

火星ダストデビル突入時の火星探査航空機の飛行特性の評価

青木, 拓未
九州大学大学院総合理工学府環境エネルギー工学専攻

<https://hdl.handle.net/2324/4785177>

出版情報：九州大学, 2021, 修士, 修士
バージョン：
権利関係：



令和 3 年 度

修 士 論 文

火星ダストデビル突入時の火星探査航空機の飛行特性の評価

九州大学大学院総合理工学府
環境エネルギー工学専攻
エネルギー流体科学研究室

青木拓未

指導教員 安養寺正之

提出年月日 令和 4 年 2 月 8 日

目次

第1章 序論.....	1
1.1 研究背景.....	1
1.1.1 火星大気及びこれまでの火星探査.....	1
1.1.2 火星の飛行探査.....	3
1.1.3 火星のダストデビル.....	7
1.2 研究目的.....	10
1.3 論文構成.....	10
第二章 解析手法.....	11
2.1 シミュレーション概要.....	11
2.2 ダストデビルのモデル化.....	12
2.3 飛行シミュレーション.....	14
2.3.1 火星探査航空機のモデル化.....	14
2.3.2 火星環境.....	16
2.3.3 座標系定義.....	17
2.3.4 運動方程式.....	22
2.3.5 空力モデル.....	24
2.3.6 制御アルゴリズム.....	29
2.3.7 ゲイン最適化.....	31
2.3.8 単体のダストデビル突入時の飛行シミュレーション手法.....	35
2.3.9 複数のダストデビル突入時の飛行シミュレーション手法.....	37
2.3.10 飛行シミュレーションの成否判定.....	38
第三章 結果及び考察.....	39
3.1 単体のダストデビル突入時の飛行特性.....	39
3.1.1 飛行成否ケース数.....	39
3.1.2 飛行軌跡と失敗要因.....	41
3.2 複数のダストデビル突入時の飛行特性.....	52
第四章 結論.....	53
参考文献.....	54
謝辞.....	56

第 1 章 序論

1.1 研究背景

1.1.1 火星大気及びこれまでの火星探査

地上から空を眺めた時、火星は望遠鏡などの特別な機器を使わなくとも、裸眼で明るい星として視認できる。このため人々は太古の昔から火星の観測を行ってきた。宇宙開発が始まった初期のころは、フライバイと呼ばれる、探査機が火星近傍を通過する際に画像観測等を行っていたが、続いて火星周回軌道に探査衛星を送り込むようになり、観測精度が向上した。その後もランダーを地表に着陸させたり、探査ローバーを移動させたりして、地表の高解像度画像撮影や、土壌の成分分析、気象観測等が行われている[1-3]。

これらの探査により、この赤い惑星の全貌が明らかになってきた。火星は地球と同様に、硬い岩石の地表を有する地球型惑星に分類される。ただし細部に関しては多くの相違点が存在する。地球と比較すると、赤道半径は約 2 分の 1 であり、質量は約 10 分の 1 しかない。このため表面重力は地球の 40%程度にとどまる。自転周期及び自転軸の傾きは地球と類似しており、火星の一日はおよそ 24 時間 40 分程度で四季が存在する。惑星表面は特徴的であり、青い海が 7 割を占める地球と対照的に、赤い酸化鉄を多く含む砂や塵に覆われている。地表には平原だけでなく、例えば、エベレストの三倍に相当し、太陽系で最大の大きさであるオリンポス山や、図 1.1 に示すような火星の外周の 4 分の 1 に及ぶ長さ 4000 km の長さを有し、太陽系最大の峡谷の一つであるマリネリス峡谷といった、起伏にとんだ多様な地形が存在し、少なくとも過去に、火山活動や風雨による浸食・堆積が行われていたことが明らかとなっている。また、地球が南北方向に強い磁場を持っているのに対し、火星にはこのような強い磁場は存在しないことが分かっている。地球の強い磁場は、ダイナモ理論と呼ばれる惑星内部の導電性のある流体の運動によって生じていると考えられている[4]が、火星では現在このダイナモ効果が失われている。しかし過去には強い磁場が存在した可能性が示唆されており、強い磁場によって岩石が磁化され、残留磁場として現在に残っている可能性がある。またプレートテクトニクスによっても岩石は磁化されるため、過去の火星の姿を明らかにするために、火星の残留磁場の観測が望まれている。

火星には薄いものの、大気が存在する。表 1.1 に示すように、地球大気と比較すると、表面での大気圧は約 0.6 %、大気密度は約 1%である。主成分は二酸化炭素であり、全体の約 95 %を占め、地球大気に多く含まれている酸素はほとんど含まれない。また液体の水が豊富な地球と異なり、火星では液体の水がほとんど存在しないため、大気中には水蒸気がほとんど含まれない。このため水で構成された雲や雨といった気象現象はほとんど確認されておらず、水による熱エネルギーの循環の割合は非常に低いと考えられる。地表の大気温度は 0°Cに満たない。音速は、ガス種が二酸化炭素を主とすること、温度が低いことから、地球より低くなりやすい。また大気境界層と呼ばれる、地表に最も近い大気の層が地球と比べて厚くなる[5]。大気境界層は安定した上空の自由大気と地表に挟まれており、地表面の影響を受けて激しい対流が発生することがある。様々な地球と火星の条件の違いにより、大気境界層の厚さが地球においては 1 km 程度であるのに対し、火星では 10 km 以上になる事が確認されている。

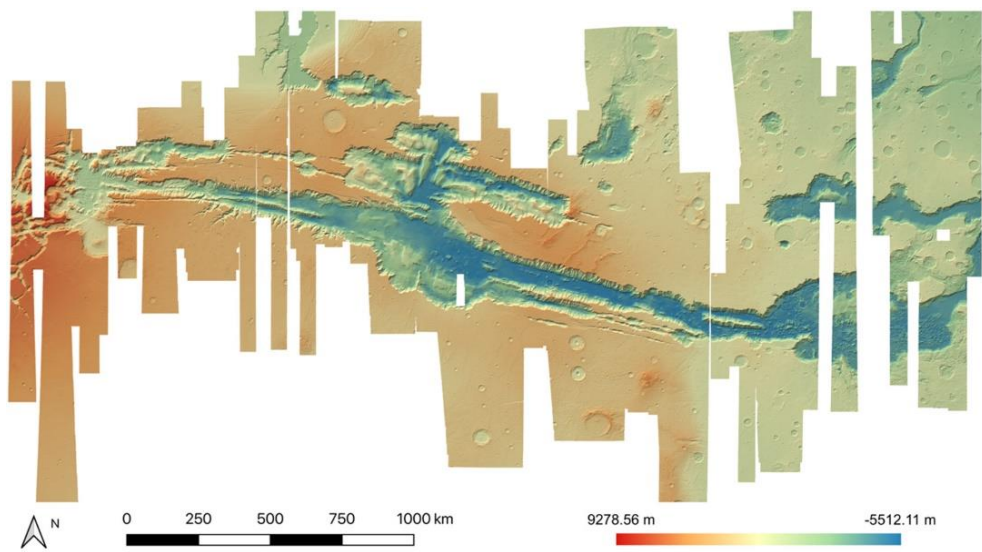


図 1.1 European Space Agency によって撮影されたマリネリス峡谷の衛星画像[6]

表 1.1 地球と火星の相違点[7]

	地球	火星
赤道半径	6378 km	3396 km
地球に対する質量	1	0.1074
地球に対する表面重力	1	0.38
大気主成分	窒素，酸素	二酸化炭素
表面大気圧	$1.0 \times 10^5 \text{ Pa}$	$0.006 \times 10^5 \text{ Pa}$

1.1.2 火星の飛行探査

近年においては、航空機による探査が試みられている。前述したような大規模かつダイナミックな地形の詳細な観測を行うにあたり、航空機の持つ高い機動力は非常に有用であり、これまでよりも高解像度かつ広範囲での観測が期待されている。また、航空機ならではの取得可能なデータとして、様々な高度での大気成分観測や、広範囲かつ高解像度の残留磁場観測等も期待されている。航空機探査のアイデア自体は古くから存在し[8]、現在までに複数の手法が提案されている[9-14]。また直近では、米国国家航空宇宙局（National Aeronautics and Space Administration: NASA）による火星探査ミッション Mars 2020[15]において、図 1.2 に示す二重反転式回転翼を用いたヘリコプター（*ingenuity*）による人類史上初の地球以外の惑星における航空機の飛行に成功した。

我が国では、国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構（Japan Aerospace Exploration Agency: JAXA）を中心に国内大学等で構成されている火星探査航空機リサーチグループ（以下、火星探査航空機 RG）により、図 1.3 で示すような固定翼を用いた航空機による火星探査の実現を目標とした研究開発が行われている[16-20]。火星において航空機を飛ばす際の最大の課題は、火星の大気は密度が地球の約 100 分の 1 と非常に小さい希薄大気であることだ。翼の生み出す揚力は大気密度に比例する。また大気密度が小さい場合、翼コード長基準レイノルズ(Re)数が小さくなり、およそ $O(10^4)$ を下回ると最大揚抗比 (L/D) が著しく悪化することが知られている[21]。これらのことから火星環境における飛行は困難が予想されていた。この問題に対し火星探査航空機 RG では、図 1.4 に示す、同程度の Re 数領域で高性能なハンドランチグライダーに用いられていた石井翼型に着目した。実験及び数値計算により、火星飛行環境においても、広い迎角範囲で高い揚抗比を維持できることを明らかにした[22-23]。

そこで、この石井翼型を主翼翼型に用いた試験機を制作し、飛行実証のため 2016 年 6 月に北海道広尾郡の大樹航空宇宙実験場にて第一回高高度飛行試験(Mars Airplane Balloon Experiment One: MABE-1) (図 1.5) を行った[24-25]。地球の高度 36 km 付近の大気環境は火星大気環境と近く、飛行時の Re 数・マッハ数も同程度となる。そこでこの環境で試験機を飛行させることで機体の空力特性を含む様々なデータを取得し、今後の設計開発へ反映させることを目的とした。結果として空力データなどの取得には成功したものの、機体の引き起こしが遅れ、目的としていた高度における定常滑空を行うことができず、当初予定していた条件での計測データは得られなかった。このため火星探査航空機 RG では、MABE-1 で発生した不具合への対策を施した試験機を制作し、第二回高高度飛行試験(MABE-2) (図 1.6) を 2022 年度に実施するための準備を進めている。



図 1.2 人類史上初めて火星での飛行に成功した NASA の ingenuity[15]

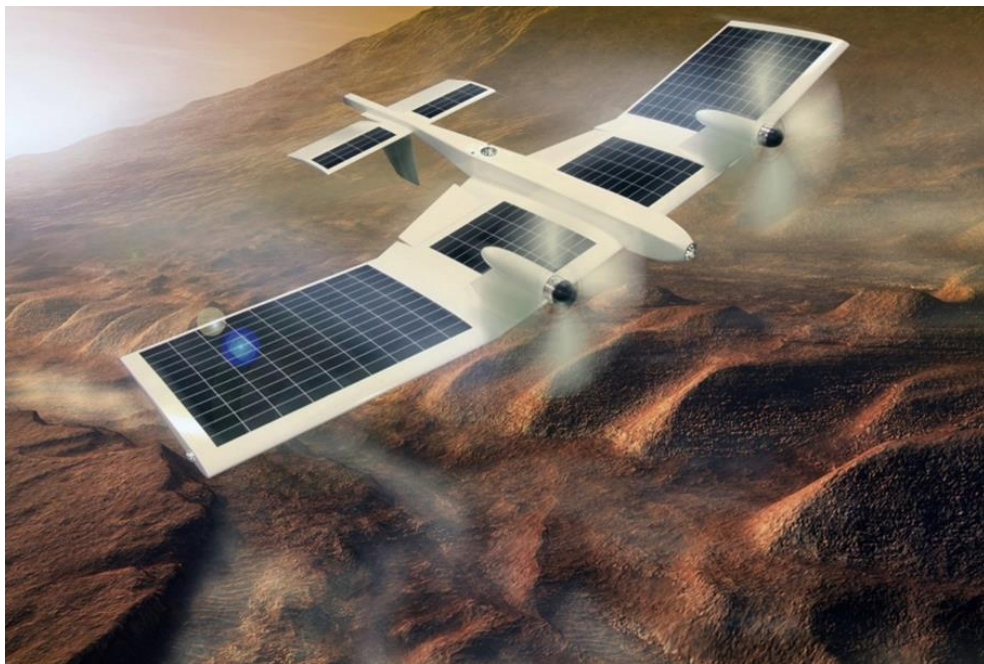


図 1.3 火星探査航空機 RG で検討されている火星探査航空機

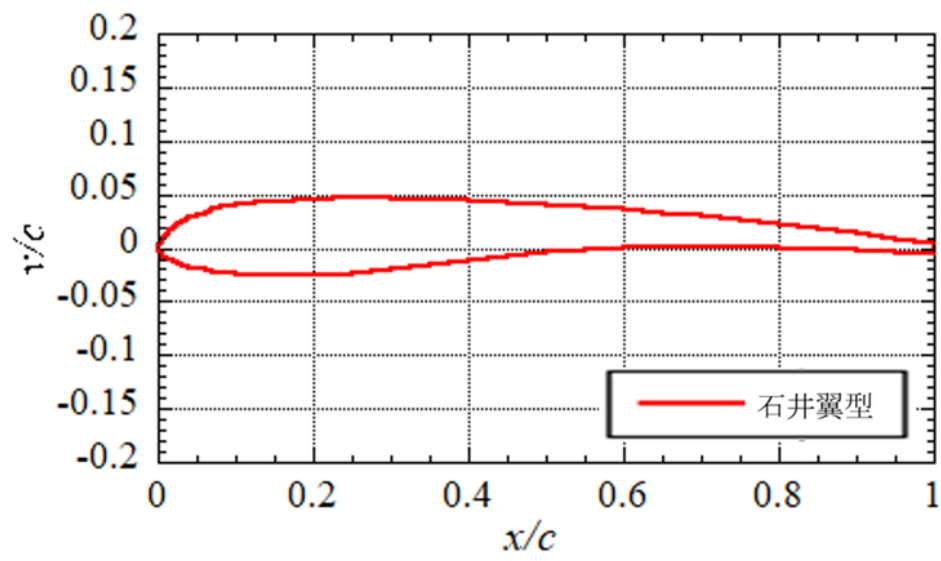


図 1.4 石井翼型



図 1.5 ゴンドラに格納された MABE-1 の試験機[24]



図 1.6 MABE-2 試験機[26]

1.1.3 火星のダストデビル

MABE-2 の完了後は、火星での実飛行が期待される。火星で飛行する際には、上述した大気圧の違いに加え、地球との気象環境の違いも考慮する必要がある。火星の気象観測は未だ発展途上ではあるが、ダストデビルと呼ばれる現象が大きなスケールで頻発することが分かっている[27]。ダストデビルとは、地球でも発生する、地表の大気が強い鉛直渦として渦巻きながら上昇する現象である。地表に砂塵等が存在する場合、これを巻き上げることで可視化されるが(図 1.7)、地表にそのようなものが存在しない場合は可視化されない。大気中に渦を生成する気象現象としては竜巻が有名であるが、ダストデビルと竜巻は、その発生要因が全く異なっている。ダストデビルは、太陽熱等により地表で暖められた大気が浮力を得ることにより上昇する際に、渦となって生成される。このためダストデビルは、晴れた日の風が比較的弱い時に、地表から発生する。一方で竜巻は、よく発達した積乱雲から生成される。このためダストデビルとは発生する際の気象条件が全く異なっている。

火星におけるダストデビルの観測例はあまり多くなく、その詳細は未だ謎に包まれているが、図 1.8、図 1.9 に示すように周回衛星で観測された衛星画像や、火星表面に着陸したランダー、ローバーによる観測でその存在が確認されている[28]。衛星画像では、多くのダストデビルが地表を移動した跡が確認される。またダストデビルの姿そのものが観測されることもある。これまでの衛星観測で、ダストデビルの高さは数キロメートル、直径は数百メートルに及ぶものが確認されており、そのスケールは地球で発生するものと比較して一桁以上大きいと考えられている。これは 1.1.1 で述べた大気境界層の厚さが地球より厚いことがその原因の一つかもしれない。また地球と火星のダストデビルの観測結果を比較する限り、その形態は非常に類似していることが確認されている。

火星の地表で積極的に気象観測が行われたのは、NASA の Viking program により送り出された Viking 1 と Viking 2 の着陸船、および Discovery Program の一環として行われた Mars Pathfinder の着陸船に限られ、それ以後の探査機は専用の気象観測機器を搭載していない。そのうえ、Mars Pathfinder は風速センサの校正に問題があり、現在までに取得された火星地表の気象データはあまり多くない。Viking 1 と Viking 2 では、周辺をダストデビルが通過した際の風速の記録に成功しており、7つのダストデビルがこれらの探査機の周辺を通過したことが分かっている。このときのデータから、ダストデビルの周方向風速がランキン渦に近似できるという仮定を用いて周方向風速の最大値を推定したところ、最大で 100 m/s もの強さであったと考えられている。また地球よりもダストデビルが大きいいため、コリオリ力が回転方向の決定に与える影響は地球よりも大きいと考えられるが、観測結果からは回転方向の偏りは見られなかった。

火星で発生するダストデビルの発生頻度とスケールについては、LES による研究もおこなわれている。ダストデビルは大気境界層内で発生するため、複数のダストデビルの統計的性質を明らかにするには、大気境界層と同じだけの大きさの空間でシミュレーションを行う必要がある。地球の大気境界層は高さが 1 km 程度であるが、火星の大気境界層は 10 km 程度もの高さがあり、大気の大規模な対流のシミュレーションを行うためには水平方向にも垂直方向と同様のスケールの長さが必要となる。また半径が数十メートルのダストデビルを再現するにはそれ以下の大きさの分解能が必要となるため、結果として大量の計算資源を消費する。Nishizawa らは、火星の昼間の大気境界層を対象に、高さ約 20 km、縦横約 20 km 四方の広い空間で、5 m という高い解像度を持った LES を行った[29](図 1.10)。地表面が太陽によって熱せられることを計算条件としている。この時の太陽経度(longitude of sun: ls)は 100°、シミュレーション地点の緯度は 20° N である。5 m より荒い解像度で

現地時間 (local time: LT) は 0:00 から計算を開始し、解像度 10 m の 14:00 の結果を初期値として 5 m の解像度での LES が行われた。シミュレーションでは多数のダストデビルが生成され、5 m の解像度における 14:30 の結果では 3046 個の様々なスケールのダストデビルが確認されている。これは 1 km^2 あたり 8 個程度の非常に高い発生頻度である。



図 1.7 チリのアタカマ砂漠のウアラの近くで撮影されたダストデビル[30]

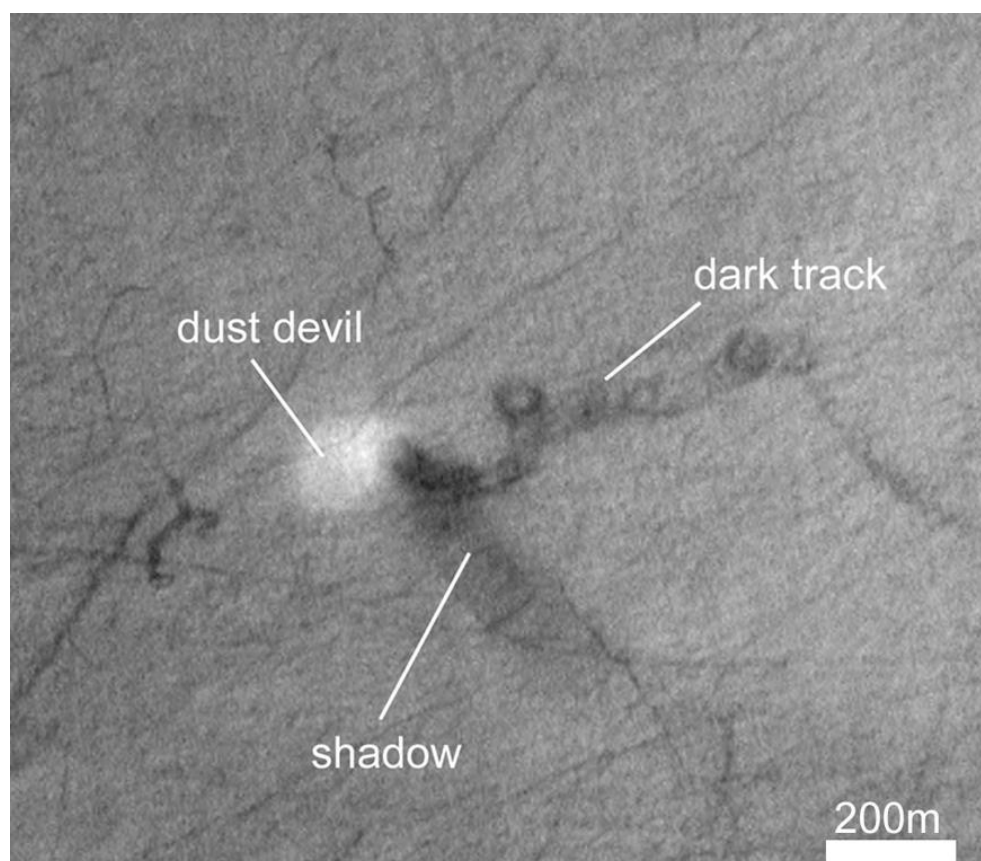


図 1.8 火星軌道上から撮影された 100 m クラスのダストデビル[28]



図 1.9 火星ローバーから撮影されたダストデビル[31]

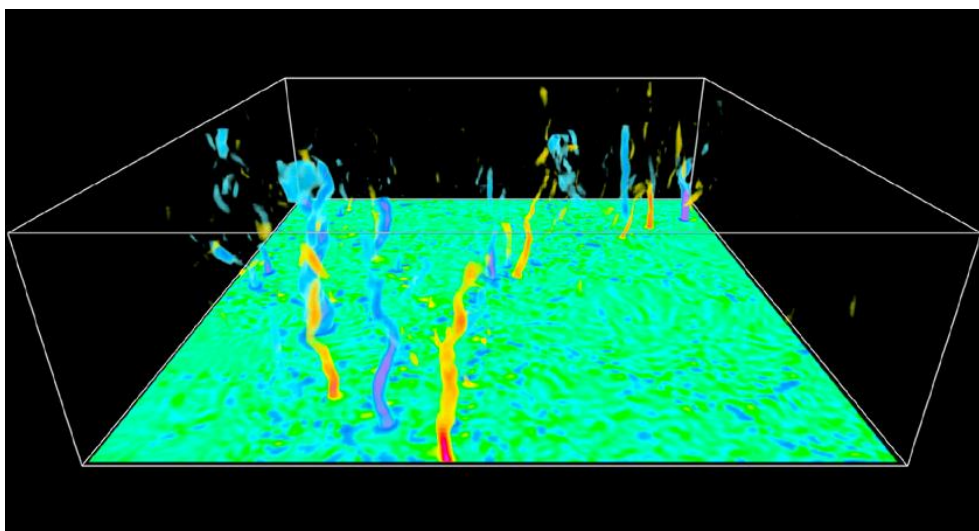


図 1.10 LES で取得された 1 km 四方の空間における垂直渦の三次元的構造[29]

1.2 研究目的

火星におけるダストデビルの発生頻度は非常に高いことが予測されており、火星探査航空機が火星環境を飛行する際にダストデビルに突入することは想定すべき事象と考えられる。そのため火星探査航空機がダストデビルに突入した際の現象をシミュレーションし、その飛行特性を明らかにする必要がある。そこで本研究では、地球でのダストデビルの構造に着目した先行研究よりダストデビルの風速構造をモデル化し、火星環境を模擬した大規模 LES によるダストデビルの発生分布と、MABE-2 で用いる試験機をもとにした火星探査航空機の飛行シミュレーションを組み合わせることで、火星探査航空機がダストデビルに突入した際の飛行特性及びダストデビルが複数発生している環境を飛行した際の飛行特性を評価することを目的とする。

1.3 論文構成

本章は序論であり、研究背景及び研究目的について述べた。本論文では加えて以下の 3 章で構成されている。

第 2 章では、ダストデビルのモデル化手法及び飛行シミュレーションの手法について述べる。

第 3 章では、結果及び考察について述べる。

第 4 章では、結論について述べる。

第二章 解析手法

2.1 シミュレーション概要

飛行シミュレーションとは、実機を飛行させる代わりに、コンピュータ上でその挙動を模擬するものである。コンピュータは連続的な時間の流れを取り扱うことができないため、微小な時間間隔で離散化し、様々な物理量の時間変化をシミュレーションする。そのためには、機体に働く各種物理現象のモデル化を行い、代数方程式で表す必要がある。このため 2.2 にてダストデビルモデル化を行う。また 2.3 に記載する飛行シミュレーションも代数方程式で表現される。本シミュレーションでは、図 2.1 に示すように、時々刻々と変化する航空機の位置、速度、姿勢角、角速度、気流角、対気速度といった飛行状態を次々に更新することによって航空機の挙動を解析した。シミュレーションを開始する初期の飛行状態と空力情報を元に、飛行状態を示す運動方程式のうち位置、速度、姿勢角、角速度の時間変化を更新する。航空機の進行に伴うダストデビルとの相対的な位置変化から風速を計算することで飛行状態のうち対気速度と気流角を更新する。さらに制御系と空力モデルから舵角、空力係数を算出し、再度運動方程式を解くというサイクルを繰り返す。以後、各サブセクションにてそれぞれの詳細を述べる。

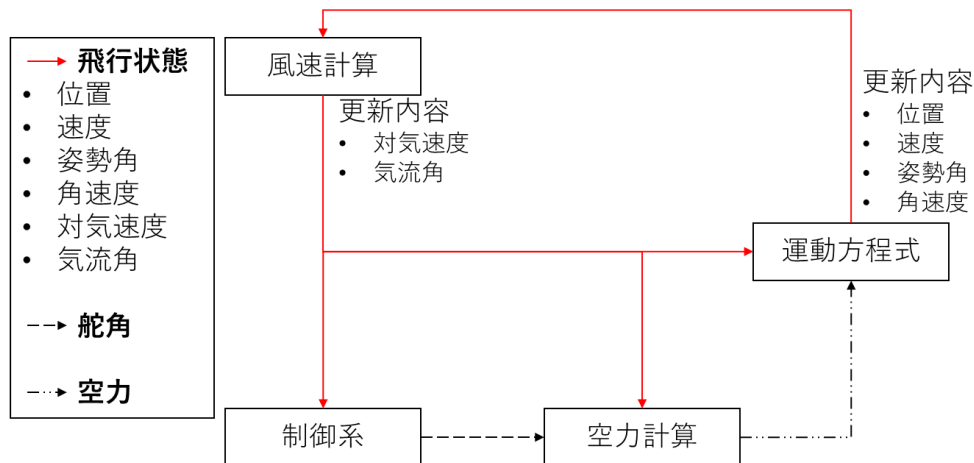


図 2.1 シミュレーションアルゴリズムの概要

2.2 ダストデビルのモデル化

ダストデビルの風速構造については、主に地球における観測結果からある程度の解明が行われている[28]。ダストデビルの風速は、図 2.2 で示すような、ダストデビルの中心を原点とする円筒座標系で示され、接線方向風速 U_θ 、半径方向風速 U_r 、垂直方向風速 U_z の3つに分類される。ダストデビル内の風速分布に関する詳細なデータは、高分解能な風速分布計測が困難なため限られているが、大きなダストデビルほど、接線方向風速 U_θ が大きく、接線方向風速 U_θ が大きなダストデビルほど垂直方向風速 U_z も大きい傾向にあることが示唆されている。

接線方向風速 U_θ は、ダストデビルの中心では0であり、ダストが可視化されている領域と同じ半径で最大値をとり、よりダストデビルから遠ざかると0に漸近していく。この水平方向の風速分布はランキン渦に近似可能だと考えられている。この時、ランキン渦の強制渦と自由渦の境目となる位置から中心までの距離を、ダストデビルの半径と定義されることが多く、本研究でもこれに従う。また、半径より内側はコア領域とされている。ダストデビルの中心へ向かう放射状の流れである半径方向風速 U_r は、地上付近の、ダストが可視化された筒状部分の少し外側で最大となる。半径方向風速 U_r はこのような地表から2 m程度の高さの範囲内に存在しており、十分発達した上空部ではほぼ0だと考えられている。

垂直方向流速 U_z は、接線方向風速 U_θ のようにランキン渦に近く、ダストデビルの半径付近で最大風速をとり、ダストデビルの中心から遠ざかるにつれ減衰していく。十分に発達した際の、垂直方向流速 U_z の最大値と接線方向風速 U_θ の最大値の強弱の関係はまだ明確にはなっていないが、垂直方向流速 U_z の最大値のほうが大きいとする研究例がいくつかある。また、中心部分には下降気流が存在することが示唆されている。

以上の情報を基に本研究では、火星探査航空機の想定飛行高度である上空数キロメートルにおけるダストデビル内部の流速分布のモデル化を以下の(2.1)～(2.4)式のようにモデル化した。またこの流速分布を図 2.3 に示す。

$$U_\theta(r, a, U_{\theta_{max}}) = \begin{cases} \frac{U_{\theta_{max}}}{a} r, & a > r \\ \frac{U_{\theta_{max}} a}{r}, & a \leq r \end{cases} \quad (2.1)$$

$$U_r = 0 \quad (2.2)$$

$$U_z(r, a, U_{z_{max}}) = \begin{cases} \frac{2U_{z_{max}}}{a} r - U_{z_{max}}, & a > r \\ \frac{U_{z_{max}} a}{r}, & a \leq r \end{cases} \quad (2.3)$$

$$U_{z_{max}} = 1.3 \times U_{\theta_{max}} \quad (2.4)$$

U_θ 、 U_z はそれぞれ接線方向、垂直方向の流速である。 r は動径方向距離、 a はダストデビルの半径、 $U_{\theta_{max}}$ 、 $U_{z_{max}}$ はそれぞれ接線方向、垂直方向の流速の最大値である。接線方向の流速はランキン渦で表している。垂直方向の流速は、中心で最小、ダストデビルの半径で最大とし、この間を線形で表す。半径以遠は、流速が距離に反比例すると仮定している。また、垂直方向の最大流速は、接線方向の最大流速の1.3倍、最大流速と最小流速の大き

さは等しいとそれぞれ仮定した．上式より，ダストデビルの半径 a と接線方向最大風速 $U_{\theta max}$ ，およびダストデビル中心からの距離 r の三変数によりダストデビルによる風速ベクトルの算出が可能である．

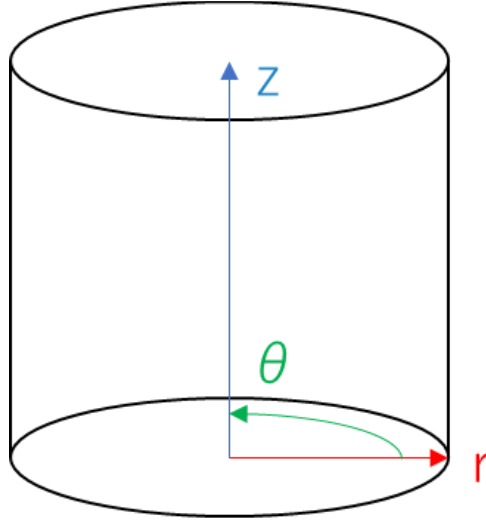


図 2.2 円筒座標系

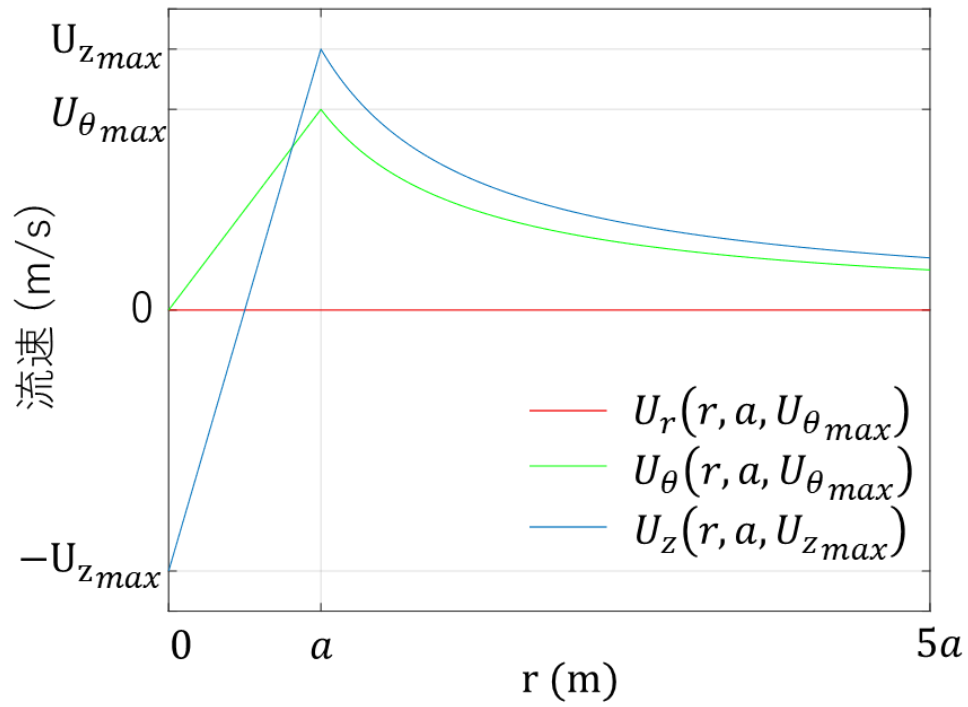


図 2.3 モデル化したダストデビルの風速分布

2.3 飛行シミュレーション

2.3.1 火星探査航空機のモデル化

本研究では，MABE-2 で用いる試験機を火星探査航空機として定義し，その諸元を用いて各種解析を行った．試験機は図 2.4 に示すように推進系を持たない滑空機として設計されており，全長約 2.1 m，翼幅約 2.6 m，高さ約 0.38 m である．主翼翼型には石井翼型，尾翼翼型には NACA0006 翼型が用いられている．主翼はスパン長 b が 2.66 m，コード長 c が 0.492 m であり，主翼内側の後縁にエルロン，水平尾翼後縁にエレベーター，垂直尾翼後縁にラダーが取り付けられている．これら動翼をサーボモーター及びリンケージを用いてこれらを動作させることで機体の制御を行う．エルロンの舵角は $\pm 25 \text{ deg}$ ，エレベーターとラダーの舵角は $\pm 20 \text{ deg}$ の範囲内で稼働する．機体重量 m はすべての機材を搭載した状態で 6.18 kg である．後述する機体固定座標系における重心周りの三次元的な慣性モーメントである慣性テンソル I は，火星探査航空機 RG が CAD を用いて算出しており，その値を以下に示す．設計荷重倍数は地球基準で 8G である．

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.505 & 0.0003721 & -0.051 \\ 0.0003721 & 1.254 & 0.00007266 \\ -0.051 & 0.00007266 & 1.756 \end{bmatrix}$$

シミュレーションにおいては，上述した機体諸元のうち，主翼スパン長 b ，主翼コード長 c ，これらの積である翼面積 S ，機体重量 m ，慣性テンソル I をそのまま利用した．また運用荷重限界として設計荷重倍数の半分である地球基準加速度 4G と同等な 39.2 m/s^2 を用いている．空力モデル及び制御手法については後述する．

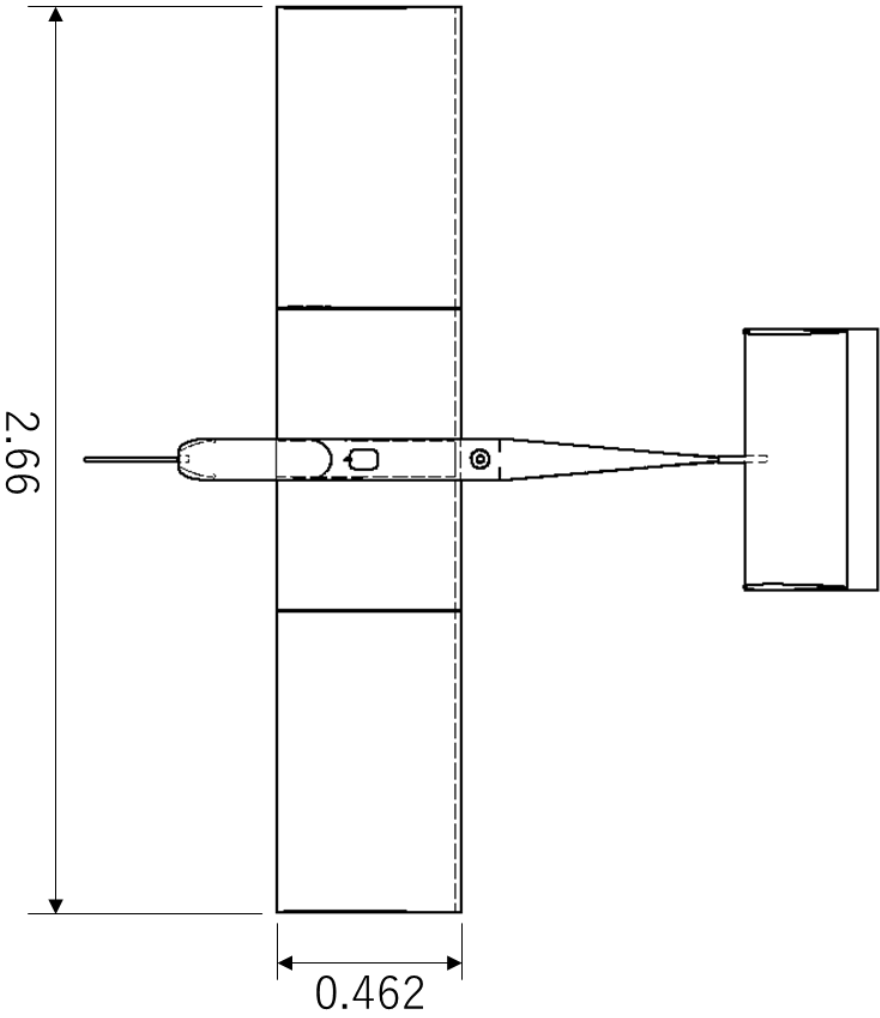


図 2.4 MABE-2 試験機

2.3.2 火星環境

本研究では、定常滑空時の火星探査航空機の挙動に着目する．このとき、火星環境の各種パラメータは高度に依存しないものと仮定する．したがって地表面の存在も考慮しない．また低マッハ数での飛行となるため、流れの圧縮性効果は無視する．この条件下において、シミュレーションに必要な火星環境のパラメータである大気密度は以下のように算出する．

火星探査航空機の探査予定地点は2か所存在し、そのうちの1か所の付近では、過去に Mars Pathfinder による気温や圧力等の計測が行われている[32]．その記録によると、図 2.5 に示すように、火星地表の気温は夜間に 200 K 程度まで低下し、昼間には 270 K 程度にまで上昇する．火星探査航空機はそのミッションの一つに画像観測が存在するため、太陽光により十分な明るさの確保できる昼間に飛行すると仮定し、飛行時の地表における気温は 260 K と仮定する．また火星探査航空機の想定飛行高度は 1 km 程度と低いため、飛行時の大気温度と地表における気温はほぼ等しいものとする．このとき飛行中の大気圧は約 670 Pa から 680 Pa の間で変動するため、675 Pa と仮定する．さらにこの時の大気密度は状態方程式より 0.0137 kg/m^3 となる．また、Mars Pathfinder の観測結果より、火星の重力加速度 g_M は 3.72 m/s^2 とした．

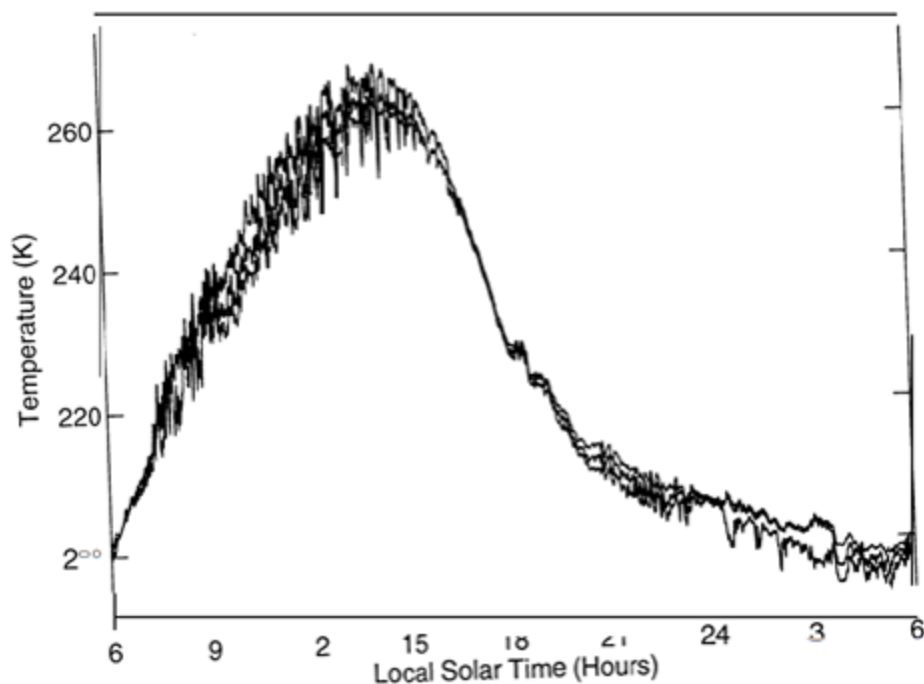


図 2.5 火星の一日の気温変化[32]

2.3.3 座標系定義

本研究で用いたシミュレーションでは，三次元空間内で火星探査航空機の挙動を三次元的に模擬する．このため，空間内における機体の三次元的位置を記録する地面座標系と，機体の三次元的姿勢を記録する機体固定座標系の二つの座標系が必要である．

地面座標系は，惑星（火星）に固定された座標系である．本来，惑星は球形であり，平面ではないためその曲率を考慮する必要がある，さらに公転，自転も考慮すると地面座標系は非慣性系となる．しかし，本研究において火星探査航空機が飛行を行う領域は惑星の大きさより十分小さく，また非慣性系であるために発生するコリオリ力等の慣性力は，火星探査航空機に働く空力や重力より十分小さい．このため本研究で用いる地面座標系は，平面かつ慣性系とみなし計算を行う．地面座標系は，図 2.6 で示すような，軸が x_e - y_e - z_e で表される右手系で慣性系の直交座標系である．原点は任意の場所とし， x_e - y_e 平面が地表面と平行， z_e 軸は地表面に鉛直下向きと定義する．地面座標系状における機体の位置は x - y - z を用いて表す．

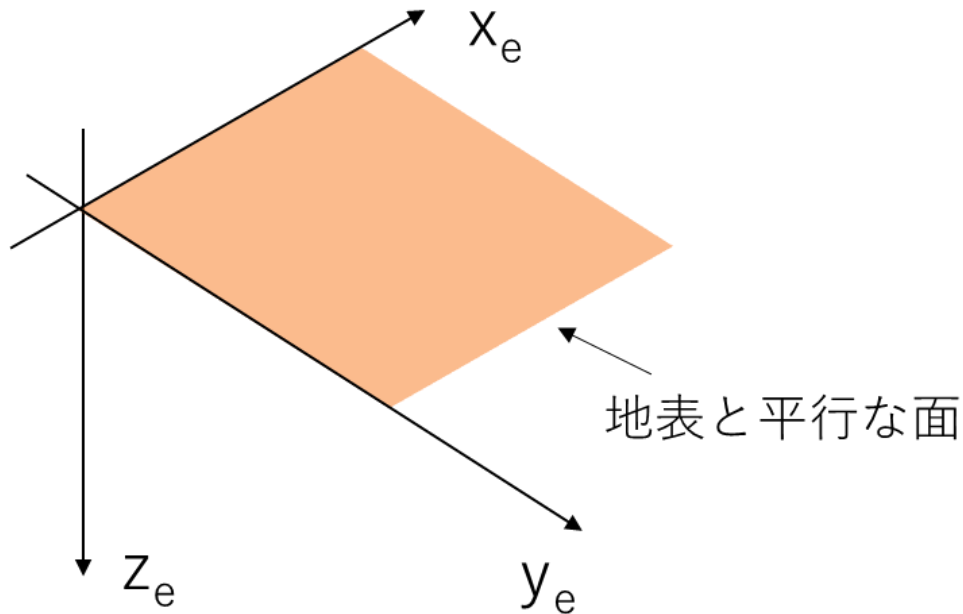


図 2.6 地面座標系

機体固定座標系は、図 2.7 で示すような、軸が x_b - y_b - z_b で表される右手系の直交座標系である。慣性系である地面座標系に対し、航空機が機動することによる加速度運動を行うため、非慣性系である。原点を機体重心とし、 x_b 軸を機種方向、 y_b 軸を右翼方向、 z_b 軸を機体下方とする。外力ベクトル $\mathbf{F}_b$ 、機体重心周りの角速度ベクトル $\boldsymbol{\omega}$ 、機体重心周りのモーメントベクトル $\mathbf{M}$ 、及び機体重心周りの角運動量ベクトル $\mathbf{H}$ を以下のように定義する。

$$\mathbf{F}_b = X_b \mathbf{i}_b + Y_b \mathbf{j}_b + Z_b \mathbf{k}_b \quad (2.5)$$

$$\boldsymbol{\omega} = P \mathbf{i}_b + Q \mathbf{j}_b + R \mathbf{k}_b \quad (2.6)$$

$$\mathbf{M} = L \mathbf{i}_b + M \mathbf{j}_b + N \mathbf{k}_b \quad (2.7)$$

$$\mathbf{H} = H_x \mathbf{i}_b + H_y \mathbf{j}_b + H_z \mathbf{k}_b \quad (2.8)$$

ここで、 x_b 軸方向の外力を X_b 、 y_b 軸方向の外力を Y_b 、 z_b 軸方向の外力を Z_b とする。 x_b 軸周りの角速度を P 、 y_b 軸周りの角速度を Q 、 z_b 軸周りの角速度を R とする。 x_b 軸周りのモーメントを L 、 y_b 軸周りのモーメントを M 、 z_b 軸周りのモーメントを N とする。 x_b 軸周りの角運動量を H_x 、 y_b 軸周りの角運動量を H_y 、 z_b 軸周りの角運動量を H_z とする。これらはすべて右ねじの方向が正である。 $\mathbf{i}_b$ 、 $\mathbf{j}_b$ 、 $\mathbf{k}_b$ はそれぞれ、機体固定座標系における x_b - y_b - z_b 方向の単位ベクトルである。

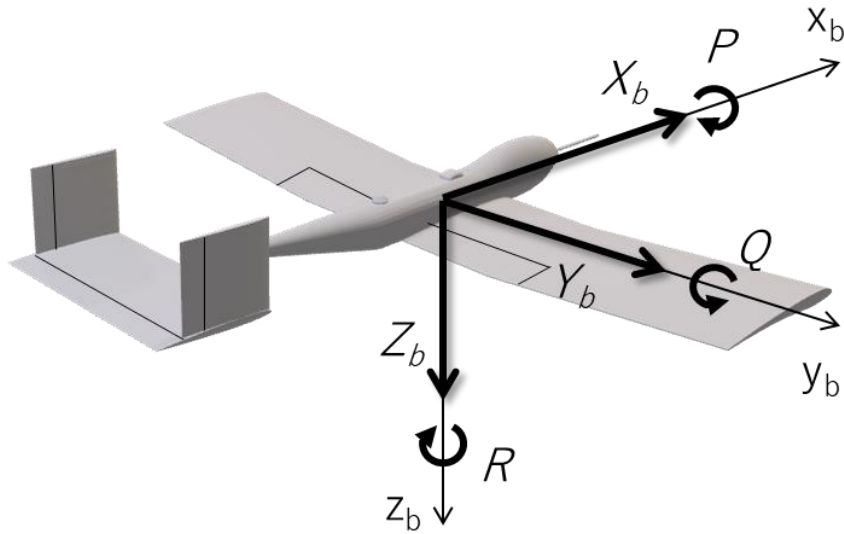


図 2.7 機体固定座標系

地面座標系と機体固定座標系の関係は、オイラー角を用いて表す．オイラー角とは、三つの変数によって回転姿勢を記述する手法である．三つの変数をそれぞれヨー姿勢角，ピッチ姿勢角，ロール姿勢角に相当させることができるため，直観的に回転方向を把握できるという利点が存在し，航空機などの姿勢を表現する際などによく使われる．欠点として，ピッチ姿勢角が $\pm 90 \text{ deg}$ になると特異点と呼ばれ，ヨー姿勢角の変化とロール姿勢角の変化を区別することが不可能になり，計算ができなくなるというものがある．この問題は，戦闘機のようにピッチ姿勢角が $\pm 90 \text{ deg}$ までなるようなダイナミックな機動を行う航空機を対象とする場合は致命的な問題を生ずることとなるが，本研究で対象とする火星探査航空機は探査機であり，前述したようなダイナミックな機動は行わないため，オイラー角を用いることとした．

地面座標系から機体固定座標系へのオイラー角は，ヨー姿勢角 ψ ，ピッチ姿勢角 θ ，ロール姿勢角 ϕ を用いる．図 2.8 に示すように，地面座標系と機体固定座標系の関係は，三段階の回転操作で表される．まず z_e 軸回りにヨー姿勢角 ψ だけ回転させる．この時回転によって生じた新たな軸を x_1 - y_1 - z_1 とする．次に y_1 軸回りにピッチ姿勢角 θ だけ回転させる．この時回転によって生じた新たな軸を x_2 - y_2 - z_2 とする．最後に x_2 軸回りにロール姿勢角 ϕ だけ回転させる．この時に回転によって生じた新たな軸が x_b - y_b - z_b で表される機体固定座標系である．

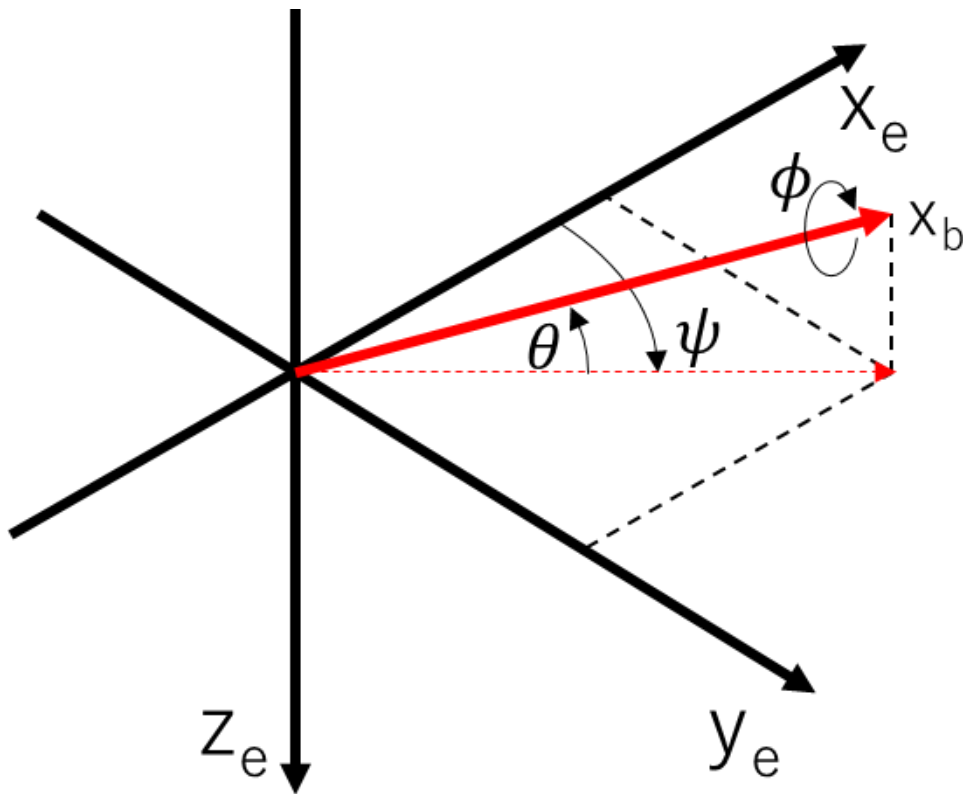


図 2.8 地面座標系と機体固定座標系の関係

計算を行う際は、上述したオイラー角による回転操作は、回転行列による行列演算で行われる．三次元空間での x 軸， y 軸， z 軸回りの回転を表す回転行列は、それぞれ以下のようにならわされる．

$$\mathbf{R}_x(\theta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & -\sin \theta \\ 0 & \sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

$$\mathbf{R}_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

$$\mathbf{R}_z(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta & 0 \\ \sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

ここで回転の方向は、 $\mathbf{R}_x(\theta)$ は y 軸を z 軸に向ける方向、 $\mathbf{R}_y(\theta)$ は z 軸を x 軸に向ける方向、 $\mathbf{R}_z(\theta)$ は x 軸を y 軸に向ける方向とする．あるベクトル $\begin{bmatrix} x_{ex} \\ y_{ex} \\ z_{ex} \end{bmatrix}$ を z 軸回りに θ だけ回転させ、 $\begin{bmatrix} x'_{ex} \\ y'_{ex} \\ z'_{ex} \end{bmatrix}$ を算出する場合、次のように計算する．

$$\begin{bmatrix} x'_{ex} \\ y'_{ex} \\ z'_{ex} \end{bmatrix} = \mathbf{R}_z(\theta) \begin{bmatrix} x_{ex} \\ y_{ex} \\ z_{ex} \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

$$= \begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta & 0 \\ \sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{ex} \\ y_{ex} \\ z_{ex} \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

$\begin{bmatrix} x'_{ex} \\ y'_{ex} \\ z'_{ex} \end{bmatrix}$ をさらに y 軸回りに θ だけ回転させる場合は、上式に左から $\mathbf{R}_y(\theta)$ をかければよい．

このときオイラー角と異なり、二回目の回転の回転軸は y のままである．このような回転手法は固定角と呼ばれる．

たとえば、地面座標系におけるあるベクトル $\mathbf{x}_e$ を、機体固定座標系におけるあるベクトル $\mathbf{x}_b$ に変換する場合、座標変換を行う必要がある．座標変換は、対象のベクトルを座標が動いた分だけ逆向きに動かせばよい．つまりこの場合は、 $\mathbf{x}_e$ をヨー姿勢角 $-\psi$ 、ピッチ姿勢角 $-\theta$ 、ロール姿勢角 $-\phi$ の順に固定角で回転させることで、座標変換を行う．つまり、 $\mathbf{x}_e$ に対し、ヨー姿勢角 $-\psi$ を回転させる回転行列 $\mathbf{R}_z(-\psi)$ 、ピッチ姿勢角 $-\theta$ を回転させる回転行列 $\mathbf{R}_y(-\theta)$ 、ロール姿勢角 $-\phi$ を回転させる回転行列 $\mathbf{R}_x(-\phi)$ を順に左から掛ければよい．ため、次のような計算を行う．

$$\mathbf{x}_b = \mathbf{R}_x(-\phi) \mathbf{R}_y(-\theta) \mathbf{R}_z(-\psi) \mathbf{x}_e \quad (2.14)$$

$$= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \mathbf{x}_e \quad (2.15)$$

また、 $\boldsymbol{x}_e$ を $\boldsymbol{x}_b$ へ変換する場合は、上式を $\boldsymbol{x}_e$ のみが左辺に来るよう式変形を行えばよい.

2.3.4 運動方程式

本研究で用いたシミュレーションは、前後左右上下の3方向の並進運動及び回転運動のすべてを考慮する6自由度シミュレーションである。並進運動はニュートンの運動方程式、回転運動はオイラーの運動方程式から算出する。機体に働く力として、重力に加え、機体固定座標系で算出される空力が存在するため、速度及び角速度の算出は非慣性系である機体固定座標系で行う[33-34]。

ニュートンの運動方程式より、機体固定座標系における並進運動は以下のように記述される。

$$\frac{d}{dt}(m\mathbf{U}_b) = \mathbf{F}_b \quad (2.16)$$

$$\mathbf{U}_b = U_b \mathbf{i}_b + V_b \mathbf{j}_b + W_b \mathbf{k}_b \quad (2.17)$$

ここで m は機体重量、 $\mathbf{U}_b$ は機体固定座標系における速度ベクトル、 $\mathbf{F}_b$ は機体固定座標系における外力ベクトルである。(2.16)、(2.17)式より

$$\frac{\mathbf{F}_b}{m} = \frac{d}{dt}(U_b \mathbf{i}_b + V_b \mathbf{j}_b + W_b \mathbf{k}_b) \quad (2.18)$$

$$\frac{\mathbf{F}_b}{m} = \left(\frac{dU_b}{dt} \mathbf{i}_b + \frac{dV_b}{dt} \mathbf{j}_b + \frac{dW_b}{dt} \mathbf{k}_b \right) + \left(U_b \frac{d\mathbf{i}_b}{dt} + V_b \frac{d\mathbf{j}_b}{dt} + W_b \frac{d\mathbf{k}_b}{dt} \right) \quad (2.19)$$

ここで、機体固定座標系の単位ベクトルである $\mathbf{i}_b$ 、 $\mathbf{j}_b$ 、 $\mathbf{k}_b$ について、図2.9のように角速度ベクトル $\boldsymbol{\omega} = P\mathbf{i}_b + Q\mathbf{j}_b + R\mathbf{k}_b$ をとり、単位ベクトルの微小変化を考えることで、

$$\frac{d\mathbf{i}_b}{dt} = R\mathbf{j}_b - Q\mathbf{k}_b = \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{i}_b \quad (2.20)$$

$$\frac{d\mathbf{j}_b}{dt} = -R\mathbf{i}_b + P\mathbf{k}_b = \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{j}_b \quad (2.21)$$

$$\frac{d\mathbf{k}_b}{dt} = Q\mathbf{i}_b - P\mathbf{j}_b = \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{k}_b \quad (2.22)$$

となる。(2.20)、(2.21)、(2.22)式より、(2.19)式は次のようになる。

$$\frac{\mathbf{F}_b}{m} = \left(\dot{U}_b \mathbf{i}_b + \dot{V}_b \mathbf{j}_b + \dot{W}_b \mathbf{k}_b \right) + \left(U_b (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{i}_b) + V_b (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{j}_b) + W_b (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{k}_b) \right) \quad (2.23)$$

$$= \left(\dot{U}_b \mathbf{i}_b + \dot{V}_b \mathbf{j}_b + \dot{W}_b \mathbf{k}_b \right) + \boldsymbol{\omega} \times (U_b \mathbf{i}_b + V_b \mathbf{j}_b + W_b \mathbf{k}_b) \quad (2.24)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{U}_b \\ \dot{V}_b \\ \dot{W}_b \end{bmatrix} = \frac{\mathbf{F}_b}{m} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{U}_b \quad (2.25)$$

(2.25)式を用いることで機体の速度の時間変化の算出を行う。

オイラーの運動方程式より、機体固定座標系における回転運動は以下のように記述される。

$$\frac{d\mathbf{H}}{dt} = \mathbf{M} \quad (2.26)$$

ここで $\mathbf{M}$ は機体固定座標系における機体にかかるモーメント， $\mathbf{H}$ は機体重心周りの角運動量， $\boldsymbol{\omega}$ は機体固定座標系の角速度ベクトルである．(2.26) 式を以下のように整理する．

$$\mathbf{M} = \left(\frac{dH_x}{dt} \mathbf{i}_b + \frac{dH_y}{dt} \mathbf{j}_b + \frac{dH_z}{dt} \mathbf{k}_b \right) + \left(H_x \frac{d\mathbf{i}_b}{dt} + H_y \frac{d\mathbf{j}_b}{dt} + H_z \frac{d\mathbf{k}_b}{dt} \right) \quad (2.27)$$

$$\mathbf{M} = \left(\dot{H}_x \mathbf{i}_b + \dot{H}_y \mathbf{j}_b + \dot{H}_z \mathbf{k}_b \right) + \left(H_x (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{i}_b) + H_y (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{j}_b) + H_z (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{k}_b) \right) \quad (2.28)$$

$$= \left(\dot{H}_x \mathbf{i}_b + \dot{H}_y \mathbf{j}_b + \dot{H}_z \mathbf{k}_b \right) + \boldsymbol{\omega} \times (H_x \mathbf{i}_b + H_y \mathbf{j}_b + H_z \mathbf{k}_b) \quad (2.29)$$

$$= \mathbf{I} \frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt}_b + \frac{d\mathbf{I}}{dt}_b \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I} \boldsymbol{\omega} \quad (2.30)$$

ここで， $\frac{d}{dt}_b$ は機体固定座標系での時間微分である．火星探査航空機の慣性テンソル $\mathbf{I}$ は時間変化しないため (2.29) 式は以下のように整理される．

$$\mathbf{M} = \mathbf{I}(\dot{P} \mathbf{i}_b + \dot{Q} \mathbf{j}_b + \dot{R} \mathbf{k}_b) + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I} \boldsymbol{\omega} \quad (2.31)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} = \mathbf{I}^{-1}(\mathbf{M} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I} \boldsymbol{\omega}) \quad (2.32)$$

(2.32) 式を用いることで機体の角速度の時間変化の算出を行う．

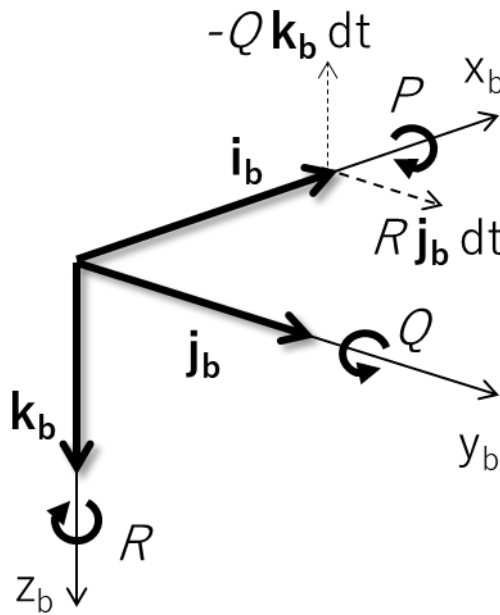


図 2.9 機体固定座標系における x_b - y_b - z_b 方向の単位ベクトルの微小変化

2.3.5 空力モデル

機体に作用する空力は、火星探査航空機 RG により行われた MABE-2 試験機の全機風洞実験及び CFD によって得られた結果[35]より作成した空力モデルを用いて算出する．火星探査航空機に対する気流の角度である気流角及び舵角は、図 2.10 で示す迎角 α と横滑り角 β ，エルロン舵角 δa ，エレベーター舵角 δe ，ラダー舵角 δr を用いてあらわす．舵角変化は、エルロン舵角 δa は右翼側が上がり左翼側が下がるのを正，エレベーター舵角 δe は下がるのを正，ラダー舵角は左に切るのを正とした．

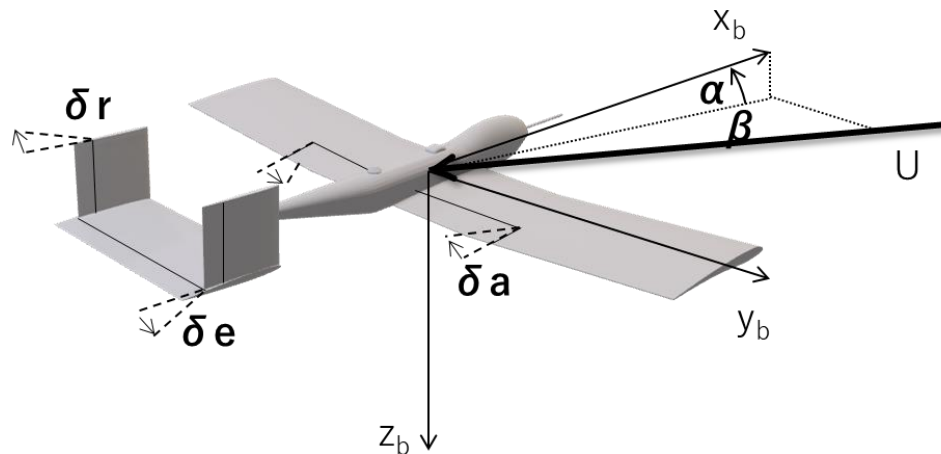


図 2.10 気流角及び舵角の定義

空力係数は図 2.11 に示すように、 C_x , C_Y , C_Z , C_l , C_m , C_n の 6 成分で表される．それぞれの定義を以下に示す．

$$C_x = \frac{X_A}{qS} \quad (2.33)$$

$$C_Y = \frac{Y_A}{qS} \quad (2.34)$$

$$C_Z = \frac{Z_A}{qS} \quad (2.35)$$

$$C_l = \frac{L_A}{qSb} \quad (2.36)$$

$$C_m = \frac{M_A}{qSc} \quad (2.37)$$

$$C_n = \frac{N_A}{qSb} \quad (2.38)$$

$$q = \frac{1}{2} \rho |\mathbf{U}_b|^2 \quad (2.39)$$

ここで X_A , Y_A , Z_A はそれぞれ x_b - y_b - z_b 方向の空力による力, L_A , M_A , N_A はそれぞれ x_b - y_b - z_b 周りの空力によるモーメントである． q は動圧であり, ρ は大気密度である．

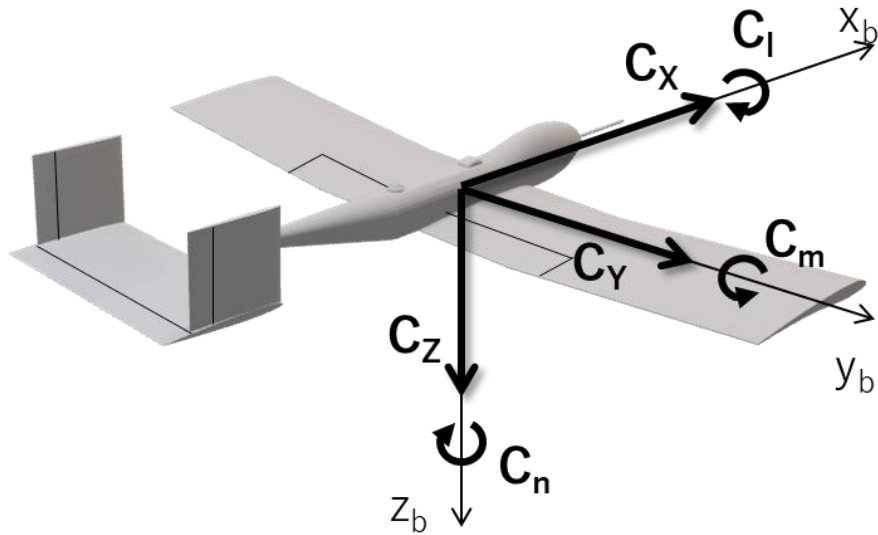


図 2.11 空力係数定義

空力モデルの製作は、CFD の結果を主として用いた。CFD は JAXA が開発した非構造化数値流体力学コード FaSTAR [36] を用いた 3 次元レイノルズ平均ナビエ・ストークス・シミュレーションとして行われた。以下に示すように、CFD 解析の結果を、舵角をすべて 0 deg とし α , β のみによって定義される全機の空力データ ($C_{x\alpha\beta}$, $C_{y\alpha\beta}$, $C_{z\alpha\beta}$, $C_{l\alpha\beta}$, $C_{m\alpha\beta}$, $C_{n\alpha\beta}$) と、舵効きによる空力の差分データ ($\Delta C_{x\alpha\delta e}$, $\Delta C_{y\beta\delta a}$, $\Delta C_{y\beta\delta r}$, $\Delta C_{z\alpha\delta e}$, $\Delta C_{l\beta\delta a}$, $\Delta C_{l\beta\delta r}$, $\Delta C_{m\alpha\delta e}$, $\Delta C_{n\beta\delta a}$, $\Delta C_{n\beta\delta r}$) に分けて整理し、これを合成した値を機体の空力とする。

$$C_x = C_{x\alpha\beta}(\alpha, \beta) + \Delta C_{x\alpha\delta e}(\alpha, \delta e) \quad (2.40)$$

$$C_z = C_{z\alpha\beta}(\alpha, \beta) + \Delta C_{z\alpha\delta e}(\alpha, \delta e) \quad (2.41)$$

$$C_m = C_{m\alpha\beta}(\alpha, \beta) + \Delta C_{m\alpha\delta e}(\alpha, \delta e) \quad (2.42)$$

$$C_y = C_{y\alpha\beta}(\alpha, \beta) + \Delta C_{y\beta\delta a}(\beta, \delta a) + \Delta C_{y\beta\delta r}(\beta, \delta r) \quad (2.43)$$

$$C_l = C_{l\alpha\beta}(\alpha, \beta) + \Delta C_{l\beta\delta a}(\beta, \delta a) + \Delta C_{l\beta\delta r}(\beta, \delta r) \quad (2.44)$$

$$C_n = C_{n\alpha\beta}(\alpha, \beta) + \Delta C_{n\beta\delta a}(\beta, \delta a) + \Delta C_{n\beta\delta r}(\beta, \delta r) \quad (2.45)$$

空力の取得は翼のコード長基準 Re 数で 30000 と 60000 で行われ、結果がほぼ同一であったことから、空力は Re 数が 30000 から 60000 の間で Re 数依存性がないと判断できる。したがって本シミュレーションではこの範囲を空力モデルの想定 Re 数範囲と定義する。CFD による全機の空力データは散布的に取得されており、図 2.12 に示すような $\alpha = -6 \text{ deg} \sim 16 \text{ deg}$, $\beta = 0 \text{ deg} \sim 30 \text{ deg}$ の範囲内である。 β は対称性を考慮し -30 deg まで拡張して利用する。CFD による舵効きによる空力の差分データは格子状に取得されており、図 2.13 に示すような $\alpha = 0 \text{ deg} \sim 16 \text{ deg}$, $\beta = -10 \text{ deg} \sim 10 \text{ deg}$ である。また、図 2.14 に示すように実験により全機の揚力係数が $\alpha = -10 \text{ deg} \sim 16 \text{ deg}$ の範囲で計測されており、 $\alpha = -10 \text{ deg} \sim 10 \text{ deg}$ の範囲で揚力曲線の線形性が確認できている。このため、この迎角範囲で得られた CFD の空力の線形性を $\alpha = -10 \text{ deg} \sim 10 \text{ deg}$ に拡張して外挿した。また β に関しては、舵効きの空力が計測されている $\beta = -10 \text{ deg} \sim 10 \text{ deg}$ の範囲を用いる。

以上より、空力モデルの想定する気流角の範囲を $\alpha = -10 \text{ deg} \sim 16 \text{ deg}$, $\beta = -10 \text{ deg} \sim 10 \text{ deg}$ とした。この範囲内において全機空力データ及び舵効きの空力データの内挿及び外挿を行う。全機の空力データの内挿及び外挿は MATLAB の `scatteredInterpolant` 関数を用いて実装した。散布的に取得されていることから、内挿は Delaunay 三角形分割を使用し[37]、外挿は境界勾配に基づいて行っている。舵効きの空力データの内挿及び外挿は MATLAB の `griddedInterpolant` 関数を用いて実装した。内挿及び外挿は各次元において線形に行っている。

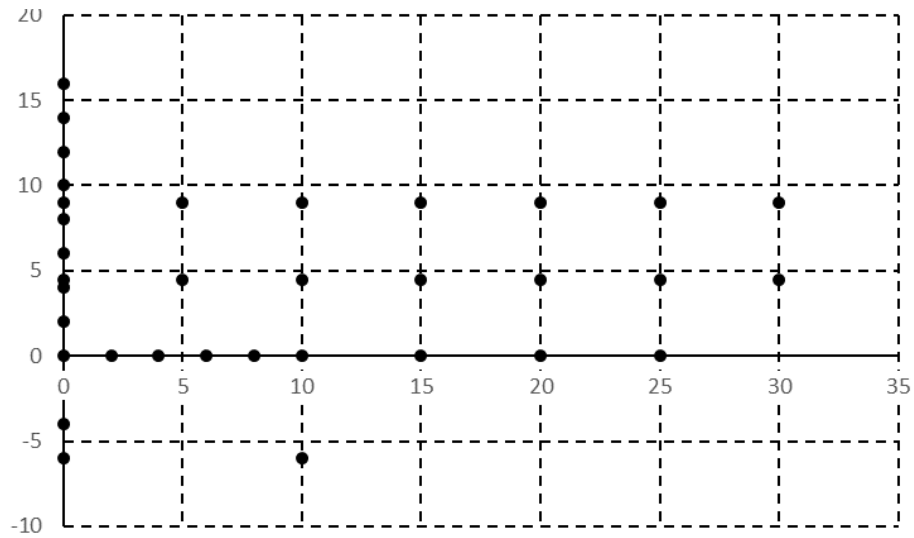


図 2.12 CFD による全機の空力データの取得範囲

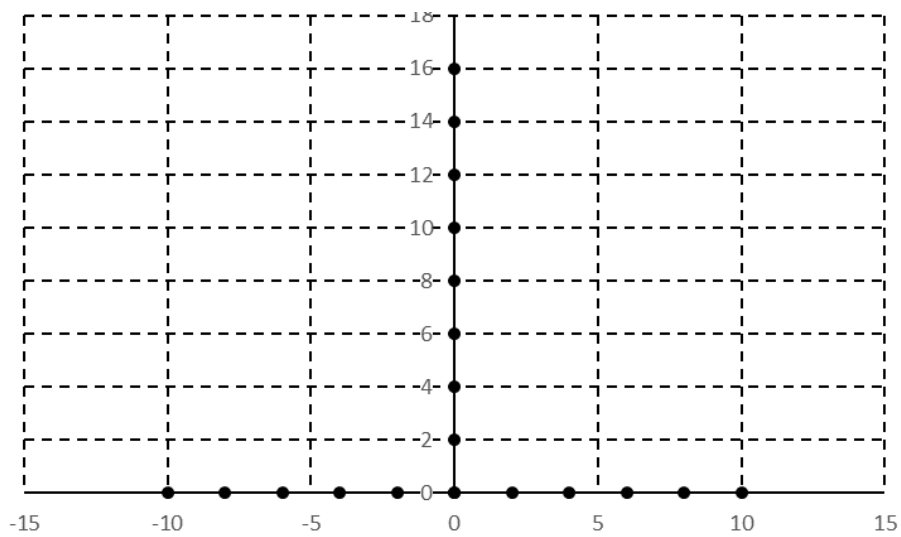


図 2.13 CFD による舵効きによる空力の差分データの取得範囲

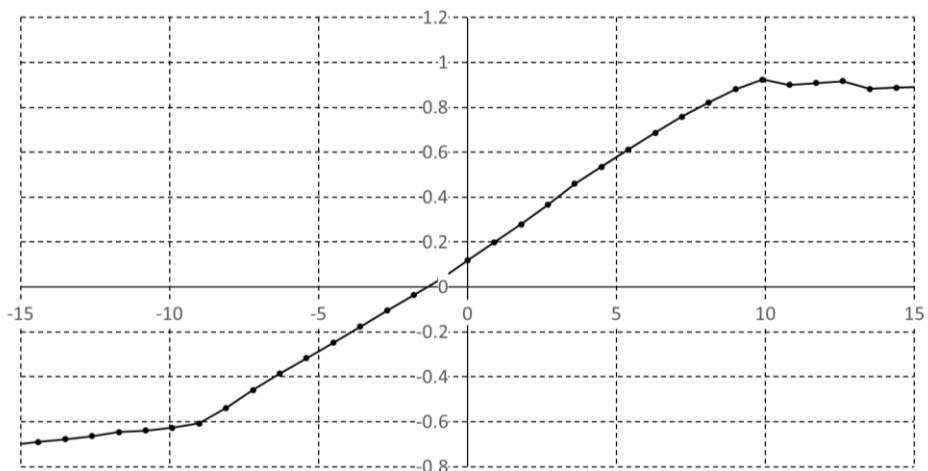


図 2.14 実験により得られた全機の揚力係数
 $\alpha = -10 \text{ deg} \sim 10 \text{ deg}$ の範囲で線形性が存在する

また、ダストデビル突入時は右翼と左翼に対する対気速度ベクトルの差が大きくなること

で大きなローリングモーメント M_D が発生するが，上記の空力モデルではこれを再現できない．このため図 2.15 に示すような手法を用いてこのローリングモーメントを評価した．主翼をスパン長方向に均等な幅で 100 の翼素に分割し，各々の翼素における対気速度ベクトルを算出する．これは機体固定座標系における，ダストデビルの流速と機体の速度ベクトルの合計である．次にこのベクトルの迎角 α を算出し，これを有効迎角 α_i とする．この有効迎角から C_z を算出し，対気速度ベクトルの絶対値を用いた動圧と翼面積をかけることで，この翼素における z_b 方向の力 Z_i が求まる． Z_i に重心までの y_b 方向距離をかけることでこの翼素におけるローリングモーメント L_i が求まる． L_i を全翼素で算出し合計したものを M_D とした．

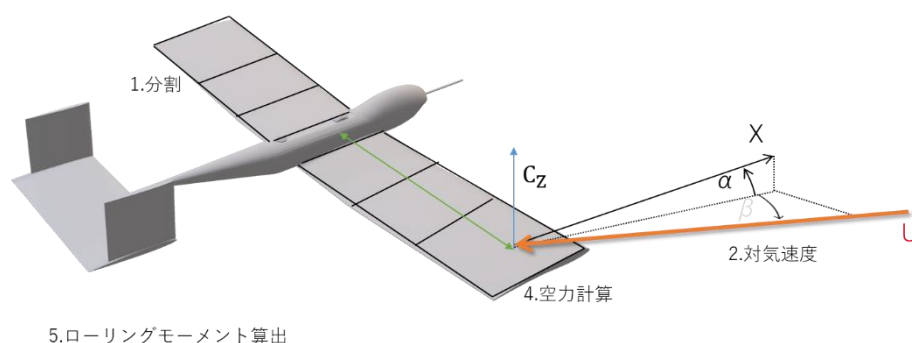


図 2.15 主翼の左右における流速の差によるローリングモーメントの算出手法

2.3.6 制御アルゴリズム

機体の制御アルゴリズムは比例制御を主とした．以下に制御アルゴリズムを，図 2.16 にブロック線図を示す．

$$\theta_c = k_U \times (U_c - |U_b|) + \theta_0 \quad (2.46)$$

$$\psi_c = 0 \quad (2.47)$$

$$\phi_c = k_\psi \times (\psi_c - \psi) + \phi_0 \quad (2.48)$$

$$R_f = \frac{260s}{1 + 260s} R \quad (2.49)$$

$$Q_c = k_\theta \times (\theta_c - \theta) \quad (2.50)$$

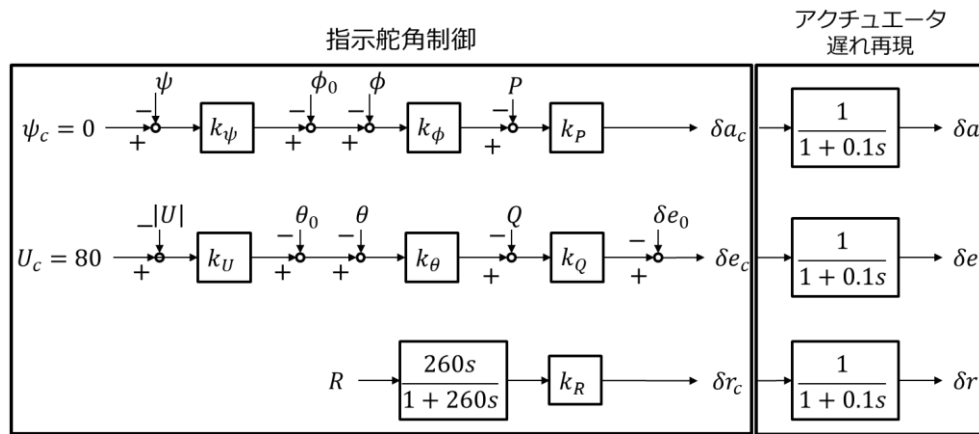
$$P_c = k_\phi \times (\phi_c - \phi) \quad (2.51)$$

$$\delta r_c = k_R \times R_f \quad (2.52)$$

$$\delta e_c = k_Q \times (Q_c - Q) + \delta e_0 \quad (2.53)$$

$$\delta a_c = k_P \times (P_c - P) \quad (2.54)$$

U は大気速度， ϕ ， θ ， ψ はそれぞれ機体のロール姿勢角，ピッチ姿勢角，ヨー姿勢角を表す． P ， Q ， R はそれぞれ機体のローリング角速度，ピッチング角速度，ヨーイング角速度である． δa ， δe ， δr はそれぞれエルロン，エレベーター，ラダーの舵角である．それぞれの添え字について， c は指示値， 0 はトリム， f はウォッシュアウトフィルタによってフィルターされた値を示す．最後に k は比例ゲインであり，速度，姿勢角，角速度に応じて7種類ある．それぞれのゲイン値の設定については後述する．本研究では，火星探査航空機を滑空機として想定し，速度制御はピッチ姿勢角制御で行い，旋回はロール姿勢角制御で行う．指示速度は滑空比が最良となる 80 m/s とした．ダッチロールを防ぐため，ヨー角速度にウォッシュアウトフィルタを通し，ラダー制御する．ウォッシュアウトフィルタの時定数は， 30 deg のロール姿勢角で定常旋回する際の周期より大きな値とした．また各舵面は，実機のアクチュエータの動作遅れを再現するため， 0.1 秒の時定数を持つ一次遅れのフィルターを介して舵面指示角を舵角に変換している[38]．各制御式は双一次変換を用いて離散化した．



2.3.7 ゲイン最適化

制御アルゴリズムに用いる 7 つのゲインの組み合わせの決定方法として、本研究では近傍探索法[39]を用いた。本研究における近傍探索法とは、初期解から近傍解を 14 個生成し、元の解及び近傍解のうち評価値が最小となったものを新たな解として繰り返し計算を行うことである。本節では初期解の決定方法、近傍解の生成方法、評価値の算出手法について順を追って記述する。

初期解は、それぞれのゲインをランダムに決定している。図 2.17 のように、近傍探索法をランダムに初期解を選択して 36 回実行し、最終的な評価値が一番小さなものを最終的な解とする。

近傍解は、元の解の 7 つのゲインのうち 1 つを 1.3 倍あるいは 1.3 分の 1 倍することで生成し、繰り返し回数は 100 回とした。これにより、元の解から最大で $10^{-11} \sim 10^{11}$ 倍の範囲でゲインの探索が可能である。変更できるゲインは 7 つあり、それぞれに対して 1.3 倍か 1.3 分の 1 倍の 2 種類の操作を行うため、1 個の解から近傍解は 14 個生成される。

評価値は、その解のゲインを設定した火星探査航空機を連続突風中で 10 km 飛行させるシミュレーションを 500 回行い、それぞれのシミュレーションにおける滑空比が 10 を下回った回数の合計とした。火星探査航空機の理想的な滑空比は 10.9 であり、10 を下回った回数が少ない場合、理想的な滑空比に近い飛行をしていると判断できる。ただし、それぞれの解の繰り返し計算において α , β が想定範囲を超えた場合及び、平均速度が指示速度の 80 m/s からプラスマイナス 5 m/s の範囲外となることが 500 回の計算のうち少なくとも 1 回でも発生した場合はその解は失敗とした。元の解及び近傍解すべてが失敗した場合、評価値は算出されず、新しい解は初期解同様ランダムに選択される。

連続突風について、火星の大気の乱れに関する研究例は少なく、火星における連続突風の厳密な再現は困難である。そのため連続突風はドライデンモデル[40]を用い、地球の上空 1000 m における適度とされる気流の乱れを模擬した。ドライデンモデルとは、アメリカ合衆国国防総省で制定された、地球大気を飛行する航空機の設計とシミュレーションに用いられている連続突風の数学モデルである。離散化された差分方程式を以下に示す。

$$u_g = \left(1 - \frac{V}{L_u} T\right) u_g + \sqrt{2 \frac{V}{L_u} T \frac{\sigma_u}{\sigma_\eta}} \eta_1 \quad (2.55)$$

$$v_g = \left(1 - \frac{V}{L_u} T\right) v_g + \sqrt{2 \frac{V}{L_u} T \frac{\sigma_v}{\sigma_\eta}} \eta_2 \quad (2.56)$$

$$w_g = \left(1 - \frac{V}{L_u} T\right) w_g + \sqrt{2 \frac{V}{L_u} T \frac{\sigma_w}{\sigma_\eta}} \eta_3 \quad (2.57)$$

u_g , v_g , w_g はそれぞれ x_b - y_b - z_b 方向のドライデンモデルによる乱流である。 V は航空機の飛行速度である。 T は離散化に用いる時間幅、 η は分散が σ_η^2 の正規分布乱数である。ドライデンモデルは、これらの変数に加え長さスケール L_u と大気の乱れ強さ (σ_u , σ_v , σ_w) の 2 つによってパラメータ化されている。このパラメータの選択肢は国防総省によって仕様化されている。火星探査航空機が飛行する高度 2000 feet 以上では、長さスケール L_u は 1750 ft と規定されている。また大気の乱れ強さ σ は、 $\sigma_u = \sigma_v = \sigma_w$ とし、その値は図 2.18 によ

り，飛行高度と気流の乱れ強さによって規定されている．本シミュレーションではこの二つのパラメータについて，飛行高度を 1000 m，気流の乱れ強さを Moderate とし，図 2.18 より，大気の乱れ強さ σ を 10 FT/sec = 3.048 m/sec とした．

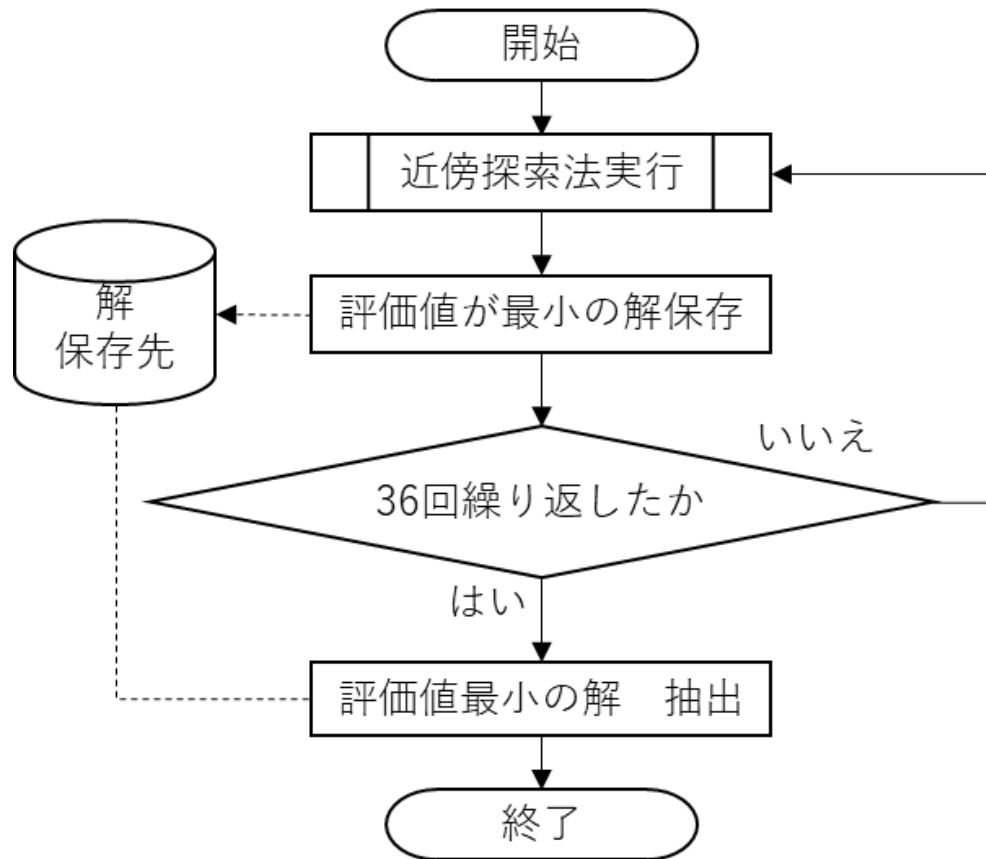


図 2.17 ゲインの組み合わせの決定方法

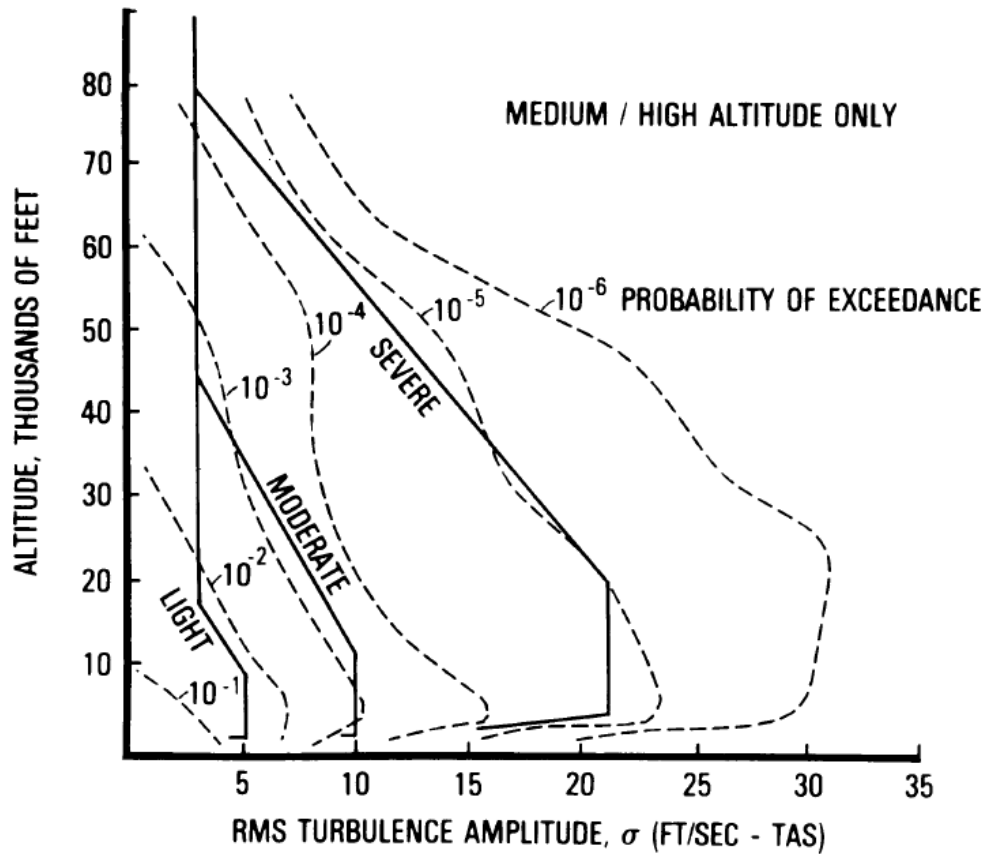


図 2.18 ドライデンモデルにおける飛行高度及び
気流の乱れ強さと大気の流れ強さ σ の関係

最適化の結果、最も評価値の小さい解を表 2.1 に示す。このゲインにおいて連続突風中を滑空飛行させた際の対気速度、 α 、 β 、の時間履歴の一例を図 2.19、図 2.20 に示す。 α 、 β ともに想定範囲内に収まっており、安定して飛行していることが分かる。このことから、本研究で用いる制御アルゴリズムは、地球で想定されるものと同程度の連続突風中であれば、問題なく飛行可能であると考えられる。

表 2.1 最適化後の各比例ゲイン

k_U	-0.0013
k_ϕ	7.8
k_θ	0.023
k_ψ	2.7
k_P	0.49
k_Q	-6.4
k_R	1.4

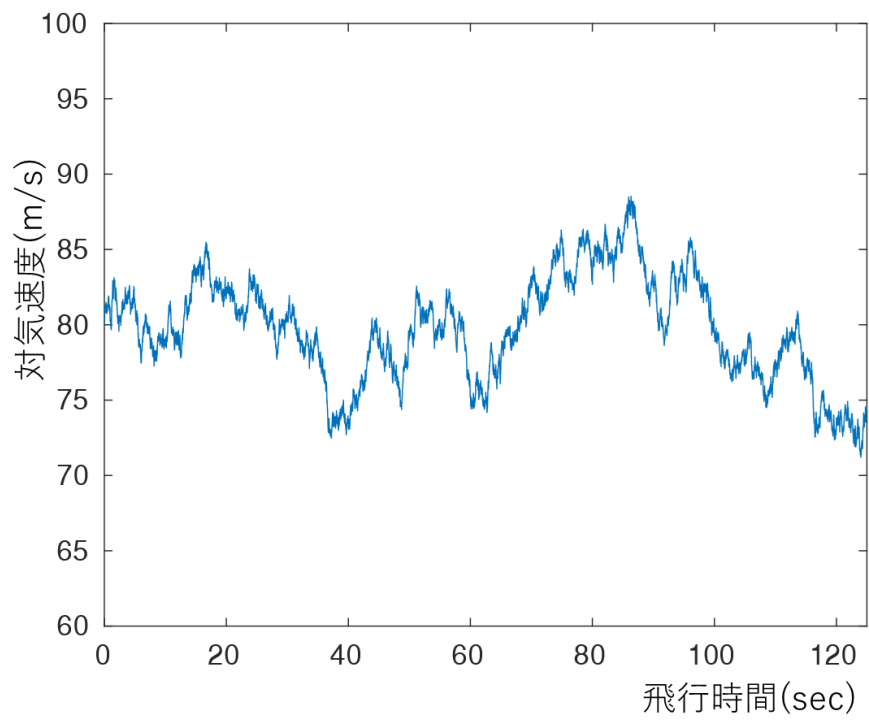


図 2.19 対気速度時間履歴

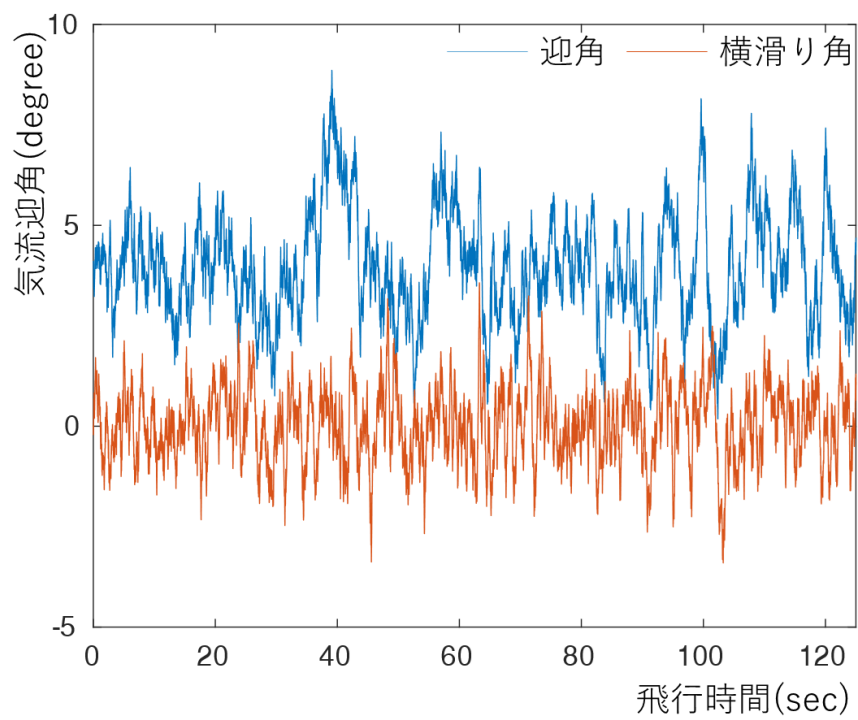


図 2.20 迎角・横滑り角時間履歴

2.3.8 単体のダストデビル突入時の飛行シミュレーション手法

ダストデビルのスケールを、半径と接線方向の流速の最大値の 2 パラメータで整理したものを図 2.21 に示す. Nishizawa らが行った火星大気境界層 LES によるダストデビルの統計解析[29]では、 $19.2\text{ km} \times 19.2\text{ km}$ の空間内に全 3046 種類のスケールのダストデビルが発生する. 本研究では、この結果を参考にこれら 3046 種類のスケールのダストデビルを対象として、それぞれに火星探査航空機が突入した際の飛行特性を、飛行シミュレーションを用いて解析した. シミュレーションでは、図 2.22 のように地面座標系をとり、中心にダストデビルを配置した. ダストデビルの回転方向は、火星において時計回り、反時計回りどちらが多いのか明らかではないが、今回の研究においてはすべて上方から見て反時計回りと仮定した. 火星探査航空機の初期位置は、ダストデビルの半径を a として、 x_e 座標を $-100a$ 、 y_e 座標を $-3a$ から $3a$ まで $0.1a$ 刻みに 61 点、 z_e 座標を 0 の 61 か所とした. 火星探査航空機は初期位置から x_e 方向に定常滑空状態で飛行を開始し、巡航状態で $200a$ 飛行する分の時間だけ計算を行った.

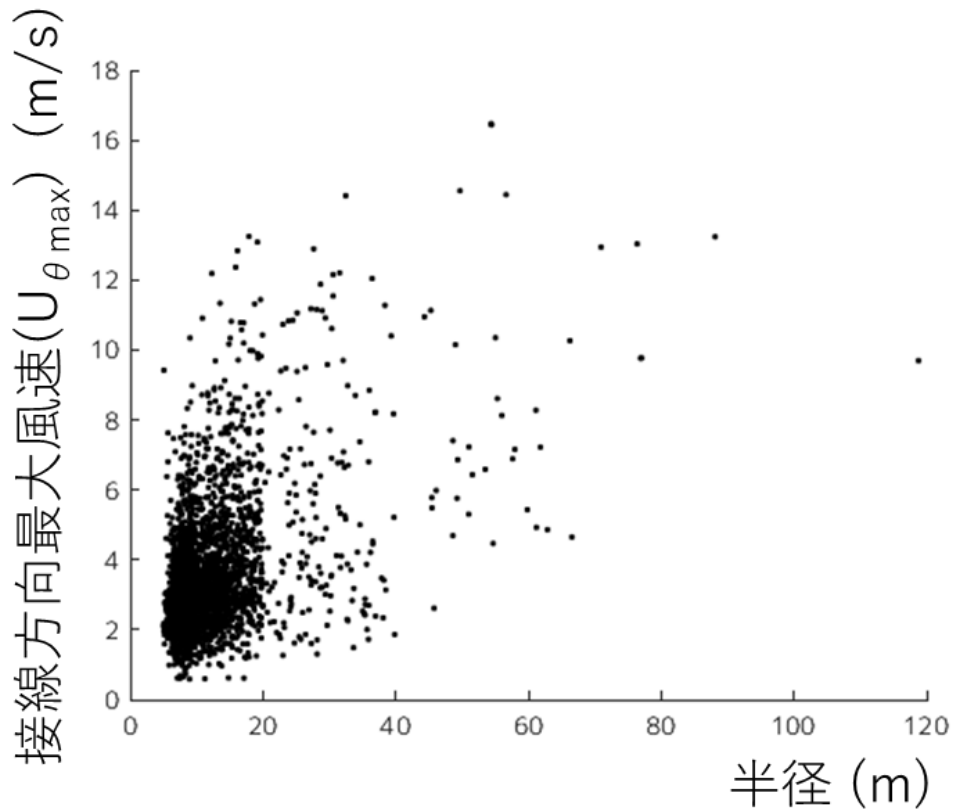


図 2.21 ダストデビルの発生頻度とスケール[29]

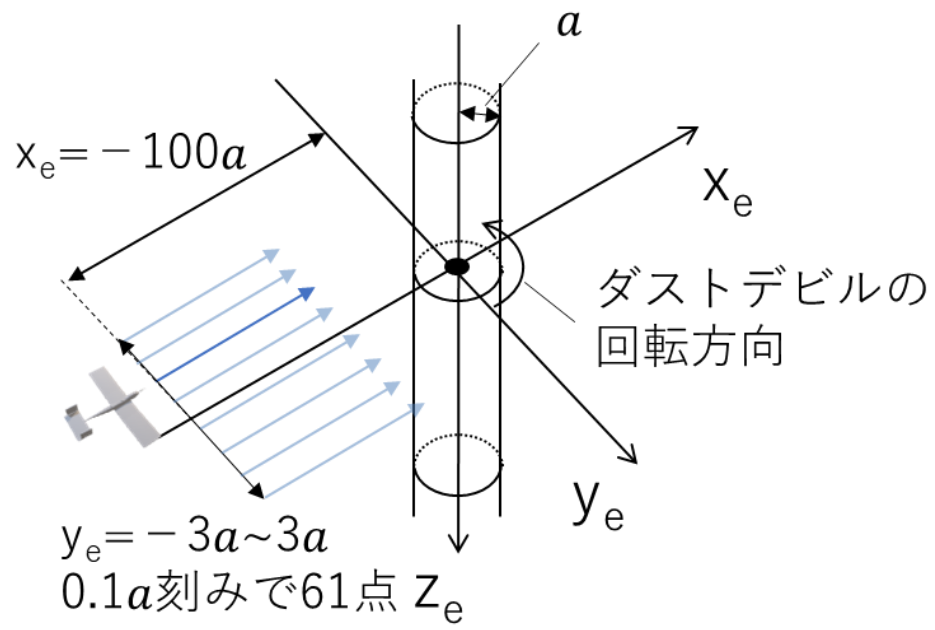


図 2.22 単体のダストデビル突入の計算開始時の座標系

2.3.9 複数のダストデビル突入時の飛行シミュレーション手法

前述の通り，火星ではダストデビルが高頻度で発生しており，複数のダストデビルの影響を同時に考慮する必要がある．そのため，図 2.23 のように $19.2\text{ km} \times 19.2\text{ km}$ の空間内に 3046 種類のダストデビルを 1 つずつランダムに配置し，この空間内で火星探査航空機を約 10 km 飛行させる時間に相当する 125 秒間のシミュレーションを行った．シミュレーションの間，ダストデビルは生成，消滅，移動等することなく，定在すると仮定している．

ダストデビルの回転方向はすべて反時計回りとしている．ダストデビルの中心から，ダストデビルの最大の半径である約 120 m より十分大きい 4 km 以遠ではダストデビルの影響を無視できると仮定し，火星探査航空機から半径 4 km 以内のダストデビルのみの影響を考慮する．開始位置は $x_e = 4\text{ km}$ ， $y_e = 9.6\text{ km}$ ， $z_e = 0\text{ km}$ である．シミュレーション回数は 10000 回とし， Re 数及び気流角をもとに失敗回数を解析した．ただし，飛行開始後 3 秒は助走期間として解析対象から除外した．

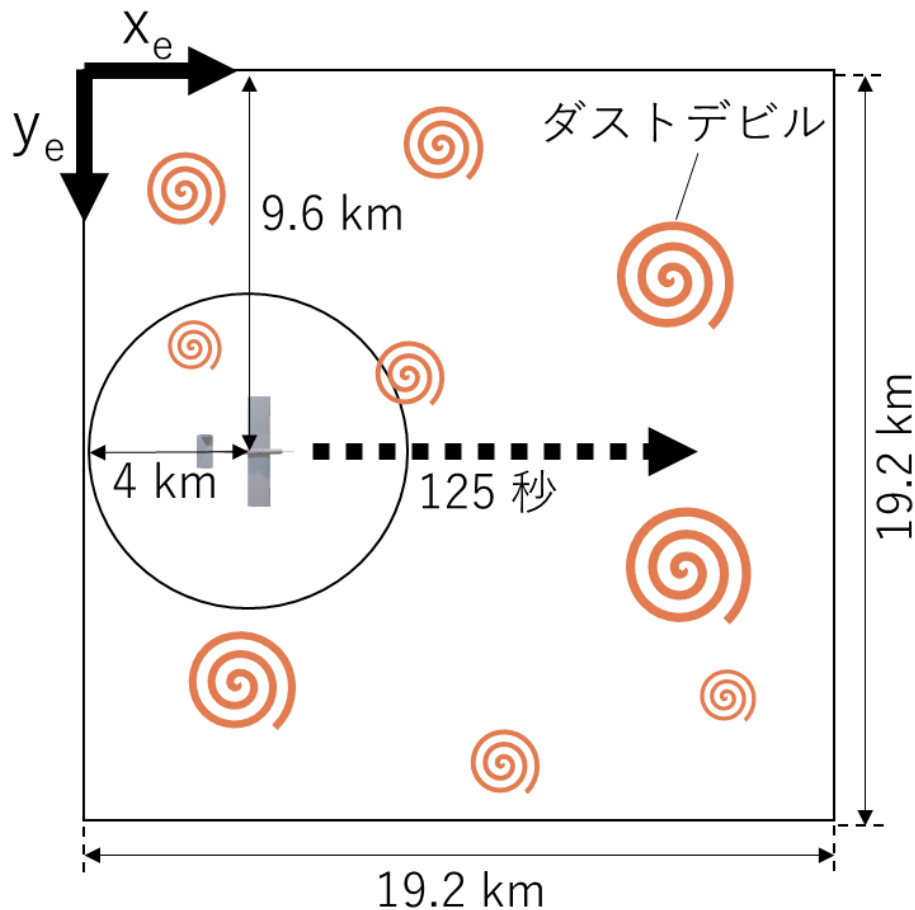


図 2.23 複数のダストデビル突入の計算開始時の座標系

2.3.10 飛行シミュレーションの成否判定

2.3.8 及び 2.3.9 のシミュレーションでは、飛行の成否を判断する必要がある。この判断基準としては、気流角と Re 数が空力モデルの想定範囲内であることとした。この範囲を超えた場合、正常に空力を算出することができないためである。荷重限界に関しては、気流角と Re 数が想定範囲内である場合、運用荷重限界を超過することはない。これは火星では大気密度が低いため動圧が小さく、地球よりも機体にかかる空力が弱いためである。

第三章 結果及び考察

3.1 単体のダストデビル突入時の飛行特性

3.1.1 飛行成否ケース数

図 3.1 に飛行シミュレーションが失敗したダストデビルとその失敗数を，ダストデビルの半径と接線方向風速の最大値 $U_{\theta_{max}}$ で整理して示す．黒い丸は失敗数が 0 であるダストデビルを示しているが，カラーコンターは飛行が失敗したダストデビルの失敗数を示しており，失敗数が少ないと青色，多いと赤色である．

3046 個存在するダストデビルのうち，黒色で示された失敗数が 0 であるダストデビルの数は 2985 であり，全体の 98% のダストデビルでは，突入しても飛行が成功することが分かる．飛行が成功するダストデビルの特徴としては，接線方向風速の最大値 $U_{\theta_{max}}$ が約 9 m/s より小さいか，半径が約 60 m より大きいことである．一方，これらの条件に当てはまらないダストデビルに突入した場合，飛行は失敗する．特に接線方向風速の最大値 $U_{\theta_{max}}$ が大きくなった場合，失敗数は増加する．

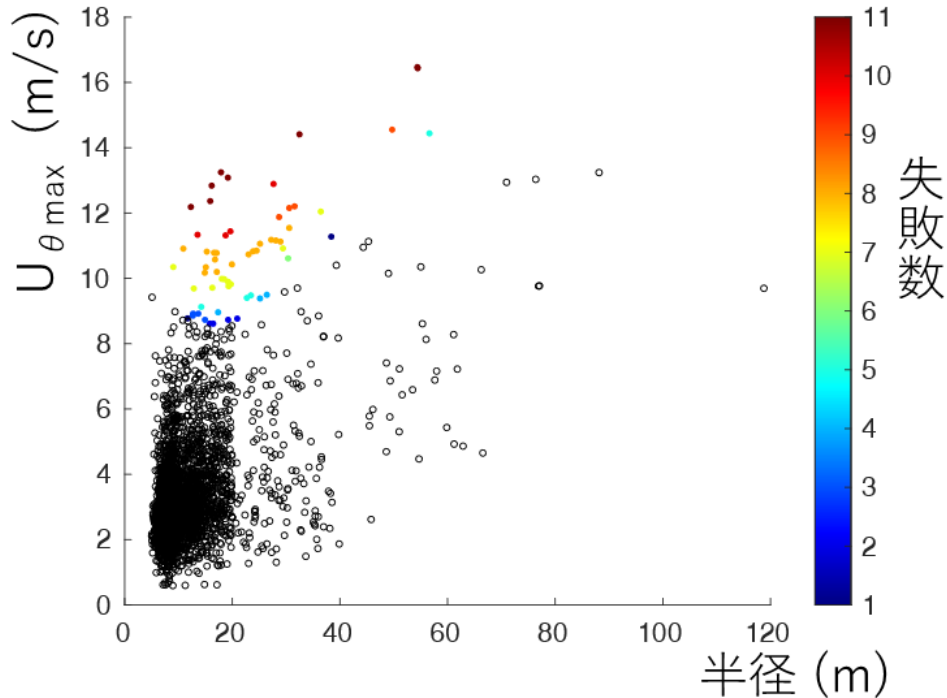


図 3.1 ダストデビルのスケール別飛行成否ケース数

本シミュレーションでは、失敗の要因として、気流角が想定範囲を超えた場合と、レイノルズ数が想定範囲を超えた場合の2つを定義している。失敗の飛行は全部で430ケース存在するが、図3.1に示す失敗ケースの要因の内訳はすべてのケースで気流角が想定範囲を超えたものであり、レイノルズ数が想定範囲を超えたケースはゼロであった。図3.2に気流角がどのように想定範囲を超えたのかを図示している。気流角の想定範囲は迎角が -10 deg から 16 deg 、横滑り角が -10 deg から 10 deg である。この範囲より外側を赤の斜線で示し、その気流角における失敗の飛行ケース数を棒グラフとして示している。

気流角の想定範囲の超え方について、横滑り角が 10 deg を上回るケースを(i)、迎角が -10 deg を下回るケースを(ii)、迎角が 16 deg を上回るケースを(iii)、迎角が -10 deg を下回るケースを(iv)とする。(i)は413ケースあり、失敗ケースの96%を占めている。(ii)は16ケース存在し、(iii)は1ケースのみである。また(iv)に該当する飛行ケースは存在しなかった。本稿では、失敗ケースの主要因である(i)及び(ii)について以降の節で詳細を論じる。

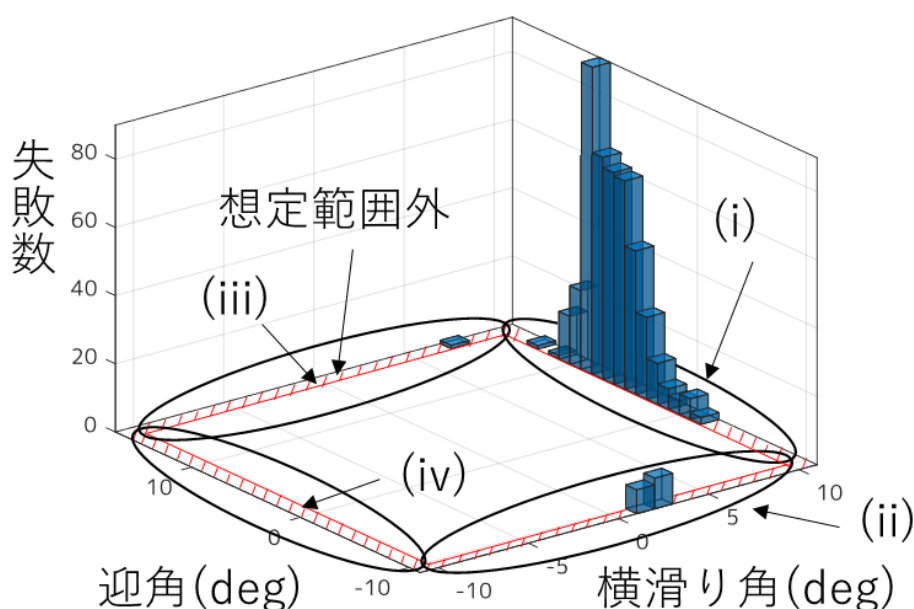


図3.2 飛行失敗時の気流角とケース数

3.1.2 飛行軌跡と失敗要因

3.1.2.1 (i) : 横滑り角が 10 deg を上回るケースについて

図 3.3 に、(i) の全 413 ケースの飛行履歴を迎角と横滑り角について示す。横軸は火星探査航空機の位置 x をダストデビルの半径で割ることで無次元化した x_e 方向無次元位置であり、 $y_e=0$ の場合、 x_e 方向無次元位置が -1 から 1 の範囲はダストデビルのコア領域内となる。

図 3.3 上に示す迎角の飛行履歴について、迎角が想定範囲の -10 deg から 16 deg を超える範囲を赤色で示している。(i) のケースは横滑り角が想定範囲を超えるケースであるため、迎角は赤色の範囲になることはないが、 x_e 方向無次元位置の変化によって、大きく変化していることが分かる。すべての飛行ケースにおいて、ダストデビルのコア領域に到達する x_e 方向無次元位置が -1 前後で迎角が大きくなっている。その後ダストデビルの中心が存在する x_e 方向無次元位置が 0 前後の時に迎角が小さくなる。この時の迎角の減少幅は飛行ケースにより差が大きく、迎角減少幅が小さいケースでは 8 deg 程度、最も迎角減少が大きいケースでは想定範囲の限界に近い -10 deg 近くになる。詳しくは後述するが、この時、迎角が -10 deg よりも小さくなり想定範囲を下回った場合は(ii)のケースに分類される。 x_e 方向無次元位置が 0 より大きくなると、迎角は全ケースにおいて徐々に大きくなるが、想定範囲上限である 16 deg を上回ったり、迎角が減少するなどの事象が発生したりする前に、横滑り角が想定範囲を超過することで飛行が終了する。

図 3.3 下に示す横滑り角の飛行履歴について、横滑り角が想定範囲の -10 deg から 10 deg を超える範囲を赤色で示している。すべての飛行ケースにおいて、ダストデビルのコア領域に到達する x_e 方向無次元位置が -1 前後で横滑り角は多少小さくなっている、しかし x_e 方向無次元位置が -1 より大きくなると横滑り角は急激に増加し、 x_e 方向無次元位置がおおよそ 1 に達するまでには想定範囲を超過して飛行が失敗する。

図 3.3 に示すように、飛行ケースによって迎角、横滑り角の変化の大きさには多少の違いが存在するものの、いずれの飛行ケースにおいても迎角及び横滑り角の変化の傾向には類似性が認められる。このため、任意の 1 飛行ケースを代表例として抽出し、飛行ケース (i) 全体の飛行特性の詳細についてさらに考察を進める。

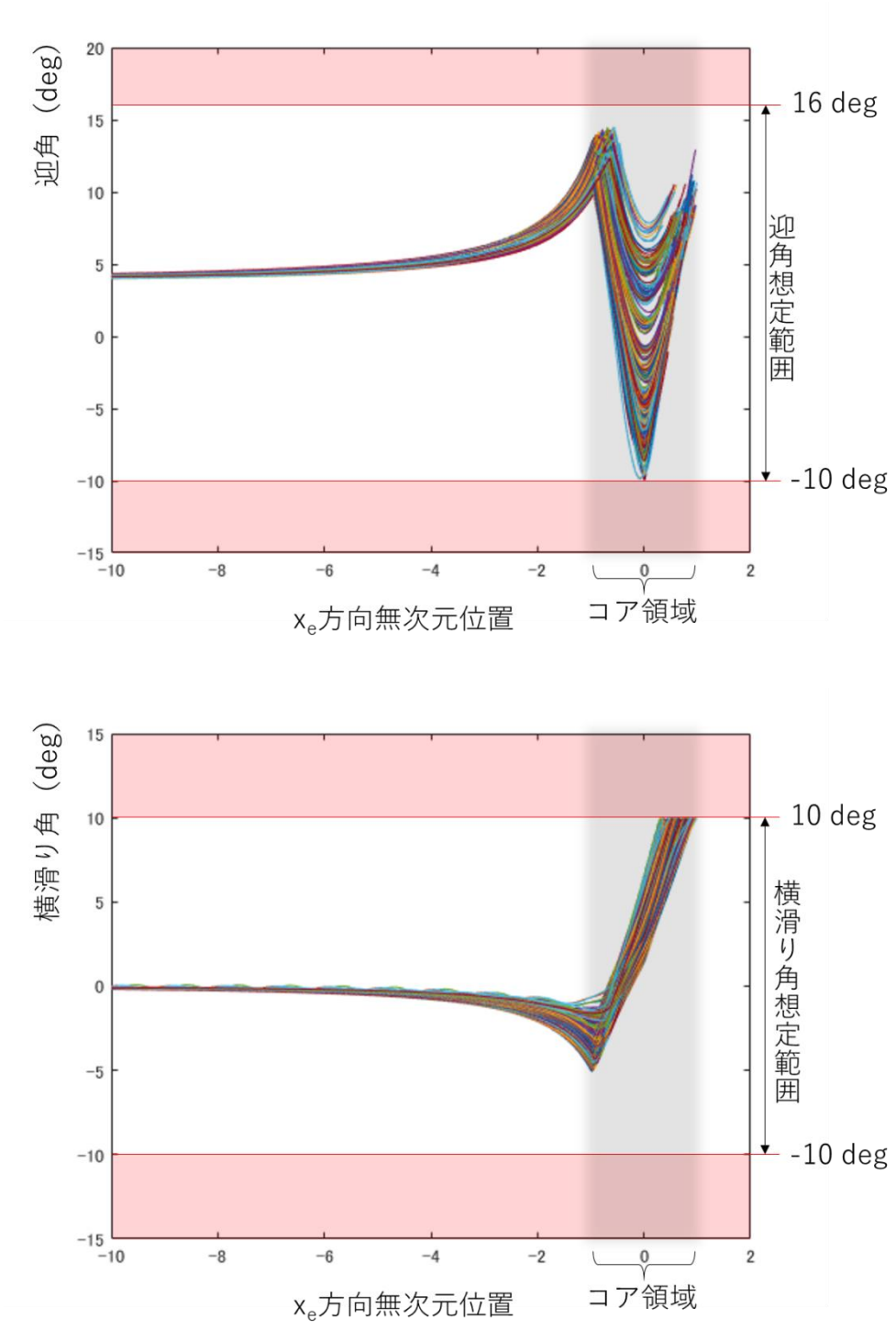


図 3.3 (i) の全ケースにおける迎角の履歴 (上), 横滑り角の履歴 (下)

図 3.4 に、任意の 1 つの飛行ケースの各種パラメータの履歴を示す。横軸は全て x_e 方向無次元位置である。この飛行ケースにおけるダストデビルのスケールは、半径が 9.03 m、接線方向風速の最大値が 10.4 m/s である。図 3.4(a)及び(b)に示す迎角、横滑り角の変化の傾向は上述したとおりであり、ダストデビルから遠い x_e 方向無次元位置が -10 の位置を(A)、横滑り角の変化の仕方が遷移する x_e 方向無次元位置を(B)、ダストデビルの中心付近の位置を(C)、飛行が失敗する x_e 方向無次元位置を(D)とする。図 3.5 に図 3.4(a) ~ (j)をもとに作成した(A) ~ (D)における火星探査航空機の飛行状態を示す。

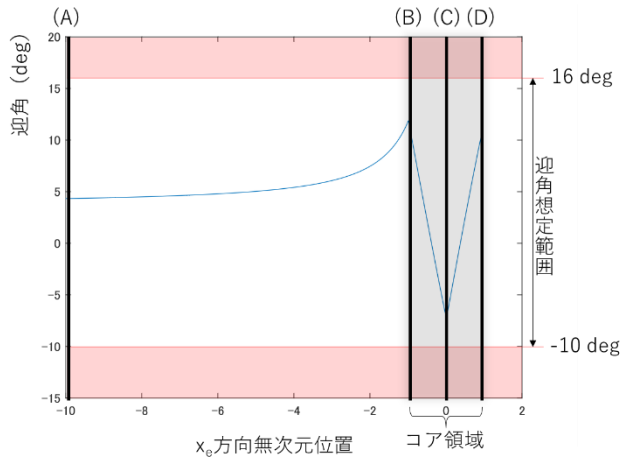
(A)においては、図 3.4 に示すように火星探査航空機はピッチ姿勢角を -1.6 deg 程度に保ちながら迎角が 4.3 deg 程度の気流角で定常滑空を行っている。この時のヨー姿勢角、ロール姿勢角は小さく、横滑り角もほぼ 0 deg 程度である。このためダストデビルによる機体姿勢への影響は小さいと考えられる。

(B)位置に近付くと、図 3.4(d) ~ (e)に示すようにダストデビルによる z_e 方向の風速がマイナス側に強く、 y_e 方向の風速がプラス側に強くなる。これにより、機体姿勢及び気流角は影響を受ける。 z_e 方向の風速による下方向からの吹上により迎角がプラス側に大きくなる。また y_e 方向の風速による右翼側からの横風により横滑り角がマイナス側に大きくなる。ヨー姿勢角もマイナス側に大きくなっているが、これは横滑り角がマイナス側に大きくなったことによって生じた垂直尾翼の風見効果の影響だと考えられる。またロール姿勢角がプラス側に大きくなっているのは、ヨー姿勢角がマイナスとなり機首が左側を向いたため、フィードバック制御によりヨー姿勢角を元に戻すために右に傾くようにロールさせたためだと考えられる。

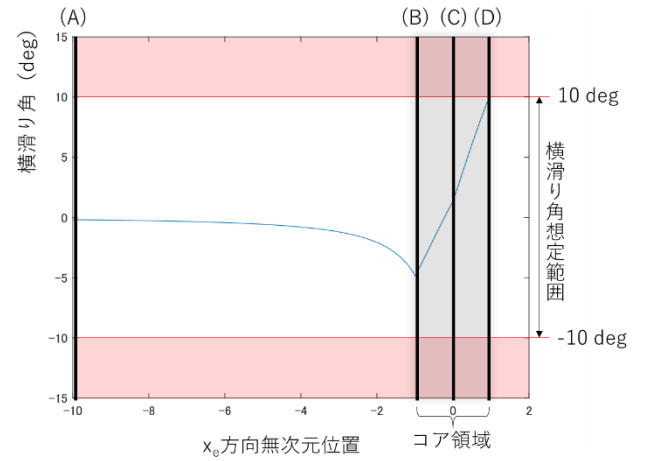
(C)位置に近付くと、図 3.4(d) ~ (e)に示すようにダストデビルによる z_e 方向の風速が急激にプラス側に変化し、 y_e 方向の風速が 0 m/s に近付くように大きく変化する。この変化は上述したのと同様に、機体姿勢及び気流角に影響を与える。 z_e 方向の風速が変化したのに合わせて、迎角はマイナス側に大きくなっている。また、 y_e 方向の風速の変化により、マイナス側に大きくなっていた横滑り角はプラス側へと変化し始めていることが分かる。しかし、ヨー姿勢角は引き続きマイナス側に大きくなっている。これは機体の慣性モーメントによるものだと考えられる。

(D)位置に近付くと、図 3.4(d) ~ (e)に示すようにダストデビルによる z_e 方向の風速が急激にマイナス側に変化し、 y_e 方向の風速変化は(C)とほとんど同じ勾配ではあるものの、マイナス側に変化することが大きな特徴である。これに伴い、迎角、横滑り角はプラス側に大きくなる。この時、 y_e 方向の風速のマイナス側への大きな風向変化と、上述したようにマイナス側に変化するヨー姿勢角のために、横滑り角が想定範囲を超え、飛行が失敗していることが分かる。

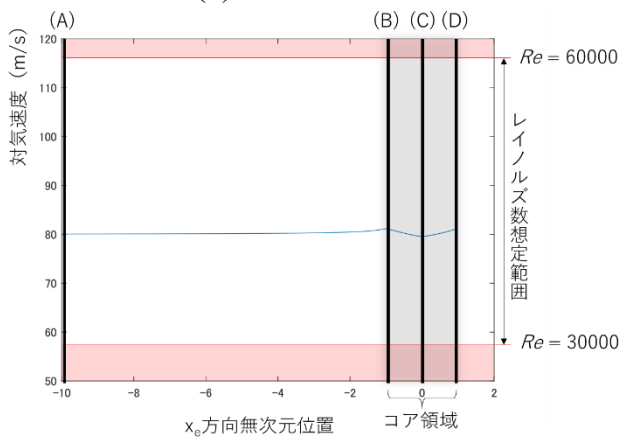
迎角と横滑り角が想定範囲内を大きく変動するのに対し、図 3.4(c)に示す対気速度は、レイノルズ数の想定範囲の幅に対してその変化の大きさは小さい。本シミュレーションではレイノルズ数が想定範囲を超えたことによる失敗例は存在しなかったことと併せて考察すると、ダストデビルに突入する飛行ケースでは対気速度の変化は十分に想定範囲より小さいと考えられる。



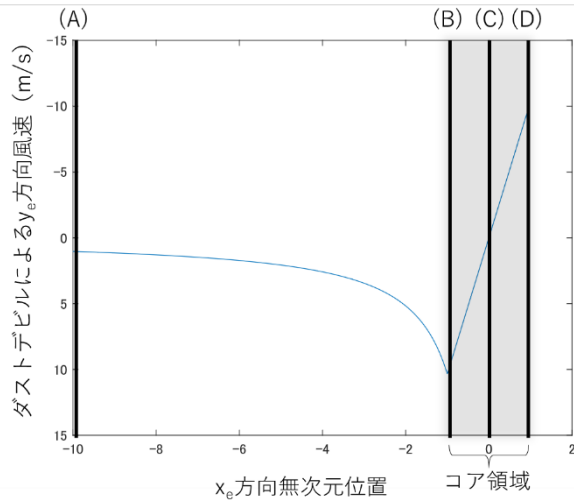
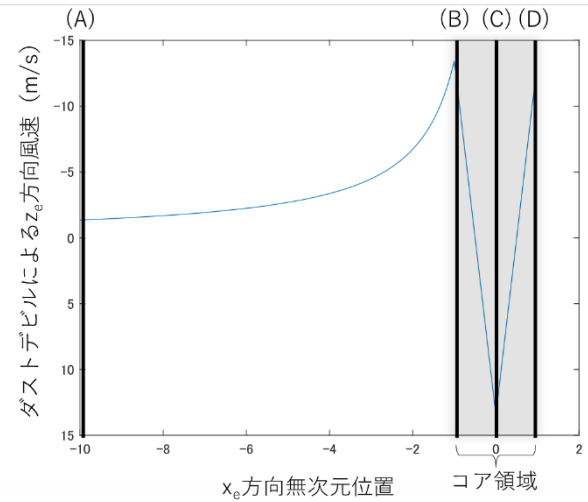
(a) 迎角の履歴

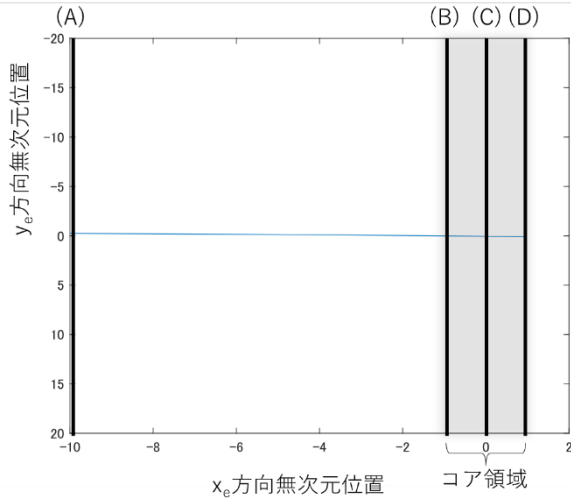
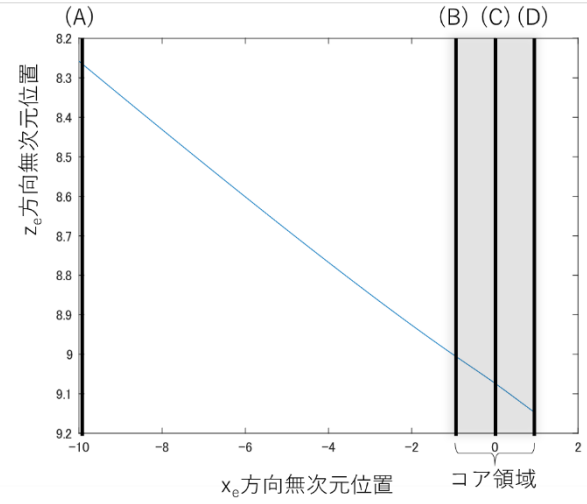
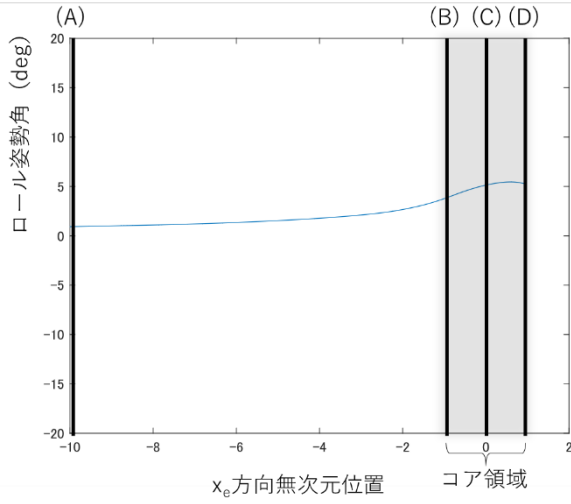


(b) 横滑り角の履歴

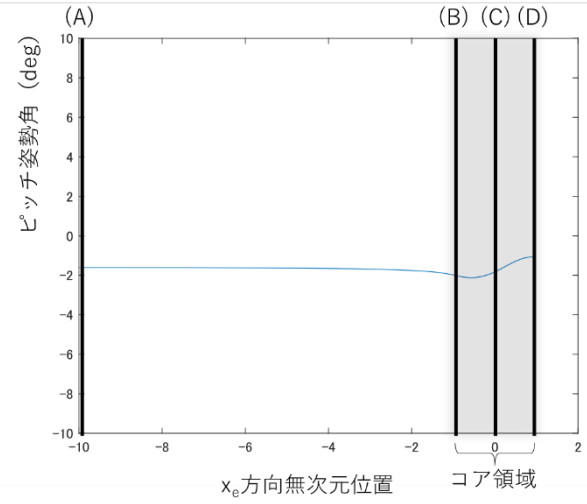


(c) 対気速度の履歴

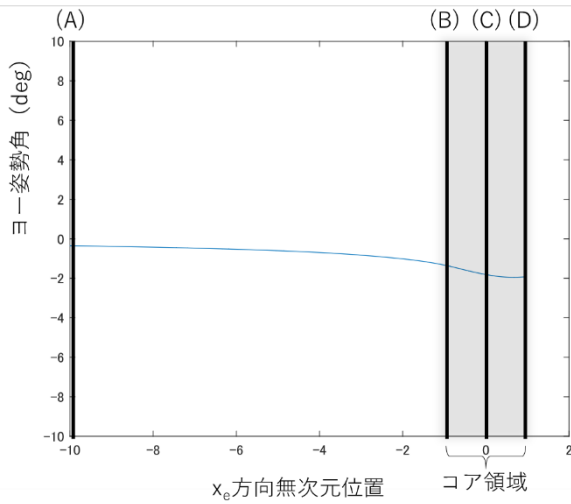
(d) y_e 方向風速の履歴(e) z_e 方向風速の履歴

(f) y_e 方向無次元位置の履歴(g) z_e 方向無次元位置の履歴

(h) ロール姿勢角の履歴

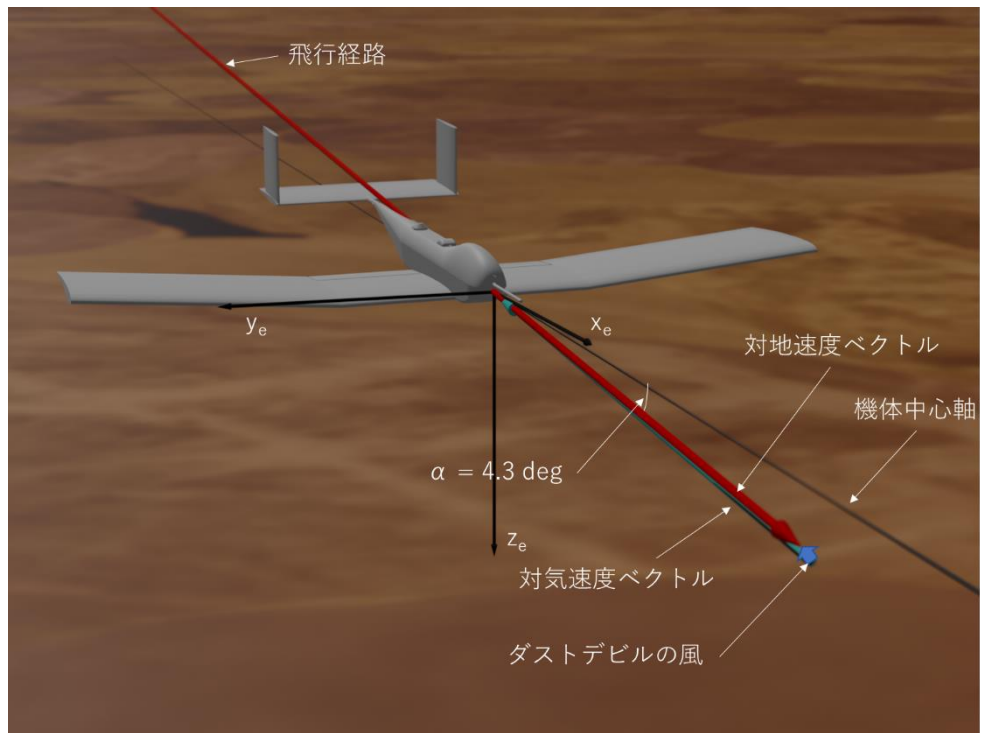


(i) ピッチ姿勢角の履歴

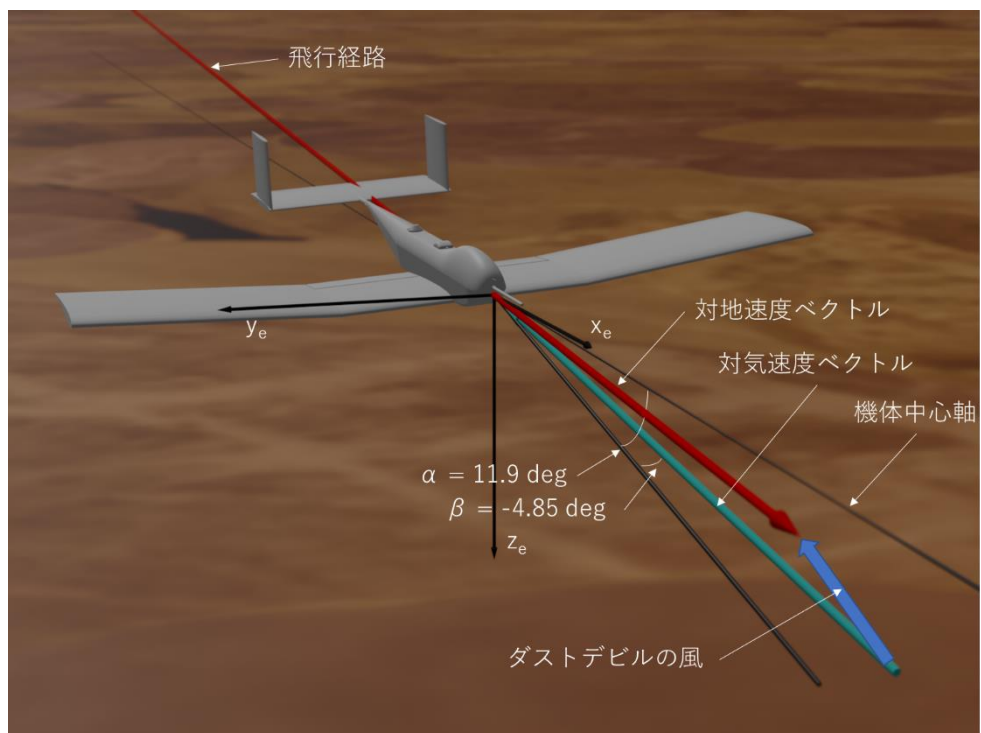


(j) ヨー姿勢角の履歴

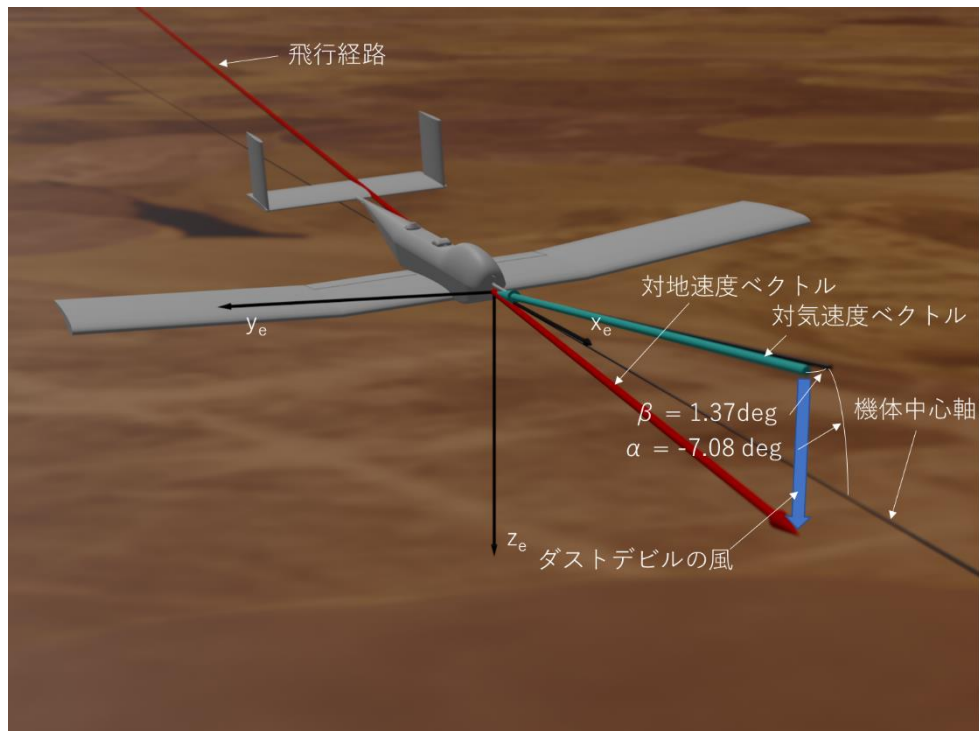
図 3.4 1 飛行ケースの各種パラメータの履歴



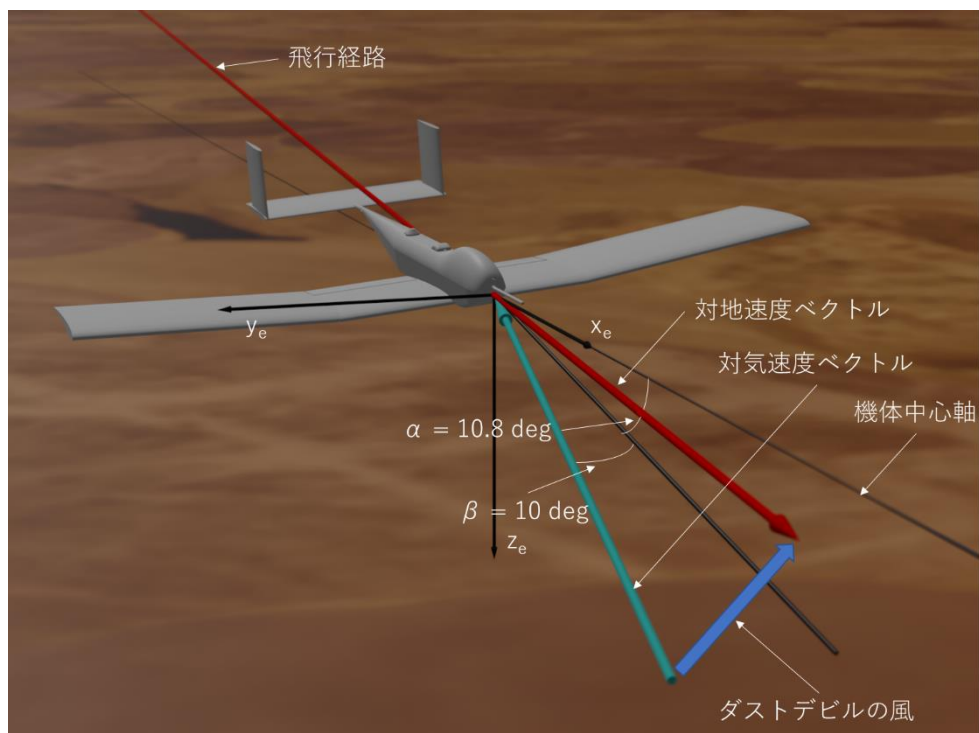
(a) A における飛行状態



(b) B における飛行状態



(c) C における飛行状態



(d) D における飛行状態

図 3.5 A ~ D における飛行状態

3.1.2.2 (ii) : 迎角が -10 deg を下回るケースについて

図 3.6 に (ii) の全 16 ケースの飛行履歴を迎角と横滑り角について示す. (i) のケースと異なり, x_e 方向無次元距離が 0 程度の時に迎角が想定範囲を下回ることによって飛行に失敗していることが分かる. しかし, 基本的な迎角, 横滑り角の変化の傾向は (i) のケースと同様である. このためケース (ii) においても任意の 1 つの飛行ケースを代表例として取り扱い, 飛行ケース (ii) 全体の飛行特性について考察する.

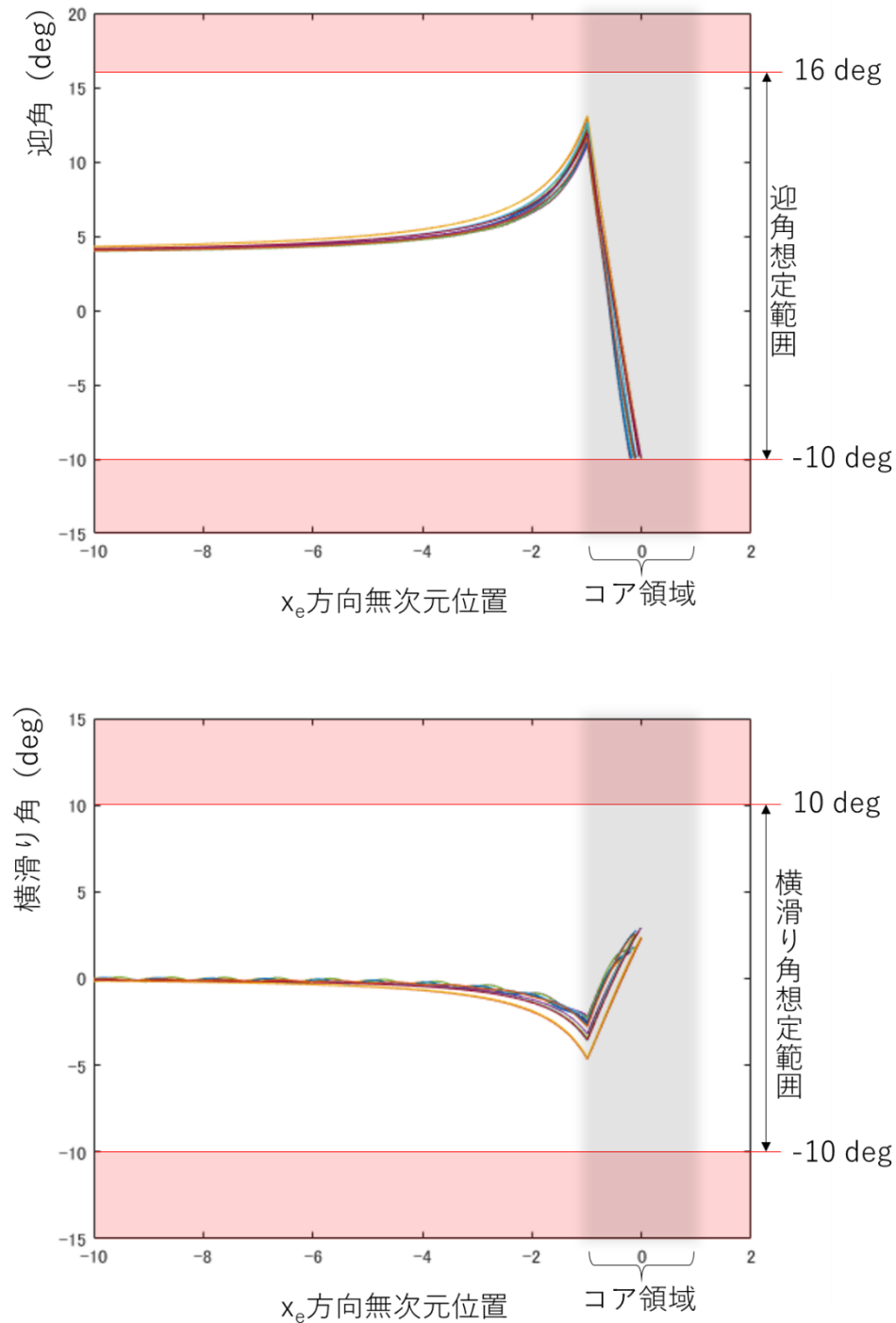
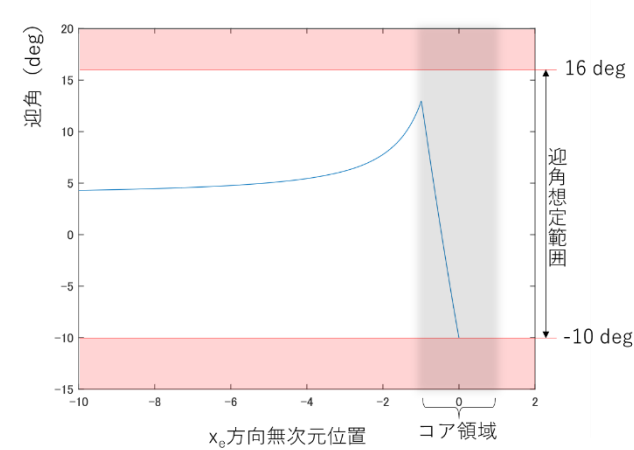


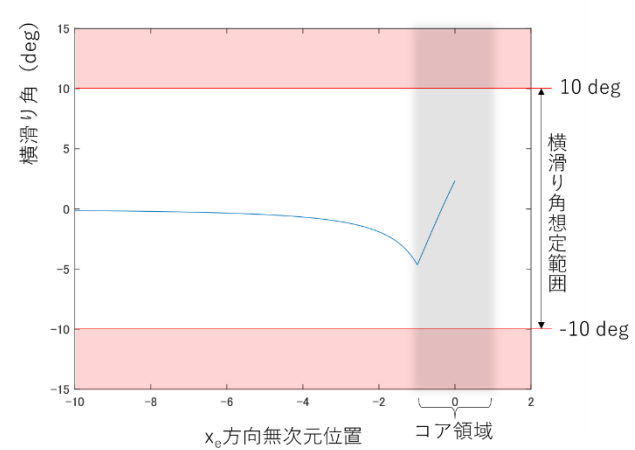
図 3.6 (ii) の全ケースにおける迎角の履歴 (上), 横滑り角の履歴 (下)

図 3.7 に、1 飛行ケースの各種パラメータの履歴を示す．この飛行ケースにおけるダストデビルのスケールは、半径が 16.2 m、接線方向風速の最大値が 12.8 m/s である．

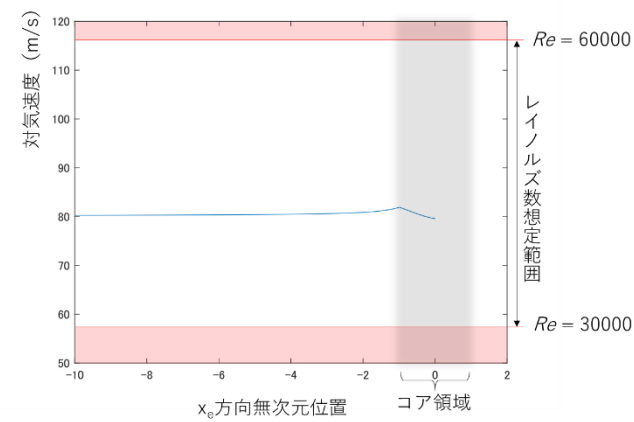
ケース (i) と異なる点として、 x_e 方向無次元距離が 0 付近において、迎角が想定範囲を下回ることによって飛行に失敗していることが挙げられる．しかし、図 3.7(a) ~ (j) に示す各変数の変化の傾向は、 x_e 方向無次元距離が -10 から 0 までの範囲において図 3.4(a) ~ (j) に示す (i) のケースと非常に類似している．しかし、図 4(e) に示す、ダストデビルの中心付近における z_e 方向風速は、ケース (i) と比較し大きくなっている．このため、迎角が想定範囲を下回ってしまったと考えられる．



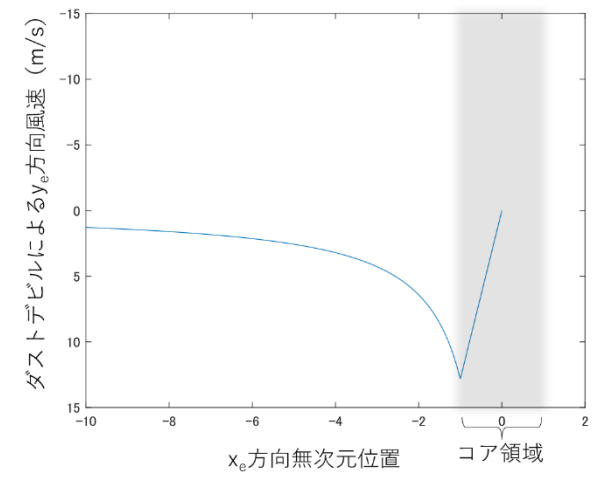
(a) 迎角の履歴



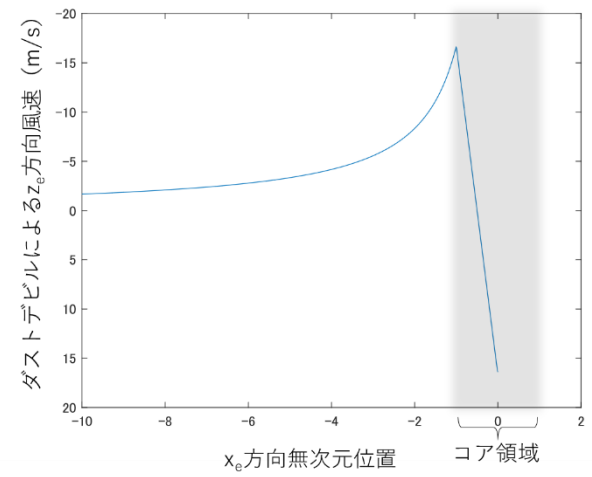
(b) 横滑り角の履歴



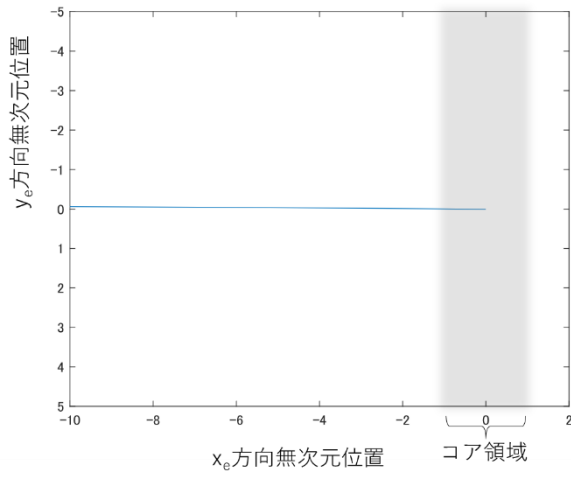
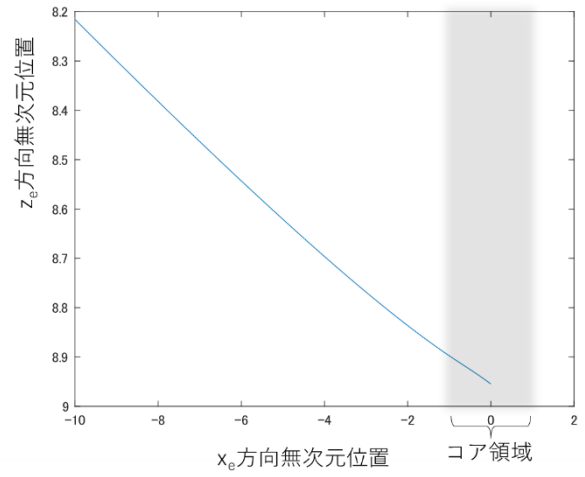
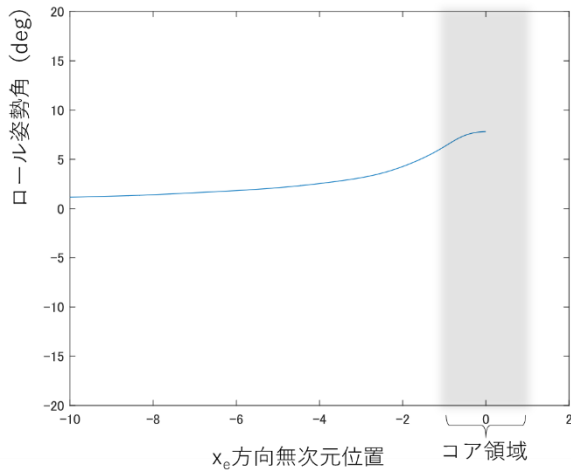
(c) 対気速度の履歴



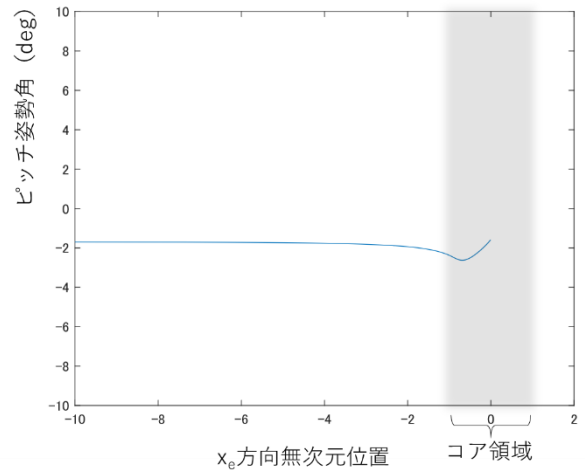
(d) y_e 方向風速の履歴



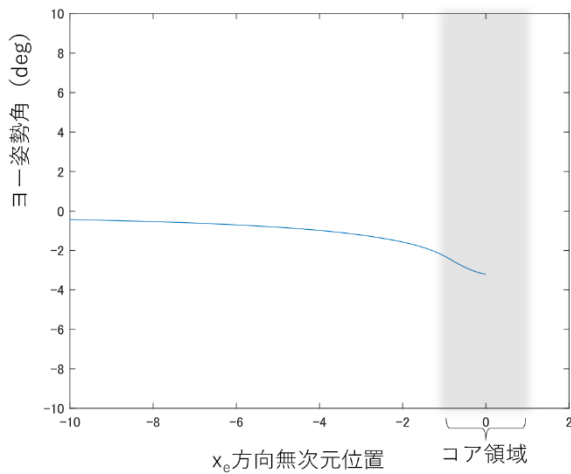
(e) z_e 方向風速の履歴

(f) y_e 方向無次元位置の履歴(g) z_e 方向無次元位置の履歴

(h) ロール姿勢角の履歴



(i) ピッチ姿勢角の履歴



(j) ヨー姿勢角の履歴

図 3.7 1 飛行ケースの各種パラメータの履歴

3.2 複数のダストデビル突入時の飛行特性

10 km の飛行を完了させるまでに成功したシミュレーションは 10000 回中 9719 回であり，10 km の飛行当たりの成功確率は 97.19 %であった．281 回の失敗事例のうち，3 回はレイノルズ数が想定範囲を超えたためであり，残り 278 回は気流角が想定範囲を超えたためである．

飛行が失敗した 281 ケースについて，ダストデビルのコア半径から 1.2 倍の範囲内で失敗したケースが全体の 99%を占めている．つまりほとんどの場合，機体がダストデビルのコア周辺を飛行した場合失敗していることが分かる．

図 3.8 に，各 3046 種類のダストデビルの，単体のダストデビル突入時の失敗数と，複数のダストデビル突入時の失敗時に最も近いダストデビルとしてカウントされた数の二次元ヒストグラムを図示している．相関係数は 0.80 であり，これらは高い相関関係を持つ．つまり，複数のダストデビルが同時に発生している場合において飛行が失敗ケースとなるダストデビルは，前述の単体のダストデビル突入時に飛行が失敗するものと同じであると考えられる．

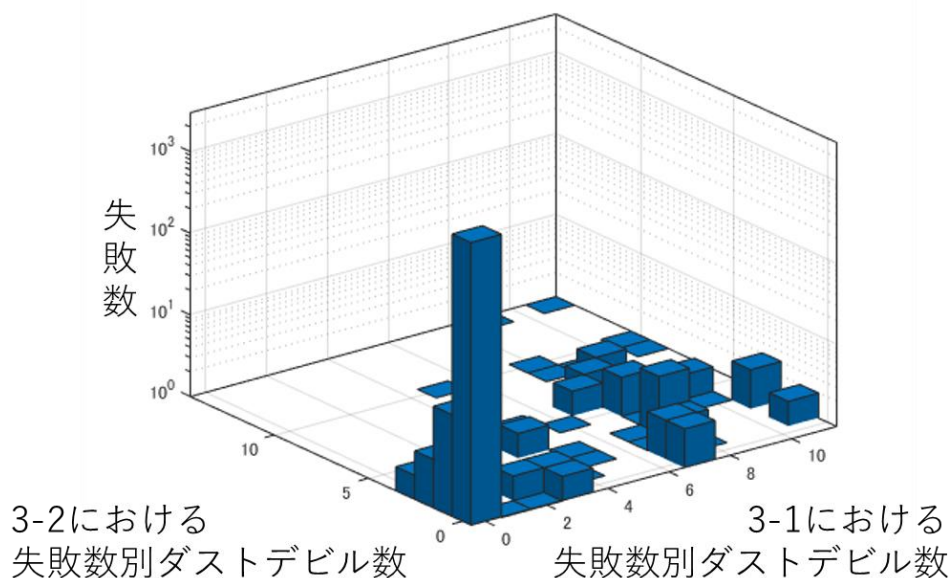


図 3.8 単体のダストデビル突入時と複数のダストデビル突入時における各ダストデビルの失敗数の二次元ヒストグラム

以上のことから，複数のダストデビルが発生している環境で飛行した際の成否は，単体で突入した際に飛行に失敗するダストデビルに突入するか否かに強く依存していると考えられる．

第四章 結論

本研究では、火星探査航空機がダストデビルに突入した際の飛行特性及びダストデビルが複数発生している環境を飛行した際の飛行特性を評価することを目的とした。地球でのダストデビルの構造に着目した先行研究よりダストデビルの風速構造をモデル化し、火星環境を模擬した大規模 LES によるダストデビルの発生分布と、MABE-2 で用いる試験機をもとにした火星探査航空機の飛行シミュレーションを組み合わせ実行した。

シミュレーションにおける失敗の定義は、実験及び数値流体解析により舵角の影響を含めた機体の空力特性が明らかとなっている、迎角が $-10 \text{ deg} \sim 16 \text{ deg}$ 、横滑り角が $-10 \text{ deg} \sim 10 \text{ deg}$ 、レイノルズ数が $30000 \sim 60000$ の範囲をそれぞれのパラメータが超えることとした。

単体のダストデビルに突入した際は、全体の 98% のダストデビルでは、突入しても飛行は成功した。また、失敗する飛行ケースの 96% は横滑り角が想定範囲を上回る事で発生している。これはダストデビルによる急激な横風の変化によるものだと考えられる。ダストデビルが複数発生している環境を飛行した場合、飛行が失敗するケースは 3% 程度と限定的である。飛行の成否は、単体で突入した際に飛行に失敗するダストデビルに突入するか否かに強く依存していると考えられる。

以下では、本シミュレーションにて失敗ケースとしてカウントされるダストデビルに対するロバスト性を高めるための方策について考察する。ダストデビル突入時の飛行の成功率をより向上させるためには、風洞試験や数値流体解析の試験条件を増加させ、気流角の想定範囲を拡大し、再度飛行シミュレーションを行う必要があると考えられる。

空力的な観点から、気流角の変化は急激かつ変動幅が大きいと考えられるため、ヒステリシスと呼ばれる気流角の増大時と減少時で空力特性が変化する現象などを含めた、非定常な空力特性まで考慮できることが望ましいと考えられる。

構造的な観点からは、大規模に気流角が変化する状況のため、機体の変形にも考慮する必要があると考えられる。特に通常では発生しがたい、失速後の高迎角、高横滑り角時の主翼、尾翼の不可逆的な変形や破損が懸念される。

また本シミュレーションで用いた制御則は、フィードバック比例制御を用いて機体姿勢を一定に保つ非常に簡易的なものである。実際の火星探査ミッションにおいては、指定された経路を飛行するような制御が行われると考えられる。この制御則の評価の際には、経路への追従性や通常の大気乱流に対するロバスト性に加え、ダストデビル突入時の機体挙動に対する評価も行うことで、火星探査ミッションの成功率向上に寄与できると考えられる。

参考文献

- [1] G.P.Grotzinger, et al., “Mars Science Laboratory Mission and Science Investigation”, Space Science Reviews, Vol.170, pp.5-56, 2012.
- [2] R.P.Kornfeld, et al., “Verification and Validation of the Mars Science Laboratory/ Curiosity Rover Entry, Descent, and Landing System”, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.51, No.4, pp. 1251-1269, 2014.
- [3] E.Tréguier, et al., “Overview of Mars surface geochemical diversity through AlphaParticle X-Ray Spectrometer data multidimensional analysis:First attempt at modeling rock alteration”, Journal of Geophysical Research, Vol.113, No. E12, pp. E12S34, 2008.
- [4] A. Sakuraba, et al., “Generation of a strong magnetic field using uniform heat flux at the surface of the core”, Nature Geoscience, vol. 2, pp. 802-805,2009.
- [5] A. Petrosyan, et al, “The Martian Atmospheric Boundary Layer”, Reviews of Geophysics, vol. 49, pp. RG3005, 2011.
- [6] Yu Tao, et al., “Seamless 3D Image Mapping and Mosaicing of Valles Marineris on Mars Using Orbital HRSC Stereo and Panchromatic Images”, REMOTE SENSING, vol. 13, pp. 1385, 2021
- [7] 国立天文台,理科年表, 丸善雄松堂, 2021.
- [8] W. V. Brown et al., “The Mars Project”, University of Illinois Press, 1953.
- [9] V. C. Clarke, et al., “A Mars Airplane Oh Really?”, 17th Aerospace Sciences Meeting, 1979.
- [10] A. Colozza, “Preliminary design of a long-endurance Mars aircraft”, 26th Joint Propulsion Conference, 1990.
- [11] L. A. Young, et al., “Aerial Explorers” 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2005.
- [12] H. Wright, et al., “ARES Mission Overview - Capabilities and Requirements of the Robotic Aerial Platform”, 2nd AIAA “Unmanned Unlimited” Conf and Workshop & Exhibit, 2003.
- [13] R. D. Braun, et al., “Design of the ARES Mars Airplane and Mission Architecture”, Journal of Spacecraft and Rockets Vol. 43 No. 5, pp. 1026–34, 2006.
- [14] Y. Tanaka, et al., “Concept Design of Mars Airplane for Geographical Exploration”, Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences Vol. 54 No. 624, pp. 24–6, 2006
- [15] S. W. Maser, et al., “Mars Science Helicopter: Conceptual Design of the Next Generation of Mars Rotorcraft”,ASCEND 2020, Virtual Event, 2020.
- [16] 大山聖, “MELOS1 にむけた火星飛行機 の概念検討”, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 3F01, 2010.
- [17] 大山聖, 他, “火星探査飛行機 の多目的設計探査”, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2G01, 2011.
- [18] K. Fujita, et al., “Conceptual Design of Mars Airplane”, Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences Aerospace Technology Japan, Vol. 10, No. ists28, pp. Te_5-Te_10,2012.
- [19] H. Nagai and A. Oyama, “Mission Scenario of Mars Exploration by Airplane”, Proceedings of The 2013 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 2013.
- [20] K. Fujita, H. Nagai and A. Oyama, “A Parametric Study of Mars Airplane Concept for Science Mission on Mars”, Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences Aerospace Technology Japan, Vol. 14, No. ists30, Pk_83–8,2016.
- [21] J. H. McMasters and M. L. Henderson, “Low-Speed Single-Element Airfoil Synthesis”, Technical Soaring, Vol. 6, No. 2, pp. 1–21, 1980.
- [22] M. Anyoji, et al., “Computational and experimental analysis of a high-performance airfoil under low-Reynolds-number flow condition”, Journal of Aircraft, Vol. 51, No. 6, pp. 1864-1872, 2014.
- [23] M. Anyoji and D. Hamada, “High-performance airfoil with low Reynolds-number dependence on aerodynamic characteristics”, Fluid Mechanics Research International Journal,

Vol. 3, No. 2, pp. 76–80, 2019.

- [24] 大山聖, 他, ”高高度飛行試験による火星飛行機の空力データの取得”, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告: 大気球研究報告, pp. 69-80, 2017.
- [25] M. Anyoji, et al., “Evaluation of Aerodynamic Performance of Mars Airplane in Scientific Balloon Experiment”, Fluid Mechanics Research International Journal, Vol. 1, Issue 3, pp. 6-12, 2017.
- [26] 平松修一, “ステレオ写真測量法の適用による火星探査航空機の空力弾性変形に関する研究”, 九州大学大学院 総合理工学府 2020 年度修士論文.
- [27] D. Banfield, et al., “The atmosphere of Mars as observed by InSight”, Nature geoscience, Vol. 13, No. 3, pp. 190-198, 2020.
- [28] M. Balme and R. Greeley, “Dust devils on Earth and Mars”, Reviews of Geophysics, Vol. 44, No. 3, 2006.
- [29] S. Nishizawa. et al., “Martian dust devil statistics from high-resolution large-eddy simulations”, Geophysical Research Letters, Vol. 43, No. 9, pp. 4180–4188, 2016.
- [30] M. V. Kurgansky, et al., “Dust Devil Steady-State Structure from a Fluid Dynamics Perspective”, Space Science Reviews, Vol. 203, pp. 209-244, 2016.
- [31] M. Klose, et al., “Dust Devil Sediment Transport: From Lab to Field to Global Impact”, Space Science Reviews, Vol. 203, pp. 377-426, 2016.
- [32] J. T. Schofield, et al., “The Mars Pathfinder Atmospheric Structure Investigation (ASI/MET) Meteorological Experiment”, Science, Vol. 278, No. 5344, pp. 1752-1758, 1997.
- [33] 柳原正明, 航空宇宙技術研究所資料 TM-594 宇宙往還機飛行シミュレーションプログラム, 航空宇宙技術研究所, 1988.
- [34] 柳原正明, 宇宙航空研究開発機構研究開発資料 飛行シミュレーションアルゴリズム, 宇宙航空研究開発機構, 2021.
- [35] S. Taniguchi, et al., “Experimental and RANS analysis of full Mars airplane configurations”, AIAA SciTech 2020 Forum, 2020.
- [36] A. Hashimoto, et al., “Toward the fastest unstructured CFD code "FaSTAR"”, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2012.
- [37] A. Isaac. “Scattered data interpolation methods for electronic imaging systems: a survey.” Journal of Electronic Imaging. Vol. 11, No. 2, pp. 157–176, 2002.
- [38] H. Tokutake, et al., “Exploration of Wind Structure on Mars using an Airplane and Flight Feasibility Study”, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 40, No. 4, pp. 212-220, 2017.
- [39] 茨木俊秀, 離散化最適化法とアルゴリズム, 岩波書店, 1998.
- [40] U.S. Military Handbook: MIL-HDBK-1797, 1997.

謝辞

本論文を完成させるにあたり、多くの方々のお力添えを頂きいたことに心から感謝申し上げます。

安養寺正之 准教授には、指導教官として手厚くご指導いただいたことに加え、指導者としての理想的な姿を教えてくださいました。ここに心から御礼申し上げます。大和裕里秘書には、本研究室における事務関連等、陰ながら様々な便宜を図って頂きました。ここに心から御礼申し上げます。3年間お世話になりました。

JSPS 外国人特別研究員の Tran The ung 先生には、異なる研究分野ながら私の拙いでのコミュニケーションを通じて様々な助言をいただきました。感謝いたします。

研究室の先輩である博士課程後期一年の土黒聖斗さんには、研究室配属からの3年間、研究に対する助言から実験に関する補助・相談、研究室の運営、さらには日々の昼食に至るまで公私ともに大変お世話になりました。誠にありがとうございました。

研究室の同期である宇佐見一輝君、向原大貴君には、研究に関する議論や結果の考察、資料作成に関する相談や助言など、研究を行う上でこの上ないほどの助力を頂きました。またコロナ禍における研究生活という気鬱になりかねない日々を公私ともに楽しく過ごすことができたのは御二人のおかげです。感謝の意を表します。

同じ研究室で過ごしてきた山元龍君、宮武京右君、山口拓真君、谷晃徳君、虎尾祐介君、竹下昭彦君、隅田龍太君にも心から感謝いたします。今後の活躍を期待しています。

最後に、大学の4年間、大学院の2年間、計6年間経済的にも精神的にも支えて頂いた両親、家族に感謝します。日頃よりたくさんの支援をして下さり、十分に学業や研究活動に打ち込める環境を与えて下さったことに深く感謝申し上げます。

令和4年2月8日
青木 拓未