

# 第11章

# 航空機の性能

## 序論

この章では、航空機の重量、大気条件、滑走路環境、航空機に作用する力を支配する基本的な物理法則など、航空機の性能に影響する要因について説明する。

## 性能データの重要性

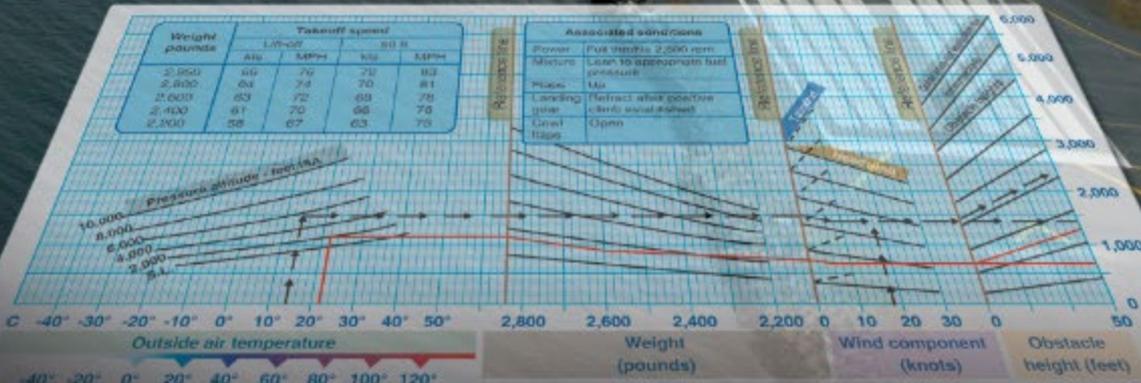
航空機の飛行マニュアルパイロットの操作ハンドブック（AFM / POH）の性能または運用情報セクションには、航空機の運用データが含まれている。つまり、離陸、上昇、航続距離、持久力、降下、着陸に関するデータである。安全で効率的な運用のためには、飛行操作でのこのデータの使用は必須である。この資料で学ぶことにより、航空機の知識を大きく増やし、熟知することができる。

Method for Determining Pressure Altitude		Pressure Altitude
Altimeter setting	Altitude correction	
28.0	Add	1,824
28.1		1,727
28.2		1,630
28.3		1,533
28.4		1,436
28.5		1,340
28.6		1,244
28.7		1,148
28.8		1,053
28.9		957
29.0		863
29.1		768
29.2		673
29.3		579
29.4		485
29.5		392
29.6		298
29.7		205
29.8		112
29.9		20
29.92		0
30.0	Subtract	-73
30.1		-165
30.2		-257
30.3		-348
30.4		-440
30.5		-531

Field elevation is sea level  
To get pressure altitude  
From field elevation

Conditions		LANDING DISTANCE							
Flaps lowered to 40° Power off Hard surface runway Zero wind		At sea level & 59 °F		At 2,500 ft & 50 °F		At 5,000 ft & 41 °F		At 7,500 ft & 32 °F	
Gross weight lb	Approach speed IAS, MPH	Ground roll		Total to clear 50 ft OBS		Ground roll		Total to clear 50 ft OBS	
		1,600	60	445	1,075	470	1,135	495	1,195

Note:  
 1. Decrease the distances shown by 10% for each 4 knots of headwind.  
 2. Increase the distance by 10% for each 80 °F temperature increase above standard.  
 3. For operation on a dry, grass runway, increase distances (both "ground roll" and "total to clear 50 ft obstacle") by 20% of the "total to clear 50 ft obstacle" figure.



AFM / POHで提供される製造業者の情報とデータは標準化されていないことを強調しなければならない。データを表形式で提供するものもあれば、グラフを使用するものもある。さらに、性能データは、標準的な大気条件、気圧高度、または密度高度に基づいて表示できる。AFM / POHの性能情報は、ユーザーがこれらの変動を認識して必要な調整を行わない限り、ほとんどまたはまったく価値がない。

航空機の機能と制限を実際に使用するには、運航データの重要性を理解することが不可欠である。パイロットは、性能データの基礎、および性能の機能と制限を表すために使用されるさまざまな用語の意味を認識していなければならない。

大気の特徴は性能に大きな影響を与えるため、圧力と温度の2つの主要な要因を確認する必要がある。

## 大気の構造

大気とは、地球を取り囲み、その表面にある空気の包体である。それは、大地や水と同じように地球の一部である。しかし、空気は気体の混合物であるという点で大地や水とは異なる。質量、重量を持ち、不定形である。

空気は、他の流体と同様に、強い分子凝縮力がないために、わずかな圧力にさらされた時にも流動して形状を変えることができる。たとえば、ガスは、配置されるコンテナを完全に満たし、膨張または収縮して、その形状がコンテナの限界にまでなる。

大気は、窒素78%、酸素21%、およびアルゴンやヘリウムなどの他のガス1%で構成されている。高度35,000Ftを超えると酸素はほとんどなくなる。

## 大気圧

さまざまな種類の圧力があるが、パイロットは主に大気圧に関心がある。これは、気象の変化における基本的な要因の1つであり、航空機を上昇させるのを助け、航空機で最も重要な飛行計器のいくつかを作動させる。これらの計器には、高度計、対気速度計 (ASI)、垂直速度計 (VSI)、およびマニホールド圧力計が含まれる。

空気は非常に軽いですが、質量があり、重力の影響を受ける。したがって、他の物質と同様に、重量がある。重量があるため、力がある。それは流動性の物質であるため、この力はあらゆる方向に等しく作用し、空気中の身体への影響は圧力と呼ばれる。海面位での標準的な条件下では、大気の重量によって加えられる平均圧力は約14.7LB/平方インチ (psi) である。

空気の密度は、航空機の性能に大きな影響を及ぼす。空気の密度が低くなると、以下が減少する:

- 出力、エンジンがより少ない空気を取り込むため
- 推力、プロペラは薄い空気では効率が悪い
- 揚力、薄い空気は翼に及ぼす力が少ない

大気の圧力は時間とともに変化する可能性があるが、さらに重要なことは、高度と温度によって変化的なことだ。大気圧が変化することから、標準的な基準が開発された。海面の標準大気の表面温度は華氏59度 (°F) または摂氏15度 (°C) で、表面圧力は水銀柱29.92インチ (inHg) または1013.2ミリバール (mb) である。 [図 11-1]

標準的な温度傾度は、温度が約3.5°Fまたは3 Ftから最大36,000Ftあたり2°Cの割合で低下する速度である。この点を超えると、温度は80,000 Ftまで一定と見なされる。標準的な圧力低下率は、高度が1,000 Ft上昇するごとに約1 inHgの速度で圧力が10,000 Ftに低下する速度である。 [図 11-2] 国際民間航空機関 (ICAO) はこれを世界標準として確立しており、しばしば国際標準大気 (ISA) またはICAO標準大気と呼ばれている。標準の減率と異なる温度または圧力は、非標準の温度および圧力とみなされる。非標準の温度と圧力の調整は、メーカーの性能チャートに記載されている

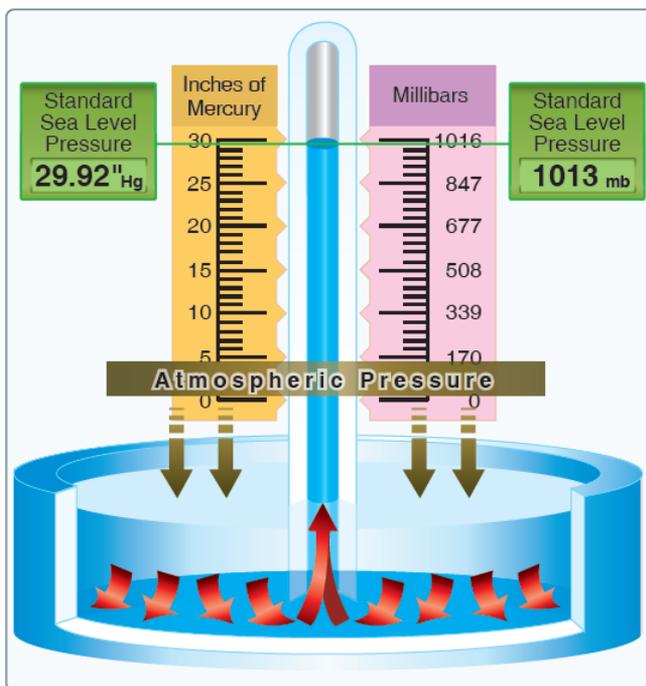


図 11-1. 標準的な海面気圧

高度 (ft)	気圧 (inHg)	温度	
		(°C)	(°F)
0	29.92	15.0	59.0
1,000	28.86	13.0	55.4
2,000	27.82	11.0	51.9
3,000	26.82	9.1	48.3
4,000	25.84	7.1	44.7
5,000	24.89	5.1	41.2
6,000	23.98	3.1	37.6
7,000	23.09	1.1	34.0
8,000	22.22	-0.9	30.5
9,000	21.38	-2.8	26.9
10,000	20.57	-4.8	23.3
11,000	19.79	-6.8	19.8
12,000	19.02	-8.8	16.2
13,000	18.29	-10.8	12.6
14,000	17.57	-12.7	9.1
15,000	16.88	-14.7	5.5
16,000	16.21	-16.7	1.9
17,000	15.56	-18.7	-1.6
18,000	14.94	-20.7	-5.2
19,000	14.33	-22.6	-8.8
20,000	13.74	-24.6	-12.3

図 11-2. 標準大気の特徴

すべての航空機の性能は標準大気を使用して比較および評価されるため、すべての航空機計器は標準大気に対して校正される。したがって、実際の動作条件が標準大気に適合しない場合、航空機の性能だけでなく、計測にも特定の修正を適用しなければならない。非標準の大気を適切に説明するために、特定の関連用語を定義する必要がある。

### 気圧高度

圧力高度は、基準面（SDP）からの高さである。航空機の高度計は、基本的に標準大気の高さを示すように校正された高感度の気圧計である。高度計が29.92 inHg SDPに設定されている場合、表示される高度は気圧高度、つまり感知された気圧に対応する標準大気の高さである。

SDPは、大気の圧力が29.92 inHgで、空気の重量が14.7 psiとなる理論レベルである。気圧が変化すると、SDPは海面より下、海拔、または上になる。気圧高度は、18,000Ft以上で飛行する航空機にフライトレベルを割り当てるだけでなく、航空機の性能を判断するための基礎として重要である。

圧力高度は、次の3つの方法のいずれかで決定できる：

1. 高度計の気圧計を 29.92 inHg に設定し、指示された高度を読み取ることによって、

2. 報告された「高度計規正」に従って、示された高度に補正係数を適用することによって、[図 11-3]
3. フライトコンピューターを使用して

### 密度高度

非標準大気の空力性能を相関させるのに適しているのは、密度高度（空気密度の特定の値に対応する標準大気の高さ）である。

密度高度とは、標準外の温度に対して補正された圧力高度である。空気の密度が高くなると（密度高度が低くなるにつれて）、航空機の性能が向上する。逆に、

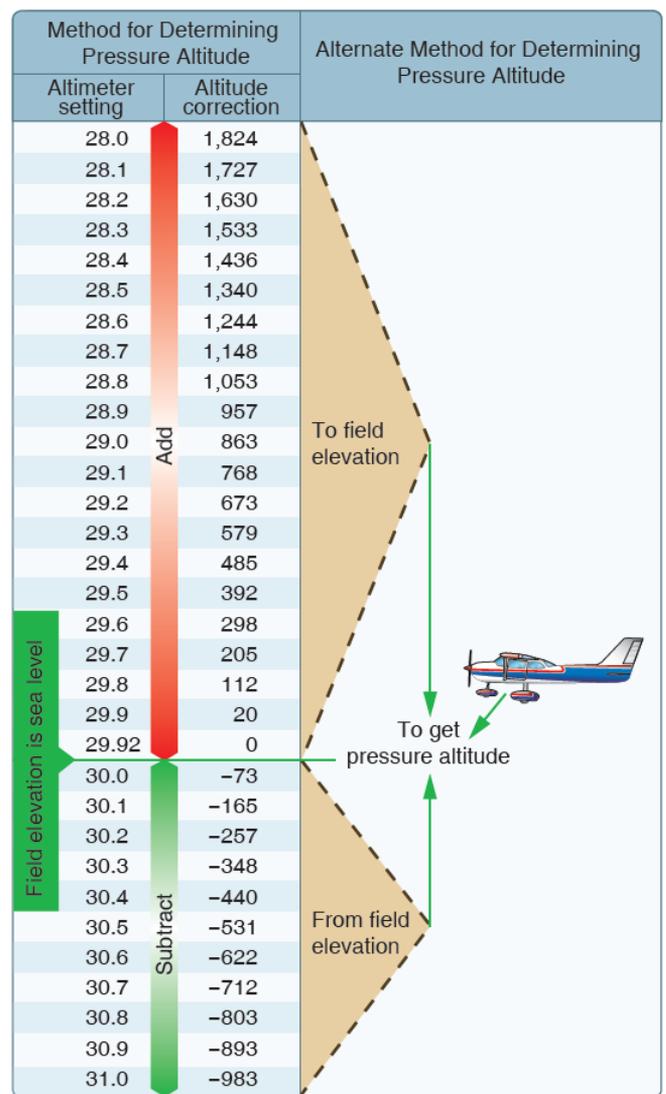


図 11-3. フィールドの高さ対圧力。航空機は、たまたま海面にあるフィールドにある。高度計を現在の高度計規正（29.7）に設定する。205Ftの差が標高または205FtのPAに追加される。

空気密度が低下すると（高度が高いほど）、航空機の性能が低下する。空気密度の減少は、密度高度が高いことを意味する。空気密度の増加は、密度高度が低いことを意味する。密度高度は、航空機の性能の計算に使用される。標準的な大気条件下では、大気中の各レベルの空気には特定の密度がある。標準条件下では、圧力高度と密度高度は同じレベルを識別する。したがって、密度高度とは、特定の密度が検出される標準大気の高さからの垂直距離である。

密度高度は、圧力高度と温度を使用して計算される。あらゆるレベルの航空機の性能データは、標準的な日の条件下での空気密度に基づいているため、このような性能データは高度計の表示とは異なる可能性のある空気密度レベルに適用される。標準より高いまたは低い条件下では、これらのレベルは高度計から直接決定することはできない。

密度高度は、最初に圧力高度を特定してから、標準外の温度変動に対してこの高度を修正することによって決定される。密度は圧力に応じて直接変化し、温度に反比例するため、密度を変化させることにより、広い温度範囲で特定の圧力高度が存在する場合がある。しかし、既知の密度は、いずれかの温度と圧力の高度に対して発生する。もちろん、空気の密度は、航空機とエンジンの性能に顕著な影響を及ぼす。空気密度は、航空機が動作している実際の高度に関係なく、既存の密度高度に等しい高度で動作しているかのように作用する。

たとえば、29.92 inHgに設定すると、高度計は5,000Ftの気圧高度を示す場合がある。AFM/POHによると、離陸時の地上走行には標準温度条件下で790Ftの距離が必要になる場合がある。ただし、温度が標準より20°C高い場合、空気の膨張により密度レベルが上がる。表またはグラフの温度補正データを使用するか、コンピュータで密度高度を求めると、密度レベルが7,000Ftを超えていることがわかる。地上走行は1,000Ftに近い場合がある。

空気密度は、高度、温度、湿度の変化の影響を受ける。高い密度高度は薄い空気を指し、低い密度高度は密度の高い空気を指す。高い密度高度をもたらす条件は、高高度、低気圧、高温、高湿度、またはこれらの要因の組み合わせである。標高が低い、大気圧が高い、温度が低い、湿度が低いほど、低い密度高度を示している。

フライトコンピュータを使用して、フライトレベルの圧力高度と外気温を入力することにより、密度高度を計算できる。密度高度は、それぞれ図11-3と11-4の表と図を参照して決定することもできる。

### 密度に対する圧力の影響

空気は気体であるため、圧縮または膨張させることが

できる。空気が圧縮されると、より多くの空気が所定の容積を占める可能性がある。逆に、空気の所定の体積に対する圧力が減少すると、空気は膨張し、より大きな空間を占有する。つまり、

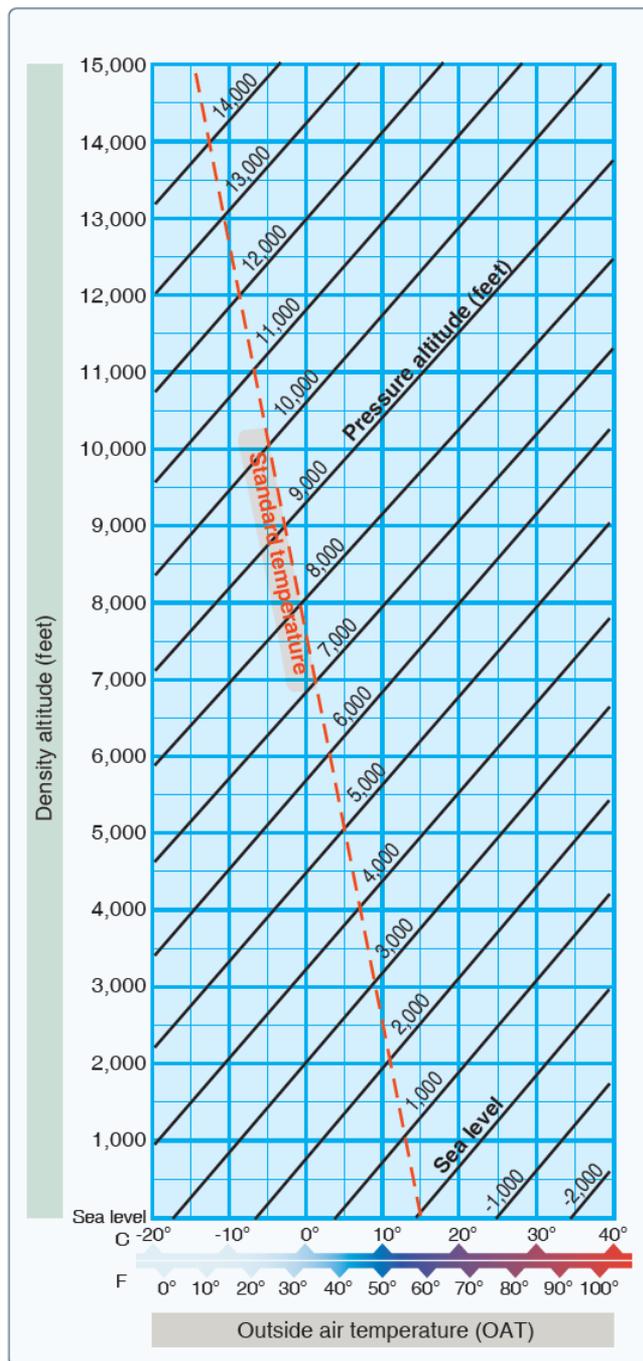


図 11-4. 密度高度チャート

元の空気柱の圧力が低ければ、空気の状態は少ない。言い換えると、密度が低下する。実際、密度は圧力に直接比例する。圧力を2倍にすると密度が2倍になり、圧力を下げると密度も2倍になる。この説明は、一定の温度でのみ当てはまる。

### 温度が密度に及ぼす影響

物質の温度を上げると、密度が下がる。逆に、温度を下げると密度が上がる。したがって、空気の密度は温度に反比例して変化する。これは一定の圧力でのみ当てはまる。

大気中では、温度と気圧の両方が高度とともに低下し、密度に矛盾する影響を及ぼす。しかし、通常、高度が高くなるにつれて圧力がかなり急速に低下するため、大きな作用がある。したがって、パイロットは、高度に応じて密度が減少することを予期できる。

### 密度に対する湿度（水分）の影響

前の段落は、空気は完全に乾燥しているという前提に基づいている。実際には、完全に乾燥することはない。大気中に浮遊する少量の水蒸気は、特定の条件下では無視できる場合があるが、他の条件下では湿度が航空機の性能の重要な要因になる場合がある。水蒸気は空気よりも軽いので、湿った空気は乾燥した空気よりも軽い。したがって、空気の含水量が増加すると、空気の密度が低くなり、密度高度が高くなり、性能が低下する。一定の環境で、最大量の水蒸気が含まれている場合、最も軽くなるか、最も密度が低くなる。

相対湿度とも呼ばれる湿度は、大気に含まれる水蒸気の量を指し、空気が保持できる水蒸気の最大量の割合として表される。この量は温度によって異なる。暖かい空気はより多くの水蒸気を保持でき、冷たい空気が保持できる水蒸気はより少ない。水蒸気を含まない完全に乾燥した空気の相対湿度は0%であり、水蒸気をこれ以上保持できない飽和空気の相対湿度は100%である。湿度だけでは、通常、密度高度と航空機の性能を計算する上で重要な要素とは見なされないが、貢献する。

温度が高いほど、空気が保持できる水蒸気の量が多くなる。温かく湿った空気（両方の性質が空気を軽くする）と冷たくて乾燥した空気（両方の性質が重くなる）の2つの別々の気団を比較する場合、最初の気団は2番目の気団よりも密度が低くなるはずである。圧力、温度、湿度は、密度に影響するため、航空機の性能に大きな影響を及ぼす。密度の高度に対する湿度の影響を計算するために使用される経験則やグラフはないが、考慮しなければならない。高湿度条件では、全体的な性能の低下が予想される。

## 性能

性能とは、航空機が特定の目的に役立つ特定のことを達成する能力を表すために使用される用語である。たとえば、非常に短い距離で着陸および離陸する航空機の能力は、短距離の不良な飛行場で離着陸するパイロットにとって重要な要素である。航空会社およびエグゼクティブタイプの航空機の性能には、重い荷物を運ぶ能力、高速で高高度を飛行する能力、および/または長距離を移動する能力が不可欠である。

性能によって最も影響を受ける主な要因は、離着陸距離、上昇率、シーリング、積載量、航続性能、速度、操縦性、安定性、および燃費である。これらの要因のいくつかは、しばしば直接対立する。例えば、高速対短い着陸距離、長距離対大きなペイロード、および高い上昇率対燃費などである。これらの要因の1つ以上が顕著なことで、航空機間の差が生まれる。これは、現代の航空機に見られる高度な専門性を説明している。

航空機の性能のさまざまな項目は、航空機と動力装置の特性の組み合わせから生じる。航空機の空力特性は一般に、さまざまな飛行条件での出力と推力の要件を定義し、発動機は一般に、さまざまな飛行条件で利用可能な出力と推力を定義する。メーカーは、特定の設計条件（範囲、耐久性、上昇など）で最大の性能を提供するために、空力構成と発動機のマッチングを行う。

### 直線水平飛行

飛行性能のすべての主成分には、定常状態の飛行条件と航空機の平衡が含まれる。航空機が安定した水平飛行を維持するためには、航空機の重量に等しい揚力と航空機の抗力に等しい発動機の推力によって平衡が得られなければならない。したがって、航空機の抗力によって、安定した水平飛行を維持するために必要な推力が決まる。第4章「飛行の航空力学」で説明したように、航空機のすべての部分は、（浮上する表面から）誘導された抗力または有害抗力のいずれかに寄与する。

有害抗力は高速で優勢だが、誘導抗力は低速で優勢である。[図 11-5] たとえば、100Ktで安定した飛行状態にある航空機を200Ktに加速すると、有害抗力は4倍になるが、その抗力を克服するために必要な力は元の値の8倍である。逆に、航空機を安定した水平飛行で2倍の速度で操作すると、誘導抗力は元の値の4分の1になり、その抗力に打ち勝つために必要な力は元の値の半分になる。

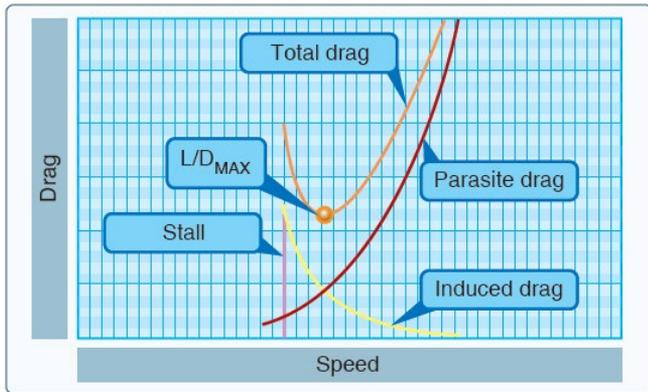


図 11-5. 抗力と速度

水平飛行で2倍の速度で操作すると、誘導抗力は元の値の4分の1になり、その抗力に打ち勝つために必要な力は元の値の半分になる。

航空機が安定した水平飛行している場合、平衡状態が優勢でなければならない。加速されていない飛行状態は、航空機が重量に等しい揚力に調整され、動力装置が航空機の抗力に等しい推力に設定されることで達成される。

航空機の最大レベルの飛行速度は、必要な出力または推力が発動機で利用可能な最大出力または推力に等しい場合に得られる。[図 11-6] 失速状態または安定性と制御の問題が一般的に主要な問題であるため、最低レベルの飛行対気速度は通常、推力または出力要件によって定義されない。

### 上昇性能

航空機を移動、飛行、および運航する場合、それに基づいて動作を実行しなければならない。動作には航空機を動かす力を伴う。航空機は、移動すると機械的エネルギーを獲得する。

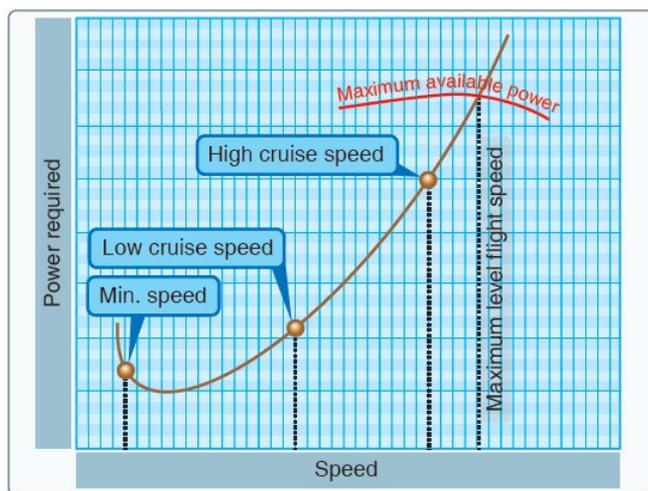


図 11-6. 出力と速度

機械的エネルギーには2つの形式がある。(1) 運動エネルギー (KE)、速度のエネルギー。(2) 位置エネルギー (PE)、位置の蓄積エネルギー。

航空機の動き (KE) は、その速度 (対気速度) で表される。航空機の位置 (PE) は、その高さ (高度) で表される。KEとPEの両方は、物体の質量に正比例する。KEは、物体の速度 (対気速度) の2乗に正比例する。PEは物体の高さ (高度) に正比例する。以下の式は、これらのエネルギー関係を要約している。:

$$KE = \frac{1}{2} \times m \times v^2$$

m = 物体の質量  
v = 物体の速度

$$PE = m \times g \times h$$

m = 物体の質量  
g = 重力場の強度  
h = 物体の高さ

上昇の性能を議論するとき、「power【出力】」と「thrust【推力】」という用語を同じ意味で使用することがある。これは、用語が同義語であることを誤って暗示している。これらの用語を区別することが重要である。推力は、物体に加えられる力または圧力である。推力はポンド (LB) またはニュートン (N) で測定される。しかし、出力は、運動の実行速度またはエネルギーの転送速度の測定値である (KEおよびPE)。通常、出力は馬力 (hp) またはキロワット (kw) で測定される。出力は、ある期間にわたって物体に加えられたときに力 (推力) が生成する動き (KEおよびPE) として考えることができる。

航空機が高度を上げてPになると、正の上昇性能が発生する。2つの基本的な要因、または2つの要因の組み合わせは、ほとんどの航空機の上昇性能を向上させる:

1. 航空機が水平飛行を維持するために必要な出力を超える過剰な出力を使用して上昇 (PE を獲得) する、または
2. 航空機は対気速度 (KE) を高度 (PE) に変換して上昇する。

上記の要因1の例として、200馬力 (特定の高度で) を生成できるエンジンを搭載した航空機は、130馬力だけを使用してその高度で水平飛行を維持している。これにより、上昇のための70馬力を残すことができる。パイロットは対気速度を一定に保ち、上昇を実行するために出力を増加させる。

要因2の例として、航空機は120Ktで飛行している。パイロットはエンジン出力設定を一定のままにするが、他の制御入力を適用して上昇を実行する。上昇は、ズーム上昇とも呼ばれ、対気速度 (KE) を高度 (PE) に変換する。

上昇性能を評価する主な理由は2つある。まず、航空機

は障害物を回避するために障害物の上空を飛行しなければならない。第二に、より高い高度に上昇すれば、より良い気象、燃費、および他の利点が得られる。 $V_x$ で得た最大上昇角 (AOC) は、航空機が障害物を確実に回避できるように上昇性能を提供する場合がある。 $V_y$ で得られた最大上昇率 (ROC) は、時間の経過とともに最大の上昇を達成するための上昇性能を提供する。状況によっては、最大ROCでは障害物を回避するには不十分な場合があるが、同じ障害物を回避するには最大AOCで十分な場合がある。[図 11-7]

### 上昇角 (AOC)

AOCは、走行距離と上昇高度の比較である。AOCは、飛行経路の傾斜(角度)である。AOCの性能を最大にするには、パイロットが航空機を $V_x$ で飛行させ、地上での水平方向の移動を最小限に抑えて、高度を最大にするようにする。

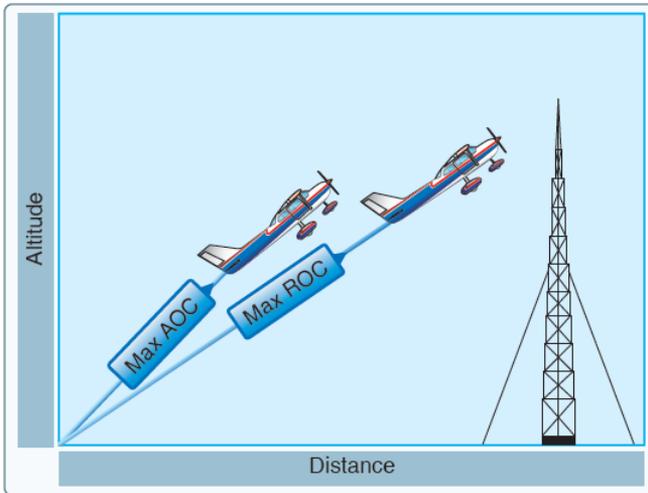


図 11-7. 最大上昇角 (AOC) と最大上昇率 (ROC)。

最大AOCの有効な使用法は、木や送電線などの背の高い障害物に囲まれた短い滑走路から離陸する場合である。この場合の目標は、地上での水平移動を最短にし、障害物を回避できるだけ十分な高度に上昇することである。

上昇する1つの方法 (AOCの性能が良い) は、余剰推力を利用することである。基本的に、航空機を上方に押し上げる力が大きいほど、機体はより急上昇する。対気速度と迎え角 (AOA) の組み合わせで最大AOCが発生し、余剰推力が最大になる。余剰推力が存在する対気速度とAOAの組み合わせは、航空機のタイプによって異なる。例として、図11-8に、ジェット機とプロペラ飛行機の最大余剰推力 (最大AOCの場合) が発生する場所の比較を示す。ジェット機では、通常、必要な推力が最小 (約 $L/D_{MAX}$ ) の対気速度で最大の余剰推力が発生する。プロペラ飛行機では、通常、 $L/D_{MAX}$ 未満の対気速度で最大余剰推力が発生し、しばしば失速速度をわずかに超える。

### 上昇率 (ROC)

ROCは、上昇高度と、その高度に到達するのに必要な時間との比較である。ROCは、航空機の飛行経路速度ベクトルの単なる垂直成分である。ROCの性能を最大にするには、パイロットが $V_y$ で航空機を飛行させ、一定の期間にわたって高度を最大に上げるようにする。

最大ROCは、指定された高度への上昇を促進する。これにより、一定期間にわたって最大の垂直距離が得られる。たとえば、最大AOCプロファイルでは、特定の航空機が1,000FtのAGLに到達するのに30秒かかるが、地上3,000Ftしかカバーしない。比較すると、最大のROCプロファイルを使用すると、同じ航空機は30秒で1,500Ftまで上昇するが、地上6,000Ftをカバーする。ROCとAOCの両方の最大上昇プロファイルでは、航空機の最大スロットル設定が使用されることに注意すること。

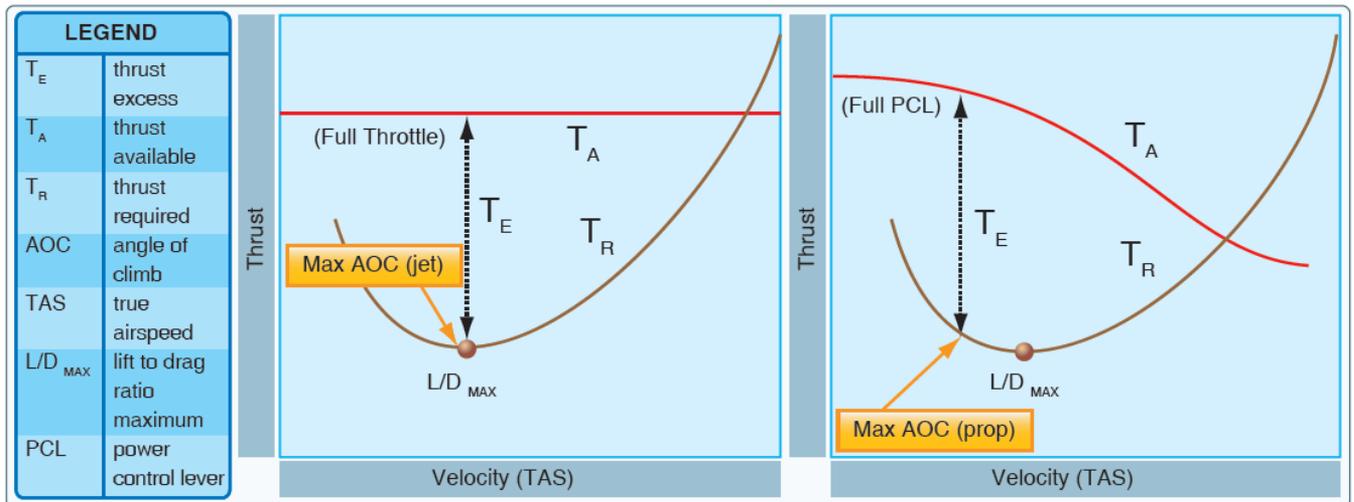


図 11-8. ジェット機とプロペラ機の最大AOCの比較。

最大ROCと最大AOCの違いは、主に航空機のマニュアルで指定されている速度（対気速度）とAOAの組み合わせにある。[図 11-7]

ROCの性能は余剰馬力に左右される。上昇は動作であり、馬力は動作の遂行率であるため、パイロットは水平飛行を維持するために使用されない馬力を使用して上昇率を上げることができる。対気速度とAOAの組み合わせによってROCが最大となり、余剰馬力が最大となる。したがって、一般的なジェット機のROCは、対気速度がL/D<sub>MAX</sub>より大きく、AOAがL/D<sub>MAX</sub> AOAより小さい場合に最大となる。対照的に、典型的なプロペラ飛行機のROCは、L/D<sub>MAX</sub>に近い対気速度とAOAの組み合わせで最大となる。[図 11-9]

### 上昇性能要因

重量、高度、コンフィギュレーションの変更は余剰推力と馬力に影響するため、上昇性能にも影響する。上昇性能は、余剰推力または余剰馬力を生成する能力に直接左右される。本書の前半で、重量の増加、高度の上昇、着陸装置の格納、またはフラップ角の減少はすべて、航空機の余剰推力と余剰馬力の両方を減少させることが示された。したがって、これらの条件のいずれでも最大AOCおよび最大ROCの性能は低下する。

重量は航空機の性能に非常に顕著な影響を及ぼす。航空機の重量が増えた場合、所定の高度と速度を維持するには、より高いAOAで飛行しなければならない。これにより、誘導された翼の抗力と、航空機の有害抗力が増加する。抗力の増加は、それに打ち勝つために追加の推力が必要であることを意味する。これは、上昇に利用できる予備推力が少ないことを意味する。航空機の設計者は、重量を最小限に抑えるために最大限の努力をする。

航空機の重量の変化は、上昇性能に2つの影響を及ぼす。

まず、重量の変化により、必要な抗力と馬力が変化する。これにより、利用可能な予備動力が変わり、上昇角度と上昇率の両方に影響を与える。第二に、重量の増加は最大ROCを低下させるが、航空機はピーク上昇率を小さくするために高い上昇速度で飛行しなければならない。

高度を上げると、必要な動力が増加し、使用可能な動力が減少する。そのため、航空機の上昇性能は高度とともに低下する。最大ROC、最大AOC、最大および最小レベルの飛行対気速度は、高度によって異なる。高度が上昇すると、これらのさまざまな速度が最終的に航空機の絶対上昇限度に収束する。航空機の絶対上昇限度では、余剰馬力はなく、1つの速度だけで安定した水平飛行が可能である。その結果、航空機の絶対上昇限度ではROCがゼロになる。実用上昇限度は、航空機が毎分100Ft (fpm) を超える速度で上昇できない高度である。通常、これらの特定の性能基準点は、特定の設計構成で航空機に提供される。[図 11-10]

「動力荷重」、「翼荷重」、「ブレード荷重」、および「ディスク荷重」という用語は、性能に関して一般的に使用される。動力荷重は馬力あたりのポンドで表され、航空機の総重量をエンジンの定格馬力で割ることによって得られる。これは、航空機の離陸および上昇能力の重要な要因である。翼の荷重は、平方Ftあたりのポンドで表され、ポンド単位の飛行機の総重量を平方Ftの翼領域（エルロンを含む）で割ることによって得られる。着陸速度を決定するのは飛行機の翼の荷重である。ブレードの荷重は1平方Ftあたりのポンドで表され、ヘリコプターの総重量をローターブレードの面積で割ることによって得られる。ブレードの荷重とディスクの荷重を混同しないこと。ディスクの荷重は、ヘリコプターの総重量をローターブレードが掃引するディスクの面積で割ったものである。

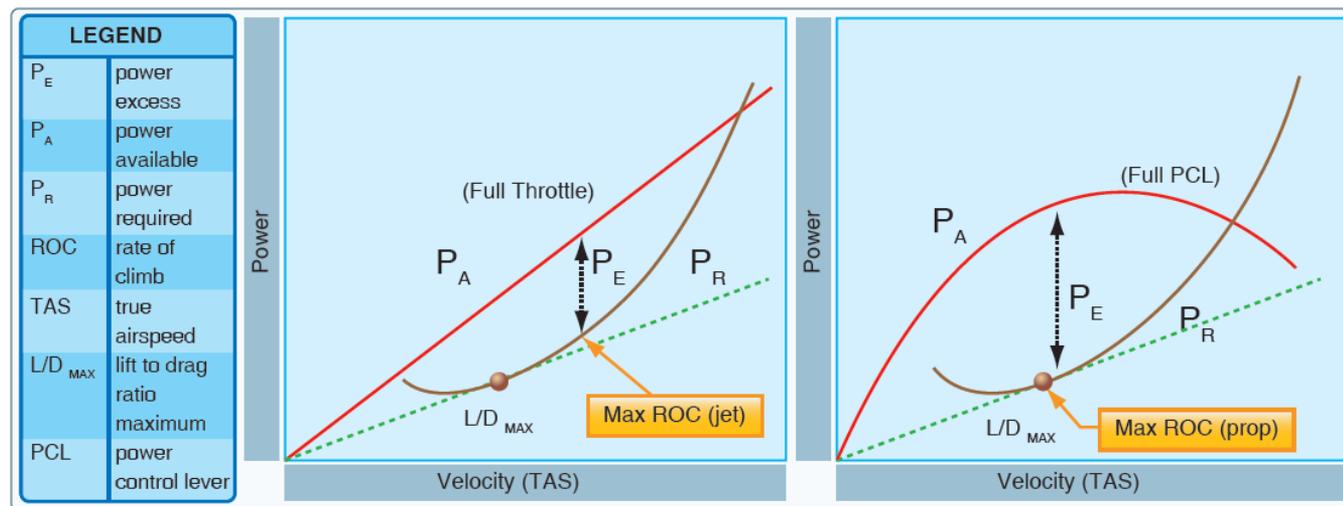


図 11-9. ジェット機とプロペラ機の最大ROCの比較。

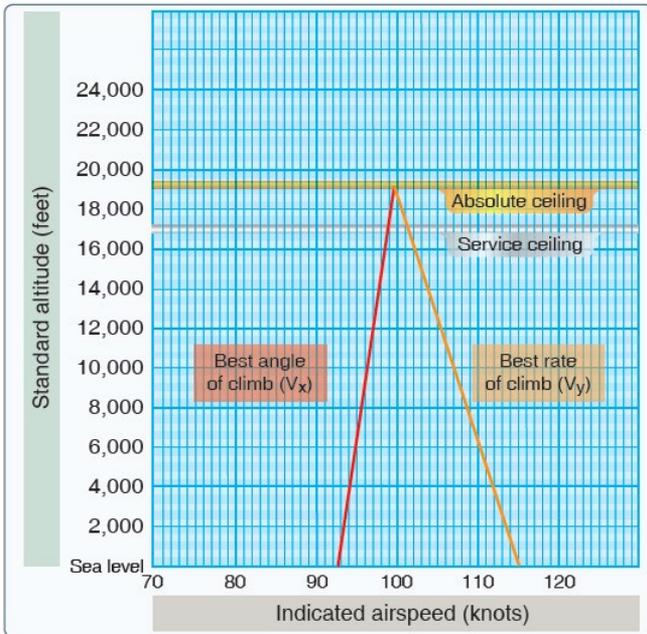


図 11-10. 絶対および実用上昇限度

### 巡航性能

航空機が燃料エネルギーを飛行距離に変換する能力は、航空機性能の最も重要な項目の1つである。飛行操作では、航空機の効率的な運航の問題が2つの一般的な形で生じる。:

1. 特定の燃料搭載から最大飛行距離を算出するため
2. 最小限の燃料消費で指定された距離を飛行するため

これらの動作上の問題のそれぞれに共通する要素は、航続距離である。つまり、飛行距離の海里 (NM) と燃

料消費量の関係だ。航続距離は、航続時間と明確に区別しなければならない。航続距離では飛行距離が考慮され、航続時間では飛行時が考慮される。したがって、航続時間は、航続距離とは別の用語として定義することが適切である。

$$\text{航続時間} = \frac{\text{飛行時間}}{\text{燃料消費量}}$$

または

$$\text{航続時間} = \frac{\text{飛行時間/時間}}{\text{燃料消費量時間}}$$

または

$$\text{航続時間} = \frac{1}{\text{燃料流量}}$$

燃料流量はポンドまたはガロンで定義できる。航続時間を最大にする必要がある場合、燃料流量を最小にする飛行条件で飛行しなければならない。図11-11のA点では、対気速度が小さく、燃料流量が多くなっている。これは地上操作中または離陸および上昇中に発生する。対気速度が増加すると、航空力学的な要因により必要動力が減少し、燃料流量がB点まで減少する。これが航続時間を最大のポイントである。この点を超えると、対気速度の増加にはコストがかかる。対気速度の増加には追加的な動力が必要で、動力の追加によって燃料流量が増加する。

航空機が飛行中に最大の航続率を得られるように、航続率が最大の航行を実施する必要がある。航続率は、次の関係によって定義できる。

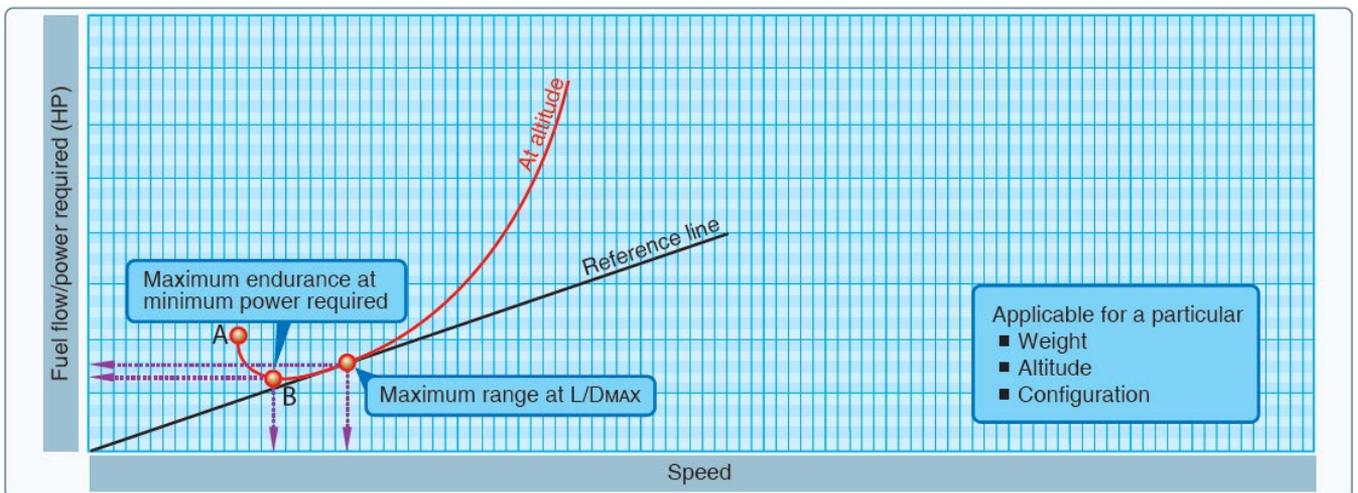


図 11-11. 最大航続時間の対気速度。

$$\text{航続率} = \frac{\text{飛行距離 (NM)}}{\text{燃料消費量 (LB)}}$$

または

$$\text{航続率} = \frac{\text{飛行距離 (NM) / 時間}}{\text{燃料消費量時間}}$$

または

$$\text{航続率} = \frac{\text{TAS(Kt)knots}}{\text{燃料流量 (LB/HR)}}$$

航続率を最大にする必要がある場合、燃料流量あたりの速度を最大とする飛行条件で飛行しなければならない。航続率のピーク値は航続率を最大にするが、長距離飛行は通常、わずかに高い対気速度での飛行が推奨される。ほとんどの長距離飛行は、絶対最大航続率が99%となる飛行条件で行われる。このような飛行の利点は、航続距離の1%が3~5%高い飛行速度になることである。飛行速度が速いことには多くの利点があるため、航続距離を多少減らすことになっても適確な操作である。航続率と速度の値は、3つの主要な変数の影響を受ける:

1. 航空機の総重量
2. 高度
3. 航空機の外部空力形状。

これらは、AFM / POHの性能セクションに含まれる航続率および航続時間の情報源である。

航空機の巡航制御とは、飛行中に推奨される長距離飛行条件を維持するために航空機が操作されることを意味する。飛行中、燃料が消費されるため、航空機の総重量は変化し、最適な対気速度、高度、および動力設定も変化する。巡航制御とは、99%の最大航続率条件を維持するための最適な対気速度、高度、および動力設定の制御を意味する。巡航飛行の開始時の航空機の比較的高い初期重量では、推奨される飛行条件にするために対気速度、高度、および動力設定を特定の値にする必要がある。燃料が消費されて航空機の総重量が減少すると、最適な対気速度と動力設定が低下するか、最適な高度が上昇する可能性がある。さらに、最適な航続率が増加する。したがって、パイロットは最適な状態が維持されるように適切な巡航制御手順で飛行しなければならない。

総航続距離は、使用可能な燃料と航続率の両方によって決まる。航続率と経済性が主な目標である場合、パイロットは推奨される長距離飛行条件で航空機を操縦しなければならない。この手順により、航空機はその最大設計航続範囲に対応するか、または目的地到着時の燃

料残量を最大にすることで、最大距離よりも飛行距離を短縮できる。

プロペラ駆動の航空機は、プロペラとレシプロエンジンを組み合わせて推進力を得ている。燃料流量は、推力ではなく、主にプロペラに供給されるシャフト動力によって決まる。したがって、燃料流量は、航空機を安定した水平飛行に維持するために必要な動力に直接関連付けることができ、性能チャートでは、燃料流量の代わりに動力を使用できる。そのため、必要な動力対速度の分析を通じて航続率を決定することができる。

航空機を安定した水平飛行に保つために燃料流量を最低にする必要があるため、必要な最小馬力のポイントで航続時間が最大となる。速度と必要な馬力の比が最大の場合、航続率は最大となる。[図 11-11]

航続率は、揚力/抗力比 (L/D<sub>MAX</sub>) が最大になると最高になる。特定の航空機構成では、L/D<sub>MAX</sub>は特定のAOAと揚力係数で発生し、重量や高度の影響を受けないことに注意することが重要である。重量の変動により、L/D<sub>MAX</sub>になる対気速度と馬力の値が変わる。[図 11-12] 向かい風または追い風が存在するときに航続率を最大にする方法については、さまざまな理論が存在する。多くは、向かい風で加速させるか、追い風で減速させると、距離を最大にするのを助けると言われている。この理論は多くの場合に当てはまるかもしれないが、あらゆる状況に異なる変数があるため、常に当てはまるわけではない。航空機の構成はそれぞれ異なり、航続率を最大にする方法に関してそれらすべてを網羅する経験則はない。

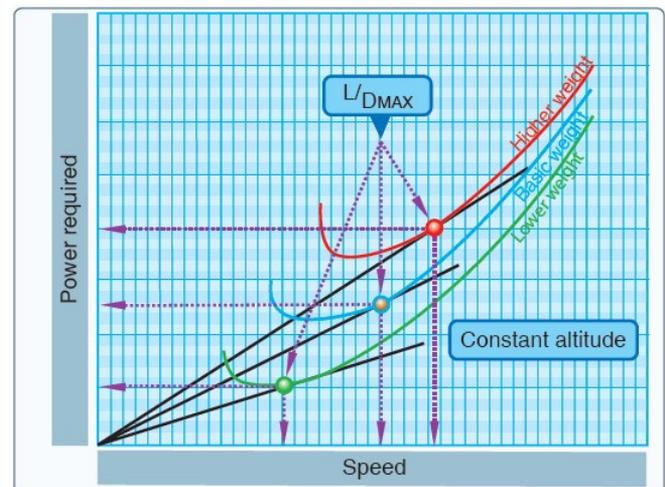


図 11-12. 重量の影響

L/D<sub>MAX</sub>を維持するための巡航制御手順の一部として、パイロットは必要な速度と馬力の変動を監視する必要がある。航空機の総重量に占める燃料重量がわずかで、航空機の航続距離が短い場合、巡航制御手順を簡素化することで、巡航飛行中の一定の速度と馬力設定を本質的に維持できる。ただし、長距離航空機の総重量に占める燃料重量の割合はかなり大きいため、巡航制御手順では、最適な航続性能条件を維持するために、対気速度と馬力の変更を計画しなければならない。

プロペラ駆動の航空機の航続距離に対する高度の影響を図11-13に示す。高高度の飛行では真対気速度(TAS)が大きく、必要な動力は海面位での飛行よりも比例して大きくなる。高度での航空機の抗力は、海面位での抗力と同じだが、TASが高いほど、それに比例して大きな動力が必要になる。

注：海面位の動力曲線に接する直線は、高度動力曲線とも接している。

航続率に対する高度の影響も、前述の関係から理解することができる。高度の変化により、必要な速度と動力が同じく変化しても、必要な動力に対する速度の割合は変化しない。この事実は、プロペラ駆動の航空機の航続率が高度の影響を受けないことを意味する。実際、これは、特定の燃料消費量とプロペラ効率、高度に応じて航続率の変動を引き起こす可能性のある主要な要因である限り真実である。圧縮率の影響が無視できる場合、高度による航続率の変動は、厳密にエンジン/プロペラの性能の関数である。

ピストンエンジンを搭載した航空機は、絶対高度までの航続率の変動があったとしてもごくわずかである。制動馬力がエンジン作動のわずかな範囲であるエンジンの最大巡航出力定格を下回る場合、制動機固有の燃料消費量の変動は無視できる。

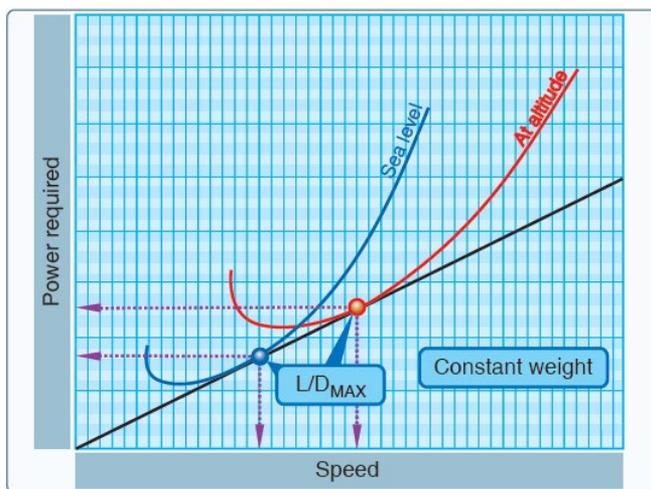


図 11-13. 航続性能に対する高度の影響。

したがって、高度の増加は、増加した馬力要件がエンジンの最大巡航出力定格を超える場合に限り、航続率を減少させる。過給の利点の1つは、巡航出力が高高度で維持され、航空機が対応するTASを上昇させることで、高高度で飛行可能距離を飛行できることである。高高度巡航と低空巡航の主な違いは、TASと上昇の燃料要件である。

## バックサイド

通常、航空機の空力特性によってさまざまな飛行条件での必要動力が決まり、動力装置の能力によって、さまざまな飛行条件で利用可能な動力が決まる。航空機が安定して水平飛行できていれば、平衡状態が保たれているはずである。揚力が重量に等しく、動力装置が抗力に等しい推力に設定されている場合、航空機は加速されていない状態となる。さまざまな対気速度での低高度飛行で平衡を取るために必要な動力は、必要動力曲線に示される。必要動力曲線は、失速または制御可能な最低対気速度に近い低対気速度では、安定した水平飛行に必要な動力設定が非常に高いことを示す。

フロントサイドでの飛行は、一定の高度を維持し、より高い対気速度にはより高い動力設定が必要であり、より低い対気速度にはより低い動力設定が必要であることを意味する。航空機の飛行の大部分（上昇、巡航、および操縦）は、通常のコマンド領域で行われる。

バックサイドでの飛行とは、高度を維持するために、より高い対気速度ではより低い動力設定が必要であり、より低い対気速度ではより高い動力設定が必要な飛行を意味する。動力が低下しても対気速度が低下することを意味するものではない。

バックサイドは、低速飛行で発生する。最大航続時間の速度（動力曲線の最低点）を下回る飛行速度では、対気速度を低下させ、動力設定を高くする必要がある。速度を下げて必要な動力設定を増やす必要性はフロントサイド飛行の必要性と反対であるため、最低動力設定の速度から失速速度（または最低制御速度）までの飛行速度は、バックサイドと呼ばれる。バックサイドでは、安定した飛行を維持するために、対気速度が低下したら動力設定を高くしなければならない。

図 11-14は、利用可能な最大動力を曲線で示している。巡航出力などの低出力設定も同様の曲線に表示される。必須動力曲線の最低点は、最低制動馬力が水平飛行を維持する速度を表す。これは最良耐久速度と呼ばれる。

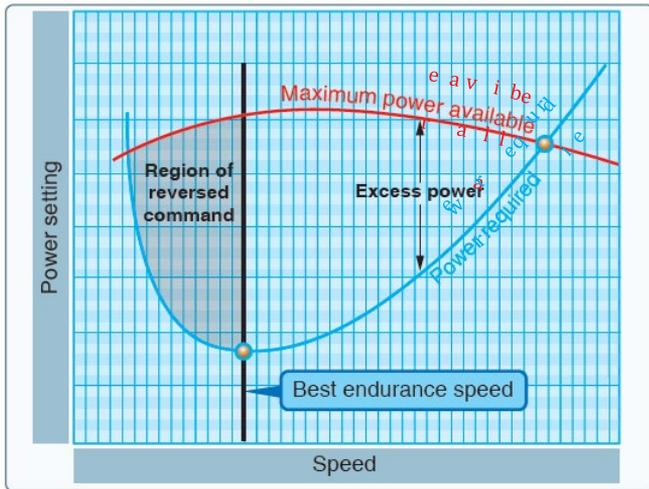


図 11-14. 必須動力曲線。

バックサイドで動作する例は、短距離着陸のために、低速度および高ピッチ姿勢で進入する航空機である。容認できないほど降下率が高くなった場合、パイロットが動力を加えることで降下を減少または停止できる可能性がある。ただし、それ以上動力を使用しなければ、航空機は失速するか、着陸する際にフレアできなくなる。この状況で、動力を使用せずに航空機の機首を単に下げて飛行速度を再び上げると、急激に降下し高度が低下する。

たとえば、不整地離陸および上昇中に、パイロットが最初に通常の上昇ピッチ姿勢と対気速度に到達することなく、地面効果から上昇しようとする、飛行機は誤って危険な低高度でバックサイドに陥る可能性がある。全出力でも、飛行機は上昇ができず、高度を維持することさえできない可能性がある。この状況下でのパイロットの唯一の対応手段は、対気速度を上げるためにピッチ姿勢を下げることであり、これにより必然的に高度は低下する。

航空機のパイロットは、バックサイドで低い飛行速度で飛行する場合、対気速度の正確な制御に特に注意を払わなければならない。

## 離陸および着陸性能

パイロットが起こす航空機事故の大半は、飛行の離陸および着陸段階で発生する。このため、パイロットは航空機の離着陸性能に影響するすべての変数を熟知していなければならない。これらの飛行段階で厳密で専門的な操作を行わなければならない。

離着陸の動作は、加速および減速の動作である。たとえば、離陸中、航空機はゼロ速度から離陸速度まで加速して離陸する。着陸中、航空機は着陸速度で着陸し、速度がゼロになるまで減速する。離陸または着陸の性能の重要な要因は次のとおりである：

- 通常、離陸または着陸の速度は、失速速度または最低飛行速度の関数である。
- 離陸または着陸時の加速/減速の速度。物体が受ける速度（加速と減速）は、力の不均衡に直接比例し、物体の質量に反比例する。滑走路を 75 Kt で移動する飛行機は、37 Kt で移動するエネルギーの 4 倍のエネルギーを備えている。したがって、飛行機は、半分の速度で停止するのに必要な距離の 4 倍の距離で停止しなければならない。
- 離陸または着陸のロール距離は、加速/減速と速度の両方の関数である。

## 滑走路面と勾配

滑走路の状態は離陸および着陸の性能に影響する。通常、性能チャート情報は、舗装された、平らで、滑らかで、乾燥した滑走路面を想定している。同じ滑走路は二つとないため、滑走路の勾配や傾斜が異なるように、滑走路面は滑走路ごとに異なる。 [図 11-15]

滑走路面は、空港によって大きく異なる。使用する可能性のある滑走路面は、コンクリート、アスファルト、砂利、土、または草である。特定の空港の滑走路面は、米国航空地図補足(旧空港/施設要覧)に記載されている。路面が硬く滑らかではない場合、離陸時の地面のロールが増加する。これは、タイヤが滑走路に沿ってスムーズに移動できないためである。柔らかい、草が茂った、または泥だらけの滑走路によってタイヤの動きが悪くなる可能性がある。舗装のくぼみやその他のわだちも、滑走路でのタイヤの動きが悪くなる原因になる。泥、雪、水などの障害物があると、滑走路を滑走する飛行機の加速が低下する。路面が泥だらけで濡れていると、滑走路とタイヤの摩擦が減るが、障害物として作用し、着陸距離を短くすることにもなる。 [図 11-16] さまざまな滑走路タイプを扱う場合、ブレーキの有効性も考慮すべき事項である。路面の状態は、航空機の制動能力に影響する。

タイヤを滑らせることなくブレーキに加えられる力の量は、ブレーキ効果と呼ばれる。滑走路の長さが離陸の加速と着陸の減速に適していることを確認すること。

## TAKEOFF DISTANCE MAXIMUM WEIGHT 3800 LBS

### SHORT FIELD

**CONDITIONS:**

Flaps 10°  
2850 RPM, Full Throttle and Mixture Set at Placard Fuel Flow Prior to Brake Release  
Cowl Flaps Open  
Paved, Level, Dry Runway  
Zero Wind

MIXTURE SETTING	
PRESS ALT	PPH
S.L.	144
2000	138
4000	132
6000	126
8000	120

**NOTES:**

- Short field technique as specified in Section 4.
- Landing gear extended until takeoff obstacle is cleared.
- Where distance value has been deleted, climb performance after lift-off is less than 150 fpm. Rate of climb is based on landing gear extended and flaps 10° at takeoff speed.
- Decrease distances 10% for each 10 knots headwind. For operation with tailwinds up to 10 knots, increase distances by 10% for each 2.5 knots.
- For operation on a dry, grass runway, increase distances by 15% of the "ground roll" figure.

WEIGHT LBS	TAKEOFF SPEED KIAS		PRESS ALT FT	0°C		10°C		20°C		30°C		40°C	
	LIFT	AT		GRND	TOTAL TO CLEAR								

図 11-15. 離陸距離チャート

滑走路の勾配または傾斜は、滑走路の長さに対する滑走路の高さの変化量である。勾配は、3%勾配などのパーセンテージで表される。これは、滑走路の長さが100Ftごとに、滑走路の高さが3Ft変化することを意味する。正の勾配は滑走路の高さが増加することを示し、負の勾配は滑走路の高さが減少することを示す。上り坂の滑走路は加速を妨げ、離陸時の地上走行が長くなる。ただし、通常、上り坂の滑走路に着陸すると、着陸ロールが減少する。下り坂の滑走路は、離陸時の加速を促し、離陸距離を短くする。下り坂の滑走路に着陸すると着陸距離が長くなるため、着陸時には逆のことが言える。滑走路の勾配情報は、米国航空地図補足(旧空港/施設要覧)に含まれている。 [図 11-17]

### 滑走路の水と動的ハイドロプレーン現象

滑走路の水は、タイヤと地面との摩擦を減らし、ブレーキ効果を低下させる可能性がある。水の層によってタイヤが滑走路の表面に密着しないことで、タイヤがハイドロプレーン現象を起こしている場合、ブレーキ機能が完全に失われる可能性がある。これは、滑走路が氷で覆われている場合のブレーキ効果にも当てはまる。

滑走路が濡れている場合、パイロットは動的ハイドロプレーン現象に直面する可能性がある。動的ハイドロプレーン現象とは、航空機のタイヤが滑走路の表面ではなく薄いシートに乗る状態である。ハイドロプレーン現象のホイールは滑走路に接触していないため、ブレーキと方向制御がほとんど機能しない。動的ハイドロプレーン現象を最小限に抑えるために、溝を設け、水を排出しやすくしている滑走路もあるが、ほとんどの滑走路はそうではない。



図 11-16. 離陸時の航空機の性能は、滑走路の表面に大きく左右される。

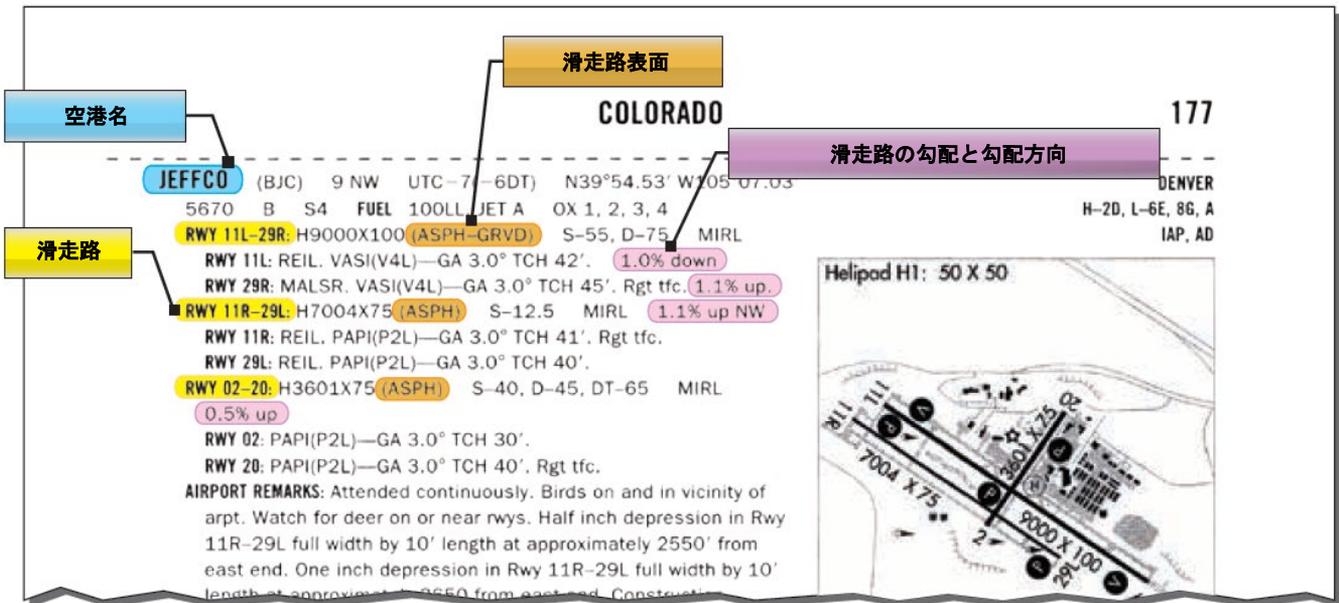


図 11-17. 米国航空地図補足(旧空港施設要覧)の情報

タイヤの空気圧も、動的ハイドロプレーン現象の要因となる。図 11-18 の簡単な式を使用して、パイロットはハイドロプレーン現象が始まる最低速度を  $Kt$  で計算できる。分かりやすく言うと、最小ハイドロプレーン現象速度は、メインギアのタイヤ圧の  $\text{psi}$  の平方根に 9 を掛けて算出する。たとえば、メインギアのタイヤ圧が  $36 \text{ psi}$  の場合、航空機は  $54Kt$  でハイドロプレーン現象を開始する。

推奨されるタッチダウン速度よりも高い速度で着陸すると、航空機のハイドロプレーン現象が発生する可能性が大きくなる。そして、ハイドロプレーン現象が発生すると、最小の初期ハイドロプレーン現象速度をはるかに下回り続ける可能性がある。

濡れた滑走路では、風上に着陸することで方向制御を最大化できる。急激な制御入力は避けるべきである。

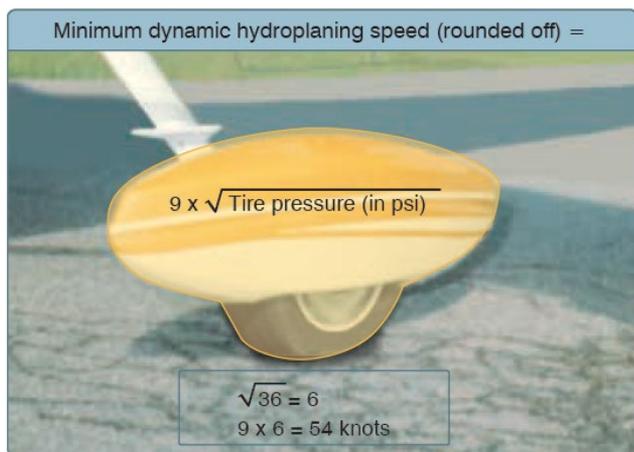


図 11-18. タイヤの空気圧

滑走路が濡れている場合は、着陸の十分前にブレーキの問題を予測し、ハイドロプレーン現象に備える。風に最も適した滑走路を選択する。機械的ブレーキは効果がない場合があるため、空力ブレーキを最大限に活用する必要がある。

### 離陸性能

最小離陸距離は、それによって滑走路の要件が決まるため、あらゆる航空機の運用において最も重要である。最小離陸距離は、失速しないだけ十分なマージンを確保し、十分な制御と初期 ROC を提供する最小安全速度で離陸できる距離である。一般に、離陸速度は、離陸形態の航空機の失速速度または最小制御速度の一定の割合である。そのため、離陸は揚力係数と AOA の特定の値で行われる。航空機の特성에 応じて、離陸速度は失速速度または最小制御速度の  $1.05 \sim 1.25$  倍の範囲になる。

特定の離陸速度で最小離陸距離を得るには、テイクオフロール中に航空機に作用する力で加速度を最大にしなければならない。航空機に作用するさまざまな力はパイロットの制御下にある場合とそうでない場合があり、特定の航空機では離陸加速度を最高値に維持するためにさまざまな手順が必要になる場合がある。

動力装置の推力は、加速を提供する主な力であり、最小離陸距離では、出力推力は最大でなければならない。揚力と抗力は、航空機が速度を上げるとすぐに生成され、揚力と抗力の値は AOA と動圧に左右される。

第6章で説明したように、エンジン圧力比（EPR）は、ターボジェットまたはターボファンエンジンの排気圧力（ジェットブラスト）と吸気（静的）圧力の比率である。EPRゲージは、エンジンが生成している出力をパイロットに伝える。EPRが高いほど、エンジンの推力が高くなる。EPRは、エンジンのオーバーストを避け、必要に応じて離陸及びゴーアラウンドの動力を設定するために使用される。この情報は、航空機の性能を判断するのに役立つため、離陸する前に知っておくことが重要である。

適切な手順の重要な要素に加えて、他の多くの変数が航空機の離陸性能に影響する。テイクオフロール中に離陸速度または加速率を変更するアイテムは、離陸距離に影響する。

たとえば、総重量が離陸距離に及ぼす影響は大きく、航空機の離陸距離を予測する際には、この項目を適切に考慮しなければならない。総重量の増加は、離陸性能に3倍の効果をもたらすと考えることができる：

1. より高い離陸速度
2. 加速する大きな質量
3. 減速力の増加（抗力と地面の摩擦）

総重量が増加する場合、離陸揚力係数で航空機を浮揚させるために必要な揚力を大きくするには、速度をより速くする必要がある。総重量の変化の影響の例として、離陸重量の21%の増加には、より大きな重量を支えるために離陸速度の10%の増加が必要である。

総重量が変化すると、正味の加速力が変化し、加速される質量が変化する。航空機の推力と重量の比率が比較的高い場合、正味の加速力の変化はわずかであり、加速に対する主な影響は質量の変化によるものである。

たとえば、離陸時の総重量が10%増加すると、次のようになる：

- 離陸速度が5%増加
- 少なくとも9%の加速率の低下
- 離陸距離の少なくとも21%の増加

ISA条件では、セスナ182の離陸重量を2,400LBから2,700LBに増やすと（11%増加）、離陸距離が440Ftから575Ftに増加する（23%増加）。

推力と重量の比率が高い航空機の場合、離陸距離の増加は約21～22%だが、推力と重量の比率が比較的低い航空機の場合、離陸距離の増加は約25から30%までになる。このような強力な効果を得るには、離陸距離を予測する際に総重量を適切に考慮する必要がある。

離陸距離に対する風の影響は大きく、離陸距離を予測する際には適切に考慮しなければならない。向かい風の影響がある場合、航空機は低い対地速度で離陸速度に到達できる。一方、追い風の影響がある場合は、航空機は離陸速度を達成するために対地速度をより速くする必要がある。

離陸対気速度の10%の向かい風により、離陸距離が約19%減少する。一方、離陸対気速度の10%の追い風は離陸距離を約21%増加させる。向かい風の速度が離陸速度の50%である場合、離陸距離は無風時の離陸距離の約25%（75%の減少）になる。

着陸距離に対する風の影響は、離陸距離に対する影響と同じである。図11-19は、離陸または着陸速度に対する風速の比率の関数としての離陸または着陸距離の変化率による風の一般的な影響を示している。

適切な離陸速度の効果は、滑走路の長さや離陸距離が重要な場合に特に重要である。AFM / POHで指定されている離陸速度は、通常、航空機が離陸することができる最低安全速度である。推奨速度未満で離陸しようとすると、航空機が失速したり、制御が難しくなったり、初期ROCが非常に低くなったりする可能性がある。場合によっては、過度のAOAにより、航空機が地面効果から抜け出せないことがある。

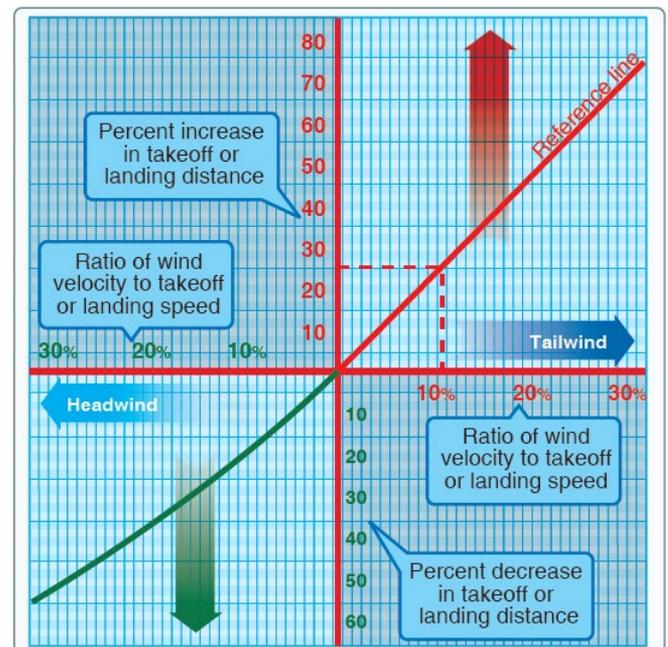


図 11-19. 離陸および着陸に対する風の影響

一方、離陸時の対気速度が大きすぎると、初期のROCと航空機の「感触」が向上する可能性があるが、離陸距離の望ましくない増加が生じる。加速度が本質的に影響を受けないと仮定すると、離陸距離は離陸速度の二乗で変化する。

したがって、10%の対気速度超過は離陸距離を21%増加させる。最もクリティカル(危険)な離陸条件下では、このような離陸距離の増加は避けなければならず、パイロットは推奨される離陸速度を順守しなければならない。

圧力高度と周囲温度の効果は、密度高度と離陸性能に影響を与える。補助的な修正は、特定の動力装置に対する温度の影響の軽減に適しているが、密度高度は離陸性能に特定の影響を与える。密度高度の増加は、離陸性能に2つの影響を与える可能性がある:

1. 離陸速度の増加
2. 推力の減少と正味の加速力の減少

所定の重量と構成の航空機が標準海面より高い高度で運航する場合、航空機は離陸揚力係数で離陸するために同じ動的圧力を必要とする。したがって、高度で飛行する航空機は、海面位と同じ指示対気速度 (IAS) で離陸するが、空気密度が低いいため、TASは大きくなる。

動力装置の推力に対する密度高度の影響は、動力装置のタイプに大きく左右される。標準海面から高度が上がると、無過給レシプロエンジンの出力がすぐに低下する。しかし、標準海面からの高度の増加は、高度が臨界動作高度を超えるまで、過給レシプロエンジンの出力の低下を引き起こさない。高度の増加に伴って推力の減衰が発生する動力装置では、正味の加速力と加速率への影響は、密度による直接的な変動を想定することで近似できる。実際、この想定される変動は、推力対重量比が高い航空機への影響にほぼ近いものである。

テイクオフロール距離を正確に予測するには、圧力高度と温度の適切な計算が必須である。離陸性能の最もクリティカルな条件は、高い総重量、高度、温度、および好ましくない風のいくつかの組み合わせの結果である。すべての場合において、パイロットは、利用可能な滑走路に関係なく、AFM / POHの性能データから離陸距離を正確に予測し、洗練された専門的な離陸手順の順守に努めなければならない。

AFM / POHデータからの離陸距離の予測では、次の主要な事項を考慮しなければならない:

- 圧力高度と温度—距離に対する密度高度の影響を左右させる
- 総重量—距離への大きな影響
- 風—滑走路に沿った風または風の成分による大きな影響
- 滑走路の勾配と状態—雪や氷などの要因の傾斜と減速効果の影響

## 着陸性能

多くの場合、航空機の着陸距離によって、飛行操作に必要な滑走路の要件が決まる。最小着陸距離は、最低安全速度で着陸できる距離である。これにより、失速しないだけ十分なマージンが得られ、十分な制御と着陸復行ができる。一般に、着陸速度は、着陸形態の航空機の失速速度または最小制御速度の一定の割合である。そのため、特定の揚力係数とAOAで着陸が行われる。正確な値は航空機の実績によって決まるが、一度定義すると、その値は重量、高度、風に左右されない。

指定された着陸速度で着陸距離を最小にするために、航空機に作用する力によってランディングロール中の減速を最大にしなければならない。ランディングロール中に航空機に作用させる力には、着陸減速度をピーク値に維持するためにさまざまな手順が必要となる場合がある。

最小着陸距離の手順と、かなりの余裕のある滑走路を利用できる通常のランディングロールを区別する必要がある。最小着陸距離は、航空機のピーク減速度を保つことにより得られる。つまり、減速を最大にするためにブレーキをフル活用する。一方、かなりの余裕のある滑走路を備えた通常のランディングロールでは、空力抵抗を大いに利用して、タイヤとブレーキの摩耗を最小限に抑えることができる。空力抵抗によって十分に減速できる場合、ランディングロールの初期段階でブレーキの補助として、空力抵抗を利用できる(つまり、ブレーキとタイヤは変わらずフル活用される。一方、航空機の空気抵抗は自由であり、使用に伴う磨滅はない)。空力抵抗の使用は、タッチダウン速度の60%または70%までの減速にのみ適用される。タッチダウン速度の60~70%未満の速度では、空力抵抗はほとんど役に立たないほどわずかであり、ブレーキを使用して減速を継続しなければならない。ランディングロール中の目標は減速することであるため、動力装置の推力は可能な限り小さい正の値(または推力反転装置の場合は可能な限り大きい負の値)でなければならない。

適切な手順の重要な要素に加えて、他の多くの変動が着陸性能に影響する。ランディングロール中に着陸速度または減速率を変動させるものは、着陸距離に影響する。

着陸距離に与える総重量の影響は、着陸距離を決定する主要な項目の1つである。総重量の増加の影響の1つは、着陸AOAと揚力係数で航空機をサポートするためにより大きな速度が必要になることである。総重量の変化の影響の例を挙げると、着陸重量が21%増加した場合、増加した重量を支えるために着陸速度を10%増加する必要がある。

最小着陸距離を考慮すると、ランディングロール中はブレーキの摩擦力が主力であり、航空機の構成の大半でも、ブレーキ摩擦が主な減速手段である。

最小着陸距離は、総重量に正比例して変化する。たとえば、着陸時の総重量が10%増加すると、以下が発生する:

- 着陸速度の5%の増加
- 着陸距離の10%の増加

共に増加する理由は、重量と制動摩擦力の関係にある。

着陸距離に対する風の影響は大きく、着陸距離を予測する際に適切に考慮する必要がある。航空機は風に関係なく特定の対気速度で着陸するため、着陸距離に対する風の主な影響は、航空機が着陸する対地速度の変化である。着陸時の減速に対する風の影響は、離陸時の加速への影響と同じである。

気圧高度と周囲温度の効果は、密度高度と着陸性能へ影響を与える。密度高度の増加は着陸速度を増加させるが、それによって正味の減速力は変わらない。したがって、高度で航空機は海面位と同じIASで着陸するが、密度が低いいため、TASは大きくなる。航空機は重量と動圧が同じ高度で着陸するため、ランディングロール全体の抵抗と制動摩擦は海面位と同じ値になる。ブレーキの能力の範囲内である限り、正味の減速力は変化せず、減速度は海面位での着陸と同じである。高度を上げても減速度は変わらないので、着陸距離に対する密度高度の影響は、TASが大きいためである。

5,000Ftでの最小着陸距離は、海面位での最小着陸距離よりも16%大きくなる。高度による着陸距離のおおよその増加は、1,000Ftの高度ごとに約

3.5%である。着陸距離を正確に予測するには、密度高度の適切な計算が必要である。

適切な着陸速度の効果は、滑走路の長さとは着陸距離が重要な場合に重大である。AFM / POHで指定されている着陸速度は、通常、航空機が着陸できる最小の安全速度である。指定された速度以下で着陸しようとする、航空機が失速したり、制御が難しくなったり、降下率が高くなる可能性がある。一方、着陸時の過度の速度は、操縦性をわずかに（特に横風の場合）改善する可能性があるが、着陸距離の望ましくない増加を引き起こす。

着陸速度が10%を超えると、着陸距離が少なくとも21%増加する。余分な運動エネルギーが放散されるため、過度な速度はブレーキにより大きな作業負荷をかける。また、速度の加速は通常の地上姿勢での抗力と揚力を増加させ、揚力の増加はブレーキ面にかかる通常の力を減らす。タッチダウン直後のこの速度範囲での減速が難しい可能性があり、この時点でブレーキが切れてタイヤが吹き飛ばされる可能性が高くなる。

着陸性能の最もクリティカル（危険）な条件は、高い総重量、高密度の高度、および好ましくない風の組み合わせである。これらの条件では、必要な着陸距離が最大となり、ブレーキのエネルギー散逸が危険レベルになる。すべての場合において、利用可能な滑走路と比較するには、最小着陸距離の正確な予測を行う必要がある。飛行の着陸段階は、他のどの飛行段階よりもパイロットによる航空機事故が起きやすい段階となるため、専門的な優れた着陸手順が必要である。

AFM / POHデータからの最小着陸距離の予測では、次の事項を考慮しなければならない:

- 圧力高度と温度—密度高度の影響を左右する
- 総重量—着陸用のCASを左右する
- 風—滑走路に沿った風または風の成分による大きな影響
- 滑走路の勾配と状態—滑走路の勾配の通常値に対する修正は比較的わずかである、積雪や着氷している路面、または軟弱な地盤の影響は大きい

10Ktの追い風により、着陸距離が約21%増加する。着陸速度が10%増加すると、着陸距離が20%増加する。ハイドロプレーン現象は、図11-18を使用して決定できる速度の低下までブレーキを無効にする。

たとえば、滑走路18の航空機は風下にあり、管制塔は滑走路27に移動できるか尋ねる。小雨が降っており、風は10Ktで東から吹いている。パイロットは、滑走路27中心線の延長線に近づいているので受け入れる。旋回は急旋回となり、パイロットは滑走路27に離陸するために降下（急降下）しなければならない。滑走路に対して一直線で、50Ft AGLになると、パイロットは3,500Ftの滑走路を1,000Ft既に消化している。対気速度はまだ約10%高くなっている（70Kt、約80Kt）。10Ktの風が後方から吹いている。

まず、性能の章で示されているように、対気速度が約10パーセント（80Kt対70Kt）高いため、着陸距離が20%増加する。性能計画で、パイロットが70Ktで距離が1,600Ftになると判断しても、距離は20%増加し、必要な距離は1,920Ftになる。

新たに修正された1,920Ftの着陸距離も風の影響を受ける。図11-19を見ると、風の影響は、風が10マイル/時（mph）ごとに20%増えている。これは、元の推定値ではなく、増加した対気速度に基づいた推定値で計算される。これにより、着陸距離がさらに320Ft増加し、AGLが50Ftに達した後に飛行機を着陸には合計2,240フィートが必要になる。

これは、計画された条件下での元の推定1,600Ftに加えて、超過速度と追い風により640フィートがさらに加わった値である。パイロットがしきい値を1,000Ftオーバーシュートした場合、必要な全長は3,500Ftの滑走路で3,240Ftで、そのマージンは260Ftである。ただし、これは環境が完璧な場合である。ほとんどのパイロットは、滑走路端が目前にあると焦ってしまう。その際の一般的なパイロットの反応は、ブレーキ（急ブレーキ）をかけることである。航空機には車のようなアンチロックブレーキ機能がないため、ブレーキがロックし、航空機は約54Kt（タイヤ圧の平方根（ $\sqrt{36} \times 9$ ）の速度に減速するまでハイドロプレーン現象を起こしながら、濡れた滑走路の表面を滑走する。ハイドロプレーン現象起きている場合、ブレーキは効かない。

ブレーキがロックされてから航空機が300～500Ftをハイドロプレーニング現象下で走行する際、パイロットが考えるであろうマージンは、260Ftである。これは実話であるが、新たな航空機運用者や航空機のN番号が異なるため、年ごとに変化する。

この例では、パイロットは実際に多くの悪い決定を下している。悪い決定は、組み合わせされると、個々のエラーよりも大きな相乗効果をもたらす。したがって、修正がほぼ不可能になるまで、修正がますます増える。航空の意思決定については、第2章「航空に関する意思決定（ADM）」で詳しく説明している。

## 性能速度

真対気速度（TAS）—飛行中の気団に対する航空機の実速度。

指示対気速度（IAS）—ASIで観測された航空機の実速度。これは、インジケーター、位置（または設置）、または圧縮率のエラーを修正していない対気速度である。

較正対気速度（CAS）—較正された対気速度（CAS）位置（または設置）および機器の誤差を修正したASI測定値。（CASは標準大気海面位でのTASと同等。）ASIに表示されているさまざまな設計速度を色分けすることで、IASまたはCASを表す場合がある。

等価対気速度（EAS）—位置（または設置）、機器の誤差、および特定の高度の断熱圧縮性流量を修正したASIの測定値。（EASは、標準大気海面位でのCASと同等。）

$V_{S0}$ —較正されたパワーアイドリング時失速速度、または着陸段階で航空機を制御できる最低定常飛行速度。

$V_{S1}$ —較正されたパワーアイドリング時失速速度、または指定された段階で航空機を制御できる最低定常飛行速度。

$V_Y$ —航空機が単位時間あたりの高度の最大増加を得る速度。この最高ROC速度は通常、高度とともにわずかに低下する。

$V_X$ —特定の水平距離で航空機が最高高度を得る速度。この最高のAOC速度は通常、高度とともにわずかに増加する。

$V_{LE}$ —着陸装置を降ろした状態で航空機を安全に飛行できる最大速度。これは、安定性と制御性に関する問題である。

$V_{LO}$ —着陸装置を安全に展開または格納できる最大速度。これは、ギアの伸縮中に操作機構にかかる空気負荷を伴う問題である。

$V_{FE}$ —翼のフラップが所定の伸長位置にある場合に許容される最高速度。これは、フラップの構造にかかる空気負荷が要因となる。

$V_A$ —対気速度を調整する較正された設計。これは、構造的な損傷を引き起こすことなく、突風または操縦翼面の完全なたわみによって制限荷重をかけることができる最大速度である。操縦速度以下で動作しても、1つの軸の複数のフルコントロール入力または複数の軸のフルコントロール入力に対する構造的保護は同時に提供されない。

V<sub>NO</sub>—通常の操作での最大速度または構造上の最大巡航速度。これは、限界負荷係数を超えると航空機構造の永久変形を引き起こす可能性のある速度である。

V<sub>NE</sub>—決して超えてはならない速度。この速度を超えて飛行を試みると、構造的な損傷または構造的な破損が生じる可能性がある

## 性能チャート

性能チャートにより、パイロットは航空機の離陸、上昇、巡航、および着陸の性能を予測できる。製造業者が提供するこれらのチャートは、AFM/POHに含まれている。これらのチャートで製造業者が提供する情報は、平均的な操縦スキルを使用し、航空機とエンジンが正常に機能している状態で、通常の運航条件下で新しい航空機で実施されたテスト飛行から収集されたものである。技術者は飛行データを記録し、テスト飛行中の航空機の動作に基づいて性能チャートを作成する。これらの性能チャートを使用することにより、パイロットは離着陸に必要な滑走路の長さ、飛行中に使用する燃料の量、目的地に到着するのに必要な時間を決定できる。航空機が正常に機能していない場合、または悪条件下で動作している場合、チャートのデータは正確ではないことに注意すること。航空機が正常に機能していない場合、または操縦スキルが平均を下回っている場合は、性能の数値を補正する必要性を常に考慮すること。

各航空機の性能は異なるため、性能の数値は異なる。すべてのフライトが異なるため、すべてのフライトの前

に航空機の性能を計算しなければならない。(Cessna Model 172RおよびChallenger 605の性能チャートの例については、付録を参照。)

すべてのチャートは特定の条件に基づいており、飛行条件に合わせて情報を調整する方法に関するメモが含まれている。すべてのチャートを把握し、その活用方法を理解することが重要である。メーカーが提供する取扱説明書に目を通すこと。チャートの使用方法の説明については、その特定のチャートについてメーカーが提示している例を参照。 [図 11-20]

製造業者が提供する情報は標準化されていない。情報は表形式で表示されているものもあれば、グラフ形式で表示されているものもあるグラフを組み合わせて、複数の飛行条件を補正するために2つ以上のグラフを1つのチャートに組み込むことがある。グラフを組み合わせることで、パイロットは密度の高度、重量、風の変化について航空機の性能をすべて1つのチャートで予測できる。このタイプのチャートから得られる情報は膨大であるため、チャートを極めて正確に判読することが重要である。わずかな誤りが、大きな誤りになる可能性がある。

このセクションの残りの部分では、一般的な航空機の性能情報について説明し、チャートに含まれる情報と、直接読み取りおよび補間方法によってチャートから情報を得る方法について説明する。すべてのチャートには、飛行計画の際に使用する必要がある豊富な情報が含まれている。フライトのすべての側面の表、グラフ、および複合グラフ形式の例について説明する。

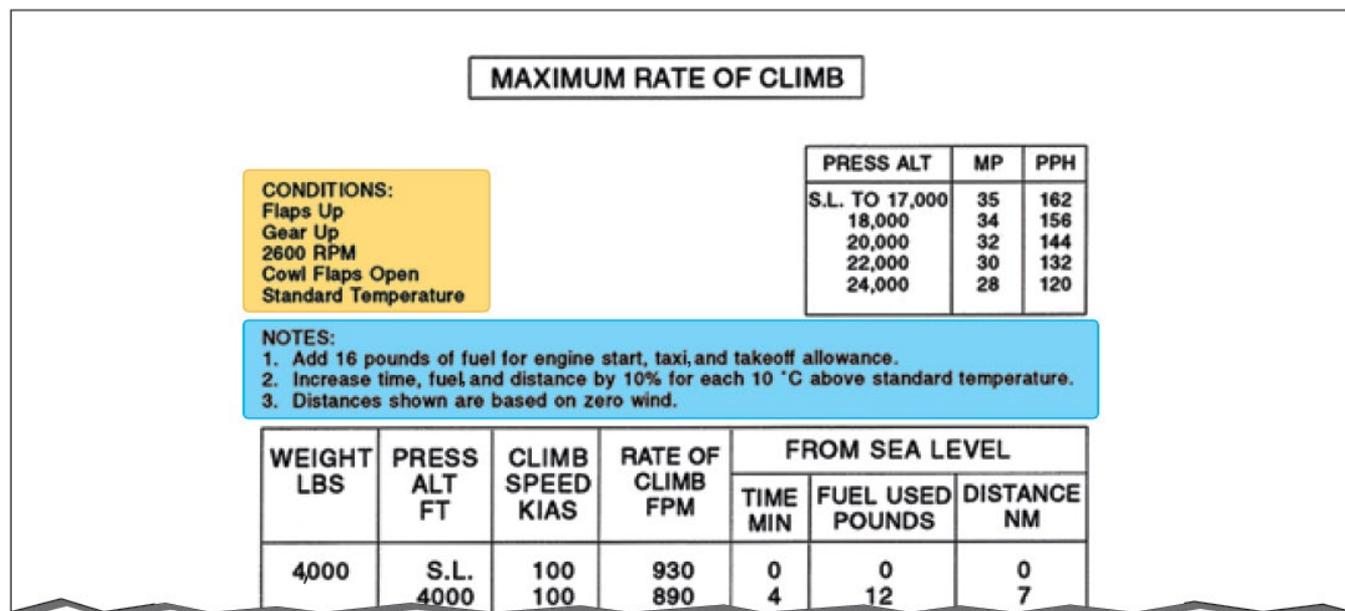


図 11-20. 状態と注のチャート

## 補間

チャート上のすべての情報が簡単に利用できるわけではない。チャートによっては、特定の飛行条件の情報を得るために補間が必要である。情報の補間とは、既知の情報を取得することにより、パイロットが中間情報を計算することを意味する。ただし、パイロットはチャートの値をより控えめな値に丸めることがある。

わずかに不利な条件を反映した値を使用すると、性能情報から妥当な予測が行え、わずかな安全マージンが得られる。次の図は、離陸距離チャートからの情報を補間する例である。[図 11-21]

## 密度高度チャート

密度高度チャートを使用して、出発空港の密度高度を計算する。図11-22を使用して、指定された情報に基づいて密度高度を決定する。

## サンプル問題 1

空港の標高 ..... 5,883 Ft  
 OAT ..... 70 °F  
 高度 ..... 30.10 "Hg

最初に、圧力高度を換算する。高度計の列に30.10と示されており、2列目に「-165」と表示されている。したがって、圧力高度が5,718Ftの空港の標高から165を引く必要がある。次に、グラフの下部にあるスケールで外気温を確認する。70°から5,718Ftの圧力高度ラインまで線を引く。これは、5,000Ft線と6,000Ft線の間の約3分の2である。グラフの左端までまっすぐに線を引き、おおよその密度高度を読み取る。千Ft単位のおおよその密度高度は7,700Ftである。

## 離陸チャート

通常、離陸チャートはいくつかの形式で提供され、パイロットがフラップなしまたは特定のフラップ構成で航空機の離陸距離を計算できるようにしている。パイロットは、50フィートの障害物がある条件下でのフラップ未装備の航空機の離陸と50Ftの障害物がある条件下でのフラップ装備の航空機の離陸の離陸距離も計算できる。離陸距離チャートは、さまざまな航空機の重量、高度、温度、風、障害物の高さを提供する。

## サンプル問題 2

気圧高度 ..... 2,000 Ft  
 OAT ..... 22 °C  
 離陸重量 ..... 2,600 LB  
 向かい風 ..... .6 Kt  
 障害物の高さ ..... 50 フィートの障害物

図11-23は、複合離陸距離グラフの例である。このグラフでは圧力高度、温度、重量、風、障害物がすべて1つのチャートで考慮されている。まず、グラフの左下の温度表示から正しい温度を見つけ、2,000Ftの高度線と交差するまで、22°Cからまっすぐ上に線をたどる。そのポイントから、最初の暗い参照線まで直線を横切って線を引く。対応する太線と交差するまで、周囲の線に沿って対角線方向に基準点から線を引く。2,600LBの交差点から、2本目の基準線に到達するまで直線を引く。もう一度、6Ktの向かい風マークに達するまで、斜めに線をたどる。3本目の基準線までまっすぐに進み、ここから2方向に線を引く。最初に、滑走距離を示す直線を引く。

Conditions Flaps 10° Full throttle prior to brake release Paved level runway Zero wind				TAKEOFF DISTANCE MAXIMUM WEIGHT 2,400 LB												
				Takeoff speed KIAS		Press ALT (ft)	0 °C		10 °C		20 °C		30 °C		40 °C	
				Lift off	AT 50 ft		Grnd roll (ft)	Total feet to clear 50 ft OBS	Grnd roll (ft)	Total feet to clear 50 ft OBS	Grnd roll (ft)	Total feet to clear 50 ft OBS	Grnd roll (ft)	Total feet to clear 50 ft OBS	Grnd roll (ft)	Total feet to clear 50 ft OBS
2,400	51	56	S.L.	795	1,460	860	1,570	925	1,685	995	1,810	1,065	1,945			
			1,000	875	1,605	940	1,725	1,015	1,860	1,090	2,000	1,170	2,155			
			2,000	960	1,770	1,035	1,910	1,115	2,060	1,200	2,220	1,290	2,395			
			3,000	1,055	1,960	1,140	2,120	1,230	2,295	1,325	2,480	1,425	2,685			
			4,000	1,165	2,185	1,260	2,365	1,355	2,570	1,465	2,790	1,575	3,030			
			5,000	1,285	2,445	1,390	2,660	1,500	2,895	1,620	3,160	1,745	3,455			
			6,000	1,425	2,755	1,540	3,015	1,665	3,300	1,800	3,620	1,940	3,990			
			7,000	1,580	3,140	1,710	3,450	1,850	3,805	2,000	4,220	---	---			
			8,000	1,755	3,615	1,905	4,015	2,060	4,480	---	---	---	---			

To find the takeoff distance for a pressure altitude of 2,500 feet at 20 °C, average the ground roll for 2,000 feet and 3,000 feet.

$$\frac{1,115 + 1,230}{2} = 1,173 \text{ feet}$$

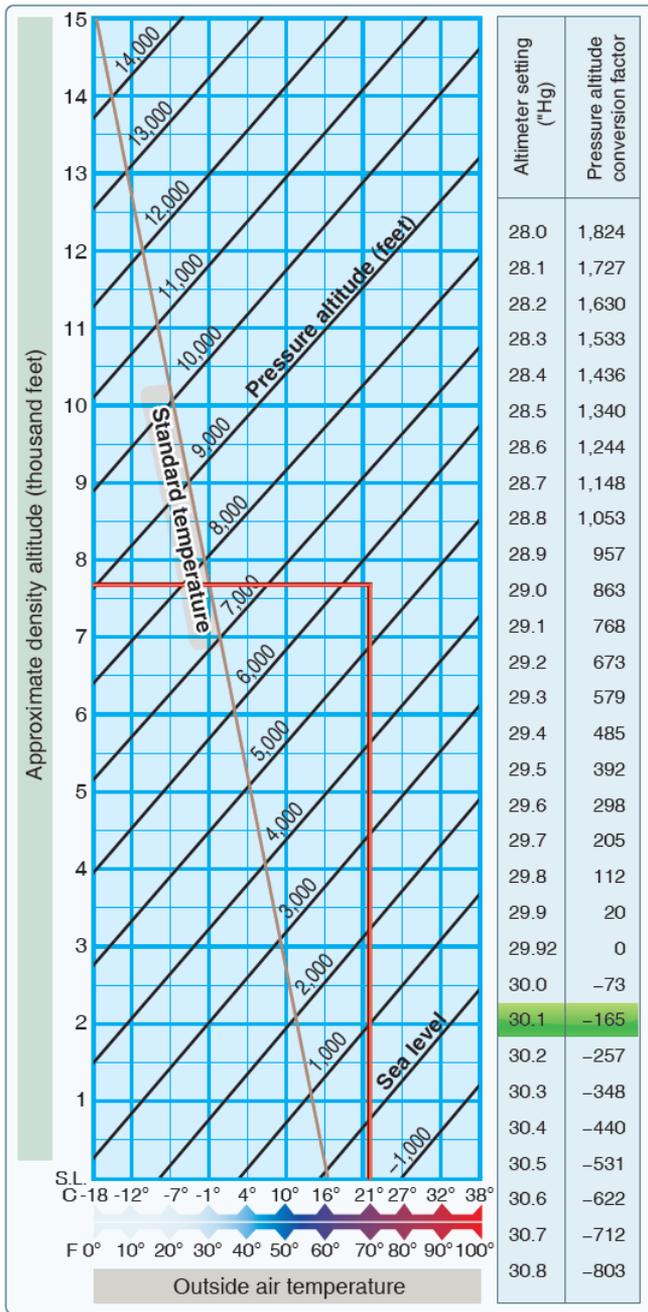


図 11-22. 密度高度チャート

次に、対応する障害物の高さに達するまで、対角線を再度たどる。この場合、障害物は50Ftの高さである。グラフの遠端に対角線を引く。これにより、700Ftの滑走距離と、50Ftの障害物を避けて飛行できる距離の合計距離が1,400Ftになる。離陸時および50Ft以上の障害物での対応する離陸速度に関しては、チャート上部の表を参照。この場合、2,600LBでの離陸速度は63Ktになり、50Ftを超える障害物は68Ktになる。

### サンプル問題 3

気圧高度.....3,000 feet  
 OAT ..... 30 °C  
 離陸重量..... 2,400 LB  
 向かい風..... 18 Kt

図11-24は、短距離離陸の離陸距離の表の例である。この表では、まず離陸重量を確認し、2,400LBの行を左から右に読み進めると、離陸速度が2番目の列にある。気圧高度を示す3番目の列に、3,000Ftの気圧高度が記載されている。正しい30°Cの温度の列になるまで、慎重にその行を右に読み進めると、地上滑走の合計距離は1,325Ftで、50Ftの障害物をクリアするのに必要な合計は2,480Ftであることが分かる。この条件で、18Ktの向かい風がある場合、注記番号2に従って、9Ktの向かい風ごとに距離を10%減らす。18Ktの向かい風では、距離を20%減らす必要がある。1,325Ftに20%を掛けて(1,325×20 = 265)、合計距離からその積を減算する(1,325 - 265 = 1,060)。50Ftの障害物上空を飛行する合計距離に対してこのプロセスを繰り返す。滑走距離1,060Ftで、50Ftの障害物上空を飛行する合計距離1,984Ftである。

### 上昇チャートと巡航チャート

上昇および巡航チャートの情報は、同じタイプの航空機で実施された実際の飛行試験に基づいている。この情報は、クロスカントリーフライトを計画している場合の航空機の性能と燃料消費を予測するときに非常に役立つ。製造業者は、上昇と巡航の性能について複数の異なるチャートを作成している。これらのチャートには、燃料、時間、および上昇の距離から、巡航中の最適な出力設定、巡航飛行可能距離の性能までのすべてが含まれる。

上昇性能を確認する最初のチャートは、燃料、時間、および上昇距離チャートである。このチャートは、上昇中に使用される燃料量、上昇を完了するのにかかる時間、上昇中にカバーされる地上距離を示す。このチャートを使用するために、出発空港と巡航高度の情報を取得する。図11-25を使用して、提供された情報に基づいて、燃料、時間、上昇距離を計算する。

### サンプル問題 4

出発空港の気圧高度..... 6,000 Ft  
 出発空港の OAT ..... 25 °C  
 巡航の気圧高度..... 10,000 Ft  
 巡航OAT ..... 10 °C

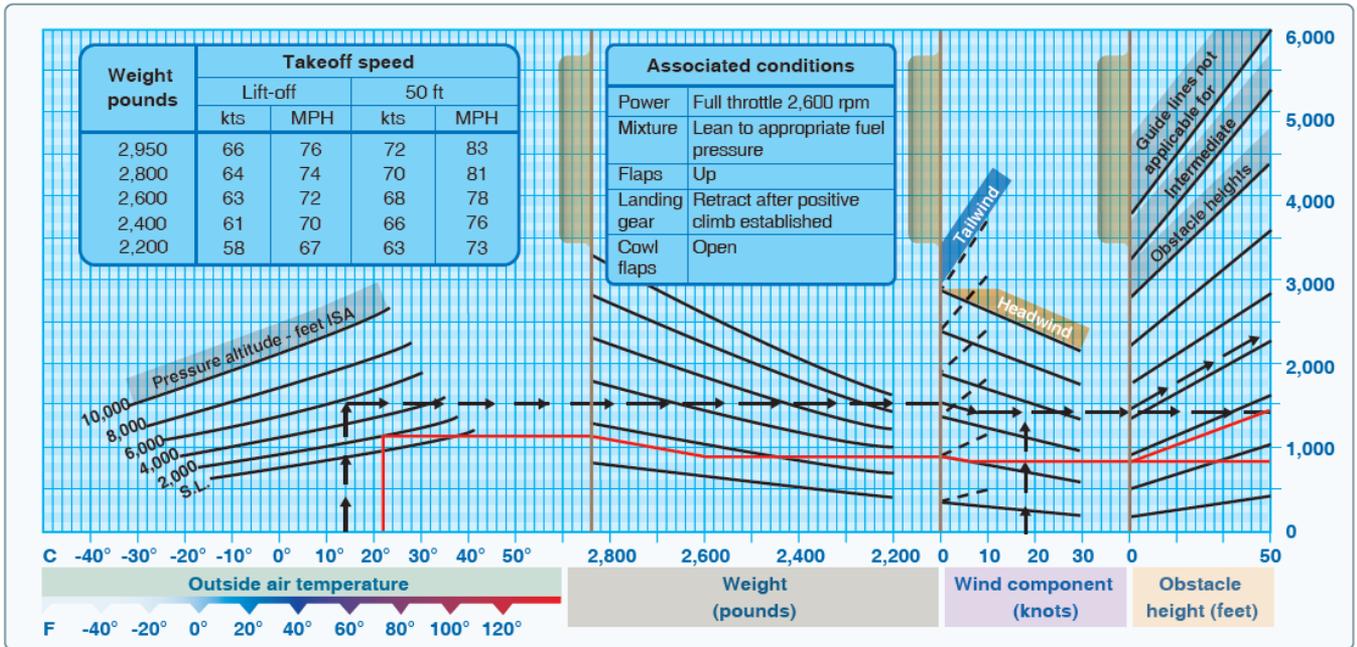


図 11-23. 離陸距離グラフ

Weight (lb)	Takeoff speed KIAS		Press ALT (ft)	0 °C		10 °C		20 °C		30 °C		40 °C	
	Lift off	AT 50 ft		Grnd roll (ft)	Total feet to clear 50 ft OBS	Grnd roll (ft)	Total feet to clear 50 ft OBS	Grnd roll (ft)	Total feet to clear 50 ft OBS	Grnd roll (ft)	Total feet to clear 50 ft OBS	Grnd roll (ft)	Total feet to clear 50 ft OBS
2,400	51	56	S.L.	795	1,460	860	1,570	925	1,685	995	1,810	1,065	1,945
			1,000	875	1,605	940	1,725	1,015	1,860	1,090	2,000	1,170	2,155
			2,000	960	1,770	1,035	1,910	1,115	2,060	1,200	2,220	1,290	2,395
			3,000	1,055	1,960	1,140	2,120	1,230	2,295	1,325	2,480	1,425	2,685
			4,000	1,165	2,185	1,260	2,365	1,355	2,570	1,465	2,790	1,575	3,030
			5,000	1,285	2,445	1,390	2,660	1,500	2,895	1,620	3,160	1,745	3,455
			6,000	1,425	2,755	1,540	3,015	1,665	3,300	1,800	3,620	1,940	3,990
			7,000	1,580	3,140	1,710	3,450	1,850	3,805	2,000	4,220	---	---
8,000	1,755	3,615	1,905	4,015	2,060	4,480	---	---	---	---			
2,200	49	54	S.L.	650	1,195	700	1,280	750	1,375	805	1,470	865	1,575
			1,000	710	1,310	765	1,405	825	1,510	885	1,615	950	1,735
			2,000	780	1,440	840	1,545	905	1,660	975	1,785	1,045	1,915
			3,000	855	1,585	925	1,705	995	1,835	1,070	1,975	1,150	2,130
			4,000	945	1,750	1,020	1,890	1,100	2,040	1,180	2,200	1,270	2,375
			5,000	1,040	1,945	1,125	2,105	1,210	2,275	1,305	2,465	1,405	2,665
			6,000	1,150	2,170	1,240	2,355	1,340	2,555	1,445	2,775	1,555	3,020
			7,000	1,270	2,440	1,375	2,655	1,485	2,890	1,605	3,155	1,730	3,450
8,000	1,410	2,760	1,525	3,015	1,650	3,305	1,785	3,630	1,925	4,005			
2,000	46	51	S.L.	525	970	565	1,035	605	1,110	650	1,185	695	1,265
			1,000	570	1,060	615	1,135	665	1,215	710	1,295	765	1,385
			2,000	625	1,160	675	1,240	725	1,330	780	1,425	840	1,525
			3,000	690	1,270	740	1,365	800	1,465	860	1,570	920	1,685
			4,000	755	1,400	815	1,500	880	1,615	945	1,735	1,015	1,865
			5,000	830	1,545	900	1,660	970	1,790	2,145	1,925	1,120	2,070
			6,000	920	1,710	990	1,845	1,070	1,990	2,405	2,145	1,235	2,315
			7,000	1,015	1,900	1,095	2,055	1,180	2,225	2,715	2,405	1,370	2,605
8,000	1,125	2,125	1,215	2,305	1,310	2,500	3,140	2,715	1,520	2,950			

図 11-24. 離陸距離の短いフィールドドチャート

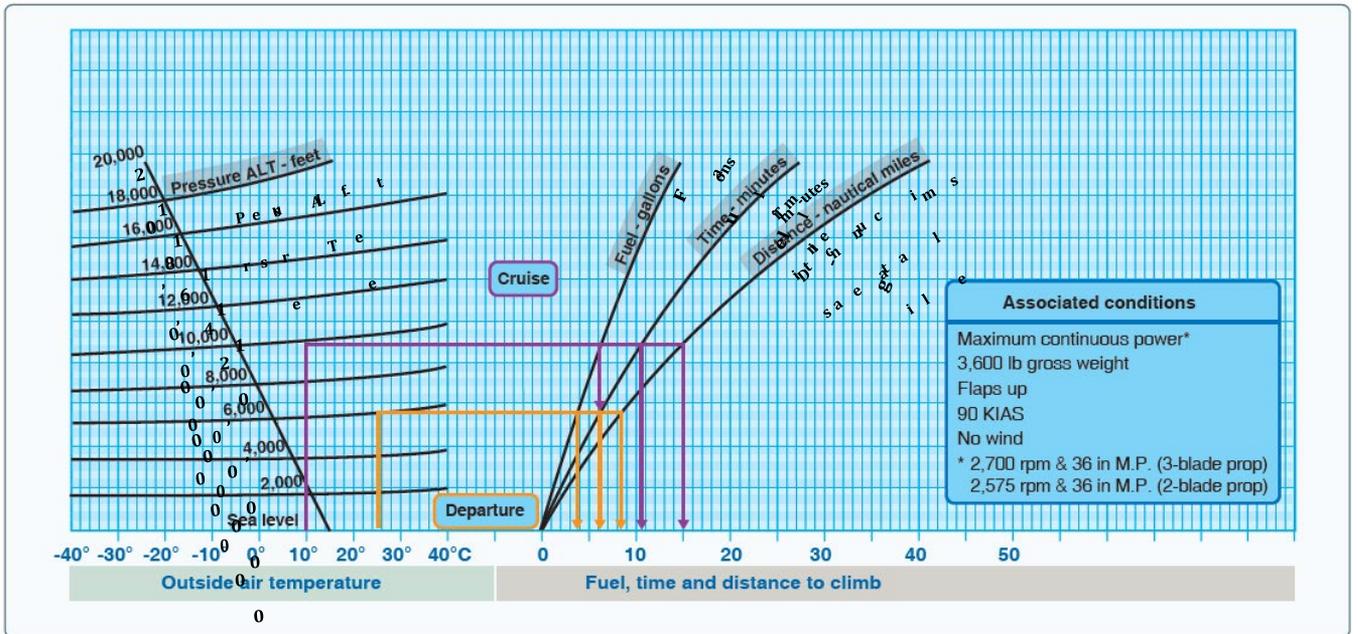


図 11-25. 燃料、時間、距離の上昇チャート

最初に、出発空港の情報を探し、グラフの左下にある出発空港のOATを見る。25°Cから直線で、高度6,000Ftに対応する直線と交差するまで進む。燃料、時間、距離の3本の線すべてと交差するまで、この線を真っ直ぐ引き、高度と燃料、高度と時間の交点からまっすぐ下に線を引き、高度と距離に3本目の線を引く。そうすると3半ガロンの燃料、6分の時間、9 NMになるはずである。手順を繰り返して、巡航高度の情報を得る。6ガロンの燃料、10.5分、15 NMになるはずである。燃料、時間、距離の各数値から減算する (6.0 - 3.5 = 2.5ガロンの燃料)。この場合、使用する燃料は2.5ガロンで、10,000Ftまで上昇するのに4分かかる。その上昇中に使用する距離は6 NMである。チャート上部の注記にある通り、これらの数値では風が考慮されておらず、最大連続出力が使用されていると想定されていることに注意する。

次の例は、燃料、時間、および上昇距離の表である。この表では、前述のチャートと同じ基本的な基準を使用する。ただし、情報を別の方法で示す必要がある。次のサンプル問題の解決には、図11-26を参照すること。

### サンプル問題 5

出発空港の気圧高度.....海面  
 出発空港 OAT ..... 22 °C  
 巡航気圧高度..... 8,000 Ft  
 離陸重量 .....3,400 LB

まず、チャートの最初の列の3,400ポンドの行で、気圧高度列を確認し、海面高度の数値を見る。海面では、数字はゼロになる。次に、8,000Ftの巡航高度に対応する行

を読み取る。通常、パイロットはこれらの2組の数値を互いに減算するが、海面で数値が0であるという事実を考えると、海面から8,000Ftまで上昇する時間は10分であることが知られている。21ポンドの燃料を使用して、20 NMの上昇をカバーできることも知られている。

Weight (pounds)	Press ALT (feet)	Rate of climb fpm	From sea level		
			Time (minutes)	Fuel used (pounds)	Distance (nautical miles)
4,000	S.L.	605	0	0	0
	4,000	570	7	14	13
	8,000	530	14	28	27
	12,000	485	22	44	43
	16,000	430	31	62	63
20,000	365	41	82	87	
3,700	S.L.	700	0	0	0
	4,000	665	6	12	11
	8,000	625	12	24	23
	12,000	580	19	37	37
	16,000	525	26	52	53
20,000	460	34	68	72	
3,400	S.L.	810	0	0	0
	4,000	775	5	10	9
	8,000	735	10	21	20
	12,000	690	16	32	31
	16,000	635	22	44	45
20,000	565	29	57	61	

図 11-26. 燃料時間距離の上昇

ただし、その温度は22°Cで、標準温度の15°Cよりも7°C高くなっている。このチャートの注記には、標準を7°C上回るときに調査結果を10%増やさなければいけないことが示されている。調査結果に10%または.10を掛ける（10×.10 = 1、1 + .10 = 1.1分）。10%を掛けると、その結果は1.1分、23.1LBの燃料、および22 NMとなる。燃料はガロンではなく、LB単位で報告されることに注意すること。航空燃料の重量はガロンあたり6LBなので、23.1LBの燃料は3.85ガロンの燃料に相当する（23.1÷6 = 3.85）。

次の例は、巡航および航続距離の性能チャートである。このタイプの表は、特定の巡航段階でTAS、燃料消費量、耐久時間、および走行距離を提供するように設計されている。図11-27を使用して、特定の条件下での巡航と飛行可能距離の性能を決定する。

### サンプル問題 6

気圧高度 ..... 5,000 Ft  
 RPM ..... 2,400 rpm  
 燃料積載量 ..... 38ガロン、予備なし

表の左端の列の5,000Ftの気圧高度を見ると、2番目の列で該当する2,400のrpmの行から、TASが時速116マイル、燃料燃焼速度が6.9ガロン/時間であることが分かる。この例から、航空機は38ガロンの燃料収容能力を備え、航続時間は5.5時間、航続距離は635マイルであることが分かる。

巡航の出力設定表は、クロスカントリーフライトを計画するときに役立つ。この表には、正しい巡航出力設定と、その高度と対気速度での燃料流量と対気速度の性能値が示されている。

### サンプル問題 7

巡航の気圧高度 ..... 6,000 Ft  
 OAT ..... 36°F 標準より上

このサンプルの問題については、図11-28を参照。最初に、表の左端で6,000Ftの気圧高度を見つけ、20°C（または36°F）列の下の方の右端までその線をたどる。6,000Ftでは、2,450のrpm設定により、11.0ガロンの燃料流量と対気速度161Ktで、21.0inHgで65%の連続出力が維持される。

ALT	RPM	% BHP	TAS MPH	GAL/ Hour	38 gal (no reserve)		48 gal (no reserve)	
					Endr. hours	Range miles	Endr. hours	Range miles
					Conditions: Gross weight—2,300 lb. Standard conditions Zero wind Lean mixture Notes: Maximum cruise is normally limited to 75% power.			
2,500	2,700	86	134	9.7	3.9	525	4.9	660
	2,600	79	129	8.6	4.4	570	5.6	720
	2,500	72	123	7.8	4.9	600	6.2	760
	2,400	65	117	7.2	5.3	620	6.7	780
	2,300	58	111	6.7	5.7	630	7.2	795
2,200	52	103	6.3	6.1	625	7.7	790	
5,000	2,700	82	134	9.0	4.2	565	5.3	710
	2,600	75	128	8.1	4.7	600	5.9	760
	2,500	68	122	7.4	5.1	625	6.4	790
	2,400	61	116	6.9	5.5	635	6.9	805
	2,300	55	108	6.5	5.9	635	7.4	805
2,200	49	100	6.0	6.3	630	7.9	795	
7,500	2,700	78	133	8.4	4.5	600	5.7	755
	2,600	71	127	7.7	4.9	625	6.2	790
	2,500	64	121	7.1	5.3	645	6.7	810
	2,400	58	113	6.7	5.7	645	7.2	820
	2,300	52	105	6.2	6.1	640	7.7	810
10,000	2,650	70	129	7.6	5.0	640	6.3	810
	2,600	67	125	7.3	5.2	650	6.5	820
	2,500	61	118	6.9	5.5	655	7.0	830
	2,400	55	110	6.4	5.9	650	7.5	825
	2,300	49	100	6.0	6.3	635	8.0	800

図 11-27. 巡航と飛行可能距離の性能

巡航チャートのもう1つのタイプは、最高の出力混合範囲グラフである。このグラフは、出力設定と高度に基づいた最適な範囲を示している。図11-29を使用して、提供された条件に基づいて、予備がある場合とない場合の65%の出力範囲を見つける。

### サンプル問題 8

OAT ..... 標準  
 気圧高度 ..... 5,000Ft

まず、グラフの左側を5,000Ft、標準温度まで上げる。リザーブとリザーブなしの両方のカテゴリで65%の線と交差するまで、グラフをまっすぐ横切る線をたどる。両方の交点からグラフの一番下までまっすぐ下に線を引く。リザーブ付きの65%の出力では、航続距離は約522マイルである。リザーブなしの65%の出力では、航続距離は581マイルになる。

参照される最後の巡航チャートは、巡航性能グラフである。このグラフは、高度、温度、出力設定に応じて飛行機のTAS性能を示すように設計されている。図11-30を使用して、指定された情報に基づいてTAS性能を見つける。

CRUISE POWER SETTING 65% MAXIMUM CONTINUOUS POWER (OR FULL THROTTLE) 2,800 POUNDS																								
Press ALT	ISA -20° (-36 °F)								Standard day (ISA)								ISA +20° (+36 °F)							
	IOAT		Engine speed	Man. press	Fuel flow per engine		TAS		IOAT		Engine speed	Man. press	Fuel flow per engine		TAS		IOAT		Engine speed	Man. press	Fuel flow per engine		TAS	
	°F	°C	RPM	"HG	PSI	GPH	cts	MPH	°F	°C	RPM	"HG	PSI	GPH	cts	MPH	°F	°C	RPM	"HG	PSI	GPH	cts	MPH
S.L.	27	-3	2,450	20.7	6.6	11.5	147	169	63	17	2,450	21.2	6.6	11.5	150	173	99	37	2,450	21.8	6.6	11.5	153	176
2,000	19	-7	2,450	20.4	6.6	11.5	149	171	55	13	2,450	21.0	6.6	11.5	153	176	91	33	2,450	21.5	6.6	11.5	156	180
4,000	12	-11	2,450	20.1	6.6	11.5	152	175	48	9	2,450	20.7	6.6	11.5	156	180	84	29	2,450	21.3	6.6	11.5	159	183
6,000	5	-15	2,450	19.8	6.6	11.5	155	178	41	5	2,450	20.4	6.6	11.5	158	182	79	26	2,450	21.0	6.6	11.5	161	185
8,000	-2	-19	2,450	19.5	6.6	11.5	157	181	36	2	2,450	20.2	6.6	11.5	161	185	72	22	2,450	20.8	6.6	11.5	164	189
10,000	-8	-22	2,450	19.2	6.6	11.5	160	184	28	-2	2,450	19.9	6.6	11.5	163	188	64	18	2,450	20.3	6.5	11.4	166	191
12,000	-15	-26	2,450	18.8	6.4	11.3	162	186	21	-6	2,450	18.8	6.1	10.9	163	188	57	14	2,450	18.8	5.9	10.6	163	188
14,000	-22	-30	2,450	17.4	5.8	10.5	159	183	14	-10	2,450	17.4	5.6	10.1	160	184	50	10	2,450	17.4	5.4	9.8	160	184
16,000	-29	-34	2,450	16.1	5.3	9.7	156	180	7	-14	2,450	16.1	5.1	9.4	156	180	43	6	2,450	16.1	4.9	9.1	155	178

- Notes  
 1. Full throttle manifold pressure settings are approximate.  
 2. Shaded area represents operation with full throttle.

図 11-28. 巡航出力設定

### サンプル問題 9

OAT ..... 16°C  
 気圧高度 ..... 6,000 Ft  
 出力設定 ..... 65%、最高の出力  
 ホールフェアリング ..... 未設置

まず初めに、グラフの左下から該当するOATを見つけ、6,000Ftの気圧高度と交差するまで、その線を上にたどる。65%の最高の出力線までまっすぐに線を引く。

これは、最も経済的であることを表す実線である。この交点からグラフの一番下までまっすぐ下に線を引く。65%の最高出力のTASは140Ktである。ただし、ホールフェアリングがないため、速度から8Ktを引く必要がある。この注記は、タイトルと条件の下に記載されている。TASは132Ktである。

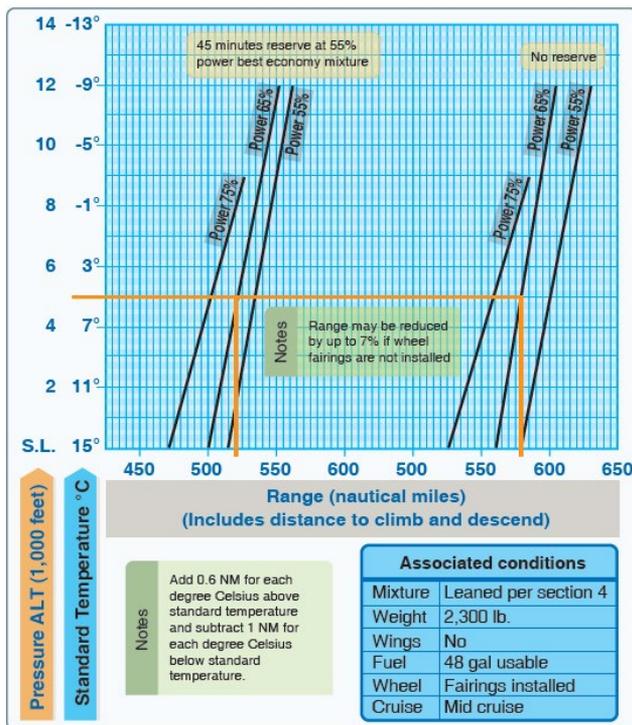


図 11-29. 最良出力混合範囲

### 横風と向かい風の成分チャート

すべての航空機は、認証の前に連邦航空局 (FAA) の規制に従ってテストされている。航空機は、最大0.2 VS0の速度で90度の横風、またはエンジン出力無し、ギアダウン、フラップダウン条件下および航空機の失速速度の1/5で、平均的な操縦スキルを持つパイロットによってテストされる。つまり、航空機の失速速度が45Ktの場合、航空機は9Kt、90度の横風で着陸できなければならない。実証された最大の横風成分は、AFM/POHで公開されている。横風と向かい風の成分チャートを使用すると、任意の風向と速度に対して向かい風と横風の成分を計算できる。

### サンプル問題 10

滑走路 ..... 17  
 風 ..... 25Ktで140°

この問題を解決するには、図11-31を参照する。最初に、滑走路と風向の間に何度かの違いがあるかを判断する。滑走路17は170°の方向を意味することが分かっており、そこから140°の風向を減算する。これにより、30°の角度差または風の角度が得られる。次に、30°と表示されている位置から、該当する25Ktの風速と交差するまで線を引く。そこから、まっすぐ下に線を引く。向かい風成分は22Kt、横風成分は13Ktである。

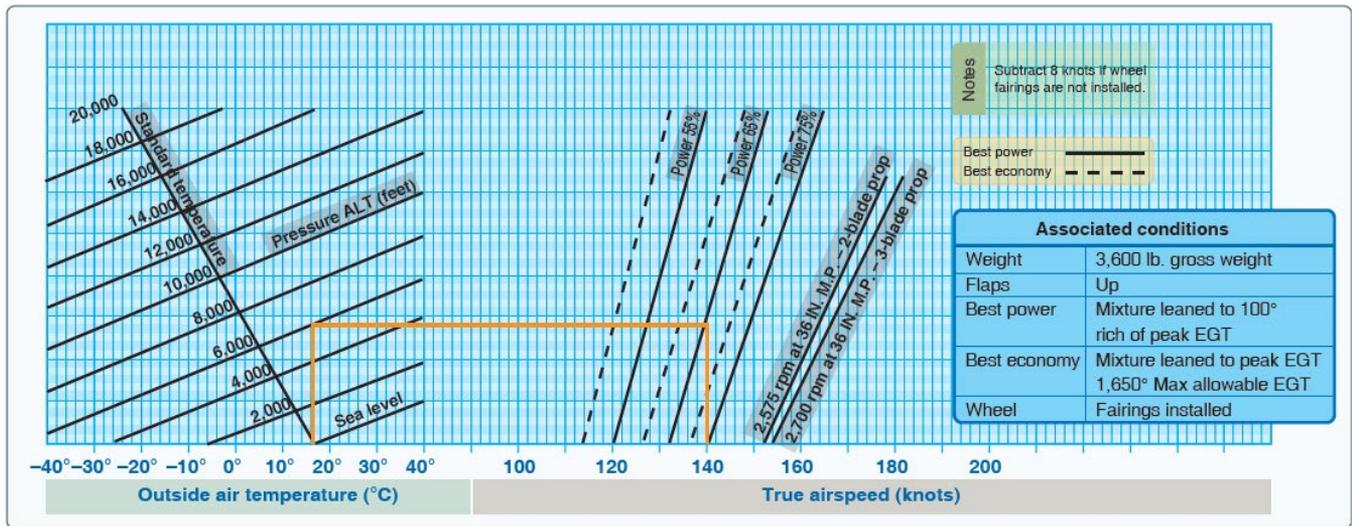


図 11-30. 巡航性能グラフ

特定の空港に複数の滑走路が存在する場合、まず最初に適切な滑走路を選ぶことができるように、また、試験された制限を超えて航空機が飛行することを防ぐために、この情報は離着陸時に重要となる。

### 着陸チャート

着陸性能は、離陸性能に影響する変数と同様の変数の影響を受ける。密度高度、飛行機の重量、および向かい風の違いを補正する必要がある。離陸性能チャートのように、着陸距離情報は通常の着陸情報として利用でき、50Ftの障害物を超える着陸距離にも利用できる。

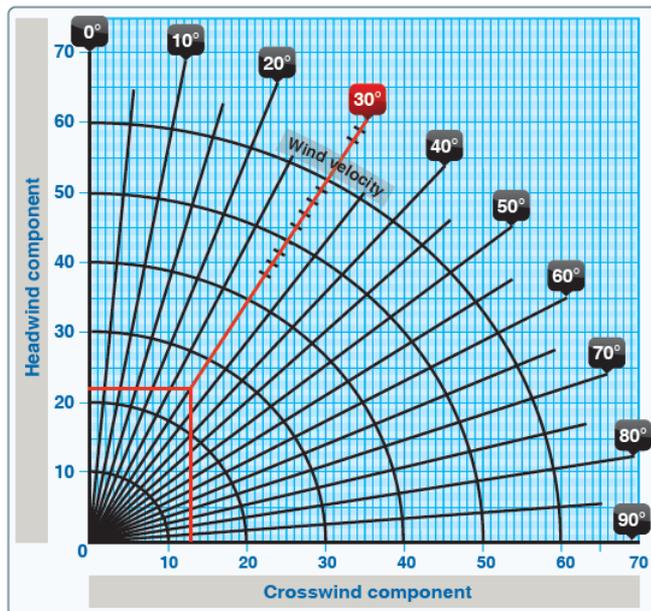


図 10-31. 横風成分チャート

通常通り、チャートの基本情報を確認するために、関連する条件と注意事項を確認する。着陸距離を計算するときは、着陸重量が離陸重量と同じではないことに注意する。飛行中に使用された燃料を相殺するために、重量を再計算しなければならない。

### サンプル問題 11

気圧高度 ..... 1,250Ft  
温度 ..... 標準

図10-32の例では、着陸距離表を使用している。1,250Ftの高度がこの表にないことに注意すること。したがって、正しい着陸距離を得るには補間する必要がある。海面から2,500Ftまでの気圧高度は1,250Ftである。まず、海面の列と2,500Ftの列を確認し、海面位の合計距離1,075Ftと2,500Ftの合計距離1,135Ftを合算する。その合計を2で除算して、1,250Ftの距離を算出する。50Ftの障害物をクリアするために必要な距離は、合計1,105Ftの着陸距離である。このプロセスを繰り返して、気圧高度の滑走距離を算出する。滑走距離は457.5Ftでなければならない。

### サンプル問題 12

OAT ..... 57 °F  
気圧高度 ..... 4,000 Ft  
着陸重量 ..... 2,400 LB  
向かい風 ..... 6Kt  
障害物の高さ ..... 50 Ft

指定された条件と図11-33を使用して、航空機の着陸距離を決定する。このグラフは、着陸距離を組み合わせたグラフの例であり、温度、重量、向かい風、追い風、さまざまな障害物の高さを補正できる。まず、チャートの左側から該当するOATを見つける。

Conditions		LANDING DISTANCE							
Flaps lowered to 40° Power off Hard surface runway Zero wind		At sea level & 59 °F		At 2,500 ft & 50 °F		At 5,000 ft & 41 °F		At 7,500 ft & 32 °F	
Gross weight lb	Approach speed IAS, MPH	Ground roll	Total to clear 50 ft OBS	Ground roll	Total to clear 50 ft OBS	Ground roll	Total to clear 50 ft OBS	Ground roll	Total to clear 50 ft OBS
1,600	60	445	1,075	470	1,135	495	1,195	520	1,255

Note

1. Decrease the distances shown by 10% for each 4 knots of headwind.
2. Increase the distance by 10% for each 60 °F temperature increase above standard.
3. For operation on a dry, grass runway, increase distances (both "ground roll" and "total to clear 50 ft obstacle") by 20% of the "total to clear 50 ft obstacle" figure.

図 11-32. 着陸距離表

該当する4,000Ftの気圧高度まで直線を引き、その交点から、最初の暗い基準線までさらに直線を引く。該当する着陸重量に達するまで、同じ様に斜めに線を引く。2,400LBで、2番目の暗い基準線まで直線を続ける。もう一度、正しい風の成分まで斜めに線を引き、次に3番目の暗い基準線までまっすぐに線を引く。このポイントから、2つの別々の方向に線を引く。1つは「地上滑走」を真っ直ぐ横切って、もう1つは該当する障害物の高さまで斜めに線を引く。これは、総地上滑走で975Ft、50Ftの障害物を超えられる総距離で1,500Ftでなければならない。

### 失速速度性能チャート

失速速度チャートは、特定の構成で航空機が失速する速度を理解できるように設計されている。このタイプのチャートでは、通常、傾斜の角度、ギアとフラップの位置、およびスロットル位置が考慮される。図11-34とそれに付随する条件を使用して、飛行機が失速する速度を把握する。

### サンプル問題 13

出力..... OFF  
 フラップ.....Down  
 ギア.....Down  
 傾斜の角度..... 45°

まず、該当するフラップとギアの構成を確認する。

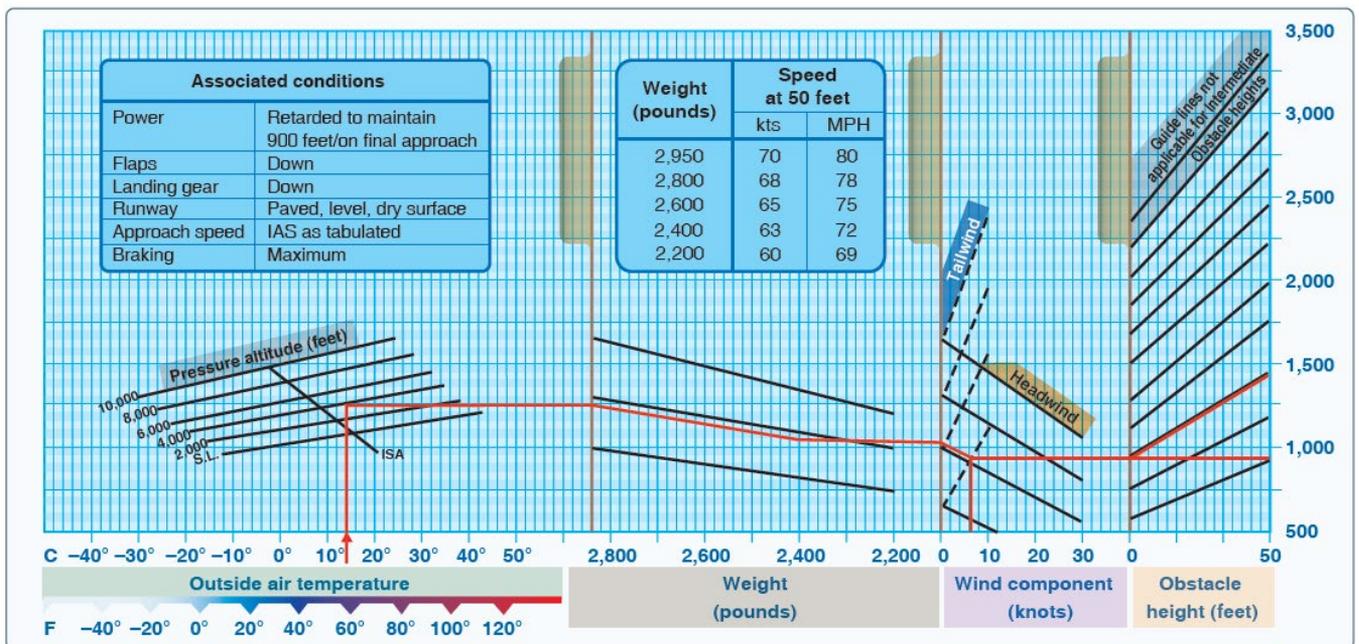


図 11-33. 着陸距離グラフ

Gross weight 2,750 lb			Angle of bank			
			Level	30°	45°	60°
			Gear and flaps up			
Power	On	MPH	62	67	74	88
		knots	54	58	64	76
	Off	MPH	75	81	89	106
		knots	65	70	77	92
			Gear and flaps down			
Power	On	MPH	54	58	64	76
		knots	47	50	56	66
	Off	MPH	66	71	78	93
		knots	57	62	68	81

図 11-34. 失速速度表

ギアとフラップがダウンしている場合、チャートの下半分を使用する必要があります。次に、エンジン出力無しの場合に対応する行を確認し、傾斜の列で該当する角度45°を見る。失速速度は毎時78マイルで、Kt単位の失速速度は68Ktである。

性能チャートは、パイロットに貴重な情報を提供する。これらのチャートを使用することにより、パイロットはほとんどの飛行条件での航空機の性能を予測し、すべての飛行に対してより良い計画を提供できる。連邦規則集 (CFR) は、パイロットが飛行前に入手可能なすべての情報を熟知していることを義務付けている。パイロットができることは、飛行中の安全を確保することであるため、情報を有利に使用するべきである。

## 輸送カテゴリ航空機性能

輸送カテゴリの航空機は、CFR (14 CFR) パート25のタイトル14で認証されている。輸送カテゴリの飛行機に関する追加情報については、飛行機飛行ハンドブック FAA-H-8083-3 (改訂版) を参照。

輸送カテゴリのヘリコプターは、14 CFR パート29で認められている。

## 航空運送業者の障害物クリアランス要件

航空運送業者の無障害物要件に関する情報については、機器手順ハンドブック、FAA-H-8083-16 (改訂版) を参照。

## 章のまとめ

性能の特性と機能は、航空機によって大きく異なる。輸送機の能力と複雑さが増すにつれて、パイロットの多くは、コンピュータ化された飛行ミッション計画システムにますます頼るようになってきている。これらのシステムは、搭載されている、または飛行の計画段階で使用されている。さらに、航空機の重量、大気条件、外部環境要因は、航空機の性能に大きく影響する可能性がある。パイロットは、飛行中の航空機のミッション計画プログラム、性能特性、機能、および今日の複雑な航空機のすべての搭載コンピュータシステムに精通していることが不可欠である。これらの情報の詳細は、AFM / POHを参照。