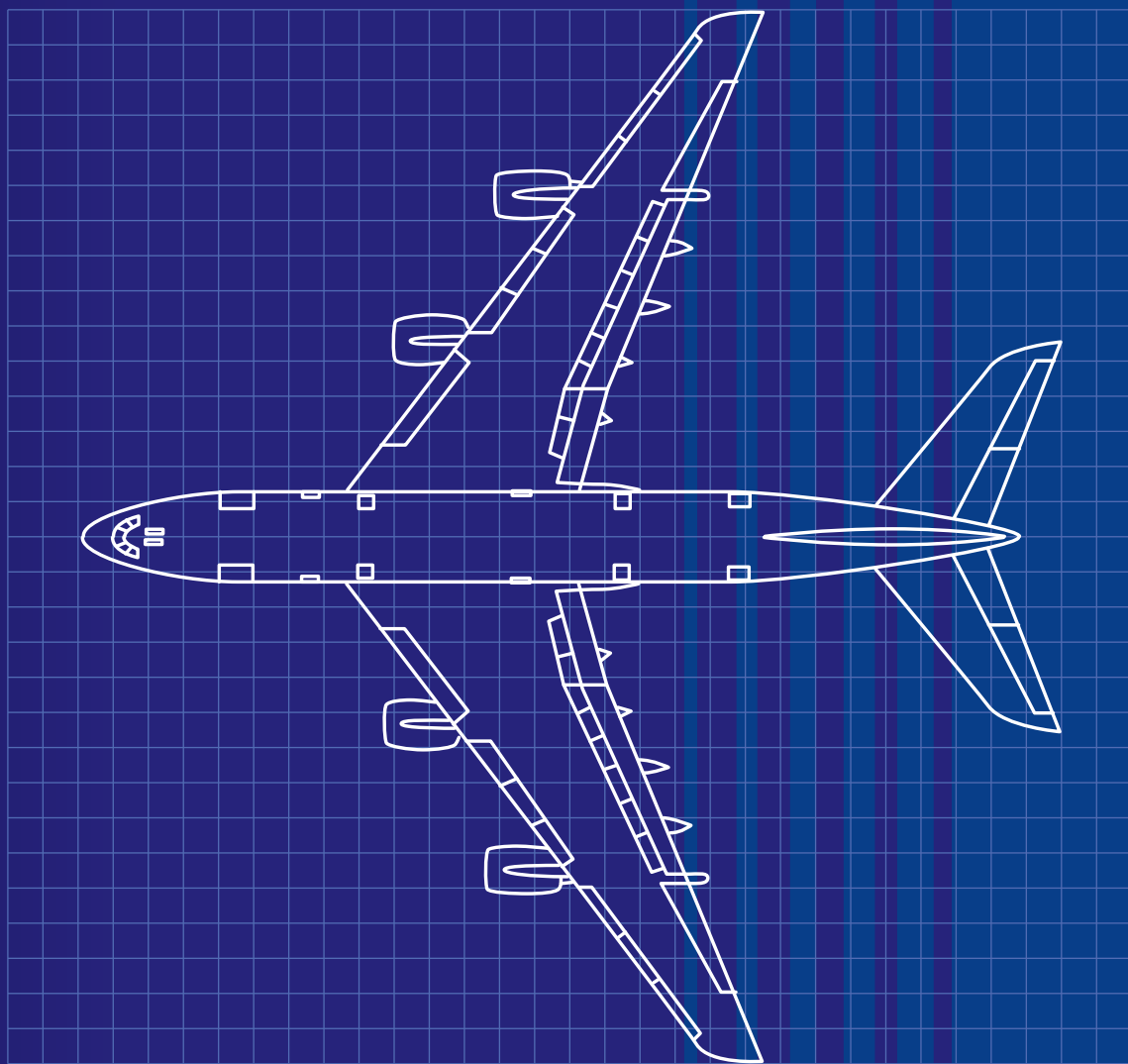


航空力学

Aerodynamics



目 次

第1章 航空力学の基礎	1
概要	1
1-1 飛行機と航空機	2
1-2 飛行機とかたち	3
1-3 飛行機に作用する力	5
1-4 標準大気	6
1-5 単位系	9
1-6 動圧、静圧、全圧、ベルヌーイの定理	9
1-7 ピトー管	11
1-8 流体の特性、レイノルズ数	12
第2章 揚力と抗力	16
概要	16
2-1 揚力の原理	16
2-1-1 連続の法則	16
2-1-2 ベンチュリ管	17
2-1-3 マグナス効果	18
2-1-4 コアンダ効果	19
2-1-5 流線曲率の定理	19
2-1-6 循環理論	20
2-1-7 翼と循環	22
2-2 誘導抗力	25
2-3 翼の揚力分布	26
2-4 翼端失速と自転	28
2-4-1 自転とその対策	28
2-4-2 きりもみ	30
2-5 抗力の原理	32
2-6 全機の抗力	32
2-7 抗力増加装置	35

第3章 翼と翼型	39
概要	39
3-1 翼と各部の名称	39
3-2 縦横比とその効果	44
3-3 翼型	45
3-3-1 翼型各部の名称とその特性	47
3-4 揚力係数、抗力係数	48
3-4-1 風圧中心	50
3-5 空力中心と空力モーメント	52
3-6 高揚力装置	54
3-6-1 フラップ	54
3-6-2 後縁フラップ	54
3-6-3 前縁高揚力装置	56
第4章 安定性	60
概要	60
4-1 安定性	60
4-1-1 静安定と動安定	61
4-1-2 航空機の軸と運動	62
4-2 縦の静安定	63
4-2-1 水平尾翼の役割	65
4-2-2 全機の縦の静安定	67
4-3 縦の動安定	68
4-4 方向安定	70
4-5 横安定	72
4-6 横の動安定	75
4-7 安定性とプロペラ	77
4-7-1 縦の静安定とプロペラ	77
4-7-2 方向の静安定とプロペラ	78
4-7-3 横の静安定とプロペラ	80
4-7-4 エンジン出力と安定性	81
第5章 操縦性	82
概要	82

5-1	操縦性	82
5-2	舵（舵面）	83
5-2-1	舵の効き	84
5-2-2	舵の重さ（操舵力）	85
5-3	操舵力の適切化	87
5-3-1	空力バランス	87
5-3-2	タブ	89
5-3-3	動力操縦装置	91
5-4	縦の操縦	93
5-4-1	昇降舵	93
5-4-2	地面効果	95
5-5	横および方向の操縦	96
5-5-1	補助翼アドバース・ヨー	96
5-5-2	アドバース・ヨーの対策	97
5-5-3	方向舵	98
5-5-4	非対称推力	99
5-6	操縦性とプロペラ	101
5-6-1	後流	102
5-6-2	推力	102
5-6-3	トルクの反作用	103
5-6-4	ジャイロ効果	104
第6章	性能	106
	概要	106
6-1	性能	106
6-2	速度	107
6-2-1	対気速度	107
6-2-2	最小速度と最大速度	109
6-3	必要馬力と利用馬力	111
6-3-1	必要馬力	111
6-3-2	利用馬力	114
6-4	上昇性能	116
6-4-1	上昇勾配	117
6-4-2	上昇率	117

6-5 旋回	118
6-5-1 旋回半径	120
6-5-2 旋回時の荷重倍数	121
6-5-3 旋回速度	122
6-5-4 旋回率	123
6-6 巡航	124
6-6-1 巡航性能	124
6-6-2 巡航方式	126
6-7 降下	127
6-7-1 滑空距離	127
6-7-2 沈下速度	129
6-7-3 引き起こし	129
6-8 離陸	130
6-8-1 離陸距離	130
6-8-2 離陸滑走路長	133
6-9 着陸	134
6-9-1 着陸距離一般	135
6-9-2 空中距離	136
6-9-3 着陸性能	137
6-9-4 着陸滑走路長	137
第7章 高速空気力学	139
概要	139
7-1 高速空気力学	139
7-1-1 音速	140
7-1-2 圧縮性流れの特性	141
7-1-3 圧縮性流れにおける全温・全圧	142
7-1-4 衝撃波	143
7-1-5 マッハ数と速度領域	144
7-2 高速飛行に伴う現象と対策	146
7-2-1 タックアンダ	146
7-2-2 ピッチアップ	147
7-2-3 バフエットの発生	149
7-2-4 ショック・ストール	149

7-3 高速飛行の対策	150
7-3-1 翼型の選定	152
7-3-2 後退翼の採用	153
7-3-3 翼と胴体の一体化	155
7-3-4 ボルテックス・ジェネレータの取り付け	156
7-4 バフエットとフラッタ	156
7-4-1 バフエット	156
7-4-2 補助翼バズ	157
7-4-3 フラッタ	158
7-4-4 ダイバージェンス	159
7-4-5 エルロン・リバーサル	160
第8章 重量および搭載	161
概要	161
8-1 重量および重心位置	161
8-2 航空機の重量	161
8-2-1 重量の定義	161
8-2-2 重量の区分	164
8-3 航空機の重心	166
8-3-1 重心位置の移動許容限界	167
8-3-2 重心位置の表示	168
8-3-3 重心位置の算出	169
8-3-4 重心位置計算の実例	174
参考文献	177
索引	178

第1章 航空力学の基礎

概要

機械を用いて大空を飛行することは人類の長年の夢であったが、初めて実現したのは、1783年6月5日に熱気球によって飛行したフランスのモンゴルフィエ兄弟であった。その後、リリエントールのグライダーによる飛行、ライト兄弟の動力機での初飛行を経て、現在、航空機と総称される、さまざまな飛行用の機械が考案された。本章では、航空機という範疇に属する各種の飛行用機械の分類を記述する。

一方で、その後の航空技術を支えることになった各種の理論は、18世紀から19世紀になされた研究を基盤としている。本書で紹介される諸理論を確立した科学者として、力学における、総エネルギーと位置エネルギーおよび運動エネルギーの関連に対比して、流体力学における、全圧と静圧および動圧の概念を確立したダニエル・ベルヌーイ（1700年～1782年）、流体の運動を微分方程式を用いて完璧に表現することに成功したクロード・ルイ・ナヴィエ（1785年～1836年）とジョージ・ストークス（1819年～1903年）、高速流体力学の基礎を確立したエルンスト・マッハ（1838年～1916年）、流体の慣性と粘性が流れの場の様子に与える影響を解明したオズボーン・レイノルズ（1842年～1912年）、揚力の発生原理は翼周りに生じる循環に帰結できることを解明したニコライ・ジュコフスキー（1847年～1921年）とウィルヘルム・クッタ（1867年～1944年）、および、境界層理論を確立したルトヴィッヒ・プラントル（1875年～1953年）などを挙げるができる。

ただ、これらの科学者たちも、それぞれの理論のすべてを各個人で確立したわけではなく、その当時の学会に属する科学者たちが、相互に刺激し合い切磋琢磨しながら到達した理論であり、つまりは、当時の学会全体の業績であるとも言える。本章では、これらの理論の先陣を切って、ベルヌーイの定理とレイノルズ数が記述されているが、現代の航空を支えているこれらの理論は、流れの場で現実に生じている現象を理論付けるために、まだ稚拙であった当時の装置によって実験を重ね、苦しみながら理論の確立に立ち向かった挙句に完成したものである。これらの先人が研究に没頭していたときの苦闘と、理論化が完成したときの喜び、そういった苦悩と歓喜に思いを馳せつつ、本書に記述された諸理論を噛み締めていただけるよう願うところである。

1-1 飛行機と航空機

飛行機と航空機はどちらも空中を飛行することから、単に呼び方が違うだけで同じものと考えている人は少なくない。しかし、この両者の間には定義のうえで大きな違いがある。航空法によれば、「航空機」とは、「人が乗って空中を航行する（法的には航空の用に供するという）機器を総称したもので、飛行機、回転翼機（ヘリコプタなど）、滑空機（グライダー）、飛行船およびその他の航空機」となっている。つまり、飛行機は航空機の一部であり、さらに別の規定（航空法施行規則付属書）によれば、「固定した翼に空力的な力を生じさせて空中に浮かぶ力（揚力）を得て、動力装置（ピストン・エンジンまたはタービン・エンジン）を備えたもの」と定義されている。

航空機を分類すると、図1-1のようになる。航空機はまず、その重量が空気よりも軽く、飛行中の揚力を空気よりも比重の小さいガス（気囊^{のう}という）に働く浮力（静的な揚力）によって得ている軽航空機（LTA：Lighter than Air Aircraft）と、その重量が空気よりも重く、飛行中の揚力を主として翼（固定翼、回転翼を問わない）に生じさせた空力的な力（動的な揚力）から得ている重航空機（HTA：Heavier than Air Aircraft）とに分けられる。

軽航空機はさらに動力のある、なし、によって気球と飛行船に分けられる。ただし、飛行船は船首

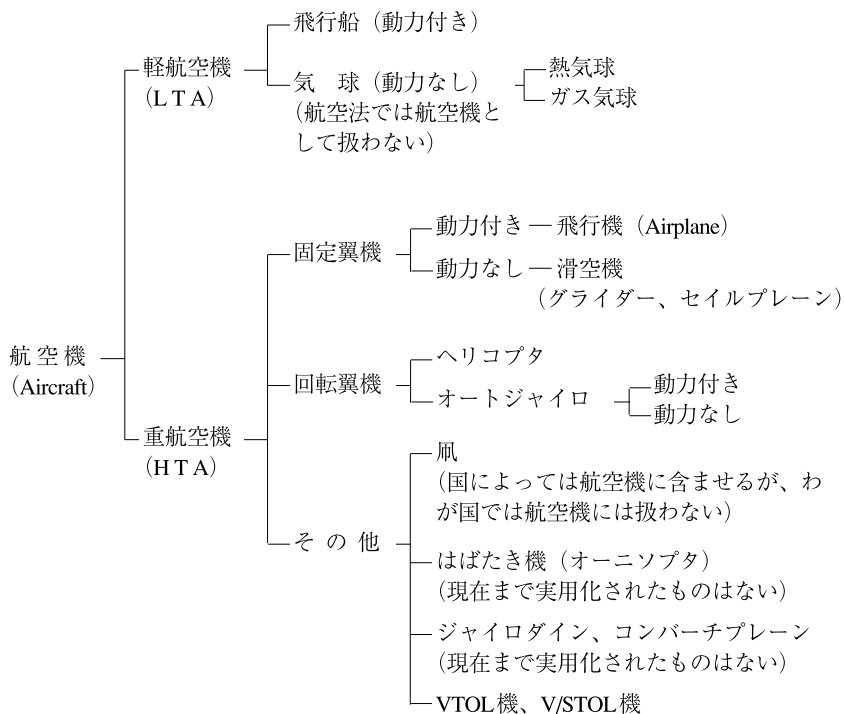


図1-1 航空機の種類

をやや持ち上げて飛行すると船体に動的な揚力を生ずるので、浮力のみで空中に浮かぶと単純に考えない方がよい。重航空機も動力のある、なし、動力（エンジン）の種類、固定翼か回転翼かなどによって、さらに細かく分類される。ただし、高速の気流を地表面に吹き付け、その反動を利用して地表面からわずかに浮き上がって走行するホバークラフトは、航空機として扱わない。

なお、軽航空機はしばしば小型の飛行機（軽飛行機：Light Plane）と、また重航空機はATC（航空交通管制）で超大型輸送機（離陸重量136t以上）であることを管制当局に認識させるために通告する登録記号やフライト・ナンバーに付加する「ヘビー（Heavy）」機と、それぞれ混同する人が少なくないので注意する必要がある。

1-2 飛行機とかたち

いま、世界の空を飛んでいる航空機（そのほとんどは飛行機といってよい）は、民間機ならば超大型のいわゆるジャンボ機から、3～4人乗りの小型プロペラ機に至るまで用途やかたちは実にさまざままで、これに軍用機を加えた場合は種類はさらに多くなる。しかし、飛行機としての基本的なかたち（形状）は図1-2に示すようなもので、逆にいえば、飛行機が空を飛ぶには少なくともこれだけの部分が必要である。

すなわち、飛行中、飛行機を空中に支える力（揚力）を生じさせる主翼、飛行機を安定した状態で飛行を続けさせるための翼（水平尾翼、垂直尾翼、および主翼）、主翼と尾翼とをつなぎ、内部にもの（パイロット、乗客、手荷物、貨物、郵便物、エンジン、通信・航法装置、燃料タンクなど）を搭載する胴体、パイロットの意志のままに飛ぶ方向や飛行姿勢を変え、あるいは安定した飛行状態を続けさせるための翼面（舵または操縦翼面）、翼に揚力を生じさせるため機体に前進させる力（推力）を与えるエンジン（およびプロペラ）、そして、地上を滑走したり停留するときに機体を支える着陸（降着）装置、こういったものが外から見ることのできる飛行機の主要部分である。

このかたちに落ち着くまで、先駆者たちはそれぞれ自分の考えに基づいて飛行機をつくっては失敗を重ねてきた。現代でも図1-3に示すような変わったかたちを持つ飛行機を見ることができる。飛行機は設計が合理的であれば、かなり変わったかたち、図のように、左右が非対称であっても一応飛ぶことはでき、実際に奇抜なかたちの飛行機はヘリコプタが実用化されていなかった第二次世界大戦中にしばしばつくられた。しかし、そうしたいわゆる変形機は、ごく特殊な目的のためにつくられたもので、得てして製作に手間がかかったり、操縦が難しいなど実用性に欠けるものがほとんどであった。従って、図1-2や図1-4に示すようなかたちの飛行機が総合的に見て最もバランスがとれ、理論的にも説明しやすい。以下、図1-2や図1-4に示したかたちによって、飛行機（航空機）の特性や機体に作用する力の関係などについて説明していくことにする。

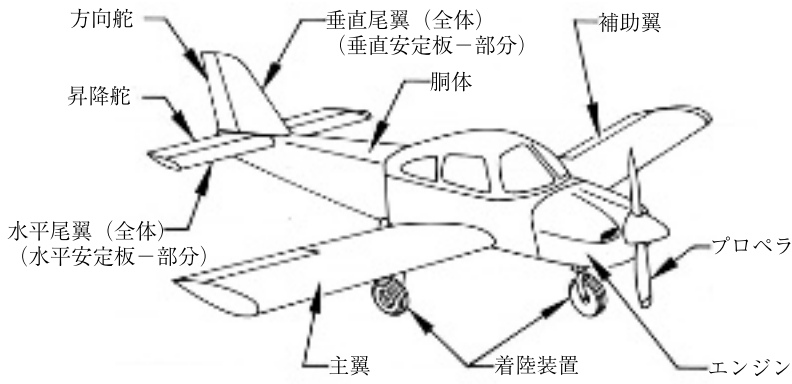
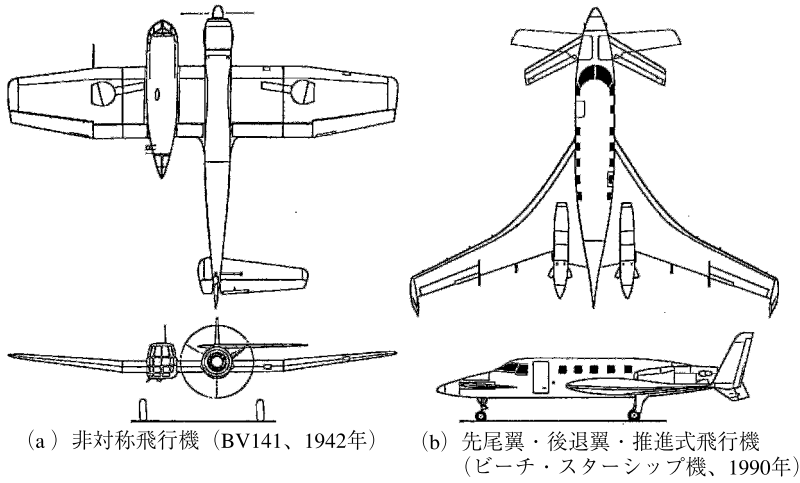
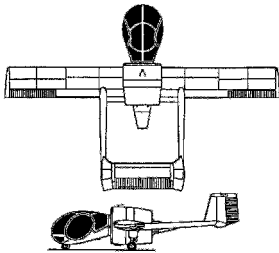


図1-2
飛行機の構成

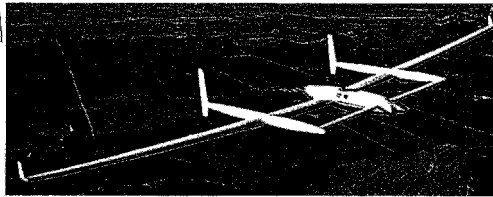


(a) 非対称飛行機 (BV141、1942年)

(b) 先尾翼・後退翼・推進式飛行機
(ビーチ・スターシップ機、1990年)



(c) 双胴型ダクトドファン機 (オブチカ・スカウト機、1979年)



(d) 先尾翼双胴型大縦横比機
(ルタン・ボイジャー機／世界無着陸一周に成功)

図1-3
変わり型飛行機



図1-4
通常型飛行機

1-3 飛行機に作用する力

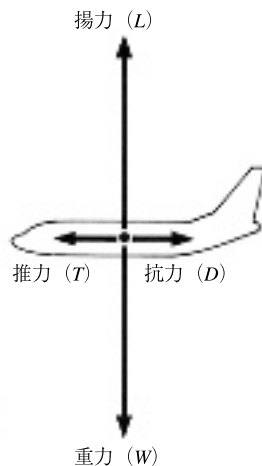
飛行中の飛行機には、常に4つの力が働いているとまず単純に考える。その力とは、飛行機全体の重量 (W)、それに対抗して機体を空中に支える揚力 (L)、翼に揚力を生じさせるための推力 (T) と、それに逆らって機体を押しとどめようとする抗力 (D) の4つである (図1-5)。

いま飛行機が一定の高度を一定の速度を保って飛行しているとき (これを水平定常飛行状態という)、機体に働くこの4つの力、つまり重量と揚力、推力と抗力とは、図1-5のようにそれぞれが反対の方向に働き、それぞれが等しい値である。つまり、揚力が重量と等しくなければ飛行機は高度を一定に保つことはできないし、推力と抗力が等しくなければ速度を一定に保つことはできない。

しかし、飛行機はいつも水平定常飛行を行っているとは限らない。加速あるいは減速しているとき、突風を受けて機体が傾いたとき、旋回の操作で正しく舵を操作しなかったとき、あるいは乗客や燃料の搭載状態で、これらの力のつり合いが崩れることがある。このようなつり合いの崩れの状態を把握し、再び元の定常飛行状態に戻していく過程、あるいは舵やエンジンを操作して定常状態からいろいろの運動を起こさせる、などのことを研究していくのが航空力学の目的の1つである。

飛行機は、いうまでもなく空中を飛ぶものであるから、その運動は三次元 (立体的) なものとなり、現象を正確に解明するには大規模なコンピュータの力を借りなければならない。しかし、通常の航空力学では飛行機の運動を二次元に単純化していることが多く、実際の運動を正確に解明しているとはいきれないこともある。

すなわち、飛行機の運動は一般に重心周りの動きや力のつり合いで考えられているので、飛行機全体が横滑りしている場合とか、旋回時に舵の操作が適切でないときは、計算式通りの半径で旋回できないし、その間に高度が下がってしまうこともあり、さらに風の影響も加わってくる。これに加え、パイロットが正常と違った舵の操作で意図的に特殊な運動を起こさせることもあり、二次元的な考え方には自ら限界がある。そこで、最初はまず単純化した方法でスタートする必要がある。



◀ 図1-5 水平定常飛行中の力のつり合い

1-4 標準大気 (Standard Atmosphere)

地球をとりまいている空気（大気）は、同じ緯度のところでも地表から離れる（高度が高くなる）につれて、温度、圧力、密度は減少する。例えば、ある中緯度の地点で高度を変えていった場合、地表面（海面高度）に対して高度が18,000 ft (5,480 m) の地点で大気圧は海面高度の $\frac{1}{2}$ の値になり、22,000 ft (6,700 m) で空気密度は $\frac{1}{2}$ の値になる。これに対し、大気温度は1,000 mの高度に対し、6.5℃の割合で減少していくが、気温を絶対温度で示した場合、海面高度の温度に対して $\frac{1}{2}$ の値になる高度はない。これは成層圏に入ると、温度が -56.5°C (216.5 K) 以下にはならないためである。また、高度を一定にしたときは、緯度によってこれらの値は変化する（図1-6）。

このように状態の一定しない大気であるから、ある航空機が、1つの場所で優れた性能を発揮しても、別の場所へ行けば同じ性能が得られないこともあり得る。そのため、航空機の性能を表すに当たって、そのときの大気状態を付記する必要があるが、別々のところで作られた複数の航空機の性能を比較しようとする場合、大気の状態をいちいち同一条件に換算しなければならず極めて不便である。そこで、大気に統一した基準に基づいた標準状態を設け、航空機の性能をその標準状態に基づいて示すことにすれば、性能の比較や検討は容易になる。

このような理由から制定されたのが国際標準大気である。第二次世界大戦が終結した1945年までは、各国それぞれに標準大気を制定していたが、国際的交流が盛んになり航空機の運航や輸出入が多くなってくると、世界的に統一された大気状態が必要となり、1952年、国連の下部機関であるICAO（国際民間航空機構）が国際的な標準大気状態〔ISA（International Standard Atmosphere：国際標準大気）〕を制定し、各国は相次いでこのICAO標準大気を採用した。すなわち、米国では1952年それまで使用してきたNACAおよびARDC標準大気に代えてICAO標準大気を採用し、わが国では大正14年（1925年）に制定した日本標準大気に代えて1954年にICAO標準大気を採用、JIS（日本工業規格）に制定した。その主な条件は次のようなものである。

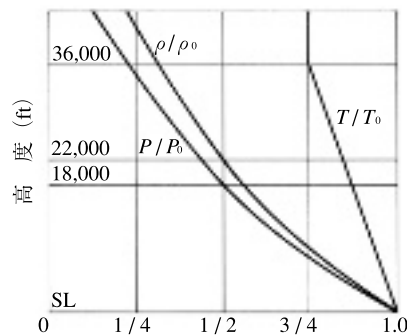


図1-6 大気状態の高度による変化

★ 国際標準大気 (ISA)

(1) 空気は乾燥した完全ガスであり、理想気体の状態方程式 ($p = \rho RT$) を高度、時間に関係なく満足するものであること (ここで、 p 、 ρ 、 R 、 T はそれぞれ大気中のある高度における圧力、空気密度、ガス定数、温度を示す。厳密な計算を必要とする場合を除き R は高度に関係ないと考えてよい)。

(2) 海面を高度の基準とし、その海面高度における気圧、温度、空気密度はそれぞれ次のとおりとする (SI単位系によらない値とする)。

気圧 P_0 : 760 mmHg (29.92 inHg)

気温 t_0 : 15 °C (288 K)、59 °F (519 °R)

空気密度 ρ_0 : 0.12492 kg · s²/m⁴、0.002377 lb · s²/ft⁴

(3) 海面高度からの温度が -56.5 °C (-69.7 °F) になるまでの温度勾配は -0.0065 °C/m (-0.003566 °F/ft) であり、それ以上の高度では一定とする。[この温度勾配でいうと、高度 11,000 m (36,089 ft) 以上は一定の温度となる。海面高度からこの高度までを対流圏、それ以上を成層圏、その境界を圏界面という] (図 1-7)。

このように、国際標準大気 (ISA) では、気圧、気温、空気密度のすべての量が高度に対して一義的に決定できることから、ISAの条件下では、このうちのどれかの値が分かれば逆に高度を求めることができる。すなわち、実際に測定した気圧、気温、空気密度に基づいて得られた高度のことを、それぞれ気圧高度 (Pressure Altitude)、温度高度 (Temperature Altitude)、密度高度 (Density Altitude) という。しかし、この関係が成り立つのは実際の大気がISAと等しい場合だけで、実際の大気状態が

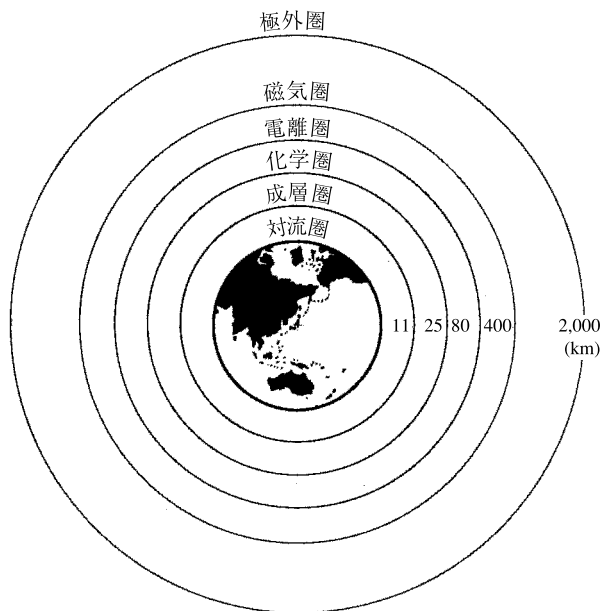


図 1-7 大気圏

ISAと一致することはまずない（これはISAが特定の条件に基づいて算出された仮想の大気状態のためである）。例えば、圏界面は極地では30,000 ft 以下であるが、赤道付近では60,000 ft 以上になることもあり、気温は場所的にも時間的にも大きく変化する。

このように、高度は気圧、気温、空気密度に基づいて定めることができるが、航空機には気圧高度計が最も広く用いられている。これは、気圧の変化率が他の2つの要素に比べて大きく、測定が容易なためである。これに対して、航空機の性能や機体構造に最も深い関係を持つ高度は密度高度である。

しかし、空気密度は高度だけでなく気温によっても影響を受け、温度が高くなれば空気密度は小さくなる。従って、ある気圧高度において気温がISA状態より高ければ、空気は膨張し空気密度は小さくなるから、密度高度は気圧高度よりも高くなる。こうした気圧高度と密度高度の関係は、図表または航法計算盤などを用いて知ることができる（図1-8）。

標準大気は、航空機の性能や機体構造の強度計算に用いられるだけでなく、航空機の装備（計器関係）や航法、航空気象などにも関係がある。例えば、対気速度計の目盛は標準大気の海面高度における空気密度に基づいて刻まれており、高度計も同じく標準大気の圧力減率に基づいて高度が目盛られる。こういった意味からも、世界的に統一された大気状態、すなわち、ISA（国際標準大気）の制定が必要となってきた。

現在の国際標準大気表の高度は、通常用いられている幾何学的高度に代わって、ゼオポテンシャル高度が使われている。ゼオポテンシャルとは、地表面からある高さのところの位置エネルギーをいい、ゼオポテンシャル高度は単位質量の位置エネルギーを重力加速度で除して得られた仮想の高度である。ゼオポテンシャル高度を設定した目的は、航空機の発達に伴って非常に高い高度（50,000～60,000 ft）

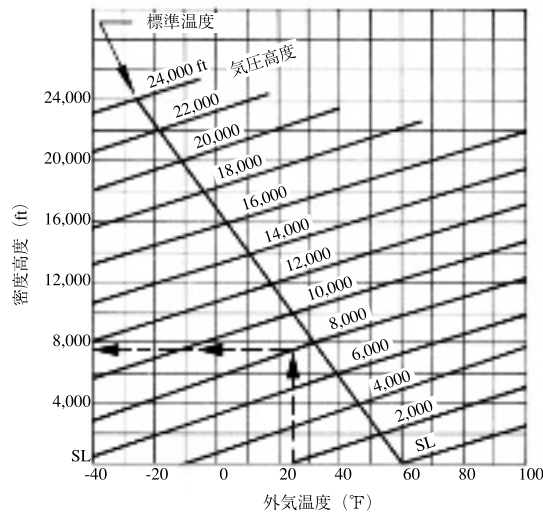


図1-8 気圧高度と密度高度の換算図〔高度計が8,000ftを示しているとき、その場所の気温が25°F（標準温度よりも5°F低い）であるときは、図の点線で分かるように密度高度は約7,500ftとなる。〕

まで飛行できるようになったため、極めて高い高度まで標準大気の適用範囲を拡張したもので、従来の標準大気と違って重力の加速度を一定としないで高度にその変化を加味して算出している。しかし、飛行高度が地球の半径に対して大きな値ではない場合は、その差はごく小さいので、ゼオポテンシャル高度は在来の幾何学的高度と同じと扱って差し支えない。

1-5 単位系

わが国では、明治時代（1885年）から現代まで長さ、重さ、時間に対してメートル（m）、キログラム（kg）、秒（s）を用いたMKS単位系が用いられているが、航空機に関しては米国製の機体が多く使用されていることや、設計基準を米国のFARに準拠させている関係で、長さにフィート（ft）、重さにポンド（lb）を用いたFPS単位系も使われている。また、長い距離を飛行するため、距離に対してもキロメートル（km）のほかに、地球の子午線の緯度1分に基づいて定められた海里（ノーチカル・マイル：nm）、速度にノット（Kt）を使用していることも特長である。

MKS単位系が主体であるから、FPS単位系は換算して使用しなければならないが、次のような値は記憶しておくと便利である。

- (1) 長さ：1 ft = 12 in \doteq 30.5 cm 1 in \doteq 2.54 cm
- (2) 距離：1 nm \doteq 6,080 ft \doteq 1.85 km
- (3) 速度：1 Kt = 1 nm/h 1 Kt \doteq 0.5 m/s
- (4) 重量：1 lb \doteq 0.454 kg 1 kg \doteq 2.2 lb
- (5) 圧力：1 気圧 = 760 mmHg \doteq 1,013 hPa \doteq 29.92 inHg \doteq 14.7 psi
- (6) 仕事率：1 馬力（仏、日） = 75 kg \cdot m/s、1 馬力（英） = 550 lb \cdot ft/s \doteq 1.014 馬力（仏）
- (7) 体積：1 gal（ガロン） = 4qt（クォート） = 8 pt（パイント）

但し

1 gal（米ガロン U.S. gal, USG） \doteq 3.785 ℓ（リットル）、1 bbl（バレル） = 42 USG \doteq 159 ℓ（リットル）

1 gal（英ガロン Imp. gal） \doteq 4.564 ℓ（リットル）、1 bbl（バレル） = 36 Imp. gal \doteq 164 ℓ（リットル）

1-6 動圧、静圧、全圧、ベルヌーイの定理

空気を粒子の集まりと考えた場合、単位体積の空気の中には単位質量の粒子が ρ 個存在しているとする（これが空気密度となる）。単位時間に単位面積 S を速度 v で通過する粒子の数（質量）は、 ρv 個となるが、これだけの粒子が持つ運動量は質量と速度の積であるから、単位時間に単位面積を通過する流体の持つ運動量は

$$(\rho \times v) \times v = \rho v^2$$

で求められる。

いま、流れの下流に壁があるとし、この粒子が壁に当たったとした場合、粒子はここで速度0となるから、最初に v という速度を持っていたので、壁に当たる粒子の速度はその平均の $\frac{1}{2}v$ である。結局、単位面積を通過する流れが壁に衝突するときに失われるエネルギーは

$$(\rho \times v) \times \frac{1}{2}v = \frac{1}{2}\rho v^2$$

となる (図1-9)。

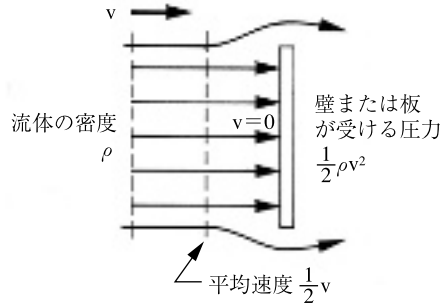


図1-9 動圧

次に、力とは運動量の1秒間当たりの変化であり、圧力は単位面積に働く力であるから、流体が壁にぶつかって生ずる圧力は前式と同じもの $\frac{1}{2}\rho v^2$ で示される。ここで物体に作用する圧力は、物体が静止していて流体が当たっても、流体が静止していて物体が動いて生じた場合も作用反作用の関係と同じことであるから、このようにして生じた圧力のことを「動圧 (Dynamic Pressure)」という。

一方、流体たとえば水や空気の中に存在する物体は、あらゆる方向から圧力を受けている。この圧力は、互いに均衡しているので特に圧力としては感じられないが、静止した状態の下で受けている圧力であるから、この圧力のことを「静圧 (Static Pressure)」と呼ぶ (図1-10)。

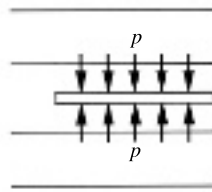


図1-10 静圧

また、走行中の車の窓から手を出した場合、速度に応じて手に空気力 (圧力) を受ける。これは「ある場所での大気の圧力 p に速度に応じて生じた圧力 $\frac{1}{2}\rho v^2$ が加わったことになる」から、この圧力のことを全圧 (Total Pressure: P) といい、次の式で示される。

$$\text{全圧 (} P \text{)} = \text{静圧 (} p \text{)} + \text{動圧 (} \frac{1}{2}\rho v^2 \text{)}$$

ベルヌーイの定理 (Bernoulli's Equation) とは、この動圧と静圧の関係を示すもので「1つの流れの