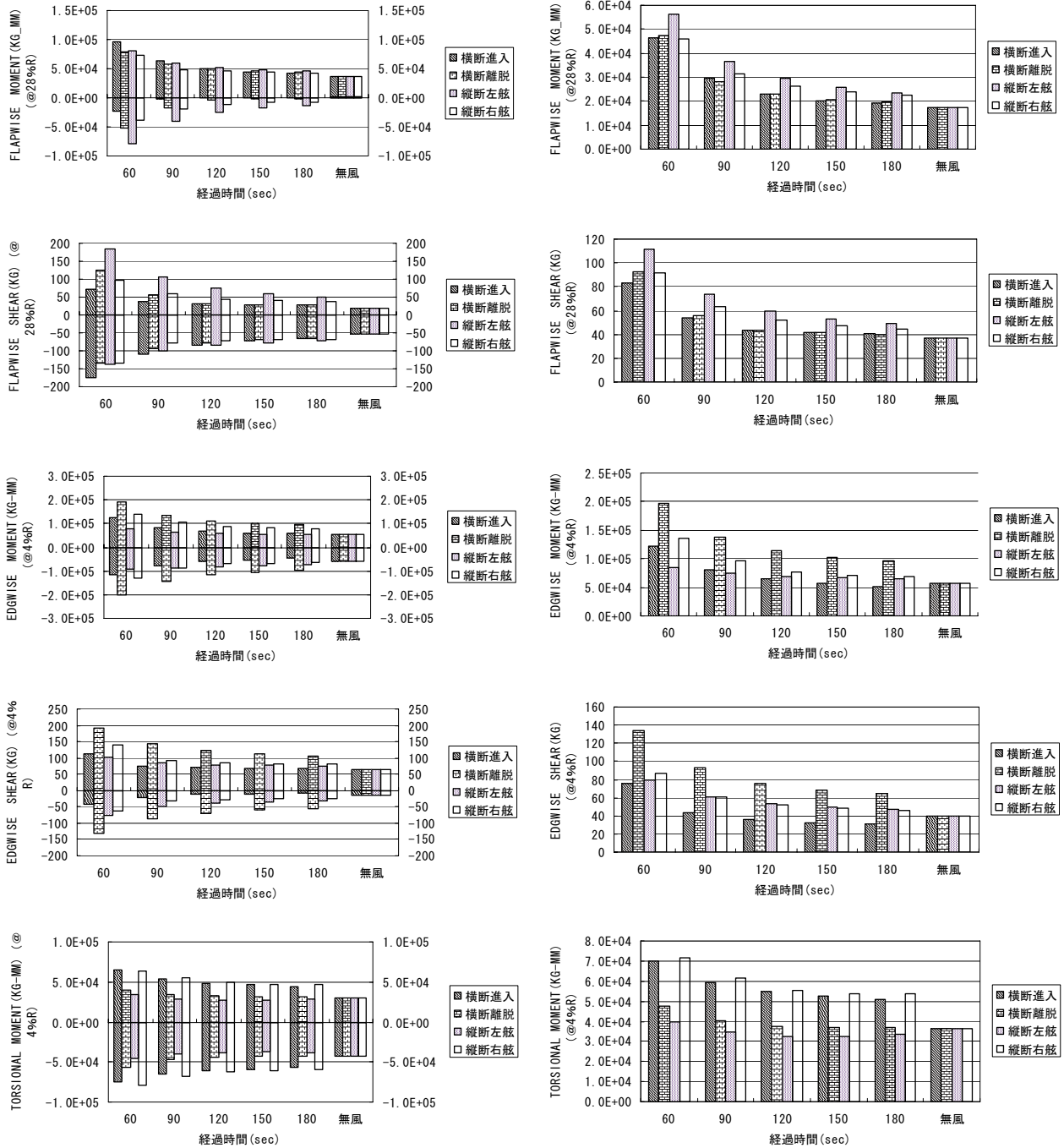


図 A3.1.1 経過時間ごとのブレード荷重(MAXIMUM & MINIMUM)



(1) MAXIMUM & MINIMUM

(2) VIBRATORY

図 A3.1.2 代表的なブレード位置でのブレード荷重

表 A3.1.1

荷重項目	後方乱気流の影響下におけるブレード荷重比*
FLAPWISE MOMENT	約 3.5 倍
FLAPWISE SHEAR	約 3.5 倍
EDGWISE MOMENT	約 2.5 倍
EDGWISE SHEAR	約 2.5 倍
TORSIONAL MOMENT	約 1.5 倍

*ブレード荷重比=経過時間 60sec の乱流での荷重÷無風での荷重

A3.2 まとめ

- (1) 個々に得られた検討結果について、安全性の評価をまとめる。
 - ① 構造については、計算検討によると、ブレードに無風時の3.5倍の荷重に係る場合があり、ブレード制限荷重を超えないように飛行する必要がある。
 - ② エンジンのサージによる出力低下等に注意する必要がある。
 - ③ 後方乱気流影響下では、空盒計器系が不信頼になる可能性がある。
- (2) 影響評価に基づいた後方乱気流の影響下における飛行法等についてまとめる。
 - ① 後方乱気流の強さを把握した上でブレード荷重が制限を越えない程度の大型機との間隔を空けた飛行が必要となる。
 - ② エンジンサージの可能性を考慮し、エンジン故障手順を常に想定した計画を立てるとともに、制限高度-速度線図に入らないよう注意する。
 - ③ 有視界飛行、又は、GPS等、空盒計器系統以外の計器を搭載した機体での飛行が望ましい。

A3.3 今後の課題

- ・ ブレード荷重の計算方法として、機体運動モデル及び乱気流モデルは、単体で一定の精度を持っているが、モデルの組み合わせについての検討は行っていない為、局所的なブレードと渦との干渉については、十分な模擬がされていない可能性もあり、今後、試験データ等で検証して行く必要がある。
- ・ 検討サンプルがMH2000ヘリコプタ1ケースのみで限られた計算条件での検討となった。今後、大型機側の重量、ヘリ側のロータ形式等の影響を見ていくことも必要と思われる。

A3.4 メインロータブレードの荷重計算方法

(1) 計算方法

機体運動モデルは主ロータ部の計算を翼素方法を用いており、各翼素の空気力を計算する際、各翼素位置での乱気流を乱気流モデルで計算し、ガストとして加え計算する。また、現在の計算モデルでは、乱気流に進入し、指定した経路をたどるパイロット操舵を設定することが難しいため、トリム計算結果より求める。

(2) 計算条件

(a) 航空機モデル

- ・ 固定翼機モデルは、B767-300（172.4トン）
- ・ 回転翼機モデルは、MH2000（4.5トン）

(b) 乱気流モデル

大型機の翼端渦を2本の渦糸で近似したモデルを用いた（図A3.4.1）。

(c) パラメータ

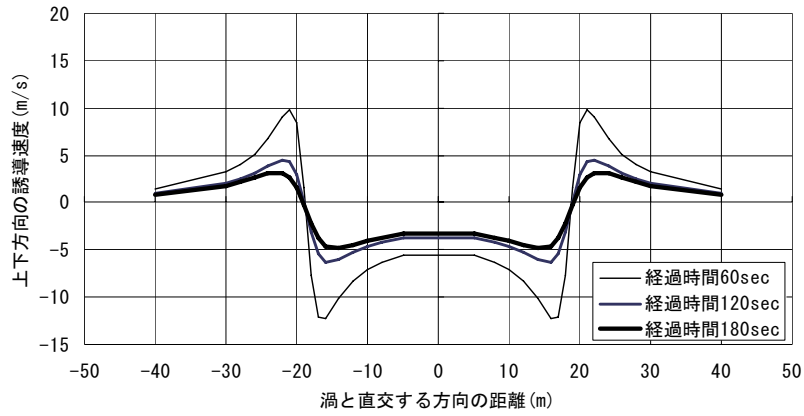
(ア) 回転翼機の進路

メインロータを後方乱気流のコアと同高度で直交に横断した場合、メインロータを後方乱気流のコアと同高度で縦断した場合について検討する（図A3.4.2）。横断の場合、乱気流への進入及び離脱について考え、かつ、渦中心がロータ面上の前方及び後方にある場合について考える。縦断の場合は、固定翼の左舷渦及び右舷渦を縦断した場合について考え、かつ、渦中心がロータ面上の左舷及び右舷にある場合について考える。

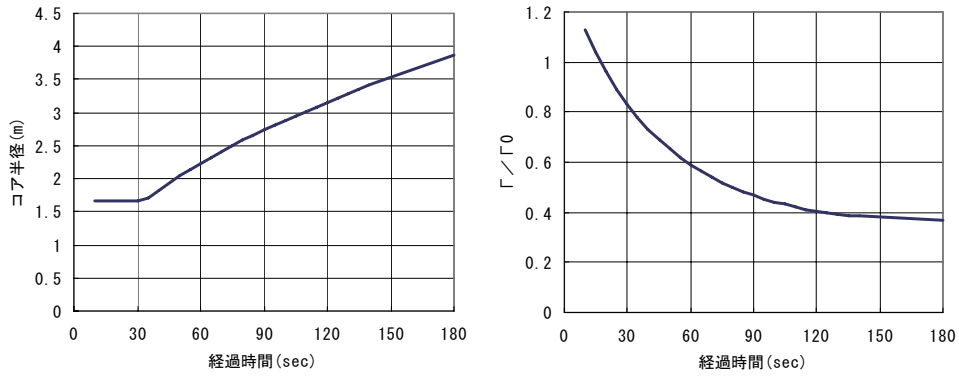
(イ) 渦強さ

渦強さは、渦発生後の経過時間で表現し、60sec, 90sec, 120sec, 150sec, 180sec（現行の管制基準）の5通りを行う。

後方乱気流モデル (B767-300規模)

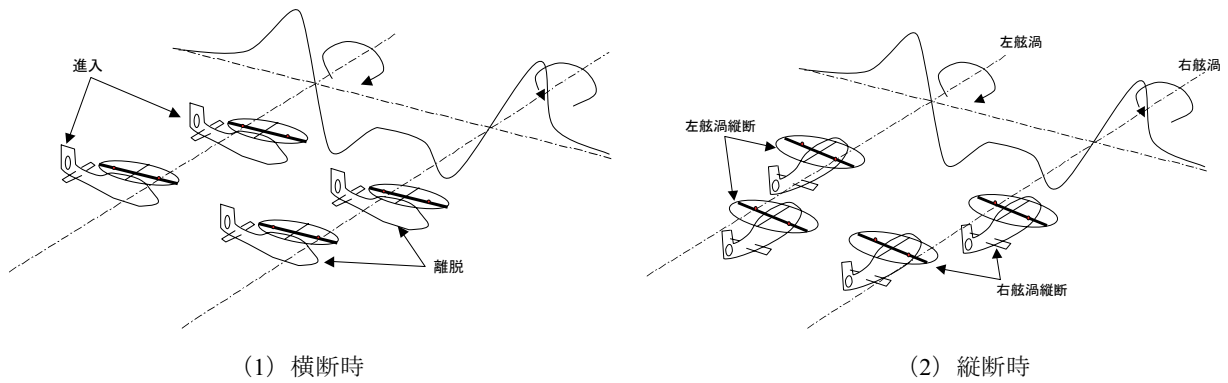


(1) 風速分布



(2) 時間変化

図 A3.4.1 乱気流モデル



(1) 横断時

(2) 縦断時

図 A3.4.2 回転翼機の進路及び計算時の渦中心との関係

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-07-029

発行 平成 20 年 2 月 29 日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

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

印刷・製本 (有)ノースアイランド

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

TEL : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

© 2008 宇宙航空研究開発機構

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

