

## 第7章

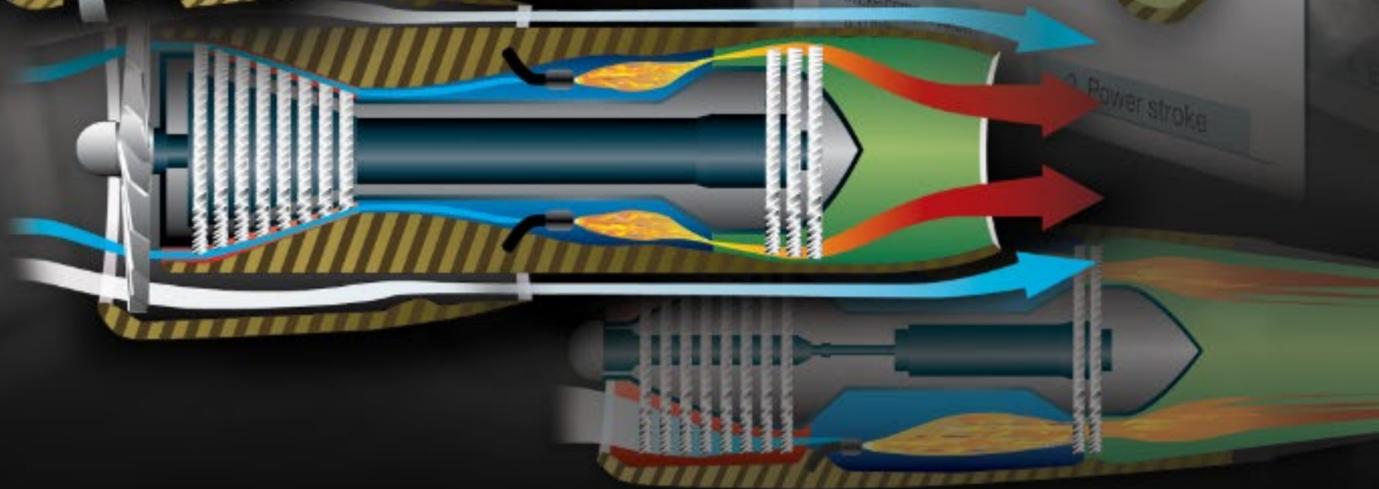
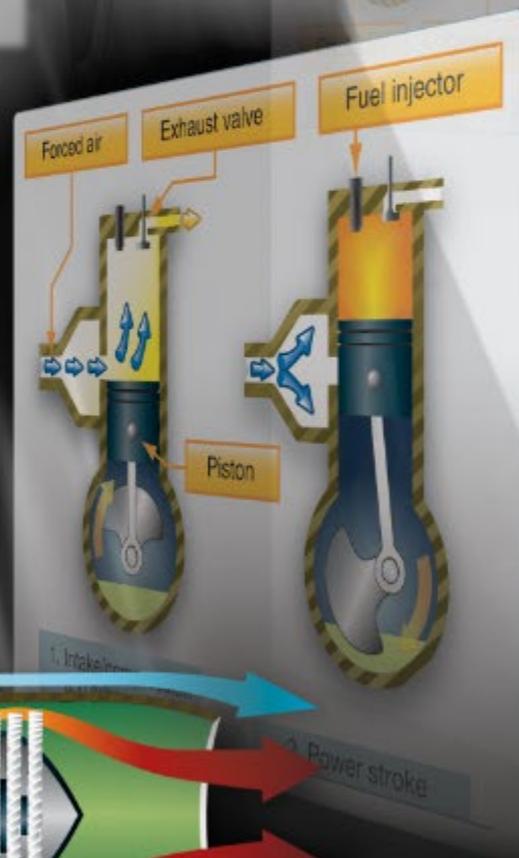
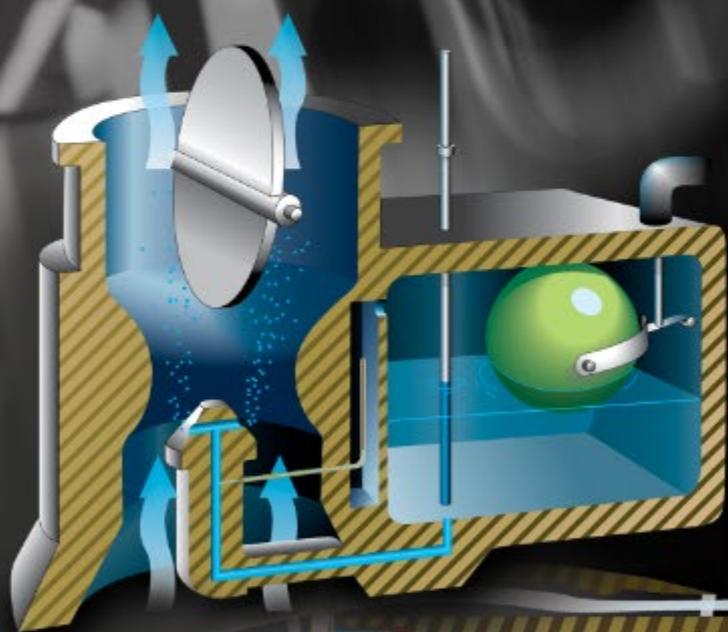
# 航空機システム

### 序論

この章では、ほとんどの航空機で見られる主なシステムについて説明する。これらには、エンジン、プロペラ、吸入、点火、燃料、潤滑、冷却、電気、着陸装置、環境制御システムが含まれる。

### 発動機

航空機のエンジンまたは発動機は、航空機を推進するための推力を発生する。レシプロエンジンとターボプロップエンジンはプロペラと組み合わせて作動し、推力を発生させる。ターボジェットおよびターボファンエンジンは、エンジン内を流れる空気の色度を上げることで推力を発生する。これらの発動機はすべて、航空機の運航をサポートするさまざまなシステムを駆動する。



## レシプロエンジン

ほとんどの小型航空機は、レシプロエンジンで設計されている。この名前は、作業の遂行に必要な機械的エネルギーを生成するピストンの往復または往復運動に由来している。

一般航空（GA）産業の活性化と材料およびエンジン設計の両方の進歩により、往復エンジン技術はこの20年で劇的に改善された。コンピュータ化されたエンジン管理システムの統合により、燃料効率が改善され、排出ガスが削減され、パイロットの作業負荷が軽減された。

レシプロエンジンは、化学エネルギー（燃料）を機械エネルギーに変換するという基本原理に基づいて 작동する。この変換は、燃焼プロセスを通じてエンジンのシリンダー内で発生する。2つの主要なレシプロエンジンの設計は、火花点火と圧縮点火によるものである。火花点火レシプロエンジンは、長年にわたって最適な動力装置として機能してきた。運用コストを削減し、設計を簡素化し、信頼性を向上させるために、いくつかのエンジンメーカーは、実行可能な代替手段として圧縮点火に注目している。多くの場合、ジェット燃料ピストンエンジンと呼ばれるが、圧縮点火エンジンには、入手が容易で低コストのディーゼル燃料またはジェット燃料を利用できるという利点がある。

火花点火と圧縮点火エンジンの主要な機械部品は本質的に同じである。両方とも、シリンダー燃焼室とシリンダーの長さを移動するピストンを使用して、直線運動をクランクシャフトの回転運動に変換する。火花点火と圧縮点火の主な違いは、燃料に点火するプロセスである。火花点火エンジンは、点火プラグを使用して、事前に混合された混合気に点火する。（燃料と空気の混合物は、燃焼する混合物中の空気の「重量」に対する燃料の「重量」の比率である。）圧縮点火エンジンは、まずシリンダー内の空気を圧縮し、シリンダー内に燃料が噴射されると自動点火に必要な温度まで温度を上げる。

これら2つのエンジン設計は、さらに次のように分類できる:

1. クランクシャフトに対するシリンダーの配置—星形、直列型、V型、または対向型
2. 動作サイクル—2サイクルまたは4サイクル
3. 冷却方法—水冷方式または空冷方式

ラジアルエンジンは、第二次世界大戦中に広く使用され、現在も多くが使用されている。これらのエンジンでは、シリンダーの列がクランクケースの周りに円形パターンで配置される。ラジアルエンジンの主な利点は、出力と重量の比率が優れていることである。[図7-1]

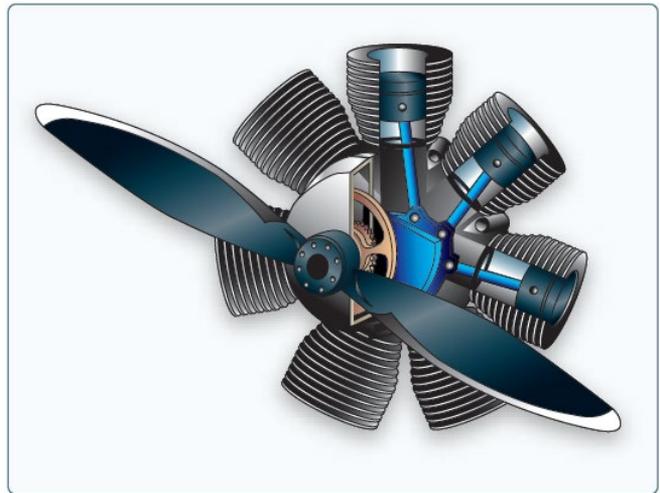


図7-1. ラジアルエンジン

力と重量の比率は比較的低くなっている。さらに、空冷インラインエンジンの最後尾のシリンダーは冷却空気をほとんど受け取らないため、これらのエンジンは通常4つか6つのシリンダーに制限されている。V型エンジンは、インラインエンジンよりも馬力が高いが、前面面積は小さいままである。

エンジン設計の継続的な改善により、水平対向エンジンが開発された。これは、引き続き小型航空機で使用される最も人気のあるレシプロエンジンである。クランクケースの片側のシリンダーが反対側のシリンダーと「対向」しているため、これらのエンジンは常に偶数のシリンダーを備えている。[図7-2] これらのエンジンの大部分は空冷式であり、通常、固定翼飛行機に取り付けられた場合、水平位置に取り付けられる。対向型エンジンは、比較的小型で軽量のクランクケースを備えているため、重量に対する出力の比率が高くなっている。さらに、コンパクトなシリンダー配置により、エンジンの前面面積が削減され、空気抵抗を最小限に抑える合理的な取り付けが可能になる。

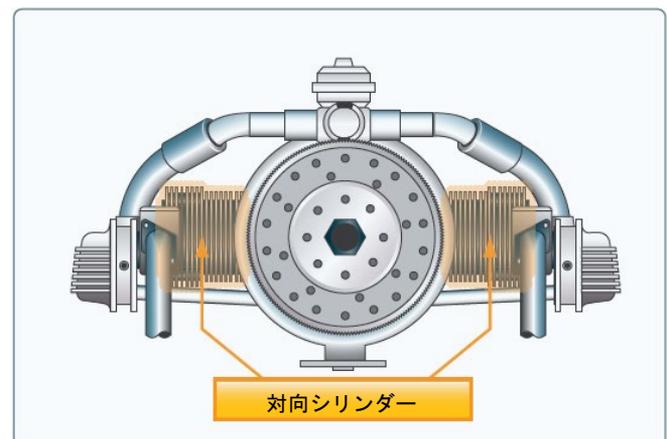


図7-2. 水平対向エンジン

エンジンの製造業者に応じて、これらの配置はすべて、火花または圧縮点火を利用し、2または4ストロークサイクルで動作するように設計できる。

2ストロークエンジンでは、化学エネルギーから機械エネルギーへの変換は2ストロークの動作サイクルにわたって行われる。吸気、圧縮、燃焼、および排気のプロセスは、より一般的な4つのストロークではなく、ピストンの2つのストロークでのみ発生する。2ストロークエンジンは、クランクシャフトが1回転するごとにパワーstrokeが発生するため、通常、同等の4ストロークエンジンよりも高い出力重量比を備えている。初期の設計の固有の非効率性と不均衡な排出のために、2ストロークエンジンの使用は航空機で制限されてきた。

材料とエンジンの設計における最近の進歩により、2ストロークエンジンに関連する多くのマイナスの特性が減少した。現代の2ストロークエンジンは、通常、従来のオイルサンプ、オイルポンプ、および全圧供給潤滑システムを使用する。先進の圧縮点火エンジンの特徴である直接燃料噴射と加圧空気の使用により、2ストローク圧縮点火エンジンは、より一般的な4ストローク火花点火設計の実現可能な代替品になる。[図7-3]

火花点火4ストロークエンジンは、現在でもGAで使用される最も一般的な設計である。[図7-4]火花点火レシプロエンジンの主要部品には、シリンダー、クランクケース、アクセサリーハウジングが含まれる。吸気/排気バルブ、点火プラグ、およびピストンはシリンダー内にある。クランクシャフトと接続棒はクランクケース内にある。高圧磁石発電機は通常、エンジンアクセサリーハウジングにある。

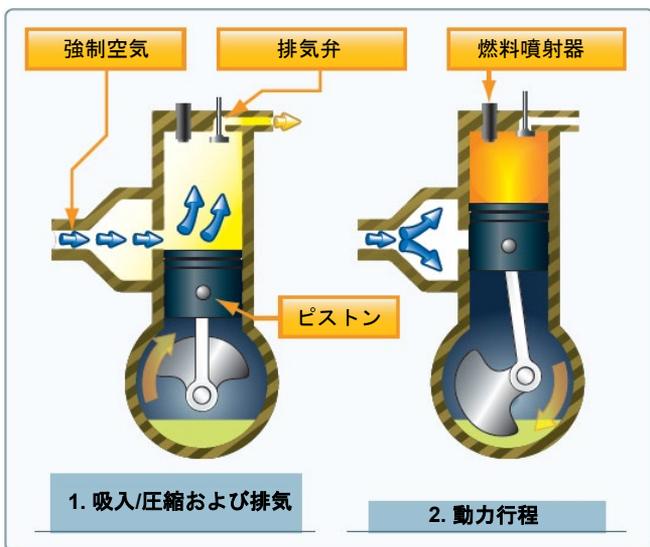


図7-3. 2ストローク圧縮点火

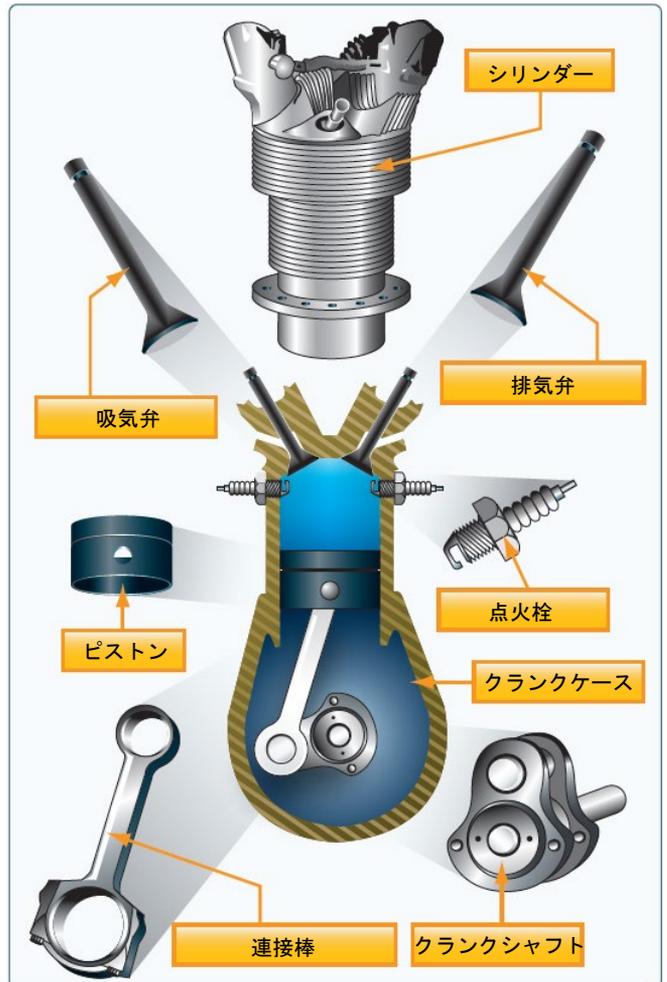


図7-4. 火花点火レシプロエンジンの主要構成要素

4ストロークエンジンでは、化学エネルギーから機械エネルギーへの変換は、4ストロークの動作サイクルにわたって行われる。吸気、圧縮、燃焼、および排気のプロセスは、次の順序でピストンの4つの別々のストロークで発生する。

1. ピストンが下向きの移動を開始すると、吸気ストロークが始まる。これが起こると、吸気バルブが開き、燃料と空気の混合気がシリンダーに引き込まれる。
2. 吸気バルブが閉じると圧縮行程が始まり、ピストンがシリンダーの上部に戻り始める。サイクルのこの段階は、混合気に点火すると、混合気からはるかに大きな出力を得るために使用される。
3. 燃料と空気の混合物に点火すると、パワーstrokeが始まる。これにより、シリンダー内の圧力が大幅に上昇し、ピストンがシリンダーヘッドから下方に押し出され、クランクシャフトを回転させる力が発生する。

4. 排気ストロークは、燃焼ガスのシリンダーを一掃するために使用される。排気バルブが開くと開始し、ピストンは再びシリンダーヘッドに向かって動き始める。

エンジンがかなり低速で運転されている場合でも、4ストロークサイクルは毎分数百回行われる。[図 7-5] 4気筒エンジンでは、各シリンダーは異なるストロークで作動する。クランクシャフトの連続回転は、各シリンダーのパワーstrokeの正確なタイミングによって維持される。エンジンの連続運転は、吸入、点火、燃料、オイル、冷却、排気システムなどの補助システムの同時機能に頼っている。

1960年代半ば、フランク・ティラートによって航空機のレシプロエンジンが進歩した。フランク・ティラートは、ディーゼル技術を航空機エンジンに統合する方法についての回答を自動車産業に求めた。ディーゼル燃料のレシプロエンジンの利点は、ディーゼルとケロ

シンの物理的な類似性にある。ディーゼルピストンエンジンを搭載した航空機は、標準的な航空燃料ケロシンで作動する。これにより、独立性および信頼性が高まり、低消費電力により運用コストが削減される。

1999年、ティラートは Thielert Aircraft Engines (TAE) を設立し、GA 業界向けの最新の Jet-A 燃焼ディーゼルサイクルエンジン（ジェット燃料ピストンエンジンとも呼ばれる）を設計、開発、認定、製造している。2001年3月までに、最初のプロトタイプエンジンは、第二次世界大戦後の最初の認定ディーゼルエンジンになった。TAE はディーゼルサイクルエンジンの設計と開発を続けており、Société de Motorisations Aéronautiques (SMA) などの他のエンジンメーカーもジェット燃料ピストンエンジンを提供している。TAE エンジンは、Diamond DA40 シングルおよび DA42 Twin Star に搭載されている。これは、新しい OEM (Original Equipment Manufacturer) 航空機の型式証明書の一部となる最初のディーゼルエンジンである。



図 7-5. この図の矢印は、4ストロークサイクル中のクランクシャフトとピストンの動きの方向を示している。

これらのエンジンは、Cessna 172 モデルと Piper PA-28 ファミリーに新しいエンジンを取り付けるための追加型式設計承認 (STC) により、改造市場でも足場を固めている。ジェット燃料ピストンエンジンの技術は進歩を続けており、完全装備のデジタルエンジン制御 (FADEC、この章で後ほど詳しく説明する) はこのような装備された航空機の標準であり、エンジン制御の複雑さを最小限に抑えている。2007年までに、さまざまなジェット燃料ピストン航空機が 60 万時間以上運用されたことが記録されている。

## プロペラ

プロペラは回転翼であり、誘導抗力、失速、およびあらゆる翼に適用される他の航空力学原理の影響を受ける。プロペラは空中の航空機に対しての牽引力や推進力を与える。エンジン出力はプロペラの回転に使用され、プロペラは、翼が揚力を生成する方法と非常によく似た推力を生成する。発生する推力の量は、翼の形状、プロペラブレードの迎え角 (AOA)、およびエンジンの 1 分あたりの回転数 (rpm) によって決まる。プロペラ自体がねじれているため、ブレードの角度はハブごとに変わる。最大の入射角または最大ピッチはハブにあり、最小の入射角または最小ピッチは先端にある。[図 7-6]

ねじれがあるのは、ハブから先端まで均一な揚力を生み出すためである。ブレードが回転すると、ブレードのさまざまな部分の実際の速度に違いがある。ブレードの先端は、同じ時間内にハブよりも長い距離を移動するため、ハブの近くの部品よりも速く移動する。[図 7-7] 速度に合わせてハブから先端までの入射角 (ピッチ) を変更すると、ブレードの全長にわたって均一な揚力が得られる。

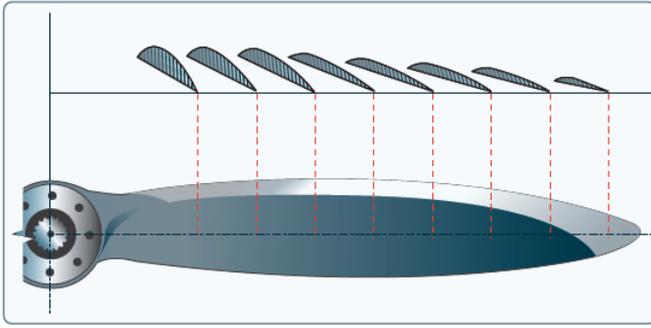


図7-6. ハブから先端までのプロペラブレードの角度の変化

全長にわたって同じ入射角で設計されたプロペラブレードは、飛行中に対気速度が増加すると、ハブの近くの部分が負のAOAとなり、ブレードの先端が失速するため、非効率的である。小型航空機には、固定ピッチまたは可変ピッチの2種類のプロペラのいずれかが装備されている。

### 固定ピッチプロペラ

ブレード角度が固定されたプロペラは、ピッチが固定されたプロペラである。このプロペラのピッチはメーカーによって設定されており、変更できない。固定ピッチのプロペラは、対気速度とrpmの所定の組み合わせでのみ最高の効率を達成するため、ピッチ設定は巡航にも上昇にも理想的である。したがって、航空機は各性能カテゴリで少し不利である。固定ピッチのプロペラは、軽量、シンプル、低コストが必要な場合に使用される。

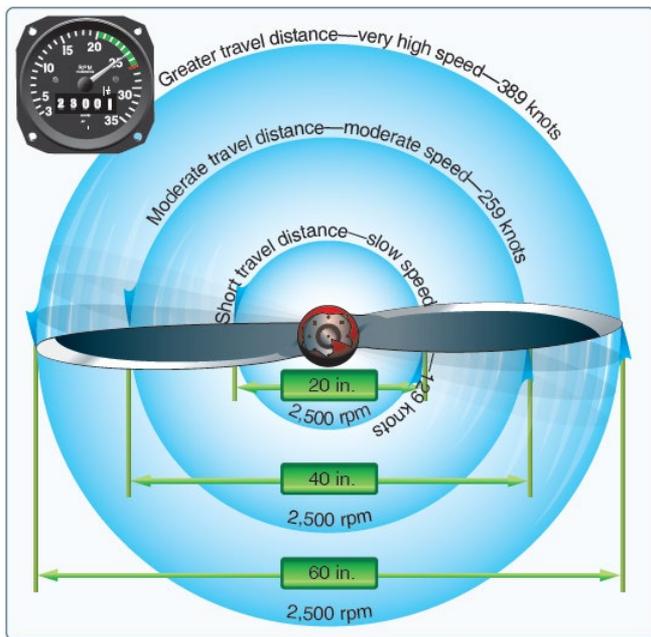


図7-7. プロペラブレードのさまざまな部分の移動距離と速度の関係

固定ピッチプロペラには、上昇とクルーズの2種類がある。飛行機に上昇プロペラまたはクルーズプロペラが取り付けられているかどうかは、使用目的によって異なる。上昇プロペラはピッチが低いため、抗力が小さくなる。抗力が小さいと、回転数が高くなり、馬力が増加する。これにより、離陸および上昇中の性能は向上するが、巡航飛行中の性能は低下する。

クルーズプロペラのピッチは高いため、抵抗が大きくなる。抗力が大きくなると、回転数が低下し、馬力が低下する。これにより、離陸および上昇中の性能は低下するが、巡航飛行中の効率は向上する。

プロペラは、通常、エンジクラクシャフトの延長部分であるシャフトに取り付けられる。この場合、プロペラの回転数はクラクシャフトの回転数と同じになる。一部のエンジンでは、プロペラはエンジンのクラクシャフトに連動するシャフトに取り付けられている。このタイプでは、プロペラのrpmはエンジンのrpmとは異なる。

固定ピッチのプロペラでは、タコメーターはエンジン出力の指標である。[図7-8] タコメーターは数百rpmで較正され、エンジンとプロペラのrpmを直接示す。機器は、最大連続運転回転数を示す緑色の弧で色分けされている。一部のタコメーターには、エンジンおよび/またはプロペラの制限を反映する追加のマーキングがある。メーカーの推奨事項を参考にして、タコメーターのマーキングの誤解を明確にしなければならない。

rpmは、エンジンへの燃料と空気の流れを制御するスロットルによって調整される。特定の高度では、タコメーターの読み取り値が高いほど、エンジンの出力が高くなる。

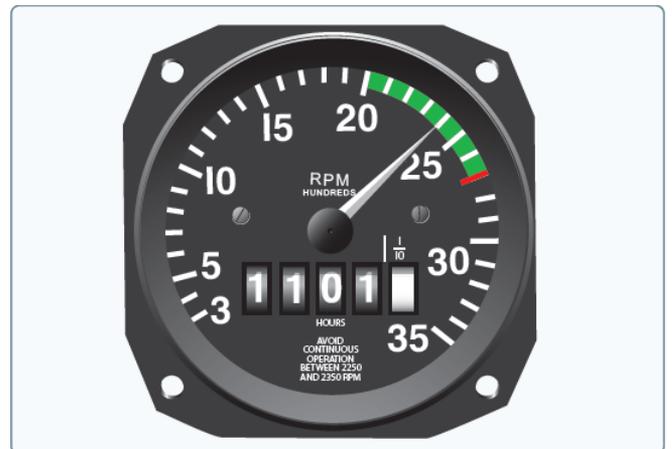


図7-8. エンジン回転数はタコメーターに表示される。

動作高度が上がると、タコメーターにエンジンの正しい出力が表示されない場合がある。たとえば、出力は

空気密度に左右されるため、5,000 フィートで 2,300 rpm は海拔 0 フィートの 2300rpm よりも少ない馬力を生成する。高度が高くなると空気密度が低下し、空気密度の低下（高密度高度）によりエンジンの出力が低下する。高度が変化すると、同じ rpm を維持するためにスロットルの位置を変更する必要がある。高度が高くなると、スロットルをさらに開いて、低高度と同じ rpm を示さなければならない。

### 可変ピッチプロペラ

可変ピッチプロペラは、定速プロペラの先駆けだった。これは、エンジンが作動していない状態では地上でピッチを調整できるが、飛行中は調整できないブレードを備えたプロペラである。地上調整可能プロペラとも呼ばれる。1930 年代までに、先駆者の航空機開発者は自動ピッチ変更メカニズムの基礎を築いた。そのため、この用語は飛行中に調整可能な現代の定速プロペラを指すことがある。

最初の可変ピッチプロペラシステムには、低と高の 2 つのピッチ設定しかなかった。現在、ほとんどのピッチ調整可能なプロペラシステムは、さまざまなピッチ設定が可能である。

定速プロペラは、空気負荷が変化しても一定の rpm を維持する调速機によって飛行中にピッチが自動的に変化する制御可能なピッチプロペラである。最も一般的なピッチ調整可能なプロペラだ。定速プロペラの主な利点は、広範囲の rpm と対気速度の組み合わせで、高い割合のブレイキ馬力 (BHP) を推力馬力 (THP) に変換できることである。定速プロペラは、特定の条件に対して最も効率的なエンジン rpm を選択できるため、他のプロペラよりも効率的である。

定速プロペラを搭載した航空機には、スロットルとプロペラ制御の 2 つの制御がある。スロットルは出力を制御し、プロペラ制御はエンジン回転数を調整する。これにより、タコメーターに登録されているプロペラ rpm が調整される。

特定の rpm が選択されると、调速機は、選択された rpm を維持するために必要に応じてプロペラブレードの角度を自動的に調整する。たとえば、巡航飛行中に希望の rpm を設定した後、対気速度の増加またはプロペラ負荷の減少により、選択した rpm を維持するために必要に応じてプロペラブレードの角度が増加する。対気速度の低下またはプロペラ負荷の増加により、プロペラブレードの角度が減少する。

高ピッチと低ピッチのストップで定義されるプロペラの定速範囲は、定速プロペラの可能なブレード角度の範囲である。プロペラブレードの角度が一定の速度範囲内にあり、どちらのピッチストップにも当てはまら

ない限り、一定のエンジン rpm が維持される。プロペラブレードがピッチストップに接触すると、対気速度とプロペラ負荷の変化に応じて、エンジンの rpm が適宜増減する。たとえば、特定の rpm を選択すると、ローピッチストップに接触するまでプロペラブレードを回転させるのに十分なほど航空機が速度が低下した場合、対気速度がさらに低下すると、固定ピッチプロペラが取り付けられている場合と同じようにエンジン回転数が低下する。定速プロペラを装備した航空機がより速い対気速度に加速する場合にも同じことが当てはまる。航空機が加速すると、プロペラブレードの角度が大きくなり、選択された rpm が高ピッチストップに達するまで維持される。これが発生すると、ブレード角度はそれ以上増加できなくなり、エンジン回転数が増加する。

定速プロペラを装備した航空機では、出力はスロットルによって制御され、マニホールド圧力計によって示される。ゲージは、吸気マニホールド内の混合気の絶対圧力を測定し、より正確には、マニホールド絶対圧力 (MAP) の測定値である。一定の回転数と高度では、生成される出力の量は、燃焼室に供給される混合気に直接関係する。スロットル設定を大きくすると、より多くの燃料と空気がエンジンに流れ込み、MAP が増加する。エンジンが作動していないとき、マニホールド圧力計は周囲の空気圧 (29.92 インチ水銀 (29.92"Hg)) を示す。エンジンが始動すると、マニホールド圧力の表示は周囲圧力よりも低い値まで低下する (つまり、12"Hg でアイドル)。エンジンの故障または動力損失は、故障が発生した高度での周囲空気圧に対応する値へのマニホールド圧力の増加として、マニホールドゲージに示される。[図 7-9]

マニホールド圧力計は、エンジンの動作範囲を示すために色分けされている。マニホールド圧力計の面には、通常の動作範囲を示す緑色の弧と、マニホールド圧力の上限を示す赤い放射状の線が含まれている。



図 7-9. エンジン出力は、マニホールド圧力計に表示される。

所定の rpm には、超過禁止マニホールド圧力がある。マニホールドの圧力が所定の rpm に対して過剰な場合、シリンダー内の圧力を超えて、シリンダーに過度のストレスがかかる可能性がある。あまりにも頻繁に繰り返されると、このストレスがシリンダーの構成要素を弱め、最終的にエンジンの故障を引き起こす可能性がある。

パイロットは、特にマニホールドの圧力を上げるときに、常に rpm を認識することにより、シリンダーに過度のストレスをかける状態を回避できる。特定のエンジンの出力設定については、メーカーの推奨事項を参照して、マニホールドの圧力と rpm の適切な関係を維持しなければならない。

マニホールドの圧力と rpm の両方を変更する必要がある場合は、適切な順序で出力を調整することにより、エンジンの過負荷を回避する。

- 出力設定を下げるときは、回転数を下げる前にマニホールド圧力を下げる。マニホールド圧力の前に rpm が低下すると、マニホールド圧力が自動的に増加し、メーカーの許容範囲を超える可能性がある。
- 出力設定を増やしている場合、順序を逆にする。最初に rpm を上げ、次にマニホールド圧力を上げる。
- ラジアルエンジンの損傷を防ぐため、最大回転数とマニホールド圧力での運転時間を最小限にし、最大回転数と低いマニホールド圧力での運転を避ける。

高性能レシプロエンジンの激しい摩耗、疲労、損傷を防ぐために、エンジンおよび/または機体メーカーの推奨事項に従う必要がある。

### ピストンエンジン航空機のプロペラオーバースピード

2010年3月17日に、連邦航空局（FAA）は特別耐空性情報速報（SAIB）CE-10-21を発行した。その主題はプロペラ/プロパルサーだった（可変ピッチプロペラを備えたピストンエンジン航空機のプロペラ速度超過に対する最適な応答に対する懸念をオペレーター、パイロット、および航空機メーカーに警告する「Propeller Overspeed in Piston Engine Aircraft」）。SAIBは本質的に規制ではないが、FAAは情報を読み、飛行の安全性を考慮に入れることを推奨している。

この文書は、単一エンジンの航空機が7,000フィートの巡航飛行中にプロペラの速度超過を経験したことを説明している。パイロットは、スロットルを適用するとプロペラがオーバースピードになり、推力を感知できないと報告した。パイロットは、パイロット操作ハンドブック（POH）に記載されているように、近くの

空港に滑空して110ノットの「最高滑空」速度を確立しようとしたが、空港に到達できず、不時着陸を強制された。

さらに、プロペラに障害が発生し、ブレードピッチ変更メカニズムが低ピッチ停止位置に移動すると断定されたことが明らかにされた。これにより、プロペラは固定ピッチプロペラとして動作し、出力と対気速度の変化に応じて rpm が変化する。ピッチを低く設定すると、離陸時に最大出力が得られるが、より高い対気速度でプロペラが過速度になる可能性がある。

このインシデントに関係する特定の航空機モデルについて、飛行状態の性能評価が行われた。この評価は、最高の滑空速度より低い対気速度が、推力の増加をもたらし、パイロットが水平飛行を維持できることを示した。航空機の性能に影響する航空機、エンジン、プロペラには多くの変数がある。一部の航空機モデルでは、公開された最高の滑空速度は、この状況（プロペラブレードが低ピッチの停止位置にある）で特定のプロペラを設置するのに十分な推力を生成するのに十分に低いとは限らない。

可変ピッチプロペラを搭載した航空機のパイロットは、プロペラの過速度の特定の例では、水平飛行を維持するために必要な対気速度がエンジン出力の最大滑空速度に関連する速度と異なる場合があることに注意する必要がある。適切な緊急手順に従って、プロペラの速度超過が発生した場合の緊急事態を軽減するべきである。ただし、パイロットは、対気速度がある程度低下すると、安全な飛行と着陸を継続できる可能性があることに注意するべきである。エンジンアウトの最大滑空速度よりも適切な対気速度の決定は、パイロットがすぐに着陸する以外の代替飛行コースを決定する時間がある場合にのみ安全な高度で実施する必要がある。

### 吸入システム

吸入システムは、外部から空気を取り込み、燃料と混合し、燃料と空気の混合物を燃焼が発生するシリンダーに送る。外気は、エンジンカウリングの前面にある吸気ポートから吸気システムに入る。このポートには、通常、ほこりやその他の異物の侵入を防ぐエアフィルターが備えられている。フィルターが目詰まりすることがあるため、別の空気源を用意しなければならない。通常、代替空気はエンジンカウリングの内部から来て、詰まったエアフィルターをバイパスする。一部の代替空気源は自動的に機能するが、他の空気源は手動で作動する。

2つのタイプの吸入システムが、小型の航空機エンジンで一般的に使用されている。:

1. 気化器システムは、この混合気が吸気マニホールドに入る前に、気化器で燃料と空気を混合する。
2. 燃料噴射システムは、各シリンダーに入る直前に燃料と空気を混合するか、各シリンダーに直接燃料を噴射する。

## 気化器システム

航空機の気化器は、フロート式気化器と圧力式気化器の2つのカテゴリに分類される。アイドルリング、加速、混合制御、アイドルカットオフ、パワーエンリッチメントシステムを備えたフロート式気化器は、2つの気化器タイプの中で最も一般的である。圧力式気化器は通常、小型航空機には見られない。フロート式と圧力式の気化器の基本的な違いは、燃料の供給である。圧力式気化器は、燃料ポンプによって圧力下で燃料を供給する。

フロート式気化器システムの運転では、外気は最初に通常エンジンカウリングの前部の空気取り入れ口にあるエアフィルターを流れる。このろ過された空気は、気化器に流れ込み、気化器の細い流路であるベンチュリを通過する。空気がベンチュリを流れると、流路に位置するメイン燃料ジェットに燃料を強制的に流す低圧領域が作成される。その後、燃料は気流に流れ込み、そこで流れる空気と混合される。[図7-10]

燃料と空気の混合気は、吸気マニホールドから燃焼室に引き込まれ、そこで点火される。フロート式気化器は、フロートチャンバー内の燃料に乗っているフロートからその名前を取得している。フロートに取り付けられた針が気化器のボウルの底の開口部を開閉する。これは、フロートの位置に応じて、気化器に入る燃料の量を計測する。フロートの位置は、フロートチャンバー内の燃料のレベルによって制御される。燃料のレベルがフロートを上昇させると、ニードルバルブが燃料の開口部を閉じ、気化器への燃料の流れを遮断する。エンジンに追加の燃料が必要になると、ニードルバルブが再び開く。燃焼室への混合気の流れは、スロットルバルブによって調整される。スロットルバルブは、操縦室のスロットルによって制御される。

フロート式気化器にはいくつかの明らかな欠点がある。第一に、急な操作中はうまく機能しない。第二に、低圧で燃料を排出すると、蒸発が不完全になり、ある種の過給システムに燃料を排出することが困難になる。しかし、フロート式気化器の主な欠点は、着氷傾向である。フロート式気化器は低圧のポイントで燃料を排出する必要があるため、排出ノズルはベンチュリ流路に配置し、スロットルバルブは排出ノズルのエンジン側に配置しなければならない。これは、燃料の蒸発による温度低下がベンチュリ内で起こることを意味する。そのため、ベンチュリとスロットルバルブに氷が形成されやすい。

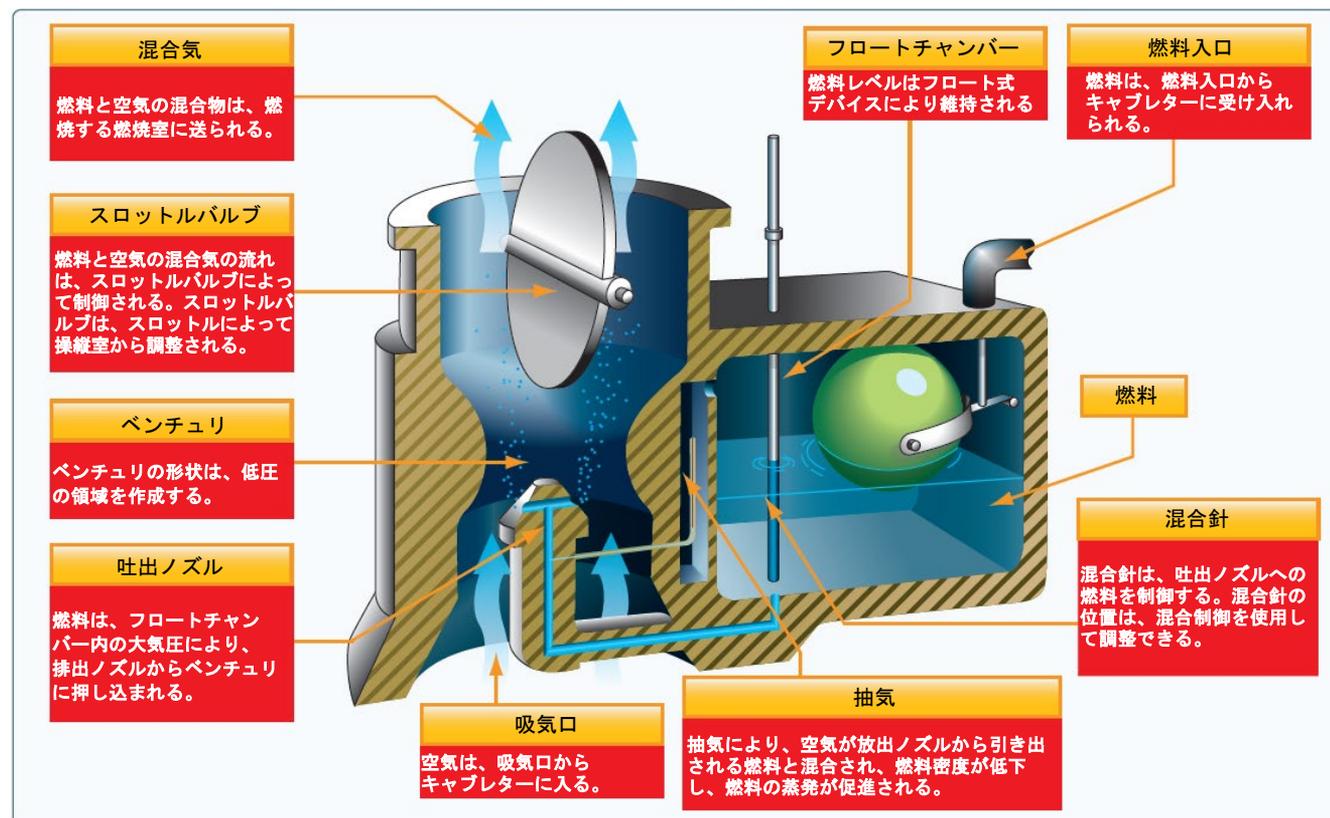


図7-10. フロート式気化器

圧力式気化器は、大気圧よりもはるかに高い圧力で燃料を気流に放出する。これにより、気化が改善され、燃料がスロットルバルブのエンジン側の気流に放出される。排出ノズルがこの位置にあると、空気がスロットルバルブを通過した後、温度低下がエンジンからの熱によって相殺されるポイントで燃料の蒸発が起こる。したがって、燃料蒸発の着氷の危険性は実質的に排除される。圧力式の気化器に対する急激な操縦と荒れた気流の影響は、燃料室がすべての運転条件下で満たされたままであるため、無視できる。

### 混合制御

気化器は通常、海面気圧で修正された、FULL RICH 位置に設定された混合気制御で正しい燃料空気混合比が確立される。しかし、高度が上がると、気化器に流入する空気の密度は低下するが、燃料の密度は変わらない。これにより、次第にリッチな混合気を作成され、エンジン回転の不調やかなりの出力の損失が発生する可能性がある。このエンジン回転の不調は通常、プラグに過剰な炭素が蓄積することによる点火プラグの汚れによるものである。濃厚な混合気がシリンダー内の温度を下げ、燃料の完全燃焼を妨げるため、カーボンの蓄積が発生する。この状態は、高地の空港での離陸前の準備段階中、および高高度での上昇またはクルーズ飛行中に発生する可能性がある。正しい混合気を維持するには、混合気制御を使用して混合気を薄くしなければならない。混合気を薄くすることにより、燃料の流量が減少し、高高度での空気密度の減少を補う。

高高度からの降下中、燃料と空気の混合気を濃縮しなければならない。そうしないと、混合気が希薄になる。過度に希薄な混合気は爆発を引き起こし、エンジンの異常振動、過熱、および/または出力の損失を引き起こす可能性がある。適切な混合気を維持する最善の方法は、エンジンの温度を監視し、必要に応じて混合気を濃くすることである。排気温度 (EGT) ゲージを使用することで、燃料噴射エンジンの適切な混合気制御と燃費の向上を実現できる。混合気を調整するプロセスは航空機によって異なる可能性があるため、航空機の飛行マニュアル (AFM) または POH を参照して、特定の航空機の特定の手順を決定することが重要である。

### 気化器の着氷

前述のように、フロート式気化器の欠点の 1 つは、着氷傾向があることである。気化器への着氷は、燃料の蒸発とベンチュリ管内の空気圧の低下により発生し、気化器の温度が急激に低下する。気化器の温度が氷点以下になっているときに空気中の水蒸気が凝縮すると、スロットルバルブを含む気化器の内面に氷が形成されることがある。[図 7-11]

空気圧の低下と燃料の気化は、気化器の温度低下の一因となる。氷は通常、スロットルバルブの近くとベンチュリ管に形成される。これにより、混合気の流れが制限され、出力が低下する。たくさんの氷が蓄積すると、エンジンが作動しなくなる場合がある。気化器の氷は、温度が華氏 70 度 (°F) または摂氏 21 度 (°C) 未満で、相対湿度が 80% を超える場合に最も発生しやすくなる。気化器で急激な冷却が行われるため、最高気温が 38°C (100°F) で湿度が 50% の外気温でも着氷することがある。この温度低下は、華氏 60~70 絶対 (相対) である場合がある ( $70 \times 100/180 = 38.89$  摂氏) (摂氏スケールでは 100 度に対して凍結から沸騰まで 180 華氏があることに注意)。したがって、外気温が 100°F (38°C)、絶対温度が 70 °F (38.89°C) 下がると、気化器内の気温は 30°F (-1°C) になる。[図 7-12]

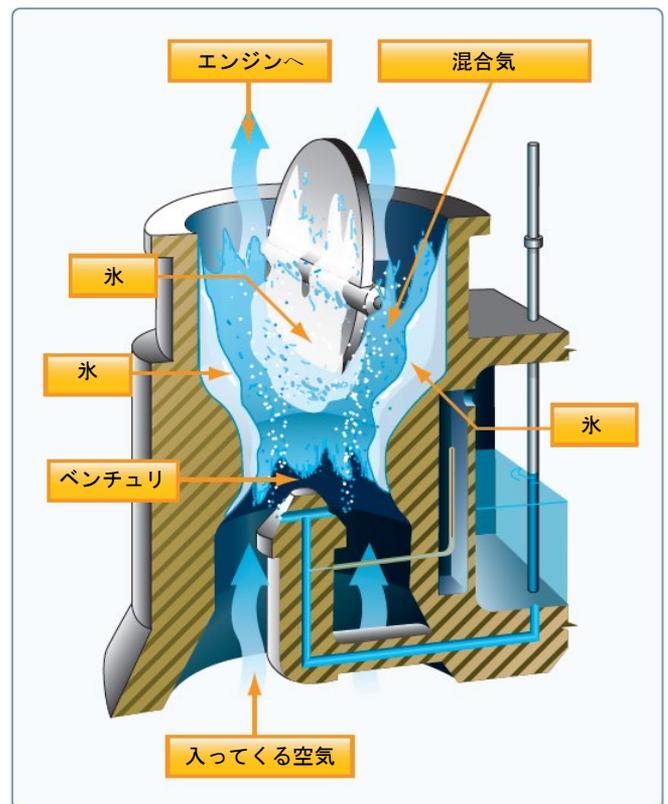


図 7-11. 気化器の氷が形成されると、エンジンへの燃料と空気の流れが減少またはブロックされる場合がある。

固定ピッチのプロペラを備えた航空機における気化器の着氷の最初の兆候は、エンジンの回転数の低下であり、その後にエンジン回転の不調が続く場合がある。定速プロペラを備えた航空機では、気化器の着氷は通常、マニホールド圧力の低下によって現われるが、rpm の低下はない。プロペラのピッチは、動力損失を補償するために自動的に調整される。したがって、一定の rpm が維持される。気化器の着氷は飛行のどの段階でも発生する可能性があるが、降下中に出力を削減すると特に危険である。特定の条件下では、気化器の着氷は、出力が追加されるまで気付かずに構築される可能性がある。気化器の着氷の影響に対抗するため、フロート式気化器を備えたエンジンは気化器熱システムを採用している。

### インテークヒーター

気化器の熱は、空気が気化器熱に到達する前に予熱する防水システムであり、気化器の着氷を防ぐために燃料と空気の混合気を氷点より上に保つことを目的としている。気化器の熱は、蓄積が大きすぎない場合に気化器ですでに形成されている氷を溶かすために使用できるが、予防策として気化器の熱を使用する方が良い選択肢である。さらに、気化器の熱は、突然または予期しない機体の着氷状態などで吸気フィルターが詰まった場合の代替空気源として使用できる。気化器の熱は、エンジンの始動時にチェックする必要がある。気化器熱を使用する場合は、メーカーの推奨事項に従うこと。

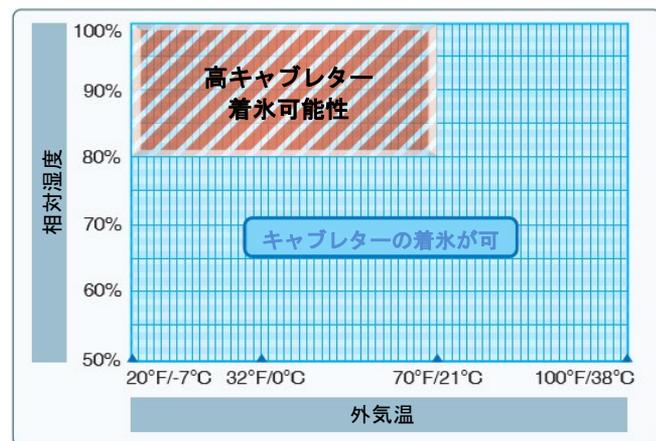


図 7-12. 温度と湿度がこのチャートで示された範囲にある場合、気化器に着氷する可能性が最も高くなるが、気化器の着氷は図示されていない条件下でも起こりえる。

飛行中の状態が気化器の着氷を助長する場合、その存在を検出するために定期的なチェックを行う必要がある。検出された場合は、ヒーターで気化器全体の温度をすぐに上げ、パイロットがすべての氷が取り除かれたことを確認するまでヒーターを可動させた状態にしておくこと。着氷している場合、加熱が部分的なもの

または熱の放出時間が不十分だと、状況が悪化する可能性がある。気化器への着氷が極端なものである場合、氷が取り除かれた後でも、さらなる着氷を防ぐために、完全な気化器用ヒーターを使用する必要がある。取り付けられている場合、気化器温度計は、気化器用ヒーターをいつ使用するか判断するのに役立つ。

飛行中にスロットルが閉じられると、エンジンは急速に冷却され、エンジンの温度が高い場合よりも燃料の気化が不完全になる。また、この状態では、エンジンは気化器の着氷の影響を受けやすくなる。気化器の着氷状態が疑われ、スロットルが閉じていることが予想される場合は、スロットルを閉じる前に気化器のヒーターを完全に可動させ、スロットルを閉じたままにすること。ヒーターは燃料の気化を助け、気化器への着氷を防ぐ。定期的にスロットルを数秒間スムーズに開き、エンジンを暖かく保つ。そうしないと、気化器ヒーターが着氷を防げるだけ十分な熱を供給できない場合がある。

気化器のヒーターを使用すると、加熱された空気がエンジンに流入していた外気よりも密度が低いため、エンジン出力が 15% 低下することがある。これは混合気を濃縮する。固定ピッチのプロペラを備えた航空機に着氷が見られ、気化器のヒーターが使用されている場合、rpm が低下し、その後、氷が溶けるにつれて rpm が徐々に増加する。また、氷が取り除かれた後、エンジンはよりスムーズに動作するはずである。着氷が見られない場合、rpm は低下し、一定になる。一定速度のプロペラを備えた航空機で気化器熱が使用され、着氷が見られる場合、マニホールド圧力は低下し、その後徐々に上昇する。気化器の着氷がない場合、気化器のヒーターを停止するまで、マニホールド圧力の漸進的な増加は見られない。

パイロットは、飛行中、気化器への着氷時にそれを認識して、出力、高度、および/または対気速度の損失を防ぐことが不可欠である。これらの兆候には、振動やエンジン回転の不調が伴う場合がある。出力損失に気づいたら、気化器にすでに着氷している氷を除去し、さらなる着氷を防ぐために、即座に行動を起こすべきである。これは、気化器全体を加熱することで達成される。これにより、出力がさらに低下し、溶けた氷がエンジンを通過するときにエンジンの回転不調が発生する可能性がある。このような状態は、着氷の程度によって 30 秒から数分続くことがある。この期間中、パイロットは気化器ヒーターの使用量を減らしたいという気持ちを抑えなければならない。気化器ヒーターは、通常出力が戻るまでフルホット位置に維持しなければならない。

気化器ヒーターを使用するとエンジンの出力が低下し、動作温度が上昇する傾向があるため、気化器ヒーターは、フルパワーが必要なとき（離陸時など）、または通常のエンジン運転中に、気化器への着氷の有無を確認したり、除氷したりする場合を除き、使用してはならない。

### e 気化器の温度計

一部の航空機には気化器の温度計が装備されており、潜在的な着氷状態の検出に役立つ。通常、温度計の表面は、氷結が発生する可能性のある気化器の空気温度を示す黄色の弧で、摂氏で較正される。この黄色の弧の範囲は通常、 $-15^{\circ}\text{C}\sim+5^{\circ}\text{C}$  ( $5^{\circ}\text{F}\sim 41^{\circ}\text{F}$ ) である。空気の気温と水分によって気化器の着氷が起こりそうにない場合、黄色の範囲のインジケータでエンジンを運転しても悪影響はない。大気条件が気化器の着氷を助長する場合は、気化器に熱を加えることにより、インジケータを黄色の弧の外側に保たなければならない。

特定の気化器の温度計には、エンジンメーカーが推奨する最大許容気化器吸気温度を示す赤いラジアルが付いている。存在する場合、緑色の弧は通常の動作範囲を示す。

### 外気温計

ほとんどの航空機には、摂氏と華氏の両方で較正された外気温度計測器（OAT）も装備されている。これは真の対気速度を計算するための外気温または周囲気温を示し、潜在的な着氷状態の検出に役立つ。

### 燃料噴射システム

燃料噴射システムでは、燃料はシリンダーに直接噴射されるか、吸気バルブの直前に噴射される。燃料噴射システムの吸気は、気化器システムで使用されるものと同様であり、エンジンカウリング内に代替空気源が配置されている。この空気源は、外部空気源が遮られている場合に使用される。通常、代替空気源は自動的に作動し、自動機能が故障した場合に使用できるバックアップ手動システムがある。

通常、燃料噴射システムには、エンジン駆動の燃料ポンプ、燃空制御ユニット、燃料マニホールド（燃料分配器）、吐出ノズル、補助燃料ポンプ、燃料圧力/流量インジケータの 6 つの基本構成要素が組み込まれている。[図 7-13]

補助燃料ポンプは、エンジン始動および/または緊急使用のために、燃料空制御ユニットに圧力下で燃料を供給する。始動後、エンジン駆動の燃料ポンプは、燃料タンクから燃料空制御ユニットに圧力下で燃料を供給する。

気化器を本質的に置き換えるこの制御ユニットは、混合気制御設定に基づいて燃料を計量し、スロットルで制御される速度で燃料マニホールドバルブに送る。

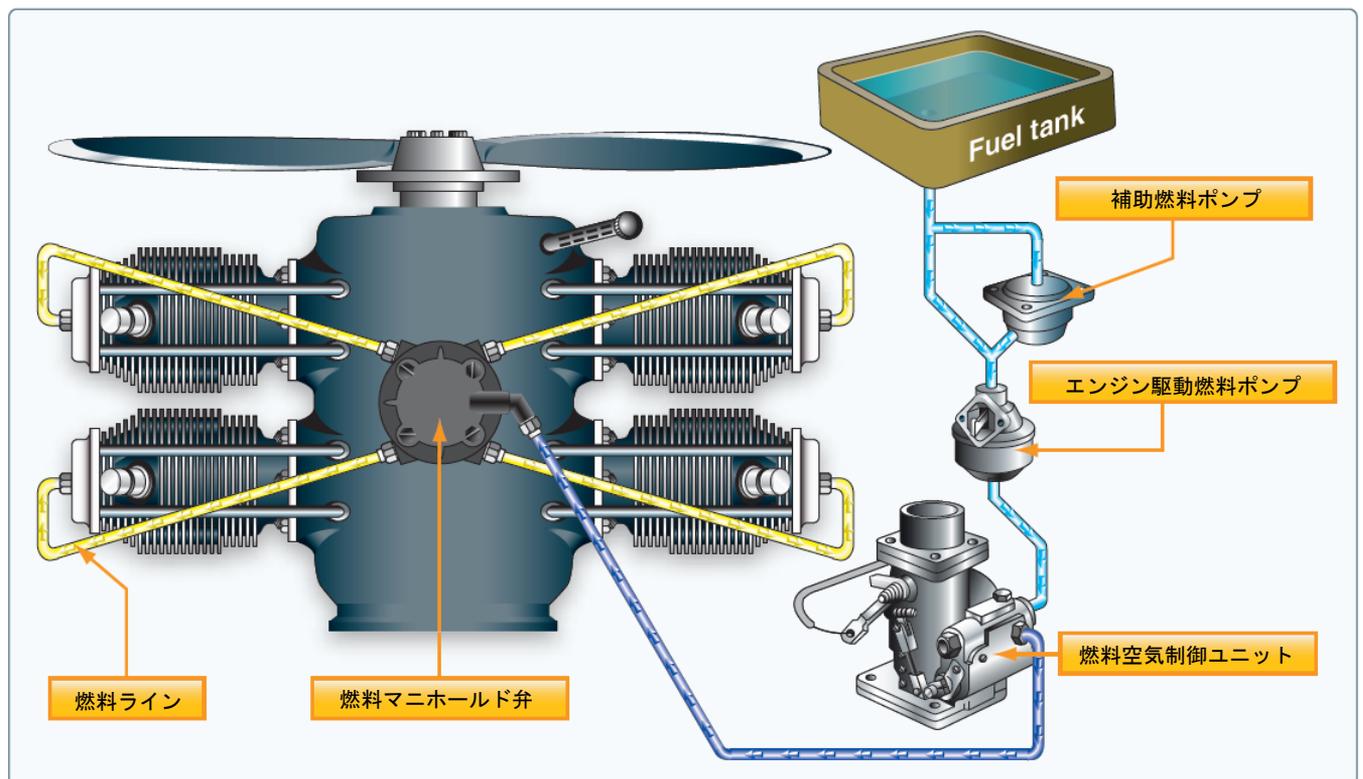


図 7-13. 燃料噴射システム

燃料マニホールドバルブに達した後、燃料は個々の燃料排出ノズルに分配される。各シリンダーヘッドにある排出ノズルは、燃料と空気の混合気を各シリンダーの吸気ポートに直接噴射する。

燃料噴射システムは、気化器システムよりも着氷の影響を受けにくいと考えられているが、どちらのシステムでも、空気取り入れ口への衝撃着氷が考えられる。衝突氷結は、氷が航空機の外側に形成され、噴射システムの空気取り入れ口などの開口部を塞ぐときに発生する。

燃料噴射を使用する利点は次のとおりである。

- 蒸発による着氷の低減
- より良い燃料の流れ
- スロットルレスポンスの高速化
- 混合気の正確な制御
- 燃料分配の改善
- より寒い気候でのエンジン始動

燃料噴射を使用する場合の欠点は次のとおりである。

- ホットエンジンの始動が困難
- 暑い日の地上操作中のベーパーロック
- 燃料不足により断念したエンジンの再起動に関連する問題

## スーパーチャージャーとターボスーパーチャージャー

エンジンの馬力を高めるために、メーカーはスーパーチャージャーおよびターボスーパーチャージャーシステムと呼ばれる強制過給システムを開発した。どちらも吸気を圧縮して密度を高める。主な違いは動力供給にある。スーパーチャージャーはエンジン駆動のエアポンプまたはコンプレッサーに依存し、ターボチャージャーはタービンを通る排気ストリームから動力を得て、コンプレッサーを回転させる。これらのシステムを搭載した航空機には、エンジンの吸気マニホールド内のMAPを表示するマニホールド圧力計がある。

エンジンを停止した海拔 0 の標準日では、マニホールド圧力計は 29.92 "Hg の周囲絶対空気圧を示す。気圧が標高 1,000 フィートあたり約 1 "Hg 低下するため、標準気圧の海拔 5,000 フィートの空港では、マニホールド圧力計が約 24.92" Hg を示す。

通常の吸引された航空機が上昇するにつれて、最終的にMAPが通常の上昇には不十分な高度に到達する。この高度制限は、航空機の実用上昇限度と呼ばれ、エンジンの出力能力に直接影響される。エンジンに流入する吸気が過給機またはターボ過給機によって加圧また

は増圧されると、航空機の実用上昇限度を上げることができる。これらのシステムを使用すると、真の対気速度が速くなり、悪天候を回避する能力が向上するという利点があるため、航空機はより高い高度で飛行できる。

## スーパーチャージャー

スーパーチャージャーは、圧縮空気をエンジンに供給して吸入空気に追加の圧力を与え、エンジンが追加の出力を発生できる、エンジン駆動のエアポンプまたはコンプレッサーである。マニホールドの圧力を高め、燃料と空気の混合気をシリンダーに押し込む。マニホールド圧力が高くなると、混合気の密度が上がり、エンジンが発生できる出力が増える。通常の吸気エンジンでは、マニホールド圧力を既存の大気圧より高くすることはできない。スーパーチャージャーは、マニホールド圧力を 30 "Hg 以上に高めることができる。

たとえば、標高 8,000 フィートの高高度では空気の密度が低いいため、一般的なエンジンは平均海面 (MSL) で発生することができる出力の 75% に減少する。スーパーチャージャーは、空気をより高い密度に圧縮して、スーパーチャージされたエンジンが、海拔で発生する可能性があるマニホールド圧力を高高度で発生できるようにする。したがって、MSL 8,000 フィートのエンジンでは、25 インチ Hg のマニホールド圧力を生成できるが、スーパーチャージャーがなければ 22 インチ Hg しか生成できない。スーパーチャージャーは、空気密度が海面の 50% である高高度 (18,000 フィートなど) で特に役立つ。多くの場合、スーパーチャージャーを使用すると、海面での密度と同じ密度でエンジンに空気が供給される。

スーパーチャージド過給システムの構成要素は、通常の吸気システムの構成要素に似ているが、燃料計量装置と吸気マニホールドの間に過給機が追加されている。スーパーチャージャーは、1 速、2 速、または可変速のギアトレインを介してエンジンによって駆動される。さらに、スーパーチャージャーは 1 つ以上のステージを持つことができる。また、各段階では圧力が上昇し、スーパーチャージャーは、圧縮が発生する回数に応じて、単一段階、2 段階、または多段階に分類される。

1 段式、単一スピードのスーパーチャージャーの初期バージョンは、海面スーパーチャージャーと呼ばれる場合がある。このタイプのスーパーチャージャーを装備したエンジンは、海面エンジンと呼ばれる。このタイプのスーパーチャージャーでは、単一のギア駆動インペラを使用して、すべての高度でエンジンによって発生される出力を増加させる。このタイプのスーパーチャージャーの欠点は、高度が上がるとエンジン出力が低下することである。

1 段式、単一スピードのスーパーチャージャーは、多くの高出力ラジアルエンジンに搭載されており、吸気システムが前方を向くようにして吸気システムがラムエアを最大限に活用できるようにする。吸気はダクトを通過して気化器に送られ、そこで気流に比例して燃料が計量される。燃料と空気のチャージは、スーパーチャージャーまたはブロワーインペラに送られ、燃料と空気の混合気が外側に加速される。加速されると、混合気はディフューザーを通過する。ディフューザーでは、空気の速度が圧力エネルギーと引き換えになる。圧縮後、結果として生じる高圧の燃料と空気の混合物がシリンダーに送られる。

第二次世界大戦中に開発された一部の大型ラジアルエンジンには、1 段式の 2 速スーパーチャージャーが搭載されている。このタイプのスーパーチャージャーでは、1 つの羽根車を 2 つの速度で運転できる。低インペラ速度はしばしば低ブロワー設定と呼ばれ、高インペラ速度は高ブロワー設定と呼ばれる。2 速スーパーチャージャーを装備したエンジンでは、操縦室のレバーまたはスイッチが、ある速度から別の速度に切り替わるオイル作動クラッチを作動させる。

通常の操作では、スーパーチャージャーが低ブロワー位置にある状態で離陸する。このモードでは、エンジンは地上ブーストエンジンとして機能し、航空機が高度を上げると出力が低下する。ただし、航空機が指定された高度に達すると、出力が削減され、スーパーチャージャー制御が高ブロワー位置に切り替わる。その後、スロットルは希望のマニホールド圧力にリセットされる。このタイプのスーパーチャージャーを装備したエンジンは、高度エンジンと呼ばれる。[図 7-14]

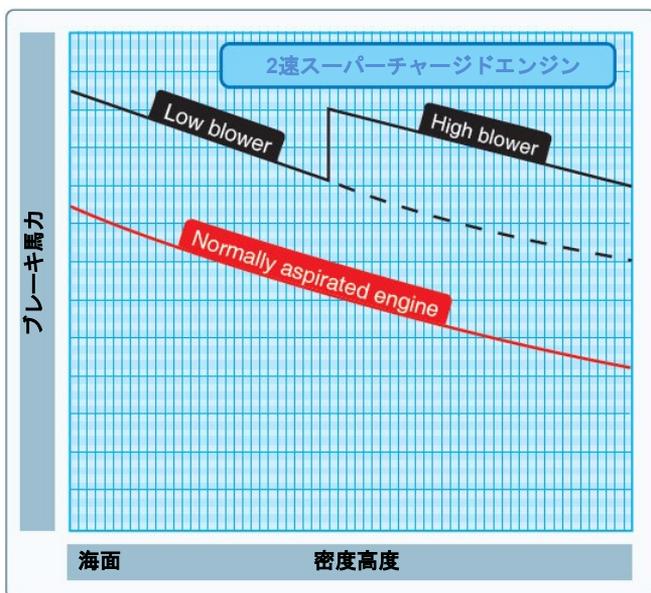


図 7-14. 1 段式の 2 速過給エンジンと比較した通常の吸気エンジンの出力。

### ターボスーパーチャージャー

エンジンの馬力を増加させる最も効率的な方法は、ターボスーパーチャージャーまたはターボチャージャーを使用することである。

エンジンに取り付けられたこのブースターは、エンジンの排気ガスを使用してエアコンプレッサーを駆動し、気化器または燃料噴射システムを介してエンジンに流入する空気の圧力を高め、より高い高度で出力を上げる。

ターボチャージャーはエンジンの排気ガスを動力源とするため、ギア駆動のスーパーチャージャーの大きな欠点（生成される出力増加量に対して大量のエンジン出力を使用すること）は、ターボチャージャーを使用することで回避できる。つまり、ターボチャージャーは、そうでなければ失われる高温の排気ガスからエネルギーを回収する。

スーパーチャージャーに対するターボチャージャーのもう 1 つの利点は、エンジンの定格海面馬力を海面からエンジンの臨界高度まで制御できることである。臨界高度は、ターボ過給エンジンが定格出力を発生できる最大高度である。臨界高度を超えると、通常の吸気エンジンの場合と同様に、出力が低下し始める。

ターボチャージャーは、エンジンのインダクション・エアの圧力を高め、エンジンがより高い高度で海面またはより大きな馬力を発生できるようにする。ターボチャージャーは、コンプレッサーとタービンという 2 つの主要な要素で構成されている。コンプレッサー部分には、高速で回転する羽根車がある。羽根車のブレード全体に誘導空気が引き込まれると、羽根車が空気を加速し、コンプレッサーのハウジングに大量の空気を引き込むことができる。羽根車の動作により、その後、エンジンに供給される高圧、高密度の空気が生成される。羽根車を回すには、エンジンの排気ガスを使用して、羽根車のドライブシャフトの反対側の端に取り付けられたタービンホイールを駆動する。異なる量の排気ガスをタービンに流すことにより、より多くのエネルギーを抽出でき、羽根車はより多くの圧縮空気をエンジンに送る。基本的に排気システムに設置された調整可能なバタフライバルブであるウェイトゲートは、タービンに流入する排気ガスの質量を変えるために使用される。閉じられると、エンジンからの排気ガスの大部分はタービンを強制的に流れる。開いているとき、排気ガスはエンジンの排気管から直接流出することによりタービンをバイパスできる。[図 7-15]

ガスは圧縮されると温度が上昇するため、ターボ過給によりインダクション・エアの温度が上昇する。この温度を下げて爆発のリスクを下げるために、多くのターボ過給エンジンはインタークーラーを使用している。この小型の熱交換器は、外気を使用して、高温の圧縮空気が燃料計量装置に入る前に冷却する。

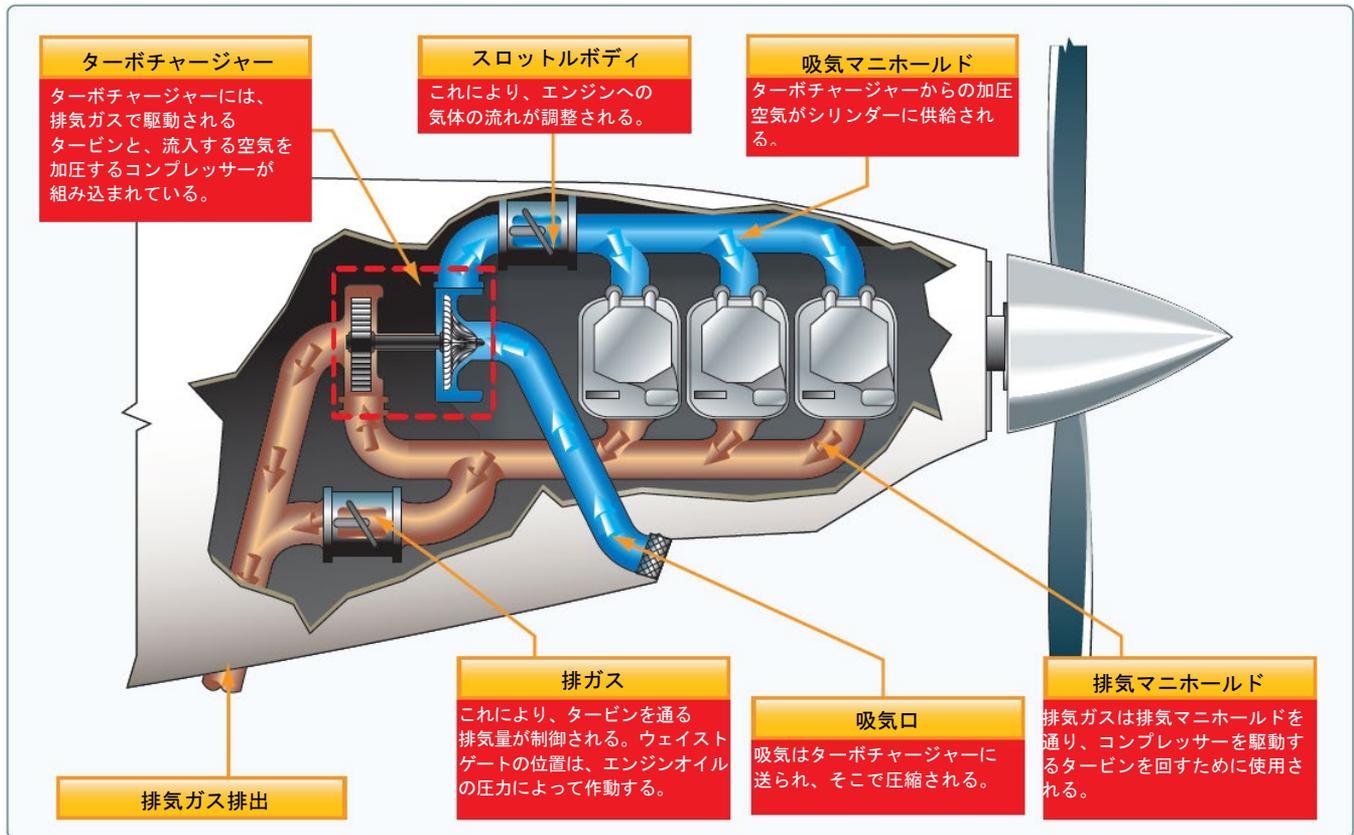


図7-15. ターボチャージャーの構成要素

### システムの動作

最新のターボ過給エンジンでは、ウェイストゲートの位置は、アクチュエータに接続された圧力検出制御メカニズムによって制御される。このアクチュエータに流出入するエンジンオイルは、ウェイストゲートの位置を移動する。これらのシステムでは、スロットルコントロールの位置を変更するだけで、アクチュエータが自動的に配置され、目的のMAPが出力される。

他のターボ過給システムの設計では、個別の手動制御を使用して、ウェイストゲートを配置する。手動制御では、マニホールド圧力計を厳密に監視して、必要なMAPがいつ達成されたかを判断しなければならない。手動システムは、多くの場合、アフターマーケットでターボ過給システムに変更された航空機に見られる。これらのシステムには、特別な操作上の考慮事項が必要である。たとえば、高高度から降下した後、ウェイストゲートを閉じたままにすると、エンジンの制限を超えるマニホールド圧力が生じる場合がある。オーバーブーストと呼ばれるこの状態は、降下中の空気密度の増加に起因するリーニング効果のため、異常燃焼を引き起こす恐れがある。

自動ウェイストゲートシステムはオーバーブースト状態を経験する可能性は低いが、それでも発生する可能性がある。エンジンオイルの温度が通常動作範囲を下回っているときに離陸出力が加えられると、オーバーブーストを防げるだけの十分なオイルがウェイスト

トゲートアクチュエータから流れ出ないことがある。オーバーブーストを防ぐには、スロットルを慎重に進めて、マニホールドの最大圧力制限を超えないようにしなければならない。

ターボチャージャーを搭載した航空機を操縦するパイロットは、システムの制限に注意する必要がある。たとえば、ターボチャージャータービンと羽根車は、非常に高い温度で80,000 rpmを超える回転速度で回転する。高い回転速度を実現するには、システム内のベアリングに絶えずエンジンオイルを供給して、摩擦力と高温を軽減しなければならない。適切な潤滑を得るには、高スロットル設定が適用される前に、油温が通常動作範囲内にある必要がある。さらに、エンジンを停止する前に、ターボチャージャーを冷却し、タービンを減速させる。そうしないと、ベアリングハウジングに残っているオイルが沸騰して、ベアリングとシャフトに硬質炭素の堆積物が形成される。これらの堆積物は、ターボチャージャーの効率と寿命を急速に低下させる。その他の制限については、AFM/POHを参照のこと。

### 高高度での性能

ターボ過給システムを装備した航空機が上昇すると、ウェイストゲートが徐々に閉じられ、最大許容マニホールド圧が維持される。ある時点で、ウェイストゲートは完全に閉じられ、高度がさらに上昇するとマニホールドの圧力が低下する。これは、航空機またはエンジンのメーカーが定めた重要な高度である。ター

ボ過給システムの性能を評価するときは、指定された臨界高度の前にマニホールド圧力が低下し始めた場合、エンジンとターボ過給システムを資格のある航空整備士（AMT）が検査して、システムが正常に動作していることを確認する必要があることに注意しなければならない。

## 点火システム

火花点火エンジンでは、点火システムは、シリンダー内の燃料と空気の混合気への点火を行う、マグネット発電機点火プラグ、高圧リード線、および点火スイッチで構成されている。[図7-16]

マグネット発電機は永久磁石を使用して、航空機の電気システムから完全に独立した電流を生成し、各シリンダーの点火プラグギャップに火花を飛ばせるのに十分な高電圧を生成する。スターターが作動し、クランクシャフトが回転し始めると、システムが発火し始める。これはクランクシャフトが回転しているときはいつでも作動し続ける。

ほとんどの標準的な承認された航空機には、2つの個別のマグネット発電機、個別のワイヤセット、および点火プラグを備えたデュアル点火システムが組み込まれており、点火システムの信頼性が向上している。各マグネット発電機は独立して動作し、各シリンダーの2つの点火プラグの1つを点火する。2つの点火プラグの点火により、混合気の燃焼が改善され、出力がわずかに高くなる。一方のマグネット発電機が故障してももう一方は影響を受けない。エンジンは通常どおり作動し続け

るが、エンジン出力のわずかな低下が予想される。シリンダー内の2つの点火プラグの1つが故障した場合も同様である。

マグネット発電機の動作は、イグニッションスイッチによって操縦室で制御される。スイッチには5つの位置がある：

1. OFF
2. R (右)
3. L (左)
4. BOTH
5. START

右または左を選択すると、関連するマグネット発電機のみが有効になる。両方を選択すると、システムは両方のマグネット発電機で動作する。

イグニッションスイッチが最初に両方から右に、次に両方から左に移動したときに発生する rpm の低下を観察することにより、離陸前チェック中にイグニッションシステムの誤動作を特定できる。このチェック中は、エンジン回転数のわずかな低下が正常である。許容される減少は、AFM または POH に記載されている。1つのマグネット発電機に切り替えたときにエンジンが停止した場合、または rpm の低下が許容限度を超えた場合、問題が修正されるまで航空機を飛行させてはならない。その原因は、プラグの汚れ、マグネット発電機とプラグ間のワイヤーの破損または短絡、またはプラグの不適切なタイミングでの発火である可能性がある。rpm の「低下なし」は正常ではないことに注意する。その場合、航空機を飛行させてはならない。

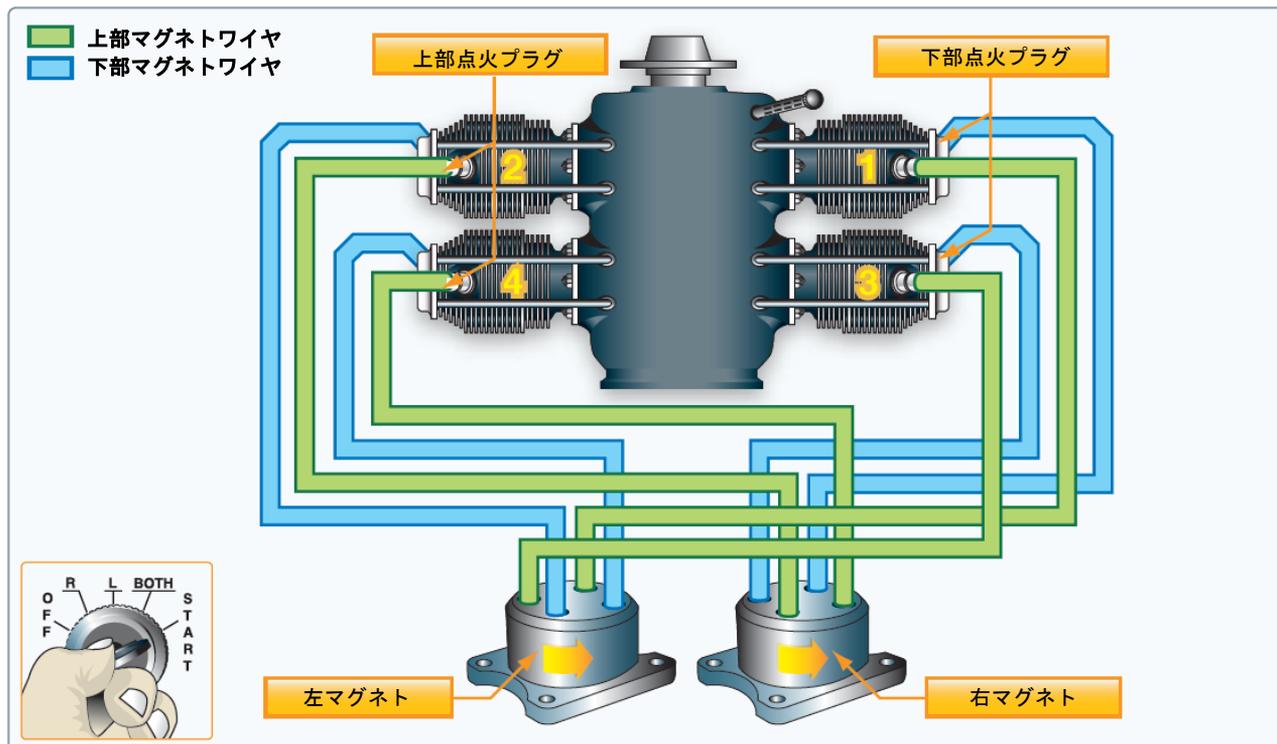


図7-16. 点火システムの構成要素

エンジンを停止した後、イグニッションスイッチをオフの位置にする。バッテリーとマスタースイッチがオフの場合でも、イグニッションスイッチをオンのままにすると、マグネト発電機が外部電源を必要としないため、プロペラを動かすとエンジンが点火して回転する可能性がある。この状況では大きな損傷を招く恐れがあることに注意しなければならない。

イグニッションスイッチがオフの位置にある場合でも、マグネト発電機とイグニッションスイッチ間のアース線が切断または破損した場合、シリンダー内の残留燃料でプロペラを動かすと、エンジンが誤って始動する可能性がある。これが発生した場合、エンジンを停止する唯一の方法は、混合レバーをアイドルカットオフ位置に移動してから、認定された AMT によってシステムをチェックすることである。

## オイルシステム

エンジンオイルシステムはいくつかの重要な機能を実行する:

- エンジンの可動部品の潤滑
- 摩擦を減らすことによるエンジンの冷却
- シリンダーの冷却
- シリンダー壁とピストン間の密閉
- 汚染物質の除去

レシプロエンジンは、ウェットサンプまたはドライサンプオイルシステムを使用する。ウェットサンプシステムでは、オイルはエンジンの不可欠な部分であるサンプにある。ドライサンプシステムでは、オイルは別のタンクに入れられ、ポンプによってエンジン内を循環する。[図7-17]

ウェットサンプシステムの主要な構成要素はオイルポンプであり、オイルポンプはサンプからオイルを引き出してエンジンに送る。オイルがエンジンを通過すると、オイルはサンプに戻る。一部のエンジンでは、エンジンの一部にオイルをはねかける回転クランクシャフトによって追加の潤滑油が供給される。

オイルポンプは、ドライサンプシステムで油圧を供給するが、オイルの供給源はエンジンの外部の別のオイルタンクにある。オイルがエンジンに送られた後、エンジンのさまざまな場所からスカベンジポンプによってオイルタンクに戻される。ドライサンプシステムでは、より多くのオイルをエンジンに供給できるため、非常に大きなレシプロエンジンに適している。

オイルプレッシャーゲージは、オイルシステムの動作を直接表示する。エンジンに供給されるオイルの圧力を平方インチあたりのポンド (psi) 単位で明示する。緑は通常動作範囲を示し、赤は最小および最大圧力を示す。エンジンの始動中に油圧の指示がある。メーカーの制限については、AFM / POH を参照。

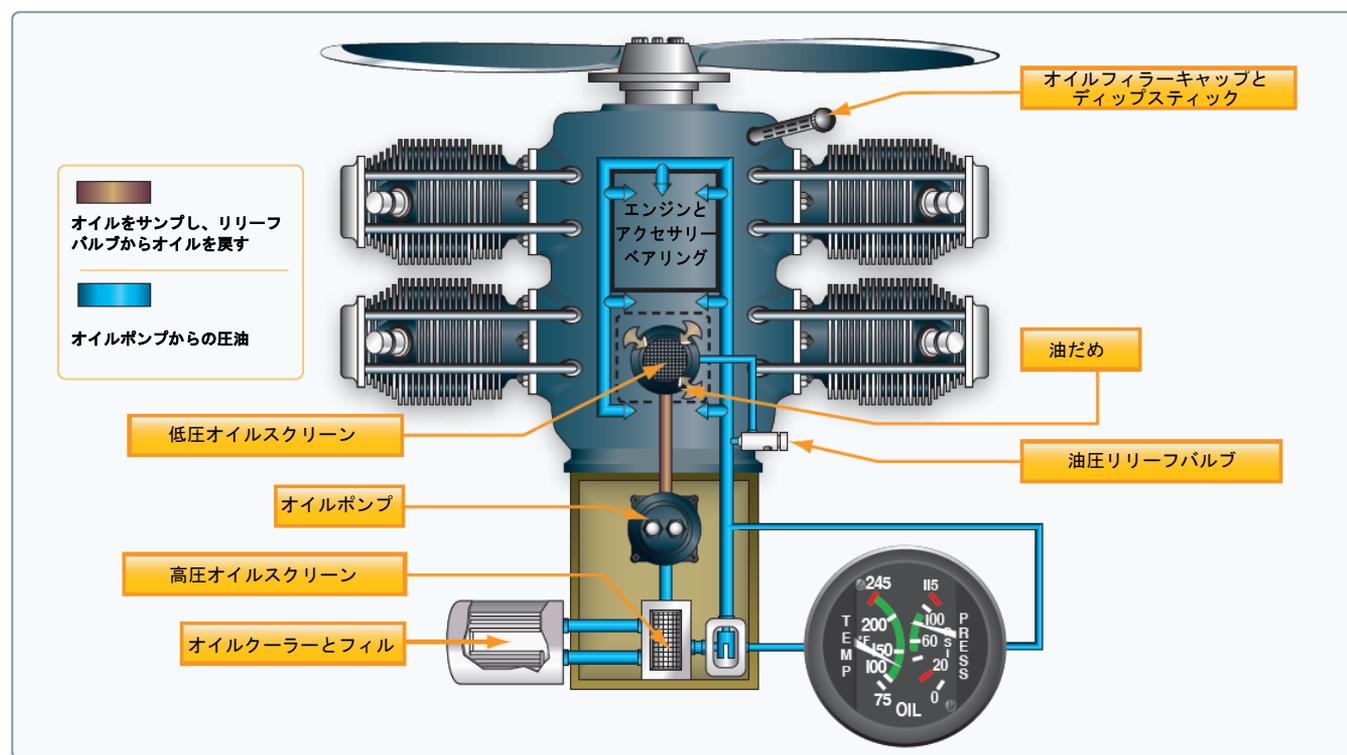


図7-17. ウェットサンプオイルシステム

油温計は、オイルの温度を測定する。緑の領域は通常の動作範囲を示し、赤の線は最大許容温度を示す。油圧とは異なり、オイル温度の変化はよりゆっくり発生する。これは、ゲージがオイル温度の上昇を示すのに数分以上かかる場合があり、コールドエンジンの始動後に特に顕著である。

特に周囲温度が高いまたは低い場合は、飛行中に定期的にオイルの温度を確認しなければならない。オイル温度が高い場合、オイルラインの詰まり、オイルの量が少ない、オイルクーラーが詰まっている、または温度計に欠陥がある可能性がある。オイル温度が低いと、寒冷時のオイル粘度が不適切である可能性がある。

オイルフィルターキャップとディップスティック（オイル量の測定用）は通常、エンジンカウリングのパネルからアクセスできる。量がメーカーの推奨動作レベルを満たしていない場合は、オイルを追加する必要がある。アクセスパネルの近くのAFM/POHまたはプラカードには、正しいオイルの種類と重量、および最小と最大のオイル量に関する情報が提示されている。[図7-18]

## エンジン冷却システム

シリンダー内で燃えている燃料は激しい熱を発生し、そのほとんどは排気システムから排出される。しかし、エンジンの過熱を防ぐために、残りの熱の多くを除去するか、少なくとも消散しなければならない。そうしないと、エンジンの温度が極端に高くなり、出力の損失、過剰なオイル消費、爆発、および深刻なエンジンの損傷につながる可能性がある。

エンジンの内部冷却にはオイルシステムが不可欠だが、エンジンの外部表面には追加の冷却方法が必要である。ほとんどの小型航空機は空冷式だが、一部は水冷式である。



図7-18. 飛行前の点検中は、必ずエンジンオイルのレベルを確認する。

空冷は、エンジンカウリングの前方にある開口部からエンジンコンパートメントに空気が流入することによって行われる。バッフルは、この空気をエンジンシリンダーに取り付けられたフィンやエンジンの他の部分に送り、空気がエンジンの熱を吸収する。熱風の排出は、エンジンカウリングの下部、後部にある1つ以上の開口部から行われる。[図7-19]

外気は、プロペラハブの後ろの吸気口からエンジンルームに入る。バッフルは、主に、空気流にさらされる領域を増やすフィンを備えたエンジンの最も熱い部分であるシリンダーに外気を向ける。

空冷システムは、地上操作、離陸、着陸復行、およびその他の高出力、低速度操作の期間中は効果が低くなる。逆に、高速降下は過剰な空気を供給し、エンジンに衝撃的な冷却効果を与え、急激な温度変動を引き起こす。

設計された温度よりも高い温度でエンジンを運転すると、出力の損失、過剰なオイル消費、爆発が発生する可能性がある。また、シリンダー壁のスコーリング、ピストンとリングの損傷、バルブの燃焼とゆがみなど、深刻な恒久的な損傷につながる。操縦室のエンジン温度計器の監視は、高い動作温度を回避するのに役立つ。

カウルフラップを装備していない航空機の通常の動作状態では、エンジンの対気速度または出力を変更することにより、エンジンの温度を制御できる。高いエンジン温度は、対気速度を上げるか、出力を下げることで下げることができる。

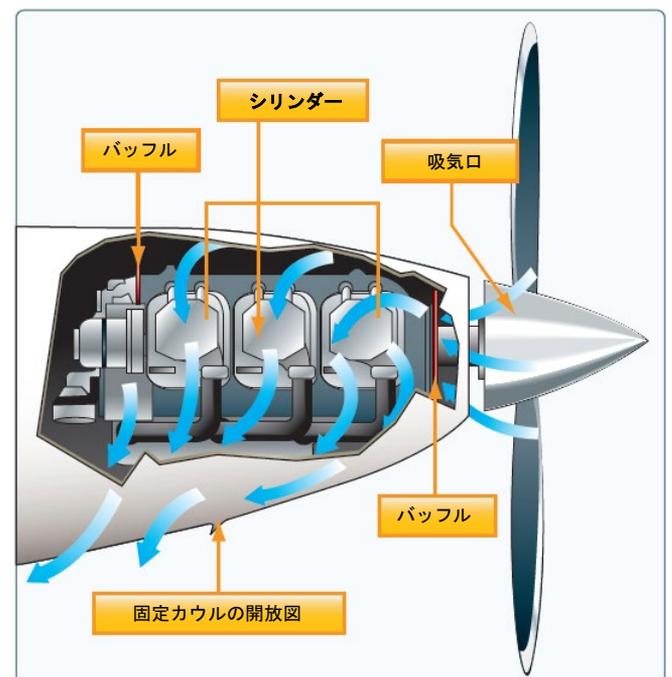


図7-19. 外気はエンジンの冷却に役立つ。

油温計は、エンジン温度の上昇を間接的かつ遅延的に示すが、これが唯一の手段である場合は、エンジン温度の決定に使用できる。

ほとんどの航空機には、シリンダーの温度が直接かつ即座に変化したことを示すシリンダーヘッド温度計が装備されている。この機器は、摂氏または華氏で較正されており、通常は正常な動作範囲を示すために緑色の弧で色分けされている。機器の赤い線は、シリンダーヘッドの最大許容温度を示している。

シリンダーヘッドの温度が過度に高くないようにするには、対気速度を上げ、燃料と空気の混合気を高め、および/または出力を減らす。これらの手順はいずれも、エンジンの温度を下げるのに役立つ。カウルフラップを装備した航空機では、カウルフラップの位置を使用して温度を制御する。カウルフラップは、熱気が放出される開口部に適合する蝶番付きカバーである。エンジンの温度が低い場合は、カウルフラップを閉じて、放出された熱気の流れを制限し、エンジンの温度を上げることができる。エンジンの温度が高い場合は、カウルフラップを開いてシステム内の空気の流れを大きくし、エンジンの温度を下げるができる。

## 排気システム

エンジン排気システムは、燃焼した燃焼ガスを船外に排出し、キャビンに熱を供給し、フロントガラスを霜取りする。排気システムには、シリンダーに取り付けられた排気配管と、マフラーとマフラーシュラウドがある。排気ガスは、排気バルブを介してシリンダーから押し出され、次に排気管システムを介して大気に排出される。

キャビンのヒーティングのために、外気が吸気口に引き込まれ、マフラーの周りのシュラウドを通過する。マフラーは、排出される排気ガスによって加熱され、マフラー周辺の空気を加熱する。この加熱された空気は、熱と霜取りの用途のためにキャビンに送られる。ヒーティングと霜取りは操縦室で制御され、所望のレベルに調整できる。

排気ガスには、無臭で無色の大量の一酸化炭素が含まれている。一酸化炭素は致命的であり、その存在を検出することは事実上不可能である。排気ガスが適切に排出されるようにするには、排気システムが良好でクラックがない状態でなければならない。

一部の排気システムには EGT プローブがある。このプローブは、操縦室内の機器に EGT を送信する。EGT ゲージは、排気マニホールドのガスの温度を測定する。この温度は、シリンダーに入る燃料と空気の比率によって変化し、混合気を調整するための基礎として使

用できる。EGT ゲージは、正確な混合気の設定を非常に正確に示す。EGT を使用して混合気のリーン化を支援すると、燃料消費量を削減できる。具体的な手順については、燃料と空気の混合気をリーン化するための製造業者の推奨事項を参照。

## 始動システム

ほとんどの小型航空機は、直接クランキング電動スターターシステムを使用している。このシステムは、スターターとスターターモーターを操作するための電源、配線、スイッチ、ソレノイドで構成されている。ほとんどの航空機には、操作時に自動的に接続および切り離しするスターターがあるが、一部の古い航空機には、パイロットが操作するレバーによって機械的に接続するスターターがある。スターターは航空機のフライホイールに接続し、エンジンが始動して動作を維持できる速度でエンジンを回転させる。

通常、起動用の動力は搭載バッテリーから供給されるが、外部電源コンセントを介して外部電源から供給することもできる。バッテリースイッチがオンになると、バッテリーソレノイドを介して主電源バスバーに電気が供給される。スターターとスタータースイッチの両方にメインバスバーから電流が流れるが、スタータースイッチが「スタート」位置に回されてスターターソレノイドが作動するまで、スターターは作動しない。スタータースイッチが「スタート」位置から解放されると、ソレノイドがスターターモーターから電力を除去する。スターターモーターは、エンジンがスターターモーターよりも速く動作できるようにするスタータードライブのクラッチを介して、エンジンによる駆動から保護されている。[図 7-20]

エンジンを始動するときは、安全と操作手順を厳守しなければならない。最も重要な安全規則の 1 つは、エンジンを始動する前にプロペラの近くに誰もいないことを確認することである。さらに、意図しない動きによって引き起こされる危険を回避するために、車輪を固定し、ブレーキを設定する必要がある。プロペラと資産の損傷を避けるため、航空機はプロペラによって砂利やほこりが舞わない場所にあるべきだ。

## 燃焼

通常の燃焼中、混合気は非常に制御された予測可能な方法で燃焼する。火花点火エンジンでは、プロセスは数秒で発生する。混合気は、実際には、点火プラグによって点火された時点で燃焼し始める。その後、完全に消費されるまでプラグから燃え尽きる。このタイプの燃焼により、温度と圧力がスムーズに増加し、膨張するガスがパワーストロークの正確なタイミングでピ

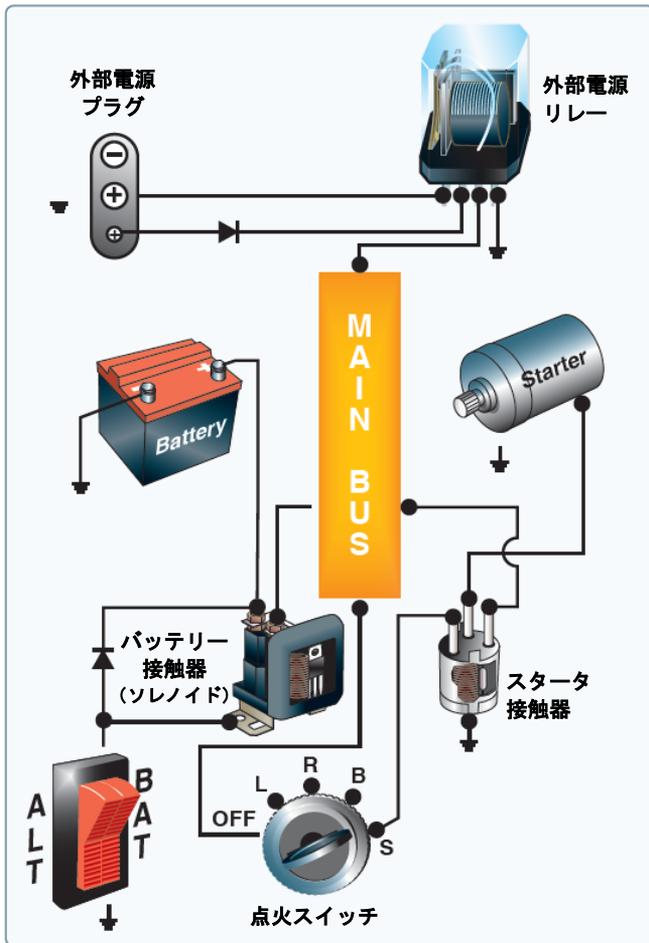


図7-20. 典型的な始動回路。

ピストンに最大の力を確実に伝達する。[図7-21] 異常燃焼は、シリンダーの燃焼室内の混合気の制御されない爆発的な着火である。過度の温度と圧力が発生し、修正しないと、すぐにピストン、シリンダー、またはバルブの故障につながる可能性がある。それほど深刻でなくても、異常燃焼はエンジンの過熱、振動、または出力の損失を引き起こす。

異常燃焼は、シリンダーヘッドの温度が高いことが特徴であり、高出力設定で動作している場合に最も起こりやすくなる。爆発の一般的な操作上の原因は次のとおりである：

- 航空機メーカーが指定したものよりも低い燃料グレードの使用
- 非常に高いマニホールド圧力と低回転数でのエンジンの動作
- 過度にリーンな混合気での高出力設定でのエンジンの動作
- シリンダーの冷却が低下するような、長時間の地上操作または急上昇の持続

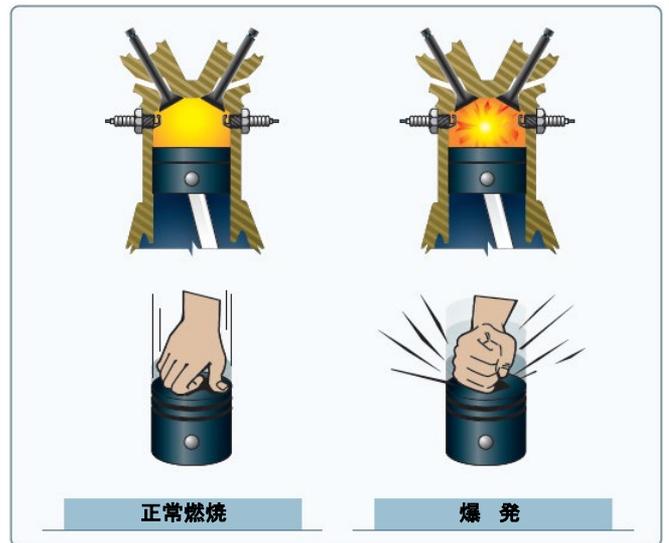


図7-21. 通常の燃焼と爆発性燃焼。

地上および飛行操作のさまざまな段階でこれらの基本的なガイドラインに従うことにより、異常燃焼を回避できる：

- 適切なグレードの燃料が使用されていることを確認する。
- カウリングを通る空気の流れを最大限にするために、地面にいる間はカウルフラップ（利用可能な場合）を全開位置に保つ。
- 離陸時および初期上昇時のシリンダー冷却を高めるには、濃厚な燃料混合気と浅い上昇角度を使用する。
- 長時間の高出力の急な上昇を避ける。
- メーカーが確立した手順に従って、エンジン計器を監視して適切な動作を確認する習慣を身に付ける。

エンジンの通常の点火事象の前に混合気が点火すると、早期点火が発生する。早期燃焼は通常、燃焼室の残留ホットスポットによって引き起こされる。これは、点火プラグの小さな炭素堆積物、点火プラグの絶縁体の亀裂、または燃料を点火するために部品を十分に加熱するシリンダーのその他の損傷によって生じることがよくある（エアチャージ）。早期点火により、エンジンの出力が失われ、動作温度が高くなる。異常燃焼の場合と同様に、圧縮行程中に膨張ガスがピストンに過剰な圧力をかけるため、早期点火はエンジンに深刻な損傷を引き起こす可能性がある。

異常燃焼と早期点火はしばしば同時に起こり、一方が他方を引き起こす可能性もある。どちらの条件でもエンジンの温度が高くなり、エンジンの性能が低下するため、多くの場合、この2つを区別することは困難である。推奨グレードの燃料を使用し、適切な温度、圧力、およびrpm範囲内でエンジンを動作させると、自発火または早期点火の可能性が低くなる。

## 全自動電子式エンジン制御装置 (FADEC)

FADECは、デジタルコンピュータと、航空機のエンジンとプロペラを制御する補助的な構成要素で構成されるシステムである。最初にタービン駆動の航空機で使用され、完全な権限を持つデジタル電子制御と呼ばれるこれらの高度な制御システムは、ピストン駆動の航空機でますます使用されている。

火花点火レシプロエンジンでは、FADECは速度、温度、および圧力センサーを使用して各シリンダーの状態を監視する。デジタルコンピュータは、各インジェクターの理想的なパルスを計算し、最適な性能を達成するために必要に応じて点火タイミングを調整する。圧縮点火エンジンでは、FADECは同様に動作し、火花点火プロセスに特に関連する機能を除き、同じ機能をすべて実行する。

FADECシステムにより、マグネット発電機、気化器の熱混合気制御、エンジンのプライミングが不要になる。単一のスロットルレバーは、FADECシステムを搭載した航空機の特徴である。パイロットは、単にスロットルレバーをスタート、アイドル、巡航パワー、最大パワーなどの所望のディテント位置に合わせ、FADECシステムは選択されたモードに合わせてエンジンとプロペラを自動的に調整する。パイロットが混合気を監視または制御する必要はない。

航空機の始動中、FADECはシリンダーの準備を行い、混合気を調整し、エンジンの温度と周囲の圧力に基づいてスロットルを配置する。巡航飛行中、FADECは常にエンジンを監視し、各シリンダーの燃料流量と点火時期を個別に調整する。燃焼プロセスをこのように正確に制御すると、多くの場合、燃料消費量が減少し、馬力が増加する。

FADECシステムは、エンジンおよびプロペラ制御の重要な部分と見なされており、航空機の主要な電気システムから電力を供給する。多くの航空機では、FADECはエンジンに接続された別の発電機からの電力を使用する。いずれの場合も、FADECシステムの故障によりエンジンの推力が完全に失われる可能性があるため、バックアップ電源が利用可能でなければならない。推力の損失を防ぐために、冗長性のために2つの別個の同一のデジタルチャネルが組み込まれている。各チャネルは、すべてのエンジンおよびプロペラ機能を制限なく制御できる。

## タービンエンジン

航空機のタービンエンジンは、吸気口、圧縮機、燃焼室、タービンセクション、排気口で構成されている。推力は、エンジンを流れる空気の色度を上げることによって発生する。タービンエンジンは非常に望ましい航空機の動力装置である。スムーズな操作と高い出力重量比が特徴で、すぐに利用できるジェット燃料を使用する。材料、エンジン設計、および製造プロセスの最近の進歩までは、小型/軽量の生産航空機でのタービンエンジンの使用には、法外な費用がかかっていた。今日、いくつかの航空メーカーは、小型/軽量のタービン駆動の航空機を製造している。これらの小型のタービン駆動の航空機は、通常3~7人の乗客を乗せており、超軽量ジェット (VLJ) またはマイクロジェットと呼ばれる。[図7-22]

### タービンエンジンの種類

タービンエンジンは、使用する圧縮機の種類によって分類される。圧縮機には、遠心流、軸流、遠心軸流の3種類がある。機械の縦軸に垂直に外向きに空気を加速することにより、遠心流エンジンで吸入空気の圧縮が達成される。軸流エンジンは、空気を縦軸に平行に移動させる一連の回転および静止翼によって空気を圧縮する。遠心軸流設計では、両方の種類の圧縮機を使用して、目的の圧縮を実現する。

空気がエンジンを通る経路と出力の生成方法により、エンジンのタイプが決まる。航空機のタービンエンジンには、ターボジェット、ターボプロップ、ターボファン、ターボシャフトの4種類がある。

### ターボジェット

ターボジェットエンジンは、圧縮機、燃焼室、タービン部分、排気の4つの部分で構成されている。圧縮機部分は、吸気を高速で燃焼室に送る。燃焼室には、燃焼用の燃料入口と点火装置が含まれている。膨張する空気はタービンを駆動し、タービンはシャフトによって圧縮機に接続され、エンジンの動作を維持する。エンジンからの加速された排気ガスは推力を提供する。これは、空気を圧縮し、燃料と空気の混合物に点火し、



図7-22. Eclipse 500 VLJ.

エンジンの動作を自立させるための動力を生成し、推進のために排気する基本的な用途である。[図7-23]

ターボジェットエンジンは、航続距離と耐久性に制限がある。また、遅い圧縮機速度でのスロットルアプリケーションへの応答が遅くなる。

### ターボプロップ

ターボプロップエンジンは、減速機を介してプロペラを駆動するタービンエンジンである。排気ガスは、減速ギアアセンブリを駆動するシャフトで接続されたパワータービンを駆動する。ターボプロップエンジンでは、エンジンの回転数よりはるかに遅い速度で最適なプロペラ性能が得られるため、減速装置が必要である。ターボプロップエンジンは、ターボジェットエンジンと往復動力装置の間の妥協案である。ターボプロップエンジンは、速度が250~400マイル、高度が18,000~30,000フィートのときに最も効率的である。また、離着陸に必要な低速の対気速度でも優れた性能を発揮し、燃料効率に優れている。ターボプロップエンジンの最小比燃料消費量は、通常、高度25,000フィートから対流圏界面までの範囲で利用可能である。[図7-24]

### ターボファン

ターボファンは、ターボジェットとターボプロップの最高の機能のいくつかを組み合わせるために開発され

た。ターボファンエンジンは、燃焼室の周りの二次空気流をそらすことにより、追加の推力を生み出すように設計されている。ターボファンバイパス空気は、推力を増加させ、エンジンを冷却し、排気騒音の抑制に役立つ。これにより、ターボジェット式の巡航速度と低燃費が実現する。

ターボファンエンジンを通る吸気は通常、2つの別々の空気の流れに分割される。1つの流れはエンジンコアを通り、2つ目の流れはエンジンコアをバイパスする。「バイパスエンジン」といわれる所以は、この空気のバイパスストリームである。ターボファンのバイパス比とは、ファンを通る空気の質量を、エンジンコアを通る空気の質量で割った比率を指す。[図7-25]

### ターボシャフト

4番目の一般的なジェットエンジンはターボシャフトである。[図7-26]これはプロペラ以外のものを駆動するシャフトに動力を供給する。ターボジェットエンジンとターボシャフトエンジンの最大の違いは、ターボシャフトエンジンでは、膨張するガスによって生成されるエネルギーのほとんどが推力を生成するのではなく、タービンを駆動するために使用されることである。

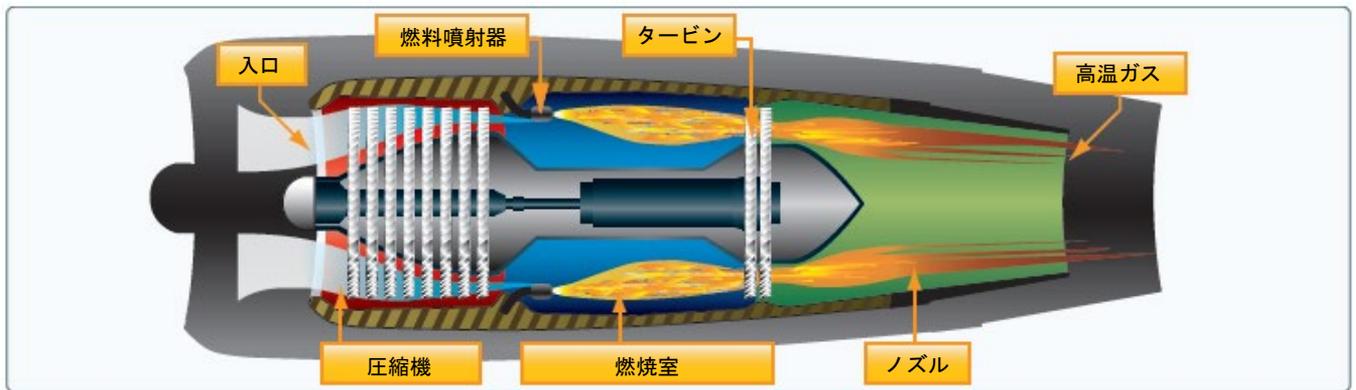


図7-23. ターボジェットエンジン。

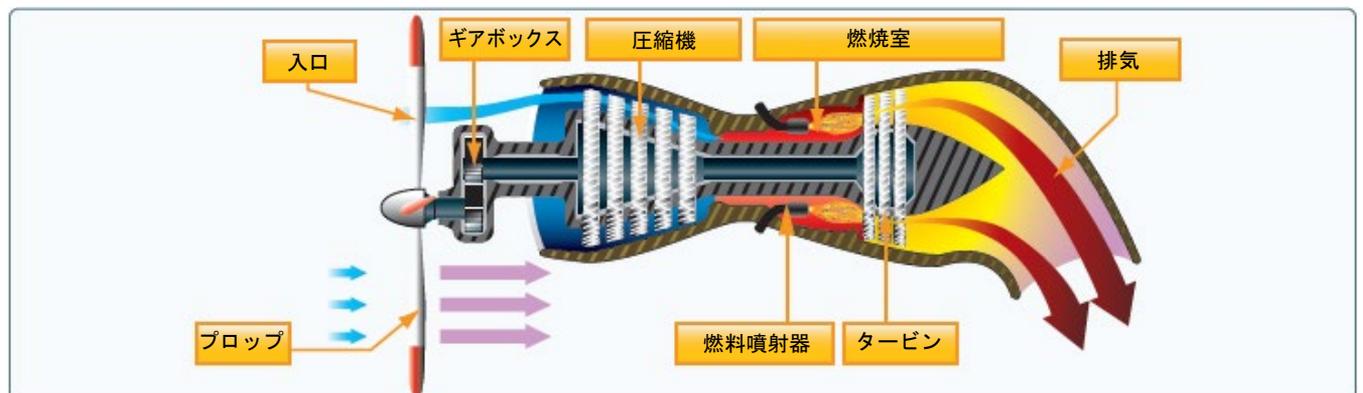


図7-24. ターボプロップエンジン。

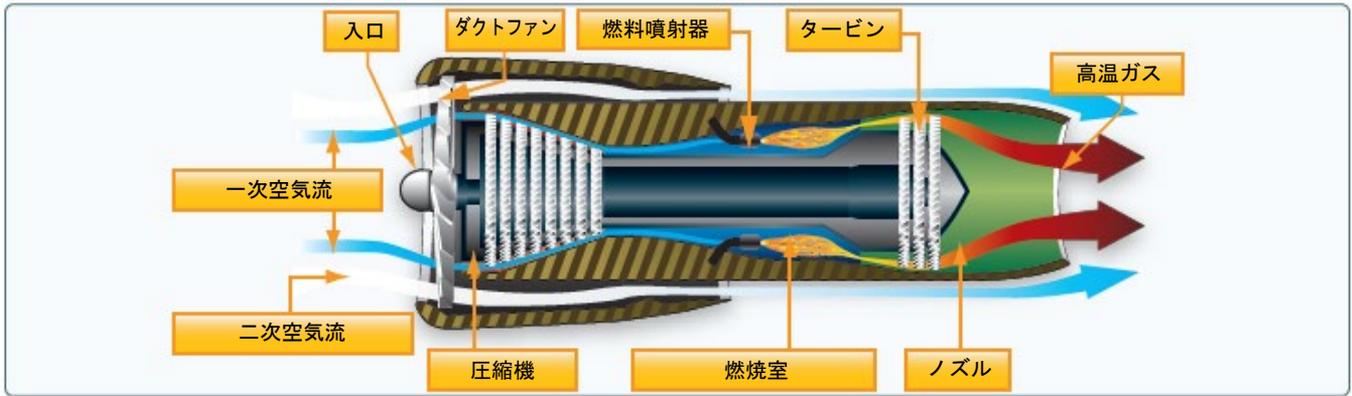


図7-25. ターボファンエンジン。

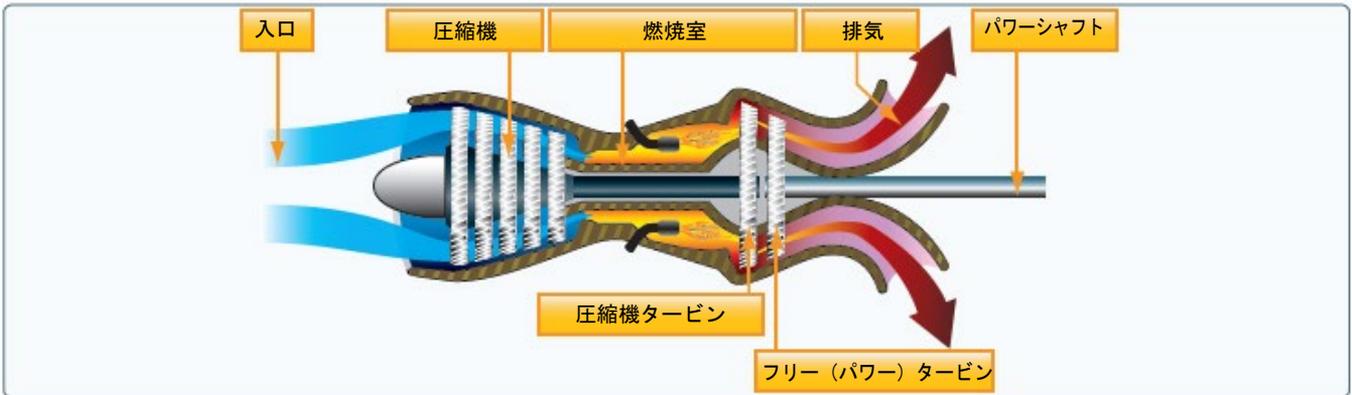


図7-26. ターボシャフトエンジン。

多くのヘリコプターはターボシャフトガスタービンエンジンを使用している。さらに、ターボシャフトエンジンは、大型航空機の補助動力装置として広く使用されている。

### タービンエンジンの計器

油圧、油温、エンジン速度、排気ガス温度、燃料流量を示すエンジン計器は、タービンとレシプロエンジンの両方に共通している。ただし、タービンエンジンに固有の機器がいくつかある。これらの計器は、エンジン圧力比、タービン吐出圧力、およびトルクの指標を提供する。さらに、ほとんどのガスタービンエンジンには、熱電対と呼ばれる複数の温度検出機器があり、パイロットにタービンセクション内およびその周囲の温度の測定値を提供する。

### エンジン圧力比 (EPR)

エンジン圧力比 (EPR) ゲージは、ターボジェット/ターボファンエンジンの出力を示すために使用される。EPR は、圧縮機の入口圧力に対するタービンの吐出量の比率である。圧力測定値は、エンジンの吸気口と排気口に取り付けられたプローブによって記録される。収集されると、データは差圧トランスデューサーに送信され、操縦室の EPR ゲージに表示される。

EPR システムの設計は、対気速度と高度の影響を自動的に補正する。周囲温度の変化は、正確なエンジン出力設定を提供するために EPR 表示に修正を適用する必要がある。

### 排気ガス温度 (EGT)

ガスタービンエンジンの制限要因は、タービン部分の温度である。タービンプレードおよびその他の排気部分の構成要素が過熱しないように、タービン部分の温度を注意深く監視しなければならない。タービン部分の温度を監視する一般的な方法の1つは、EGT ゲージを使用することである。EGT は、エンジン全体の動作状態を監視するために使用されるエンジン動作制限である。

EGT システムのバリエーションには、温度センサーの場所に基づいて異なる名前が付けられている。一般的なタービン温度検出ゲージには、タービン入口温度 (TIT) ゲージ、タービン出口温度 (TOT) ゲージ、interstage タービン温度 (ITT) ゲージ、およびタービンガス温度 (TGT) ゲージが含まれる。

### トルク計

ターボプロップ/ターボシャフトエンジンの出力は、トルク計によって測定される。トルクは、シャフトに加

えられるねじり力である。トルク計は、シャフトに加えられる力を測定する。

ターボプロップおよびターボシャフトエンジンは、プロペラを駆動するためのトルクを生成するように設計されている。トルク計は、パーセント単位、フィートポンド、または psi で校正される。

### **$N_1$ Indicator**

$N_1$  は低圧圧縮機の回転速度を表し、設計回転数の割合として指示器に表示される。始動後、低圧圧縮機の速度は  $N_1$  タービンホイールによって制御される。 $N_1$  タービンホイールは、同心軸を介して低圧圧縮機に接続されている。

### **$N_2$ Indicator**

$N_2$  は、高圧圧縮機の回転速度を表し、設計回転数の割合として指示器に表示される。高圧圧縮機は、 $N_2$  タービンホイールによって制御される。 $N_2$  タービンホイールは、同心軸を介して高圧圧縮機に接続されている。  
[図 7-27]

## **タービンエンジンの操作上の考慮事項**

タービンエンジンの種類が多いため、特定の操作手順をカバーすることは現実的ではないが、すべてのタービンエンジンに共通する操作上の考慮事項がある。それは、エンジンの温度制限、異物の損傷、ホットスタート、圧縮機の失速、フレイムアウトである。

### **エンジン温度の制限**

タービンエンジンの最高温度は、タービンの入口で発生する。したがって、TIT は通常、タービンエンジンの動作を制限する要因である。

### **推力の変化**

タービンエンジンの推力は、空気密度に正比例して変化する。空気密度が減少すると、推力も減少する。さ

らに、温度が上昇すると空気密度が低下するため温度が上昇すると推力も低下する。タービンとレシプロエンジンの両方が高い相対湿度の影響をある程度受けるが、レシプロエンジンはブレーキ馬力を大幅に損失するのに対し、タービンエンジンは無視できる程度の推力をわずかに損失するだけである。

### **異物による損傷 (FOD)**

タービンエンジンの吸気口の設計と機能により、破片を吸い込む可能性が常に存在する。これは、特に圧縮機とタービン部分に重大な損傷を引き起こす。破片の吸入が発生した場合、それは異物による損傷 (FOD) と呼ばれる。典型的な FOD は、ランプ、誘導路、または滑走路で小さな物体を吸い込んだことによって引き起こされる小さな切れ目とへこみであるが、鳥の衝突や氷の吸入によって引き起こされる FOD 損傷も発生する。FOD によってエンジンが完全に破壊される場合がある。

FOD の防止は最優先事項である。一部のエンジン吸気口は、地上運転中に地面と吸気口の間に渦を形成する傾向がある。これらのエンジンには渦消散装置が取り付けられている場合がある。スクリーンおよび/またはデフレクターなどの他の装置も利用できる。飛行前手順には、FOD の兆候の目視検査が含まれる。

### **タービンエンジンのホット/ハングスタート**

EGT が航空機の安全限界を超えると、「ホットスタート」が発生する。これは、燃焼室に入る燃料が多すぎるか、タービンの rpm が不十分であることが原因である。エンジンのホットスタートが発生した場合は、AFM / POH または検査要件について適切な整備マニュアルを参照すること。

エンジンが点火後に適切な速度まで加速できない場合、またはアイドル回転数まで加速しない場合、ハングまたは誤った始動が発生している。ハングスタートは、不十分な始動電源または燃料制御の誤作動が原因で発生する場合がある。

### **圧縮機の失速**

圧縮機翼は小さな翼であり、あらゆる翼に適用されるのと同じ航空力学原理に従う。圧縮機翼には、吸気速度と圧縮機の回転速度の結果である AOA がある。これらの 2 つの力が組み合わさってベクトルを形成し、接近する吸気への翼の実際の AOA を定義する。

圧縮機の失速は、2 つのベクトル量、入口速度、および圧縮機回転速度間の不均衡である。圧縮機の失速は、圧縮機翼の AOA が臨界 AOA を超えると発生する。この時点で、スムーズな空気の流れが中断され、圧力変動で乱流が生成される。圧縮機の失速により、圧縮機内を流れる空気が減速して停滞し、場合によっては方向が反転する。  
[図 7-28]

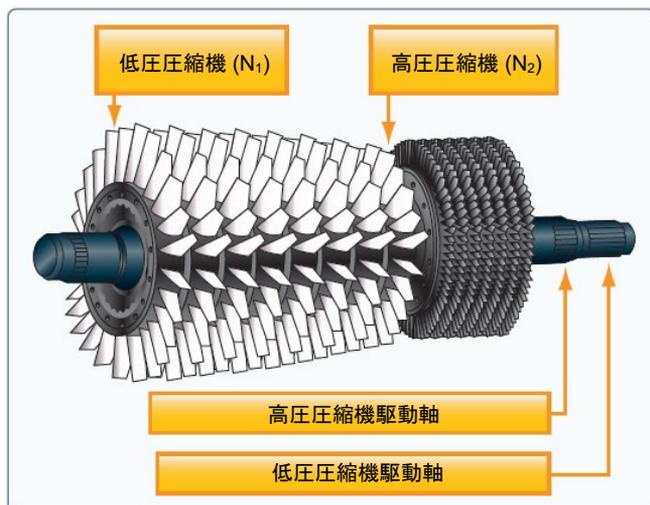


図 7-27. デュアルスプール軸流圧縮機

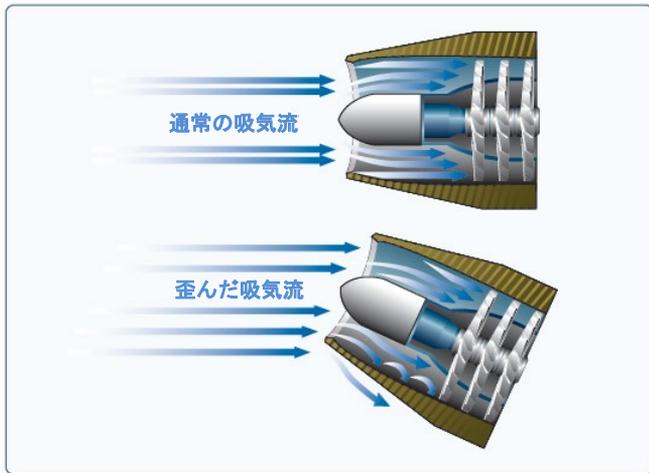


図7-28. 圧縮機部分への通常の気流と歪んだ気流の比較

圧縮機の失速は、一時的で断続的なものであったり、一定で深刻なものであったりする。一時的/断続的な失速の兆候は、通常、逆火と流れの反転が起こるため、断続的な「バング」である。失速が発生し、その状態が続くと、連続的な流れの反転から強い振動と大きなうなりが発生する場合がある。多くの場合、操縦室のゲージは軽度または一時的な失速を示さないが、失速の進行を示す。一般的な機器の表示には、rpm の変動と排気ガス温度の上昇が含まれる。ほとんどの一時的な失速はエンジンに有害ではなく、1回または2回の振動の後に自動的に修正される。一定状態の失速による深刻なエンジン損傷の可能性は一刻を争うものである。迅速に出力を削減し、航空機のAOAを減らし、対気速度を上げることにより、回復させなければならない。

すべてのガスタービンエンジンは圧縮機の失速の影響を受けるが、ほとんどのモデルにはそれらを抑制するシステムがある。1つのシステムでは、可変吸気ガイドベーン (VIGV) と可変ステータベーンを使用して、適切な角度で流入空気をローターブレードに送る。空気圧の失速を防ぐために、メーカーが設定したパラメータ内で航空機を操作しなければならない。圧縮機が失速した場合は、AFM / POH で推奨されている手順に従う。

### フレイムアウト

フレイムアウトは、ガスタービンエンジンの回転中に発生し、エンジンの燃焼が意図せずに消えることである。燃焼室で燃空比のリッチ限界を超えると、炎が吹き消される。この状態は、多くの場合、リッチフレイムアウトと呼ばれる。これは一般に、エンジンの加速が非常に速いために発生し、過度にリッチな混合気により燃料温度が燃焼温度を下回る。また、燃焼をサポートするのに不十分な気流が原因である場合もある。

より一般的なフレイムアウトの発生は、通常、高高度飛行に関連する燃料圧力の低下とエンジン速度の低下によるものである。この状況は、降下中にエンジンがスロットルバックされ、リーン状態のフレイムアウトが発生する場合にも起こる可能性がある。リーンな混合気は、エンジンを通る通常の気流であっても、燃焼を簡単に消滅させる。

燃料供給が中断されると、フレイムアウトが発生する可能性がある。これは、異常姿勢の長期化、燃料制御システムの誤動作、乱気流、着氷、または燃料切れが原因である可能性がある。

フレイムアウトの症状は、通常、エンジン障害に続くものと同じである。フレイムアウトの原因が、燃料流量とエンジン回転速度の不均衡などの一時的な状態である場合、状態が修正されるとエアスタートが試行される場合がある。いずれにせよ、パイロットは AFM / POH に概説されている該当する緊急手順に従わなければならない。通常、これらの手順には、エアスタートが成功する可能性が最も高い高度と対気速度に関する推奨事項が含まれている。

### 性能比較

往復動力装置と異なるタイプのタービンエンジンの性能を比較することが可能である。比較を正確に行うには、ブレーキ馬力ではなく、往復動力装置の推力馬力 (使用可能な馬力) を使用しなければならない。タービン推進エンジンでは正味推力を使用しなければならない。さらに、航空機的设计構成とサイズはほぼ同じでなければならない。

性能を比較する場合、次の定義が役立つ:

- 軸馬力 (BHP) — 実際に出力シャフトに供給される馬力。軸馬力は、実際に使用可能な馬力である。
- 正味推力 — ターボジェットまたはターボファンエンジンによって生成される推力。
- 推力馬力 (THP) — ターボジェットまたはターボファンエンジンによって生成される推力に相当する馬力。

相当軸馬力 (ESHP) — ターボプロップエンジンに関して、プロペラに供給されるシャフト馬力 (SHP) と排気ガスによって生成される THP の合計。

図7-29 は、対気速度が増加したときの4種類のエンジンの正味推力の比較を示している。この図は説明のみを目的としており、特定のエンジンモデル用ではない。

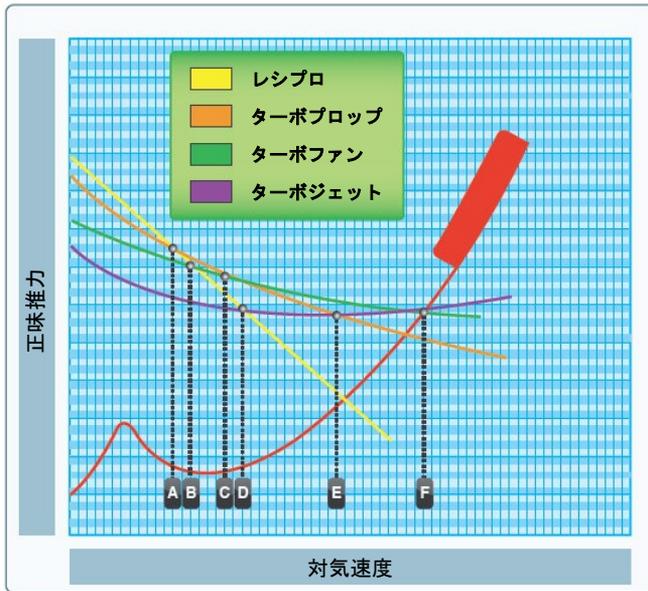


図 7-29. エンジンの正味推力対航空機の色度と抗力。  
点Aから F は以下の文で説明されている

エンジンは以下の 4 種類である:

- ピストンエンジン (レシプロエンジン)
- タービン、プロペラの組み合わせ(ターボプロップ)
- ファン(ターボファン)を組み込んだタービンエンジン
- ターボジェット (純粋なジェット)

各エンジンの性能カーブをプロットすることにより、使用するエンジンのタイプと航空機の最大速度の変動を比較できる。グラフは比較の手段にすぎないため、正味推力、航空機の色度、および抗力の数値は含まれていない。

正味推力に基づいて 4 つの発動機を比較すると、特定の性能が明らかになる。線 A の左側に示されている速度範囲では、往復動力装置は他の 3 つのタイプよりも優れている。ターボプロップは、線 C の左側の範囲でターボファンより優れている。ターボファンエンジンは、線 F の左側の範囲でターボジェットより優れている。ターボファンエンジンは、線 B の右側にある往復動力装置と線 C の右側にあるターボプロップ機関よりも優れている。ターボジェットは、線 D の右側の往復動力装置、線 E の右側のターボプロップ、線 F の右側のターボファンよりも優れている。

航空機の抵抗曲線が正味推力曲線と交差する点は、航空機の最大速度である。各点からグラフのベースラインまでの垂直線は、ターボジェット航空機が他のタイプのエンジンを搭載した航空機よりも高い最高速度に到達できることを示している。ターボファンエンジンを搭載した航空機は、ターボプロップまたはピストンエンジン (レシプロエンジン) を搭載した航空機よりも最高速度が高くなる。

## 機体システム

機体システムは、燃料、電気、油圧、および酸素システムで構成されている。

## 燃料システム

燃料システムは、燃料タンクからエンジンへのクリーンな燃料の途切れない流れを提供するように設計されている。燃料は、エンジンの出力、高度、姿勢のすべての条件の下で、すべての承認された飛行操作中にエンジンで使用できなければならない。小型航空機の燃料システムには、重力供給と燃料ポンプの 2 つの一般的な分類が適用される。

### 重力供給システム

重力供給システムは、重力を利用して燃料をタンクからエンジンに移動させる。たとえば、高翼飛行機では、燃料タンクが翼に取り付けられている。これにより、燃料タンクが気化器の上に配置され、燃料はシステムを介して気化器に重力で送られる。航空機的设计上、重力を使用して燃料を輸送できない場合は、燃料ポンプが取り付けられている。たとえば、低翼の飛行機では、翼の燃料タンクは気化器の下にある。[図 7-30]

### 燃料ポンプシステム

燃料ポンプシステムを搭載した航空機には、2 つの燃料ポンプがある。主ポンプシステムは、エンジンの始動時やエンジンポンプが故障した場合に使用するための電動補助ポンプを備えたエンジン駆動である。補助ポンプは、ブーストポンプとも呼ばれ、燃料システムの信頼性を高める。電動補助ポンプは、操縦室のスイッチによって制御される。

### 燃料プライマー

重力供給システムと燃料ポンプシステムの両方で、システムに燃料プライマーを組み込むことができる。燃料プライマーは、エンジンを始動する前に、タンクから燃料を引き出して燃料を直接シリンダーに蒸発させるために使用される。寒い季節には、エンジンの始動が困難な場合、気化器内の燃料を蒸発させるのに十分な熱がないため、燃料プライマーが役立つ。プライマーが使用されていないときは、プライマーを所定の位置にロックすることが重要である。ノブが自由に動くと、飛行中に振動して位置がずれ、過度に濃厚な燃料と空気の混合が発生する可能性がある。過剰プライミングの回避については、航空機のプライミング手順を参照。

### 燃料タンク

通常、飛行機の翼の内側にある燃料タンクには、翼の上部に充填口があり、そこから充填することができる。この開口部はフィルターキャップで覆われている。

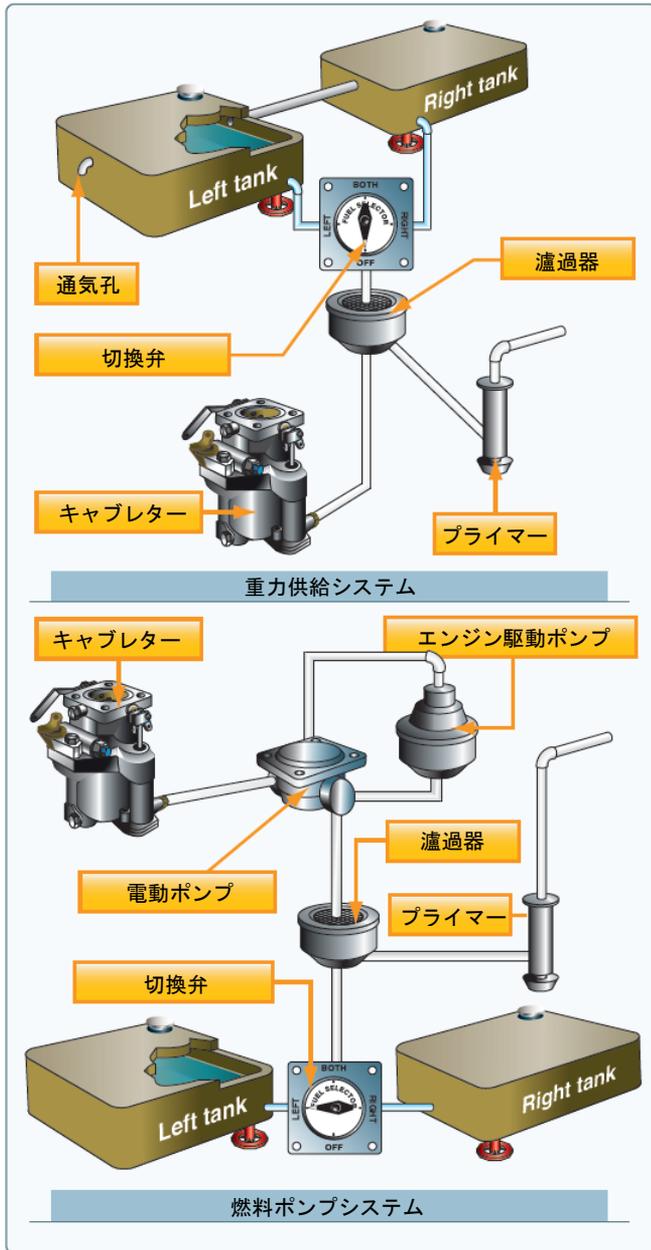


図7-30. 重力供給および燃料ポンプシステム

タンクは、タンク内の気圧を維持するために外部に通気されている。それらは、フィルターキャップまたは翼の表面を貫通するチューブを介して通気される。燃料タンクには、単独で、または燃料タンクの通気口と同じ場所に配置できるオーバーフロー dren も含まれている。これにより、温度が上昇し燃料が溢れても、タンク自体に損傷を与えないようにできる。暑い日にタンクが満タンになり、オーバーフロー dren から燃料が溢れだすのは珍しいことではない。

### 燃料計

燃料量ゲージは、各燃料タンクの検知ユニットによって測定された燃料の量を示し、ガロンまたはポンドで

表示される。航空機の認証規則では、「empty」と表示時の燃料計の正確さだけを義務付けている。「empty」以外の表示を検証する必要がある。燃料量ゲージの精度だけに頼ってはならない。飛行前点検中は、各タンクの燃料レベルを常に目視で確認し、対応する燃料量の表示と比較すること。

燃料システムに燃料ポンプが取り付けられている場合、燃料圧力計も含まれる。このゲージは、燃料ラインの圧力を示す。通常の操作圧力は、AFM / POH またはゲージで色分けして確認できる。

### 燃料セクター

燃料セクターバルブにより、さまざまなタンクから燃料を選択できる。一般的なタイプのセクターバルブには、LEFT、RIGHT、BOTH、および OFF の4つの位置が含まれる。LEFT または RIGHT 位置を選択すると、選択したタンクだけから燃料が供給され、BOTH 位置を選択すると、両方のタンクから燃料が供給される。LEFT または RIGHT の位置を使用して、各翼タンクに残っている燃料の量のバランスを取ることができる。[図7-31]

燃料プラカードには、着陸と離陸の「水平飛行のみ」や「両方」など、燃料タンクの使用に関する制限が表示されている。

使用中の燃料セクターのタイプに関係なく、燃料消費量を厳密に監視して、タンクの燃料が完全に不足しないようにする必要がある。燃料タンクを空運転すると、エンジンが停止するだけでなく、1つのタンクで長時間運転すると、タンク間の燃料使用が不均衡になる。タンクが完全に空のまま運転すると、空気が燃料システムに侵入して蒸気がロックされ、エンジンの再起動が困難になる場合がある。燃料噴射エンジンでは、燃料が非常に高温になるため、燃料ラインで蒸発し、燃料がシリンダーに到達できない。



図7-31. 燃料セクターバルブ

## 燃料ストレーナー、サンブ、およびドレイン

燃料タンクを出た後、気化器に入る前に、燃料はストレーナーを通過し、システム内の水分やその他の沈殿物が除去される。これらの汚染物質は航空燃料よりも重いいため、ストレーナーアセンブリの底のサンブに沈殿する。サンブは、燃料システムおよび/または燃料タンクの底にある。燃料システムには、サンブ、燃料ストレーナー、および燃料タンクのドレインが含まれる場合があり、これらは同じ場所に配置される場合がある。

燃料ストレーナーは、各フライトの前に排出する必要がある。燃料サンプルを排出し、水と汚染物質を目視で確認する必要がある。

寒い気候では水が凍結して燃料ラインを塞ぐ可能性があるため、サンブ内の水は危険である。暖かい気候では、気化器に流れ込んでエンジンを停止することがある。サンブに水が存在する場合、燃料タンク内の水が多くなる可能性が高いため、水の形跡がなくなるまで排水する必要がある。エンジンの燃料システムからすべての水と汚染物質が除去されるまで、決して離陸してはいけない。

燃料システムはさまざまであるため、飛行中の航空機に適用されるシステムを十分に理解すること。特定の操作手順については、AFM / POH を参照。

## 燃料グレード

航空ガソリン (AVGAS) は、オクタンまたは性能番号 (グレード) で識別される。これは、エンジンシリンダー内の燃料混合気のアンチノック値またはアンチノック性を示す。ガソリンのグレードが高いほど、燃料は爆発せずに耐えることができる。これらの燃料は低温で発火するため、低品質の燃料は低圧縮エンジンで使用される。高温で発火するが、通常より早くはないため、高グレードのエンジンは高圧縮エンジンで使用される。適切なグレードの燃料が入手できない場合は、代わりに次に高いグレードを使用する。推奨より低いグレードを使用してはならない。使用した場合、シリンダーヘッドの温度とエンジンオイルの温度が通常の動作範囲を超え、異常燃焼を引き起こす可能性がある。

AVGAS のいくつかのグレードが利用可能である。特定のタイプのエンジンに対して正しい航空グレードが使用されていることを確認しなければならない。適切な燃料グレードは、AFM / POH、操縦室のプラカード、およびフィルターキャップの隣に記載されている。航空機が連邦航空局 (FAA) によって発行された追加型式設計承認 (STC) で変更されていない限り、自動車の燃料を航空機のエンジンに使用してはいけない。

現在の方法は、略語 AVGAS とともに、オクタン価と性能数によってレシプロエンジンを搭載した航空機の

AVGAS を識別する。これらの航空機は AVGAS 80、100、および 100LL を使用する。AVGAS 100LL はグレード 100 と同じ性能を発揮するが、「LL」は鉛含有量が少ないことを示している。タービンエンジンを搭載した航空機の燃料は、JET A、JET A-1、および JET B に分類される。ジェット燃料は基本的に灯油であり、独特の灯油臭がある。正しい燃料の使用が重要であるため、燃料の種類とグレードを識別するのに役立つ染料が追加される。[図 7-32]

燃料自体の色に加えて、色分けシステムはデカルやさまざまな空港の燃料処理機器にまで及ぶ。たとえば、すべての AVGAS は、赤い背景に白い文字を使用して名前が識別される。対照的に、タービン燃料は黒い背景に白い文字で識別される。

Special Airworthiness Information Bulletin (SAIB) NE-11-15 は、グレード 100VLL AVGAS が航空機およびエンジンでの使用に許容されることを推奨している。100VLL は、グレード 80、91、100、および 100LL のすべての性能要件を満たしている。これらの他のグレードの AVGAS で動作するように認定された航空機およびエンジンの承認された動作制限を満たす。基本的には 100LL AVGAS と同じである。100VLL の鉛含有量は約 19% 削減される。100VLL は 100LL のように青く、実質的に区別できない。

## 燃料汚染

燃料汚染による発動機の故障に起因する事故は、多くの場合以下が原因となっている:

- パイロットによる不適切な飛行前点検
- 小型タンクまたはドラムからの不適切にろ過された燃料を航空機に補給する
- 燃料タンクが部分的に満たされた状態で航空機を保管する
- 適切な整備の欠如

燃料は、燃料ストレーナーのクイックドレインと各燃料タンクのサンブから透明な容器に排出し、汚れと水をチェックする必要がある。燃料ストレーナーが排出されているとき、タンクにつながるラインからすべての燃料が排出されるまで、タンク内の水が現れない場

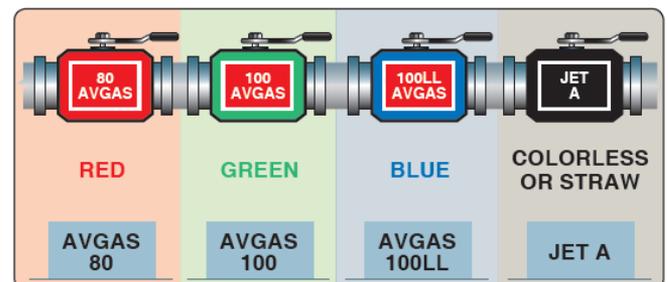


図 7-32. 航空燃料の色分けシステム

合がある。これは、水がタンク内に残り、燃料ストレーナーにつながる燃料ラインから燃料を押し出していないことを示している。したがって、燃料がタンクから確実に排出されるように、燃料ストレーナーから十分な燃料を排出すること。量は、タンクからドレインまでの燃料ラインの長さによって決まる。最初のサンプルで水またはその他の汚染物質が見つかった場合は、痕跡がなくなるまでさらにサンプルを排出する。

燃料ストレーナーからの排水が痕跡を残さなくなった後、水が燃料タンクに残っていることもある。この残留水は、燃料タンクの排水ドレインから排水することによってのみ除去できる。

水は主要な燃料汚染物質である。燃料中の浮遊水滴は、燃料の濁った外観、または水がタンクの底に落ち着いた後に発生する着色燃料からの水の明確な分離によって識別できる。安全対策として、飛行前点検中は、飛行前に燃料サンプルを空にしなければならない。

燃料タンクは、タンク内の結露を防ぐために、各フライトの後、またはその日の最後のフライトの後に充填する必要がある。燃料の汚染を防ぐため、缶やドラム缶からの燃料補給は避ける。

遠隔地や緊急事態では、不適切な汚染防止システムを備えた供給源からの燃料補給に代わるものはない可能性がある。セーム皮と漏斗が燃料をろ過する唯一の可能な手段であるかもしれないが、それらを使用することは危険である。セーム皮を使用しても、燃料を常に除染できるわけではないことに留意する。使い古したセーム皮は水をろ過しない。すでに水に濡れているか湿っている新しいきれいなセーム皮も同様である。ほとんどの模造セーム皮は水をろ過しない。

## 燃料システムの着氷

航空機の燃料システム内の氷の形成は、燃料システム内の水の存在に起因する。この水は未溶解または溶解している場合がある。未溶解水の条件の 1 つは、燃料に浮遊する微細な水粒子で構成される同調水である。これは、遊離水の機械的攪拌または温度低下による溶存水の変換の結果として発生する場合がある。巻き込まれた水は、静的な条件下で時間内に沈殿し、通常の燃料補給中に、自由水に変換される速度に応じて排水される場合とされない場合がある。一般に、すべての同調水が野外条件下で燃料から分離される可能性はほとんどない。沈降速度は、温度、静止、液滴サイズなどの一連の要因によって決まる。

液滴のサイズは、形成のメカニズムによって異なる。通常、粒子は肉眼では見えないほど小さいが、極端な場合には、燃料にわずかな濁りを引き起こす可能性がある。溶液中の水は、脱水によるか、温度低下により

同調された水に変換してから自由水に変換する以外は除去できない。

未溶解水のもう 1 つの状態は、燃料補給または燃料タンクの底に集まる同調水の沈殿の結果として導入される可能性のある自由水である。通常、タンクの底部には、容易に検出できる量の遊離水が存在し、連続した界面によって上の燃料から分離されている。自由水は、その目的のために提供されているサンプドレインを介して燃料タンクから排出できる。燃料タンクや燃料フィルターなどの貯水槽の底で凍結した自由水は、排水溝を機能させなくする可能性があり、後で溶けてシステムに水を放出し、それによりエンジンの誤作動や停止を引き起こす。そのような状態が検出された場合、これらの貯水槽の適切な排水を再確立するために航空機を暖かい格納庫に入れ、すべての油だめと排水溝を飛行前に排水し、確認するべきである。

Entrained water (すなわち、石油燃料を含む溶液中の水) が特定のシステムの潜在的な全水に含まれる割合は比較的小さく、溶解量は燃料の温度と既存の圧力、および燃料の水流動特性によって決まる。氷の比重は AVGAS の比重とほぼ同じであるため、飛沫同調水は中間燃料で凍結し、より長く浮遊状態に留まる傾向がある。

浮遊状態の水は凍結し、十分なサイズの氷の結晶を形成するため、燃料スクリーン、ストレーナー、フィルターが詰まることがある。燃料が気化器の空気通路に入り、この形態の着氷を助長しない条件で気化器計量構成要素の着氷が生じると、この水の一部はさらに冷却される。

## 予防手順

一部の航空機に防氷添加剤を使用することは、AVGAS の水と氷の問題を防ぐ手段として承認されている。一部の実験室および飛行試験では、ヘキシレングリコール、特定のメタノール誘導体、およびエチレングリコールモノエチルエーテル (EGME) を低濃度で使用すると、燃料システムの着氷が抑制されることが示されている。これらの試験は、体積濃度で最大 0.15% の EGME を使用すると、ほとんどの動作条件下で燃料システムの着氷を大幅に抑制することを示している。燃料中の添加剤の濃度は重要である。添加剤の有効性が著しく低下するのは、添加剤が少なすぎるか多すぎるためである。パイロットは、防氷添加剤が気化器熱の代用物または代替物ではないことを認識する必要がある。着氷の原因となる大気条件下で運転する場合は、気化器の熱の使用を含む航空機の取扱説明書を常に遵守しなければならない。

## 給油手順

静電気は、飛行中の航空機の表面を通過する空気の摩擦と、給油中のホースとノズルを通る燃料の流れによって形成される。ナイロン、ダクロン、またはウールの衣服は、静電気を人から漏斗またはノズルに蓄積し、放電する傾向が特にある。静電気が燃料ガスに点火する可能性を防ぐため、タンクから燃料キャップを取り外す前に、航空機に接地線を取り付ける必要がある。航空機と給油車の静電気は異なるため、両方の構成要素を互いに結合することが重要である。両方の構成要素を互いに結合することにより、静電気の差動電荷が均等化される。給油ノズルは、給油を開始する前に航空機に接着する必要がある。給油プロセス中は接着したままにする必要がある。燃料トラックを使用する場合、燃料ノズルが航空機に接触する前に接地する必要がある。

ドラムまたは缶から燃料を補給する必要がある場合は、適切な接着と接地接続が重要である。ドラムは接地ポストの近くに配置する必要がある。順序は次のとおりである:

1. ドラムから地面へ
2. 地面から航空機へ
3. 燃料キャップを取り外す前に、航空機からドラムへ、または航空機からノズルへ

切断するときは、順序を逆にする。

燃料がセーム皮を通過すると、静電気の帯電と火花の危険性が高まる。航空機は適切に接地され、ノズル、セーム皮フィルター、ファンネルが航空機に接着されていなければならない。缶を使用する場合は、接地ポストまたは漏斗に接続する必要がある。いかなる状況でも、この操作でプラスチック製のバケツまたは同様の非導電性容器を使用してはいけない。

## 加熱システム

航空機の種類に応じて利用可能な航空機加熱システムには、さまざまな種類がある。どのタイプまたはそれらに付随する安全機能に関係なく、特定の航空機のオペレーターのマニュアルを参照し、加熱システムについて知識を得ることが常に重要である。それぞれに正確に従うべき異なる修理および検査基準がある。

### 燃料燃焼ヒーター

燃料燃焼ヒーターは、小型または携帯型の暖房器具である。燃料は、燃料タンクからの配管を使用してヒーターに運ばれるか、航空機の燃料システムに接続される。ファンが燃焼室に空気を吹き込み、点火プラグまたは点火装置が混合気に点火する。内蔵の安全スイッ

チは、ファンが作動していない場合の燃料の流れを止める。燃焼室の外側では、2番目の大きな直径のチューブが燃焼チューブの外側の周りに空気を導き、2番目のファンが温められた空気をチューブに吹き込み、航空機の内部に向ける。ほとんどのガソリンヒーターは、1時間あたり 5,000~50,000 英熱量 (BTU) を生成できる。

燃料燃焼ヒーターは、その動作に電気を必要とし、12 ボルトおよび 24 ボルトの航空機の電気システムと互換性がある。ヒーターには、燃焼管の定期検査や定期的な間隔での点火器の交換などの定期的な整備が必要である。ガソリンヒーターは通気する必要があるため、通気口が航空機の内部に漏れないように特別な注意しなければならない。燃焼副産物には、すす、二酸化硫黄、二酸化炭素、および一部の一酸化炭素が含まれる。不適切に調整、燃料補給、または整備が不十分な燃料ヒーターは危険である。

### 排気加熱システム

排気加熱システムは最も単純なタイプの航空機加熱システムであり、ほとんどの軽飛行機で使用されている。排気加熱システムは、エンジンノイズを低減しながら、排気ガスをエンジンと胴体から遠ざけるために使用される。排気システムは、キャビンと気化器の熱源としても機能する。

排気加熱システムに欠陥がある航空機を操作するリスクには、一酸化炭素中毒、エンジン性能の低下、および火災の可能性の増加などがある。こういったリスクがあるため、技術者は排気加熱システムの劣化率を認識し、排気加熱システムのすべての領域を徹底的に検査して、内部および外部の欠陥を探す必要がある。

### 燃焼ヒーターシステム

大型で高価な航空機のキャビンを加熱するために、燃焼ヒーターまたは表面燃焼ヒーターがよく使用される。このタイプのヒーターは、燃焼室またはチューブで航空機の燃料を燃焼させて必要な熱を発生させ、チューブの周りを流れる空気が加熱されて客室に送られる。燃焼ヒーターは、ステンレス製のジャケットを備えた気密バーナーチャンバーである。航空機の燃料システムからの燃料は点火され、燃焼して熱を供給する。換気用の空気が気密燃焼室に押し込まれ、熱を奪い、それがキャビンエリアに分散される。

ヒーター制御スイッチがオンになると、空気流、点火、燃料がヒーターに供給される。ヒーター制御スイッチがオンの間、空気流と点火はバーナー室内で一定である。熱が必要な場合、温度制御が進み、サーモスタットが作動する。サーモスタット (換気の空気温度を感知) が燃料ソレノイドをオンにし、燃料がバーナー室に噴霧されるようにする。燃料はチャンバー内で空気

と混合し、点火プラグによって点火され、熱を発生させる。

副産物である一酸化炭素は、ヒーターの排気管を通して航空機から排出される。バーナー室の外側とヒーターのジャケットの内側を流れる空気は熱を吸収し、ダクトを通してキャビンに運ぶ。サーモスタットが設定温度に達すると、燃料ソレノイドがオフになり、バーナーチャンバーへの燃料の流れが停止する。換気用の空気により、サーモスタットが再び燃料ソレノイドをオンにするポイントまで冷えると、バーナーが再び始動する。

この加熱方法では、すべての燃焼ヒーターに過熱スイッチが装備されているため非常に安全である。過熱スイッチは、ヒーターの電気システムに配線され、誤作動時に燃料を遮断する。万が一、ヒーターにあるヒーター燃料ソレノイドが開いたままになるか、制御スイッチが故障すると、機械的なオーバーヒートスイッチによってリモート燃焼ソレノイドおよび/または燃料ポンプが遮断され、システムへのすべての燃料の流れが停止する。

ほとんどの単発機で使用される燃料燃焼式キャビンヒーターとは対照的に、一酸化炭素中毒が燃焼ヒーターで発生することはほとんどない。燃焼ヒーターの燃焼管内の圧力は低く、排気管から気流に排出される。燃焼室の外側の換気用空気は内側よりも高圧であり、ラム空気は燃焼管の外側の圧力を高める。燃焼室で漏れが発生した場合、燃焼室外の高圧の空気が燃焼室に移動し、排気される。

## 抽気加熱システム

抽気加熱システムは、タービンエンジンの航空機で使用される。非常に高温の気化器の抽気がチャンバーにダクトから送られ、そこで周囲空気または再循環空気と混合されて、使用可能な温度まで空気が冷却される。空気の混合物はキャビンにダクトで送られる。このタイプのシステムには、キャビンへの過剰な熱の侵入を防ぐ温度センサー、エンジンの始動時およびフルパワーが必要なときに気化器の抽気の損失を防ぐチェックバルブ、エンジンが作動しなくなった場合のブリードシステムを排除するエンジンセンサーなど、いくつかの安全機能が含まれている。

## 電気システム

ほとんどの航空機には、14ボルトまたは28ボルトの直流（DC）電気システムが装備されている。基本的な航空機の電気システムは、次の構成要素で構成されている：

- オルタネーター/ジェネレーター

- バッテリー
- マスター/バッテリースイッチ
- オルタネーター/ジェネレータースイッチ
- バスバー、ヒューズ、および回路ブレーカー
- 電圧レギュレーター
- 電流計/荷重計
- 関連する電気配線

エンジン駆動のオルタネーターまたは発電機は、電気システムに電流を供給し、バッテリーの十分な電荷を維持する。バッテリーに保存された電気エネルギーは、エンジンを始動するための電力源と、交流機または発電機が故障した場合に使用するための限られた電力供給を提供する。

ほとんどの DC 発電機は、低いエンジン rpm で電気システム全体を動作させられるだけの十分な量の電流を生成しない。低エンジン回転数での動作中は、バッテリーから電氣的ニーズを引き出さなければならず、バッテリーはすぐに消耗する可能性がある。

交流機には、発電機に比べていくつかの利点がある。オルタネーターは、DC に変換される交流（AC）を生成することにより、低速のエンジン速度でも電気システム全体を動作させるのに十分な電流を生成する。オルタネーターの電気出力は、広範囲のエンジン速度にわたってより一定である。

一部の航空機には、始動用の電気エネルギーを提供するために外部地上電源ユニット（GPU）を接続できるコンセントがある。これらは、特に寒い季節のスタート時に非常に便利である。GPU を使用するエンジンに関してはメーカーの推奨事項に従うこと。

電気システムは、マスタースイッチでオンまたはオフになる。マスタースイッチをオンの位置にすると、イグニッションシステムを除くすべての電気機器回路に電気エネルギーが供給される。電気システムをエネルギー源として一般的に使用する機器には、次のものが含まれる：

- ナビゲーションライト
- 衝突防止灯
- 着陸灯
- タクシー灯
- インテリアキャビンライト
- 計器灯
- 無線機器
- 方向指示器
- 燃料計
- 電動燃料ポンプ
- 失速警告システム
- ピトーヒート
- 始動モーター

多くの航空機には、マスタースイッチと同様の方法で航空機への電力を制御するバッテリースイッチが装備されている。さらに、オルタネーターが故障した場合にパイロットがオルタネーターを電気システムから除外できるようにするオルタネータースイッチが取り付けられている。[図7-33]

オルタネーターの半分のスイッチをオフの位置にすると、電気負荷全体がバッテリーにかかる。バッテリーの電力を節約するために、重要でない電気機器はすべてオフにする必要がある。

バスバーは、電気を動力源として機器にメイン電気システムを接続するために、航空機の電気システムのターミナルとして使用される。これにより、配線システムが簡素化され、システム全体に電圧を分散できる共通ポイントが提供される。[図7-34]

ヒューズまたは回路ブレーカーは、電氣的過負荷から回路と機器を保護するために電気システムで使用される。適切なアンペア数の予備のヒューズを航空機に搭載して、欠陥のあるヒューズまたは切れたヒューズを交換する必要がある。回路ブレーカーはヒューズと同じ機能を備えているが、電気システムで過負荷状態が発生した場合、交換するのではなく、手動でリセットできる。ヒューズまたは回路ブレーカーパネルのプラカードは、名前を回路を識別し、アンペア数の制限を示す。

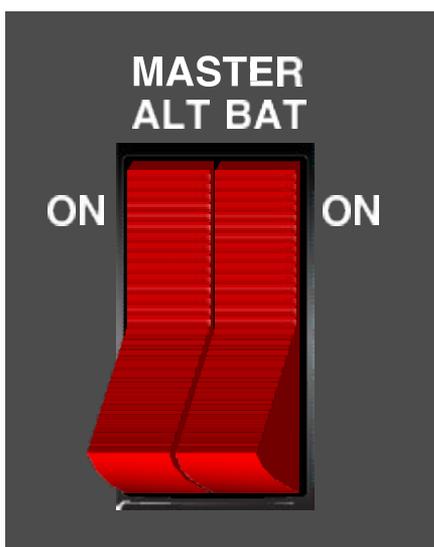


図7-33. このマスタースイッチでは、左半分がオルタネーター用で、右半分がバッテリー用である。

電流計は、航空機の電気システムの性能を監視するために使用される。電流計は、オルタネーター/発電機が十分な電力を供給しているかどうかを示す。また、バッテリーが充電されているかどうかを示す。

電流計は、面の中心にゼロ点があり、両側に負または正の表示があるように設計されている。[図7-35] 電流計のポインターがプラス側にある場合、バッテリーの充電率を示す。マイナス表示は、交換されるよりも多くの電流がバッテリーから流れていることを意味する。フルスケールのマイナス偏向は、オルタネーター/発電機の故障を示す。フルスケールの正の偏向は、レギュレーターの誤動作を示す。どちらの場合でも、適切な処置を講じるためにAFM/POHに参照すること。

すべての航空機に電流計が装備されているわけではない。一部には警告灯が付いており、点灯すると、発電機/オルタネーターの故障としてシステムの放電を示す。適切な処置については、AFM/POHを参照。

別の電氣的監視インジケータは、荷重計である。このタイプのゲージは、オルタネーター/発電機にかかる負荷を示し、そのスケールはゼロから始まる。[図7-35] 負荷計は、電気アクセサリとバッテリーによって電気システムの発電能力にかかる負荷の合計割合を反映する。すべての電気部品がオフになると、バッテリーが必要とする充電電流のみが反映される。

電圧レギュレーターは、発電機またはオルタネーターの電気出力を安定させることにより、バッテリーへの充電率を制御する。発電機/オルタネーターの電圧出力は、バッテリー電圧よりも高くなければならない。たとえば、12ボルトのバッテリーには、約14ボルトの発電機/オルタネーターシステムから給電される。電圧の差により、バッテリーは充電されたままになる。

## 油圧システム

航空機の複雑さに応じて、航空機の油圧用途には複数の用途がある。たとえば、油圧システムは、多くの場合、小型飛行機でホイールブレーキ、格納式着陸装置、および一定速度のプロペラを操作するために使用される。大型飛行機では、操縦装置、翼のフラップ、スポイラー、その他のシステムに油圧システムが使用される。

基本的な油圧システムは、リザーバー、ポンプ（手動、電動、またはエンジン駆動）、流体を清潔に保つためのフィルター、流れの方向を制御するためのセレクトバルブ、過剰な圧力を緩和するためのリリーフバルブ、およびアクチュエータで構成される。[図7-36]

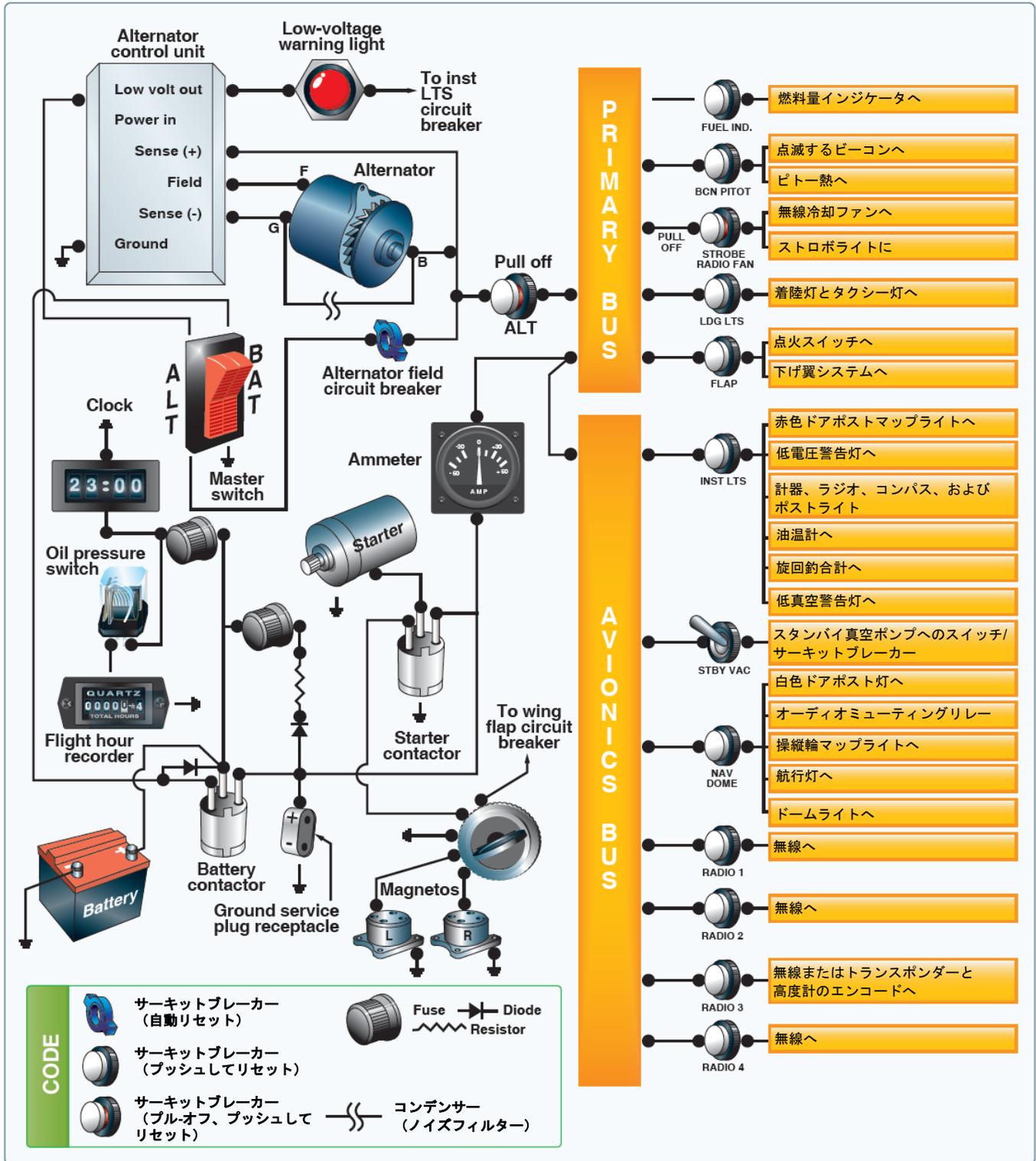


図7-34. 電気システムの概略図

油圧作動油は、システムを介してアクチュエータまたはサーボに送られる。サーボとは、内部にピストンを備えたシリンダーで、流体の動力を活用し、航空機システムまたは飛行制御を動かすのに必要な動力を作り出す。サーボは、システムのニーズに基づいて、単動または複動のいずれかになる。これは、サーボタイプ

に応じて、流体をサーボの片側または両側に使用できることを意味する。単動サーボは、一方に電力を供給する。セレクターバルブにより、流体の方向を制御できる。これは、流体が2つの異なる方向に作用しなければならない着陸装置の伸縮などの操作に必要である。リリーフバルブは、システム内の液圧が過剰な場合にシ



図 7-35. 電流計と荷重計

システムの出口となる。各システムには、異なる航空機の個々のニーズを満たすために、異なる構成要素が組み込まれている。

鉱物ベースの油圧作動油は、小型航空機で最も広く使用されているタイプである。灯油のような石油製品であるこのタイプの油圧作動油は、潤滑性が高く、発泡を防ぎ、腐食の形成を防ぐように添加されている。また、化学的に安定しており、温度による粘度変化がほとんどなく、識別のために染色されている。いくつかのタイプの油圧作動油が一般的に使用されているため、航空機はメーカーが指定したタイプで整備しなければならない。AFM / POH または整備マニュアルを参照。

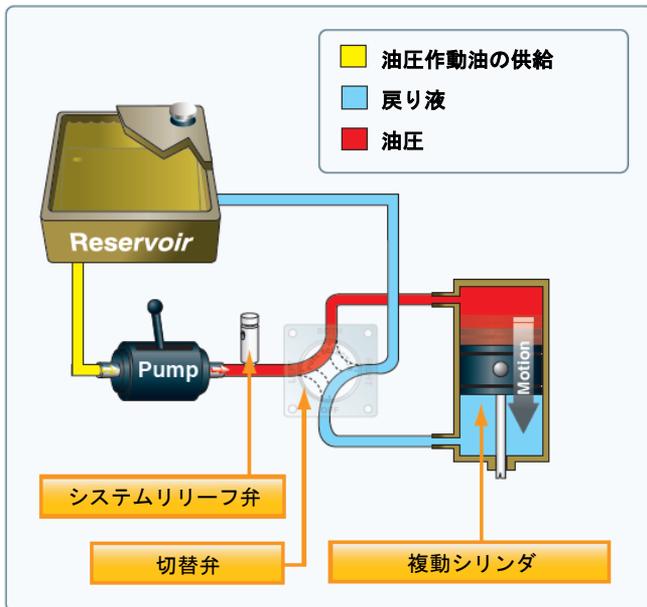


図 7-37. 着陸装置は、離陸、着陸、タキシング中、および駐機中に飛行機を支える。

## 着陸装置

着陸装置は、表面的な航空機の主要なサポートを提供する。最も一般的なタイプの着陸装置は車輪であるが、航空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 7-37] 小型航空機の着陸装置は、3 輪の車輪で構成されている。2 輪の主車



図 7-36. 基本的な油圧システム

輪（胴体の両側に 1 輪ずつ）と、飛行機の前後に配置された 3 番目の車輪である。後部に取り付けられたホイールを使用する着陸装置は、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、しばしば尾輪式飛行機と呼ばれる。3 番目の車輪が前輪である場合、それは前輪式と呼ばれ、その設計は三輪式ギアと呼ばれる。操縦可能な前輪または後輪により、地上でのすべての操作を通じて飛行機を制御できる。

## 三輪式着陸装置

三輪式の着陸装置を使用することには 3 つの利点がある。:

1. 高速での着陸時に、航空機の機首を上げることなく、より強力なブレーキをかけられる。
2. 離陸、着陸、およびタキシング中のパイロットの前方視認性が向上する。
3. 航空機の重心 (CG) は主輪の前方にあるため、地上での操作中に方向の安定性を高めることで、地上のループ (揺れ) を防ぐ傾向がある。前方 CG は、飛行機が地上でループせずに、直線で前進し続けるように保てる。

前輪は操縦可能またはキャスター付きである。操縦可能な前輪はケーブルまたはロッドによって舵にリンクされ、キャスタリング前輪は自由に回転できる。どちらの場合でも、航空機は方向舵ペダルを使用して操縦される。キャスター付き前輪を備えた飛行機では、パイロットが方向舵ペダルの使用とブレーキの単独使用を組み合わせる必要がある場合がある。

## 尾輪着陸装置

尾輪の着陸装置の飛行機には、CG の前方の機体に取り付けられた 2 つのメインホイールがあり、構造の重量のほとんどを支えている。胴体の一番後ろにある尾輪は、3 番目のサポートポイントとなる。この配置により、より大きなプロペラに十分な地上高が確保できる。これは整地されていないフィールドでの運用に適している。[図 7-38]

このタイプの着陸装置を使用した方向制御は、CG がメインの着陸装置の後方にあるため、地上での方向制御はさらに難しいものになる。これは、尾輪の着陸装置の主な欠点である。たとえば、パイロットが低速で地上をロールオンし、航空機を旋回させる場合、舵制御が十分ではない可能性があり、CG はメインギアの前方に移ろうとするため、飛行機がグラウンドループになる可能性がある。

尾輪が地上または地上近くにあるときの前方視界の低下は、尾輪の着陸装置飛行機の2つ目の欠点である。こういった欠点があるため、尾輪飛行機を操作するには特別な訓練が必要である。

### 固定式および格納式の着陸装置

着陸装置は、固定または格納式に分類することもできる。固定着陸装置は常に伸長された状態であり、整備が簡単であるという利点がある。格納式着陸装置は、巡航飛行中に着陸装置を構造物内に収納できるようにすることで、空気抵抗を低減するように設計されている。[図7-39]



図7-38. 尾輪着陸装置



図7-39. 固定 (左) および格納式 (右) のギア飛行機

### ブレーキ

飛行機のブレーキはメインホイールにあり、ハンドコントロールまたはフットペダル (つま先またはかかと) によって作動する。フットペダルは独立して動作し、非対称ブレーキが可能である。地上操作中、非対称ブレーキは前輪/尾輪のステアリングを補完できる。

### 加圧航空機

航空機は、2つの理由により高高度で飛行する。まず、航空機は高度が高くなるほど効率が高く、高高度で飛行する航空機は、同じ速度かつ低高度で飛行した場合よりも、特定の対気速度での燃料の消費が少ない。第二に、悪天候や乱気流がある場合、それら上空の比較的スムーズな空中を飛行することでそれらを回避できることである。多くの現代の航空機は、その環境を利用して、高高度で運航するように設計されている。より高い高度で飛行するには、航空機を加圧するか、各乗員に適切な酸素を供給しなければならない。これらの航空機を操縦するパイロットが、基本的な操作原理に精通していることが重要である。

典型的な加圧システムでは、キャビン、操縦室、および手荷物室は、空気が外気圧よりも高い圧力下にある密閉ユニットに組み込まれている。タービンエンジンを搭載した航空機では、エンジン圧縮機部分からの抽気がキャビンを加圧するために使用される。過給機は、密閉された胴体に空気を送り込むために、古いモデルのタービン駆動の航空機で使用されている場合がある。ピストン式の航空機は、各エンジンのターボチャージャーからソニックベンチュリ (フローリミッター) を介して供給される空気を使用する場合がある。空気は、アウトフローバルブと呼ばれる装置によって胴体から放出される。アウトフローバルブにより、空気の出口を調整することで、加圧領域への空気の一定の流入が可能となる。[図7-40]



キャビン加圧システムは、通常、航空機の最大設計運航高度で約 8,000 フィートのキャビン圧力高度を維持する。これにより、不快になったり、乗客や乗組員に怪我を負わせる可能性のあるキャビンの高度の急激な変化を防ぐ。さらに、加圧システムは、キャビンの内側から外側への空気の適度に速い交換を可能にする。これは臭気をなくし、よどんだ空気を取り除くために必要である。[図7-41]

乗員の低酸素症を防ぐために、機内の加圧が必要である。加圧されたキャビン内では、特にキャビンの高度が 8,000 フィート以下に維持され、酸素装置の使用が不要な場合、居住者を長時間快適かつ安全に輸送できる。このタイプの航空機の乗務員は、キャビンの圧力が偶発的に失われる危険性を認識し、そのような緊急事態が発生するたびに対処する準備をしなければならない。

大気圧	
高度(ft)	圧力 (psi)
海面	14.7
2,000	13.7
4,000	12.7
6,000	11.8
8,000	10.9
10,000	10.1
12,000	9.4
14,000	8.6
16,000	8.0
18,000	7.3
20,000	6.8
22,000	6.2
24,000	5.7
26,000	5.2
28,000	4.8
30,000	4.4

標準気圧が10.9 psiに等しい高度は、8,000フィートにある。

28,000フィートの高度では、標準気圧は4.8 psiである。この圧力を6.1 psiの差 (psid) のキャビン差圧に加えると、10.9 psiの合計空気圧が得られる。

図7-41. 標準大気圧チャート

次の用語は、加圧および空調システムの動作原理を理解するのに役立つ:

- 航空機の高度—航空機が飛行している実際の海拔高度
- 周囲温度—航空機のすぐ周囲の温度
- 周囲圧力—航空機のすぐ周囲の領域の圧力
- キャビン高度—海拔相当高度でのキャビン圧力
- 差圧—壁の片側に作用する圧力と壁の反対側に作用する圧力の差。航空機の空調および加圧システムでは、キャビンの圧力と大気圧の差である。

キャビン圧力制御システムは、キャビン圧力調整、圧力開放、真空開放、および等圧および差動範囲で希望のキャビン高度を選択する手段を提供する。また、キャビンの圧力の放出も、圧力制御システムの機能である。これらの機能を実現するために、キャビン圧力調整器、流出バルブ、および安全バルブが使用される。

キャビン圧力調整器は、キャビン圧力を等圧範囲内の選択された値に制御し、キャビン圧力を圧力差範囲内の事前設定された値に制限する。機体のキャビン内外の圧力差が、胴体構造が設計されている最大差圧に等しくなる高度に達し、航空機の高度がさらに上昇すると、それに応じてキャビンの高度が上昇する。圧力差制御は、胴体が設計された最大差圧を超えないようにするために使用される。

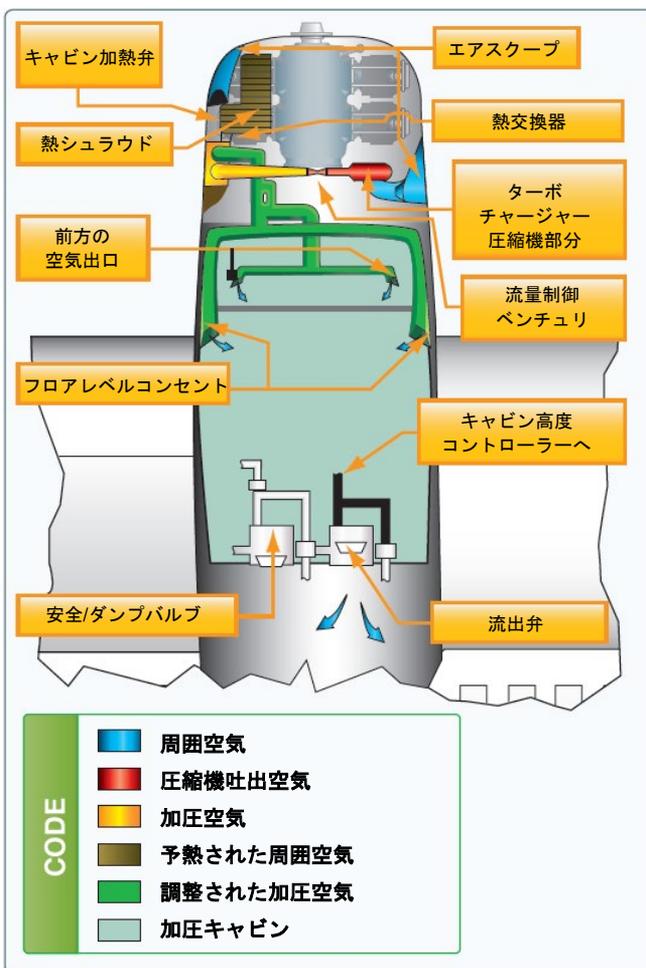


図7-40. 高性能飛行機加圧システム

この差圧は、キャビンの構造強度と、多くの場合、キャビンのサイズと窓エリアやドアなどの破裂の可能性のあるエリアとの関係によって決まる。

キャビンの空気圧安全バルブは、圧力逃がし装置、真空逃がし装置、および放出弁の組み合わせからなる。圧力逃がし弁は、キャビンの圧力が周囲圧力を超える所定の差圧を超えないようにする。真空逃がし装置は、周囲の圧力がキャビンの圧力を超えたときに外気をキャビンに入れることにより、周囲の圧力がキャビンの圧力を超えるのを防ぐ。操縦室制御スイッチによって、放出弁を作動させられる。このスイッチがオンにされると、電磁弁が開き、弁によってキャビンの空気が大気中に放出される。

航空機の加圧の程度と動作高度は、いくつかの重要な設計要因によって制限されている。主に、機体は特定の最大キャビン差圧に耐えるように設計されている。

加圧コントローラーと組み合わせていくつかの機器が使用される。キャビン差圧計は、内圧と外圧の差を示す。キャビンが最大許容差圧を超えないように、このゲージを監視する必要がある。キャビン高度計は、システムの性能の確認にも使用される。場合によっては、これら2つの機器が1つに結合される。3番目の計器は、上昇または下降のキャビンレートを示す。キャビンの上昇速度計とキャビン高度計を図7-42に示す。

減圧は、航空機の加圧システムが設計された圧力差を維持できないこととして定義される。これは、加圧システムの故障または航空機の構造的な損傷が原因で発生する可能性がある。

生理学的に、減圧は次の2つのカテゴリに分類される:

- 爆発的な減圧—肺が減圧できるよりも速くキャビンの圧力が変化し、肺の損傷を引き起こす可能性がある。通常、マスクなどの制限なしに肺から空気を放出するのに必要な時間は0.2秒である。ほとんどの機関は、0.5秒以内に発生する減圧は爆発的で危険な可能性があると考えている。
- 急速減圧—キャビンの圧力の変化で、肺がキャビンよりも速く減圧する。

爆発的な減圧中にノイズが発生する場合があります、しばらくの間はめまいを伴う可能性がある。キャビンの空気には、霧ができ、ほこり、または粉じんが舞っている。温度の急激な低下と相対湿度の変化により、霧が発生する。通常、耳は自動的にクリアになる。肺から空気が逃げようとするので、口や鼻を通じた呼吸が荒くなる。人によってはこの症状に気付く場合がある。

急速に減圧すると、肺の酸素が急速に吐き出されて身体への圧力が低下するため、有効意識時間が短くなる。これにより、血液中の酸素分圧が減少し、パイロットの有効な意識時間が通常の3分の1から4分の1に短縮される。このため、非常に高い高度(35,000フィート以上)で飛行する場合は、酸素マスクを着用する必要がある。航空機にデマンド型又はプレッシャデマンド型の酸素システムが装備されている場合、乗組員は高高度で酸素調整器の100%酸素設定を選択することが勧められる。



図7-42. キャビン加圧計器

減圧の主な危険は低酸素症である。意識消失を防ぐには、酸素装置の迅速で適切な利用が必要である。高高度減圧中にパイロット、乗組員、および乗客が直面する恐れのあるもう 1 つの危険性は、発生ガスによる減圧症である。これは、身体への圧力が大きく低下し、溶液から窒素が発生し、人の体内に泡を形成し、それが一部の体組織に悪影響を与える場合に発生する。

航空機の構造的な損傷によって引き起こされる減圧は、パイロット、乗組員、および乗客に別のタイプの危険をもたらす。開口部の近くにいる場合、航空機から落ちたり吹き飛ばされたりする。開口部付近の個人は、航空機が加圧され、着席しているときは常に安全ハーネスまたはシートベルトを着用する必要がある。構造的な損傷によって、突風や極端な低温にさらされる可能性もある。

これらの問題を最小限に抑えるには、高度からの急速な降下が必要である。Automatic visual and aural warning systems（自動視覚的/聴覚的警報装置）は、すべての加圧航空機の機器に含まれている。

## 酸素システム

乗組員と乗客は、酸素供給システムを加圧システムと組み合わせて使用して、低酸素症を防ぐ。規制では、最低でも 12,500 フィートから 14,000 フィートの間の機内圧力高度に 30 分間さらされた後、飛行乗務員は補助酸素を補給及び使用することが義務付けられている。14,000 フィートを超えるキャビンの圧力高度にさらされたら、すぐに酸素の補給が必要である。15,000 フィート以上の機内圧力高度を超えるすべての航空機の搭乗者は、酸素を補給しなければならない。ただし、人の身体的特性と状態に基づいて、人ははるかに低い高度で酸素欠乏の影響を感じることもある。日中に 10,000 フィート以上を飛行する人の中には、酸素不足により方向感覚を失う者もいる。夜、特に疲労しているとき、これらの影響は 5,000 フィート程度で発生する可能性がある。したがって、これらを適切に防止するために、パイロットには日中は 10,000 フィート以上、夜間は 5,000 フィート以上、キャビン高度が超える場合は酸素を使用することが勧められる。

ほとんどの高高度を飛行する航空機には、ある種の固定酸素設備が装備されている。航空機に固定設備がない場合、飛行中はポータブル酸素機器を簡単に使用できなければならない。ポータブル機器は通常、コンテナ、制御器、マスクアウトレット、および圧力計で構成されている。通常、航空機の酸素は 1,800~2,200 psi の高圧システムコンテナに保管される。酸素ポンペの周囲温度が低下すると、ガスの体積が一定のままであれば、圧力によって温度が直接変化するため、そのポンペ内の圧力が低下する。補助酸素ポンペの指示圧力

の低下は、酸素供給の実際の枯渇ではなく、航空機の非加熱領域に保管されているコンテナが原因である可能性がある。高圧酸素容器は、容器をその圧力まで充填する前に、psi 許容値（つまり 1,800 psi）で印づけする必要がある。容器には、SAE AS8010（改訂時）「Aviator's Breathing Oxygen Purity Standard」を満たすか、それを超える酸素を供給する必要がある。安全を確保するために、酸素システムの定期検査とサービスを実施する必要がある。

酸素システムは、マスクまたはカニューレと、キャビンの高度に応じて酸素の流れを供給する制御器で構成される。最大 40,000 フィートの使用が承認されているほとんどの制御器は、8,000 フィート以下のキャビン高度でシリンダー酸素 0% およびキャビン空気 100% を提供するように設計されている。[図 7-43] 最大 45,000 フィートまで承認されているほとんどの制御器は、低高度で 40% のシリンダー酸素と 60% のキャビン空気を提供するように設計されており、高高度では比率が 100% に変化する。

酸素を使用する場合、パイロットは火災の危険性に注意する必要がある。通常の空気ではほぼ耐火性の材料は、酸素での燃焼を受けやすい場合がある。オイルやグリースは、酸素にさらされると発火する可能性があり、酸素機器のバルブやフィッティングのシールには使用できない。あらゆる種類の酸素機器の使用中の喫煙は禁止されている。各フライトの前に、パイロットはすべての酸素機器を徹底的に検査およびテストする必要がある。検査には、利用可能な供給を含む航空機の酸素機器の徹底的な検査、システムの動作確認、および補給酸素に容易にアクセスできることの保証を含める必要がある。検査は清潔な手で行う必要があり、マスクとチューブの裂け目、亀裂、または劣化の目視検査、バルブとレバーの状態と位置の調整器、酸素量、および酸素圧力計の位置と機能、フローインジケータ、および接続の検査を盛り込むべきである。マスクを着用し、システムをテストする必要がある。酸素を使用したら、すべての構成要素とバルブが停止していることを確認する。



図 7-43. 酸素システム制御器

## 酸素マスク

使用する酸素マスクには多くの種類とデザインがある。酸素マスクの使用で最も重要な要素は、マスクと酸素システムの適合性を確保することである。乗組員は漏れが最小限のマスクを着用し、通常、マイクロホンが付いている。ほとんどのマスクは、口と鼻だけを覆う口鼻タイプである。

乗客用のマスクは、誰でも使用できるだけ十分な柔軟性を備えた単純なカップ型のゴム成形品である場合がある。シンプルな伸縮性のあるヘッドストラップを使用している場合や、乗客がそれを自ら固定する場合がある。

感染の危険性を減らし、マスクの寿命を延ばすために、すべての酸素マスクを清潔に保つ必要がある。マスクを清潔に保つには、刺激の少ない石鹼及び水溶液を用い、清潔な水ですすぐ。マイクロホンが取り付けられている場合は、流水ではなく、清潔な綿棒を使用して石鹼溶液を拭き取る。マスクロホンも消毒する必要がある。メルチオレートの水溶液に浸したガーゼパッドを使用して、マスクを洗浄することができる。使用するこの溶液には、水1クォートあたり小さじ1杯のメルチオレートが含まれている必要がある。清潔な布でマスクを拭き、風乾する。

## カニューレ

カニューレは、鼻からユーザーに酸素を吸入する人間工学に基づいたプラスチックチューブである。[図7-44] 通常、カニューレはマスクよりも快適だが、より高い高度で動作している場合、マスクほど信頼性の高い酸素の流れが得られない場合がある。古い規制の認



図7-44. グリーンフロー検出器付きカニューレ

定を受けた酸素システム搭載飛行機には、カニューレが搭載されていた。しかし、現在の規制では、18,000フィートを超える運行を認証され、酸素システムを搭載した航空機には、カニューレの代わりに酸素マスクを装備することが義務付けられている。多くのカニューレには、酸素供給ラインに流量計がある。装備されている場合、緑色の流量検出器の定期的なチェックは、パイロットの定期検査の一部に盛り込むべきである。

## Diluter-Demand Oxygen Systems

ユーザーがマスクを介して吸入する場合にのみ、希釈要求酸素システムは酸素を供給する。オートミックスレバーにより、制御器は、高度に応じて、キャビンの空気と酸素を自動的に混合したり、100%の酸素を供給したりできる。デマンドマスクは、外気による希釈を防ぐために顔をしっかりと密閉し、最大40,000フィートまで安全に使用できる。あごひげまたは口ひげのあるパイロットは、酸素マスクの密閉を妨げない方法でトリミングされていることを確認する必要がある。ひげまたは口ひげの周りのマスクの適合性については、地上でその密閉性を確認する必要がある。

## Pressure-Demand Oxygen Systems

圧力要求酸素システムは、34,000フィート以上のキャビン高度で圧力下でマスクに酸素が供給されることを除いて、希釈要求酸素装置に似ている。圧力要求制御器は、気密および酸素気密シールを作成するが、ユーザーの肺を酸素で加圧できるようにするマスクフェイスピースへの酸素の正圧適用も提供する。この機能により、40,000フィート以上の高度で圧力要求制御器が安全になる。システムによっては、計器パネルや操縦室内の他の領域に取り付けるのではなく、制御器がマスクに直接取り付けられた圧力要求マスクを使用する場合がある。マスク取り付け制御器は、100%の酸素がマスクに流れ始める前に空気をパージする必要がある長いホースの問題を排除する。

## Continuous-Flow Oxygen System

通常、乗客には連続流酸素システムが提供される。乗客用マスクは通常、マスク使用者が呼気している間に連続流酸素システムから酸素を収集するリザーバーバッグを備えている。リザーバーバッグに集められた酸素により、吸入サイクル中のより高い吸引流量が可能になり、空気希釈の量が減少する。リザーバーバッグの酸素供給が枯渇すると、吸入中に供給された酸素に周囲空気が追加される。呼気はキャビンに放出される。[図7-45]

## Electrical Pulse-Demand Oxygen System

ポータブル電気パルス要求酸素システムは、個人の吸入努力を検出して酸素を供給し、吸入の最初の部分で酸素を供給する。酸素は吸入中にのみ供給されるため、



図 7-45. 連続流マスクとリブリーザーバッグ。

パルス要求システムは呼吸サイクルで酸素を無駄にしない。連続流システムと比較して、パルス要求方式の酸素供給は、必要な酸素量を 50～85%削減できる。また、ほとんどのパルス要求酸素システムには、高度が高くなるにつれて各パルスに供給される酸素の量を増やすことにより、高度の変化を自動的に補正する内部気圧計が組み込まれている。[図 7-46]

### パルス酸素濃度計

パルス酸素濃度計は、心拍数に加えて、個人の血液中の酸素量を測定する装置である。この非侵襲的デバイスは、赤血球が酸素で飽和状態になったときに受ける色の変化を測定する。赤血球の色を評価するために特別な光線を指先に送ることにより、パルス酸素濃度計は直接測定された血中酸素の 1%以内の酸素飽和度を計算できる。その可搬性と速度のため、パルス酸素濃度計は、酸素補給が必要な 12,500 フィート以上の非加圧航空機で操縦するパイロットにとって非常に便利なものである。パルス酸素濃度計により、航空機の乗組員と乗客は、酸素補給の実際の必要性を評価できる。[図 7-47]

### 酸素システムの整備

酸素で航空機を整備する前に、特定の航空機整備マニュアルを参照して、必要な機器の種類と使用する手順を決定すること。航空機の酸素システムを修理するときは、常に一定の注意事項を守るべきである。



図 7-46. EDS-011 ポータブルパルス要求酸素システム

酸素システムの整備は、航空機が格納庫の外にある場合にのみ行うべきである。酸素を扱うときは、個人の身体の清潔さと適切な客室清掃が不可欠である。加圧された酸素は、石油製品と接触すると付随的な結果を及ぼす。サービス担当者は、酸素機器の周辺で作業する前に、手からほこり、油、およびグリース（唇の軟膏および髪の毛の油を含む）を確実に洗い流すべきである。また、衣服や道具にも油、グリース、汚れがあってはならない。酸素タンクが恒久的に取り付けられている航空機では、通常、システムの整備を完了するには 2 名必要である。1 名にはサービス機器の制御バルブを担当



図 7-47. オニキスパルス酸素濃度計。

させ、もう 1 名は航空機システムの圧力計を観察できる場所に配置する必要がある。酸素システムの整備は、航空機の燃料補給作業中や、着火源となる可能性のある他の作業が行われている間は勧められない。乗客が機内にいる間の酸素システムの整備は勧められない。

## 防氷および除氷システム

防氷装置は氷の形成を防ぐように設計されているが、除氷装置は氷が形成されたら氷を除去するように設計されている。これらのシステムは、翼と尾の表面の先端、ピトーと静的ポートの開口部、燃料タンクの通気口、失速警告装置、フロントガラス、プロペラブレードを保護する。夜間飛行中の構造的な着氷の程度を判断するために、一部の航空機に氷検出照明を取り付けることもできる。

ほとんどの軽飛行機にはピトー管が加熱されているだけで、着氷時の飛行は認定されていない。これらの軽飛行機は、晩秋、冬、早春の涼しい気候でのクロスカントリー機能が制限されている。認証されていない航空機は、すぐに着氷状態を終わらせなければならない、詳細については、AFM / POH を参照

### 翼型の防氷と除氷

膨張可能な除氷ブーツは、翼の前縁に接着されたゴムシートで構成されている。先端に氷が溜まると、エンジン駆動の空気圧ポンプがゴムブーツを膨らませる。ターボプロップ機の多くは、エンジンの抽気を翼に流してゴムブーツを膨張させる。膨張すると、氷は割れ、翼の前縁から落ちるはずである。除氷ブーツは、スイッチによって操縦室から制御でき、単一のサイクルで操作したり、自動の時間間隔でサイクルしたりすることができる。[図 7-48]

これまでは、氷に遭遇した後、ブーツをあまりにも早くサイクルすると、氷の層が崩れるのではなく膨張して、氷の「ブリッジング」と呼ばれる状態になると考えられていた。そのため、その後の氷のブーツサイクルは、堆積した氷を取り除くのに効果的ではなかった。ブーツサイクル後にいくらかの残留氷が残る場合があるが、最新のブーツでは「ブリッジング」は発生しない。パイロットは、氷の蓄積が観察されたらすぐにブーツをサイクルできる。航空機の除氷ブーツの操作については、AFM / POH を参照。

多くの除氷ブーツシステムは、機器システムの吸引ゲージと空気圧ゲージを使用して、適切なブーツ操作を示す。これらのゲージには、ブーツ操作の動作制限を示す範囲マーキングがある。一部のシステムには、適切な起動操作を示すためのインジケータランプが組み込まれている場合がある。

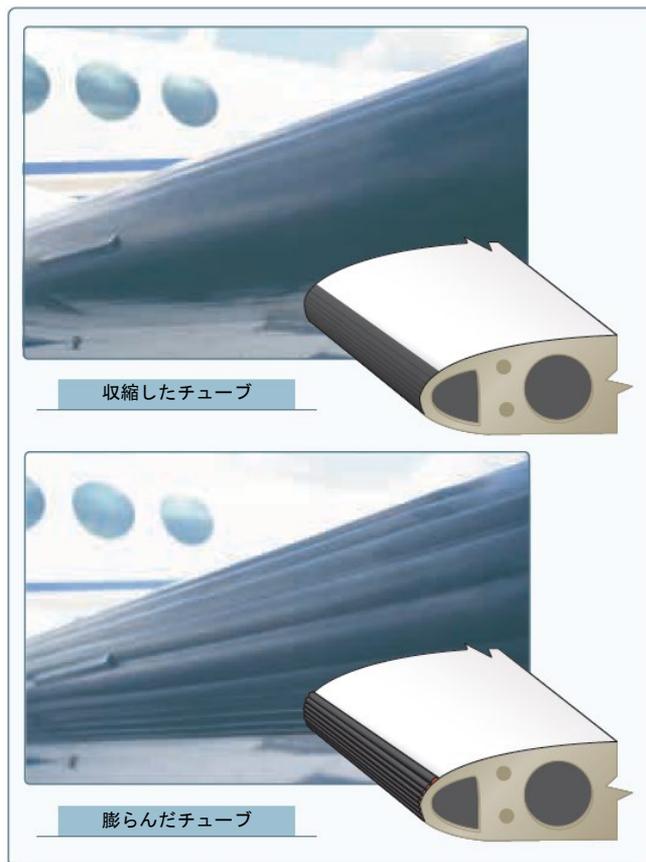


図 6-48. 翼の前縁にある除氷ブーツ

このシステムを継続して動作させるには、除氷ブーツの適切な整備とケアが重要である。飛行前にブーツを注意深く検査する必要がある。

翼前縁の保護のもう 1 つのタイプは、サーマル防氷システムである。熱は、翼に氷が蓄積するのを防ぐ最も効果的な方法の 1 つである。高性能のタービン航空機は、多くの場合、エンジンの圧縮機部分から前端面に熱気を送る。熱い空気は、氷の形成を防げるだけに前縁表面を加熱する。ThermaWing と呼ばれる新しいタイプの熱対氷システムは、翼の前縁と水平安定板に電気加熱グラファイト箔ラミネートを使用する。温熱療法システムには、通常、2 つの加熱ゾーンがある。前縁の 1 つのゾーンは連続的な熱を受ける。第 2 ゾーンはさらにサイクルで加熱され、氷を取り除き、航空力学的な力で除氷する。着氷状態に入る前に、熱防氷システムを作動させる必要がある。

サーマル防氷や除氷ブーツほど一般的ではない代替タイプの前縁保護は、weeping wing として知られている。しだれ翼の設計では、翼の先端にある小さな穴を使用して、氷の形成と堆積を防ぐ。不凍液が前縁に送られ、穴から染み出す。さらに、しだれ翼は航空機の除氷も行える。氷が前縁に蓄積すると、不凍液の適用により

氷と機体間の結合が化学的に破壊され、空力によって氷が除去される。[図7-49]

### ウインドスクリーン防氷

フロントガラスの防氷システムには、主に 2 つのタイプがある。1 つ目のシステムは、フロントガラスにアルコールを流す。アルコールを十分に早く使用すると、フロントガラスに氷がたまるのを防ぐ。アルコールの流量は、航空機メーカーが推奨する手順に従って、操縦室のダイヤルで制御できる。

防氷装置のもう 1 つの効果的な方法は、電気加熱法である。細いワイヤーまたは他の導電性材料がフロントガラスに埋め込まれている。ヒーターは操縦室のスイッチでオンにすることができ、ワイヤーを介してシールドに電流を流し、フロントガラスに氷が形成されるのを防ぐのに十分な熱を供給する。フロントガラスの加熱は飛行中にだけ行うべきである。過熱によりフロントガラスに損傷を与える可能性があるため、地上操作中はオンのままにしてはならない。警告：電流により、コンパス偏差エラーが最大 40°発生する可能性がある。

### プロペラの防氷

プロペラは、アルコールまたは電熱素子の使用により防氷されている。一部のプロペラには、ブレードの根元に向けられた排出ノズルが装備されている。アルコールがノズルから放出され、遠心力によりアルコールがブレードの前縁に押し下げられる。ブーツはまた、アルコールの流れを方向付けるのを助けるために溝が付いている。これにより、プロペラの前縁に氷が形成されるのを防ぐ。プロペラには、プロペラ防氷ブーツを取り付けることもできる。プロペラブーツは、内側と外側の 2 つの部分に分かれている。ブーツには、プロペラを加熱するための電流を流す電線が埋め込まれている。支柱防氷システムは、支柱防氷電流計を監視することにより、適切な動作を監視できる。飛行前検査中に、プロペラブーツが正常に動作することを確認する。ブーツが 1 つのブレードを加熱できない場合、

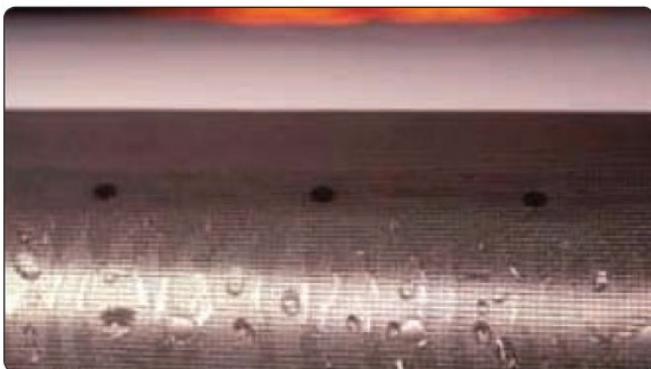


図7-49. TKS したれ翼防氷/除氷システム

ブレードの負荷が不均一になり、プロペラの激しい振動が発生する可能性がある。[図7-50]

### その他の防氷および除氷システム

ピトーおよび静的ポート、燃料ベント、失速警告センサー、およびその他のオプション機器は、電気素子によって加熱される場合がある。電気加熱システムの作動点検は、AFM / POH に従って点検する必要がある。

着氷状態に遭遇する前に、航空機の防氷および除氷システムの動作を確認するべきである。構造的な氷との遭遇には、すぐに対処する必要がある。着氷防止および除氷装置は、着氷状態での長期飛行を維持することを目的としていない。

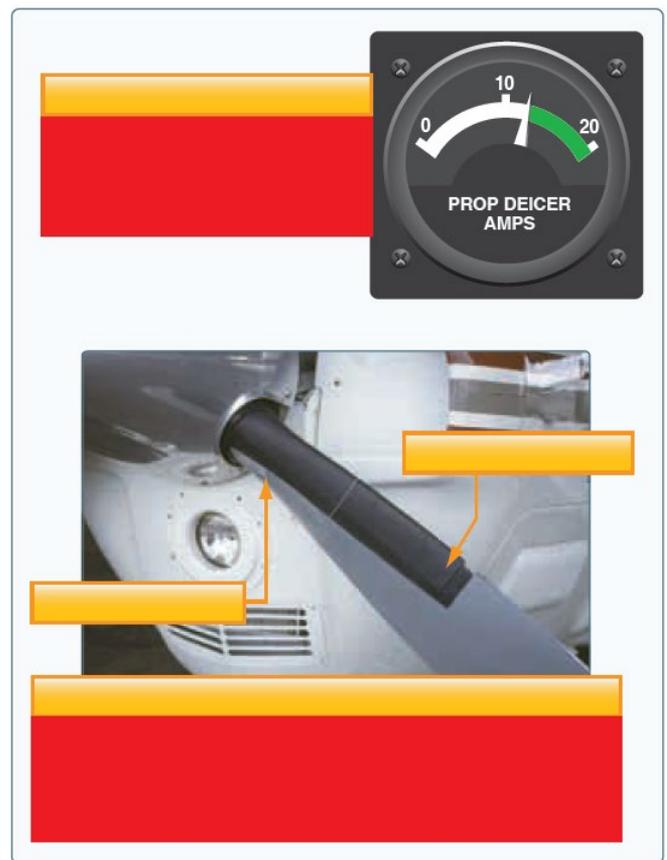


図7-50. プロップ電流計と防氷ブーツ

## 章のまとめ

すべての航空機には、エンジン、プロペラ、インダクション、点火システム、および飛行をサポートするための燃料、潤滑、冷却、電気、着陸装置、環境制御システムなどの必須システムが必要である。飛行中の航空機の航空機システムを理解することは、その安全な運用と適切な整備に不可欠である。飛行中の航空機に関する特定の情報については、AFM / POH を参照。さまざまな製造業者および所有者グループの Web サイトも、追加情報の貴重な情報源になる可能性がある。