

1201

将来の風速情報を考慮した航空機操縦支援システムの研究開発

加茂 舜平, エントジンガー ヨルグオノ, 上村 常治, 鈴木 真二^{*1}

Aircraft Control Advisory System Development Using Future Wind Information

Shumpei KAMO, Jorg Onno ENTZINGER, Tsuneharu UEMURA and Shinji SUZUKI^{*1}

^{*1}Department of Aeronautics & Astronautics, The University of Tokyo
7-3-1 Hongo, Bunkyo-ku, Tokyo 113-8656, Japan

It has become more necessary to find a way to fly safely under turbulence since external disturbances are still major cause of the air traffic accidents. One possible solution for this problem is to develop a control advisory system for pilots using wind speed information ahead of the aircraft measured with the Doppler LIDAR. This paper mainly focuses on how to calculate such control advice from the LIDAR information. We propose a control advisory calculation based on the Energy Principle. It provides advice to control the longitudinal aircraft dynamics from the viewpoint of the mechanical energy, a concept that is intuitive to pilots. In order to understand the Energy Principle, the aircraft's equations of motion will be derived starting with the mechanical energy transformation law. Owing to the Energy Principle, the thrust controls the mechanical total energy and the elevator distributes the total energy between the kinetic and potential energies. The total energy and the energy distribution are fed back to calculate the control advice. For evaluating how well the proposed system calculates suitable control advice, numerical simulations were carried out. The results clearly show that the preparation of the energy for the expected wind shear can be achieved.

Key Words : Control Advice, Energy Principle, Doppler LIDAR, Flight Director, Integrated FD, Pilot Assistance

文字の定義

Γ	: 経路角	D	: 抗力	δ_e	: エレベータ操舵	E	: 正規比エネルギー
g	: 重力加速度	h	: 高度	θ	: ピッチ角	K_p, K_I	: PI ゲイン
K_v, K_h	: 時定数の逆数	K	: 運動エネルギー	m	: 質量	T	: 推力
U	: ポテンシャルエネルギー	τ_L	: LIDAR 観測レンジ	V	: 速度	W	: 重量

添え字の意味

a	: 対気	c	: コマンド	dis	: 配分	ex	: 余剰	GS	: グライドスロープ
g	: 対地	K	: 運動	L	: LIDAR	ref	: 参照	req	: 必要
tgt	: 目標	tot	: 総	U	: ポテンシャル	w	: 風		

1. 研究背景

航空機はこれまで幾多の事故に見舞われてきたが、今日においては、航空事故の原因が変化してきている。航空黎明期には、航空事故は主に機体自体の問題によって引き起こされたが、航空技術が進歩した現在ではそのような事故は大幅に減少した。しかし、運航に支障をきたす外乱を原因とする事故は、依然として多く発生しており、現代の航空事故の主要な原因となっている。そのような外乱の中でも、特に事故の原因となっているもの

^{*1} 東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻 (〒113-8656 東京都文京区本郷 7-3-1)
E-mail of corresponding author: shumpei-kamo@g.ecc.u-tokyo.ac.jp

は、ウインドシアなどの突風や乱気流である⁽¹⁾。例えば航空機が滑走路への着陸進入中に突然の強い追い風（ウインドシア）に遭遇した場合、パイロットは高度低下による地面への激突を避けるために推力を必要な値まで増加させねばならないが、特に中・大型機では、操縦に対する航空機の応答に一定の遅れがあるため、そのような突風が事前に予見されていなかった場合、パイロットの操縦が間に合わず、事故に発展することも考えられる。このような問題を解決する1つの手段として、ドップラーライダー（LIDAR）の使用が挙げられる。LIDARとは航空機搭載型の観測機器であり、航空機前方にレーザー光を発射し、風速を測定する。これにより、従来の気象レーダーでは観測することのできなかった乱気流の風速を測定することができる。日本では宇宙航空研究開発機構（JAXA）が実用化を目指して研究開発を行っている⁽²⁾。LIDARによって観測された風速情報、すなわち航空機がこれから遭遇する風速情報を事前に知ることができれば、パイロットは、予測された乱気流に対して、十分な時間をかけて準備をすることができる。

このような背景のもと筆者らは、LIDARによる風速予見情報を用いて必要な操縦入力を計算し、コックピットディスプレイを介してパイロットに操縦指示を出すシステムの研究をおこなっている⁽³⁾。現代の航空機にはFD（Flight Director）と呼ばれる操縦指示システムが搭載されている⁽⁴⁾が、その操縦指示の対象は姿勢角のみである。姿勢角と共に飛行制御にとって重要な役割を果たす推力は、操縦指示の対象に含まれていない。その上、現行のFDが出す操縦指示は、将来遭遇する風速は考慮されていない。また、LIDAR情報を応用する研究は、これまで主に自動操縦を対象におこなわれてきた⁽⁵⁾が、現在の民間航空機の運航方法を考慮すると、パイロットへの操縦指示も同時に必要である。というのも、ウインドシアなどの突風が特に重大な事故へとつながりやすく、かつ複雑な操縦や判断が必要とされる離着陸時の操縦については、現在でも自動操縦ではなくパイロットが担当することが多いからである。以上のことから、筆者らは研究目標として、姿勢角と推力の両方に対して操縦指示を計算すること、その操縦指示計算にLIDAR情報を導入すること、そして姿勢角と推力の操縦指示をパイロットに表示するための新しいディスプレイを開発すること、の3点に取り組んでいる。

本論文では、LIDAR情報を考慮した操縦指示の理論的計算方法を中心に述べる。計算には、エネルギー原理⁽⁶⁾⁽⁷⁾を採用する。理論展開時に重要となる点は、風の影響を考慮した場合に航空機の運動方程式がどう修正されるか、LIDAR情報を理論式にどのように導入するか、そしてエネルギー原理の物理的意味、の3点である。なお、本論文では操縦支援システムの概要や操縦指示のシミュレーション結果にも簡単に言及するが、より詳しい内容はKamo他⁽³⁾の中で述べられている。

2. 航空機操縦支援システムの概要

本章では、筆者らが提案する操縦支援システムについて簡潔にまとめる。システムの概要を図1に示す。パイロットが操縦桿などの操縦装置を用いて航空機を飛行させると、操縦指示計算器は、その飛行状態およびLIDARにより観測された将来の風速情報を用い、操縦指示値を計算する。操縦指示（すなわち必要な制御入力を）を計算するための制御理論として、本研究ではエネルギー原理⁽⁶⁾⁽⁷⁾を採用する。エネルギー原理は航空機の運動を力学的エネルギーの視点から捉えるが、この考え方はパイロットにとって直感的に理解しやすく、受け入れやすいものであると期待される。計算された操縦指示は、“Integrated FD”と呼ばれる飛行計器を介してパイロットに表示され、パイロットはその指示を追従することにより、航空機を制御する。本研究では主に図1中の赤枠で囲まれた部分を扱っている。すなわち、操縦指示の計算と、操縦指示表示のためのIntegrated FDの開発である。その中でも特に、エネルギー原理をパイロットへの操縦指示に応用すること、その計算にLIDAR情報を導入すること、更に計算された操縦指示をIntegrated FDという形で表示することが、筆者らの新たな提案である。操縦指示計算の説明は第3、4章に譲り、ここではIntegrated FDについて簡単に述べる。

Integrated FDはPFD⁽⁴⁾（Primary Flight Display）上に表示される操縦指示計器であり、図2のような見た目を持つ。Integrated FDはピッチ角FDと推力FDの2つのFlight Directorから成る。ピッチ角FDは現行のものと同様にマジェンタの十字バーで構成される。パイロットは操縦桿を用いてエレベータ操舵をおこない、航空機のピッチ角表示を十字バーの交点に一致させることにより、ピッチ角指示に追従する。ただし現行のピッチ角FDとは異なり、ピッチ角指示の計算には現在の風に加えてLIDAR情報も用いる。一方推力については、3つの円で構成されるFDを提案する。マジェンタの円は推力指示、黒実線の円はスロットルレバーによる推力設定値、そし

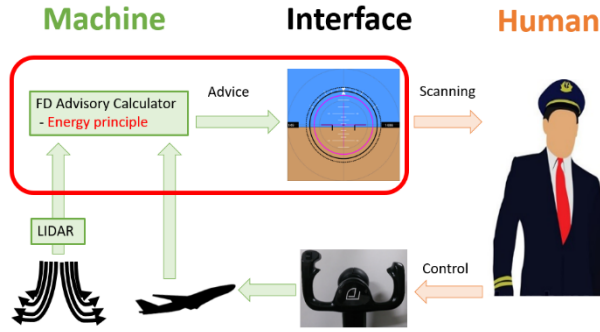


Figure 1 The overview of the proposed control advisory system.

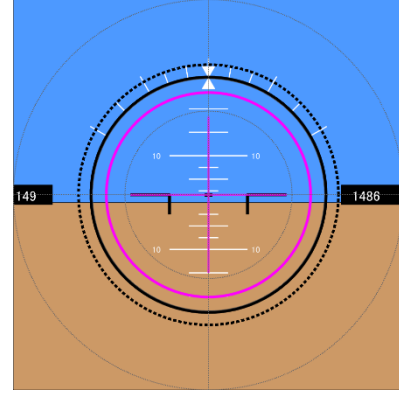


Figure 2 Integrated FD.

て黒破線は実際のエンジン推力を示し、推力の大きさを円の大きさに表現する。エンジンの応答には遅れがあるため、スロットルレバーによる推力設定と現在の推力は別々に表示する必要がある。パイロットはスロットルレバーを操作し、黒実線の円の大きさをマゼンタの円の大きさに合わせることで、推力指示に追従する。ピッチ角FDと推力FDを統一のディスプレイに表示したものが、Integrated FDである。

ところで、本研究での操縦指示に欠かせないLIDAR情報についても簡単に述べておく(図3)。LIDARは航空機前方の風速を観測できる装置であるが、現在開発中のものは観測軸方向の風速しか測定できないという制約を持つ。すなわち図3において、LIDARは風速 V_w の観測軸方向成分 V_L のみを測定でき、それに垂直な方向成分を観測することはできない(ただし、垂直方向成分を推定する方法は研究されている⁽²⁾)。加えて、本研究では簡単のために、LIDARは固定時間レンジ τ_L 後に航空機が遭遇する風の風速を取得するものと仮定する。本来LIDARは航空機前方の複数点の風速を観測できるが、今回は一点のみの観測とした。また航空機はLIDARが観測した空間上の点を必ずしも通るとは限らないし、その点での風速は時間 τ_L の間に变化する可能性もある。ただしこれらのことは考慮せず、理想的に、航空機が τ_L 後に遭遇する風の風速を完全に測定できるものとする。

3. 航空機の運動方程式をエネルギー関係式から導く

本章では、航空機の運動方程式を力学的エネルギー関係式から導く方法について議論する。通常は航空機の運動方程式を積分することによりエネルギー関係式を導出するが、操縦指示値を計算するために用いられるエネルギー原理(第4章)を理解するためには、通常とは逆の手順を踏む方が便利である。本章では、風なしの場合のエネルギー関係式を出発点とし、それを微分することにより運動方程式を導く。その後、風の効果を運動方程式に導入する方法について述べる。ただし本研究においては、航空機は質点であると仮定し、回転運動は考えない。また航空機の縦の線形運動(詳しくは加藤他⁽⁸⁾)のみを考え、旋回や横滑りなどは考慮しない。なお、エネルギー関係式を出発点としない通常の導出方法は、加藤他⁽⁸⁾(風の影響がない場合)と小林⁽⁹⁾(風の影響を受けた場合)に詳しい記述がある。

航空機には重力 mg と空気力の2種類の外力が働くが、そのうち空気力については、図4に示すように、機速ベクトルの方向成分を推力 T 、逆方向成分を抗力 D 、機速ベクトルに垂直な成分を揚力 L と定義する。さて、質点の力学では、運動エネルギー変化は外力のする仕事に等しいという関係がよく知られている。この関係を、航空機が V_g の方向に ΔX_{Γ_g} だけ進んだ場合(風なし)に適用すると、

$$\Delta \left(\frac{1}{2} m V_g^2 \right) = (-mg \sin \Gamma_g) \Delta X_{\Gamma_g} + (T - D) \Delta X_{\Gamma_g} \quad (1)$$

となる。左辺は運動エネルギー変化、右辺第一項は重力のする仕事、第二項は余剰推力 $T - D$ のする仕事である。揚力 L は進行方向に垂直なので、仕事をしない。いま、 $(\sin \Gamma_g) \Delta X_{\Gamma_g}$ は高度変化 Δh のことだから、式(1)は、

$$\Delta \left(\frac{1}{2} m V_g^2 + mgh \right) = (T - D) \Delta X_{\Gamma_g} \quad (2)$$

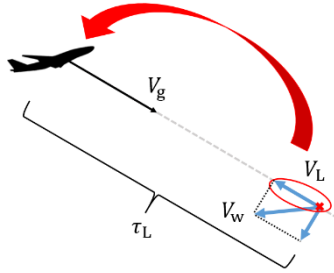


Figure 3 LIDAR model.

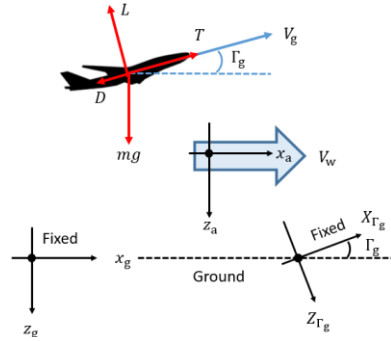


Figure 4 Definitions of the dynamic systems and the external forces.

と変形される。ただしここで、図4において、座標系の向きが z 軸を下向きに取っていることに注意が必要である。この座標系の定義は、航空機力学の流儀に従った。このため、高度は $h = -z_g$ と定義する。またそれにもない、ポテンシャルエネルギーも高度 h により定義することにする。すなわち、高度が高くなると、ポテンシャルエネルギーは増加すると考える。これは、日常的な直感とも合致する。 z 軸の向きとポテンシャルエネルギー増加の向きが反対なので注意が必要である。さて、左辺第一項は運動エネルギー変化 ΔK を、第二項はポテンシャルエネルギー変化 ΔU を表す。ここで、式両辺を時間微分することを考える。すると右辺には $d(X_{\Gamma_g})/dt$ が現れるが、これはすなわち V_g のことである。したがって、式(2)を時間微分して両辺を V_g で割ると、

$$m \frac{dV_g}{dt} + mg \frac{1}{V_g} \frac{dh}{dt} = (T - D) \quad (3)$$

となる。左辺第二項の h/V_g は対地経路角の定義そのものであり、 $h/V_g = \sin \Gamma_g$ と書けるので、結局、

$$m \frac{dV_g}{dt} = -mg \sin \Gamma_g + (T - D) \quad (4)$$

が得られる。式(4)は、航空機を質点とみなした場合の、進行方向の運動方程式である。説明の都合上、式(1)から(2)への変形の際に \sin を消去したが、ここで再び \sin を用いた表式で表す。これは、 \sin を用いた式(4)が航空工学における標準だからである。なお進行方向に垂直な方向については、揚力と重力の当該方向成分が釣り合っている。

次に運動方程式(4)に風の影響を導入する。なお、風は水平方向にのみ吹くものとし、鉛直風は考えない。また、符号は追い風を正と定義する。風が吹いていない場合は、航空機の運動は地面固定系(図4の $x_g - z_g$ 系)から観測するが、風の影響を考慮する場合は、観測系は風に固定されなければならない($x_a - z_a$ 系)。風固定系は一般に慣性系ではないので、運動方程式ではそのままでは成り立たず、 $-(質量) \times (慣性系に対する加速度)$ という補正項を式(4)の右辺に追加する必要がある。風固定系は地面固定系(慣性系)に対して加速度 dV_w/dt で移動するため、 V_g 方向の補正項は $-m(dV_w/dt)\cos \Gamma_g$ と表される。ここで、一般に対地経路角 Γ_g は高々数度程度であることを考えると、 $\cos \Gamma_g \approx 1$ の近似が十分に成り立つため、補正項は結局、 $-m(dV_w/dt)$ と表される。つまり、風固定系から航空機の運動を観測すると、式(4)の右辺にこの補正項を加えた上で、 V_g の添字を a にすればよい。すると、

$$m \frac{d}{dt}(V_a + V_w) = -mg \sin \Gamma_g + (T - D) \quad (5)$$

という運動方程式が得られる⁽⁹⁾。ここで、地面固定系に対する機速 V_g は対地速度、風固定系に対する機速 V_a は対気速度と呼ばれ、式(4)と(5)を比較すると、

$$V_g = V_a + V_w \quad (6)$$

という関係にある。これらはいずれも航空機の色度を表し、無風状態 ($V_w = 0$) では同じ値をとるが、風の影響を考慮する場合は明確に区別されるべきである。式(4)及び(5)が、航空機を質点と考えた場合の運動方程式である。なお、厳密には式(5)において推力 T と抗力 D も風の影響を受けるが、その変化は小さいものとして無視することとする。その根拠については付録に示す。

4. エネルギー原理に基づく操縦指示計算方法

4・1 エネルギー原理の基礎概念

航空機の縦の運動の操縦はエレベータと推力を用いて行われる。その2つの操縦入力に対する必要な操縦量を計算し、操縦指示とする。操縦指示計算のための制御理論としては、エネルギー原理⁽⁶⁾⁽⁷⁾を用いる。エネルギー原理は、航空機の縦の運動を力学的エネルギーの視点から制御するものであり、他の制御理論と比較して人間パイロットの考え方に近い。すなわち、計算された操縦指示の意図を人間が理解しやすいと期待される。また、推力とエレベータの必要制御量を統一の理論に基づいて計算することができるため、現在のフライトディレクタやオートパイロット・オートスロットルよりも効率的な制御をおこなうことができる。本章ではエネルギー原理を用いた操縦指示の計算方法について述べる。

第3章でも述べた通り航空機の対地経路角 Γ_g は一般に小さいため、 $\sin\Gamma_g \approx \Gamma_g$ の近似が十分に成り立つ。いま、風を考慮した運動方程式(5)にこの近似を用いた上で両辺を重量 $W = mg$ で割ると、

$$\frac{T_{ex}}{W} = \frac{1}{g} \frac{d}{dt} (V_a + V_w) + \Gamma_g \quad (7)$$

を得る。ただし、余剰推力を $T_{ex} = T - D$ とする。航空機が水平定常飛行状態を維持するには、抗力 D と釣り合うだけの推力が必要だが、余剰推力があると釣合飛行以上の飛行（上昇や速度増加など）をおこなうことができる。式(7)は、エネルギー原理の最も基本的な式である。式(1)を出発点とした一連の議論から、式(7)の右辺第一項は航空機の運動エネルギーの時間微分を対地速度と重量で割ったもの、第二項は航空機のポテンシャルエネルギーの時間微分を対地速度と重量で割ったものであると理解できる。これを数式で表すと、

$$\frac{T_{ex}}{W} = \frac{1}{V_g W} \frac{d}{dt} \left\{ \frac{1}{2} m (V_a + V_w)^2 \right\} + \frac{1}{V_g W} \frac{d}{dt} (mgh) \quad (8)$$

となる。式(8)は重要な意味を持つ。式(8)の左辺は、運動エネルギーとポテンシャルエネルギーの和であるから、航空機の総エネルギーの時間微分を対地速度と重量で割ったものと言える（これはいわば「正規比総エネルギーの時間微分」であるが、以降は単に総エネルギー呼び、 \dot{E}_{tot} と書くこととする。運動エネルギーや位置エネルギーなどについても同様に呼び、それぞれ \dot{E}_K 、 \dot{E}_U と書く）。これを式で表現すると、

$$\frac{T_{ex}}{W} = \dot{E}_K + \dot{E}_U = \dot{E}_{tot} \quad (9)$$

となる。すなわちエネルギー原理によると、余剰推力 T_{ex} は航空機の総エネルギーを制御しており、それが運動エネルギーと位置エネルギーに配分されると考えられる。一方、エレベータ操舵 δ_e は、Lambregts⁽⁶⁾によると、推力一定の場合、短時間の操舵では航空機の総エネルギーを変化させないと近似できる。すなわち $\partial(\dot{E}_K + \dot{E}_U)/\partial\delta_e \approx 0$ である。これを変形すると、

$$\frac{\partial \dot{E}_K}{\partial \delta_e} = - \frac{\partial \dot{E}_U}{\partial \delta_e} \quad (10)$$

を得るが、この式は、エレベータ操舵による運動エネルギーの増加率は、エレベータ操舵によるポテンシャルエネルギーの減少率に等しいことを示している。つまり式(10)は、エレベータ操舵が航空機の運動エネルギーと位置エネルギーの配分（正確には「正規比エネルギー配分の時間変化 $\dot{E}_{dis} = \dot{E}_K - \dot{E}_U$ 」、以下単にエネルギー配分と呼ぶ）を制御していることを示している。

以上をまとめると、エネルギー原理によれば、縦の飛行制御とは、まず推力操作によって航空機の総エネルギーを決定し、それをエレベータ操舵によって運動エネルギーと位置エネルギーに適切に配分する操作だと言うことができる。これは人間の直感にも合致するため、パイロットは操縦指示の意図を理解し易いと考えられる。

4・2 エネルギーフィードバックによる操縦指示計算

航空機の縦の運動に対する操縦入力は、推力操作とエレベータ操舵である。しかし現行のFDによるエレベータ操縦指示は、目標ピッチ角を示すことによっておこなわれる⁽⁴⁾。そこで本研究においても、エレベータ操舵量指示として、目標ピッチ角を計算することにする。さて、操縦指示（すなわち必要推力 T_{req} と必要ピッチ角 θ_{req} ）を次のように表現する。

$$\begin{cases} T_{req} = T_{tgt} + \Delta T_{ex} \\ \theta_{req} = \theta_{tgt} + \Delta \theta \end{cases} \quad (11)$$

T_{tgt} と θ_{tgt} は「ターゲット値」と呼ばれ、状況に応じてパイロットが定める、大まかな目標値のことである。例えばB747-400の場合、着陸進入時のターゲットピッチ角 θ_{tgt} はおおよそ2.5deg程度である。ターゲット値は常に一定ではなく、例えば突風が吹くなどの状況の変化があった場合は適宜修正される。このようにターゲット値は状況に応じた大まかな目標値を表す一方で、 ΔT_{ex} と $\Delta \theta$ の二項は必要な操縦量をより精密に計算する。エネルギー原理による計算はこの部分に適用するものとする。

さて、前節の議論より、式(7)の右辺第一項が運動エネルギー、第二項がポテンシャルエネルギーに対応し、推力はその和（すなわち総エネルギー \dot{E}_{tot} ）を、エレベータはその差（すなわちエネルギー配分 \dot{E}_{dis} ）を制御している。このことからLambregts⁽⁶⁾は、必要推力の計算には総エネルギーを、必要ピッチ角の計算にはエネルギー配分をフィードバックする、PIコントローラを提案している。筆者らはこのPIコントローラに更にLIDAR情報に関する項を付け加え、次のような制御則を提案する。

$$\frac{\Delta T_{ex}}{W} = K_p (\dot{E}_{tot,ref} - \dot{E}_{tot}) + K_i \int_0^t (\dot{E}_{tot,ref} - \dot{E}_{tot}) dt + \Delta \dot{E}_{tot,L} \quad (12)$$

$$\Delta \theta = -K_p (\dot{E}_{dis,ref} - \dot{E}_{dis}) - K_i \int_0^t (\dot{E}_{dis,ref} - \dot{E}_{dis}) dt \quad (13)$$

ただし、式(12)の右辺第三項については、次節で詳述する。式(12)において ΔT_{ex} は重量 W によって無次元化されている。これは、次元を持たない（正確にはrad） $\Delta \theta$ を計算する式(13)と統一的な式で計算するためである。さて、これら2式の意味するところは、力学的エネルギーの多少をもとにした制御則である。例えば総エネルギー \dot{E}_{tot} が目標値 $\dot{E}_{tot,ref}$ よりも足りない場合、 $\dot{E}_{tot,ref} - \dot{E}_{tot} > 0$ であるから、式(12)より、本システム（のPIコントローラ部分）は推力増加の指示を出す。この操縦指示は足りない総エネルギーを増加させる効果を持つ。一方、エネルギーが目標値よりも運動エネルギーに多く配分されている場合、 $\dot{E}_{dis,ref} - \dot{E}_{dis} = (\dot{E}_{K,ref} - \dot{E}_{U,ref}) - (\dot{E}_K - \dot{E}_U) < 0$ だから、式(13)より本システムはピッチ角増加の指示を出す。ピッチ角が増加すると対地経路角も増加するため、例えば水平飛行をしている場合は高度が上がり、同時に速度は減少する。つまりこの操縦指示は、運動エネルギーに偏ったエネルギーをポテンシャルエネルギーに配分する効果を持つ。さて、ここで注意しなければならないのは、Pゲイン K_p は式(12)、(13)のいずれにおいても同じ値でなければならない、Iゲイン K_i についても同様である、ということである。これは、エネルギー原理は推力とエレベータを統一的に制御する理論であり、その2つが同時に（すなわち同じ時定数で）収束することを意図しているからである。

ところで、式(12)、(13)の計算には、総エネルギーとエネルギー配分の目標値 $\dot{E}_{tot,ref}$ および $\dot{E}_{dis,ref}$ を定義することが必要である。ただし、これらはそれぞれ運動エネルギーとポテンシャルエネルギーの和と差で定義されているため、まず運動エネルギーとポテンシャルエネルギーの目標値を定義し、その和と差をとらなければならない。式(7)の通り、運動エネルギーは対地速度 $V_g = V_a + V_w$ の時間微分を重力加速度で除した形をとるため、目標対地加速度を定義できれば目標運動エネルギーが定義される。目標対地加速度のことを、対地加速度の「コマンド値」と呼ぶことにする。加速度とは速度変化を時間で除したものである。ここでは対地加速度のコマンド値

を $\dot{V}_{g,c} = K_v(V_{g,ref} - V_g)$ と定義する．定数 K_v は時間の逆数の次元を持ち，その物理的意味は時定数の逆数である．すなわち \dot{V}_c は，目標とすべき対地速度 $V_{g,ref}$ からの現在の対地速度の誤差を，時定数 $1/K_v$ で修正するための加速度である．目標対地速度 $V_{g,ref}$ を $V_{a,tgt} + V_w$ と書き表すと，対地加速度のコマンド値は，

$$\dot{V}_{g,c} = K_v(V_{g,ref} - V_g) = K_v\{(V_{a,tgt} + V_w) - (V_a + V_w)\} = K_v(V_{a,tgt} - V_a) \quad (14)$$

と書ける．風速 V_w は相殺されるから， $\dot{V}_{g,c}$ は結局，「対気速度のターゲット値 $V_{a,tgt}$ からの誤差を時定数 $1/K_v$ で修正するための加速度」と表現される．一方でポテンシャルエネルギーは，式(7)より，対地経路角という物理的意味を持つ．ポテンシャルエネルギーの目標値とは，すなわち対地経路角の目標値である．対地加速度の場合と同様に，対地経路角の目標値を「コマンド値」と呼ぶ．ここで対地経路角のコマンド値 $\Gamma_{g,c}$ を $\Gamma_{g,c} = \Gamma_{g,tgt} + \Delta\Gamma_{g,c}$ と分解する．ターゲット値は飛行フェーズにより大まかに決まり，例えば本研究で着目する着陸進入時は一般に $\Gamma_{g,tgt} = -3 \text{ deg}$ である．一方で対地対地経路角の修正項 $\Delta\Gamma_{g,c}$ は次のように計算される．対地経路角の定義は $\Gamma_g = \sin^{-1}(h/V_g)$ であり⁽⁸⁾，更に $V_g \gg \dot{h}$ であるから，テイラー展開を考えるとその微小変化は $\Delta\Gamma_g = \Delta(h/V_g) + O(\Delta(h/V_g)^2) \approx \Delta(h/V_g) \approx (\Delta\dot{h})/V_g$ と近似される．ここで， $\dot{V}_{g,c}$ の計算と同様に K_h を時定数の逆数と定義すると， $\Delta\dot{h} = K_h(h_{ref} - h)$ と書ける．以上のようにして得られた対地経路角の修正項を対地経路角のターゲット値に加えると，最終的に対地経路角のコマンド値が得られる．すなわち，

$$\Gamma_{g,c} = \Gamma_{g,tgt} + \frac{K_h(h_{ref} - h)}{V_a + V_w} \quad (15)$$

である．対地経路角コマンド値の物理的意味は，「高度の目標値 h_{ref} からの誤差を時定数 $1/K_h$ で修正するのに必要な対地経路角変化」と理解できる．高度の目標値 h_{ref} とは，例えば着陸進入時のグライドスロープ⁽⁴⁾の指示高度 h_{GS} などである．以上のように定義された対地加速度と対地経路角のコマンド値を用いて，式(12)，(13)における，総エネルギーとエネルギー配分の目標値は定義できる．すなわち，

$$\dot{E}_{tot,ref} = \frac{\dot{V}_{g,c}}{g} + \Gamma_{g,c} = \frac{K_v(V_{a,tgt} - V_a)}{g} + \left\{ \Gamma_{g,tgt} + \frac{K_h(h_{ref} - h)}{V_a + V_w} \right\} \quad (16)$$

$$\dot{E}_{dis,ref} = \frac{\dot{V}_{g,c}}{g} - \Gamma_{g,c} = \frac{K_v(V_{a,tgt} - V_a)}{g} - \left\{ \Gamma_{g,tgt} + \frac{K_h(h_{ref} - h)}{V_a + V_w} \right\} \quad (17)$$

と表される．さて，これらの目標値の表式には， K_v と K_h の2つの時定数（の逆数）が含まれている．式(12)，(13)のPIゲインと同様に， K_v は式(16)と(17)のいずれにおいても同じ値をとる必要があり，それは K_h についても同様である．加えて，これら2つの時定数には $K_v = K_h$ という関係も課す．これは，運動エネルギーとポテンシャルエネルギーの目標値が互いにチェイシングせず，同じ時定数で収束するようにするためである．これらの目標値が同時に収束することで，式(12)，(13)で表される操縦指示値も同時に収束することを意図している． $K_v(=K_h)$ の値は，PIゲイン K_p ， K_I と同様，チューニングが必要である．本研究では，最適と思われる値を試行錯誤的に調整した．

ところで，以上の議論にはLIDAR情報が含まれていない．風速情報を示す添え字 w は，全て現在の値を示す．LIDARによる将来の風速情報は，全て式(12)の右辺第三項に込めるものとする．次節ではその詳細について検討する．

4・3 LIDAR情報の導入

LIDARで取得した将来の風速情報 V_L を制御則にどのように導入するかは，本研究の要点である．その方法はいくつか考えられる．例えば式(14)の $V_{g,ref}$ において $V_w \rightarrow V_L$ とする，あるいは，それに加えて式(15)の V_w も V_L とするなどである．ただし本研究では，LIDARによる風速情報の利用が推力操作に与える効果を重点的に研究している．例えば突然追い風に遭遇した場合，対気速度が急激に減少するが，将来遭遇する風速の情報が分かっ

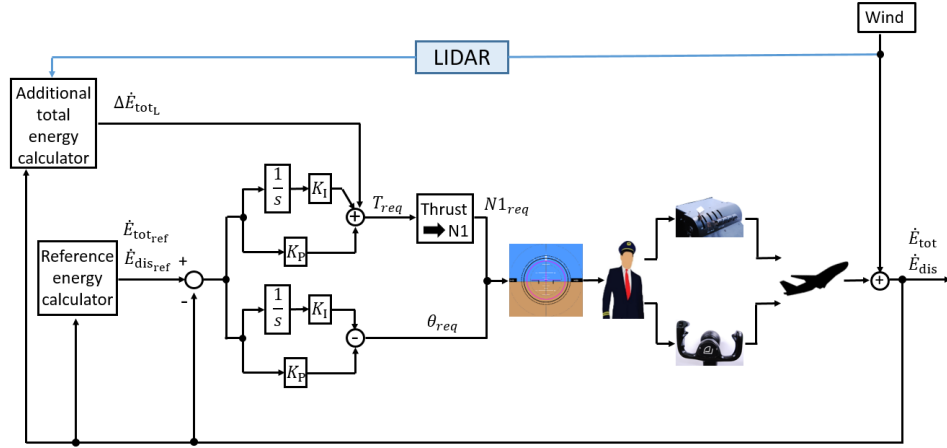


Figure 5 Block diagram of the control advice.

いれば、推力を事前に増加させ対気速度を増速させておくことができ、実際に追い風に当たった場合でも、危険な程の速度低下（失速速度など）は防げると考える。そのため、本研究では LIDAR 情報の効果を推力のみに含め、エレベータは、事前に準備された総エネルギーを、適切に運動エネルギーとポテンシャルエネルギーに配分するものとする。

さて、上述した LIDAR 情報の効果は、式(12)の第三項 $\Delta \dot{E}_{tot,L}$ に含め、これを次のように定義する。

$$\Delta \dot{E}_{tot,L} = \frac{1}{V_g W} \frac{K(V_L) - K(V_w)}{\tau_L} \quad (18)$$

これは、総エネルギーの定義式(8)において、エネルギーの時間変化 dK/dt を、 τ_L 間での風による総エネルギー変化率 $\{K(V_L) - K(V_w) + U(V_L) - U(V_w)\}/\tau_L = \{K(V_L) - K(V_w)\}/\tau_L$ に置き換えたものである。ただし、ポテンシャルエネルギーは風によって変化しない（風速の関数ではない）ため、ポテンシャルエネルギーの変化は0であるとした。式(18)は、現在の時刻から LIDAR 観測レンジ τ_L 先までの間に、風速変化によって運動エネルギーがどれだけ変化するかを表している。式(18)を更に計算すると、

$$\Delta \dot{E}_{tot,L} = \frac{1}{V_g W} \frac{1}{\tau_L} \left\{ \frac{1}{2} m (V_a + V_L)^2 - \frac{1}{2} m (V_a + V_w)^2 \right\} = \frac{1}{V_g W} \frac{1}{\tau_L} m (V_L - V_w) \left\{ V_a + \frac{1}{2} (V_L + V_w) \right\} \quad (19)$$

ここで、 $W = mg$ 、 $V_g = V_a + V_w$ であることに注意すると、式(19)は最終的に、

$$\Delta \dot{E}_{tot,L} = \frac{1}{g} \frac{1}{\tau_L} \Delta V_L \left(1 + \frac{1}{2} \frac{\Delta V_L}{V_g} \right) \quad (20)$$

と簡単に書き表せる。ただし、式(20)において $\Delta V_L = V_L - V_w$ とおいた。式(20)を式(12)に代入することで、操縦指示計算のための表式を最終的に得る。

以上、エネルギー原理にもとづいて操縦指示を導出した。操縦指示計算の概要を簡潔に述べると、「総エネルギーとエネルギー配分をフィードバックする PI 制御に、LIDAR 情報を含む項を付け加えたもの」と言える。これは、ブロック線図を用いて図5のようにも表せる。

5. 操縦指示評価のためのシミュレーション

エネルギー原理によって計算された操縦指示を評価するため、数値計算による飛行シミュレーションをおこなった。本章ではその結果の概要を報告する。なお、シミュレーションについての詳細な議論は、Kamo 他⁽³⁾を参照のこと。今回のシミュレーションでは、大型機である B747-400 が滑走路に向かって着陸進入する状況を想定する。飛行開始から約 40 秒間は無風状態だが、40 秒後に航空機は 5.14 m/s (10 kt) の追い風（ウインドシア）に遭遇する。LIDAR 観測レンジ τ_L を変化させ、その制御結果を比較検討する。ここで注意しておきたいこと

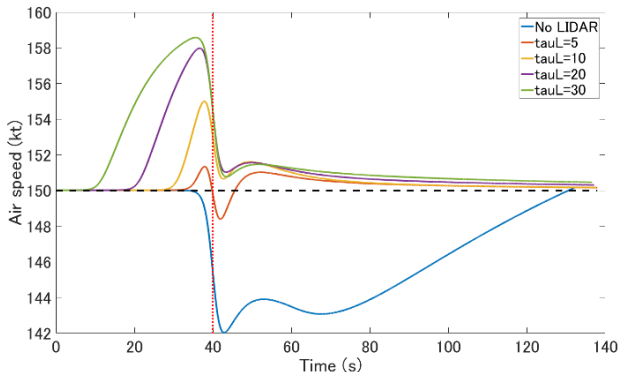


Figure 6 Air speed time histories.

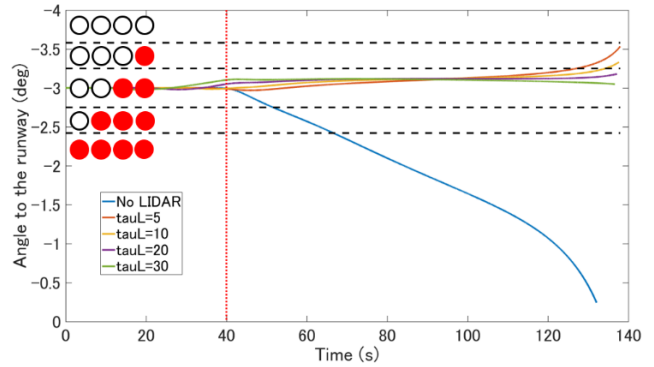


Figure 7 Altitude deviation time histories and the corresponding PAPI states.

は、本シミュレーションには人間パイロットは関わっていないということである。その代わりに、数学的なパイロットモデルを用意し、それが操縦指示を追従することとする。これは、人間が関わることで、状況がいたずらに複雑になることを避けるためである。本シミュレーションの目的はあくまでも操縦指示の評価であるため、理想的に操縦指示に追従し、数学的な解析も容易なパイロットモデルを使用することが適切である。

シミュレーション結果として、対気速度の時間履歴を図6に、正規着陸侵入経路（グライドスロープ）からの高度逸脱の程度を図7に示す。高度逸脱の程度は航空機から滑走路端までの侵入角によりプロットし、対応するPAPI⁽⁴⁾ (Precision Approach Path Indicator) の表示も掲載している。PAPIの表示が白2つ赤2つである場合、航空機は適切な侵入経路に沿って飛行していることを示している。赤表示が増えると低高度への逸脱、白表示が増えると高高度への逸脱を表す。また結果のグラフでは、航空機がウインドシアに遭遇した時間を赤破線で示している。さてLIDAR情報を利用しない場合、航空機がウインドシアに遭遇すると対気速度が急激に減少し、高度も大きく失っていることが分かる。これは、(推力操作に加えて)高度を失うことにより速度を回復させていると考えられる。着陸進入時に高度を失うことは、地面への激突と直結するため、非常に危険な飛行である。一方LIDAR情報を利用すると、航空機はウインドシアに遭遇する前に推力を増加させて対気速度を準備させており、実際にウインドシアに当たっても、速度は初期値をほとんど下回らず、滑らかに初期値に収束していることが分かる。また高度逸脱についても、正常なPAPI表示の領域を飛行できており、正常な着陸侵入経路に沿って降下していることが分かる。これらの図は、LIDAR情報を用いた場合のエネルギー原理による操縦指示が適切に機能していることを示しており、筆者らが意図した制御がおこなえていると言える。

6. 結言と今後の研究

本論文では、筆者らが提案する、航空機前方の風速情報を考慮した操縦支援システムの、操縦指示計算の詳細を示した。操縦指示計算の理論には、人間が直感的に理解しやすいエネルギー原理を採用した。エネルギー原理の理解を深めるべく、航空機の運動方程式を力学的エネルギーの視点から議論し、その上でエネルギー原理を適用して操縦指示を計算した。操縦指示の要点は、航空機の総エネルギーとエネルギー配分をフィードバックするPI制御であり、LIDARにより観測された将来の風速予見情報は、推力制御のための追加項として導入された。計算された操縦指示の性能を評価するためのシミュレーションもおこない、LIDARにより予見されたウインドシアに対し、対気速度を準備し、航空機を安定的に飛行できる操縦指示を出せることが示された。

操縦指示計算の際、Lambregtsらの先行研究を参考にし、式(12)、(13)においてD制御は加えなかった。Lambregtsらはエネルギー原理を実機に適用したため、すでに十分なダンピングがあり、D制御を加える必要がなかったと考えられる。本研究では、例えば図6において、ウインドシア遭遇後に速度が初期値に収束する際、オーバーシュートがみられる。これを解決する方法として、D制御を導入することも考えられる。更に、本研究では、付録に示したように、推力と抗力に対する風の影響を無視した。しかし例えば非常に強いウインドシア(15.4 m/s = 30 kt)の場合は、推力の8%にもなる。特に強い乱気流での使用を考えた場合は、この項を無視しない方が、よりよい操縦指示を計算できると思われる。これらについては、次の研究課題とする。

付 録

風速変化に対して推力と抗力の変化を無視した理由

第3章において、推力 T と抗力 D への風の影響を無視したが、ここではその根拠を述べる。まず李家⁽¹⁰⁾によると、亜音速領域においては、ジェット機の推力 T （参考文献の中では利用推力 T_a ）は一定とみなしてよい。本研究では着陸進入を対象としているため、亜音速の仮定は有効である。更に加藤他⁽⁸⁾によると、亜音速の場合の抗力 D は、次のようにモデル化される。

$$D = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_D = \frac{1}{2} \rho (V_g - V_w)^2 S C_D \quad (21)$$

ただし、 ρ は大気密度、 S は主翼面積、 C_D は抗力係数である。これより、風速変化 ΔV_w による抗力の変化 ΔD は、一次近似の精度で、

$$\Delta D = \frac{\partial D}{\partial V_w} \Delta V_w = -\rho (V_g - V_w) S C_D \Delta V_w = -\rho V_a S C_D \Delta V_w \quad (22)$$

と表せる。式(22)に各パラメータの値を代入すると、 ΔD の値を見積もることができる。例えば対気速度 $V_a = 84.8$ m/s (165 kt) で地上付近を飛行する B747 型機が、 $\Delta V_w = 5.14, 10.3, 15.4$ m/s (10, 20, 30 kt) の追い風に遭遇した場合 ($\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$,⁽¹¹⁾ $S = 5500 \text{ ft}^2$, $C_D = 0.102$ ⁽¹²⁾)、抗力変化はそれぞれ $\Delta D \approx -28000, -56000, -84000$ N となる。本機種種の推力は 1032000 N (エンジンが GE CF6-80C2B1F の場合)⁽¹³⁾ であるから、推力に対する抗力の割合は $\Delta D/T \approx 2.7, 5.4, 8.1\%$ である。本研究で用いる運動方程式 (式(4)及び(5)) は釣り合い点周りで線形化されており⁽⁸⁾、定常近似の精度しか持たない。そのため、推力に対して 10^{-2} のオーダーとなる抗力変化は無視することとする。

文 献

- (1) 町田茂, “技術講演④ 乱気流事故防止機体技術 (SafeAvio)”, 講演資料, JAXA 航空シンポジウム 2014, (2014).
- (2) Inokuchi, H. and Tanaka, H., “Development of an Onboard Doppler Lidar for Flight Safety”, *Journal of Aircraft*, Vol. 46, No. 4 (2009), pp. 1411-1415.
- (3) Kamo, S., Entzinger, J.O., Uemura, T. and Suzuki, S., “Development of Control Advisory System Using Future Wind Information”, In *Proceedings of Asia-Pacific international Symposium on Aerospace Technology* (2016).
- (4) Federal Aviation Administration, “Instrument Flying Handbook”, FAA-H-8083-15B (2012).
- (5) 宮垣誠也, “事前風速情報及びモデル予測制御を用いたマイクロバースト下での着陸アプローチのための飛行制御”, 東京大学大学院修士論文 (2015).
- (6) Lambregts, A.A., “Functional Integration of Vertical Flight Path and Speed Control Using Energy Principles”, In *First Annual NASA Aircraft Controls Workshop*, Hampton, Virginia, NASA Langley Research Center (1983), pp. 389-403.
- (7) Bruce, K.R., “NASA B737 Flight Test Results of the Total Energy Control System”, Technical Report CR-178285, NASA (1987).
- (8) 加藤寛一郎, 大屋昭男, 柄沢研治, “航空機力学入門”, 東京大学出版会 (1982).
- (9) 小林修, “風の中を飛行する航空機の運動方程式”, 日本機械学会第9回交通・物流部門大会講演会論文集 (2000), pp. 41-44.
- (10) 李家賢一, “航空機設計法”, コロナ社 (2011)
- (11) 小林繁夫 (編), “航空宇宙工学便覧”, 日本航空宇宙学会, 丸善 (2005), pp. 8-10.
- (12) Heffley, R.K. and Jewell, W.F., “Aircraft Handling Qualities Data”, NASA, NASA CR-2144 (1972).
- (13) Jackson, P., “Jane’s All the World’s Aircraft 2005-2006”, HIS Global Inc (2005)..