



第3章

航空機の構造

序論

航空機は、連邦規則集（14 CFR）パート1の定義と略語の最新のタイトル14に従って飛行するために使用される、または使用される予定のデバイスである。操縦士の認定対象の航空機のカテゴリには、飛行機、回転翼航空機、グライダー、軽航空機、電動リフト、動力パラシュート、および重量移動制御航空機が含まれる。タイトル14 CFRパート1では、飛行機を、その翼に対する空気の動的な反応によって飛行中にサポートされるエンジン駆動の固定翼航空機として定義している。14 CFRパート1でまだ成文化されていない別の用語は、先進アビオニクス航空機である。これは、自動操縦装置などの別のシステムと連動して、ムービングマップ表示を備えた全地球測位システム（GPS）ナビゲーションシステムを含む航空機を指す。この章では、航空機の構造を簡単に紹介し、ほとんどの図に飛行機を使用している。重量移動制御航空機、気球、グライダー、動力パラシュート、ジャイロプレーンなどの軽量スポーツ航空機（LSA）には、空力と制御に関する詳細情報を含む独自のハンドブックがある。

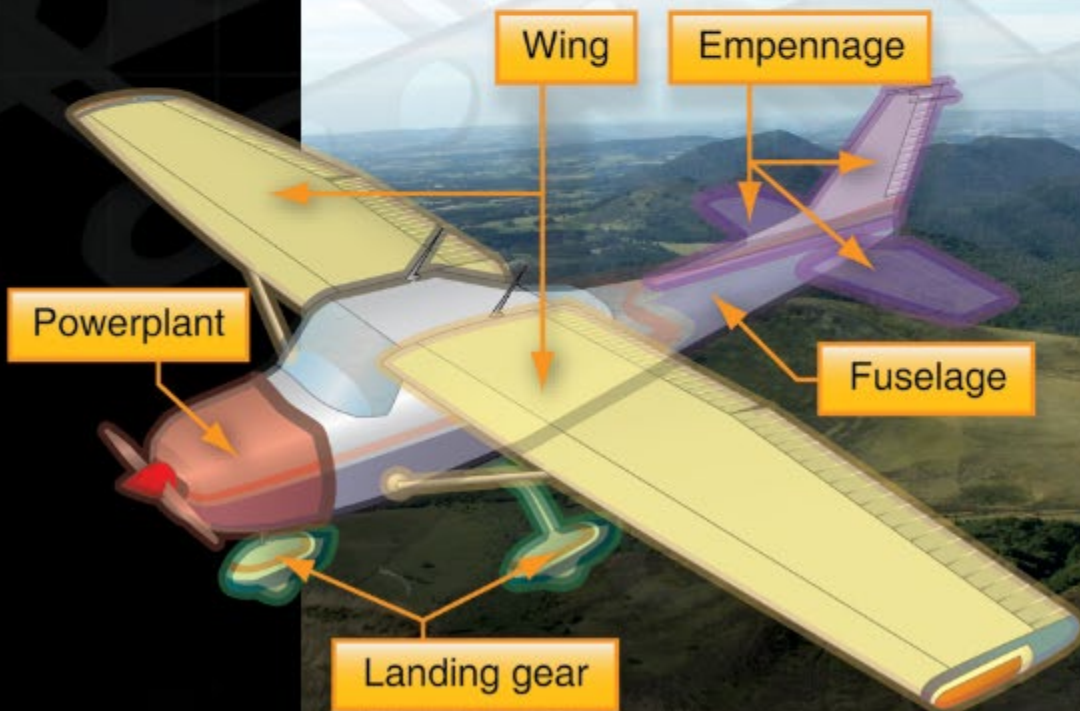
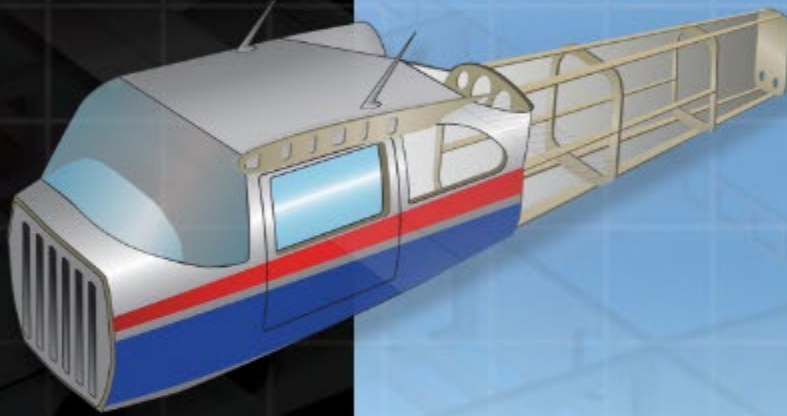


Figure 1-1

航空機的设计、認証、および耐空性

FAAは、航空機、航空機エンジン、プロペラの3分野で航空製品を認定する。これらの各製品は、一連の耐空性基準に合わせて設計されている。これらの基準は、FAAによって公開された連邦規則集（14 CFR）のタイトル14の一部である。耐空性基準は、航空製品が十分な安全性をもって設計されていることを保証するために策定された。次のように、航空製品のさまざまなカテゴリに異なる耐空性基準が適用される。

- 普通、実用、曲技、および通勤カテゴリの飛行機—14 CFRパート23
- 輸送カテゴリの飛行機—14 CFR パート 25
- 普通のカテゴリ—14 CFR パート 27
- 輸送カテゴリ回転翼航空機—14 CFR パート 29
- 有人自由気球—14 CFR part 31
- 航空機エンジン—14 CFR パート33
- プロペラ—14 CFR パート35

一部の航空機は航空機の「特別なクラス」と見なされ、グライダーや電動リフトなどは独自の耐空性基準を備えていない。これらの航空機に使用される耐空性基準は、FAAと設計者が提案された航空機に適切であることに同意した14 CFRパート23、25、27、および29の要件の組み合わせである。

FAAは、該当する耐空性基準に適合していることを確認すると、製品の型式証明書（TC）を発行する。TCが発行されると、航空機、航空機エンジン、またはプロペラの重要な設計と動作特性を指定する型式証明書データシート（TCDS）が生成される。TCDSは製品を定義し、www.faa.govのFAA Webサイトから一般に公開されている。

軽量スポーツ航空機に関する注意

軽量スポーツ航空機は、FAA耐空基準に従って設計されていない。その代わりに、航空業界で合意された標準のコンセンサスに合わせて設計されている。FAAは、これらの航空機的设计基準として標準のコンセンサスが受け入れられることに同意している。軽量スポーツ航空機は、個別に型式認証されたエンジンとプロペラを必ずしも備えていない。代わりに、航空機全体に対してTCが発行される。機体、エンジン、プロペラが含まれる。

航空機、航空機エンジン、およびプロペラは、製造業者のサイズと能力に応じて、設計図面から、またはFAA承認の製造プロセスを通じて、1つずつ製造される。製造プロセス中に、各部品が検査され、承認された設計に従って正確に構築されていることが確認される。この検査は、適合性検査と呼ばれる。

機体、エンジン、プロペラを備えた航空機が完成すると、航空機が検査され、FAAは航空機の耐空証明書を発行する。耐空証明書を持っているということは、航空機全体が設計および製造基準を満たし、安全に飛行できる状態にあることを意味する。この耐空証明書は、すべての飛行操作中に航空機内に搭載しなければならない。耐空証明書は、航空機の必要な保守および検査が最新である限り有効である。

耐空証明書は「標準」または「特別」のいずれかに分類される。標準耐空証明書は白色で、普通、実用、曲技、通勤、または輸送のカテゴリの航空機に対して発行される。また、「特別クラス」として指定された有人自由気球や航空機に対しても発行される。

特別な耐空証明書はピンク色で、プライマリ、制限付き、および制限付きのカテゴリの航空機、および軽量スポーツ航空機に対して発行される。また、これは暫定耐空証明書、特別飛行許可証（フェリー許可証）として、および実験用航空機向けにも発行される。

耐空証明の詳細については、第9章、14 CFRパート175-225、およびFAA Webサイト（www.faa.gov）を参照。

揚力と基本的な航空力学

航空機の主要構成要素と従属部品の動作を理解するには、基本的な航空力学の概念を理解することが重要である。この章では、航空力学を簡単に紹介する。より詳細な説明は、第5章「飛行の航空力学」にある。

定速で水平直線飛行している飛行機には4つの力が作用している。4力は、thrust（推力）、lift（揚力）、weight（重力）、およびdrag（抗力）である。[図3-1]

推力は、発動機/プロペラによって生成される力である。推力は抗力に対抗する力として、縦軸に平行に作用する力と言われている。ただし後述するが、この定義は常に当てはまるわけではない。

抗力は進行方向後方へ働く力であり、抗力は翼、胴体、およびその他の突出した部分による気流の擾乱によって発生する。抗力は推力に対抗する力で、相対風に平行後方に作用する。

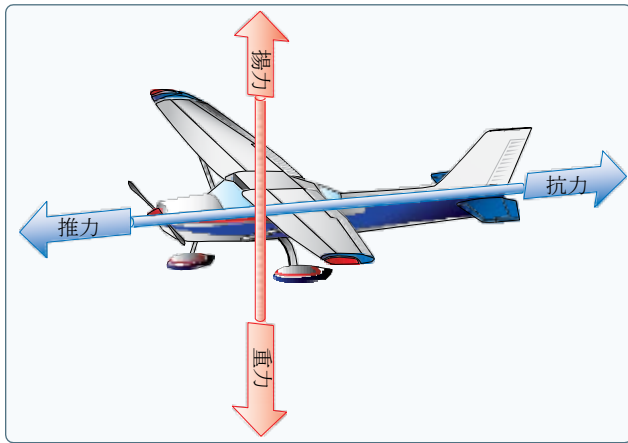


図3-1. 4つの力。

重力は飛行機の合計重量（航空機自体、乗組員、燃料、貨物そして手荷物の合計）に比例して鉛直下方に働くのである。揚力に対抗し、航空機の重心（CG）の垂直に下向きに作用する。

揚力は下向きの重力に対抗し、翼に作用する空気力によって発生する。翼の揚力の中心（CL）は飛行方向に対して垂直である。

航空機は3次元を移動し、その制御は1つ以上の運動の軸を制御する事で行われる。縦（PITCHING）軸は、翼の左右先端を通る軸で航空機を横切って延び、CGを通過する。横（ROLLING）の軸は機体の機首から機尾まで伸び、CGを通る。方向（YAWING）軸は、航空機を垂直に通過し、CGを通る。これらの軸の1つまたは複数を制御することにより飛行中の航空機を制御することが出来る。[図3-2]

航空機設計の最も重要な構成要素の1つはCGである。

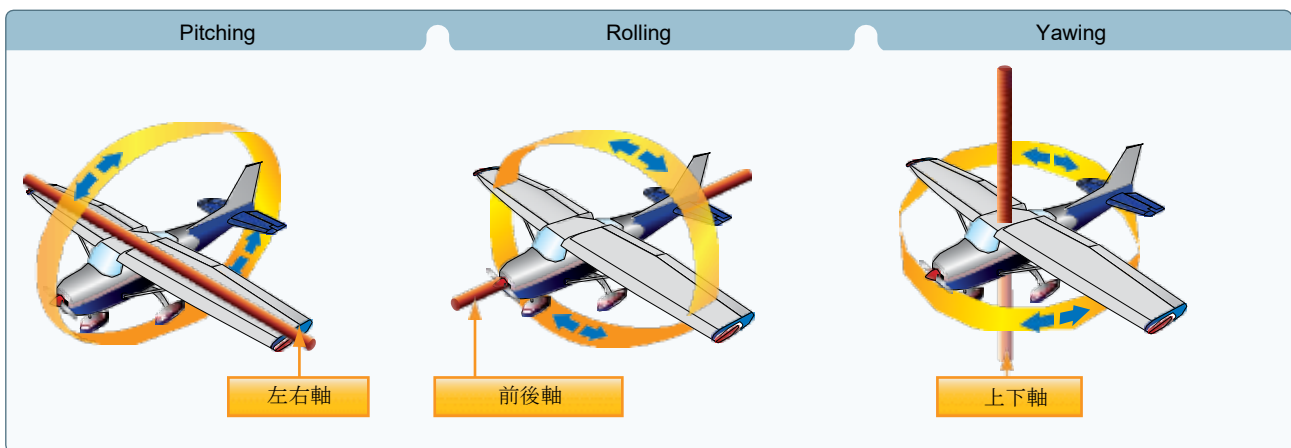


図3-2. 横、縦、垂直の軸に沿った航空機のピッチ、ロール、ヨーの動きをそれぞれ示している。

航空機の重量がそこに作用すると仮定する事のできる特定の点だ。つまり、航空機はCGを中心に吊り下げたりバランスをとったりすることができるとされる。航空機のCGの位置は、飛行中の航空機の安定性に影響を及ぼす。CGが後方に向かって移動すると、航空機はより動的に不安定になる。燃料タンクがCGの前にある航空機では、燃料タンクが空の状態でのCGを計算することが設計上重要である。そうしないと、燃料が使用されるにつれ、航空機が不安定になる。[図3-3] CGは、初期設計および組立中も計算され、さらに搭載機器の設置、貨物の積載、およびその他の要因によっても影響を受ける。

主要構成要素

飛行機はさまざまな目的のために設計されているが、ほとんどは同じ主要構成要素を備えている。[図3-4] 全体的な特性は、元の設計目標によって大部分が決まる。ほとんどの飛行機の構造には、胴体、翼、尾翼、着陸装置、および発動機が含まれる。

胴体

胴体は飛行機の主要構造体であり、乗組員、乗客、および貨物を収容するように設計されている。また、翼と尾部部品を構造的に接続する。古いタイプの航空機設計では、木材、鋼、またはアルミニウムのチューブで構成された開放トラス構造が利用されていた。[図3-5]現在航空機で使用されている胴体構造の最も一般的なタイプは、モノコック（「一枚の貝殻」のフランス語）とセミモノコックである。これらの構造タイプについては、この章の後半の航空機の構造で詳しく説明する。



図3-3. 重心(CG).

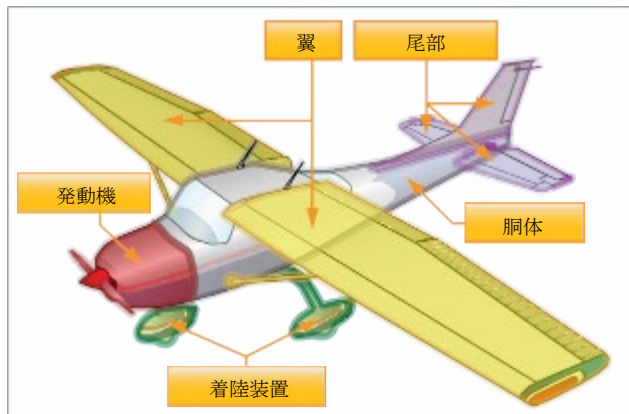


図3-4. 飛行機の構成要素

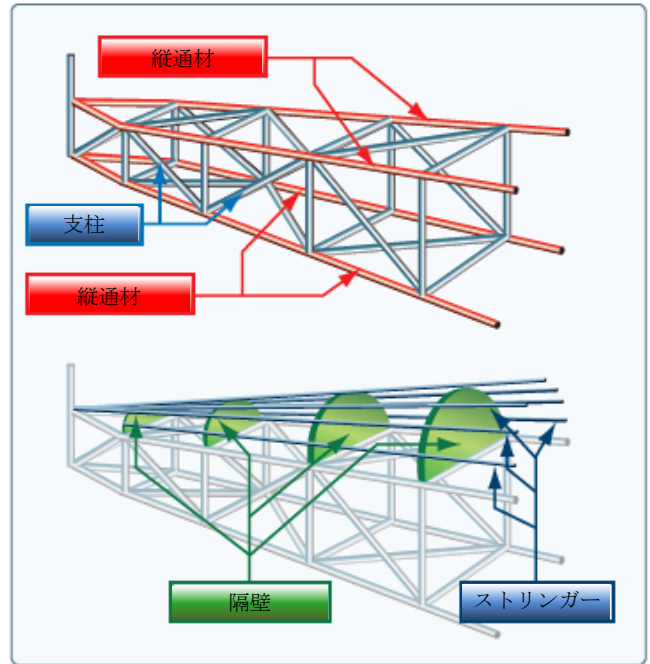


図3-5. トラス型の胴体構造

翼

翼は胴体の両側に取り付けられた翼型であり、飛行中の飛行機を支える主要な揚力面である。さまざまなメーカーが使用する翼の設計、サイズ、および形状は多数ある。翼は各々の飛行機に期待される性能を満たす様に設計される。翼が揚力を発生する原理は、第5章「飛行の航空力学」で説明する。

翼は、胴体の上部、中央、または下部に取り付けられる。これらの設計は、それぞれ高翼、中翼、低翼と呼ばれる。翼の数もさまざまだ。1組の翼を持つ飛行機は単葉機と呼ばれ、2組の翼を持つ飛行機は複葉機と呼ばれる。[図3-6]

多くの高翼飛行機には外部の補強材と飛行中の荷重と着陸の際の荷重を支柱を通して主胴体構造に伝達する翼支柱がある。翼の支柱は通常、翼のほぼ中間に取り付けられているため、このタイプの翼構造は半片持式と呼ばれる。いくつかの高翼およびほとんどの低翼の飛行機には、外部ストラットなしで荷物を運ぶように設計された完全な片持ち翼がある。

翼の主要な構造部品は、スパー、リブ、およびストリンガーである。[図3-7] これらは、トラス、Iビーム、チューブ、または外板を含むその他のデバイスで補強されている。翼のリブによって、翼(翼型)の形状と厚さが決まる。ほとんどの現代の飛行機では、燃料タンクは翼の構造に不可欠な部分であるか、翼の内側に取り付けられた柔軟なコンテナで構成されている。



図3-6. 単葉機（左）と複葉機（右）

翼の後部または後縁に取り付けられているのは、補助翼とフラップと呼ばれる2種類の操縦翼面である。補助翼は各翼のほぼ中間点から先端に向かって外側に延び、反対方向に移動して空力を生成し、飛行機を横転させる。フラップは、胴体から外側に各翼の中間点近くまで延びている。フラップは通常、巡航飛行中に翼の表面と同じ高さになる。フラップは広がると下方方向に動き、離着陸時の翼の揚力を増加させる。[図3-8]

翼の代替タイプ

航空機には多くの場合、代替タイプの翼がある。翼の形状と設計は、航空機が対象とする操作の種類によって決まり、特定の種類の飛行に合わせて調整される。

これらの設計のバリエーションについては、第5章「飛行の航空力学」で説明するが、そこでは、従来の翼から、屈曲（うねりによる）と移動（航空機のCGの変化による）の両方を使用する揚力面に対するコントロールの効果に関する情報を提供する。たとえば、重量シフト制御航空機の翼は、抵抗を減らし、重量を移行して制御された飛行を可能にするために、大きく後退している。[図3-9] ほとんどのカテゴリの航空機に固有のハンドブックは、興味をもったパイロットが利用でき、連邦航空局（FAA）のWebサイト（www.faa.gov）で見ることができる。

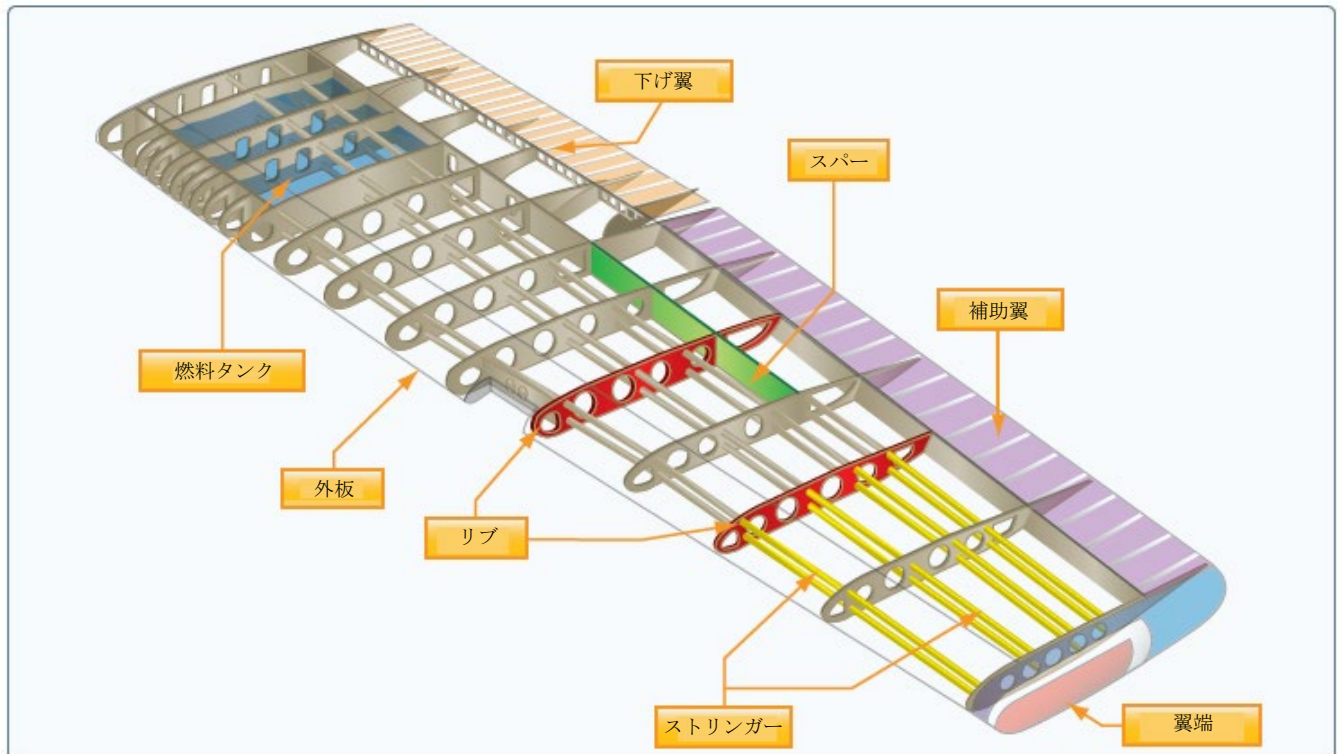


図3-7. 翼の構成要素

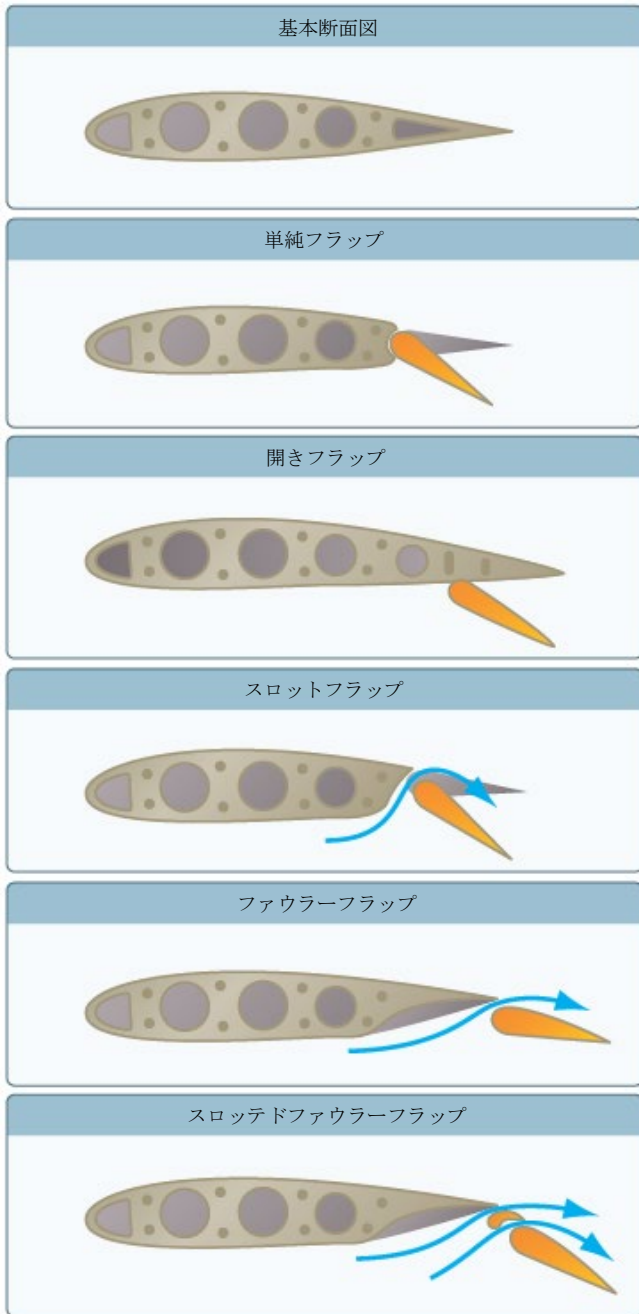


図3-8. フラップの種類

尾翼

尾翼は尾部を構成する部材で、垂直尾翼や水平尾翼などの固定面で構成される。可動面には、方向舵、昇降舵、およびトリムタブが含まれる。[図3-10]

方向舵は垂直尾翼の背面に取り付けられている。飛行中、飛行機の機首を左右に動かすために使用される。水平尾翼の背面に取り付けられた昇降舵は、飛行中に飛行機の機首を上下に動かすために使用される。トリムタブは、操縦翼面の後端の小さな可動部分である。



図3-9. 重量シフト制御航空機は、制御のために重量の移行を使用する。

操縦室から制御されるこれらの可動トリムタブは、制御圧力を低減する。補助翼、方向舵、昇降舵にトリムタブを取り付けることができる。

2つ目のタイプの尾翼設計では、昇降舵は不要である。代わりに、中央の蝶番点から旋回するワンピースの水平安定板が組み込まれている。このタイプの設計は水平尾翼と呼ばれ、昇降舵が動くのと同じように操縦輪を使用して動かす。たとえば、パイロットが操縦輪を引き戻すと、水平尾翼が旋回し、後縁が上に動く。これにより、航空力学的な尾翼荷重が増加し、飛行機の機首が上昇する。水平尾翼には、後縁を横切るアンチサーボタブがある。[図3-11]

アンチサーボタブは、水平尾翼の後縁と同じ方向に移動し、水平尾翼の感度を下げる。アンチサーボタブはトリムタブとしても機能し、制御圧力を軽減し、水平尾翼を希望の位置に維持する。

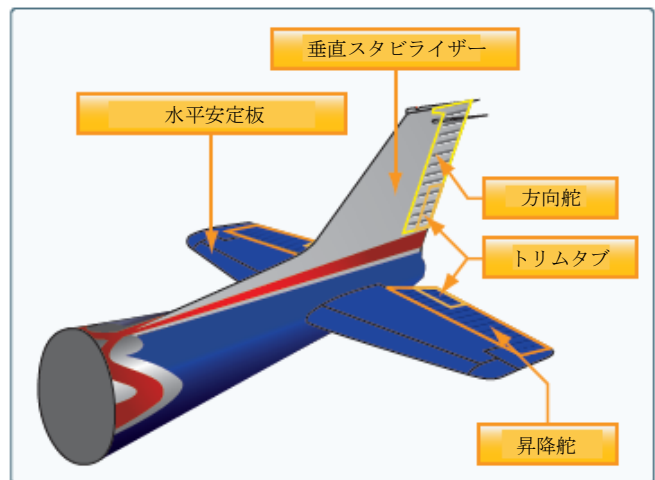


図3-10. 尾翼の構成要素



図3-11. 水平尾翼の構成要素

着陸装置

着陸装置は、駐機、地上走行、離陸、着陸時の飛行機の主要な支持装置である。最も一般的なタイプの着陸装置は車輪で構成されているが、飛行機には水上操作用のフロートや雪上着陸用のスキーを装備することもできる。[図3-12]

車輪付きの着陸装置は、3つの車輪で構成される。2つの主車輪と、飛行機の前部または後部に配置された3番目の車輪である。後部に車輪が取り付けられた着陸装置は、従来の着陸装置と呼ばれる。

従来の着陸装置を備えた飛行機は、尾輪式飛行機と呼ばれることもある。3番目の車輪が航空機の先端にある場合、車輪は前輪と呼ばれ、前輪式と呼ばれる。操縦可能な前輪または後輪により、地上での飛行機の操縦が行われる。ほとんどの航空機は、前輪でも後輪でも、方向舵ペダルを動かして操縦する。さらに、一部の航空機は差動ブレーキによって操縦される。

発動機

発動機には通常、エンジンとプロペラの両方が含まれる。エンジンの主な目的は、プロペラを回す力を提供することであり、電力を生成したり、一部の飛行計器にニューマティックパワーを提供する事である。さらに、ほとんどの単発エンジンの飛行機では、パイロットと乗客に熱源も提供する。[図3-13] エンジンは発動機覆またはナセルで覆われている。発動機覆またはナセルの目的は、エンジンの周りの空気の流れを整流し、シリンダーの周りに空気を送ることでエンジンの冷却を助けることである。

エンジンの前面に取り付けられたプロペラは、エンジンの回転力を推力に変換する。推力とは、飛行機が空中を移動するのを助ける前方作用力である。



図3-12. 着陸装置の種類：フロート（上）、スキー（中央）、車輪（下）

プロペラは、空力作用により推力を発生させる回転翼である。翼に揚力が生成されるのと同様に、プロペラの翼型の背面に高圧領域が形成され、プロペラの翼型の腹面に低圧領域が生成される。この圧力差によりプロペラから推力が発生し、プロペラが飛行機を前方に引っ張る。後部プロペラをエンジンで回転させるものもある。

プロペラの設計には、その効果に影響を与える重要な要素が2つある。プロペラのハブに対して測定されるプロペラブレードの角度は、プロペラ一枚分のスパン

に沿って迎え角（AOA）（用語集の定義を参照）を比較的一定に保ち、失速の可能性を低減または排除する。プロペラによって生成される揚力の量は、AOAに直接関係する。AOAは、相対的な風がブレードに接触する角度である。AOAは、航空機の方向に応じて、飛行中に連続的に変化する。

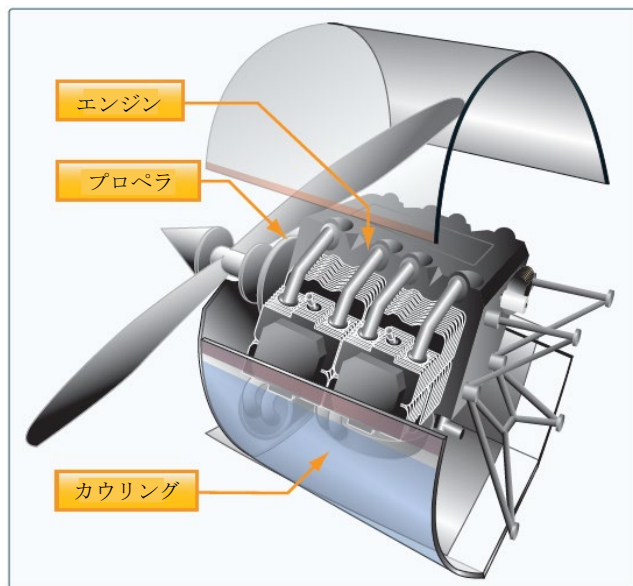


図3-13. エンジンの構成要素

ピッチは、プロペラが固体で回転している場合に1回転で移動する距離として定義される。これらの2つの要素を組み合わせ、プロペラの効率を測定できる。プロペラは通常、特定の出力設定で最高の効率を達成するために特定の航空機/発動機の組み合わせに適合し、エンジンの取り付け方法に応じて引く、または押す。

従属部品

飛行機の従属部品には、機体、電気系統、操縦装置、ブレーキが含まれる。

機体は航空機の基本構造であり、すべての空力、ならびに燃料、乗組員、および機体運動によるストレスに耐えるように設計されている。

航空機の電気系統の主な機能は、航空機全体に電力を生成、調整、および分配することである。航空機には、電気系統に電力を供給するためのいくつかの異なる動力源がある。これらの動力源には、エンジン駆動の交流（AC）ジェネレーター、補助電源装置（APU）、および外部電源が含まれる。航空機の電力システムは、飛行計器、防氷などの重要なシステム、および客室照明などの乗客サービスの操作に使用される。

航空機の姿勢を制御は、多くの従来の飛行機の場合、ピッチ用の昇降舵、ロール用の補助翼、およびヨー用の方向舵と呼ばれる蝶番付きの動翼面を利用して行われる。航空機の飛行経路を制御する為に、操縦室のパイロットまたは自動操縦装置はこれらの動翼面を操作する。

ほとんどの現代の飛行機の場合、飛行機のブレーキは、回転ディスク（ローターと呼ばれる）を油圧で作動する複数のパッド（キャリパーパッドと呼ばれる）で挟む構造となる。パッドは、車輪とともに回転しているローターを挟む。ローターとパッドの摩擦によって、ホイールは減速し、やがて回転を停止する。ディスクは自動車と同様に鋼鉄で作られており、ブレーキパッドは、重量が軽くエネルギーを吸収できる炭素材料で作られている。飛行機のブレーキは主に着陸時に使用され、大量のエネルギーを吸収する必要があるため、その寿命はマイルではなく着陸数で測定される。

航空機の構造の種類

航空機の胴体の構造は、初期の木製トラスの構造配置からモノコックシェル構造、現在のセミモノコックシェル構造へと進化した。

トラス構造

トラス構造の主な欠点は、流線形の形状でないことである。この工法では、縦通材と呼ばれる長いチューブが所定の位置に溶接されて、しっかりと固定された枠組みが形成される。縦と横の支柱は縦通材に溶接され、端から見たときに構造を正方形または長方形にする。あらゆる方向からかかる可能性のあるストレスに抵抗するためには、追加の支柱が必要である。胴体を形作り、覆いを支えるために、ストリンガーと隔壁、またはフォーマーが追加される。

技術が進歩するにつれて、航空機の設計者は、航空機を簡素化し、性能を向上させるために、トラス部材を囲み始めた。これにはもともと布地が使われていたが、最終的にはアルミニウムなどの軽量金属に取って代わられた。場合によっては、外板が飛行負荷のすべてまたは大部分を支えられる。最新の航空機のほとんどは、モノコックまたはセミモノコック構造として知られるこの応力外皮構造を使用している。[図3-14]

モノコック

モノコック構造では、応力外皮を使用して、アルミニウム飲料缶のようにほぼすべての負荷を支える。モノコック構造は非常に強力だが、表面の変形に対する耐性は高くない。例えば、アルミ飲料缶は缶の端でかなりの力を支えるが、缶の側面が荷重を支えている間にわずかに変形すると、簡単につぶれる。

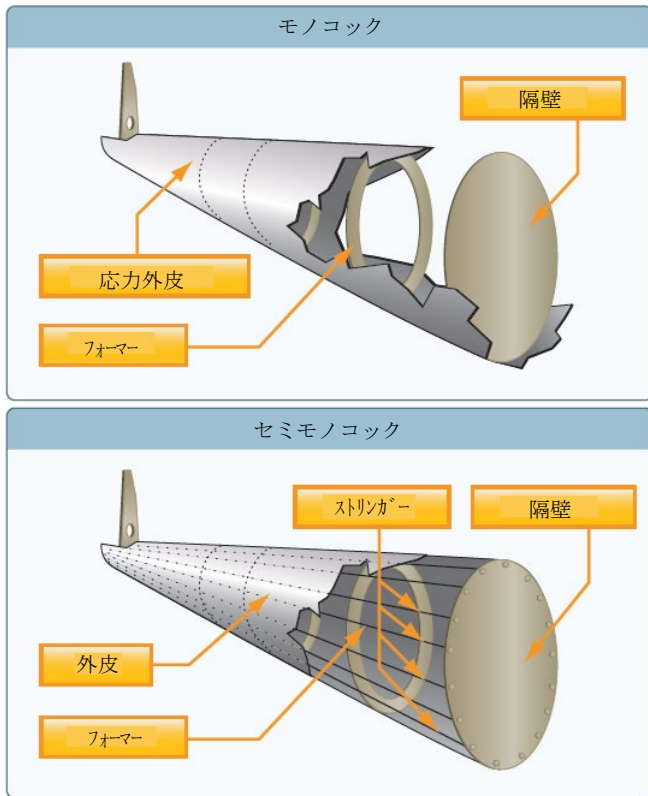


図3-14. セミモノコックとモノコックの胴体設計

ほとんどのねじれおよび曲げ応力は、開骨格ではなく外板によって伝達されるため、内部ブレースの必要性が排除または軽減され、重量を節約し、スペースを最大限に活用できる。モノコック構造を使用する注目すべき革新的な方法の1つは、ジャック・ノースロップが採用したものである。1918年、彼はロッキードS-1レーサーに使用されるモノコック胴体を構築する新しい方法を考案した。この手法では、木製のフープまたはストリंगाーの周りに接着された2つの成形合板ハーフシェルを利用した。ハーフシェルを作成するために、フォームに多くの合板ストリップを接着するのではなく、3つの大きなスプルスストリップのセットを接着剤に浸し、浴槽のように見える半円形のコンクリート型に敷いた。次に、しっかりと固定された蓋をかぶせた、キャビティ内でゴム製の風船を膨らませて、合板を型に押し付けた。24時間後、滑らかなハーフシェルを別のシェルと結合して胴体を作成する準備が整った。2つの半分の厚さはそれぞれ1/4インチ未満だった。モノコック構造は初期の航空時代に採用されたが、複雑であったことから、数十年の間再出現しなかった。モノコック構造の日常の例は、ユニボディが製造の標準と考えられている自動車製造に見られる。

セミモノコック

部分的または半分のセミモノコック構造は、飛行機の外板が取り付けられる下部構造を使用する。下部構造は、さまざまなサイズの隔壁やフォーム、ストリン

ガーで構成されており、胴体からの曲げ応力の一部を吸収することで、応力外皮を強化する。胴体の要部には、翼の取り付けポイントと防火壁も含まれる。単発機では、エンジンは通常胴体の前面に取り付けられる。エンジンの後部と操縦室またはキャビンの間には、パイロットと乗客を偶発的なエンジン火災から保護するための耐火パーティションがある。このパーティションは防火壁と呼ばれ、通常、ステンレス鋼などの耐熱材料で作られている。しかし、新しく出現した建造プロセスは、複合材または完全に複合材で作られた航空機の統合である。

複合構造

歴史

航空機の建造における複合材料の使用は、B-29の胴体に柔らかいグラスファイバー断熱材が使用された第二次世界大戦の航空機にまで遡る。1950年代後半までには、ヨーロッパの高性能セイルプレーンメーカーはガラス繊維を主要構造として使用していた。1965年、FAA型式証明は、普通のカテゴリで最初の全ガラス繊維航空機である、Diamant HBVと呼ばれるスイスのセイルプレーンを認定した。4年後、FAAはN類のカテゴリで4人乗りの単発機Windecker Eagleを認定した。2005年までには、新しい航空機の35%以上が複合材料で作られるようになった。

複合材は広義の用語であり、グラスファイバー、カーボンファイバークロス、Kevlar™クロス、およびこれらの混合物などの材料を意味する。複合構造には、非常に滑らかな外板と、複雑な曲線または流線型の構造を簡単に形成できるという2つの利点がある。[図3-15]

航空機の複合材料

複合材料は、繊維強化マトリックスシステムである。マトリックスとは、繊維を束ねるために使用される「接着剤」であり、硬化すると形状を変えられ、それでも繊維はほとんどの荷重を支えられる。さまざまなタイプの繊維とマトリックスシステムがある。

航空機では、最も一般的なマトリックスは熱硬化性プラスチックの一種であるエポキシ樹脂である。ポリエステル樹脂などの他の選択肢と比較して、エポキシはより強く、良好な高温特性を備えている。広範な構造特性、硬化時間と温度、およびコストで利用可能なさまざまなタイプのエポキシがある。

航空機の製造に使用される最も一般的な強化繊維は、ガラス繊維と炭素繊維である。ガラス繊維は、優れた引張強度と圧縮強度、優れた耐衝撃性を備えており、作業が簡単で、比較的安価ですぐに入手できる。その主な欠点は、それがやや重いことであり、適切に設計された同等のアルミニウム構造よりもガラス繊維の耐荷重構造を軽くすることは困難である。



図3-15. 複合航空機

炭素繊維は通常、ガラス繊維よりも引張強度と圧縮強度が強く、曲げ剛性ははるかに高くなる。また、ガラス繊維よりもかなり軽い。ただし、耐衝撃性は比較的劣る。繊維はもろく、鋭い衝撃で碎ける傾向がある。炭素繊維は、ボーイング787の水平安定板および垂直安定板で使用されている。「強化」エポキシ樹脂の利用で耐衝撃性は大幅に改善されている。炭素繊維はガラス繊維よりも高価だが、1980年代のB-2プログラムと1990年代のボーイング777の功績によってもたらされた技術革新により、価格は下がった。適切に設計された炭素繊維構造は、同等のアルミニウム構造よりも大幅に軽く、場合によっては30%程度軽くなる。

複合材の利点

複合構造は、金属、木材、または布地よりも様々な利点があるが、より軽量であることが最もよく挙げられる利点である。複合材を航空機の構造に使用すれば軽量化が保証されるわけではない。軽量化は機体構造と複合材の使用される割合により左右される。

より重要な利点は、複合材で作られた非常に滑らかで複雑な曲面からなる空力的構造が抗力を減らすことである。これが、1960年代にセイルプレーン設計者が金属と木材から複合材に切り替えた主な理由である。複合材の使用により、例えばコロンビア生産ラインで生産されるシーラス社の航空機の抗力は固定着陸装置にもかかわらず減少し、高性能になっている。複合材は、B-2やF-22などの「ステルス」航空機の設計でステルス能力の向上にも役立っている。今日では、複合材は多様な航空機で使用されており、新しいヘリコプターやグライダーのほとんどで使用されている。

腐食しないことは、複合材の第三の利点である。ボーイングは、787の設計で、胴体すべてに複合材料を使用して、以前の旅客機よりも高い与圧性能と高いキャビン内湿度を実現している。技術者は、複合材の利用により、断熱ブランケットの裏側など、胴体外板の隠された部分での結露による腐食を心配しなくても良く

なった。これにより、航空会社の長期保守費用が削減されるはずである。

複合材のもう1つの利点は、ヘリコプターのローターブレードなどの屈曲環境での優れた性能である。複合材は、金属のように金属疲労や亀裂成長の影響を受けない。慎重な設計が必要だが、複合ローターブレードの設計寿命は金属ブレードよりもかなり長くなる可能性があり、ほとんどの新しい大型ヘリコプターの設計にはすべての複合ブレードがあり、多くの場合、複合ローターハブがある。

複合材の欠点

複合構造には、複合材特有の欠点があるが、最も厄介な欠点は、損傷の視覚的証拠がないことである。複合材は、衝撃に対して他の構造材料とは異なる反応を示し、多くの場合、明らかな損傷の兆候は見られない。たとえば、車の胴体をアルミ製で作成すれば、胴体はへこむ可能性がある。もし胴体がへこんでいなければ、損傷はない。胴体がへこんでいれば、損傷が確認でき修理が行われる。

複合構造では、衝突やツールドロップなどの低エネルギーの衝撃は、表面に衝撃の目に見える兆候を残さない場合がある。衝撃が加わる場所では、衝撃の場所から円錐形の領域に広がる広範囲の層間剥離が起きる可能性がある。構造の裏側の損傷は重大かつ広範囲に及ぶ可能性があるが、目視できない場合もある。軽微なものであっても、影響があると考えられる理由がある場合は常に、複合材に精通した検査官に構造を検査させ、損傷の兆候を判断することが最善である。繊維ガラスの構造内の「白っぽい」領域の出現は、繊維破壊の層間剥離が発生したことを示す分かりやすい兆候である。

中程度のエネルギーの影響（例えば車がバックして構造物にぶつかった際と同程度の影響）は、表面は局所的に押しつぶされ、目で確認できるはずである。損傷した領域は、目に見える押しつぶされた領域よりも大きく、修復する必要がある。飛行中のバードストライクや雹などの高エネルギーの衝撃の影響は、構造物に深刻な損傷をもたらす。

中および高エネルギーの影響では、損傷は目に見えるが、低エネルギーの影響は検出が困難である。[図3-16]

衝撃の結果、層間剥離、表面のつぶれ、または穴が開いた場合は、修理が必須である。修理を待っている間、損傷した領域を覆い、雨から保護するべきである。多くの複合部品は、ハニカムコア上の薄い外板で構成され、「サンドイッチ」構造になっている。このような構造は、構造的な剛性の理由からは優れているが、水の浸入の標的になりやすく、後でさらなる問題につながる。パンクを覆う「スピードテープ」は水から保護

するのに優れた方法だが、構造的な修復にはならない。損傷を覆うためのペースト充填剤の使用は、表面を綺麗にすることはできても、構造的な修復にはならない。

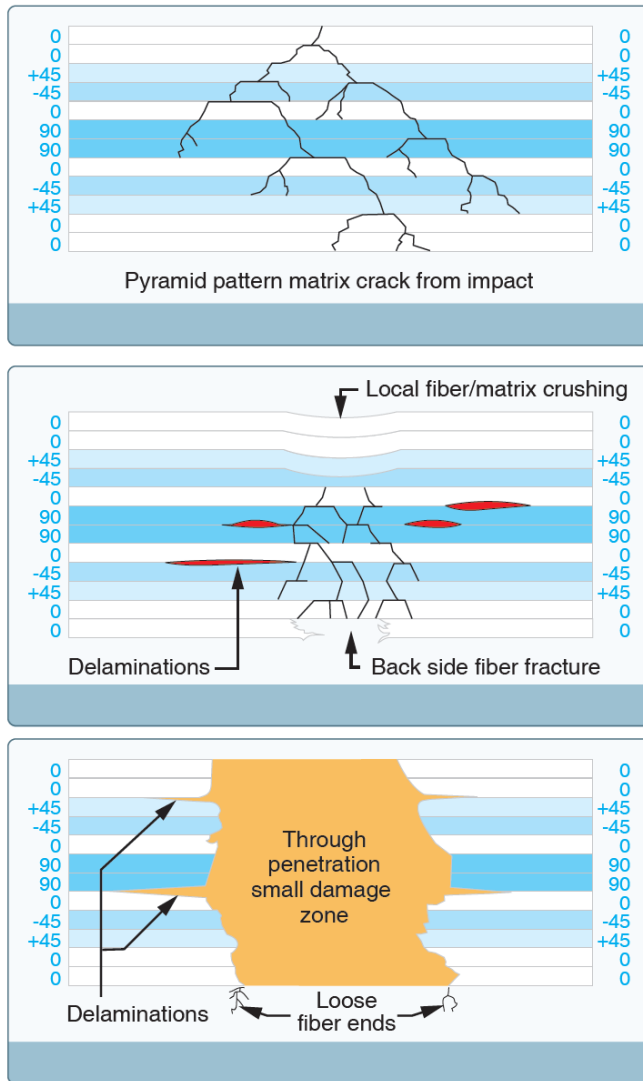


図3-16. 衝撃エネルギーは、複合構造の損傷の可視性と損傷度に影響する。高エネルギーおよび中エネルギーの影響は、深刻ではあるが、簡単に検出できる。低エネルギーの影響は、隠れた損傷を簡単に引き起こす可能性がある。

樹脂の熱損傷の可能性は、複合材を使用する際のもう1つの欠点である。「熱すぎる状態」は、選択した特定の樹脂システムに左右されるが、多くのエポキシは150° F以上で弱まり始める。この問題を最小限に抑えるために、複合材に白い塗料がよく使用される。たとえば、暑く晴れた日に黒いアスファルトの斜面に直面して黒く塗られた翼の底は、220° Fに達することがある。白く塗られた同じ構造は、140° Fを超えることはめったにない。そのため、複合航空機には、許容される塗装色に関する特定の推奨事項が設けられていることが多い。航空機を塗り替える場合、これらの推奨事項に従わなければならない。火事による熱損傷も発生

する可能性がある。すぐに鎮火してしまう小さなブレーキ火災でも、下翼の外板、複合着陸装置の脚、またはホイールパンツに損傷を与える可能性がある。

また、化学塗料剥離剤は複合材に非常に有害であるため、複合材には使用してはならない。塗料を複合材から除去する必要がある場合は、穏やかなグリットブラストやサンディングなどの機械的な方法のみが認められる。塗料ストリッパーの使用は、多くの高価な複合部品を損傷させるが、そのような損傷はほとんどの場合、修理できない。

複合材に液体がこぼれる

所有者の中には、複合材表面に燃料、油、または作動液がこぼれることを心配する者もいる。これらは多くの場合、エポキシ樹脂を使用した最新の複合材料では問題にならない。通常、その侵入が塗料を浸食しなければ、下にある複合材は損傷を受けない。一部の航空機では、繊維ガラス燃料タンクを使用している。たとえば、密閉剤が使用されておらず、燃料が複合材表面に直接かかり、繊維ガラス構造がより安価なタイプのポリエステル樹脂で作られている場合、混合物にエタノールをブレンドした自動車燃料を使用すると問題が発生する可能性がある。より高価なタイプのポリエステル樹脂およびエポキシ樹脂は、自動車燃料、100オクタンの航空ガス (avgas) およびジェット燃料で使用できる。

落雷保護

落雷保護は、航空機の設計において重要な考慮事項である。航空機が落雷を受けると、非常に大量のエネルギーが構造物に伝わる。ゼネラル・アビエーション (GA) で小型機を飛行させる場合でもまたは大型旅客機を飛行させる場合でも、落雷保護の基本原則は同じである。どんなサイズの航空機でも、衝撃からのエネルギーを大きな表面積に分散させて、平方インチあたりの電流を無害なレベルに下げなければならない。

雷がアルミニウム製の飛行機に落ちると、電気エネルギーは自然にアルミニウム構造体を通り抜けやすい。課題は、安全に機体から電流が放電されるまで、電流の影響がアビオニクス、燃料系統などに及ばない様にするることである。航空機の外板は、抵抗が最も少ない経路である。

複合航空機では、ガラス繊維は優れた電気絶縁体であり、炭素繊維は電気を通すがアルミニウムほど簡単ではない。したがって、複合外板の外側の層に追加の導電処理を施す必要がある。これは通常、外板表面に細かい金属メッシュを接着する事で行われる。アルミニウムあるいは銅のメッシュが最も一般的なタイプで、アルミニウムはガラス繊維に、銅は炭素繊維に使用される。落雷保護領域の構造的な修復には、メッシュと

その下にある構造も含めなければならない。

内部に無線アンテナを備えた複合航空機の場合、アンテナ領域の落雷メッシュに「窓」を備えなければならない。ガラス繊維は炭素繊維が透過しない無線周波数を透過するため、内部無線アンテナが設置される部分にはガラス繊維複合材が使われることがある。

複合材の未来

第二次世界大戦以降の数十年で、複合材は航空機の構造設計において重要な役割を果たすようになった。設計の柔軟性と耐食性、および可能な高い強度と重量の比率は、間違いなく将来のより革新的な航空機設計につながるであろう。シーラスSR-20機からボーイング787機に至るまで、複合材が航空機製造の主力材料となっており、これからも主要な材料となることは明らかである。[図3-17]

計装: 未来への移行

最近まで、ほとんどのGA航空機には、航空機を安全に操作および操縦するために集成的に利用される個々の機器が装備されていた。電子フライトディスプレイ（EFD）システムのリリースにより、従来の計器は複数の液晶ディスプレイ（LCD）画面に置き換えられた。1つ目のディスプレイはパイロット席の前に設置され、プライマリ・フライト・ディスプレイ（PFD）と呼ばれる。計器パネルのほぼ中央に位置する2つ目のディスプレイは、多機能ディスプレイ（MFD）と呼ばれる。これらの2つのスクリーンは、安全性を高めながら、計器パネルを整理する。これは、従来のアナログ計測器よりも故障率ははるかに低いソリッドステート計測器を利用することで実現された。[図3-18]

今日のアビオニクスの上昇とEFDの導入により、あらゆるレベルのパイロットは機内飛行制御システムの鋭敏な知識と、自動化が航空意思決定（ADM）とどのように融合するかを理解する必要がある。これらのテーマについては、第2章「航空に関する意思決定」で詳しく説明されている。

航空機にアナログまたはデジタル（グラス）計器が搭載されているかどうかにかかわらず、計器は3つの異なるカテゴリ（性能、制御、および航法）に分類される。



図3-17. コロンビア350（上）、ボーイング787（中）、および沿岸警備隊HH-65（下）などの航空機の複合材料

性能計器

性能計器は、航空機の実際の性能を示す。性能は、高度計、対気速度または垂直速度計（VSI）、方向指示器、旋回計を参照して決定される。性能計器は、航空機が達成している性能を直接反映する。航空機の速度は対気速度計で参照できる。高度は高度計で参照できる。航空機の上昇性能は、VSIを参照することで判断できる。利用可能な他の性能計器は、方向指示器、仰角指示計、およびすべり計である。[図3-19]



図3-18. セスナ172のアナログディスプレイ (上) とデジタルディスプレイ (下)。

制御計器

制御計器は即座に姿勢と出力の変化を表示し、正確な増分で調整できるように調整されている。[図3-20] 姿勢表示用の計器は姿勢指示器である。制御計器は、航空機の速度または高度を示さない。これらの変数などを決定するために、パイロットは性能計器を参照しなければならない。

航法計器

航法計器は、選択されたナビゲーション施設または修正に対する航空機の位置を示す。このグループの計器には、さまざまな種類のコースインジケータ、範囲インジケータ、グライドスロープインジケータ、およびベアリングポイントが含まれる。より技術的に高度な計装を備えた新しい航空機は、情報を融合させ、パイロットにより正確な位置情報を提供する。

航法計器は、GPS、超短波 (VHF) 全方向無線標識施設 (VOR)、無指向性無線標識施設 (NDB)、および計器着陸用施設 (ILS) 情報を表示するインジケータで構成されている。計器は、選択されたナビゲーション施設または修正に対する航空機の位置を示す。また、パイロット情報を提供し、航空機を操縦して所定の経

路に維持できるようにする。パイロット情報は、地上ベースまたは宇宙ベースのナビゲーション情報に対して2次元または3次元のいずれかになる。[図3-21 および3-22]

全地球測位システム(GPS)

GPSは、米国国防総省 (DOD) によって軌道上に配置された衛星のネットワークで構成される衛星ベースのナビゲーションシステムである。GPSはもともと軍事情報を目的としていたが、1980年代に政府はこのシステムを民間でも使用できるようにした。GPSは、24時間いつでも世界中のあらゆる気象条件下で機能する。GPS受信機は少なくとも3基の信号の受信により、2次元の位置 (緯度と経度) を計算する。4基以上の衛星信号を受信すれば、受信機で機位の3次元位置 (緯度、経度、および高度) を判断できる。他の衛星も信号損失と信号のGPS受信機が判定するために他の衛星信号も受信対象にしなければならない。GPSの使用については、第16章「ナビゲーション」で詳しく説明する。さらに、GPSは航空情報マニュアル (AIM) で説明されている。

章のまとめ

この章では、航空機の構造の概要を説明している。航空機の構造と制御のより深い理解は、航空機所有者およびパイロット協会 (AOPA) などの航空組織を通じてオンラインで利用可能なフライトシミュレーションソフトウェアまたは双方向プログラムを使用することで得られる。また、パイロットには、貴重な飛行情報を含むさまざまな航空定期刊行物を購読または確認することを推奨する。第1章で説明したように、米国航空宇宙局 (NASA) およびFAAは、パイロット向けの無料情報も提供している。

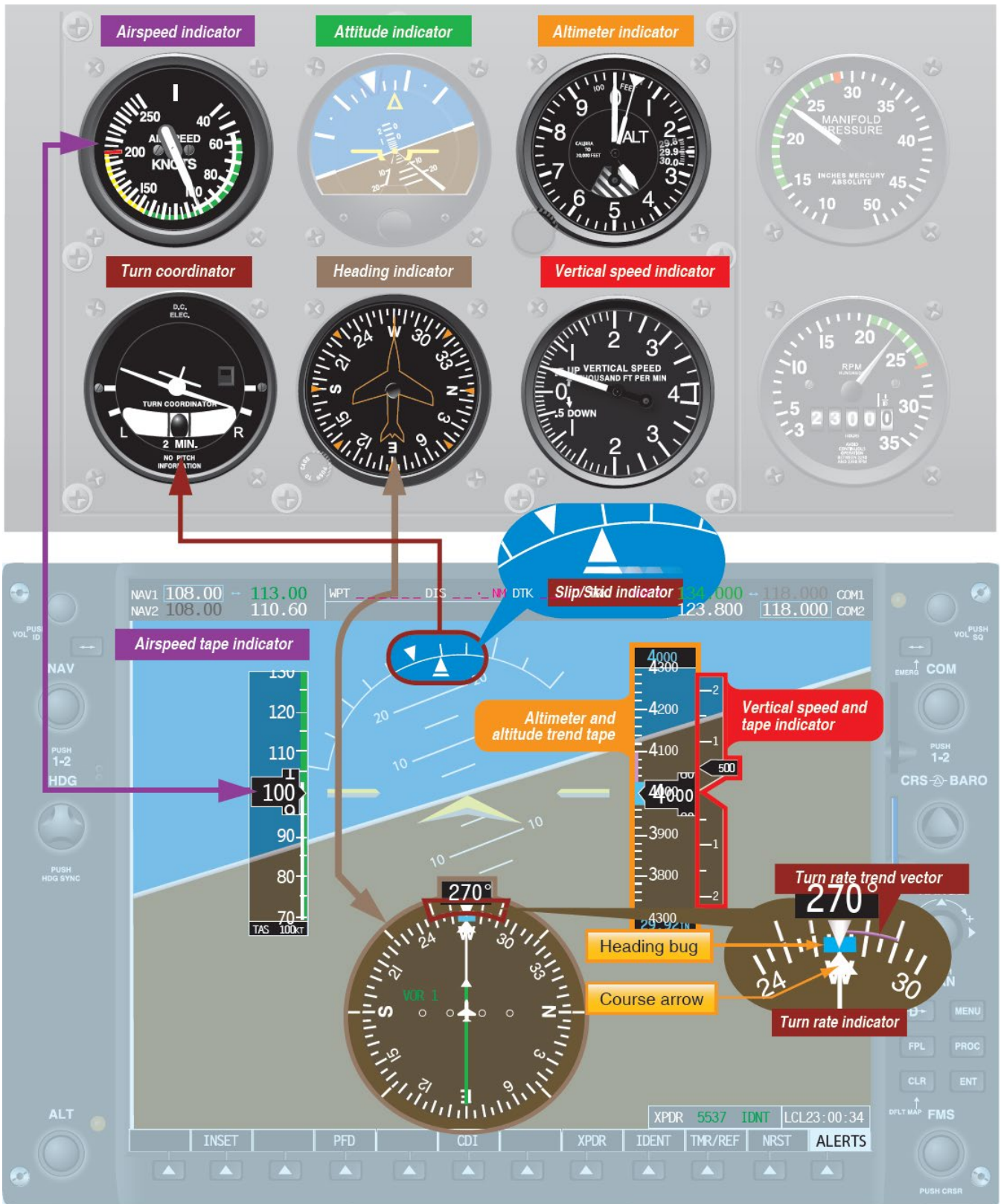


图 3-19. 性能計器

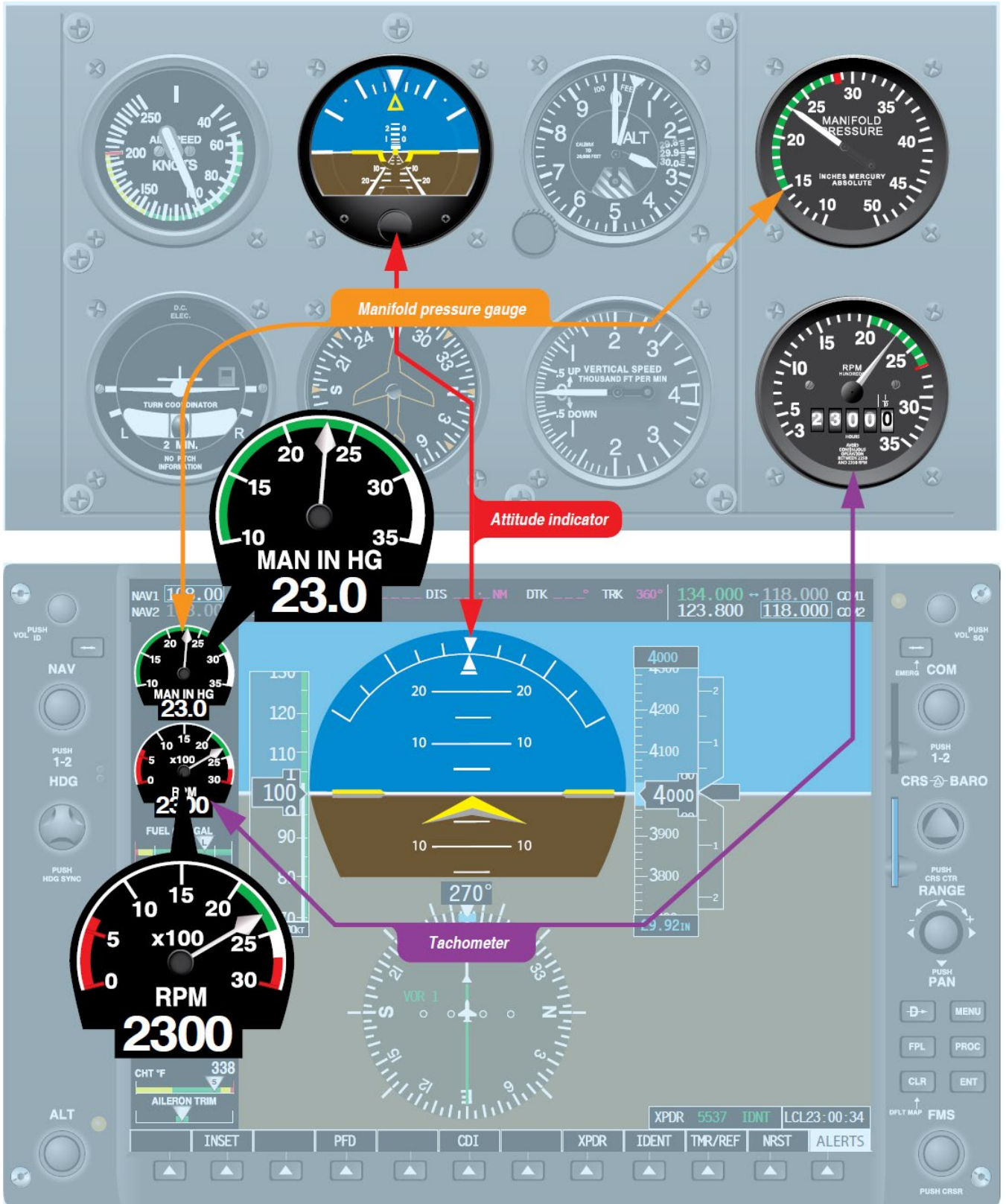


图3-20. 制御計器

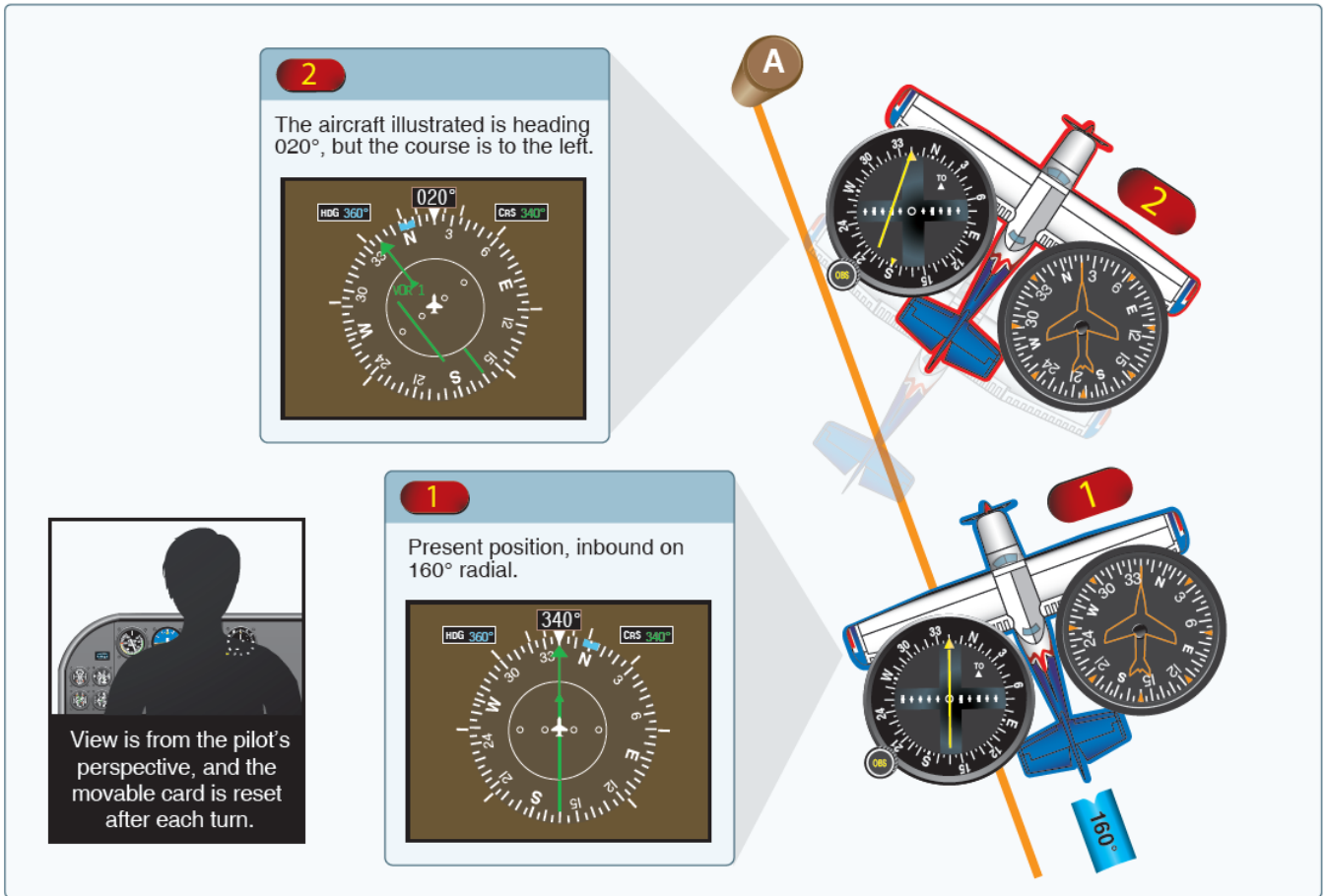


図3-21. アナログとデジタルの両方のディスプレイに表示されるナビゲーション情報の比較。

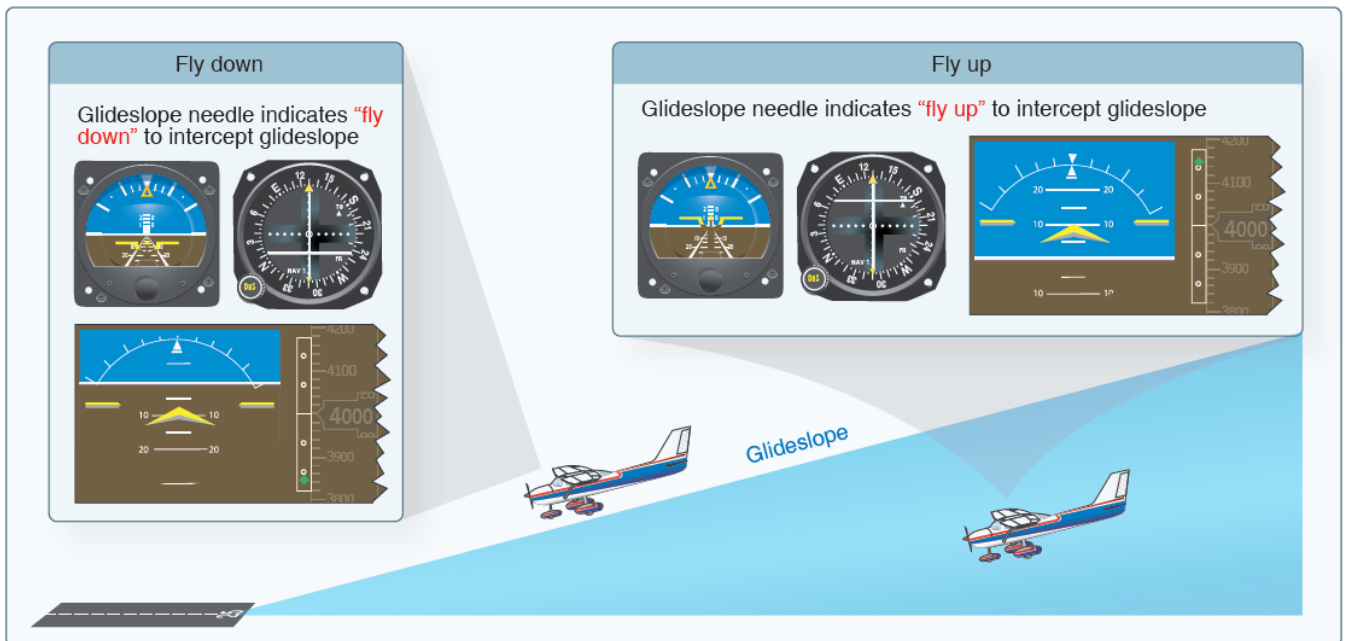


図3-22. グライドスロープのインターセプトのアナログおよびデジタル表示。