

## 第5章

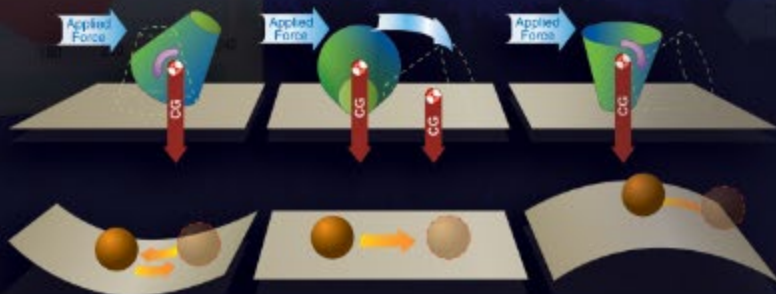
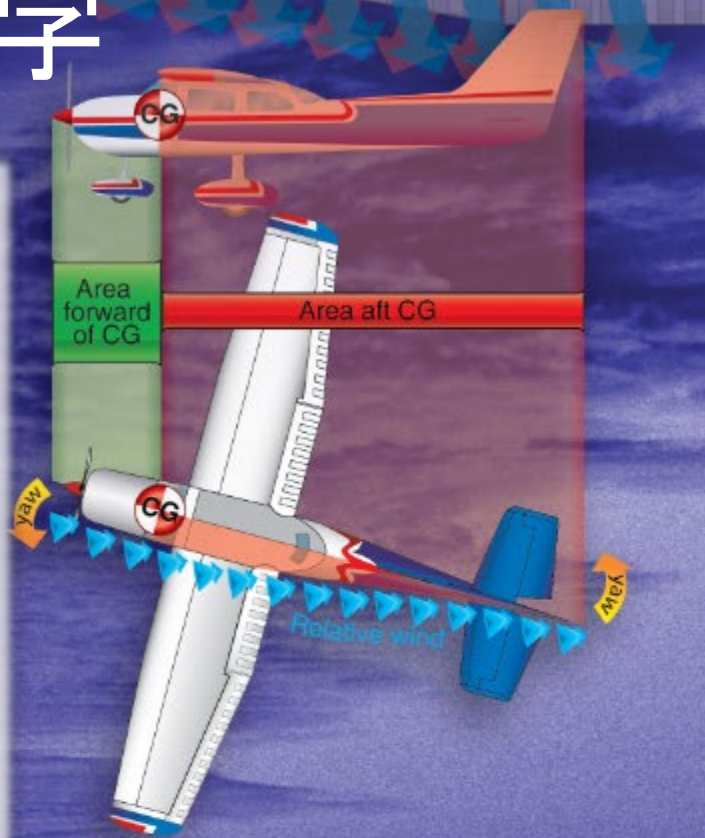
# 飛行の航空力学

### 航空機に作用する力

推力、抗力、揚力、および重力は、飛行中のすべての航空機に作用する力である。これらの力がどのように機能するかを理解し、出力と飛行制御を使用してそれらを制御する方法を知ることは、飛行に不可欠である。この章では、飛行の航空力学、つまり設計、重量、荷重倍数、重力が飛行操作中に航空機に与える影響について説明する。

直線で水平な、加速されていない飛行で航空機に作用する4つの力は、推力、抗力、揚力、および重力である。それらは次のように定義される:

- 推力—発動機プロペラまたはローターによって生成される前方の力。抗力に対抗またはそれを超える。原則として、前後軸に平行に作用する。ただし、後で説明するように、これが常に当てはまるわけではない。
- 抗力—翼、ローター、胴体、およびその他の突出した物体による気流の混乱によって引き起こされる後方への減速力。原則として、抗力は推力に対抗し、相対風に平行に後方に作用する。
- 揚力—翼に作用する空気の動的効果によって生成される力で、揚力中心 (CL) を通る飛行経路に垂直に、また横軸に垂直に作用する。水平飛行では、揚力は重力の下向きの力に対抗する。



- 重力—航空機自体、乗組員、燃料、および貨物または手荷物の合計負荷。重力は、重力によって航空機が下に引っ張られる力である。揚力に対抗し、航空機の重心 (CG) を介して垂直に下向きに作用する。

安定した飛行では、これらの対抗する力の合計は常にゼロである（釣り合っている）。ニュートンの第三法則に基づいた安定した直進飛行では不均衡な力はない。ニュートンの第三法則は、すべての作用または力に対して、等しいが反対の反作用または力があると述べている。これは、飛行機が水平飛行、上昇中、下降中いずれの状態でも当てはまる。

4つの力が等しいという意味ではない。対立する力が互いの効果に等しく、それによって相殺することを意味している。図5-1では、推力、抗力、揚力、および重力の力ベクトルの値が等しいように見える。通常の説明では、（推力と抗力が重力と揚力に等しくないことを規定しない場合）推力は抗力に等しく、揚力は重量に等しいと述べている。本当のことであるが、この記述は誤解を招く可能性がある。加速されていない水平飛行では、反対の揚力/重量力が等しいことは事実である。それらはまた、互いに等しい推力/抗力の反対の力よりも大きい。したがって、安定した飛行では:

- 力のすべての上向きの成分の合計（揚力だけではない）は、力のすべての下向きの成分の合計（重力だけではない）に等しくなる。
- 力のすべての前方成分（推力だけではない）の合計は、力のすべての後方成分（抗力だけではない）の合計に等しくなる。

従来の「推力は抗力に、揚力は重力に等しい」という考えは見直されるようになった。推力の一部は上昇と低速飛行で上向きになり、持ち上げられたように作用し、重量の一部は飛行方向と反対に後方に向けられ、あたかも抗力のように作用する、ということが説明

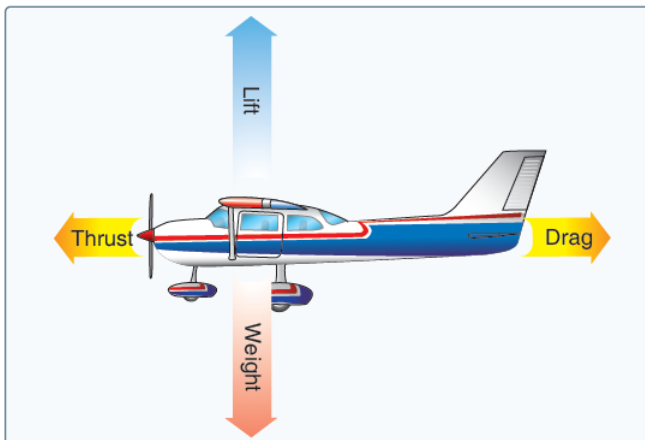


図 5-1. 航空機に作用する力の関係

されている。低速飛行では、推力には上向きの要素がある。しかし、航空機は水平飛行しているため、重力は抵抗に影響しない。 [図 5-2]

滑空では、重力ベクトルの一部が前方飛行経路に沿って方向付けられるため、推力として機能する。言い換えると、航空機の飛行経路が水平でない場合は、揚力、重力、推力、および抗力のベクトルをそれぞれ2つの構成要素に分解しなければならない。

理解すべきもう1つの重要な概念は、迎え角 (AOA) である。飛行を開始した当初から、AOAは飛行機の性能、安定性、制御の多くの側面を理解するための基本である。AOAは、翼の翼弦線と相対的な風の方向との間の鋭角として定義される。

前述の概念の説明は、航空のテキスト/ハンドブック/マニュアルではしばしば省略されている。その理由は、それらを取るに足らないものではないものの、飛行中の航空機に作用する空力に関する主なアイデアは、航空力学者の技術に関与することなく、最も重要な要素で提示できるためである。実際のところ、水平飛行と定常状態での通常の上昇と滑走のみを考慮すると、翼またはローターによって提供される揚力が主要な上向きの力であり、重力が主要な下向きの力であるということは事実である。

推力、抗力、揚力、および重力の空力を使用することにより、パイロットは制御された安全な飛行を行うことができる。これらの力の詳細な説明は次のとおりである。

### 推力

航空機が移動を開始するには、推力が作用し、抗力より大きくなければならない。推力と抗力が等しくなるま

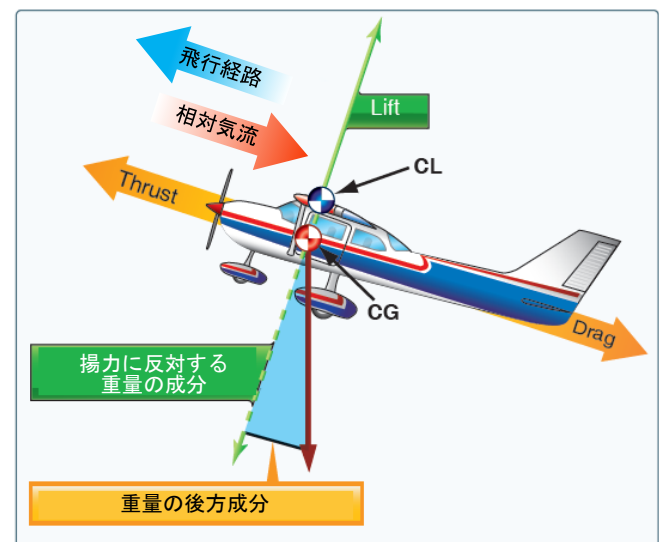


図 5-2. 安定した上昇中のカベクトル

で、航空機は動き続け、速度を上げる。一定の対気速度を維持するためには、一定の高度を維持するために揚力と重量が等しくなければならないのと同じように、推力と抗力が等しくなければならない。水平飛行の場合、エンジン出力が低下し、推力が低下し、航空機の速度が低下する。推力が抗力よりも小さい限り、航空機は減速し続ける。ある程度まで、航空機が減速すると、抗力も減少する。航空機は、再び推力が抗力に等しくなるまで減速を続け、その時点で対気速度が安定する。

同様に、エンジン出力が増加すると、推力が抗力よりも大きくなり、対気速度が増加する。推力が抗力よりも大きい限り、航空機は加速し続ける。抗力が推力に等しい場合、航空機は一定の対気速度で飛行する。

直線水平飛行は、さまざまな速度で維持できる。パイロットがAOAを調整し、航空機を水平飛行に保持する場合は、すべての速度体制で推力を調整する。揚力の原理に関連する重要な事実（規定の翼形の場合）は、揚力がAOAと対気速度によって変化することである。したがって、低対気速度での大きなAOAは、高対気速度での小さなAOAと同じ量の揚力を生成する。飛行の速度領域は、低速飛行、巡航飛行、高速飛行の3つのカテゴリに分類できる。

対気速度が低い場合、揚力と重力のバランスを維持するには、AOAを比較的高くしなければならない。**[図 5-3]** 推力が低下し、対気速度が低下すると、揚力が重力より小さくなり、航空機が降下し始める。水平飛行を維持するために、パイロットはAOAを増大させ、航空機の重量に再び等しい揚力を発生させることができる。航空機の飛行速度は遅くなるが、水平飛行は維持される。AOAは、揚力と重力が等しくなるように調整される。対気速度は、抗力が推力に等しくなるまで自然に調整され、その後、その対気速度が維持される（パイロットが正確な速度を保持しようとしていない、と想定）。

低速領域での直線水平飛行は、力の均衡に関していくつかの興味深い状態をもたらす。航空機が機首を上げた姿勢では、推力の垂直成分がそれを支える。

翼の荷重が予想よりも少ない傾向がある。

水平飛行では、推力が増加すると、航空機が加速し、揚力が増加する。揚力と重力の関係を維持するために適切にAOAを減少させないと、航空機は上昇し始める。このAOAの減少のタイミングは、推力と対気速度の増加と合わせる必要がある。それ以外の場合、AOAの減少が速すぎると航空機は下降し、AOAの減少が遅すぎると航空機は上昇する。

推力により対気速度が変化するため、水平飛行を維持するにはAOAも変化させなければならない。非常に高速で水平に飛行する場合は、AOAをわずかに負にすることさえ可能である。推力が低下して対気速度が低下すると、高度を維持するためにAOAを増大させなければならない。速度が十分に低下すると、必要なAOAが臨界角に増大する。AOAがさらに増大すると、翼が失速する。そのため、臨界角を超えないように、推力設定を低くし、低速でさらに警戒する必要がある。飛行機にAOAインジケータが装備されている場合は、臨界角への接近を監視するために参照すべきである。

一部の航空機には、AOAを変更するのではなく、推力の方向を変更する機能がある。これは、エンジンの回転軸を変化させるか、排気ガスの排気方向を変化させることで実現される。**[図 5-4]**

### 揚力

パイロットは揚力を制御できる。操縦輪またはスティックを前後に動かすと、AOAが変更される。AOAが増大すると、揚力が増加する（他のすべての要因は同じ）。航空機が最大AOAに達すると、揚力が急速に減少し始める。これは、CL-MAX臨界角として知られる失速AOAである。図5-5を調べて、臨界角に達するまでCLがどのように増加し、AOAがさらに増加すると急速に減少することに注意する。

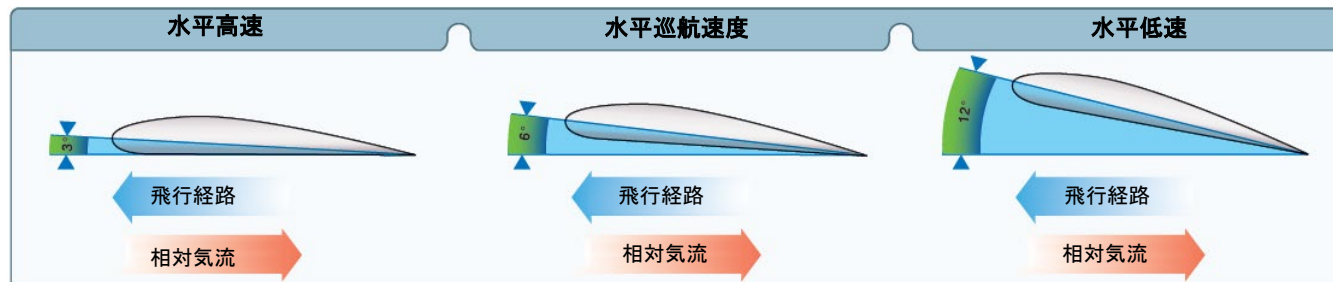


図 5-3. さまざまな速度での迎え角



図 5-4. 一部の航空機には、推力の方向を変更する機能がある。

揚力の主題とその制御方法の議論をさらに進める前に、速度について議論しなければならない。翼またはローターの形状は、常に新しい空気を「攻撃」し続けなければ効果的ではない。航空機が飛行を続ける場合、揚力を発生する翼は動き続けていなければならない。ヘリコプターまたはジャイロプレーンでは、これはローターブレードの回転によって実現される。飛行機、重量シフトコントロール航空機、グライダーなどの他の種類の航空機の場合、空気が揚力面を横切って移動しなければならない。これは、航空機の前進速度によって達成される。揚力は、航空機の速度の2乗に比例する。たとえば、200ノットで飛行する飛行機は、100ノットで飛行する同じ飛行機の4倍の揚力を持つ（AOAおよびその他の要因が一定のままの場合）。

$$L = \frac{C_L \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S}{2}$$

上記の揚力方程式はこれを数学的に例示し、対気速度を2倍にすると揚力が4倍になることを裏付けている。

結果として、速度は揚力の生成にとって重要な要素であり、それ自体がさまざまなAOAによって影響を受けることがわかる。この方程式を見れば分かる通り、揚力（L）は、空気密度（ $\rho$ ）、翼速度（V）、翼の表面積（S）、翼型によって決まる揚力係数（CL）の関係によって決定される。

さらに方程式を考えると、速度を上げても航空機が一定の高度で水平飛行を続けることができず、同じAOAを維持できることがわかる。揚力が増加するか、速度が上がると、揚力が増加し、航空機が上昇する。したがって、航空機を真っ直ぐに水平に保ち（上向きに加速しない）、平衡状態に保つには、速度が上がっても揚力を一定に保たなければならない。これは通常、機首を下げることでAOAを減らすことにより達成される。逆に、航空機が減速するにつれて、速度を低下させるには、飛行を維持するのに十分な揚力を維持するためにAOAを増大させる必要がある。もちろん、失速を回避する場合、AOAをどこまで増やすことができるかには限界がある。

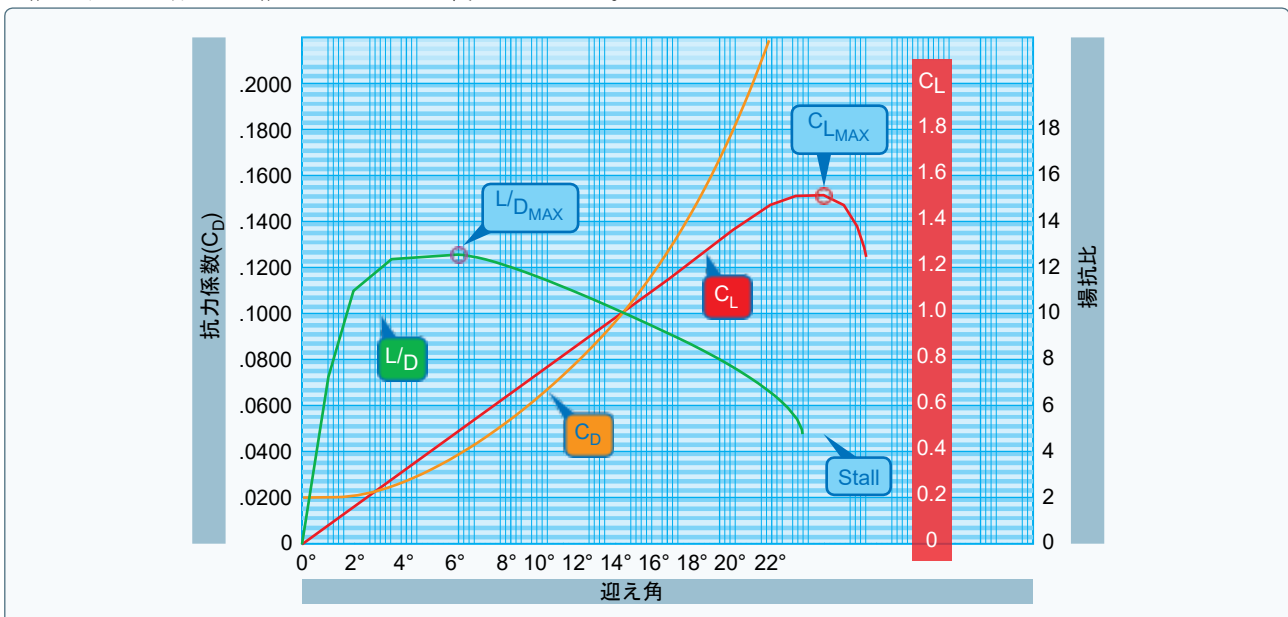


図 5-5. さまざまな迎え角での揚力と抗力の係数

他のすべての要因は一定である場合、すべてのAOAには、安定した加速されない飛行で高度を維持するために必要な対応する対気速度がある（水平飛行を維持する場合にのみ当てはまる）。翼型によって決まる一定のAOAで失速するため、重力が増加する場合は揚力も増加しなければならない。揚力を増加させる唯一の方法は、AOAが「クリティカル」または失速AOA（フラップまたは他の高揚力装置がないと仮定する）のすぐ近くで一定に保たれている場合、速度を増加させることである。

揚力と抗力も空気の密度に比例して変わる。密度は、圧力、温度、湿度などのいくつかの要因の影響を受ける。18,000フィートの高度では、空気の密度は海面での空気の密度の半分である。より高い高度で揚力を維持するために、航空機は特定のAOAに対してより高い真対気速度で飛行しなければならない。

暖かい空気は冷たい空気よりも密度が低く、湿った空気は乾燥した空気よりも密度が低くなる。したがって、高温多湿の日には、涼しく乾燥した日よりも、特定のAOAに対してより高い真対気速度で航空機を飛行させなければならない。

密度係数が減少し、一定高度を維持するために総揚力と総重力を等しくしなければならない場合、他の要因の1つを増加させなければならない。パイロットが直接制御できるため、通常、増加する因子は対気速度またはAOAである。

揚力は、翼の平面形状に変化がない限り、翼の領域に比例して変わる。翼の割合と翼断面が同じ場合、平面面積が200平方フィートの翼は、面積が100平方フィートの翼と同じAOAで2倍に上がる。

パイロットの観点から見た2つの主要な空力要因は、揚力と対気速度である。これは容易かつ正確に制御できるためである。もちろん、パイロットは高度を調整することで密度を制御することもでき、航空機がたまたま翼面積を拡大するタイプのフラップを備えている場合は翼面積を制御することもできる。しかし、ほとんどの場合、パイロットは揚力と対気速度を制御して航空機を操縦する。たとえば、一定の高度での巡航での直行および水平飛行では、揚力を調整して航空機の手速度または巡航対気速度に合わせて高度を維持し、揚力が重量に等しい平衡状態を維持する。着陸へのアプローチでは、パイロットができるだけ小さい対気速度で接地させようとする場合、航空機の重量に等しい揚力を維持するために、AOAを最大近くに増やす必要がある。

### 揚抗比

揚抗比 (L/D) は、抗力と比較した翼または翼型によって生成される揚力の量である。L/Dの比率は、翼型の

効率を示す。L/D比が高い航空機は、L/D比が低い航空機よりも効率的である。揚力と抗力のデータが安定している非加速飛行では、特定のAOAに対して揚力係数 (CL) と抗力係数 (CD) の比率を計算できる。[図 5-5]

揚力係数は無次元であり、機体によって生成される揚力、機体の周りの流体の流れの動圧、および機体により異なる参照領域に関連している。抗力係数も無次元であり、空気などの流体環境内の物体の抗力を定量化するために使用され、常に特定の表面積に関連付けられる。

揚抗比は、CLをCDで除算することで決定される。揚力と抗力の式は次のとおり (L=揚力 (ポンド)、D=抗力、CL=揚力係数、ρ=密度 (立方フィートあたりの気塊で表される)、V=速度 (フィート/秒)、q=平方フィートあたりの動的圧力 (q=1/2ρv<sup>2</sup>) ; S=揚力体の面積 (平方フィート) ;およびCD=抗力圧と動圧の比) :

$$D = \frac{C_D \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S}{2}$$

通常、AOAが低い場合、抗力係数は低く、AOAの小さな変化は抗力係数のわずかな変化のみを引き起こす。AOAが高い場合、AOAのわずかな変化によって抵抗が大きく変化する。翼型の形状とAOAの変化は、揚力の生成に影響する。

図5-5では、20° AOAで揚力曲線 (赤) がこの特定の翼セクションで最大に達し、その後急速に減少することに注目する。したがって、20° AOAは臨界角である。抗力曲線 (オレンジ) は、14° AOAから非常に急速に増加し、21° AOAで揚力曲線を完全に超える。揚抗比 (緑) は6° AOAで最大になる。これは、この角度では、最小の抗力で最大の揚力が得られることを意味する。

最大揚抗比 (L/D<sub>MAX</sub>) は、特定のCLとAOAで発生することに注意する。航空機がL/D<sub>MAX</sub>で安定した飛行をしている場合、総抗力は最小になる。L/D<sub>MAX</sub>のAOAよりも低いまたは高いAOAは、L/Dを減少させ、その結果、特定の航空機の揚力の総抗力を増加させる。図5-6では、「総抗力」とラベル付けされた青い線の最

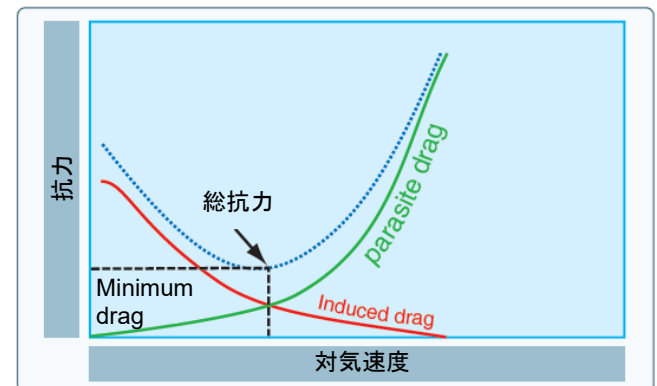


図 5-6. 抗力と速度

下部がL/DMAXとなる。航空機の形状は、L/Dに大きな影響を与える。

## 抗力

抗力は、航空機が空中を移動するのを妨げる力である。2つの基本的なタイプがある。有害抗力と誘導抗力である。前者は飛行を支援する機能がまったくないため、有害と呼ばれる。2番目の誘導抗力は、翼型が揚力を発生させた結果、生成される。

### 有害抗力

有害抗力は、航空機の動きを遅くするために働くすべての力で構成されている。有害という用語が示すように、揚力の生成に関連しない抗力である。これには、航空機による空気の移動、気流で発生する乱気流、または航空機と翼型の表面上を移動する空気の妨害が含まれる。有害抗力には、形状抗力、干渉抗力、および表面摩擦の3種類がある。

### 形状抗力

形状抗力は、その形状と周囲の気流により、航空機によって生成される有害抗力の一部である。例には、エンジンのカウリング、アンテナ、および他の構成要素の空力形状が含まれる。移動中の航空機とその構成要素の周囲を移動するために空気が分離しなければならない場合、最終的には機体を通過した後に再び合流する。空気がスムーズに再合流する速度は、その際の抵抗によって決まり、その抵抗を少なくするには追加の力が必要である。 [図 5-7]

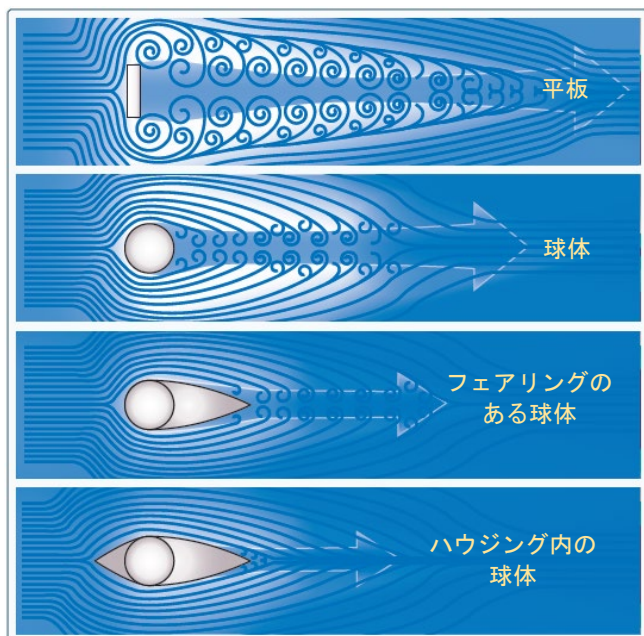


図 5-7. 形状抗力

図5-7の平らなプレートが、最終的に下流に再結合するまで、エッジの周りで空気が渦を巻く方法に注目する。形状抗力は、航空機を設計するときにもっとも簡

単に削減できる。解決策は、できるだけ多くの部品を簡素化することである。

### 干渉抗力

干渉抗力は、気流の交差点から発生し、渦流、乱気流を作り出したり、スムーズな気流を制限したりする。たとえば、翼と翼の根元にある胴体の交差点には、大きな干渉抵抗がある。胴体の周りを流れる空気は、翼の上を流れる空気と衝突し、元の2つの流れとは異なる空気の流れに合流する。2つの表面が垂直な角度で交わると、最も大きな干渉抵抗が観察される。フェアリングは、この傾向を減らすために使用される。ジェット戦闘機が2つの同一の翼タンクを搭載している場合、これらの両方が干渉抵抗を引き起こし、および生成するため、全体の抵抗は個々のタンクの合計よりも大きくなる。フェアリングや揚力面と外部構成要素（翼からぶら下がっているレーダーアンテナなど）との間隔は、干渉抵抗を低減する。 [図 5-8]

### 表面摩擦抗力

表面摩擦抗力は、移動する空気と航空機の表面との接触による空力抗力である。どんなに表面が滑らかであっても、顕微鏡で見たときに、すべての表面は粗く、不規則な表面を持っている。翼の表面に直接接触する空気分子は、実質的に静止している。表面上の分子の各層は、航空機の周りを移動する空気の速度で分子が移動するまで、わずかに速く移動する。この速度は、自由流速度と呼ばれる。翼と自由流速度レベル間の領域は、トランプとほぼ同じ幅で、境界層と呼ばれる。境界層の上部では、分子は速度を上げ、境界層の外側の分子と同じ速度で動く。分子が移動する実際の速度は、翼の形状、翼または翼型が通過する空気の粘度（粘着性）、およびその圧縮率（どれだけ圧縮できるか）によって決まる。



図 5-8. 翼の根元は干渉揚力を引き起こす可能性がある

境界層の外側の気流は、物体の物理的な表面と同様に、境界層のエッジの形状に反応する。境界層は、通常、物理的な形状とわずかに異なる「効果的な」形状を物体に与える。境界層も物体から分離する可能性があり、したがって、物体の物理的な形状とは非常に異なる効果的な形状を生成する。境界層の物理的な形状のこの変化により、揚力が劇的に減少し、抗力が増加する。これが発生すると、翼型が失速する。

表面摩擦抗力の影響を減らすために、航空機的设计者は、埋め込み型のびょうを利用して、翼の表面から突出する可能性のある凹凸を取り除く。さらに、滑らかで光沢のある仕上げは、翼の表面を横切る空気の移動を助ける。航空機の汚れは空気の自由な流れを妨げ、抗力を増加させるため、航空機の表面を清潔にし、ワックスを塗ったように保つ。

### 誘導抗力

抗力の2番目の基本的なタイプは誘導抗力である。機械的に機能するシステムは100%効率的ではないということは、確かな物理的事実である。これは、システムの性質が何であれ、必要な作業は、システムで消失または失われる特定の追加作業を犠牲にして行われることを意味する。システムの効率が高いほど、この損失は小さくなる。

水平飛行では、翼またはローターの空力特性が必要な揚力を生み出すが、これは一定の不利益を被った場合に限り得られる。この不利益が誘導抗力である。誘導抗力は、翼型が揚力を生成しているときは常に存在するものであり、実際、このタイプの抗力は揚力の生成と不可避である。そのため、揚力が発生する場合は常に存在する。

翼型（翼またはローターブレード）は、自由気流のエネルギーを利用して揚力を生成する。翼型が揚力を生み出すときはいつでも、その下面の圧力は上面の圧力よりも大きくなる（ベルヌーイの定理）。その結果、空気は、先端の下の高圧領域から上表面の低圧領域へと上向きに流れる傾向がある。先端の近くでは、これらの圧力が等しくなる傾向があり、その結果、下面から上面への外側への横方向の流れが生じる。この横方向の流れは、先端で空気に回転速度を与え、翼の後ろに続く渦を生成する。

航空機を尾部から見ると、これらの渦は右端を中心に反時計回りに、左端を中心に時計回りに循環する。[図5-9] 空気（および渦）が翼の後ろから転がると、下向きの角度になる。これは吹き下ろしとして知られている。図5-10は、高度と地上付近での吹き下ろしの違いを示している。これらの渦の回転方向を念頭に置くと、先端を越えた空気の上向きの流れと、翼の後縁の後ろの吹き下ろしの流れを引き起こすことがわかる。この誘発さ



図 5-9. Wingtip vortex from a crop duster.

れた吹き下ろしは、揚力を生成するために必要な吹き下ろしとは何の共通点もない。実際、それは誘導抗力の原因である。

吹き下ろしは相対的な風を下向きにするので、吹き下ろしが多いほど、相対的な風は下向きになる。これは非常に重要な理由の1つである。揚力は常に相対風に垂直である。図5-11では、吹き下ろしが少なくなると、揚力ベクトルがより垂直になり、重力に逆らうことがわかる。また、吹き下ろしが多くなると、揚力ベクトルがより多くの方向を指すようになり、誘導抗力が発生する。その上、翼が吹き下ろしと渦を作り出すにはエネルギーが必要であり、そのエネルギーは抵抗を生み出す。

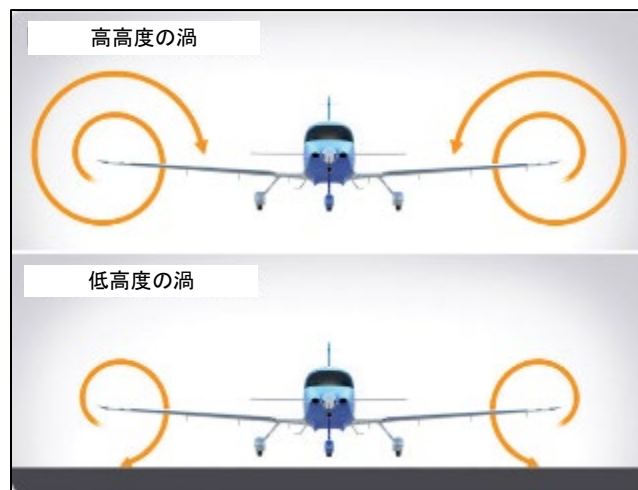


図 5-10. 高度と地上付近での翼端の渦の大きさの違い

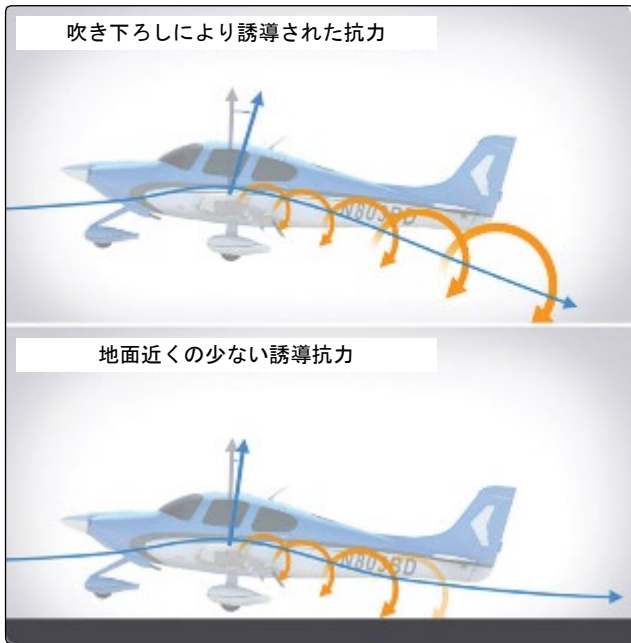


図 5-11. 高度と地面の近くでの吹き下ろしの違い

渦のサイズと強度が大きくなると、翼型上の正味の気流上の吹き下ろし成分が大きくなるほど、誘導抗力効果が大きくなる。先端の翼型上部のこの吹き下ろしは、揚力ベクトルを後方に曲げるのと同じ効果がある。したがって、揚力は相対的な風に対して垂直にわずかに後方にあり、後方の揚力成分を生成する。これは誘導抗力である。

翼型の上部により大きな負圧を作り出すために、翼型をより高いAOAに傾けることができる。対称翼型のAOAがゼロの場合、圧力差はなく、その結果、吹き下ろし成分も誘導抗力もない。いずれにせよ、AOAが増加すると、誘導抗力は比例して増加する。別の言い方をすれば、対気速度が低いほど、航空機の重量に等しい揚力を生成するために必要なAOAが大きくなるため、誘導抗力が大きくなる。誘導抗力の量は、対気速度の二乗に反比例して変化する。

逆に、有害抗力は対気速度の二乗として増加する。したがって、定常状態では、対気速度が失速速度近くまで低下すると、主に誘導抗力の急激な上昇により、総抗力が大きくなる。同様に、航空機が最大速度（VNE）に達すると、有害抗力が急激に増加するため、総抗力が急速に増加する。図5-6に示すように、特定の対気速度では、総抗力は最小量である。航空機の最大範囲を計算する場合、抗力が最小であれば、抗力を克服するために必要な推力は最小になる。最小出力と最大航続は異なるポイントで発生する。

## 重力

引力は、すべての物体を地球の中心に引き寄せる傾向がある引っ張る力である。CGは、航空機のすべての重力が集中する点と見なすことができる。航空機が正確なCGでサポートされていれば、どのような姿勢でもバランスが取れる。CGは航空機にとって非常に重要であり、その位置は安定性に大きな影響を与えることに注意すること。CGの許容位置は、特定の各航空機の一般的な設計によって決まる。設計者は、圧力中心（CP）がどれだけ移動するかを判断する。航空機の重量はCGに集中し、揚力の空力はCPで発生することを理解することが重要である。CGがCPの前方にある場合、航空機が機首を下げようとする自然な傾向がある。CPがCGの前方にある場合、機首上げピッチングモーメントが生成される。したがって、設計者は、飛行の平衡を保つために、対応する飛行速度のCPが前方にある場合のCGの後方限界を決定する。

重力と揚力には明確な関係がある。この関係は単純だが、飛行の航空力学を理解する上で重要である。揚力とは、相対的な風に垂直で、航空機の横軸に垂直に作用する、上向きの力である。航空機の重力に対抗するには揚力が必要である。安定した水平飛行では、揚力が重力に等しいとき、航空機は平衡状態にあり、上向きにも下向きにも加速しない。揚力が重力より小さくなると、垂直速度が低下する。揚力が重量よりも大きい場合、垂直速度が増加する。

## 翼端渦

### 渦の形成

航空機に揚力を与える翼型の作用も誘導抗力を引き起こす。翼型が正のAOAで飛行する場合、翼の上面と下面の間に圧力差が存在する。翼型の上の圧力は大気圧より低く、翼の下の圧力は大気圧以上である。空気は常に高圧から低圧に向かって移動し、最も抵抗の少ない経路は翼型の先端に向かっているため、翼型の底から先端の周りの胴体から外側に向かって空気がスパン方向に移動する。この空気の流れにより、チップに「こぼれ」が生じ、それにより渦と呼ばれる空気の渦が発生する。[図 5-12]

同時に、上面の空気は胴体に向かって流入し、後縁から流出する傾向がある。この気流は、翼型の後縁の内側部分で同様の渦を形成するが、胴体が内向きの流れを制限するため、渦はわずかである。その結果、流れ方向の偏流は、無制限の横方向の流れが最も強い外側の先端で最大になる。



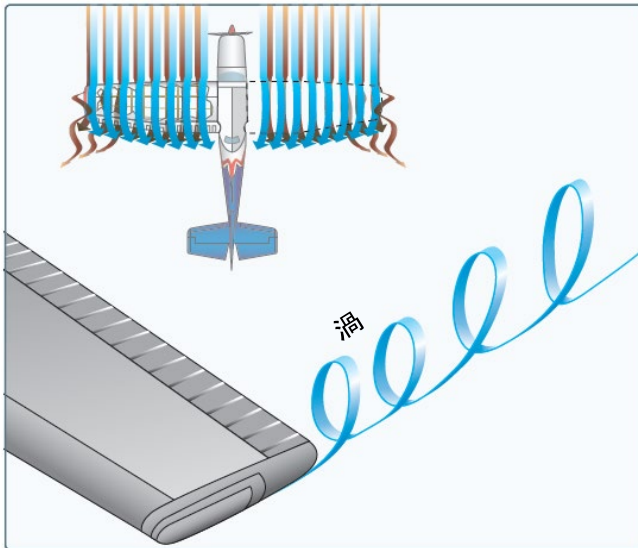


図 5-12. 翼端渦

空気が先端の周りで上向きにカールすると、それは吹き下ろしと結合して、高速で回転する後流渦を形成する。これらの渦は、乱流の生成に費やされるエネルギーによって抵抗を増加させる。翼型が揚力を生成しているときはいつでも、誘導抗力が発生し、翼端の渦が発生する。

AOAの増加に伴って揚力が増加するように、誘導抗力も増加する。これは、AOAが大きくなると、翼型の上部と下部の圧力差が大きくなり、空気の横方向の流れが大きくなるためである。その結果、これにより、より激しい渦が発生し、より多くの乱流とより多くの誘導抗力が生じる。

図5-12は、翼端渦の形成を見やすくしたものである。渦の強度または強さは、航空機の重量に直接比例し、航空機の翼幅と速度に反比例する。航空機が重くて遅いほど、AOAが大きくなり、翼端渦が強くなる。したがって、航空機は、飛行の離陸、上昇、および着陸の段階で最大の強度で発生する翼端渦を生成する。これらの渦は後

方乱気流と呼ばれ、フライトに特に危険な

### 後方乱気流の回避

翼端渦は、渦を生成する航空機が「重く、きれいで、遅い」ときに最も大きくなる。航空機のAOAは離着陸時に最も高くなるため、進入または出発時に、この状態が最も発生する。航空機の後方乱気流を飛行する可能性を最小限に抑えるには:

- 他の航空機の飛行経路を飛行しない。
- 先行機に続いて離陸するときは先行機の浮揚点より手前で浮揚する。
- 1,000フィート以内の高度で同様の飛行経路で先行機を追跡しない。 [図 5-13]
- 他の航空機に続いて着陸するときは、先行機のパスより高いパスを維持して、先行機の接地点を越えて接地する。 [図 5-14]

ホバリングヘリコプターは、飛行機の渦に似たメインローターから吹き下ろしを生成する。小型航空機のパイロットは、この吹き下ろしの影響を避けるために、少なくとも3つのローターディスクでホバリングするヘリコプターを避けるべきである。前進飛行では、このエネルギーは、大型の固定翼航空機の翼端渦に似た、強力な高速の後続渦に変換される。ヘリコプターの前方飛行の対気速度は非常に遅いことが多く、非常に強い後方乱気流を生成する可能性があるため、ヘリコプターの渦は避けるべきである。

風は、翼端渦が風の速度で風と共に漂流するため、後流の乱れを避けるための重要な要素である。たとえば、風速が10ノットの場合、渦は風の方向に1分間に約1,000フィートでドリフトする。別の航空機を追う場合、パイロットは意図する離陸または着陸地点を選択する際に風速と風向を考慮する必要がある。パイロットが他の航空機の離陸地点または着陸地点に確信を持っていない場合、約3分間の安全マージンを持たず、後方乱気流が消散していく。[図 5-15] 後方乱気流の詳細については、航空局通達 (AC) 90-23、Aircraft Wake Turbulenceを参照。

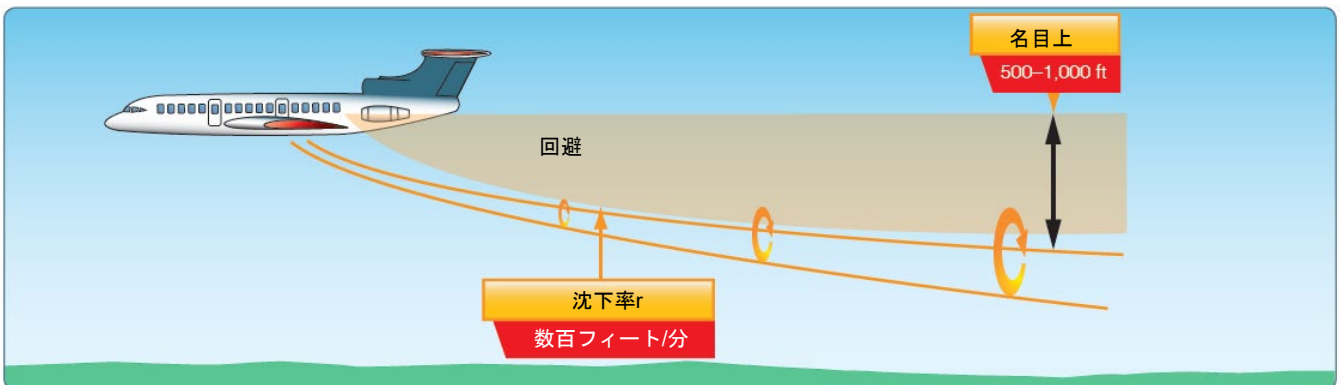


図 5-13. 1,000 フィート以内の高度で別の航空機を追うことは避ける。

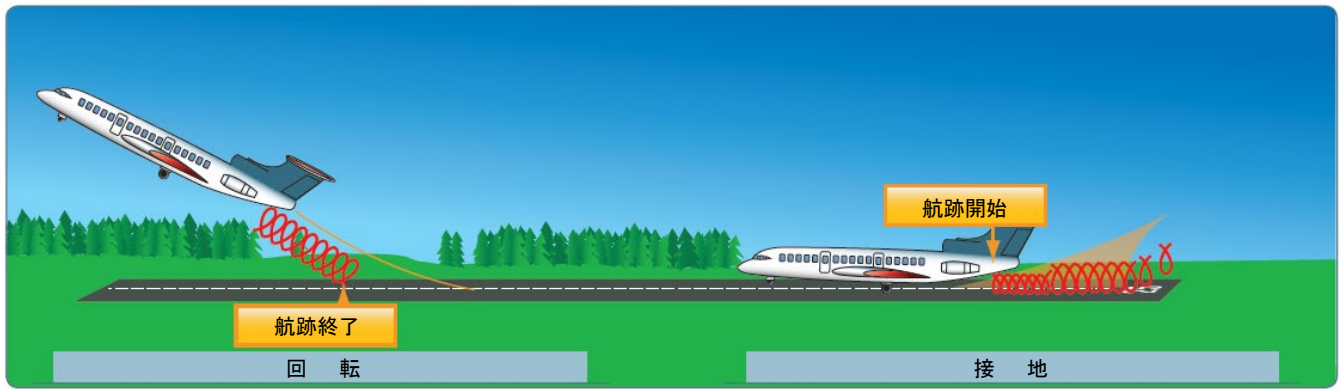


図 5-14. 他の航空機からの乱流を避ける。

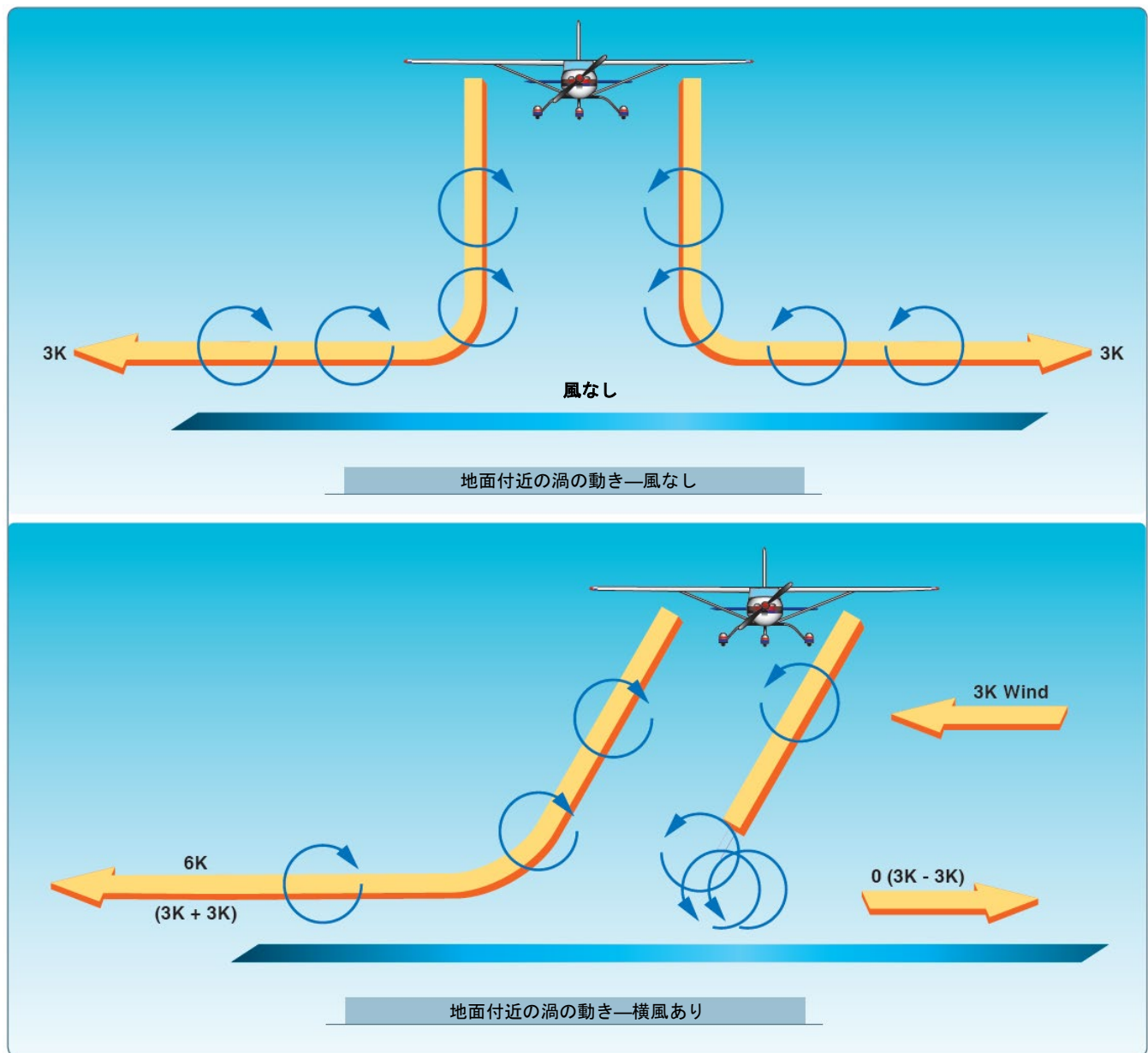


図 5-15. 大きな航空機の渦が地面に近づくと（100～200フィート以内）、2～3ノット（上）の速度で地面上を横方向に移動する傾向がある。横風は、上向きの渦の横方向の動きを減らし、下向きの渦の動きを増やす。したがって、1～5ノットの交差滑走路成分を伴う軽風は、一定期間、風上渦がタッチダウンゾーンに残り、別の滑走路（下）への風下渦のドリフトを早める可能性がある。

## 地面効果

有人飛行が開始されてから、パイロットは、着陸の直前に、機体が降下することを望んでいないように感じ、降下しにくいことに気づいた。これは、エアクションがあるかのように、翼と着陸面の間に閉じ込められた空気があることによるものである。この現象は地面効果と呼ばれる。

飛行中の航空機が地上の、地表または水面から数フィート以内に来ると、翼の周りの気流の垂直成分がその地表によって制限されるため、航空機の周りの3次元的な気流の流れに変化が生じる。これにより、翼の吹上げ、吹き下ろし、および翼端渦が変化する。[図 5-16]このように地面効果は、地表面（または水面）が飛行中の航空機の周囲の気流の流れと干渉することに起因する。尾部表面と胴体の空力特性は地面効果によって変化する地表面の近接による主な効果は翼の空力特性の変化である。地表面付近での飛行特性の変化はこの翼の空力的特性の変化によるものである。翼が地面効果の影響下でありAOAに維持されると、結果として、上向き、下向き、および翼端渦が減少する。

誘導抗力は、航空機を支える翼の働きの結果であり、翼またはローターは、空気塊を下方に加速するだけで航空機を持ち上げる。翼型の上部の圧力を下げることが揚力の発生に不可欠であることは事実であるが、それは空気の塊を押し下げる全体的な効果に寄与するものの1つにすぎない。吹き下ろしが多いほど、翼が空気塊を押し下げるのが難しくなる。高い迎え角では、誘導抗力の量が多くなる。これは実際の飛行での対気速度の低下に対応するため、誘導抗力は低速で顕著に現れると言える。しかし、地面効果による翼端渦の減少により、翼幅方向の揚力分布が変化し、誘導迎角と誘導抗力が減少する。したがって、同じCLを生成するために、翼は地上効果でAOAを小さくする必要がある。一定のAOAが維持されると、CLが増加する。[図 5-17]

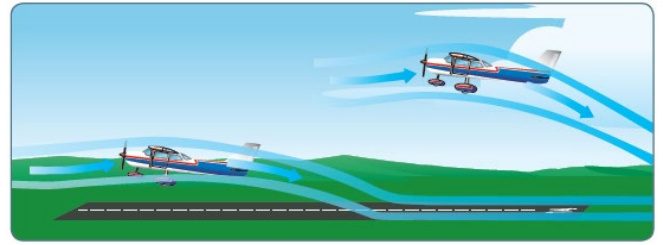


図 5-16. 地面効果により気流が変化する。

地面効果は、速度と必要な推力も変化させる。誘導抗力は低速で顕著に現れるため、地面効果による誘導抗力の減少により、低速で必要な推力（有害抗力と誘導抗力に対する）が大幅に減少する。上昇流、下降流、翼端の渦の変化により、対気速度システムの地面効果に関連する位置誤差（取り付け誤差）が変化することがある。ほとんどの場合、地面効果が静的な発生源での局所的な圧力を増加させ、対気速度と高度の指標がより低いものとなる。したがって、航空機は、通常必要とされる速度よりも遅い指示対気速度で飛行する可能性がある。

地面効果を大きくするには、翼を地面に非常に近づけなければならない。地面効果の直接的な結果の1つは、一定のCLでの地上の翼の高さによる誘導抗力の変動である。翼がそのスパンに等しい高さにあるとき、誘導抗力の減少はわずか1.4パーセントである。しかし、翼がそのスパンの1/4に等しい高さの場合、誘導抵抗の減少は23.5パーセントであり、翼がそのスパンの1/10に等しい高さの場合、誘導抵抗の減少は47.6パーセントである。したがって、誘導抵抗の大幅な減少は、翼が地面に非常に近い場合にのみ発生する。この変動のため、地面効果は離陸のための浮揚時または着陸時の接地直前に最もよく見られる。

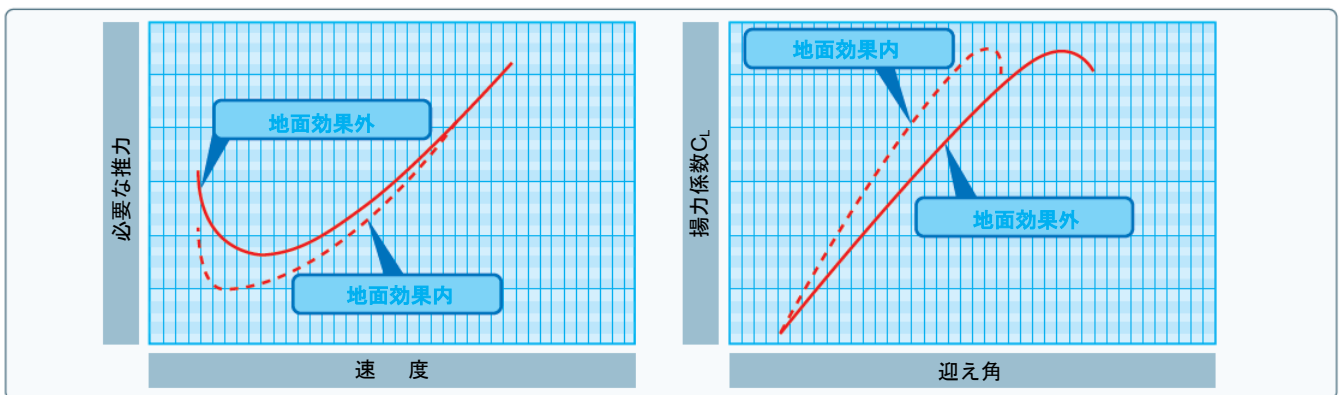


図 5-17. 地面効果は、抗力と揚力を変化させる。

飛行の離陸フェーズでは、地面効果がいくつかの重要な関係を生み出す。離陸後に地面効果を離れる航空機は、着陸中に地面効果に入る航空機のちょうど逆のことが起きる。航空機が地面効果の影響を受けなくなる以下が起こる。

- 同じCLを維持するためにAOAの増加を必要とする
- 必要な誘導抗力と推力の増加を経験する
- 安定性の低下と瞬間的な機首上げの変化を経験する
- 静圧の減少と指示された対気速度の増加を経験する

離陸および着陸時には、地面効果を考慮しなければならない。たとえば、パイロットが離陸中に航空機と地面効果の関係を理解できない場合、推奨される離陸速度が達成されない可能性があるため、危険な状況が発生する可能性がある。地面効果のため抵抗が減少しているので、航空機は推奨速度未満で離陸できるように見える場合がある。航空機が速度不足で地面効果から上昇すると、誘導抗力が大きくなるため、初期上昇性能が限界に達する可能性がある。高い総重量、高高度、高温などの極端な条件では、離陸時の対気速度が不足すると、航空機を浮揚させることはできるが、地面効果からの離脱後、その飛行を維持できなくなる。この場合、航空機は最初は速度不足で飛行し、その後滑走路に到着する可能性がある。

パイロットは、速度が低い状態で航空機を強制的に飛行させようとしてはならない。適切な初期上昇性能を提供するために、メーカーは推奨離陸速度を示す必要がある。パイロットが着陸装置またはフラップを格納する前に、明確に上昇コースに乗ることも重要である。正の上昇率を確立し安全高度に達した場合にのみ、着陸装置やフラップを格納しなければならない。

飛行の着陸フェーズに、航空機が一定のAOAで地面効果になった場合、航空機はCLの増加と必要な推力の減少を経験し、「フローティング」効果が発生する可能性がある。抗力が低下し、地面効果でのパワーオフによる減速がないため、フレアのポイントで速度が過剰になると、かなりの「浮いてしまう」距離が生じる可能性がある。航空機が接地点に近づくと、地面効果は翼幅より低い高度で最もよく実感される。航空機が地面に近づくときの進入の最終フェーズでは、地面効果による揚力の増加を相殺するために出力の減少が必要である。そうしないと、航空機は目標のグライドパス (GP) を上回る傾向がある。

## 航空機の軸

航空機の軸は、航空機のCGを通る3本の想像上の線である。軸は、航空機が回転する仮想の回転軸と考えることができる。3つの軸は、互いに90度の角度でCGを通過する。軸はCGを通り、機首から尾までの線と平行な軸が前後軸であり、翼端から翼端への線と平行な軸は左右軸、そして、他の2つの軸に直角にCGを通る軸が上下軸である。航空機が飛行姿勢または飛行中の位置を変更するたびに、3軸のうち1つまたは複数を中心に回転する。[図 5-18]

航空機の前後軸を中心とした動きは、船の横揺れに似ている。実際、航空機の3つの軸についての動きを説明するために使用される名前は、もともと航海用語だった。航空機と航行船の動きが類似しているため、これらは航空用語に適している。航空機の前後軸を中心とした動きは「ロール」、左右軸を中心とした動きは「ピッチ」、上下軸を中心とした動きは「ヨー」である。ヨーは航空機の機首の左右の動きである。



図 5-18. 飛行機の軸

従来の飛行機の3つの動き（ロール、ピッチ、ヨー）は、3つの操縦面によって制御される。ロールは補助翼によって制御され、ピッチは昇降舵によって制御され、ヨーは方向舵によって制御される。これらの制御の使用については、第6章「操縦装置」で説明する。他のタイプの航空機は、さまざまな軸の周りの動きを制御するさまざまな方法を利用する場合がある。

たとえば、重量シフトコントロール航空機は、3輪キャリアリッジに取り付けられた柔軟な翼から吊り下げられた「A」フレームを使用して、2つの軸（ロールとピッチ）を制御する。これらの航空機は、ハンググライダーのパイロットが飛行するのとはほぼ同じ方法で、水平バー（コントロールバーと呼ばれる）を動かすことで制御される。[図 5-19] これらは、パイロットがCGをシフトすることで航空機を制御するため、重量シフトコントロール航空機と呼ばれる。重量シフトコントロール航空機の詳細については、連邦航空局（FAA）重量シフトコントロール航空機ハンドブック、FAA-H-8083-5を参照。動力付きパラシュートの場合、航空機の制御は、ステアリングラインを介して翼型を変更することで実現される。

動力付きパラシュート翼は、上面が反り、下面が平らなパラシュートである。2つの表面は、セルとして機能するリブによって分離されている。リブは、前縁で空気の流れに通じ、横方向の空気の流れを可能にする内部ポートを備えている。動作中の原理は、セルの圧力が外圧よりも大きく、それにより翼を形成し、飛行中に翼型を維持するというものだ。パイロットと乗客は、動力機の後方にあるエンジンの前に並んで座る。機体は、2つの取り付け点と線を介してパラシュートに取り付けられている。制御は、制御ラインを介したパワーと翼の変更の両方によって達成される。[図 5-20]



図 5-19. 重量シフト制御航空機



図 5-20. 動力付きパラシュート

## モーメントとモーメントアーム

物理学の研究によると、自由に回転する物体は常にそのCGを中心に回転する。航空力学用語では、航空機がCGを中心に回転する傾向の数学的尺度は「モーメント」と呼ばれる。モーメントは、加えられた力と力が加えられた距離の積に等しいと言われている。（モーメントアームは、データム[基準点または線]から加えられた力までの距離である。）航空機の重量と重心の計算では、「モーメント」はアームの距離に航空機の重量を掛けた値、または単にインチポンドで表される。

航空機的设计者は、航空機のCGの前後位置を、平均空力翼弦（MAC）の20%ポイントまで可能な限り近くに配置する。推力線がCGを水平に通過するように設計されている場合、パワーが変更されても航空機はピッチングせず、飛行のパワーオンまたはパワーオフ状態の推力によるモーメントの違いはない。設計者は抗力の位置をある程度制御できるが、結果として生じる抗力が航空機のCGに水平にかかるとは限らない。しかし、最大の制御ができるのは、尾部のサイズと位置である。目的は、（推力、抗力、揚力による）モーメントを可能な限り小さくし、尾部の適切な位置により、飛行状態に応じて航空機を縦方向にバランスさせる手段を提供することである。

パイロットは、AOAを変更して揚力の中心を制御することを除いて、飛行中の航空機に作用する力の位置を直接制御することはできない。パイロットは力の大きさを制御できる。しかし、このような変化には、すぐに他の力の変化が伴う。したがって、パイロットは、他の力の効果を変化させずに、1つの力の位置を独立して変化させることはできない。たとえば、対気速度の変化には、揚力の変化だけでなく、抗力の変化と、尾にかかる上下の力の変化が含まれる。

乱気流や突風などの力が航空機を変位させるように作用すると、パイロットは、この変位に対抗するために反対の制御力を与えることで対応する。

航空機によっては、負荷の変動に伴ってCGの位置が変更される場合がある。昇降舵のトリムタブや調整可能な水平安定板などのトリミング装置は、燃料消費や乗客や貨物の積み降ろしによって生じるモーメントを打ち消すために使用される。

## 航空機の設計特性

それぞれの航空機は、独自の方法で圧力を制御することに抵抗するか応答するため、処理方法が多少異なる。たとえば、訓練用の航空機は制御アプリケーションにすばやく応答するが、輸送用の航空機は遅く、制御圧力にゆっくりと応答する。これらの機能は、特定の安定性と操縦要件を考慮することにより、航空機の特定の目的を達成するために航空機に組み込むことができる。次の説明では、航空機の安定性、機動性、および操縦性の性質のより重要な側面、その分析方法、およびさまざまな飛行条件との関係をまとめている。

### 安定性

安定性とは、その平衡を乱す可能性のある状態を修正し、元の飛行経路に戻る、または継続する航空機固有の性質である。これは主に航空機の設計特性である。航空機が飛行する飛行経路と姿勢は、航空機の空力特性、推進システム、および構造的強度によって制限される。これらの制限は、航空機の最大の性能と機動性を示して

いる。航空機が最大限の有用性を提供する場合、パイロットの能力を超えたり、優れた飛行能力を必要とせず、これらの制限の全範囲で安全に制御できなければならない。航空機が任意の飛行経路に沿ってまっすぐに安定して飛行する場合、航空機に作用する力は静的な平衡状態でなければならない。平衡が乱れたときの機体の反応は、安定性と呼ばれる。安定性には、静的と動的の2種類がある。

#### 静的安定性

静的安定性とは、平衡に戻る初期の傾向、つまり運動の方向を指す。航空では、特定のピッチ、ヨー、またはバンクが乱れたときの航空機の初期応答を指す。

- 正の静的安定性—乱れた後に航空機が元の平衡状態に戻る初期の傾向。 [図 5-21]
- 中立的な静的安定性—平衡が乱れた後、航空機が新しい状態にとどまる最初の傾向。 [図 5-21]
- 負の静的安定性—乱れた後に航空機が元の平衡状態から離れ続ける初期の傾向 [図 5-21]

#### 動的安定性

静的安定性は、航空機がトリムのとれた状態をくずした時、平衡状態に戻ろうとする最初の傾向と定義される。時折、最初の傾向は全体的な傾向とは異なるか反対であるため、両者を区別する必要がある。動的安定性とは、特定のピッチ、ヨー、またはバンクが乱れたときの航空機の経時的な応答を指す。

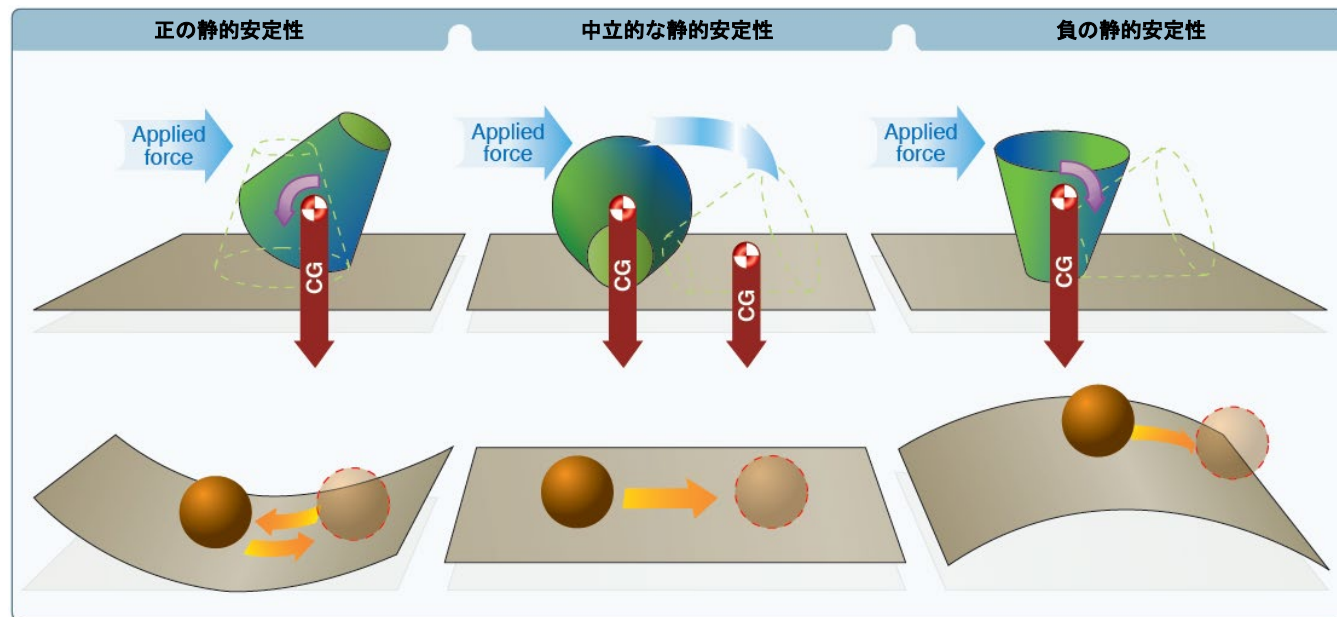


図 5-21. 静的安定性のタイプ

このタイプの安定性には、3つのサブタイプもある：

[図 5-22]

- 正の動的安定性—時間の経過とともに、変位した物体の動きの振幅が減少し、正であるため、変位した物体は平衡状態に戻る。
- 中立的な動的安定性—一度変位すると、変位した物体の振幅は減少も増加もしない。摩耗した自動車のショックアブソーバーはこの傾向を示す。
- 負の動的安定性—時間の経過とともに、変位した物体の動きが増加し、より発散する。

航空機の安定性は、次の2つの領域に大きく影響する：

- 機動性—機体を簡単に操縦し、機動によるストレスに耐えることができる航空機の性質。航空機の重量、慣性、飛行制御のサイズと位置、構造強度、および発動機によって管理される。これも航空機の設計の特徴である。
- 操縦性—特に飛行経路と姿勢に関して、パイロットの操縦にตอบสนองする航空機的能力。安定性に関係なく、機体を操縦する際のパイロットの制御アプリケーションに対する機体の応答の性質である。

#### 縦安定性 (ピッチング)

航空機の設計では、3つの軸すべての回転に必要な安定度を設けられるように多大な労力が費やされている。ただし、左右軸に関する縦方向の安定性は、さまざまな飛行条件の特定の変数によって最も影響を受けると考えられている。

縦方向の安定性は、航空機を左右軸に対して安定させる性質である。これには、飛行中に航空機の機首が上下に動くときのピッチング運動が含まれる。縦方向に不

安定な航空機は、急降下または更に急な降下または上昇、あるいは失速まで徐々に降下または上昇する傾向がある。したがって、縦方向の不安定性を備えた航空機は飛行が困難になり、時には危険を伴う。

静的な縦安定性、または航空機的不安定性は、次の3つの要因によって生じる。：

1. CGに対する翼の位置
2. CGに対する水平尾翼表面の位置
3. 尾翼面の面積またはサイズ

安定性を分析する際、自由に回転できる物体は常にそのCGを中心に回転することに留意すべきである。

静的な縦方向の安定性を得るために、翼と尾部のモーメントの関係は、モーメントが最初に均衡し、航空機が突然機首を上げた場合、翼のモーメントと尾部のモーメントが変化して、力の合計が不均衡になるようにしなければならないが、モーメントを回復することで、再び機首が下がる。同様に、航空機が機首を下げている場合、結果として生じるモーメントの変化は機首を上げる。

ほとんどの非対称翼の揚力中心 (CL) は、AOAの変化に伴い前後の位置が変化する傾向がある。CLは、AOAが増加すると前方に移動し、AOAが減少すると後方に移動する傾向がある。これは、翼型のAOAが増加すると、CLが前方に移動することで、翼の前縁をさらに持ち上げる傾向があることを意味する。この傾向は、翼に不安定性の固有の性質をもたらす。(注：CLは圧力中心 (CP) とも呼ばれる。)

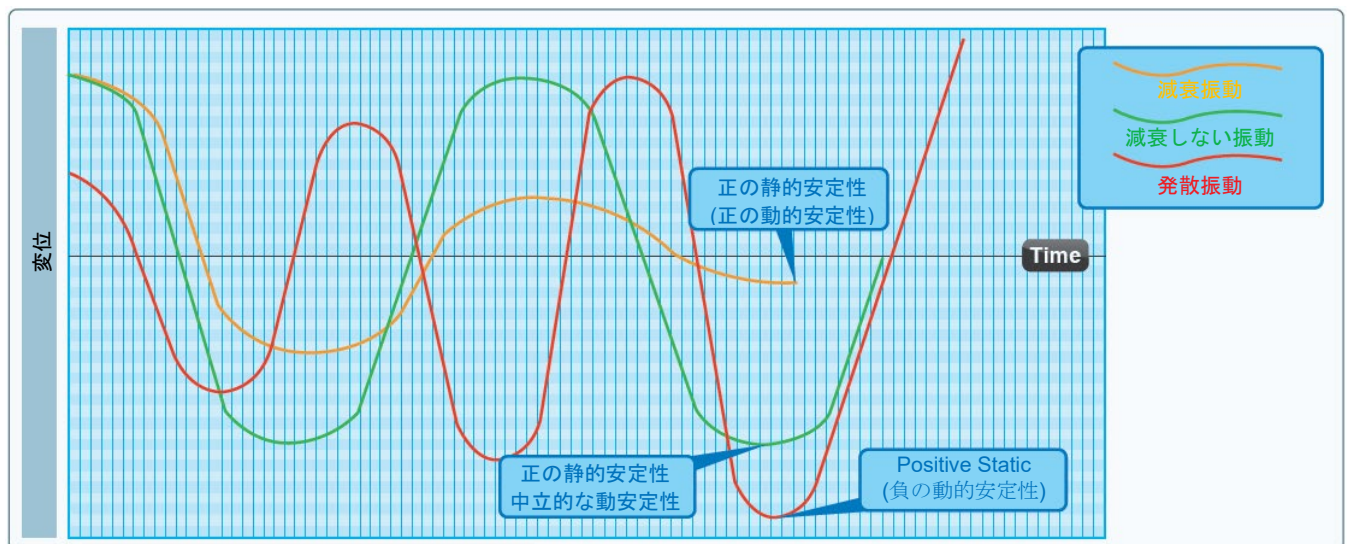


図 5-22. 減衰対非減衰安定性

図5-23は、直線水平飛行中の航空機を示している。線CG-CL-Tは、CGから水平尾翼上のポイントTまでの航空機の前軸を表す。

ほとんどの航空機は、翼のCLがCGの後ろになるように設計されている。これにより、航空機は「重い機首」になり、航空機のバランスを取り、機首が継続的に下方にピッチングしないように、水平尾翼にわずかに下向きの力を加える必要がある。この機首の重さの補正は、水平尾翼をわずかに負のAOAに設定することによって行われる。このように生成された下向きの力が尾部を押し下げ、「重い」機首を相殺する。線CG-CL-Tは、CLで上向きの力と2つの下向きの力が互いにバランスをとるレバーであるかのようなものだ。1つはCGポイントで強い力で、もう1つはポイントTでより小さな力である（下向きで安定板の空気圧）。この物理原理をよりよく視覚化すると、重い重力がCGで掛かった状態で鉄棒がポイントCLで吊り下げられている場合、「レバー」のバランスを保つためにポイントTで下向きの圧力が掛かる。

航空機が水平飛行している場合、水平尾翼は水平になっていても、翼からの空気の吹き下ろしがある。この吹き下ろしは安定板の上部に当たり、一定の速度で「レバー」のバランスをとるのに十分な下向きの圧力を生成する。航空機の飛行速度が速いほど、この吹き下ろしが大きくなり、水平尾翼にかかる下向きの力が大きくなる。（T型尾翼を除く）。[図5-24] 固定位置の水平尾翼を備えた航空機では、航空機メーカーは、設計の巡航速度と出力設定で飛行中に最高の安定性（またはバランス）を提供する角度で安定板を設定する。

航空機が速度が低下すると、翼上の気流の速度が低下する。この翼上の空気の流れが減少した結果、吹き下ろしが減少し、水平尾翼にかかる下向きの力が小さくなる。次に、特徴的な機首の重さが強調され、航空機の機首がさらにピッチダウンする。[図5-25] これにより、航空機は機首が低い姿勢になり、翼のAOAと抗力が小さくなり、対気速度が上がる。航空機が機首を下げたままの姿勢で、その速度が増加すると、水平尾翼にかかる下向きの力が再び増加する。その結果、尾部が再び下方に押され、機首が上昇姿勢になり上向きになる。

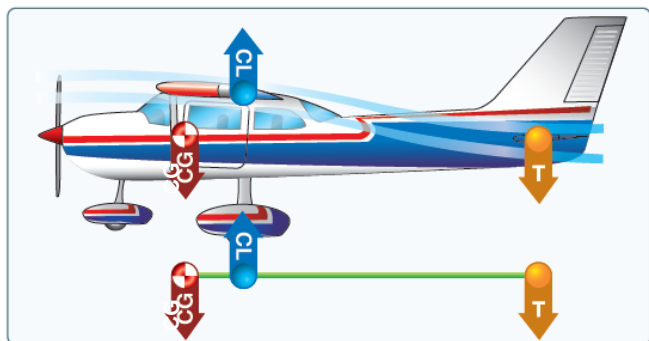


図 5-23. 縦方向の安定性

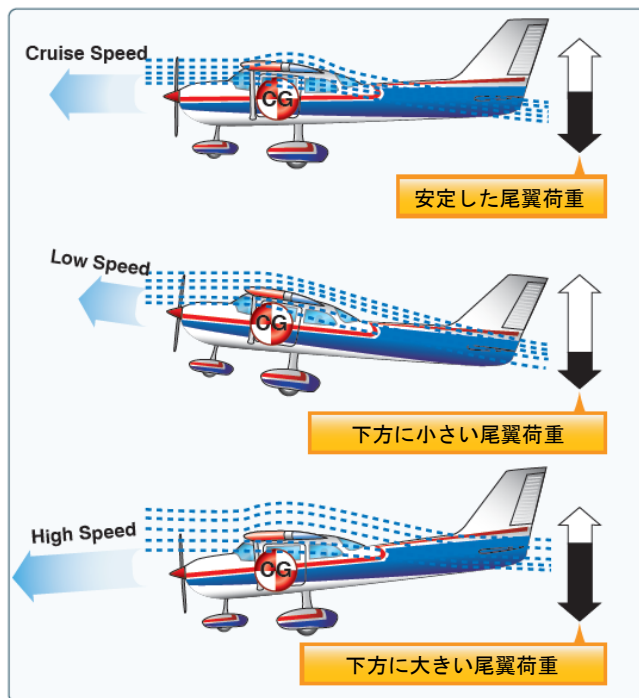


図 5-24. 吹き下ろしに対する速度の影響。

この上昇が続くと、対気速度が再び低下し、機首が再び下がるまで尾部にかかる下向きの力が減少する。航空機は動的に安定しているため、それまでのように機首は下がらない。航空機は、このより緩やかな急降下で十分な速度を獲得して、別の上昇を開始するが、上昇は前の上昇ほど急でない。

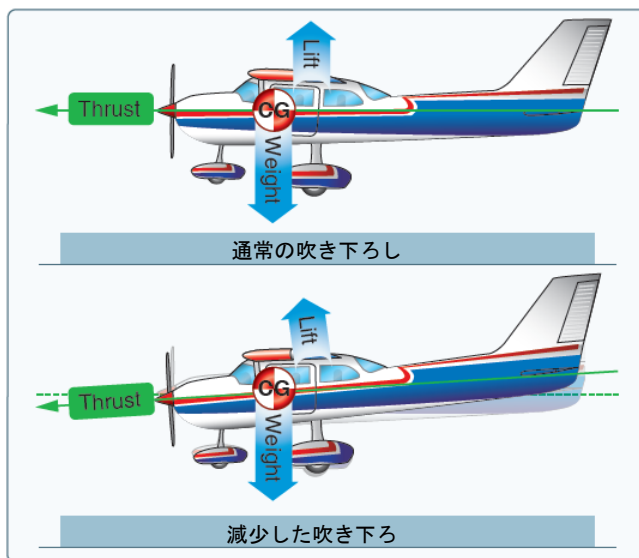


図 5-25. 出力を削減すると、ピッチダウンが可能になる。



機首が交互に上昇および下降するこれらの減衰振動のいくつかの後、航空機は最終的に、尾部への下向きの力が航空機の急降下のための勢いを丁度打ち消す速度に落ち着く。この状態に達すると、航空機は再びバランスの取れた飛行を行い、この姿勢と対気速度が変わらない限り、安定した飛行を続ける。

スロットルを閉じる際に、同様の効果が見られる。翼の吹き下ろしが減少し、図5-23のTの力では水平尾翼を押し下げることができない。レバーのTの力が、重力によって機首を引き下ろしているように見える。航空機は本質的に対気速度を回復し、適切なバランスを再確立しようとしているため、これは望ましい特性である。

出力または推力にも、力を上げると機首が上がる傾向があるという点で、不安定化する可能性がある。航空機的设计者は、推力の線がCGの上を通過する「高推力線」を確立することにより、これを相殺できる。 [図s 5-26 および 5-27]

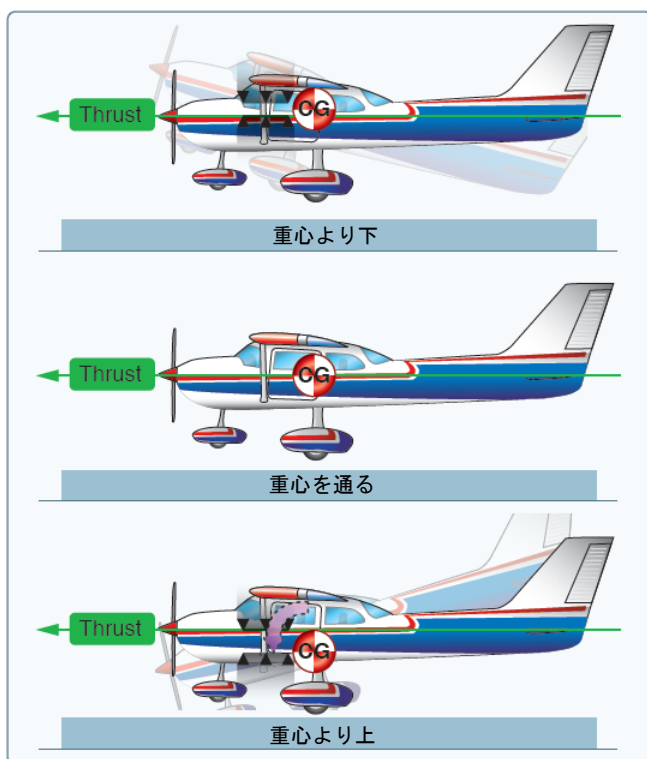


図 5-26. 推力線は縦方向の安定性に影響する。

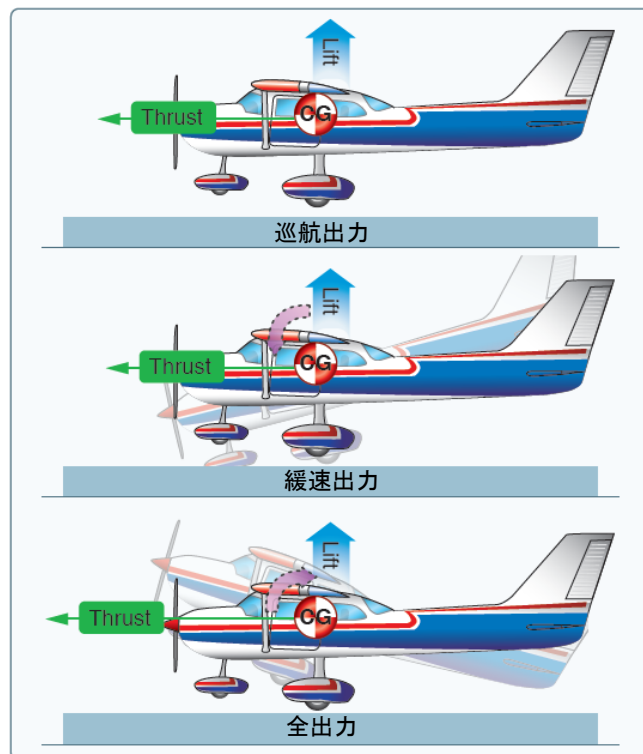


図 5-27. 出力の変化は、縦方向の安定性に影響する。

この場合、出力または推力が増加すると、尾部にかかる負荷に対抗するためのモーメントが生成される。一方、非常に「低い推力線」は、水平尾翼表面のノーズアップ効果を追加する傾向がある。結論：CLの前方にCGがあり、空力的なテールダウン力があると、航空機は通常安全な飛行姿勢に戻る。

以下は、縦方向の安定性の簡単なデモンストレーションである。水平飛行での「ハンドオフ」制御のために航空機をトリムする。次に、機体の機首を下ろすために、コントロールを少し押す。短期間のうちに機首が元の位置に向かって上昇した場合、航空機は静的に安定している。通常、機首は元の位置（水平飛行の位置）を通過し、一連のローピッチング振動が続く。振動が徐々に停止する場合、航空機は正の安定性を持っている。それらが不均一に続く場合、航空機は中立の安定性を持つ。それらが増加すると、航空機は不安定になる。

### 横安定性（ローリング）

航空機の機首から尾部まで伸びる航空機の前後軸に関する安定性は、横安定性と呼ばれる。正の横安定性は、一方の翼が航空機の反対側の翼より低くなったときに、横方向または「ローリング効果」を安定させるのに役立つ。航空機を横方向に安定させる主な設計要因は、上反角、後退角、キール効果、および重量配分の4つである。

### 上反角

一部の航空機は、翼の外側の先端が翼の根元よりも高くなるように設計されている。このように翼によって形成される上向きの角度は、上反角と呼ばれる。[図 5-28] 突風によりロールが発生すると、横滑りが発生する。この横滑りにより、飛行機全体に影響を与える相対的な風が、滑りの方向から発生する。相対的な風が横から来ると、風に滑り込む翼はAOAの増加を受け、揚力が増加する。風から離れた翼は迎え角が減少し、揚力が減少する。揚力の変化は、風上翼を持ち上げる傾向のあるローリングモーメントに影響するため、上反角は横滑りによる安定したロールに貢献する。 [図 5-29]

### 後退角と翼の位置

航空機の構成の多くの側面が有効な上反角に影響を与える可能性があるが、2つの主要な要素は、翼の後退角と胴体に対する翼の位置（低翼または高翼など）である。大まかな推定として、翼の10°の後退角は約1°の有効な上反角効果を与えるが、高翼の構造は低翼構造で約5°の有効な上反角効果を与える。

後退翼は、前縁が後方に傾斜している翼である。[図 5-30] 外乱により後退した航空機が翼を滑らせたたり落としたりすると、低い翼は相対的な気流に対してより垂直な角度で前縁を示す。その結果、低翼はより多くの揚力を得て上昇し、航空機は元の飛行姿勢に戻る。

### キール効果と重量配分（振り子効果）

高翼航空機は常に、航空機の前後軸を相対的な風に変える傾向があり、これはキール効果と呼ばれることもある。これらの航空機は、翼が胴体の高い位置に取り付けられているだけで横方向に安定しており、胴体はキールのように機能し、航空機の前後軸周りに横方向に安定した影響を及ぼす。高翼の航空機の飛行中に機体姿勢が乱され、一方の翼が下がると、胴体の重量は、飛行機を水平レベルに戻す振り子のように機能する。

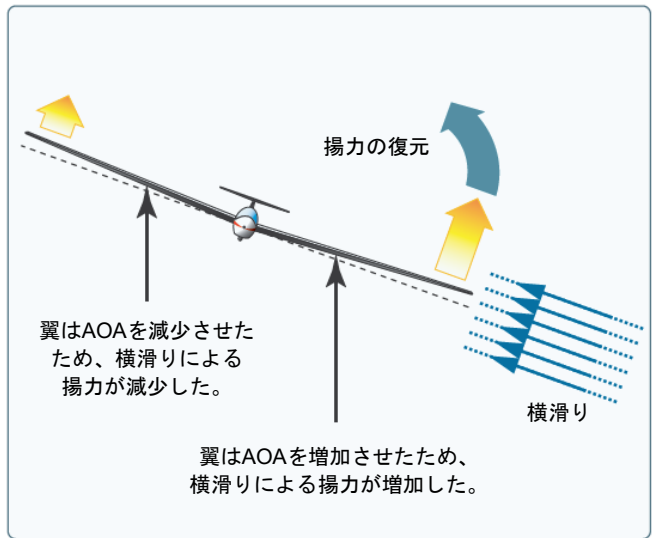


図 5-29. 各ブレードで異なるAOAを引き起こす横滑り。

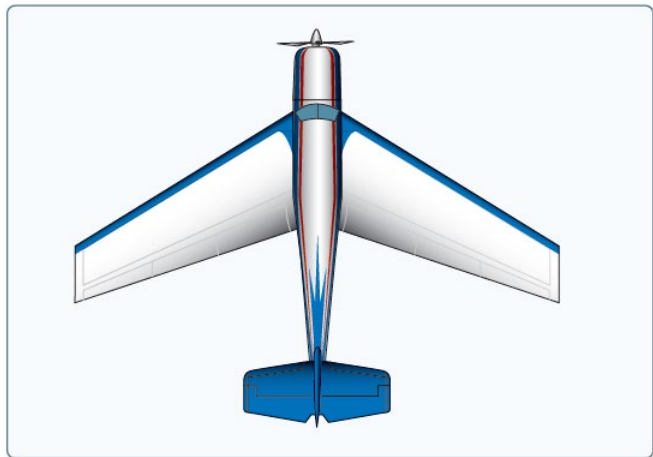


図 5-30. 後退翼

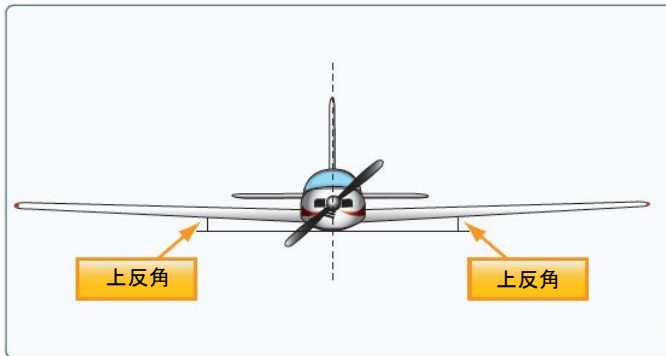


図 5-28. 上反角とは、Ryanair Boeing 737のグラフィック表示と背面図に示されているように、平面の水平（正面/背面）軸からの翼の上向きの角度である。

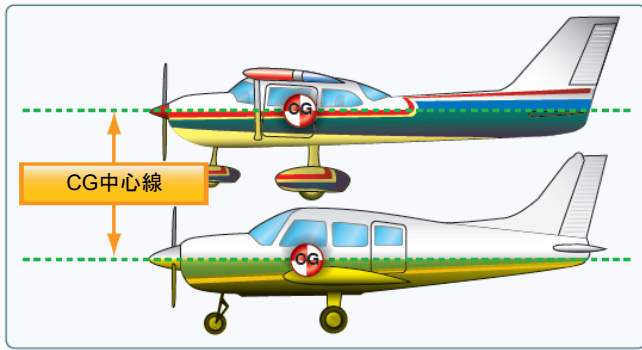


図 5-31. 横方向の安定性のためのキール領域

キール領域の大部分がCGの上になるように、横方向に安定した航空機が作られる。[図 5-31] したがって、航空機が片側に滑ると、航空機の重量とキール領域の上部に対する気流の圧力の組み合わせ（両方がCGの周りに作用する）が、航空機を翼レベルの飛行に戻す傾向がある。

### 方向安定性（ヨーイング）

航空機の垂直軸に関する安定性（横向きのモーメント）は、ヨーイングまたは方向安定性と呼ばれる。ヨーイングまたは方向安定性は、航空機の設計で最も簡単に達成できる安定性である。垂直フィンの領域とCGの機体後部の側面は、航空機をよく知られている風向計または矢印のように動作させ、その機首を相対的な風に向ける主要な要因である。

風向計を調べると、回転軸の前と後ろでまったく同じ大きさの表面が風にさらされた場合、前後の力のバランスが取れ、方向性のある動きがほとんどまたはまったく生じないことがわかる。その結果、回転軸の前方よりも後方の表面を大きくする必要はある。

同様に、航空機の設計者は、側面をCGの前方よりも後方に大きくすることにより、正の方向安定性を確保しなければならない。[図 5-32] 胴体によって提供される安定性に追加の正の安定性を提供するために、垂直フィンが追加される。フィンは、直線飛行を維持するための矢羽根に似た働きをする。風向計と矢のように、このフィンが後方に配置され、サイズが大きくなるほど、航空機の方向安定性は大きくなる。

航空機が直線で飛行しており、横方向の突風により航空機が上下軸を中心にわずかに回転する場合（ここでは右へ）、機体が右に回転している間、空気がフィンの左側に斜めに衝突するため、動きはフィンによって遅延および停止される。これにより、フィンの左側に圧力がかかり、旋回運動に抵抗し、航空機のヨーを減速させる。そうすることで、航空機を相対的な風に変えることにより、風向計のように機能する。航空機の飛行経路の

方向の最初の変化は、通常、機首方位の変化よりわずかに遅れている。したがって、航空機がわずかに右にヨーイングした後、航空機がまだ元の経路に沿って移動していても、その縦軸はわずかに右を向いている瞬間がある。

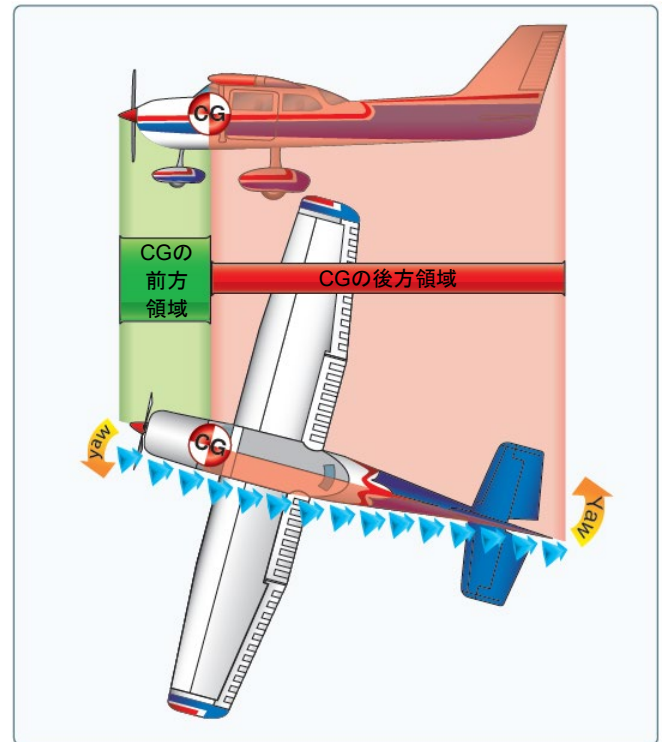


図 5-32. 方向安定性のための胴体とフィン

その後、航空機は一時的に横滑りし、その瞬間（ヨーイングの動きは停止しても、フィンの左側の過剰な圧力は依然として持続すると想定されているため）、航空機が必然的に部分的に左に戻る傾向がある。つまり、フィンによる一時的な回復傾向がある。

この回復傾向は、進展が比較的遅く、航空機が横滑りを停止すると止まる。停止すると、航空機は元の方向とわずかに異なる方向に飛行している。言い換えれば、元の方位にそれ自体が一致することはない。パイロットは最初の方位に戻さなければならない。

方向安定性のわずかな改善は、後退角によって得られる場合がある。主に高速飛行中の圧縮性の発現を遅らせるために、後退角が翼の設計に組み込まれている。軽量で低速の航空機では、後退角は、CGとの正しい関係で圧力の中心を見つけるのに役立つ。縦方向に安定した航空機は、CGの後部の圧力を中心として作られる。

構造上の理由により、航空機の設計者は、正確な希望の位置で機体に翼を取り付けることができない場合がある。翼をかなり前方に、胴体に対して直角に取り付けな

ければならなかった場合、圧力の中心は、所望の量の縦安定性を確保できるほど後方から離れていない。しかし、後退角を翼に組み込むことにより、設計者は圧力の中心を後方に移動できる。後退角の量と翼の位置により、圧力の中心が正しい位置に配置される。

乱気流または方向舵の適用により、航空機が片側にヨーイングすると、反対側の翼は、相対的な気流に垂直な長い前縁を示す。前翼の対気速度は増加し、後翼よりも大きな抗力が生成される。前翼に対する抗力が増すことで、翼が引き戻され、航空機は元の経路に戻る。

通常、静的な方向安定性に対する翼の寄与は小さい。後退翼は後退角の量に応じて安定した寄与を提供するが、他の構成要素と比較した場合、寄与は比較的小さくなる。

### 自由な方向振動（ダッチロール）

ダッチロールは、通常は動的に安定しているが、振動性のために航空機では安全ではない横方向/方向振動の結合である。振動モードの減衰は、特定の航空機の特성에応じて弱い場合も強い場合もある。

航空機の右翼が押し下げられている場合、正の横滑り角により、翼が横方向に補正されてから、機首が相対風に再調整される。翼が位置を修正すると、横方向の振動が発生する可能性があり、その結果、2つの振動（ロールとヨー）の結果として、航空機の機首が水平線上で8の字を描く。

後退翼の設計を除くほとんどの現代の航空機では、これらの自由な方向振動は、通常、空気が突風または乱流を続けられない限り、ごくわずかなサイクルで自動的に消滅する。ダッチロール傾向が継続している航空機には、通常、ジャイロ安定化ヨーダンパーが装備されている。製造業者は、方向の安定性が多すぎるか少なすぎるかの中間点を見つけようとする。航空機はダッチロール傾向よりも「螺旋不安定性」を持つことが望ましいため、ほとんどの航空機はその特性で設計されている。

### 螺旋不安定性

航空機の静的な方向安定性が横方向の平衡維持における上反角の効果と比較して非常に強い場合、螺旋不安定性が存在する。突風によって航空機の横方向の平衡が乱れ、横滑りが生じると、強い方向安定性により、結果として生じる相対的な風に機首がヨーイングされる傾向があるが、横方向のバランスの回復には比較的弱い上反角が遅れる。このヨーにより、回転モーメントの外側の翼は内側の翼よりも速く前方に移動し、その結果、揚力が大きくなる。これにより、オーバーバンク傾向が生じ、パイロットによって修正されない場合、バンク角がより急になる。同時に、航空機を相対的な風にヨーイングする強い方向安定性は、実際に機首を低い

ピッチ姿勢に強制する。ゆっくりと下降する螺旋が始まり、パイロットがこれを改善できなければ、徐々に上昇して急な螺旋降下になる。通常、螺旋運動の発散率は非常に緩やかなので、パイロットは問題なく傾向を制御できる。

多くの航空機はこの特性によってある程度影響を受けるが、他のすべての通常のパラメータでは本質的に安定している場合がある。この傾向は、航空機を無期限に「ハンドオフ」できない理由を説明している。

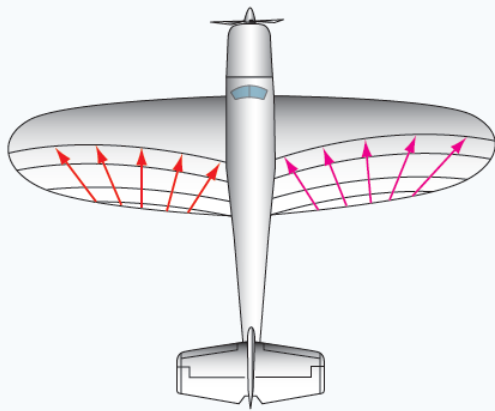
この不安定性を修正または排除するための制御装置（ウイングレベラー）の開発に向けて多くの研究が行われている。パイロットは、この螺旋状態の高度な段階で回復制御の適用に注意しなければならない。そうしないと、構造に過剰な負荷がかかる可能性がある。飛行中の構造的破損につながる螺旋不安定性からの不適切な回復は、おそらく他のどの要因よりも一般的な航空機の死亡者の増加の要因になっているであろう。螺旋状態の対気速度は急速に増加するため、この速度を低下させて機首を引き上げるための後方昇降舵の力の適用は、「急旋回」だけで、荷重倍数が増加する。制御されていない螺旋が長引くと、飛行中の構造破壊、地面への衝突、またはその両方が起こる。この状況に陥ったパイロットの一般的な記録された原因は、地平線（水平線）の参照の喪失、計器参照による航空機の制御不能、または両方の組み合わせである。

### 翼の平面図形の効果

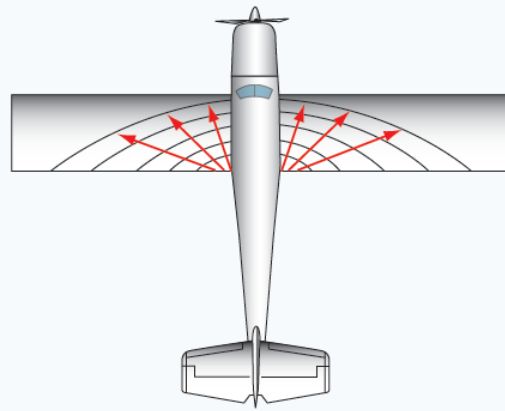
さまざまな翼の平面図形の効果を理解することは、翼の性能と飛行機の飛行特性について学ぶときに重要である。平面図形は、真上から見た翼の形状であり、3次元の気流を扱う。アスペクト比、テーパー比、後退角は、翼の全体的な空力特性にとって非常に重要な平面図形設計の要素である。[図 5-33]

アスペクト比は、翼幅と翼弦の比率である。テーパー比は、平面図形または厚さ、あるいはその両方にすることができる。簡単に言えば、翼の根元から翼端までの翼弦または翼の厚さの減少である。後退角は、翼、水平尾翼、またはその他の翼面の後方傾斜である。

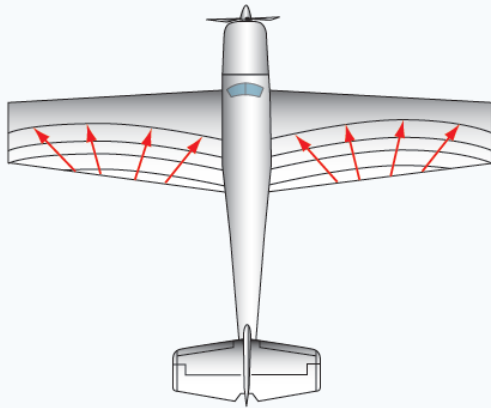
設計者が翼の平面図形を変更できる2つの一般的な方法があり、どちらも翼の空力特性に影響する。1つは、アスペクト比を変更することだ。アスペクト比は、通常の翼の3次元特性と揚抗比を決定する主な要因である。一定の速度でアスペクト比を上げると、特に高迎角で抗力が減少し、上昇姿勢での翼の性能が向上する。



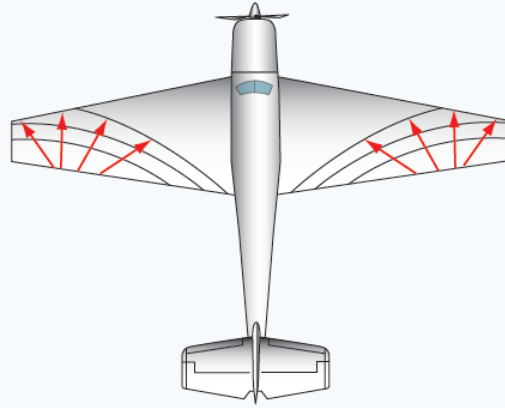
橢円翼



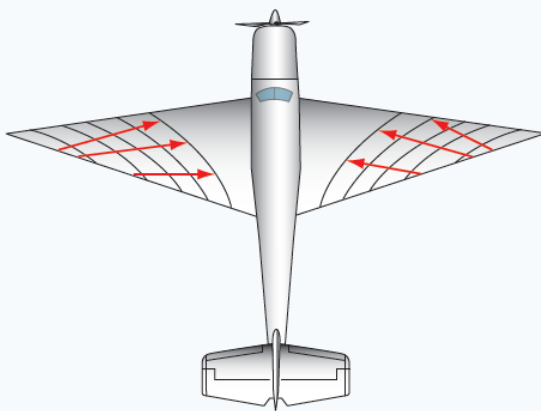
通常の翼



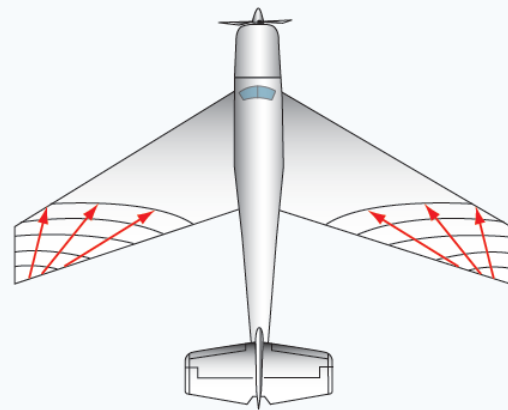
中程度のテーパ翼



高いテーパ翼



先の尖った翼



後退翼

1つは、アスペクト比を変更することだ。アスペクト比は、通常の翼の3次元特性と揚抗比を決定する主な要因である。一定の速度でアスペクト比を上げると、特に高迎角で抗力が減少し、上昇姿勢での翼の性能が向上する。

アスペクト比を小さくすると、それに応じて抵抗が増加する。ただし、アスペクト比が増加すると、スパン

の長さが増加し、それに応じて翼構造の重量が増加することに注意すること。これは、同じ荷重を支えるために翼が重くなければならないことを意味する。このため、重量の増加によりアスペクト比を増加させたことによる利点の一部（抵抗の減少による）が失われ、これら2つの競合する条件から最良の結果を得るには設計の妥協が必要である。

平面図形を変更する2番目の手段は、先細にすることで

ある（翼の根元から先端までの弦の長さを短くする）。一般に、先細りになると、抗力が減少し（高速で最も効果的）、揚力が増加する。また、翼の重量を節約できるため、構造的な利点もある。

ほとんどの訓練用および一般的な航空タイプの飛行機は、高い揚力係数で運転されるため、比較的高いアスペクト比が必要である。非常に高速で動作するように開発された飛行機は、より高い空力的抵抗が少ないこととより高い強度を必要とし、これには低いアスペクト比が必要である。アスペクト比が非常に低いと、翼の負荷が大きくなり、失速速度が高くなる。後退角を低アスペクト比と組み合わせると、従来の高アスペクト比の飛行機構造とは非常に異なる飛行特性が得られる。このような飛行機は、特に低速で非常に正確で専門的な飛行技術を必要とするが、高アスペクト比の飛行機は通常、不適切なパイロットの操作に対する許容値を広げる。

楕円翼は、与えられたアスペクト比に対して誘導抗力を最小限に抑えるため、理想的な亜音速の平面図形だが、これから説明するように、いくつかの点で失速特性は長方形の翼よりも劣っている。構築することも比較的困難である。先細の翼は、重量と剛性の観点から望ましいが、ここでも楕円形の翼ほど航空力学的に効率的ではない。楕円翼の空力効率を維持するために、長方形翼とテーパー翼は、翼のねじれと翼断面の変化を使用して、楕円翼の揚力配分にできるだけ近づけて調整されることがある。楕円形の翼が初期失速に到達する前に最高の揚力係数を提供するのは事実だが、完全失速の事前警告はほとんどない。また、補助翼の有効性が低いため、横方向の制御が難しい場合がある。

これに対して、長方形の翼は翼の根元で最初に失速する傾向があり、適切な失速警告を提供し、適切に補助翼を機能させ、通常は非常に安定している。したがって、低コストで低速の飛行機的设计に適している。

## 飛行操作における航空力学的な力

### 旋回のパワー

水平飛行で航空機を正面から見た場合[図 5-34]、航空機に作用する力を確認できれば、2つの力である揚力と重力が明らかになる。航空機がバンク状態のとき、揚力は重力に正反対に作用せず、むしろバンクの方向に作用することが明らかである。旋回に関する基本的な真実は、航空機がバンクするとき、揚力が旋回の内側に向かって内側に、横軸に垂直に、また上方向に作用することである。

ニュートンの運動の第一法則である慣性の法則は、静止している、または直線で動いている物体は、他の力が作用するまで静止したままか、直線で動き続けると述べている。航空機は、他の移動物体と同様に、旋回させるために横方向の力が必要である。通常の旋回では、この力は、航空機をバンクさせることによって供給され、揚力が内向きおよび上向きに加えらる。旋回中の揚力は、互いに直角の2つの成分に分離される。垂直に作用し、重量（重力）と反対の成分は「揚力の垂直成分」と呼ばれる。旋回の内側に向かって水平に作用するもう1つの成分は「揚力の水平成分」または求心力と呼ばれる。揚力の水平成分は、航空機をまっすぐな飛行経路から引っ張って旋回させる力である。遠心力とは、方向の変化に対する航空機の「等しくて反対の反作用」であり、揚力の水平成分に等しく、反対に作用する。これは、正しく実行された旋回で、航空機を旋回させる力が方向舵によって供給されない理由を説明している。方向舵は、航空機の機首と尾部の直線軌道と相対的な風とのずれを修正するために使用される。良い旋回とは、機首と尾部が同じ経路をたどる旋回である旋回に方向舵が使用されていない場合、航空機の機首は旋回の外側にヨーイングする。方向舵はこの機首の外側へのヨーイングを元に戻すために使われる。旋回したら、方向舵は必要ない。

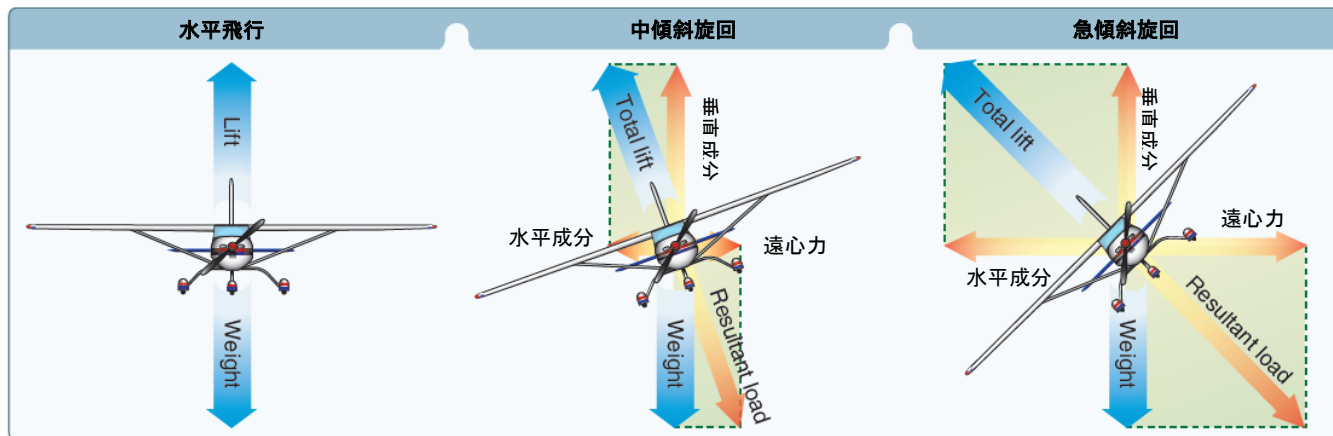


図 5-34. 一定の高度で通常の協調旋回中の力

航空機は、ボートや自動車のように方向転換できない。航空機が旋回するためには、それをバンクさせなければならない。バンクさせていなければ、直線の飛行経路から逸脱する力はない。逆に、機体をバンクさせれば、機体は旋回の内側に滑り込まない限り旋回する。優れた方向制御は、航空機をバンクさせるたびに旋回しようとするという事実に基づいている。パイロットは、航空機を直線水平飛行させようとするとき、この事実留意する必要がある。

単に旋回のために航空機をバンクさせても、発生する揚力の総量に変化は生じない。バンク中の揚力は垂直成分と水平成分に分割されるため、重力に逆らって航空機の重量を支える揚力の量が減少する。その結果、追加の揚力が発生しない限り、航空機は降下する。揚力の垂直成分が再び重力に等しくなるまでAOAを増加させることにより追加の揚力を作れる。バンク角が大きくなると揚力の垂直成分が減少するため、航空機の重力を支えるのに十分な垂直揚力を生成するには、AOAを徐々に大きくしなければならない。一定の高度旋回を行う際にパイロットが覚えておくべき重要な事実は、高度を維持するために揚力の垂直成分が重量に等しくなければならないということである。

特定の対気速度で、航空機が旋回する速度は揚力の水平成分の大きさによって決まる。揚力の水平成分はバンクの角度に比例することがわかる。つまり、バンクの角度が増加または減少すると、それぞれ増加または減少する。バンクの角度が大きくなると、揚力の水平成分が増加するため、旋回率 (ROT) が増加する。そのため、対気速度が一定の場合、バンクの角度を調整することでROTを制御できる。

高度を水平に保つのに十分な垂直方向の揚力成分を提供するには、AOAの増加が必要である。翼の抗力はそのAOAに正比例するため、揚力が増加すると誘導抗力が増加する。これにより、バンクの角度に比例して対気速度が低下する。バンク角が小さいと対気速度が小さくなり、バンク角が大きいと対気速度が大きく低下する。水平旋回での対気速度の低下を防ぐために、追加の推力 (出力) を適用しなければならない。追加推力の必要量は、バンクの角度に比例する。

旋回中に対気速度が増加した結果大きくなる揚力を相殺するには、一定の高度を維持する必要がある場合、AOAを減少させるか、バンク角を増加させなければならない。バンクの角度が一定に保たれ、AOAが減少すると、ROTは減少する。対気速度が増加しても一定のROTを維持するには、AOAを一定に保ち、バンクの角

度を大きくしなければならない。

対気速度が増加すると、旋回半径が増加し、遠心力は旋回半径に正比例する。正しく実行された旋回では、揚力の水平成分は遠心力と正確に等しく、反対でなければならない。速度高度一定の旋回で対気速度が上がると、旋回の半径が大きくなる。この旋回半径の増加は、遠心力の増加を引き起こす。これは、揚力の水平成分の増加と釣り合わなければならない。これは、バンクの角度を増加することによってのみ増加できる。

内滑り旋回では、航空機は旋回する飛行経路の外側にヨーイングされるため、使用されているバンクに適した速度で旋回していない。航空機はROTに対してバンクしすぎているため、水平揚力成分は遠心力よりも大きくなる。[図 5-35] 水平揚力成分と遠心力の平衡は、バンクを減少させるか、ROTを増加させるか、2つの修正を組み合わせることで回復する。

外滑り旋回は、水平揚力成分に対する過剰な遠心力により生じ、航空機を旋回の外側に引き寄せる。ROTはバンクの角度に比べて大きすぎる。したがって、外滑り旋回の修正には、ROTの削減、バンクの増加、または2つの修正の組み合わせが含まれる。

所定のROTを維持するには、対気速度によってバンクの角度を変えなければならない。これは、高速航空機では特に重要になる。たとえば、毎時400マイル (mph) で、標準速度の旋回 (毎秒3°) を実行するには、航空機を約44°バンクさせなければならない。このバンクの角度では、航空機の揚力の約79%だけが揚力の垂直成分を構成する。これにより、AOAが垂直揚力の損失を補えるだけ十分に増加しない限り、降下する。

### 上昇の力

すべての実用的な目的のために、定常状態の通常の上昇における翼の揚力は、同じ対気速度での安定した水平飛行の場合と同じである。上昇し、航空機の飛行経路が変化しても、上昇中の飛行経路での翼のAOAは、揚力と同様に実質的に同じ値に戻る。図5-36に示すように、最初に瞬間的な変化がある。まっすぐな水平飛行から上昇への移行中に、昇降舵にバックプレッシャーが最初に加えられたときに揚力が変化する。機首を上げるとAOAが増加し、瞬間的に揚力が増加する。この瞬間の揚力は重力より大きくなり、航空機の上昇を開始する。飛行経路が上向きの角度で安定した後、AOAと揚力はほぼ水平飛行値に戻る。

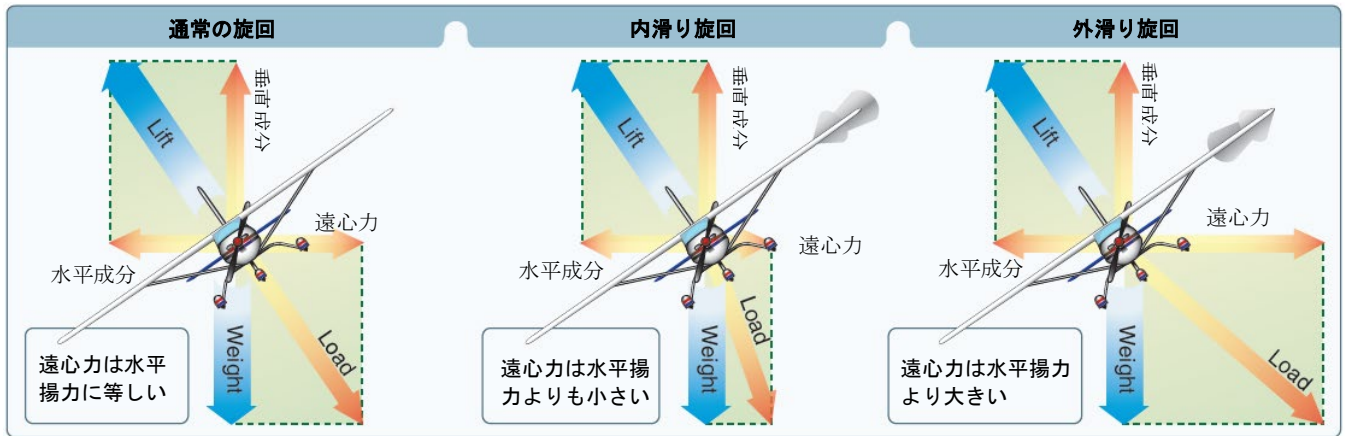


図 5-35. 一定の高度での通常の内滑り、外滑り、横滑り

出力設定を変更せずに上昇に入ると、水平飛行で特定の対気速度を維持するために必要な推力が上昇では不十分であるため、対気速度は徐々に低下する。飛行経路が上昇している場合、航空機の重力の成分は、航空機の総抗力と同じ方向に、またそれに平行に作用し、それによって総有効抗力が増加する。その結果、総有効抗力は出力よりも大きくなり、対気速度は低下する。対気速度の低下は、総抗力（同じ方向に作用する重力の成分を含む）が推力に等しくなるまで、抗力の対応する減少を徐々にもたらす。[図 5-37] 慣性により、対気速度の変化は緩やかであり、航空機のサイズ、重量、総抗力、およびその他の要因の違いによって大きく変化する。その結果、総有効抗力は推力より大きくなり、対気速度が低下する。

通常、対気速度が安定すると、推力と抗力、および揚力と重力の力が再び均衡になるが、同じ出力設定での水平および水平飛行よりも低い値になる。航空機の重力は、上昇中に下向きだけでなく後方への抗力で作用するため、水平飛行と同じ対気速度を維持するには追加の推力が必要である。推力の量は、上昇の角度によって

決まる。十分な勾配で急上昇しても、利用可能な出力が不十分であれば、速度が低下する。

安定した上昇に必要な推力は、抗力と上昇角度に応じた重量の割合に等しくなる。たとえば、10°の上昇では、推力と重量の17%に等しい推力を必要とする。まっすぐ上昇するには、推力がすべての重力と抵抗に等しくなる必要がある。したがって、上昇性能のための上昇角度は、重量分布を上回るために利用可能な余剰推力によって決まる。ここで留意すべきは、航空機が過剰な推力により上昇を維持できることである。余剰推力がなくなると、航空機は上昇できなくなる。この時点で、航空機は「絶対上昇限度」に達したという。

### 降下之力

上昇のように、航空機に作用する力は、直線水平飛行から降下に入ったときに明確に変化する。次の例では、航空機は直線水平飛行と同じ出力で降下している。

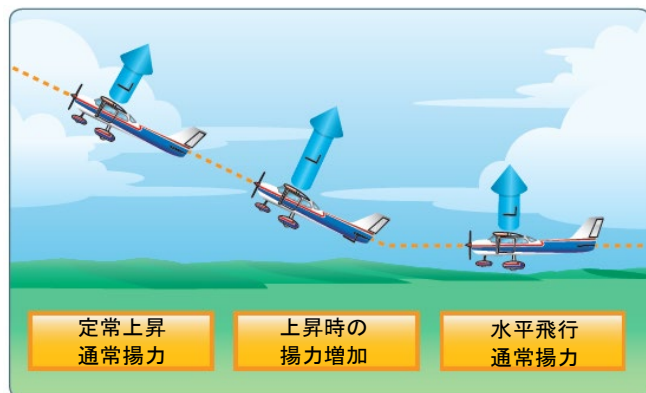


図 5-36. 上昇中の揚力の変化

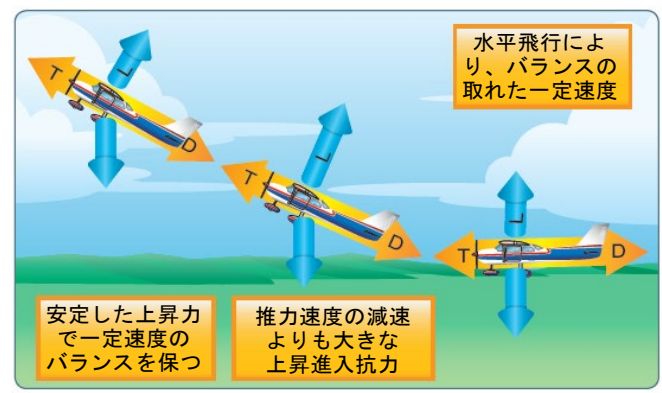


図 5-37. 上昇中の速度の変化



降下を開始するために操縦桿にフォワードプレッシャーが加えられると、AOAは瞬間的に減少する。最初は、航空機の慣性により、航空機は同じ飛行経路に沿った飛行を短時間継続する。この瞬間、AOAが減少し、総揚力が減少する。重力が揚力よりも大きくなり、航空機は降下し始める。同時に、飛行経路は水平飛行から下降飛行経路になる。揚力の低下と、水平飛行を維持するのに十分な揚力を生成できないことを混同してはならない。残った利用推力と昇降舵を操作し、飛行経路を飛行する。

直線水平飛行で使用されるのと同じ対気速度で降下するには、降下に入るときに出力を下げなければならない。降下に入ると、飛行角度に沿って前方に作用する重力の成分は降下角度が増加するにつれて増加し、逆に、水平になると、飛行角度に沿って作用する重量の成分は降下角度が減少するにつれて減少する。

## 失速

クリティカルAOAを超えると翼面上の気流に剥離が生じるため、航空機は急激に揚力を失い、最終的に失速に至る。失速は、任意のピッチ姿勢または対気速度で発生する可能性がある。失速が起こると、パイロットは翼形によって揚力の発生が完全に妨げられたと誤解しがちである。この場合、翼が揚力の発生を妨げているのではなく、水平飛行を続けるために必要な揚力を発生できなくなったと言うべきである。

$C_L$ はAOAの増加とともに増加するため、ある時点で $C_L$ はピークに達し、その後低下し始める。このピークは $C_{L-MAX}$ と呼ばれる。翼が生成する揚力の量は、 $C_{L-MAX}$ またはクリティカルAOAを超えた後に劇的に低下するが、上記のように、揚力の生成が完全に停止するわけではない。

ほとんどの直線翼航空機では、翼は最初に翼の根元を失速させるように設計されている。翼の根元がクリティカルAOAに達すると、まず翼の根元から失速し翼端に進行する。翼の根元を最初に失速させることにより、補助翼の有効性が翼端で維持され、航空機の制御性が維持される。最初に翼の根元の失速を達成するために、さまざまな設計方法が使用される。翼の根元においてより高いAOAとなるように、翼端に向かって翼形をねじり下げる設計もある。ストールストリップを翼の前縁の最初の20~25%に取り付けることは、失速に即時に気付ける別の方法である。

失速した状態で、翼が揚力の生成を完全に停止することはない。もしそうなら、航空機は墜落する。ほとんどの訓練用航空機は、失速中に航空機の機首が下がるように設計されており、AOAを減らして翼を「失速」でな

い状態に回復させる。機首下げ傾向は、CLがCGの後方にあるためである。失速回復特性に関しては、CG範囲が非常に重要となる。航空機がCGの範囲外での運用を許可されている場合、パイロットは失速からの回復が困難になるかもしれない。最も重大なCGの逸脱は、後方限界を超えるCGで操作するときが発生する。この状況では、パイロットは昇降舵で十分な力を生成できず、CGの後部の余分な重力に対抗できない。AOAを減らすことができないと、航空機は地面に接触するまで失速状態のままになる。

特定の航空機の失速速度は、すべての飛行状況ではないが、対気速度、重力、荷重倍数、または密度高度に関係なく、特定の航空機は常に同じAOAで失速する。各航空機には特定のAOAがあり、気流が翼の上面から剥離し、失速が発生する。この重要なAOAは、航空機的设计に応じて約 $16^{\circ}$ ~ $20^{\circ}$ の範囲で変化する。ただし、各航空機には、失速が発生する特定のAOAが1つしかない。

クリティカルAOAを超えることが最も多い飛行状況には、低速、高速、旋回の3つがある。

ゆっくりと飛行することにより、飛行機が直線水平飛行で失速する可能性がある。対気速度が低下すると、高度を維持するために必要な揚力を維持するためにAOAを増加しなければならない。対気速度が低くなるほど、AOAを大きくしなければならない。最終的には、AOAに到達し、その結果、翼が航空機を支えるのに十分な揚力を生み出さなくなり、その後、安定し始める。対気速度がさらに低下すると、AOAが臨界角を超え、翼上の気流が剥離され、航空機が失速する。

低速でなくとも失速する。翼はどんな速度でもAOAが過度になる可能性がある。たとえば、パイロットが昇降舵制御を強く引き戻すと、航空機は100ノットの対気速度で急降下する。[図 5-38] 引力と遠心力により、飛行経路が即座に変更されることはないが、航空機のAOAは非常に低い値から非常に高い値に急激に変化する。対向する空気に対する航空機の飛行経路が相対的な風の方向を決定するため、AOAは突然増加し、航空機は通常の失速速度よりもはるかに速い速度で失速角に達する。

航空機の失速速度は、直線水平飛行よりも水平旋回の方が大きい。[図 5-39] 遠心力が航空機の重力に加わり、翼は遠心力と重力の組み合わせによって加えられる負荷を相殺するために十分な追加揚力を生成しなければならない。旋回では、昇降舵制御にバックプレッシャーをかけることにより、必要な追加揚力が得られる。これにより、翼のAOAが増加し、揚力が増加する。

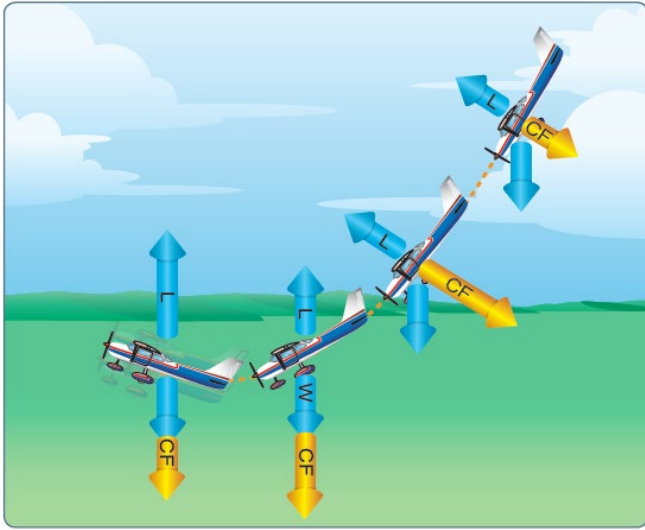


図 5-38. 急降下から引き抜くときにかかる力

バンクが増加すると、遠心力による負荷の増加に対抗するために、AOAを増加させなければならない。旋回中にAOAが過剰になると、航空機は失速する。

この時点で、失速中の航空機の動作を調べる必要がある。航空機の航空力学的なバランスを取るために、通常、CLはCGの後方に配置される。これにより航空機は本質的に機首が重くなるが、水平尾翼の吹き下ろしによってこの状態が和らぐ。失速の時点で、翼の揚力の上向きの力が持続飛行に必要な力よりも小さくなり、下向きの尾部の力が無効になるまで減少するか、上向きの力が発生すると、不均衡な状態が発生する。これにより、航空機は急激にピッチダウンし、CGを中心に回転する。この機首下げ姿勢の間、AOAは減少し、対気速度は再び増加する。翼上の空気のスムーズな流れが再び始まり、揚力が戻り、航空機が再び飛行し始める。このサイクルが完了する前に、かなり降下する可能性がある。

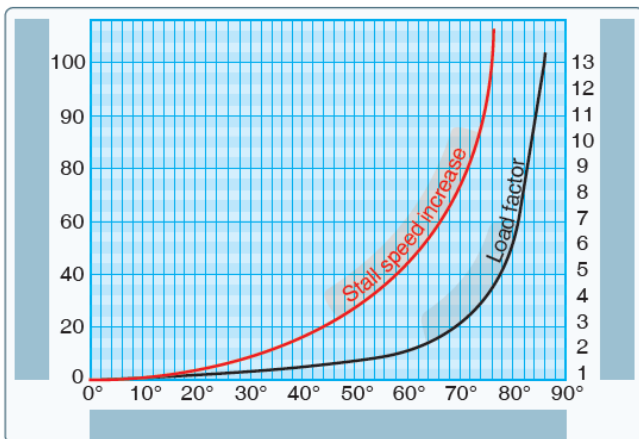


図 5-39. 失速速度と荷重倍数の増加

翼型の形状とその形状の劣化も失速の議論で考慮しなければならない。たとえば、航空機の表面に氷、雪、霜が蓄積すると、翼上のスムーズな空気の流れが乱れる。これにより、境界層は臨界角の境界より低いAOAで剥離する。揚力が大幅に減少し、予想される航空機の性能が変化する。飛行中に航空機に氷が蓄積すると、航空機の重量が増加し、揚力を生成する能力が低下する。[図 5-40] 上翼表面のわずか 0.8ミリメートルの氷が、抗力を増加させ、航空機の揚力を25%減少させる。

パイロットは、季節を問わず、各国のあらゆるエリアで、最高18,000フィート、時にはそれ以上の高度で着氷する可能性がある。通勤用飛行機を含む小型航空機は、着氷がより一般的に起こりやすい低空で飛行するため、最も脆弱である。また、翼の前端を加熱することで氷の堆積を防ぐジェット機に共通のメカニズムもない。

着氷は、温度が氷点下に下がり、過冷却された水滴が航空機上に蓄積して凍結するたびに、雲で発生する可能性がある。温度が32°F (華氏) または0°C (摂氏) 未満であっても、過冷却された液滴は液体のままである。

## AOA計器

FAAと一般航空合同運営委員会 (GAJSC) は、一般航空事故率の削減を目的とした多くの安全イニシアチブの1つとしてAOA指標を推進している。AOA計器は、特に制御不能 (LOC) 事故を起こしやすい。制御の喪失は、一般航空および民間航空の両方での死亡の第一の根本原因である。一般的な航空の致命的な事故の25%以上は、飛行の操縦段階で発生する。これらの事故のうち、半分は失速/スピンのシナリオに関係している。AOA計器などの技術は、この傾向の逆転に多大な影響を与える可能性があり、一般的な航空機用に手頃な価格になっている。[図 5-41]

AOA計器の目的は、翼型の航空力学的健全性に関するパイロットの状況認識を向上させることである。



図 5-40. 飛行中の氷の形成

これは、失速マージン認識とも呼ばれる。さらに簡単に説明すると、これは翼が動作している現在のAOAと翼が失速するAOA（クリティカルAOA）の間に存在するマージンである。

AOAは、地上訓練の理論として学生パイロットに教えられる。飛行訓練を開始するとき、訓練生は通常、対気速度として示されている1Gの失速速度だけに頼り失速を回避する。この速度は次の条件が満たされた場合にのみ有効であるため、これにより問題が発生する：

- 非加速飛行（1Gの荷重倍数）
- 調和のとれた飛行（バンク計中心）
- 1つの重量（通常は最大総重量）

速度自体は、失速を回避するための信頼できるパラメータではない。飛行機はどんな速度でも失速することがある。AOAは、失速を避けるために使用できるより優れたパラメータである。特定の構成では、飛行機は常に同じAOAで失速する。これはクリティカルAOAと呼ばれる。このクリティカルAOAは以下に伴って変化しない：

- 重量
- バンク角
- 温度
- 密度高度
- 重心位置

AOA計器を一般的な航空機に装備した場合、いくつかの利点があるが、その利点の多くは状況認識の向上である。AOA計器がない場合、AOAはパイロットには「見えない」。これらのデバイスは、いくつかのパラメータを同時に測定し、現在のAOAを決定する。これにより、現在のAOAの、パイロットに、重要なAOAへの近接度の表示とともに視覚画像が提供される。[図5-42] これらのデバイスは、飛行機のエネルギー管理

状態を視覚的に表現できる。飛行機のエネルギー状態は、対気速度、高度、抗力、推力のバランスであり、翼の効率を示す。翼がより効率的に作動するほど、失速マージンが大きくなる。飛行機のエネルギー状態に関する状況認識の向上により、パイロットは失速/スピンの起因するLOCシナリオの防止に役立つ情報を得ることができる。さらに、飛行を維持するために使用されるエネルギーが少ないことは、航空機の全体的な効率が向上することを意味し、結果として燃料が節約できる。これは、パイロットの運用コストを下げることに相当する。

航空機のシステムに訓練が必要であるように、AOA計器にも訓練に関する考慮事項がある。一般的なAOAのより包括的な理解は、装備されたAOA計器の特定の動作特性と制限とともに、この訓練の目標である必要がある。地上および飛行のインストラクターは、AOA計器を装備した飛行機に関連する、または飛行機内で指導を行う前に、AOA計器について知識のあるインストラクターから訓練を受けるためのあらゆる試みを行うべきである。パイロットスクールは、訓練用航空機に装備されているかどうかにかかわらず、シラバスにAOA計器に関する訓練を組み込む必要がある。

一般的な航空機の型式証明に必要なAOA計器の装備は、FAAによって最近合理化された。FAAは、2014年2月に、不要なAOAシステムと、装備要件と運用上の利用状況、およびこれらの装備の認証手順に応じて、マイナーな変更を行う方法に関する方針を定めた。最新情報については、FAA Webサイト[www.faa.gov](http://www.faa.gov)を参照。

AOA計器は、現在のAOAとそのクリティカルAOAへの近さを単に視覚的に表示するが、制限がないわけではない。これらの制限は、これらのデバイスを装備した一般的な航空機のオペレーターが理解する必要がある。



図 5-41. さまざまなAOA計器

## 揚力係数曲線

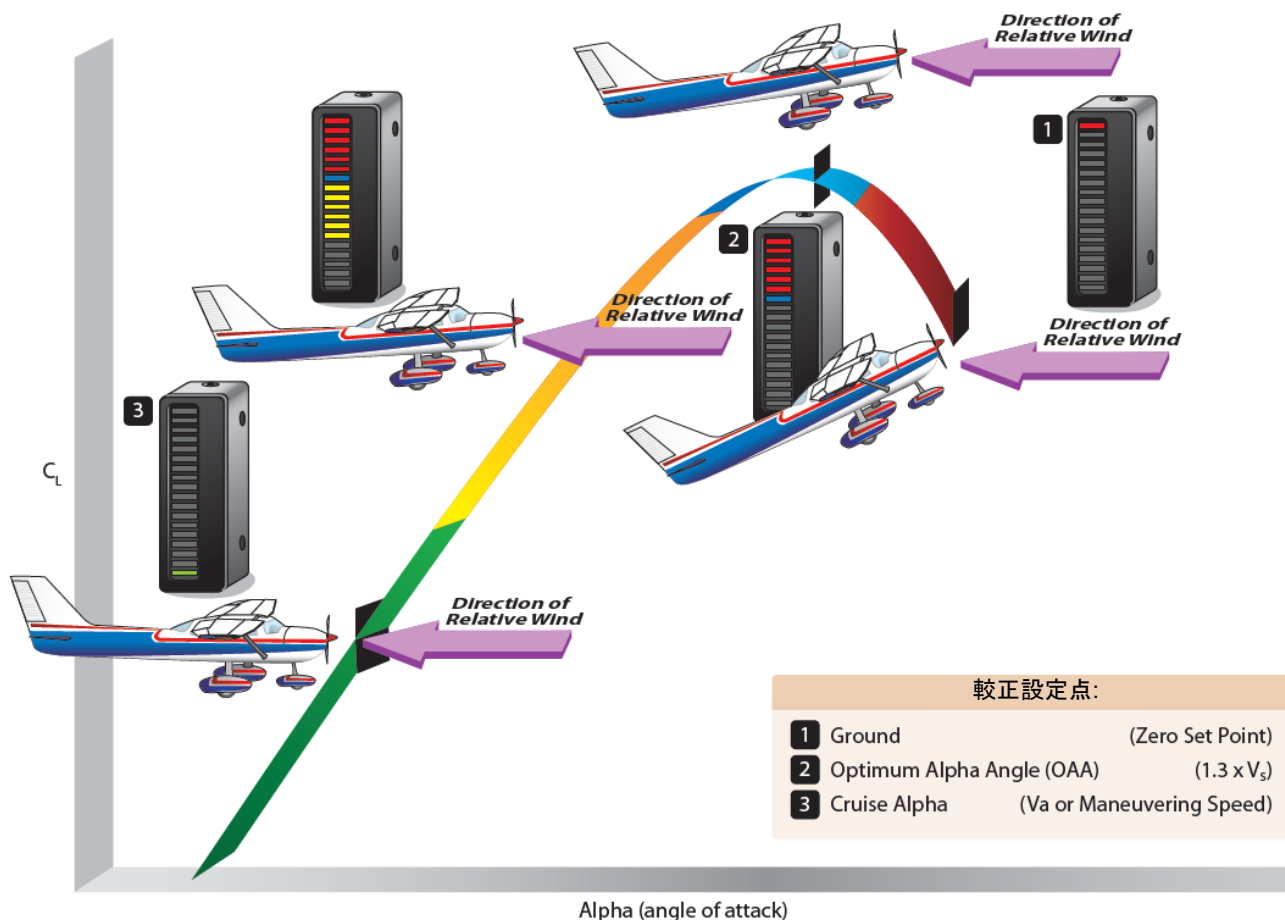


図 5-42. AOA計器は、一般的な航空機に搭載するといくつかの利点がある。

自動操縦やムービングマップなどの高度な自動化と同様に、機器の誤解や誤用は悲惨な結果を招く可能性がある。AOA計器の有効性を制限する可能性があるいくつかの項目を以下にリストする:

- 較正技術
- 加熱されていないプローブまたはベーン
- 計器自体のタイプ
- フラップ設定
- 翼の汚れ

AOA計器を装備した一般的な航空機のパイロットは、その設置に適用される特定の制限についてメーカーに照会する必要がある。

### 基本的なプロペラの原理

航空機のプロペラは、2つ以上のブレードと、ブレードが取り付けられている中央のハブで構成されている。航空機のプロペラの各ブレードは、本質的に回転翼で

ある。それらの構造の結果として、プロペラの羽根は翼のようであり、空気を通して航空機を引っ張る、または押すための推力を生成する力を生み出す。エンジンは、空気中のプロペラブレードを高速で回転させるのに必要な動力を供給し、プロペラはエンジンの回転動力を前進推力に変換する。

典型的なプロペラブレードの断面を図5-43に示す。この部分またはブレード要素は、航空機の翼の断面に匹敵する翼型である。ブレードの一方の表面は、航空機の翼の上面と同様に反りまたは湾曲しており、もう一方の表面は翼の底面のようにならである。翼弦線は、ブレードの前縁から後縁まで引いた仮想の線である。翼のように、前縁は、プロペラが回転するときに空気と出会うブレードの厚い縁である。通常角度で測定されるブレード角度は、ブレードの弦と回転面間の角度であり、ブレードの長さに沿った特定の点で測定される。[図 5-44] ほとんどのプロペラには平らなブレードの「面」があるため、翼弦線はプロペラブレードの面に沿って描かれることがよくある。ピッチはブレードの角度ではないが、ブレードの角度によって大部分が

決まるため、2つの用語はしばしば同じ意味で使用される。通常、一方の増加または減少は、他方の増加または減少に関連している。プロペラのピッチはインチ単位で指定できる。「74-48」と指定されたプロペラは、長さが74インチで、有効ピッチは48インチである。ピッチはインチ単位の距離で、滑りがない場合、プロペラは1回転で空気を掻き出す。

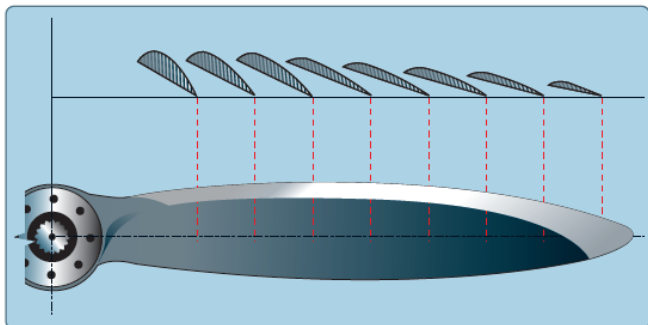


図 5-43. プロペラブレードの翼型部分

新しいタイプの航空機に固定ピッチのプロペラを指定する場合、製造業者は通常、航空機の予想される巡航速度で効率的に動作するピッチのプロペラを選択する。すべての固定ピッチプロペラは、対気速度と1分あたりの回転数 (rpm) の特定の組み合わせに限り効果的であるため、妥協しなければならない。パイロットは飛行中にこの組み合わせを変更できない。

エンジンが作動している状態で航空機が地上に停車している場合、または離陸の開始時にゆっくりと移動している場合、プロペラは固定ピッチのブレードが完全な効率に到達するのに十分な速度で前進できないため、プロペラの効率は非常に低くなる。

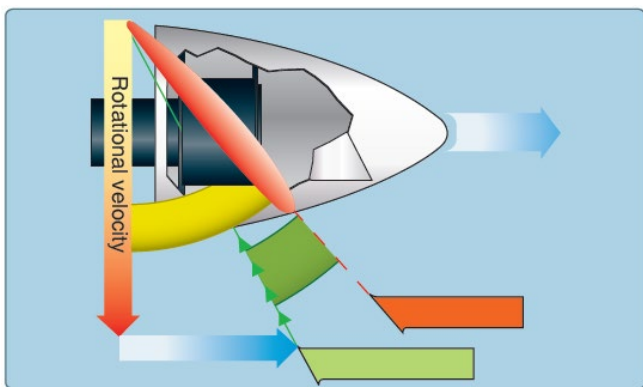


図 5-44. プロペラブレードの角度

プロペラの動作を理解するために、最初に回転と前方の両方の動きを考慮する。図5-44のプロペラ力のベクトルで示されているように、プロペラブレードの各部分

は下方および前方に移動する。この空気 (相対的な風) がプロペラブレードに当たる角度は、そのAOAである。この角度によって生じる空気のたわみにより、プロペラブレードのエンジン側の動圧が大気圧よりも大きくなり、推力が発生する。

翼の形状は、翼の翼型の形状のように反り返されるため、推力も生成する。空気がプロペラを通過すると、一方の圧力は他方の圧力よりも小さくなる。翼の場合と同様に、反力は圧力が小さい方向に生成される。翼上の気流は圧力が低く、力 (揚力) は上向きである。水平面ではなく垂直に取り付けられたプロペラの場合、圧力が低下した領域はプロペラの前にあり、力 (推力) は前方にある。航空力学的に、推力はプロペラの形状とブレードのAOAの結果である。

推力は、プロペラによって処理される空気の質量の観点からも考慮することができる。これらの用語では、推力は処理された空気の質量にプロペラ後流速度から航空機の前速度を引いたものに等しい。推力の生成に消費される力は、空気塊の動きの速度に依存する。平均して、推力はトルク (プロペラによって吸収される総馬力) の約80%を構成する。他の20パーセントは摩擦と滑りで失われる。回転速度に関係なく、プロペラによって吸収される馬力は、エンジンによって供給される馬力と釣り合いを取る。プロペラが1回転する場合、処理される空気の量はブレードの角度によって決まり、ブレードの角度は、プロペラが「掻く」空気の大さを決定する。したがって、ブレードの角度は、プロペラの負荷を調整してエンジンの回転数を制御する優れた手段である。

ブレード角度は、プロペラのAOAを調整する優れた方法でもある。定速プロペラでは、すべてのエンジンおよび航空機の前速度で最も効率的なAOAを提供するために、ブレードの角度を調整しなければならない。プロペラと翼に対して描かれた揚力曲線と抗力曲線は、最も効率的なAOAが小さく、 $+2^\circ$ から $+4^\circ$ まで変化することを示している。この小さなAOAを維持するために必要な実際のブレード角度は、航空機の前速度によって異なる。

固定ピッチおよび地上調整可能なプロペラは、ある回転および前進速度で最高の効率が得られるように設計されている。それらは特定の航空機とエンジンの組み合わせ向けに設計されている。離陸、上昇、巡航、または高速飛行で最大の効率を提供するプロペラを使用できる。これらの条件を変更すると、プロペラとエンジンの両方の効率が低下する。機械の効率は実際の入力に対する有効な出力の比率であるため、プロペラの効率は推力馬力とブレイキ馬力の比率である。プロペラの効率は、プロペラの「スリップ」の程度に応じて50~87%の範囲で変化する。プロペラのスリップは、プロ

ペラの幾何学的ピッチとその有効ピッチの差である。  
 [図 5-45] 幾何学的ピッチは、プロペラが1回転で前進する理論上の距離である。有効ピッチは、実際に進む距離である。したがって、幾何学的または理論的なピッチは滑りがないことに基づいているが、実際または有効なピッチには、空中のプロペラの滑りが含まれる。

プロペラが「ねじれている」のは、プロペラブレードの外側部分が、中心点を中心に回転するすべてのものと同様に、ハブの近くの部分よりも速く移動するためである。  
 [図 5-46] ブレードが全長にわたって同じ幾何学的ピッチである場合、ハブ近くの部分が負のAOAとなり、プロペラの先端が巡航速度で失速する可能性がある。ブレードの幾何学的ピッチのねじれまたは変動により、プロペラは、巡航飛行中にその長さに沿って比較的一定のAOAで動作できる。プロペラブレードは、プロペラの長さに沿った回転速度の差に比例してブレードの角度を変えるためにねじられ、この長さに沿って推力をより均等に保つ。

通常、 $1^{\circ} \sim 4^{\circ}$ が最も効率的な揚抗比となるが、飛行中、固定ピッチプロペラのプロペラAOAは変化する（通常は $0^{\circ} \sim 15^{\circ}$ ）。この変動は、相対的な気流の変化によって引き起こされる。これは、航空機の速度の変化から生じる。したがって、プロペラAOAは、軸を中心としたプロペラの回転と前進運動の2つの運動の積である。

定速プロペラは、飛行中に遭遇するほとんどの状況で最大の効率が得られるようにブレード角度を自動的に調整する。離陸中、最大出力と推力が必要な場合、定速プロペラのプロペラブレード角度またはピッチは低い。ブレードの角度が小さいため、AOAは相対的な風に対して小さく、効率的になる。同時に、プロペラが1回転あたりの空気質量を小さくできるようにする。この軽負荷により、エンジンは高回転で回転し、所定の時間内に最大量の燃料を熱エネルギーに変換できる。また、高回転は最大推力を生み出す。これは、回転ごとに処理される空気の質量が小さいにもかかわらず、回転数とプロペラ後流速度が高く、航空機の速度が遅いが、最大推力が維持される。離陸後、航空機の速度が上がると、定速プロペラは自動的により高い角度（またはピッチ）に変わる。繰り返すが、ブレードの角度を大きくすると、AOAが小さくなり、相対的な風に対して効率的になる。

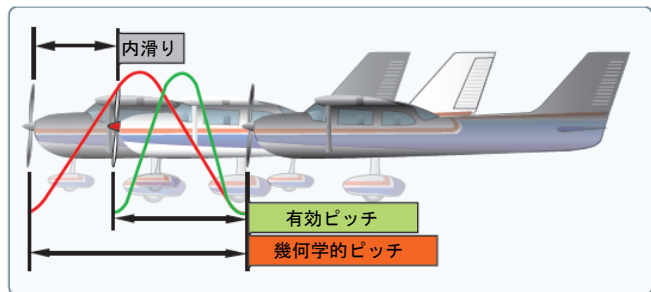


図 5-45. プロペラの滑り

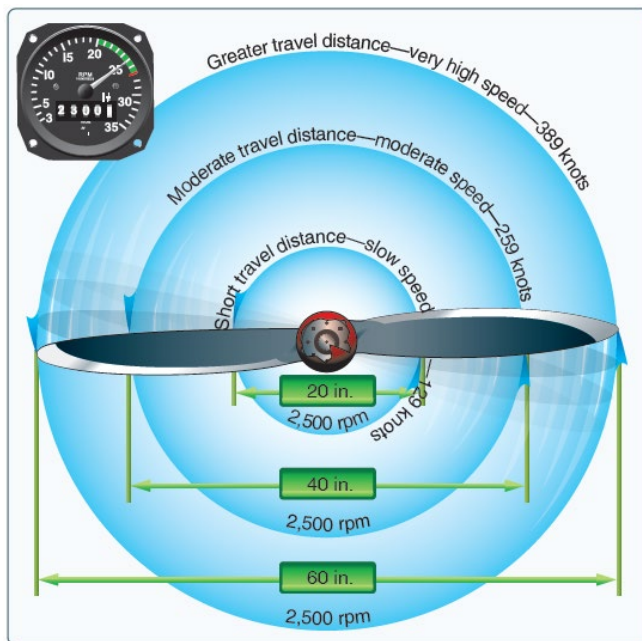


図 5-46. プロペラの先端はハブよりも速く移動する。

ブレード角度が大きくなると、1回転あたりの処理空気量が増加する。これにより、エンジンの回転数が下がり、燃料消費量とエンジンの摩耗が減り、推力が最大に保たれる。

制御可能なピッチのプロペラを備えた航空機で離陸上昇した後、パイロットは最初にマニホールド圧力を下げ、次にブレード角度を上げてrpmを下げることにより、エンジンの出力を下げる。

巡航高度では、航空機が水平飛行であり、離陸または上昇で使用されるよりも少ない出力が必要な場合、パイロットはマニホールド圧力を下げ、ブレード角度を上げてrpmを下げることにより、エンジンの出力を再び下げる。この場合もやはり、これにより、エンジン出力の低下に対応するためのトルクが必要となる。回転ごとに処理される空気の質量は大きくなるが、プロペラ後流速度の減少と対気速度の増加によって相殺される。対気速度の増加に伴いブレード角度が増加するため、AOAは小さいままである。

### トルクとPファクター

パイロットにとって、「トルク」（飛行機の左旋回傾向）は、飛行機の3つの軸の少なくとも1つを中心にねじれまたは回転運動を引き起こす、または生成する4つの要素で構成される。これらの4つの要素は次のとおりである：

1. エンジンとプロペラからのトルク反作用
2. プロペラ後流のコルクスクリュウ効果
3. プロペラのジャイロ作用
4. プロペラの非対称負荷（Pファクター）

## トルク反作用

トルク反作用には、ニュートンの物理学の第三法則が関係するすべての作用に対して、同等の反対の反応がある。航空機に適用される場合、これは、内部エンジン部品とプロペラが一方向に回転しているとき、等しい力が航空機を反対方向に回転させようとしていることを意味する。 [図 5-47]

航空機が飛行中、この力は縦軸の周りに作用し、航空機を横転させる傾向がある。横揺れの傾向を補うために、一部の古い航空機は、下向きに強制されている翼により大きな揚力が生じるように装備されている。最近の航空機は、このトルクの影響を打ち消すためにエンジンオフセットで設計されている。

注：米国のほとんどの航空機エンジンは、パイロットの座席から見て時計回りにプロペラを回転させる。ここでの説明は、これらのエンジンを参照している。

通常、航空機の運航時間の大部分はその速度であるため、補正係数は巡航速度でこの力を補正するように永続的に設定される。しかし、補助翼のトリムタブでは、速度をさらに調整できる。離陸ロール中に航空機の車輪が地面にあるとき、垂直軸の周りの追加の回転モーメントがトルク反作用によって誘導される。トルク反作用により航空機の左側が押し下げられているため、左側のメイン着陸装置により多くの重量がかかっている。これにより、左タイヤの方が右タイヤよりも地面の摩擦または抗力が大きくなり、左にさらに回転モーメントが生じる。このモーメントの大きさは、多くの変数によって決まる。以下はこれらの変数の一部である。

1. エンジンのサイズと馬力
2. プロペラのサイズとrpm
3. 航空機のサイズ
4. 地表面の状態

この離陸ロールのヨーイングモーメントは、パイロットが方向舵または方向舵トリムを適切に使用することで修正される。

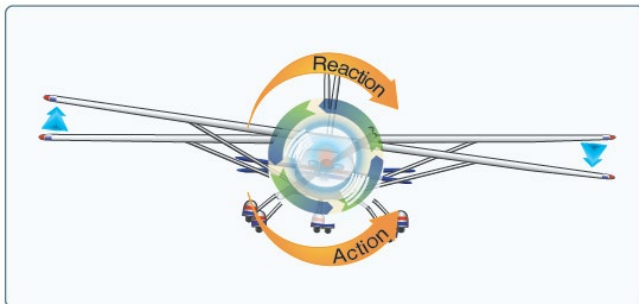


図 5-47. トルク反作用

## コルク抜き効果

航空機のプロペラの高速回転は、プロペラ後流にコルク抜きまたは螺旋状の回転を与える。プロペラ速度が高く、前進速度が低い場合（離陸時や動力時失速へのアプローチなど）、この螺旋状の回転は非常にコンパクトで、航空機の垂直尾部表面に強い横方向の力を及ぼす。 [図 5-48]

この螺旋状のプロペラ後流が垂直フィンに衝突すると、航空機の垂直軸の周りにヨーイングモーメントが発生する。螺旋がコンパクトになるほど、この力はより顕著になる。しかし、前進速度が増加すると、螺旋が伸びて効果が低下する。プロペラ後流の螺旋状の回転は、縦軸の周りの回転モーメントも引き起こす。

プロペラ後流の螺旋状の回転によって引き起こされるこのローリングモーメントは右方向であり、トルク反作用によって生じるヨーイングモーメントは左方向であることに注意する。ただし、これらの力は大きく異なるため、常に操縦装置を使用して適切な是正措置を講じるのはパイロットの責任である。その時点で最も大きな力がどれかに関わらず、それらの力を解消しなければならない。

## ジャイロ作用

プロペラのジャイロ効果を理解する前に、ジャイロスコープの基本原則を理解する必要がある。ジャイロスコープのすべての実用的なアプリケーションは、ジャイロ作用の2つの基本的な特性（空間剛性と歳差運動）に基づいている。この議論で関心のあるものは歳差運動である。

歳差運動は、周縁に偏向力が加えられたときに回転するローターの結果として生じる作用、または偏向である。図5-49に見られるように、力が加えられると、結果として生じる力は回転の90°前方および回転方向に作用する。飛行機の回転プロペラは非常に優れた

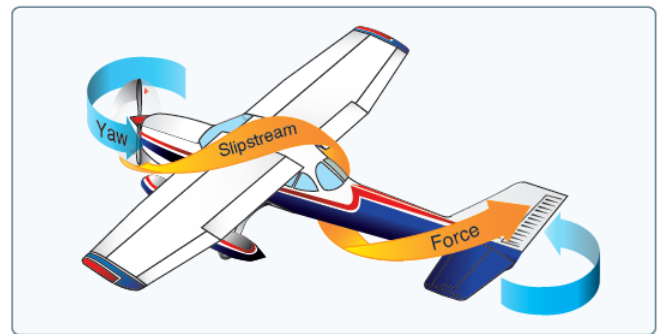


図 5-48. コルクスクリーニングプロペラ後流



図 5-49. ジャイロ歳差運動

ジャイロスコープを生成するため、同様の特性がある。プロペラをその回転面からそらすために力が加えられるときはいつでも、結果として生じる力は、回転の方向および適用の方向に90°前方であり、ピッチングモーメント、ヨーイングモーメント、または力が加えられた点に応じてその2つの組み合わせを引き起こす。

トルク効果のこの要素は、常に尾輪型航空機に関連付けられ、より顕著であると考えられており、離陸ロール中に尾部が上げられているときに最も頻繁に発生する。[図 5-50] このピッチ姿勢の変化は、プロペラの回転面の上部に力を加えるのと同じ効果がある。前方に90°作用する合力により、垂直軸を中心に左にヨーイングモーメントが発生する。このモーメントの大きさは、いくつかの変数によって決まる。そのうちの1つは、尾部を上げるときの急激さ（適用される力の量）である。しかし、プロペラの回転面の周縁上の任意の点に力が加えられると、歳差運動、またはジャイロ反作用が発生する。結果として生じる力は、適用点から回転方向に90°のままである。力が加えられた場所に応じて、飛行機は左右に揺れたり、上下に揺れたり、ピッチングとヨーイングの組み合わせになる。

ジャイロ反作用の結果として、垂直軸周りのヨーイングはピッチングモーメントをもたらし、横軸周りのピッチングはヨーイングモーメントをもたらすと言える。ジャイロ反作用の効果を補正するには、パイロットが昇降舵と方向舵を適切に使用して、望ましくないピッチングとヨーイングを防止する必要がある。

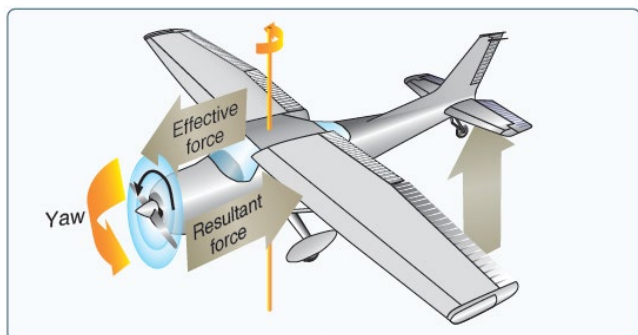


図 5-50. 尾部を上げると、ジャイロの歳差運動が生じる。

## 非対称荷重（P効果）

航空機が高いAOAで飛行している場合、下向きに動くブレードの「掻き出し」は上向きに動くブレードの「掻き出し」よりも大きくなる。これにより、推力の中心がプロップディスク領域の右側に移動し、垂直軸を中心に左側にヨーイングモーメントが発生する。航空機のAOAと各ブレードのAOAの両方を考慮しながら、各ブレードで風ベクトルの問題を処理する必要があるため、この説明の証明は複雑である。

この非対称の負荷は、その回転面におけるプロペラブレードの速度とプロペラディスクを水平に通過する空気の速度の組み合わせによって生成される合成速度によって引き起こされる。航空機が正のAOAで飛行している場合、右（後方から見て）またはダウンスイングブレードは、左またはアップスイングブレードに影響する速度よりも大きい合成速度の領域を通過する。プロペラブレードは翼型であるため、速度の増加は揚力の増加を意味する。ダウンスイングブレードの揚力は大きく、航空機の機首を左に引っ張る（ヨー）傾向がある。

航空機が高いAOAで飛行している場合、下向きに動くブレードは結果として生じる速度が高くなり、上向きに動くブレードよりも大きな揚力を生み出す。[図 5-51] これは、プロペラシャフトが地面に垂直に（ヘリコプターのように）取り付けられている場合、視覚化が容易になる場合がある。プロペラ自体によって生成されるものを除き、空気の動きがまったくない場合、各ブレードの同一の部分は同じ対気速度になる。空気がこの垂直に取り付けられたプロペラを横切って水平に移動するため、空気の流れに向かって進むブレードは、空気流で後退するブレードよりも対気速度が高い。したがって、気流に対して水平に進むブレードは、より大きな揚力または推力を生み出し、推力の中心をそのブレードに向かって移動させる。垂直に取り付けられたプロペラシャフトを、移動する空気に対して（航空機のように）浅い角度に回転させることを視覚化する。この不均衡な推力は比例して小さくなり、プロペラシャフトが移動する空気に対して正確に水平になると、ゼロの値に達するまで小さくなり続ける。

これら4つのトルク要素のそれぞれの効果は、飛行状況の変化に応じて値が異なる。飛行のある段階では、これらの要素の1つが他の要素よりも目立つことがある。飛行の別の段階では、別の要素がより顕著になる場合がある。これらの値の相互の関係は、機体、エンジン、プロペラの組み合わせ、およびその他の設計機能に応じて、航空機によって異なる。すべての飛行条件で航空機を確実に制御するために、パイロットは必要に応じて操縦装置を使って、これらの変動値を補正しなければならない。



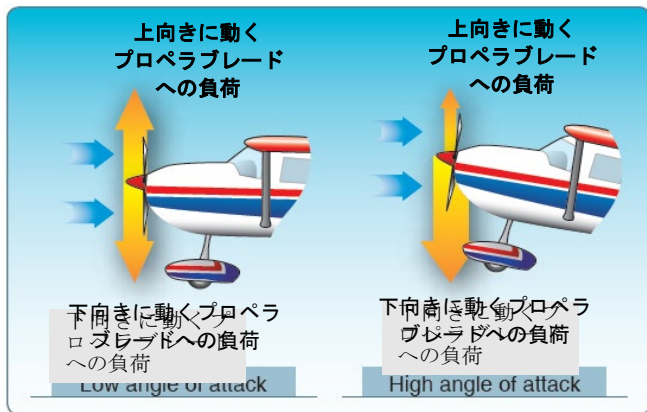


図 5-51. プロペラの非対称負荷 (P効果)

## 荷重倍数

航空力学では、最大荷重倍数（与えられたバンク角では揚力と重力の比率であり、三角関係にある。荷重倍数はGs（重力加速度）で測定される。これは、静止している機体に重力が及ぼす力に等しい力の単位であり、加速時に機体が受ける力を示す。直線飛行から向きを変えるために航空機に加える力は、その構造に応力を生じさせる。この力の量が荷重倍数である。航空力学コースの受講はパイロットの免許取得の必須条件ではないが、有能なパイロットは航空機に作用する力、これらの力の有利な使用、および飛行中の航空機の動作制限をしっかりと理解するべきである。

たとえば、荷重倍数が3の場合、航空機の構造の総負荷は重量の3倍になる。荷重倍数はGで表されるため、3の荷重倍数は3 Gとして、または4の荷重倍数は4 Gとして表される。

飛行機が急降下から上昇し、パイロットに3 Gかかると、パイロットには体重の3倍の力が加わり座席に押し込まれる。現代の航空機は古い航空機よりも大幅に高速で動作し、荷重倍数が大きくなる可能性が高いため、この効果はすべての航空機の構造の設計における主要な考慮事項になった。

一定量の過負荷のみに耐えるように計画された航空機の構造設計により、すべてのパイロットにとって荷重倍数の知識が不可欠になった。荷重倍数は、次の2つの理由で重要である：

1. パイロットが航空機の構造に危険な過負荷をかける可能性がある。
2. 荷重倍数を大きくすると、失速速度が増加し、一見安全な飛行速度で失速する可能性がある。

## 航空機設計の荷重倍数

「航空機の設計強度はどれくらいにするか」という質問に対する答えは、主に航空機の使用目的によって決まる。最大の負荷を可能にして設計すると効率的な設計にならないため、これは難しい。パイロットは誰でも、異常な負荷が発生する恐れのある、非常に激しい着陸をし、急降下から急上昇させることが可能である。しかし、迅速に離陸し、ゆっくりと着陸し、価値のある乗客や貨物を輸送する航空機が製造されている現在、このような非常に異常な負荷はかけてはいけない。

航空機の設計における荷重倍数の問題は、さまざまな運用状況下での通常の運用で予想される最高の荷重倍数を決定する方法になる。これらの荷重倍数は「制限荷重倍数」と呼ばれる。安全上の理由から、構造的な損傷なしにこれらの荷重倍数に耐えるように航空機を設計する必要がある。連邦規則集 (CFR) では、航空機の構造がこれらの制限荷重倍数の1.5倍を確実にサポートできることを要求しているが、航空機の一部がこれらの荷重の下で曲がったりねじれたりする可能性があり、構造的な損傷が発生する可能性がある。

この1.5の負荷制限係数は「安全率」と呼ばれ、通常の合理的な操作で予想される負荷よりもある程度高い負荷になるようになっている。この強度の余裕部分は、パイロットが故意に乱用すべきものではない。むしろ、予期しない状況が発生した場合の保護のためである。

上記の考慮事項は、突風、機動、または着陸によるものであるかどうかにかかわらず、すべての荷重条件に適用される。現在有効な突風荷重倍数の要件は、長年にわたって存在していたものと実質的に同じである。数十万時間の運用時間が、安全に十分であることを証明している。パイロットは突風荷重倍数をほとんど制御できないため（乱気流に遭遇したときの航空機の速度を下げる場合を除く）、突風荷重の要件は、運用用途に関係なく、ほとんどの一般的なタイプの航空機でほぼ同じである。一般に、突風荷重倍数は、厳密に曲技でない使用を目的とした航空機の設計を制御するものである。

荷重倍数を操作する航空機の設計には、まったく異なる状況が存在する。以下に関して個別にこの問題を議論する必要がある：(1) カテゴリシステム（すなわち、普通、実用、曲技）に従って設計された航空機、および(2) 運用カテゴリに対応していない要件に従って構築された古い設計。

カテゴリシステムで設計された航空機は、操縦室のプラカードで容易に識別できるようになっている。プラカードには、航空機が承認されている運用カテゴリが記載されている。さまざまなカテゴリの航空機に指定

されている最大安全荷重倍数（制限荷重倍数）は次のとおりである：

カテゴリ	制限荷重倍数
普通N類 <sup>1</sup>	3.8 to -1.52
実用 U類 (スピンを含む軽度の曲技)	4.4 to -1.76
曲技A類	6.0 to -3.00

<sup>1</sup>総重量が4,000ポンドを超える航空機の場合、制限荷重倍数は減少する。上記の制限荷重に、50%の安全係数が追加される。

操作の厳しさが増すにつれて、荷重倍数が上方に変化する。カテゴリシステムは、航空機の最大の有用性を提供する。大きな荷重を伴う訓練または曲技飛行に使用される航空機に比べ、通常の操作のみを目的とする航空機の方が必要な荷重倍数（および結果として航空機の重量）を小さくできる。

カテゴリのプラカードが設置されていない航空機は、操縦者に操作上の制限が特に与えられていない、以前の工学要件の下で構築された設計である。このタイプの航空機（最大重量約4,000ポンド）の場合、必要な強度は現在の実用カテゴリの航空機に匹敵し、同じタイプの操作が許可される。4,000ポンドを超えるこのタイプの航空機の場合、荷重倍数は重量とともに減少する。これらの航空機は、カテゴリシステムに基づいて設計された通常のカテゴリの航空機と同等であると見なされる必要があり、それに応じて運用される必要がある。

### 急旋回の荷重倍数

一定の高度で、航空機の釣り合い旋回中、荷重倍数は遠心力と重力の2つの力の結果である。 [図 5-52] 任意のバンク角で、ROTは対気速度に応じて変化する速度が高いほど、ROTは遅くなる。これにより、新たに加わった遠心力が相殺され、荷重倍数が同じまになる。

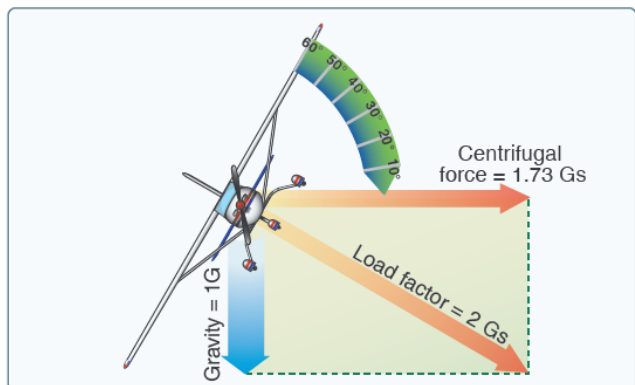


図 5-52. 2つの力が旋回中に荷重倍数を引き起こす。

図5-53は、旋回に関する重要な事実を明らかにしている。バンクが45°または50°に達した後、荷重倍数は驚くほど増加する。60°バンクでの調整された水平旋回の航空機の荷重倍数は2Gである。80°バンクの荷重倍数は5.76Gsである。高度を維持する場合、翼はこれらの荷重倍数に等しい揚力を生成しなければならない。

90°バンクで一定の高度に曲がることは数学的に不可能であるため、90°バンク線に近づくにつれて荷重倍数を示すラインがどれほど急速に上昇するかには注意が必要がある。航空機は、高度を保持しようとしめない場合、調整された旋回で90°までバンクされる。90°バンクの内滑り旋回で保持できる航空機は、ナイフエッジの直線飛行が可能である。80°をわずかに超えると、荷重倍数は、曲技A類の制限荷重倍数である6Gの制限を超える。

調整された一定の高度旋回の場合、平均的な一般航空機のおよその最大バンクは60°である。このバンクとその結果必要な出力設定は、このタイプの航空機の限界に達する。さらに10°のバンクを追加すると、荷重倍数が約1G増加し、これらの航空機用に設定された降伏点に近づく。 [図 5-54]

### 荷重倍数と失速速度

航空機は、その構造の制限内であれば、どの対気速度でも失速する可能性がある。十分に高いAOAを加えると、翼型上の滑らかな空気の流れが破壊され、剥離し、飛行特性の急激な変化と揚力の突然の損失が発生し、失速になる。

この効果の研究により、航空機の失速速度は荷重倍数の平方根に比例して増加することが明らかになった。これは、50ノットの通常の加速されない失速速度を持つ航空機は、4Gの荷重倍数を加えることにより、100ノットで失速する可能性があることを意味する。

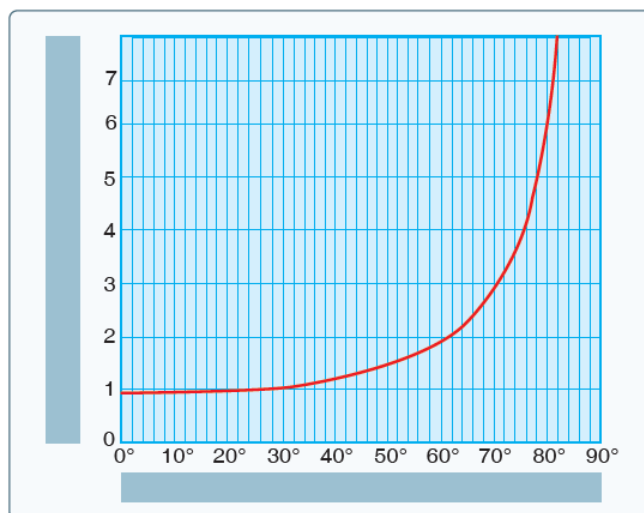


図 5-53. バンクの角度により、水平飛行の荷重倍数が変化する。

この航空機が9の荷重倍数に耐えることができた場合、150ノットの速度で失速する可能性がある。パイロットは次のことに注意するべきである:

- 急な旋回やスパイラルのように、荷重倍数を増加させることにより、不注意に航空機を失速させる危険。
- 設計上の操縦速度を超えて航空機を意図的に失速させると、途方もない荷重倍数が課せられる。

図 5-53 および 5-54 は、急旋回で72°を超えるバンクに入れると、荷重倍数3が生成され、失速速度が大幅に増加することを示している。45ノットの通常の加速されない失速速度の航空機でこの旋回が行われる場合、失速の誘発を防ぐために対気速度を75ノットより大きく保たなければならない。同様の効果は、1Gを超える荷重倍数を生成する急な機首上げまたは任意の操作でも発生する。この突然の予期せぬ制御の喪失、特に地面近くでの急な方向転換またはエレベーターの後方方向へ舵圧を急激に加えることで、多くの事故が発生した。

失速速度が2倍になると荷重倍数が2乗されるため、航空機を比較的高い対気速度で失速させると、構造物に多大な負荷がかかる可能性がある。

以下の情報は主に固定翼飛行機に適用される。飛行機が安全に失速する可能性のある最大速度は、すべての新しい設計で決定される。

この速度は「設計運動速度」(V<sub>A</sub>) と呼ばれ、飛行機の1軸の回転 (ピッチ、ロール、ヨー) のみに対して、滑

らかな空気で、飛行機への損傷のリスクなしに主操舵面を最大限に使用することができる速度である。V<sub>A</sub>は、最近設計されたすべての飛行機のFAA承認の飛行機フライトマニュアル/パイロットの操作ハンドブック (AFM/POH) に記載しなければならない。古い一般的な航空機の場合、この速度は通常の失速速度の約1.7倍である。したがって、通常60ノットで失速する古い飛行機は、102ノット以上で失速してはならない (60ノット × 1.7 = 102ノット)。102ノットで失速した通常の失速速度が60ノットの飛行機は、速度の増加の2乗に等しい荷重倍数、つまり2.89 Gs (1.7 × 1.7 = 2.89 Gs) になる。

(上記の図は、目安と見なされる近似値であり、問題に対する正確な答えではない。メーカーが提供する特定の航空機の動作制限から設計運動速度を決定すべきである。) 設計運動速度以下での運航が、1つあるいは同時に複数軸の操舵面への最大使用に対して、構造的な保護を約束するものではない。

操舵の効果は航空機によって異なるため (一部のタイプは「バランスのとれた」操舵面を使用し、他のタイプは使用しない)、パイロットが操舵にかける圧力は、異なる航空機で設定される荷重倍数の指標として使えない。ほとんどの場合、荷重倍数は、経験豊富なパイロットが座席の圧力から判断できる。荷重倍数は「加速度計」と呼ばれる機器でも測定できるが、この機器は一般的な訓練機では一般的ではない。身体への影響の感触から荷重倍数を判断する能力の開発が重要である。これらの原則の知識は、荷重倍数を推定する能力の開発に不可欠である。

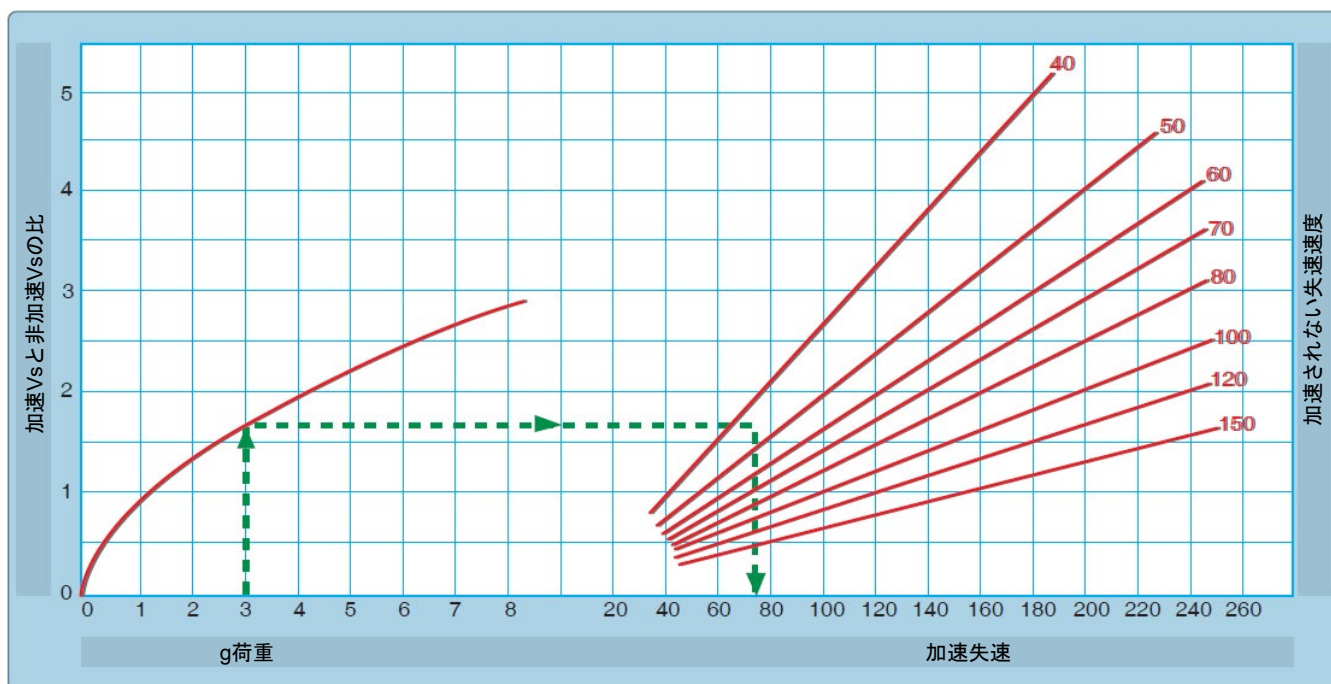


図 5-54. 荷重倍数は失速速度を変化させる。

さまざまな程度のバンクとVAによって引き起こされる荷重倍数の完全な知識は、以下2つの最も深刻なタイプの事故の防止に役立つ:

1. 急旋回や地面の近くでの過度の操舵による失速
2. 制御の喪失に起因するアクロバットまたはその他の乱暴な飛行操作中の構造的破損

### 荷重倍数と飛行操作

重要な荷重倍数は、1Gの荷重倍数とみなせる加速されていない直線飛行を除き、すべての飛行操作に適用される。このセクションで検討する特定の操作は、比較的高い荷重倍数を伴うことが知られている。ピッチ、ロール、またはヨーの制御を完全に適用する場合は、操縦速度以下の速度に制限する必要がある。特にピッチ、ロール、またはヨーの大きな変化（大きな横滑り角など）と組み合わせた場合、 $V_A$ を含むあらゆる速度で構造的な破損が発生する可能性があるため、急激で大きな交互の操舵（alternating control inputs）を避けること。

### 旋回

荷重倍数の増加は、すべてのバンク旋回の特徴である。急旋回の荷重倍数に関するセクションで述べたように、バンクが約45°を超えると、荷重倍数は飛行性能と翼構造の負荷の両方に大きく影響する。

平均光面の降伏係数は、約70°~75°のバンク傾斜で到達し、失速速度は約63°のバンクで約半分に増加する。

### 失速

水平直線飛行または加速しない直線上昇から普通に失速したとしても、荷重倍数は水平直線飛行の1Gを超えることはない。しかし、失速が発生すると、この荷重倍数はゼロに向かって減少する可能性がある。パイロットは、「空間に浮かんでいる」感覚を経験する。昇降舵を前方に押し倒すすることにより回復が行われる場合、負の荷重倍数（または翼に負荷重をかけ、パイロットを座席から持ち上げる要因）が生じる可能性がある。

失速回復後の上昇中に、重大な荷重倍数が時々誘発される。これらは、急降下中（およびその結果として高い対気速度）および水平飛行への突然の機首上げにより、不注意でさらに増加する可能性がある。たいてい、一方が他方を引き起こすため、荷重倍数が増加する。高速急降下からの突然の上昇は、航空機の構造に重大な負荷をかける可能性があり、AOAを失速するAOAまで増加させることにより、再発または二次的な失速を引き起こす可能性がある。

一般論として、対気速度が失速を超える安全な速度になったらすぐに徐々に引き上げて、急降下による失速から巡航または設計操縦速度までへの回復は、2または2.5 Gを超えない荷重倍数で実行できる。航空機の機首

が垂直姿勢の近くまたはそれを超えて、または墜落を避けるために極端に低い高度で回復が行われたい限り、より大きな荷重倍数は必要ない。

### スピン

安定的なスピンは、ローテーション以外の要素において失速と違いはなく、失速回復に適用されるのと同じ荷重倍数の考え方がスピン回復に適用される。スピン回復は通常、失速回復で一般的なピッチ角よりもはるかに低いピッチ角で行われるため、より高い対気速度と結果としてより高い荷重倍数が予想される。適切なスピン回復の荷重倍数は、通常、約2.5 Gであることがわかっている。

スピン中の荷重倍数は各航空機のスピン特性によって異なるが、通常は水平飛行の1Gをわずかに上回るだけである。これには2つの理由がある:

1. スピンの対気速度は非常に低く、通常、加速されない失速速度の2ノット以内である
2. 航空機は、スピン中に旋回するのではなく旋回軸で回転する。

### 高速失速

平均的な軽飛行機は、高速失速に共通する荷重倍数の繰り返しの適用に耐えるように作られていない。これらの操縦に必要な荷重倍数は、翼と尾部の構造にストレスを生じさせ、ほとんどの軽飛行機では合理的な安全マージンを残さない。

通常、失速を超える対気速度でこの失速を引き起こす唯一の方法は、追加の荷重倍数を課すことである。これは、昇降舵制御装置を強く引くことで達成できる。失速速度の1.7倍の速度（60ノットの失速速度を持つ軽飛行機では約102ノット）は、3 Gの荷重倍数を生成する。軽飛行機のアクロバットでは、エラーのマージンはほんのわずかしかな得られない可能性がある。対気速度に応じて荷重倍数がどれほど急速に増加するかを示すために、同じ航空機において112ノットの高速失速により4 Gの荷重倍数が生成される。

### シャンデルとレイジーエイト

シャンデルとは、水平直線飛行から始まり、制御可能な最小の対気速度で、水平機首上げ姿勢で正確な180°回転が完了するまでの最大性能の上昇旋回である。この飛行操作では、航空機は急な上昇旋回をしており、方向を変えながら高度を得るためにほぼ失速している。レイジー8は、航空機の延長された縦軸を横向きに配置した図「8」の形で飛行パターンをトレースする方法に由来している。どちらもスムーズで緩やかな降下と上昇を伴うため、これらの操縦の荷重倍数に関して明確に提示することは困難である。発生する荷重倍数は、急降下の速度とこれらの操作中の上昇の急激さに直接左右される。

一般に、操作が適切に実行されるほど、誘導される荷重倍数は極端に少なくなる。上昇が2Gを超える荷重倍数を生成する急上昇方向変換またはレイジーエイトでは、高度がそれほど上昇しない。低出力の航空機では、最終的に高度が低下する可能性がある。

適度な荷重倍数で可能な限りスムーズな上昇により、シャンデルで高度を最大に獲得できる。シャンデルとレイジー8の両方で飛行性能を最大限に発揮できる。これらの操作の推奨される速度は、通常、メーカーの設計操縦速度に近い。制限荷重を超えることなく荷重倍数を最大限に引き出すことができる。

### 悪気流

すべての型式証明を持つ航空機は、相当な強度の突風による負荷に耐えるように設計されている。突風荷重倍数は対気速度の増加とともに増加し、設計目的で使用される強度は通常、最高レベルの飛行速度に対応する。雷雨や前線のように、非常に荒い気流では、速度を設計運動速度まで下げることが賢明である。維持している速度に関係なく、制限荷重を超える負荷を生成する突風がある場合がある。

特定の各航空機は、構造的な損傷を引き起こすことなく航空機に加わる可能性のある特定のG荷重で設計されている。航空機の設計には、制限荷重と終極荷重の2種類の荷重倍数が考慮される。制限荷重は、この荷重の範囲内で航空機を運用すれば、機体の構造部の機能を害するような変形は怒らないし、また有害な残留ひずみも生じない。終極荷重は、制限荷重を超えて航空機に適用される荷重倍数であり、この時点で航空機の材料に構造破壊（破損）が発生する。荷重倍数を制限荷重より低く維持できれば、航空機の構造の完全性を損なうことはない。

操縦速度までの速度は、航空機の制限荷重を超える荷重倍数の増加に達する前に航空機が失速することを可能にする。

現在、ほとんどのAFM / POHには乱気流の情報が含まれており、今日のパイロットがさまざまな速度と高度の航空機を安全に飛行するのに役立つ。パイロットにとって、「決して超過してはならない」プラカードの急降下速度は、滑らかな空気に対してのみ決定されることを覚えておくことが重要である。既知の操縦速度を超える速度を伴う高速急降下またはアクロバットは、悪気流や乱気流では決して実行してはならない。

### Vg図

航空機の飛行操作強度は、荷重倍数に基づいた垂直スケールのグラフに表示される。[図5-55] この図はVg図（速度対G負荷または荷重倍数）と呼ばれる。各航空機には、特定の重量と高度で有効な独自のVg図がある。

最大揚力能力の線（曲線）は、Vg図で最初に重要な項目である。図5-53の航空機は、航空機の水平飛行時の失速速度を64mphで1G以下に抑えられる。最大荷重倍数は対気速度の2乗によって変化するため、この航空機の最大正揚力は92 mphで2G、112 mphで3G、137 mphで4.4Gなどになる。この線より上の荷重倍数は航空力学的に利用できない（つまり、航空機は失速するため、最大揚力の線より上を飛行することはできない）。特定の負の荷重倍数を生成するのに必要な速度が、同じ正の荷重倍数を生成する速度よりも高いことを除いて、負の揚力飛行でも同じ状況が存在する。

航空機が4.4の正の制限荷重倍数より大きい正の荷重倍数で飛行している場合、構造的な損傷が発生する可能性がある。航空機がこの領域で運用されると、一次構造の好ましくない永久変形が発生する可能性があり、疲労損傷の割合が高くなる。通常の操作では、制限荷重倍数を超える操作は避けること。

Vg図には、他に2つの重要なポイントがある。1つのポイントは、正の制限荷重倍数と最大の正の上昇能力（揚力）の線の交点である。この時点での対気速度は、空気力学的に制限荷重に達することがある最小の対気速度である。これ以上の対気速度は、航空機を損傷させる正の揚力を生み出す。逆に、これよりも低い対気速度では、過度の飛行負荷による損傷を引き起こす正の揚力は生じない。この速度は通常、垂直音速空力を考慮すると、その条件で使用可能旋回半径または操縦性が最小になると予測されるため、「設計運動速度」と呼ばれる。操縦速度は大事な基準点である。これは、この点より下で動作している航空機が、損傷を引き起こす正の飛行荷重を生成できないためである。マヌーバーと突風の組み合わせによって、航空機が設計運動速度を下回っているときに過剰な空気荷重による損傷が発生することはない。

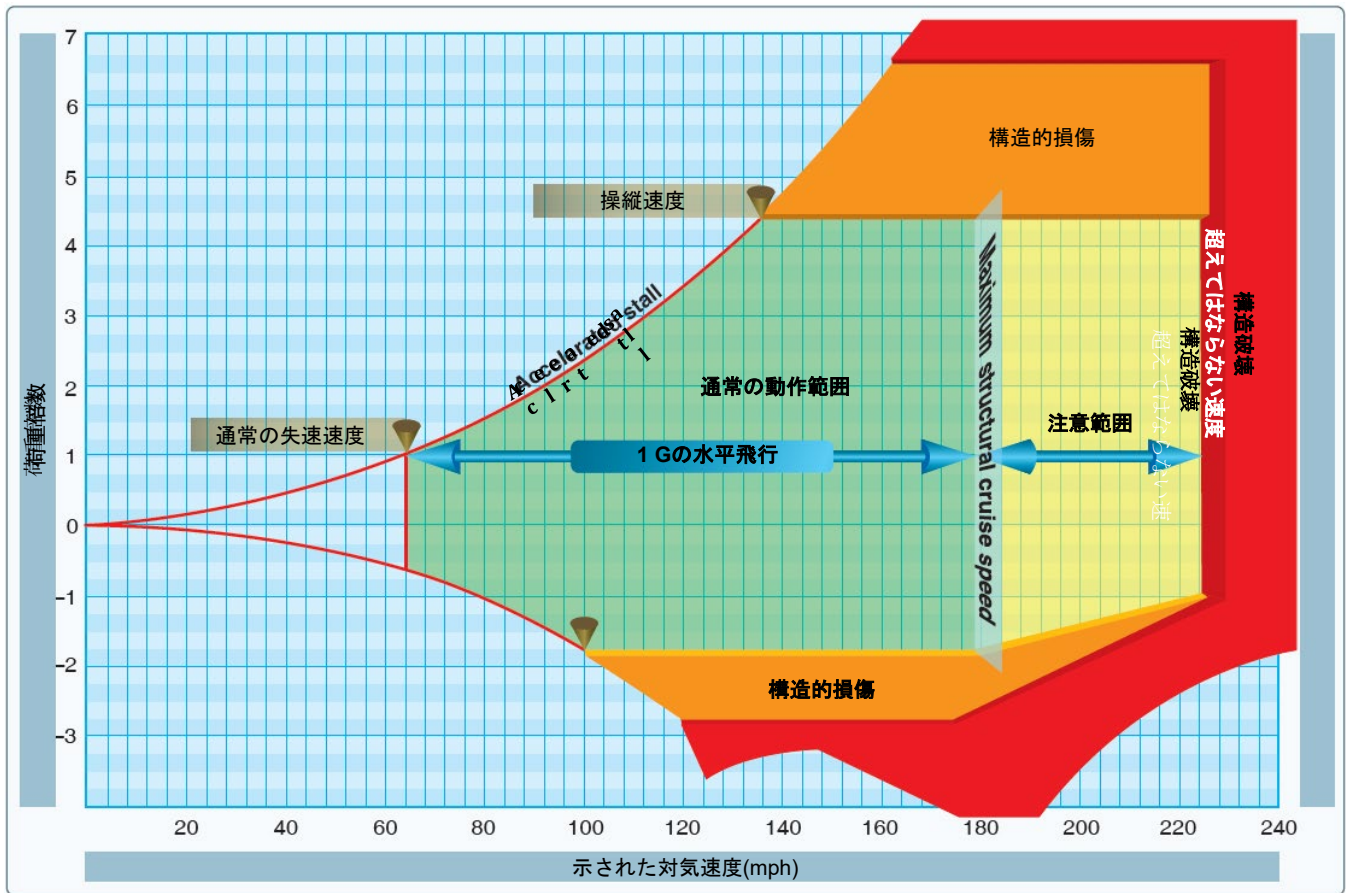


図 5-55. 典型的なVg図

Vg図で重要なもう1つのポイントは、負の制限荷重倍数と最大の負の揚力の線の交点である。これを超える対気速度は、航空機を損傷させる負の揚力を生み出す。これより低い対気速度では、過度の飛行荷重から航空機を損傷させる負の揚力は生まれない。

超過禁止速度（または最大出力速度）は、航空機の設計基準点である。この航空機は225 mphに制限されている。超過禁止速度を超えて飛行しようとする、さまざまな現象により構造的損傷または構造的破損が生じる可能性がある。

飛行中の航空機は、制限（または最大出力）速度および制限荷重倍数を超えず、最大揚力を超えることのできない対気速度とGの範囲に制限される。構造的な損傷を防ぎ、航空機の予想される輸送を確実に実施できるように、航空機はこの「運動包囲線」内で運航しなければならない。パイロットは、安全な操作のために対気速度と荷重倍数の許容可能な組み合わせを説明するVg図を理解しなければならない。構造的な包囲線外での操縦、突風、またはその両方は、構造上の損傷を引き起こし、航空機の耐用年数を実質的に短縮する可能性がある。

### 旋回率

旋回率（ROT）は、航空機が行う方位変化の度数（1秒あたりの度数で表される）である。ROTは、図5-55に示すように、1,091の定数を任意のバンク角の正接で乗算し、その積をノット単位の所定の対気速度で除算することによって決定できる。対気速度が増加し、望ましいROTを一定にするには、バンク角を大きくしなければならない。そうしないと、ROTが減少する。同様に、対気速度が一定に保たれている場合、バンク角が増加すると航空機のROTは増加する。図5-56～5-58の式は、ROTに影響するバンク角と対気速度の関係を示している。

注：このセクションで説明するすべての対気速度は、真対気速度（TAS）である。

対気速度は、航空機のROTに大きく影響する。対気速度を上げ、低速時のバンク角を使用すると、ROTが低下する。したがって、図5-57に示すように対気速度を上げると、図5-58で達成したのと同じROTを達成するために、バンク角を大きくしなければならないと推測できる。

$$\text{ROT} = \frac{1,091 \times \text{tangent of the bank angle}}{\text{airspeed (in knots)}}$$

**例** 調整された30°の旋回で120ノットで移動する航空機の旋回率には、次のようなROTがある。

$$\text{ROT} = \frac{1,091 \times \text{tangent of } 30^\circ}{120 \text{ knots}}$$

$$\text{ROT} = \frac{1,091 \times 0.5773 \text{ (tangent of } 30^\circ\text{)}}{120 \text{ knots}}$$

$$\text{ROT} = 5.25 \text{ degrees per second}$$

図 5-56. 特定の対気速度（ノット、TAS）およびバンク角の旋回率

これは実用面では何を意味するのか？ 特定の対気速度とバンク角が特定のROTを生成する場合、追加の結論を出すことができる。ROTが1秒あたりの所定の変化度数であることがわかっている場合、360°（円）を移動するのにかかる秒数は単純な分割で決定できる。たとえば、バンク角30度で120ノットで移動する場合、ROTは1秒あたり5.25°であり、完全な円を描くには68.6秒（360度を5.25 で除算= 68.6秒）かかる。同様に、240ノットTASで飛行し、30°のバンク角を使用する場合、ROTは1秒あたり約2.63°であり、360°の円を完成するには約137秒かかる。式を見ると、対気速度の増加は、航空機が弧を移動するのにかかる時間に正比例している。

では、なぜこれを把握することが重要なのだろうか？ ROTを把握できれば、パイロットはその特定の旋回に必要な距離を決定できる。これは旋回半径で説明される。

### 旋回半径

旋回半径は、ROTに直接リンクしている。これは、前述のように、バンク角と対気速度の両方の関数である。バンク角を一定に保ち、対気速度を上げると、旋回半径が変化（増加）する。対気速度が高いと、航空機は速度が大きくなるため、大きな弧を描く。

**例** 速度を240ノットに上げるとしたら、ROTとは何か？ 上記と同じ式を使用すると：

$$\text{ROT} = \frac{1,091 \times \text{tangent of } 30^\circ}{240 \text{ knots}}$$

$$\text{ROT} = 2.62 \text{ degrees per second}$$

同じバンク角を使用すると、速度が上がってROTが低下する。

図 5-57. 速度を上げるときの旋回率。

**例** 240ノットで1秒間に5.25°の回転率が得られるバンク角を求める場合。式のわずかな再配置は、120ノットの低い対気速度で使用されるのと同じROTを達成するために、49°のバンク角が必要であることを示す。

$$\text{ROT (5.25)} = \frac{1,091 \times \text{tangent of } X}{240 \text{ knots}}$$

$$240 \times 5.25 = 1,091 \times \text{tangent of } X$$

$$\frac{240 \times 5.25}{1,091} = \text{tangent of } X$$

$$1.1549 = \text{tangent of } X$$

$$49^\circ = X$$

図 5-58. 120ノットで飛行する航空機の同じ旋回率を達成するには、バンク角を大きくする必要がある。

120ノットで飛行する航空機は、240ノットで飛行する航空機よりも狭い半径で360°の円を旋回できる。対気速度の増加を補うために、バンク角を大きくする必要がある。

旋回半径（R）は、簡単な式を使用して計算できる。旋回半径は、速度の2乗（V<sup>2</sup>）をバンク角の正接の11.26倍で割った値に等しくなる。

$$R = \frac{V^2}{11.26 \times \text{tangent of bank angle}}$$

図5-56～5-58で提供されている例を使用して、2つの速度のそれぞれの旋回半径を計算できる。

速度が2倍になると、半径は4倍になることに注意する。

[図 5-59 および5-60]

旋回半径を決定する別の方法は、フィート/秒（fps）、π（3.1415）、およびROTを使用した速度である。前の例の1つでは、ROTが毎秒5.25度の航空機が完全な円を描くのに68.6秒必要であると判断された。航空機の速度（ノット）は、1.69の定数を乗算することでfpsに変換できる。

$$R = \frac{V^2}{11.26 \times \text{tangent of bank angle}}$$

$$R = \frac{120^2}{11.26 \times \text{tangent of } 30^\circ}$$

$$R = \frac{14,400}{11.26 \times 0.5773}$$

$$R = 2,215 \text{ feet}$$

120ノットで走行し、30°のバンク角を使用する航空機に必要な旋回半径は2,215フィートである

図 5-59. バンク角30°で120ノットの半径

240 knots

$$R = \frac{V^2}{11.26 \times \text{tangent of bank angle}}$$

$$R = \frac{240^2}{11.26 \times \text{tangent of } 30^\circ}$$

$$R = \frac{57,600}{11.26 \times 0.57735}$$

$$R = 8,861 \text{ feet}$$

(four times the radius at 120 knots)

図4-51と同じバンク角を使用して240ノットで飛行する航空機に必要な旋回半径は8,861フィートである。速度は旋回において主要な要因である。

図 5-60. 240ノットの半径

したがって、120ノット (TAS) で移動する航空機は202.8 fpsで移動する。fps (202.8) の速度に航空機が円を完成するのにかかる時間 (68.6秒) を乗算することで、円のサイズを決定できる。202.8×68.6は13,912フィートに相当する。πで割ると、図5-59の式を使用して決定された直径内で、1フィートあたり4,428フィートの直径(2で除算すると半径2,214フィートに等しくなる[図5-61])が得られる。

図5-62では、パイロットは峡谷に入り、180°回転して出て行くことを決定する。パイロットは、旋回中に30°のバンク角を使用する。

## 重量と重心点

航空機の重量と重心点のデータはパイロットにとって重要な情報であり、頻繁に再評価しなければならない。承認プロセス中に航空機の重量が測定されていても、この情報は無期限に有効ということではない。機器の変更または修正は、重量と重心点のデータに影響する。多くの場合、パイロットは経験則に基づいて、次のように航空機の重量と重心点を調整する。「3人の乗客がいる場合、100ガロンの燃料しか積み込めない。4人の乗客だと、70ガロンだ。」

$$r = \frac{\text{speed (fps)} \times \frac{360}{\text{ROT}}}{\frac{\text{Pi } (\pi)}{2}}$$

$$r = \frac{202.8 \times 68.6}{\frac{\pi}{2}}$$

$$r = \frac{13,912}{\frac{\pi}{2}}$$

$$r = \frac{4,428}{2} = 2,214 \text{ feet}$$

図 5-61. 半径に使用できる別の式

重量と重心点の計算は、すべての飛行前ブリーフィングに盛り込むべきである。3人の乗客が常に同じ体重であると想定してはいけない。代わりに、手荷物、パイロット、乗客を含む、航空機に搭載されるすべての項目の完全な計算を行う。航空機のCGがどのように配置されているかを正確に計算するために、すべての積荷の重量を測定することが勧められる。

CGの重要性は、安定性、制御性、性能の議論で強調された。不均等な荷重分散は事故を引き起こす。有能なパイロットは、航空機に対するCGの影響を理解し、配慮する。

重量と重心点は、航空機を最大限に活用するための重要な要素である。パイロットは、CG制限に違反せずに航空機に搭載できる燃料の量、および許容される総乗員数にかかわらず長距離または短距離飛行を行うための重量制限を把握していなければならない。たとえば、航空機には4つの座席があり、60ガロンの燃料を運ぶことができる場合、航空機は何人の乗客を安全に運ぶことができるか？満席の時、搭載燃料はどう変えるか？体重がそれぞれ150ポンドの4人は、体重が200ポンドの4人とは異なる体重と重心点の計算になる。200ポンドの4人の時は、150ポンド4人に比べて200ポンド重いことになり、これは約30ガロンの燃料に相当する。

追加重量により、CGがCGエンベロープの外側に配置される場合とされない場合があるが、最大総重量を超える場合がある。重量が大きすぎると、航空機に過度のストレスがかかり、性能が低下する可能性がある。

航空機は、主に次の2つの理由で重量と重心点の承認を受けている:

1. 航空機の主要構造とその性能特性に対する重量の影響
2. この重量の位置が飛行特性、特に失速とスピンの回復と安定性に与える影響

気球や重量シフトコントロール航空機などの航空機は、荷重が吊り上げ機構の下で吊り下げられているため、重量と重心点の計算を必要としない。これらのタイプの航空機のCG範囲は、積載制限を超えることが難しいほどである。たとえば、重量シフトコントロール航空機の後部座席の位置と燃料は、航空機が吊り下げられた姿勢で、ハングポイントに可能な限り近い位置にある。したがって、負荷変動はCGにほとんど影響しない。これは、気球バスケットまたはゴンドラにも当てはまる。これらの航空機ではCGの制限を超えることは困難だが、過負荷は構造的な損傷や故障を引き起こすため、パイロットは航空機に過負荷をかけてはならない。重量と重心点の計算は必要ないが、パイロットは重量を計算し、メーカーが設定した制限内にとどめる必要がある。



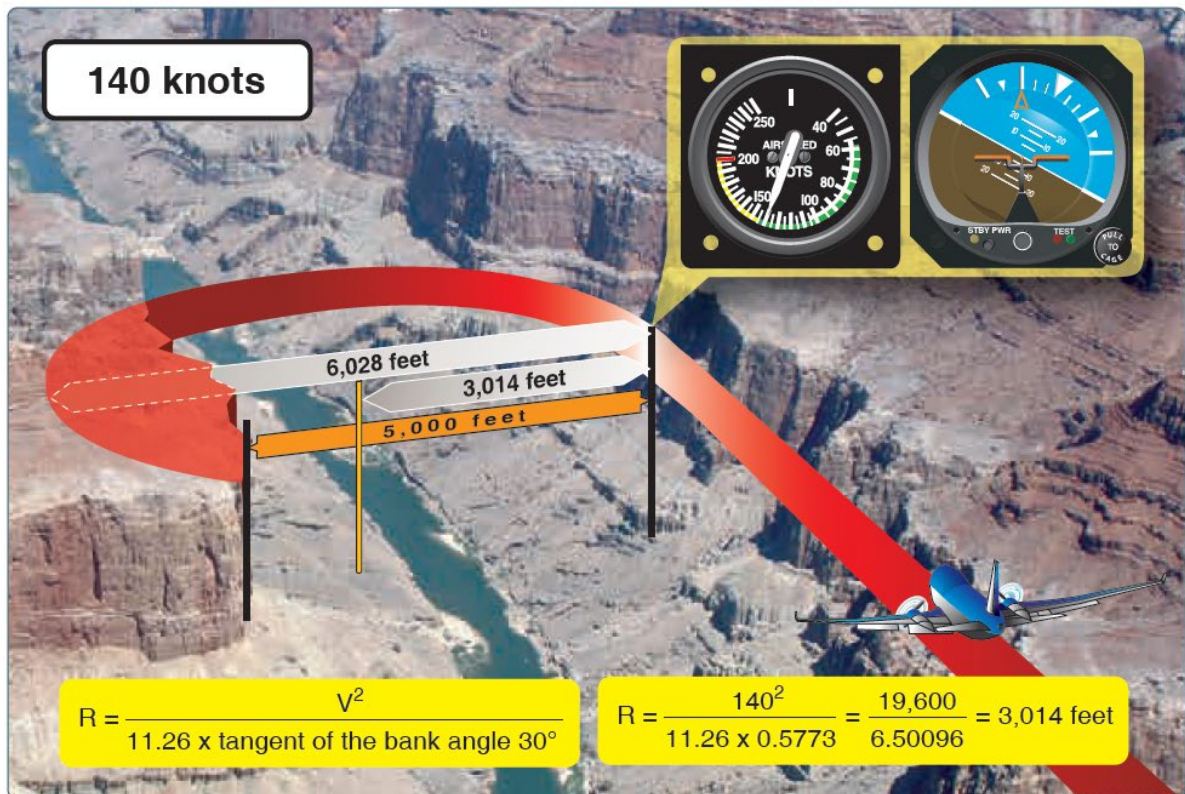
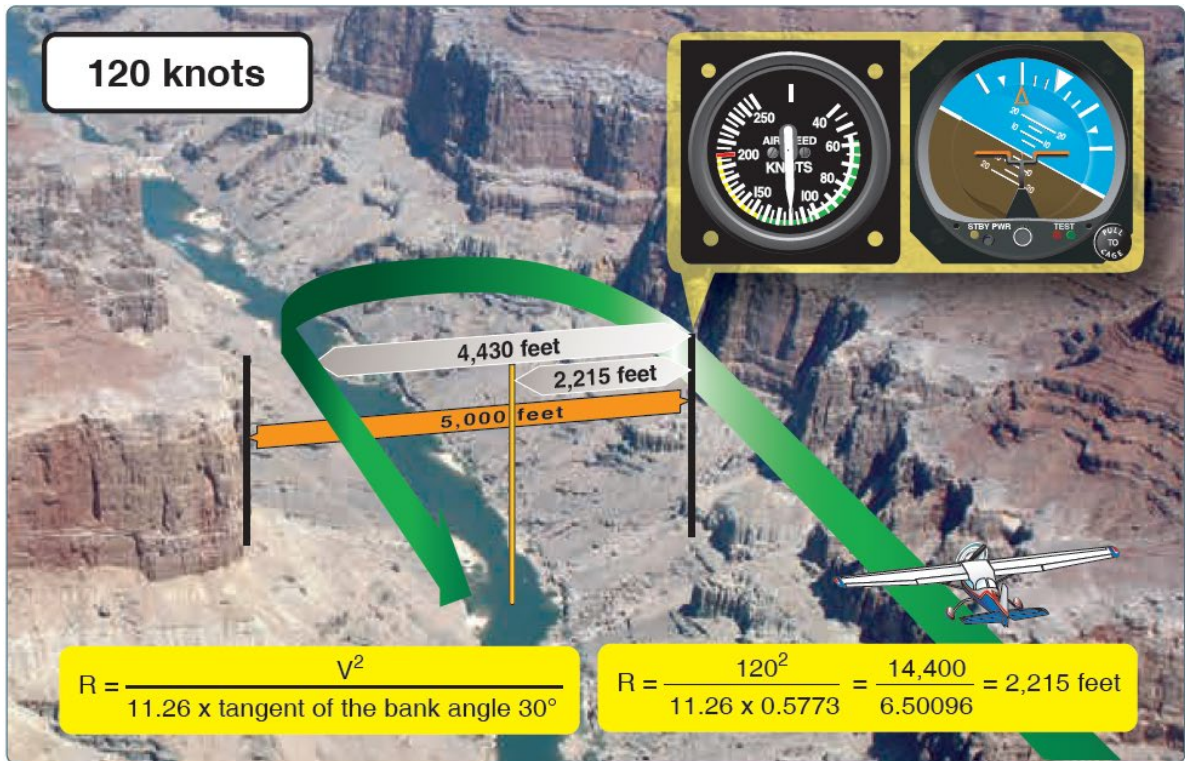


図 5-62. 2機の航空機が誤って峡谷に迷い込んだ。峡谷の幅は5,000フィートで、両側に切り立った崖がある。上の画像のパイロットは120ノットで飛行している。エラーを認識した後、パイロットは大きく傾いて、 $30^\circ$ のバンク角で針路を反転する。この航空機は180度旋回させるのに約4,000フィートを必要とし、峡谷から安全に脱出する。下の画像のパイロットは140ノットで飛行しており、針路を反転しようとして30度のバンク角を使用している。航空機は、上の画像の航空機よりもわずか20ノット速く飛行しているが、安全に戻るために6,000フィート以上必要である。あいにく、峡谷の直径はわずか5,000フィートであり、航空機は峡谷の壁に衝突する。ポイントは、対気速度が旋回に必要な距離を決定する上で最も影響力のある要因であるということだ。多くのパイロットは、単純な速度の低下がより適切である場合に、バンク角を急角度にするという誤りを犯してきた。

## 飛行性能に対する重量の影響

航空機の離陸/上昇および着陸性能は、その最大許容離着陸重量に基づいて決定される。総重量が大きいと、離陸滑走距離が長くなり、上昇が浅くなり、接地速度が速くなり、着陸ロールが長くなる。わずかな過負荷でも、航空機が離陸中に通常はより有利な条件下で問題にならない障害物を取り除くことができない場合がある。

過負荷が性能に及ぼす悪影響は、離着陸に伴う即座に対応すべきハザードに限定されない。過負荷はすべての上昇と巡航の性能に悪影響を及ぼし、上昇中のオーバーヒート、エンジン部品の摩耗の増加、燃料消費量の増加、巡航速度の低下、航続距離の短縮につながる。

現代の航空機の製造業者は、製造された各航空機の重量と重心点のデータを提供している。一般に、この情報はFAAが承認したAFM/POHに記載されており、重量と重心点のデータを決定するための読みやすいチャートが提供されている。これらの航空機の性能と耐荷力の向上には、製造業者が規定する運航制限を厳守する必要がある。推奨事項から逸脱すると、構造的な損傷や航空機の構造の完全な破損が生じる可能性がある。航空機が最大重量制限内で積載されている場合でも、重量配分がCG位置の制限内にあることが不可欠である。空力と荷重倍数に関する前述の簡単な研究は、この予防策の理由を指摘している。以下の説明は、重量と重心点の状態が航空機の安全な飛行にとって重要である理由のいくつかの背景情報である。

すべての座席、手荷物室、および燃料タンクをいっぱいにすると、承認された重量または重心点の制限内にとどめられない航空機もある。たとえば、人気のある4席の航空機の一部では、4人の乗員と荷物を輸送する際に燃料タンクを満杯にできない場合がある。特定の2席の航空機では、スピンを行う場合、座席の後方のコンパートメントに荷物を持ち込むことはできない。パイロットは、飛行する航空機の重量と重心点の制限、およびこれらの制限の理由を認識することが重要である。

## 航空機構造に対する重量の影響

航空機の翼構造に対する追加重量の影響は、すぐには明らかにならない。耐空性の要件は、通常のカテゴリ（アクロバットは禁止されている）で承認された航空機の構造は、操縦と突風によって引き起こされる動的荷重を処理するために3.8 Gの荷重係数に耐えるのに十分な強度でなければならないことを規定している。これは、航空機の一次構造が、航空機の承認された総重量の3.8倍の荷重に耐えることができ、構造の破損が発生しないことを意味する。これが、航空機が意図されている操作中に課される可能性がある荷重倍数の指標として受け入れられる場合、100ポンドの過負荷は、380ポンドの潜在的な構造的過負荷を課す。同じ考慮事項は、それぞれ4.4および6.0

の荷重倍数要件がある実用および曲技カテゴリの航空機の場合にさらに強度を増す必要がある。

過負荷に起因する構造的な破損は劇的で壊滅的なものになるが、多くの場合、検出が困難で修理に費用がかかる方法で構造コンポーネントに徐々に影響を及ぼす。習慣的な過負荷は、飛行前検査中に検出されない可能性のある累積的なストレスと損傷を引き起こし、後になって、通常の操作中に完全な構造的故障を引き起こす傾向がある。過負荷により構造部品に加わる追加の応力は、金属疲労破壊の発生を加速すると考えられている。

飛行操作と突風によって課される荷重倍数を知れば、航空機の総重量の増加による結果が良く分かる。急降下からの回復時のように、3 Gの荷重倍数を受ける寸前の航空機の構造は、重量が100ポンド増加するごとに300ポンドの追加負荷に耐えるように準備しなければならない。これは、特定の航空機に約16ガロンの不要な燃料を追加することによって課せられることに注意すべきである。FAA認定の民間航空機は、構造的に分析され、許可されている最大総重量で、実行されるフライトの種類に応じた速度で飛行できるかどうかテストされている。この重量を超えてフライトが行われることもあるが、多くの場合、航空機の性能範囲内である。航空機の設計に考慮されていない荷重が構造のすべてまたは一部に加えられていることに気付かない可能性があるため、パイロットを迷わせてはならない。

乗客または貨物のいずれかを航空機に積み込む際には、構造を考慮しなければならない。座席、手荷物室、およびキャビンの床は、特定の荷重または荷重の集中のために設計されているに過ぎない。たとえば、軽飛行機の手荷物室は、その場所でもっと多くの重量で航空機が過負荷になったり、CG制限から外れたりしない場合でも、その支持構造の強度が限られているため、20ポンドのプラカードを付けられる。

## 安定性と操縦性に対する重量の影響

過負荷は安定性にも影響する。通常の積載時に安定して制御可能な航空機は、過積載の場合に飛行特性が大きく異なる場合がある。重量の配分がこれに最も直接的な影響を及ぼすが、CGの位置に関係なく、航空機の総重量の増加が安定性に悪影響を及ぼすと予想される場合がある。総重量を超えた場合、承認された航空機の安定性は完全に不十分であることが多い。

## 荷重分散の影響

飛行中の航空機の翼にかかる荷重に対するCGの位置の影響は、上昇および巡航性能にとって重要である。前方荷重の航空機は「重い」ため、CGがさらに後方にある同じ航空機よりも遅くなる。

図5-63は、これが正しい理由を示している。前方荷重では、ほとんどの航空機で水平巡航飛行を維持するために「機首上げ」トリムが必要である。機首上げトリムは、機体の後部に大きな下げ荷重を生成するために尾翼面を動かす。これには、翼のAOAを高くする必要があり、その結果、抗力が大きくなり、失速速度が高くなる。

後部荷重と「機首下げ」トリムにより、尾翼面の荷重が小さくなり、高度を維持するために必要な翼の荷重と揚力から翼が解放される。翼に必要なAOAが小さいため、抗力が小さくなり、巡航速度が速くなる。理論的には、巡航飛行中に尾翼面に中立的な荷重がかかると、最も効率的な全体的な性能と最速の巡航速度が得られるが、不安定になることもある。現代の航空機は、安定性と操縦性のために尾部に下げ荷重を必要とするように設計されている。トリムタブコントロールのゼロ表示は、「中立トリム」と必ずしも同じではない。これは、翼と尾翼面の胴体からの吹き下ろしによって加えられる力のためである。

航空機の有効荷重の分散の影響は、荷重がCG制限および最大許容総重量の範囲内であっても、飛行特性に大きな影響を及ぼす。これらの効果の中で重要なのは、操縦性、安定性、および翼にかかる実際の荷重の変化である。

一般的に、CGはさらに後方に移動するため、特に遅い飛行速度では航空機の操縦性が低下する。CGが一定の位置にある長めのスピンから容易に回復できる特性の航空機は、CGが1~2インチ後方に移動すると、その回復操作に完全に応答しなくなる場合がある。

航空機的设计者は、最大1インチ以内に後部CG制限を設定するのが一般的であり、これにより1回転スピンから通常の回復が可能になる。意図的なスピンを許可するために実用カテゴリの航空機を承認する場合、通常、

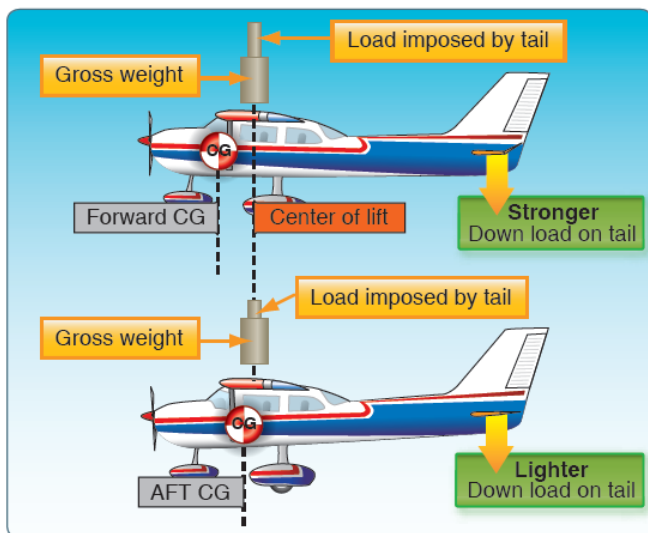


図 5-63. 荷分散がバランスに与える影響

後部CG制限は実用カテゴリで承認される数インチ前に設定される。

大型航空機の現在の設計でより重要になっている操縦性に影響するもう1つの要因は、重い装備や貨物の位置への長いモーメントアームの影響である。燃料、乗客、および貨物を設計CGの近くに集中させるか、翼端タンクの燃料荷重、貨物室の貨物荷重を客室の前後に分散させることにより、同じ航空機にそのCG制限内で最大総重量まで積載することができる。

同じ総重量とCGを使用して、航空機を操縦したり、乱気流で水平飛行を維持したりするには、荷重が分散するときに、より大きな制御力を適用する必要がある。重い燃料と貨物の積荷の位置へのより長いモーメントアームは、操縦舵面の作用によって抑えられなければならない。翼外側のタンクまたはチップタンクがいっぱいになっている航空機は、舵面の動きがわずかな場合、ロールが遅くなる傾向があるが、機首と後部の貨物ビンがいっぱいになった航空機は、昇降舵の制御に反応しにくくなる。

航空機の後方CG制限は、主に安定性を考慮して決定される。型式証明書の元の耐空性要件は、特定の速度で飛行中の航空機が特定の振動数内で機首の垂直変位を減衰させることを指定している。後方への負荷が大きすぎる航空機は、これを実行できない場合がある。代わりに、機首を瞬間的に引き上げると、振動ごとに上昇と急降下を交互に繰り返すことがある。この不安定性は乗員に不快感を与えるだけでなく、特定の条件下で航空機を管理不能にすると危険になることさえある。

航空機の失速からの回復は、CGが後方に移動するにつれて徐々に難しくなる。これは、「フラット」なスピン（きりもみ）が発生する航空機の後方荷重のポイントがあるため、スピン回復において特に重要である。フラットスピンとは、後方に位置するCGを介して作用する遠心力により、航空機の尾部をスピンの軸から引き離し、機首を下げて回復することを不可能にするスピンである。

許容されるCG範囲の後方限界まで積み込まれた航空機は、旋回と失速の操縦が異なる方法で扱われ、前方限界付近に積み込まれたときとは異なる着陸特性を持つ。

前方CG制限は、多くの要素によって決定される。安全対策として、タブまたは調整可能な安定板にかかわらず、パワーオフの状態では航空機を通常の滑空状態に保つことができるトリミング装置が必要である。従来の航空機は、緊急時に最低の着陸速度を確保するために、完全失速、パワーオフ着陸が可能でなければならない。特に強風の場合、過度に機首が重い尾輪式の航空機は、地上移動が困難である。ブレーキを使用すると簡単に

機首が地面に着いてしまう。また、着陸のために減速してフレア操作をすると、ピッチダウンして車輪が接地してしまうため、バウンドせずに着陸することは困難である。前輪式の航空機では、特に着陸時および離陸時に、地上での操縦が困難になる場合がある。荷重分散の効果は次のように要約される。:

- CGの位置は、翼の揚力とAOA、尾部にかかる力の量と方向、および平衡のために尾部への適切な力を供給するために必要な安定板の可動角の大きさに影響する。後者は、昇降舵制御力との関係から非常に重要である。
- 航空機は前方CG位置でより高速で失速する。これは、翼の荷重が増加するため、より高速でストールAOAに到達するためである。
- 航空機のバランスをとるのに必要な安定板の可動角が大きくなるため、通常は前方のCG位置に高い昇降舵制御力が存在する。
- 航空機は、抗力が低減されているため、後方CG位置でより速く巡航する。航空機を支え、機首下げピッチング傾向を抑えるには、AOAを小さくし、安定板の下方への動きを小さくする必要があるため、抵抗が減少する。
- CGが後方に移動すると、航空機の安定性が低下する。これは、CGが後方に移動すると、AOAが減少するためである。そのため、航空機の安定性に対する翼の寄与は減少するが、尾部の寄与は依然として安定している。翼と尾の寄与がバランスする点に達すると、中立の安定性が存在する。CGがさらに後方に移動すると、航空機が不安定になる。
- 前方のCG位置は、エレベーターの後方方向へ舵圧をさらに高める必要性を高める。昇降舵は、機首下げピッチングの増加に対抗できない可能性がある。対気速度範囲から失速までの航空機を制御するには、適切な昇降舵制御が必要である。

重量と重心点に関する詳細な説明と追加情報については、第10章「重量と重心点」を参照。

## 高速飛行

### 亜音速流 対 超音速流

亜音速航空力学では、揚力の理論は、物体と、物体が浸っている移動ガス（空気）に発生する力に基づいている。約260ノット以下の速度では、空気は非圧縮性であると見なすことができる。これは、一定の高度では、圧力が変化しても密度がほぼ一定のままであるためである。この仮定の下では、空気は水と同じように作用し、流体として分類される。亜音速航空力学理論では、粘性の影響（液体の一部が他の部分に対して動きを妨げる傾向がある）が無視できると仮定し、空気を連続性、ベルヌーイの原理、および循環といった、理想流体空力の原理に適合する理想流体として分類する。

実際には、空気は圧縮可能で粘性がある。これらの特性の影響は低速では無視できるが、特に圧縮率の影響は速度が上がるにつれてますます重要になる。音速に近い速度では、圧縮率（および、程度は低い粘度）が最も重要である。これらの速度範囲では、圧縮性により航空機の周囲の空気の密度が変化する。

飛行中、翼は上面の気流を加速することで揚力を生み出す。この加速された空気は、航空機自体が亜音速で飛行している場合でも音速に達する可能性がある。一部の極端なAOAでは、一部の航空機において、翼の上面を通過する空気の速度が航空機自体の速度の2倍になる場合がある。したがって、航空機上で超音速と亜音速の両方の気流を同時に持つことは完全に可能である。流速が航空機のある場所（翼の最大キャンバーの領域など）で音速に達し、さらに加速すると、衝撃波の形成、抗力の増加、パフエッティング、安定性、制御の困難などの圧縮性効果が始まる。亜音速流の原理は、この点を超えるすべての速度で無効である。[図 5-64]

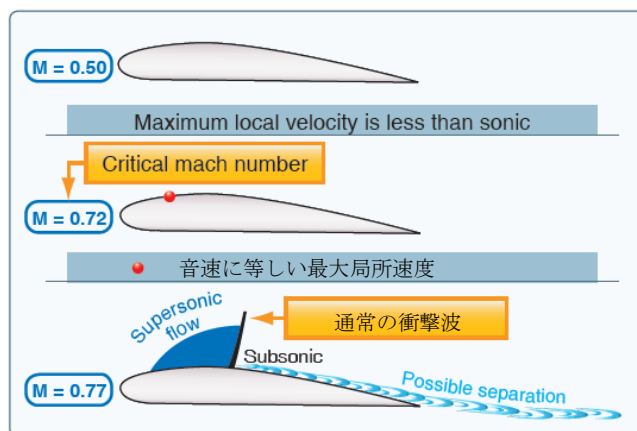


図 5-64. 翼の気流

## 速度範囲

音速は温度によって異なる。15°Cの標準温度条件下では、海面での音速は661ノットである。40,000フィートで、温度は-55°Cでは、音速は574ノットに低下する。高速飛行およびまたは高高度飛行では、速度の測定値は「マッハ数」で表現される。これは、同じ大気条件での航空機の実際の対気速度と音速の比である。音速で飛行している航空機はマッハ1.0で飛行している。航空機の世界速度体制は、およそ次のように定義される：

亜音速—0.75未満のマッハ数

遷音速—0.75～1.20のマッハ数

超音速—1.20～5.00のマッハ数

極超音速—5.00を超えるマッハ数

遷音速および超音速範囲の飛行は軍用機では一般的だが、民間ジェット機は通常マッハ0.7からマッハ0.90の巡航速度範囲で運航する。

航空機または構造の任意の部分の気流が最初にマッハ1.0に到達したとする（ただし超過しない）。航空機の世界速度は、「臨界マッハ数」または「マッハ臨界」と呼ばれる。したがって、臨界マッハ数は亜音速飛行と遷音速飛行の境界であり、主に翼と翼型の設計に大きく左右される。臨界マッハ数は遷音速飛行の重要なポイントである。衝撃波が航空機に発生すると、気流の剥離に続いてバフケットと航空機の制御が困難になる可能性がある。衝撃波、バフケット、および気流剥離は、臨界マッハ数を超えると発生する。通常、ジェット機は、その重要なマッハ数またはその近くで巡航するとき最も効率的である。臨界マッハ数を5～10パーセント上回る速度で、圧縮性の影響が始まる。抗力が急激に増大し始める。「抵抗増大」に関連するのは、バフケット、トリム、および安定性の変化と操縦翼面の有効性の低下である。これが「抗力発散」のポイントである。[図 5-65]

V<sub>MO</sub>/M<sub>MO</sub>は、最大運用限界速度として定義されている。V<sub>MO</sub>はノット校正対気速度（KCAS）で表され、M<sub>MO</sub>はマッハ数で表される。V<sub>MO</sub>制限は通常、低高度での操作に関連付けられており、構造負荷とフラッターに対処する。M<sub>MO</sub>制限は、より高い高度での操作に関連付けられており、通常、圧縮性の影響とフラッターに関する。より低い高度では、構造負荷とフラッターが懸念される。より高い高度では、圧縮率の影響とフラッターが懸念される。

これらの速度を遵守することで、動圧またはフラッターによる構造上の問題、圧縮性効果による航空機の制御応答の低下（マッハタック、エルロン・リバーサル、バズなど）、および衝撃波による剥離した気流による揚

力の損失または振動およびバフケットが防止される。これらの現象はいずれも、パイロットが航空機を適切に制御できなくなる可能性がある。

たとえば、初期の民間ジェット機のV<sub>MO</sub>制限は、FL310（標準気体）で306KCASであった。この高度（FL 310）では、0.82のM<sub>MO</sub>は306 KCASにほぼ等しい。この高度を超えると、0.82のM<sub>MO</sub>は常に306 KCAS未満の値となり、M<sub>MO</sub>制限に到達しないとV<sub>MO</sub>制限に到達できなかったため、運用限界になった。たとえば、FL 380では、0.82のM<sub>MO</sub>は261 KCASに等しくなる。

## マッハ数と対気速度

対気速度がマッハ数によってどのように変化するかを理解することは重要である。例として、ジェット輸送機の失速速度が高度の増加に伴ってどのように変化するかを検討してみよう。高度が上昇すると、それに応じて空気密度と外気温が低下する。このジェット輸送機がクリーン形態（ギア・アップ、フラップ・アップ）にあり、重量が550,000ポンドだとする。航空機は海面で約152 KCASで失速する可能性がある。これは、（標準気体）152 KTASの真対気速度と0.23のマッハ数に等しい。FL 380では、航空機はまだ約152 KCASで失速するが、真対気速度は約287 KTASで、マッハ数は0.50である。

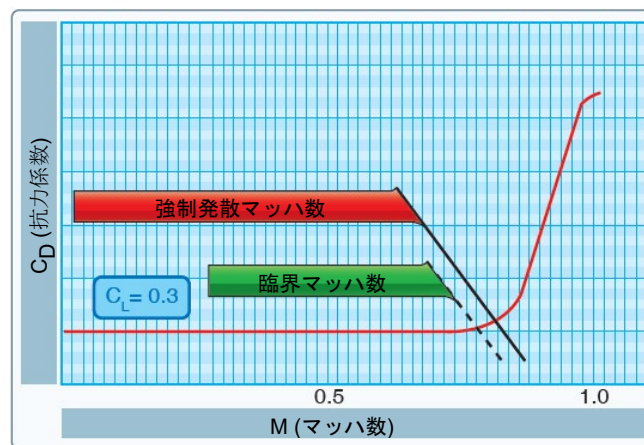


図 5-65. 臨界マッハ

失速速度は同じままだが、マッハ数とTASの両方が増加している。高度が上がると、空気密度は減少する。よって、同じKCASまたはKIASの空気圧をピトー管で検知するには、より速い真対気速度が必要ということになる（ここでは、KCASとKIASは互いに比較的近い）。287 KTASのFL 380で翼が受ける動的圧力は、152 KTASの海面と同じである。しかし、より高いマッハ数で飛行している。

考慮すべきもう1つの要因は、音速である。気体の温度が低下すると、音速が低下する。したがって、航空機が外気温度の低下を伴って高度を上昇すると、音速は低下する。海面では、音速は約661 KCASだが、FL 380では574 KCASである。したがって、ジェット輸送機の失速速度 (KTAS) は海拔で152からFL 380の287になった。同時に、音速 (KCAS) は661から574に減少し、マッハ数は0.23 (152 KTASを661 KTASで割った値) から0.50 (287 KTASを574 KTASで割った値) まで増加した。その間、失速のKCASは152で一定のままだった。これは、航空機が高度を上げて一定のKCASにあるときに何が起こるかを説明しているが、パイロットが上昇中にマッハを一定に保つとどうなるか？通常のジェット飛行操作では、上昇は250 KIAS (またはそれ以上 (重い時等)) から10,000フィートで、その後、指定された上昇速度 (DC10の場合は約330) で「20,000フィート代半ば」の高度に到達し、パイロットは一定のマッハ数で巡航高度まで上昇する。

説明のために、パイロットが海面からFL 380まで0.82のMMOで上昇すると仮定する。KCASは543から261になる。各高度のKIASは同じ挙動に従うが、数ノット異なる。航空機の上昇に伴う温度の低下に伴い、音速が低下していることを以前の議論から思い出してほしい。マッハ数は、飛行条件での真の対気速度と音速の比にすぎない。重要なのは、一定のマッハ数の上昇で、KCAS (およびKTASまたはKIAS) も低下することである。

KIAS、KCAS、およびKTASが減少し、この一定のMMOで航空機が十分に高く上昇すると、失速速度に近づき始める。ある時点で、マッハ数の航空機の失速速度は航空機のMMOと等しくなり、パイロットは減速 (失速せずに) も加速 (航空機の最大運航速度を超えずに) することもできなかった。これは「コフィンコーナー」と呼ばれている。

## 境界層

気流の粘性により、表面の局所的な速度が低下し、外皮の摩擦が発生する。この章で前述したように、翼の表面上の空気の層は、粘性によって減速または停止する、境界層である。境界層の流れには、層流と乱流の2種類が

ある。

### 層流境界層

層流境界層は非常に滑らかな流れだが、乱流境界層には渦または渦巻が含まれる。層流では、乱流よりも外皮摩擦抵抗が小さくなるが、安定性は低下する。翼の表面上の境界層の流れは、滑らかな層流として始まる。流れが前縁から後ろに行くと、層流境界層の厚さが増加する。

### 乱流境界層

前縁から少し離れると、滑らかな層流が崩壊し、乱流に移行する。抗力の観点から、翼の層流から乱流への遷移を可能な限り後方にするか、境界層の層流部分内に翼表面の大部分を配置することが勧められる。しかし、低エネルギーの層流は、乱流層よりも突然破壊する傾向がある。

### 境界層の剥離

粘性流に関連する別の現象は剥離である。気流が翼型から離れると剥離が発生する。自然な進行は、層流境界層から乱流境界層、そして気流剥離までである。気流剥離は高い抗力を生み出し、最終的に揚力を失わせる。AOAが増加すると、境界層の剥離点は翼上で前方に移動する。[図 5-66]

ボルテックス・ジェネレーターは、遷音速飛行で発生する衝撃波によって引き起こされる境界層の剥離を遅延または防止するために使用される。それは、気流に対して12°~15°のAOAに配置された小さな低アスペクト比の翼である。通常、翼に沿って補助翼または他の操縦翼面に沿って数インチの間隔を空けて、ボルテックス・ジェネレーターは、境界の気流と表面のすぐ上の高エネルギー気流を混合する渦を生成する。これにより、より高い表面速度が生成され、境界層のエネルギーが増加する。したがって、気流を剥離するには、より強い衝撃波が必要である。

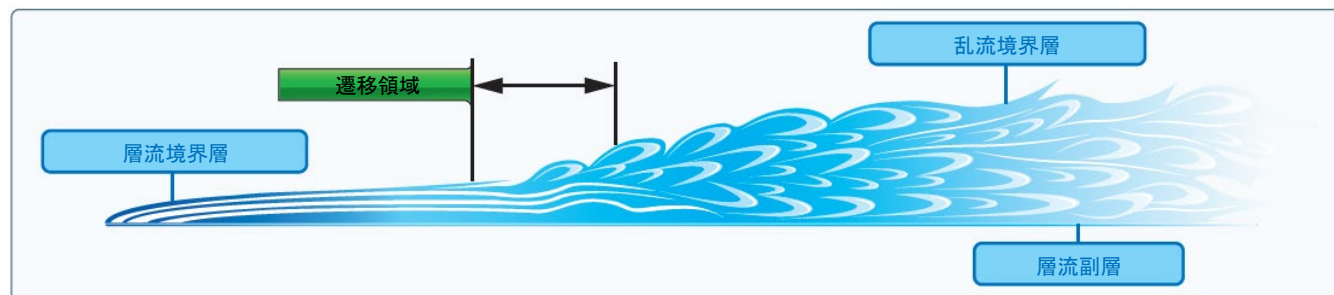


図 5-66. 境界層

## 衝撃波

飛行機が亜音速で飛行する場合、前方の空気は、音速で飛行機の前方に伝達される圧力変化により、飛行機の到来を「警告」する。この警告のため、飛行機が到着する前に空気が脇に移動し始め、簡単に通過できるようになる。飛行機が音速に達すると、飛行機は自身の圧力波に追いついているため圧力変化は前方の空気に警告できなくなる。むしろ、空気粒子は飛行機の前に堆積し、飛行機の正面での流速を急激に低下させ、それに対応して空気圧と密度が増加する。

飛行機が音速を超えて増加すると、その前方の圧縮空気の圧力と密度が増加し、圧縮領域が飛行機の前方に幾らかの距離だけ広がる。気流を部分的に見ると、空気粒子は完全に乱れず、飛行機に近づいても、特異な所はない。次の瞬間に、同じ空気粒子は温度、圧力、密度、および速度の急激かつ劇的な変化を強いられる。乱されていない空気と圧縮空気の領域との境界は、衝撃波または「圧縮」波と呼ばれる。この同じタイプの波は、超音速気流が方向の変化なしに亜音速に減速されるたびに形成される。気流が翼のキャンバーのある部分で音速まで加速され、最大キャンバーの領域を通過したときに亜音速まで減速される場合などである。衝撃波は、超音速範囲と亜音速範囲の境界として形成される。

衝撃波が気流に垂直に形成されるたびに、「通常の」衝撃波と呼ばれ、波のすぐ後ろの流れは亜音速である。通常の衝撃波を通過する超音速気流は、次のように変化する：

- 気流は亜音速に減速される。
- 衝撃波のすぐ後ろの気流は方向を変えない。
- 波の背後の気流の静圧と密度が大幅に増加する。
- 気流のエネルギー（全圧—動的プラス静的）が大幅に減少する。

衝撃波の形成により、抗力が増加する。衝撃波の主な影響の1つは、波のすぐ後ろに高密度の高圧領域が形成されることである。高圧領域の不安定性、および気流の速度エネルギーの一部が波を流れるときに熱に変換されるという事実は、抗力増加の要因だが、気流剥離に起因する抗力ははるかに大きくなる。

衝撃波が強い場合、境界層には気流の剥離に耐える十分な運動エネルギーがない可能性がある。衝撃波の形成と気流の剥離により遷音速領域で発生する抗力は「造波抗力」として知られている。速度が臨界マッハ数を約10%超えると、造波抗力が急激に増加する。翼型の形状とAOAによっては境界層が再付着する可能性のある超音速範囲にこのポイントを超えて飛行速度を上げるには、推力（出力）の大幅な増加が必要である。

通常の衝撃波は翼の上面に形成され、超音速流の追加領域と下面に通常の衝撃波を形成する。飛行速度が音速に近づくとき、超音速流の領域が拡大し、衝撃波が後縁近くに移動する。[図 5-67]

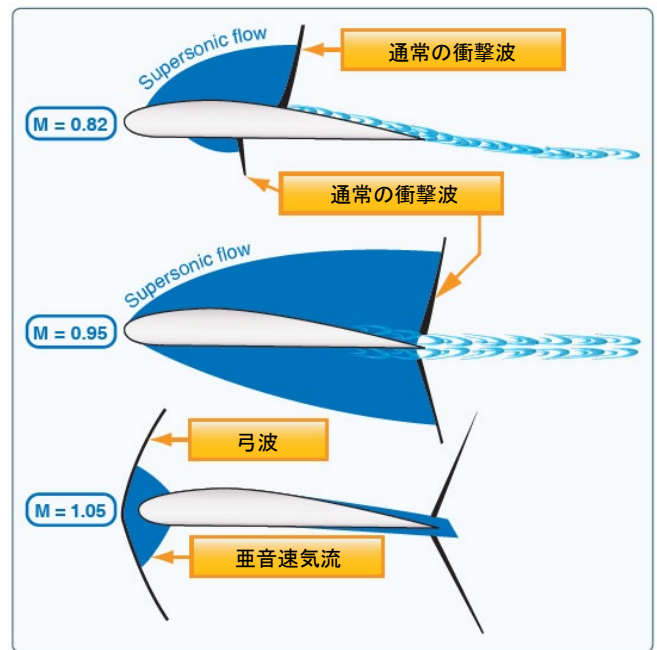


図 5-67. 衝撃波

「抗力上昇」に関連するのは、バフエット（マッハバフエットとして知られる）、トリム、安定性の変化、および制御力の有効性の低下である。気流の剥離による揚力の損失により、吹き下ろしが失われ、翼の中心圧力の位置が変化する。気流の剥離により、翼の後ろに乱流後流が生じ、尾部表面がバフエット（振動）する。水平尾翼によって提供される機首上げおよび機首下げのピッチ制御は、翼の後ろの吹き下ろしに左右される。このように、吹き下ろしが増加すると、尾部の表面に見えるAOAが効果的に増加するため、水平尾翼のピッチ制御の有効性が低下する。翼CPの動きは、翼のピッチングモーメントに影響する。CPが後方に移動すると、「マッハタック」または「タックアンダー」と呼ばれる急降下モーメントが生成され、前方に移動すると、機首上げモーメントが生成される。これが、水平尾翼を翼の乱流から可能な限り遠くに配置する、多くのタービン駆動航空機でT型尾翼構成が開発された主な理由である。

## 後退角

遷音速飛行の困難のほとんどは、衝撃波によって誘発される流れの剥離に関連している。したがって、衝撃波による剥離を遅延または緩和する手段によって、空力性能を向上させられる。手段の一つとして翼の後退角を付ける方法がある。後退角理論は、圧力分布と衝撃波の形成に影響を与えるのは、翼の前縁に垂直な気流の成分のみであるという概念に基づいている。[図 5-68]

後退角のない翼の航空機では、気流は翼の前縁に対して $90^\circ$ で当たり、その完全な衝撃が圧力と揚力を生み出す。後退角のある翼は、気流の流れは翼の前縁において $90^\circ$ より小さい角度で同じ気流に衝突する。掃引された翼のこの気流は、実際よりもゆっくりと飛行していると思わせるように翼を促す効果がある。したがって、衝撃波の形成が遅れる。後退角の利点には、臨界マッハ数の増加、力の発散マッハ数、および抗力上昇がピークになるマッハ数が含まれる。言い換えれば、後退角は大気の圧縮性効果の開始を遅らせる効果があるといえる。

抗力係数の急激な変化をもたらすマッハ数は「抗力発散」マッハ数と呼ばれ、ほとんどの翼型では通常、臨界マッハ数の5~10%超える。この速度では、衝撃波の形成によって引き起こされる気流の剥離により、抗力、揚力、またはピッチングモーメント係数に大きな変動が生じる可能性がある。後退角は、圧縮性効果の開始の遅延に加えて、抗力、揚力、またはモーメント係数の変化の度合いを小さくする。つまり、後退角を使用すると、抗力の発散が「緩和」される。

後退翼の欠点は、翼の根元ではなく翼端で失速する傾向があることだ。[図 5-69] これは、境界層が先端に向かってスパン方向に流れ、前縁の近くで分離する傾向があるためである。後退翼の先端は翼の後部（CLの後ろ）にあるため、翼端ストールによりCLが翼上で前方に移動し、機首がさらに上昇する。翼の失速の傾向は、翼の後退角とテーパーを組み合わせたときに最も大きくなる。

T型尾翼では舵面においてバフエットを感知しにくいので、失速状態が悪化する可能性がある。[図 5-70] T型尾翼は、翼の後流より上にあり、翼が失速し始めた後でも有効であり、パイロットが不注意に翼をはるかに大きいAOAで、より深い失速に追い込む可能性がある。その後、水平尾翼表面が翼の後流に埋められると、昇降舵の有効性がすべて失われ、ピッチ姿勢を下げて失速を止めることができなくなる可能性がある。失速前および失速直後は、後退翼機の揚力/抗力の特性（特に低速での抗力の大幅な増加）により、ピッチ姿勢に変化がなく、ますます下降する飛行経路が生じ、AOAがさらに増加する。

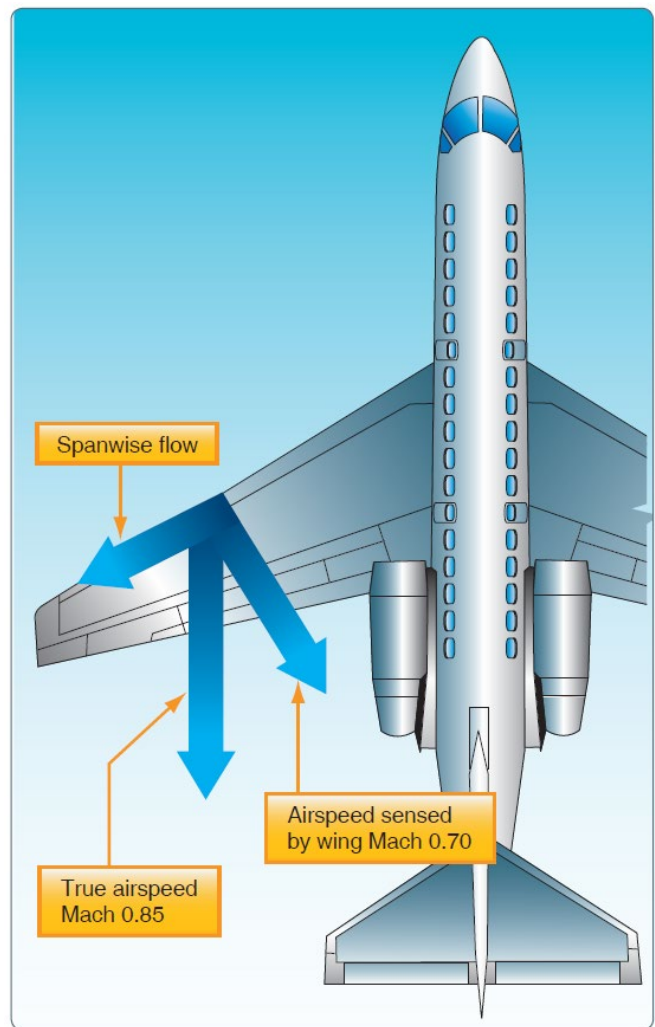


図 5-68. 後退角効果



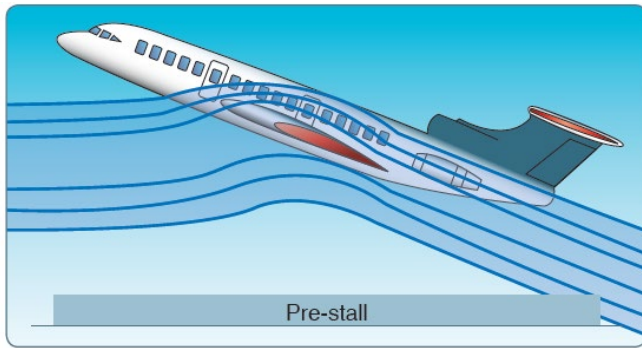


図 5-69. 翼端の事前失速

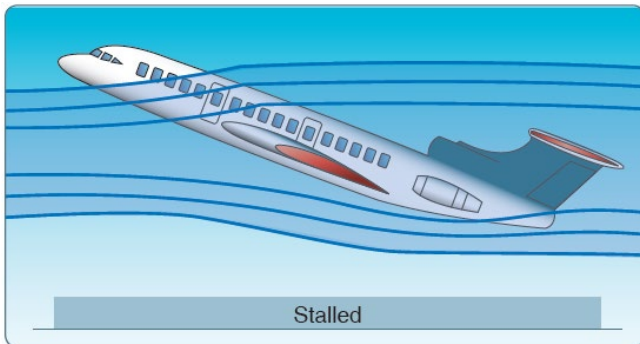


図 5-70. T型尾翼失速

この状況では、信頼性の高いAOA情報がなくても、対気速度が上昇する機首下げピッチ姿勢は、回復に影響を与えたことを保証するものではなく、この段階での昇降機の動きは、航空機を失速させたままにするだけである。

機首が高い姿勢で失速し、回復が困難または急激なものになると、T型尾翼機の機体が激しくピッチングするのが特徴である。スティックプッシャーは、このタイプの失速を抑制する。失速速度の約1ノットで、事前にプログラムされたスティックの力が自動的にスティックを前方に動かし、失速の発生を防ぐ。Gリミッターをシステムに組み込んで、スティックプッシャーによって発生するピッチダウンが航空機に過剰な負荷をかけるのを防ぐこともできる。一方、「スティックシェーカー」は、対気速度が失速速度より5~7%高い場合に失速警告を発する。

### マッハバフェット境界

マッハバフェットは、翼上の気流の速度の関数であり、必ずしも航空機の数値ではない。速すぎる対気速度からであろうと、MMO付近の高すぎるAOAからであろうと、過度に大きな揚力需要が翼に伝えられると、「高速」バフェットが発生する。「低速マッハバフェット」として知られるはるかに低い速度でバフェットを体験できる場合もある。

高AOAを必要とする重量と高度に対して遅すぎる速度で飛行した航空機は、低速マッハバフェットを引

き起こす可能性が最も高い状況である。この非常に高いAOAには、高速バフェットの状況と同じ衝撃波とバフェットの影響が発生するまで、翼の上面での気流速度を増加させる効果がある。翼のAOAは、航空機の高速度境界層または低速境界層でマッハバフェットを誘導する最も大きな影響を与える。AOA、翼上の気流の速度、およびマッハバフェットの可能性を高める条件は次のとおりである。:

- 高度が高い—航空機が高く飛ぶほど、空気が薄くなり、水平飛行を維持するために必要な揚力を生み出すのに必要なAOAが大きくなる。
- 重い重量—航空機が重いほど、翼に必要な揚力が大きくなり、他のすべての要因が同じであれば、AOAが大きくなる。
- G荷重—航空機のG荷重の増加は、航空機の重量の増加と同じ効果がある。G力の増加がターン、乱暴なコントロールの使用、または乱気流のいずれによって引き起こされたとしても、翼のAOAを増加させる効果は同じである。

### 高速飛行制御

高速航空機では、飛行制御は一次飛行制御と二次または補助飛行制御に分けられる。主操縦装置は、ピッチ、ロール、ヨー軸を中心に航空機を操縦する。補助翼、昇降舵、方向舵が含まれる。二次または補助飛行制御には、タブ、前縁フラップ、後縁フラップ、スポイラー、およびスラットが含まれる。

翼の上面に使用されるスポイラーは、揚力を損なうか、軽減する。高速航空機は、クリーンで低抵抗の設計のため、スポイラーを速度ブレーキとして使用して速度を低下させる。タッチダウン後すぐにスポイラーが伸びて揚力を取り除き、航空機の重量を翼から車輪に移してブレーキ性能を向上させる。[図 5-71]

ジェット輸送機には小さな補助翼がある。フラップには翼の後縁をできるだけ多く必要とするため、補助翼のスペースは限られている。また、従来のサイズの補助翼は、高速で翼のねじれを引き起こす。そのため、補助翼と一緒にスポイラーを使用して、追加のロール制御を提供する。

一部のジェット輸送機には、2セットの補助翼、1組の外側低速用補助翼と1組の内側高速用補助翼がある。離陸後にフラップが完全に格納されると、外側補助翼は自動的にフェアリング位置にロックアウトされる。

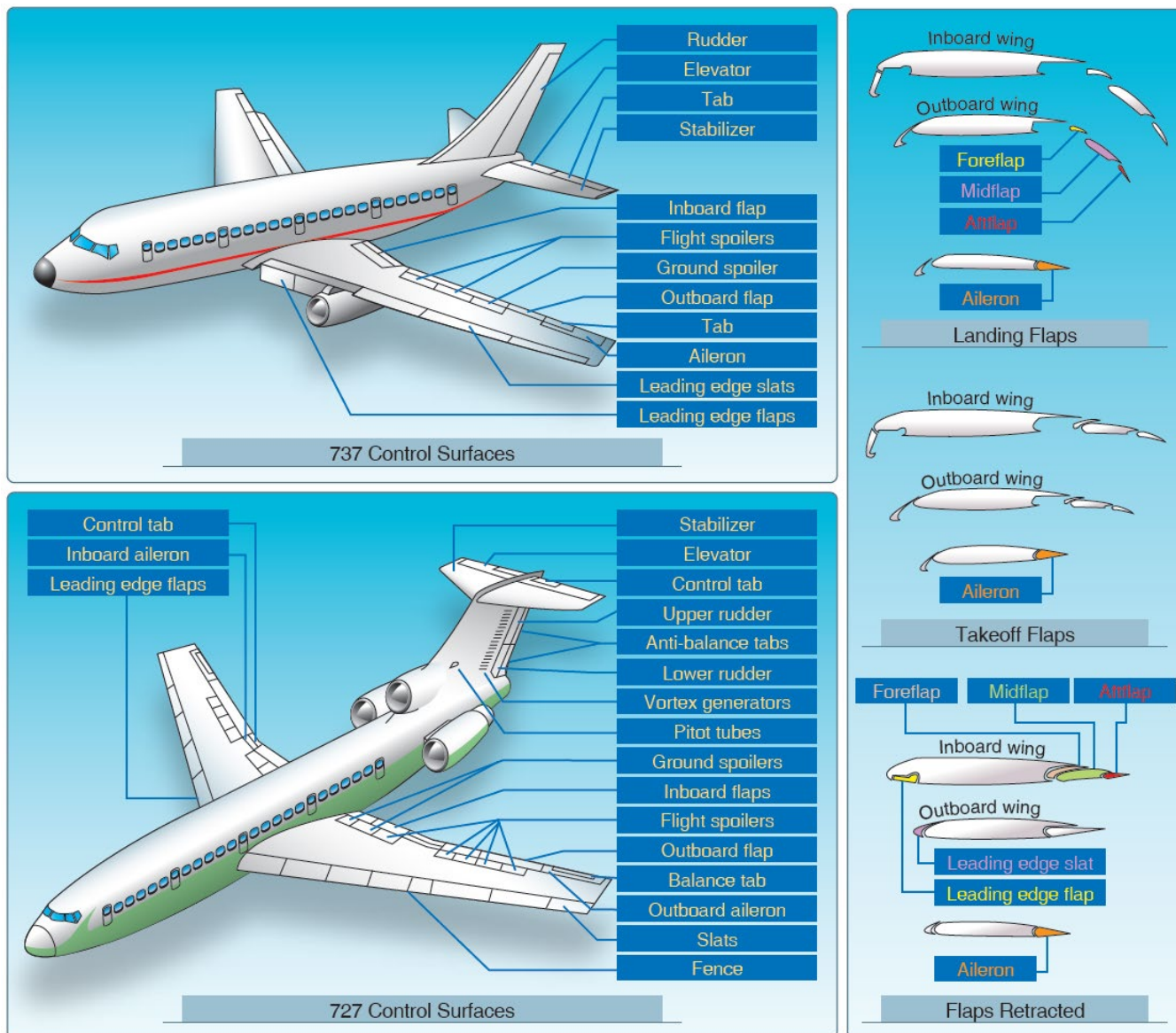


図 5-71. 制御面

ロール制御に使用すると、上昇する補助翼の側面のスポイラーが伸びてその側面の揚力が低下し、翼が落下する。スポイラーをスピードブレーキとして延長してもなお、ロール制御に使用できる。差動タイプの場合、片側でさらに伸び、反対側で収縮する。それらが非差動タイプの場合、片側はさらに伸びるが、反対側は収縮しない。スピードブレーキとして完全に拡張された場合、非差動スポイラーは拡張されたままであり、補助翼を補助しない。

気流を剥離せずにスムーズな失速と高いAOAを得るには、翼の前縁を丸みのある、尖っていない形状にすべきである。この形状では、気流の剥離は後縁で始まり、AOAが増加するにつれて徐々に前方に進む。

高速飛行に必要な尖った前縁は突然の失速を引き起こし、気流が翼型の前縁の周りの鋭いカーブに追従できないため、後縁フラップの使用を制限する。気流は、中程度のAOAで上面からやや急に剥がれる傾向がある。後縁フラップを利用して $C_{L-MAX}$ を上げるには、気流を剥離せずに翼をより高いAOAに移動させなければならない。そのため、離陸、上昇、着陸時の低速特性を改善するために、前縁スロット、スラット、およびフラップが使用される。これらの装置は、後縁フラップほど強力ではないが、高揚力後縁フラップと組み合わせてフルパンで使用すると効果的である。これらの洗練された高揚力装置により、気流の剥離を遅らせ、 $C_{L-MAX}$ が大幅に増加できる。実際、失速速度が50ノット減少することも珍しくない。

大型ジェット輸送機の運用上の要件により、大きなピッチトリムの変更が必要になる。いくつかの要件は次のとおりである：

- 広いCG範囲
- 広い速度範囲
- 昇降舵の操舵量を制限することなく、翼の前縁および後縁の高揚力装置による大きなトリム変更を実行する機能
- トリム抗力を最小限に維持すること

これらの要件は、可変角水平安定装置の使用によって満たされる。水平尾翼での大きなトリムの変更には、大きな昇降舵のトリム変位角が必要である。これらの大きな変位角では、同じ方向に昇降舵をさらに変位できない。可変角水平安定装置は、こういったトリムの変位の代わりに設計されている。安定板は昇降舵よりも大きいいため、大きな角度で変位させる必要はない。これにより、昇降舵は尾翼を完全に上下させ、可動範囲が広がる。可変角水平安定装置は、ピッチ制御要求の大部分を処理するように設定でき、昇降舵は残りを処理する。可変角水平安定装置を装備した航空機では、昇降舵は固定尾翼の航空機よりも小さく、単独での効果が低くなる。他の飛行制御と比較して、可変角水平安定装置はその効果が非常に強力である。

ジェット輸送機のサイズと高速性により、操縦翼面を動かすのに必要な力はパイロットの力を超える場合がある。そのため、操縦翼面は油圧または電力ユニットによって作動される。操縦室のコントロールを動かすと、必要なコントロールアングルが通知され、油圧または電力ユニットが実際の制御面を配置する。油圧または電力ユニットが完全に故障した場合、コントロールタブを手動で制御することにより、制御面を動かせることがある。コントロールタブを動かすと、舵角が変位し、空力バランスが変わる。

## 章のまとめ

飛行中の航空機を維持するために、パイロットは推力、抗力、揚力、および重力が航空機にどのように作用するかを理解しなければならない。飛行の航空力学、失速から高速飛行までの飛行操作中に設計、重量、荷重倍数、重力が航空機に与える影響を理解することにより、パイロットはこれらの力のバランスを制御する方法を学習する。失速速度、荷重倍数、およびその他の重要な航空機データに関する情報については、飛行中の航空機に関する特定の情報が記載されているAFM/POHを常に参照すること。