

# 目 录

第一章 飞机的性能与气象 .....	1
1.1 飞行的原理 .....	1
1.2 飞机的性能 .....	5
1.3 发动机的性能 .....	10
1.4 垂直起落飞机、短距离起落飞机 .....	12
1.5 飞机的安全性 .....	14
第二章 航空交通业务与最低气象条件 .....	17
2.1 空中交通管制 .....	17
2.2 目视飞行规则(VFR)与仪表飞行规则(IFR) .....	19
2.3 着陆导航无线电设施 .....	20
2.4 机场照明 .....	27
2.5 最低气象条件与进场极限高度 .....	31
2.6 进场着陆方式与最低气象条件 .....	33
2.7 全天候着陆 .....	38
2.8 航行导航无线电设施 .....	41
第三章 气象要素对飞行的影响 .....	44
3.1 空气密度与飞机性能的关系 .....	44
3.2 气温与飞机性能的关系 .....	44
3.3 气压对飞行的影响 .....	48
3.4 风对飞行的影响 .....	52
第四章 云 .....	70
4.1 云与飞机的航行 .....	70
4.2 空气中的水汽 .....	71
4.3 云的形成 .....	72
4.4 云状 .....	77

4.5	云高与云量 .....	98
4.6	适用于航空的云的观测方法要点 .....	100
第五章 降水与天气雷达 .....		102
5.1	云滴 .....	102
5.2	雨滴的成因 .....	103
5.3	雨滴的大小与降水强度 .....	104
5.4	固体降水 .....	105
5.5	天气雷达 .....	107
5.6	机载雷达 .....	117
5.7	雷达观测的误差 .....	119
第六章 积冰 .....		121
6.1	积冰与航空 .....	121
6.2	积冰的种类 .....	122
6.3	机体各部分的积冰及其影响 .....	123
6.4	积冰的物理过程 .....	124
6.5	积冰与气象 .....	129
6.6	积冰的预报 .....	137
6.7	积冰的防止和消除 .....	142
第七章 能见度 .....		144
7.1	能见度的定义及其观测方法 .....	144
7.2	能见度的物理意义 .....	147
7.3	能见度与能见距离 .....	158
7.4	跑道能见距离 .....	159
7.5	用透明度仪观测 RVR .....	164
7.6	能见度的预报 .....	169
7.7	倾斜能见距离 .....	169
第八章 视程障碍 .....		175
8.1	雾 .....	175
8.2	较低的层云 .....	185
8.3	烟雾与烟 .....	185

8.4	视程障碍现象 .....	186
8.5	降水造成的视程障碍 .....	187
8.6	大气污染 .....	188
<b>第九章 锋面与急流 .....</b>		<b>191</b>
9.1	锋面 .....	191
9.2	急流 .....	200
<b>第十章 乱流 .....</b>		<b>210</b>
10.1	乱流与航空的关系 .....	210
10.2	乱流的测量 .....	211
10.3	乱流的尺度 .....	216
10.4	风的观测值的代表性与观测时间 .....	221
10.5	影响航空的乱流的分类 .....	224
10.6	地形波 .....	239
10.7	乱流预报的要点 .....	249
<b>第十一章 雷雨 .....</b>		<b>253</b>
11.1	雷雨云的结构 .....	253
11.2	飚线与雷雨云的移动 .....	261
11.3	雷电现象 .....	267
11.4	雷雨云附近的飞行 .....	270
11.5	发雷的条件 .....	275
11.6	组织化雷雨发生率的全球分布 .....	277
<b>第十二章 气象观测 .....</b>		<b>279</b>
12.1	航空气象观测 .....	279
12.2	机场观测值的代表性 .....	288
12.3	自动气象观测站 .....	295
12.4	雷达气象观测 .....	297
12.5	激光 .....	304
12.6	飞机气象观测 .....	308
<b>第十三章 天气分析与天气预报 .....</b>		<b>322</b>
13.1	天气分析和预报在航空方面的应用 .....	322

13.2	中尺度乱流与航空	324
13.3	关于云的中尺度分析	328
13.4	预报的极限和对策	348
13.5	航站预报	348
13.6	航线预报	356
13.7	区域预报	356
13.8	恶劣天气情报	367
13.9	机场警报	368
13.10	航空天气预报的精度要求	368
<b>第十四章 航空气象统计</b>		<b>370</b>
14.1	国际型式的统计	370
14.2	航空气候图志	375
14.3	统计资料的图式	379
14.4	飞机适航率的推定	380
<b>第十五章 超音速飞行与气象</b>		<b>386</b>
15.1	超音速飞行	387
15.2	超音速飞行的气象服务	389
15.3	平流层中的气象	393
15.4	超高层气象探测	401
15.5	气象卫星观测	405

# 第一章 飞机的性能与气象

人们一谈到飞行与气象的关系往往容易理解为气象是妨碍飞行的。其实这不过仅仅是问题的一个方面，如果能够积极地利用气象条件，不仅可以节约燃料，还可以缩短飞行时间。为了加深对两者之间的关系理解，在这一章里简要地讲讲飞行原理，进一步再看看影响飞机性能和飞行安全的气象要素都有哪一些。

## 1.1 飞行的原理

飞机之所以能飞，其原理简单地来说是固定的机翼以某一速度在空气中运动，由此产生与运动方向垂直的向上的力也就是升力，借助于这种升力将机体支撑在空中。

有人认为这种升力的产生也像风筝那样，是由于吹向机翼下面的风将机翼抬起来的作用，这种说法是不全面的。机翼截面具有如图 1.1 的形状，下面稍平坦上面凸出。当它在气流中漂浮时，由于机翼

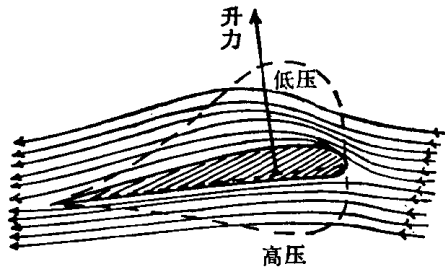


图 1.1 机翼周围的流线，上面由于气流加速而使气压降低

上面的气流比机翼下面的气流流动的快，根据伯努利定律，上面的气压低于下面的气压，与上下气压差相当的力使机翼向

上升起。

飞机在飞行时不仅受升力作用，还要产生称为阻力的向后作用的力。阻力有摩擦阻力、形状阻力、诱导阻力和波阻等四种。摩擦阻力是靠近机翼表面流动的空气由于粘性的作用消耗运动量而生成的，越接近翼表面越大。

形状阻力是靠近机体表面的气流在边缘部分离开表面在后面造成旋涡，出现所谓分离现象而造成的。前面稍稍圆一些，后部伸长像鱼那样的形状，也就是呈流线型的阻力最小。翼型应设计成具有较小的阻力而能产生大的升力，表面也要尽可能加工得十分光滑。仅仅是在机身和发动机部分受到的空气阻力，由于它不能产生升力所以称为有害阻力。

诱导阻力是由于在翼面产生升力而必然派生出来的阻力。由于机翼下面的气压高，上面气压低，翼面下方的空气绕过左右翼尖流向上面，上面的空气在机翼的后缘具有向下的分量。因此，如图 1.2 所示，在翼尖不断产生螺旋状涡旋而增加阻力，我们把这种阻力叫做诱导阻力。由于这种阻力只在翼尖产生，所以机翼的展弦比越大，诱导阻力对于总阻力的比例也就越小。

速度接近音速时出现波阻现象。流经翼面的空气的相对速度在前缘为零，从前缘开始急剧增加达到最大，以后慢慢减小到后缘再次变为零。因而在飞行速度达到音速之前在机翼上面的最大速度已经达到音速。

在这时假若在机翼后缘附近压力稍有变化，由于它也有着与声波相同的疏密波，所以就以声波的速向四方传播。而向上游传播的速度等于音速与流速之差，在流速达到音速的地方(图 1.3 中的  $M$  点)就不再向前进了。如此，在  $M$  点附近逐渐有压力集聚，形成了显著的不连续面，这就是激波。激波随着飞行速度增大而向前移动，在机翼下面也要发生，当机

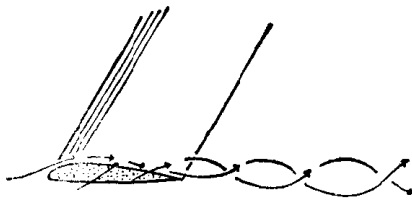


图 1.2 在翼尖产生涡旋形成诱导阻力

速超过音速时，如图所示，从机翼的前方和后方形成扇形扩展。在这种激波达到地面的地方要引起所谓音爆。

为了维持激波本身并不需要很大的能量，由激波而造成的压力剧增可引起翼面境界层的分离，而减小了升力，增大了阻力。这就是波阻。

在机翼上产生的升力和阻

力，与机翼对空气的相对速度的平方成正比，也与空气密度成正比，他们之间的关系可用下式表示

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

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

$L$  是升力， $D$  是阻力， $\rho$  为空气密度， $g$  为重力加速度， $S$  为机翼面积， $C_L$  为升力系数， $C_D$  为阻力系数。

飞机在连续地做定常水平飞行时，由于在水平方向和垂直方向都没有加速度，发动机使机身向前进的力（推力）与空气阻力平衡，机身的重量也必须与升力平衡，亦即

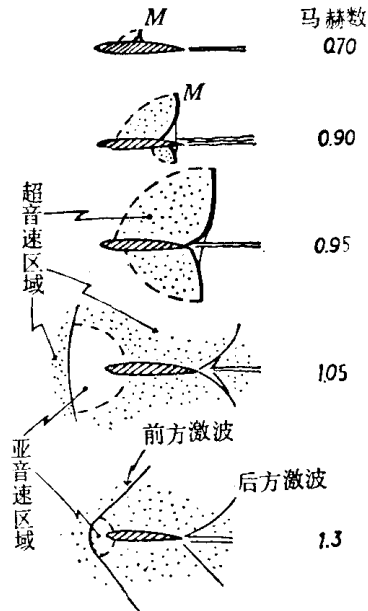


图 1.3 激波的发生。右面的数字是马赫数（机速与音速的比），从尾部向水平方向伸出的波形表示翼面境界层分离

$$W = \frac{\rho}{2g} C_L V^2 S \quad (1.1)$$

$$Th = \frac{\rho}{2g} C_D V^2 S \quad (1.2)$$

这里  $W$  为机身重量,  $Th$  为推力。

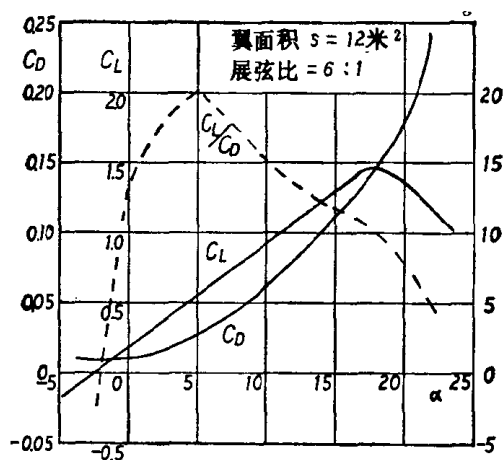


图 1.4 随迎角( $\alpha$ )的不同升力系数( $C_L$ ), 阻力系数( $C_D$ )和升阻比( $C_L/C_D$ )的变化

升力系数、阻力系数随翼型和机翼的迎角改变而改变。图 1.4 是翼面积为 12 平方米,展弦比为 6:1 的轻型飞机的例子。升力几乎随迎角的增加而直线增加。但迎角超过  $18^\circ$  时升力反而减小,阻力增加。其理由是当迎角小时翼面周围的气流与表面紧密接触,与此相反当迎角增大时,如图 1.5 所示,气流分离在后面形成涡旋,阻碍了升力的产生,而增大了阻力。升力减小的现象称为失速,此时的迎角称为失速角。

可以认为飞机仅仅是在做水平运动时升力与重量、阻力与推力平衡,在做平稳飞行时,围绕重心的力矩的总和必须等于零。



重力与推力经常是通过重心的，阻力与升力的合力的作用线使迎角向上时，为了向前方移动就要出现一个使机头抬起的力矩。因此，若在主翼的后面加上一个小的水平尾翼，在此处产生的升力可围绕重心形成相反方向的力矩，这个力矩可抵消使机首抬升的力矩。在飞行中遇到突然的上升气流，使迎角增加偏离平衡位置，这同样也可用水平尾翼来修正。

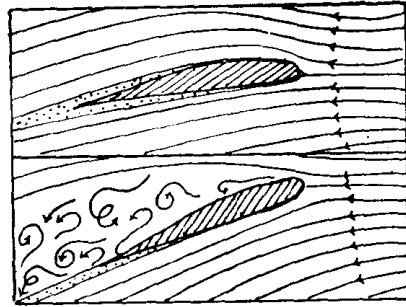


图 1.5 迎角较小时，境界层与翼表面紧密接触，迎角增大时境界层分离而产生涡旋

以上讲的是围绕通过重心的横轴（主翼方向）的旋转运动，对此称为俯仰。除此之外，还有使主翼交替上下振动的滚转和使机首方向左右变化的偏转等等。滚转可由给机翼以某一上反角而使之稳定，偏转可用方向舵使之稳定。

## 1.2 飞机的性能

表明飞机实用价值的标准的要素称为性能。表 1.1 列出了几种主要运输机的主要性能和重量等重要的项目。除此之外，性能还包括上升率、上升限度、下降率等等，关于这方面的问题请参阅航空工程教科书。

### 1.2.1 速度性能\*

减小空气阻力可以增大飞机速度。 也就是说用能够使

\* 本节所用的单位为公斤、米、秒。

(1.2)式中的  $C_D$  保持最小的迎角飞行时,可以使速度达到最大。其间的关系可用下式表达

$$V_{\max} = \sqrt{\frac{2g}{\rho} \cdot \frac{1}{C_{D\min}} \cdot \frac{Th}{S}} \quad (1.3)$$

从上式可知要增加最大速度就要加大推力,同时要使机翼面积尽可能小。另外由于空气密度越小速度越大,要想取得高速,飞机最好在空气密度较小的高空飞行。

这里所讲的飞机的速度是与空气的相对速度,所以要注意在逆风时要减去风速,顺风时要加上风速。表 1.1 的数值是在无风时并且空气密度是在标准状况下飞机的性能。

飞机的最小速度也是主要性能之一。飞机在水平飞行时,要产生能使飞机悬在空中的升力,必须具有根据 (1.1) 式求出的速度。升力系数要是增大则得到相同的升力所要的机速可以减小,与最大升力系数相对应的迎角也就是在失速角时,这时的速度就是最小速度。也有将其称为失速速度的。用公式表达则成为下列的形式

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2g}{\rho} \cdot \frac{1}{C_{L\max}} \cdot \frac{W}{S}} \quad (1.4)$$

最小速度与飞机的起飞着陆性能有密切的关系。在飞机设计上最大速度与最小速度要求相反。例如为了增加最大速度而减小机翼面积,就要增大翼载荷 ( $W/S$ ), 最小速度也因而增加。最小速度增大时,如后面将要讲到的,就要增加起飞滑跑距离。因此发明了仅仅在起飞着陆时用来增大最大升力系数的高升力装置装在所有的运输机上,用来克服最小速度的增加。

从经济性来看,以最大速度飞行并非上策。所谓巡航速度是由所需的飞行时间与燃料消耗的最佳组合决定的,大约为最大速度的 70%。

表 1.1 几种运输机的主要性能

机种	发动机	推(拉)力·基数	最大起飞重量(吨)	最大有效载荷(吨)	巡航速度(公里/小时)	巡航高度(米)	续航距离(公里)	最大起飞滑跑距离(米)
道格拉斯 DC-3	螺旋桨	1200 马力 × 2	10.9		310		2420	838
诺耳 MH 262	涡轮	1065 马力 × 2	10.3	3.3	390	4170	1400	420
友谊号	涡轮	2050 马力 × 2	17.9	5.4	480	6100	2000	1220
YS-11	涡轮	3060 马力 × 2	24.5	6.9	480	4500	1200	970
图波列夫 TU-114	涡轮	15000 马力 × 4	165.0	25.0	800		9000	2850*
波音 707-320	涡轮	8.2 吨 × 4	148.7	23.4	950	9150	7400	3070
波音 727-100	涡轮	6.2 吨 × 3	68.8	13.2	960	7600	1800	1600
波音 747	涡轮	20.6 吨 × 4	322.0	100.0	990		12000	3000
道格拉斯 DC 8-55	涡轮	8.2 吨 × 4	147.4	18.0	945	9150	8000	2900
道格拉斯 DC 8-61	涡轮	8.2 吨 × 4	147.4	30.0	945	9150	5000	3050
道格拉斯 DC 9	涡轮	5.4 吨 × 2	38.4	8.4	900	7620	950	1650

表注 \* 上升到离地 15 米的起飞距离。

### 1.2.2 续航性能

不给飞机补充燃料所能飞行的距离称为续航距离。续航距离与燃料消耗率和燃料携带量有关,可表示如下:

$$\text{对于螺旋桨飞机: } R_a = \frac{270 q}{b} \frac{C_L}{C_D} \ln \left( \frac{W}{W_1} \right) \quad (1.5)^*$$

$$\text{对于喷气飞机: } R_a = \frac{\sqrt{C_L}}{b C_D} \sqrt{\frac{2g}{\rho} \frac{W}{S}} \ln \left( \frac{W}{W_1} \right) \quad (1.6)^*$$

这里  $R_a$  为续航距离,  $b$  为燃料消耗率,  $q$  为螺旋桨效率,  $W$  为飞行前飞机的重量,  $W_1$  为飞行后飞机的重量,  $\ln$  为自然对数。

从上式可以看出,螺旋桨飞机与空气密度无关,而喷气飞机则是空气密度越小,续航距离愈远,也就是说,越是在高空飞行续航距离越长。上式是无风时的情况,若有顺风则燃料携带量( $W - W_1$ )减小。

要想增加续航距离,可多携带燃料。对螺旋桨飞机可用使升阻比( $C_L/C_D$ )为最大的迎角飞行,对于喷气飞机来说可用使 $\sqrt{C_L}/C_D$ 为最大的迎角飞行。用这种飞行姿态得到的飞行速度就是前面讲过的巡航速度。缩小机翼虽然可以增加速度和续航距离但是增加的有限。

### 1.2.3 起飞着陆性能

起飞滑跑距离是从地面上的出发位置开始滑跑到机头拉起来所经过的距离。此外还有称为起飞距离、起飞跑道长度的,前者是指从机头拉起到十五米高度为止的水平距离,后者

\* 式中所用的单位是公斤、公里、小时。

如图 1.6 所示,指的是用安全起飞速度  $V_2$  (失速速度的 1.15 到 1.2 倍)拉起到十五米高度时的距离,或者是用  $V_1$  (等于或小于失速速度)停止起飞,使用刹车到停止为止的距离。

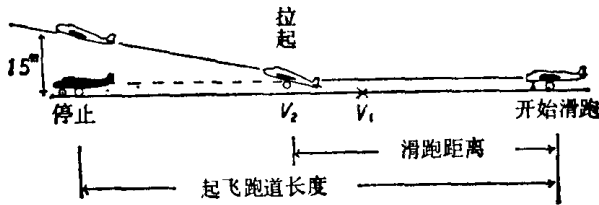


图 1.6

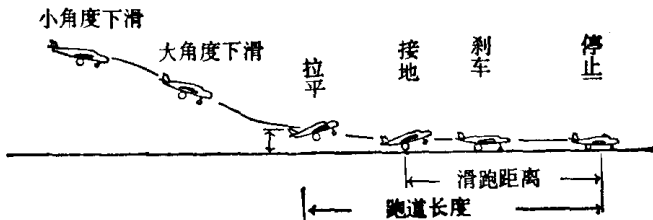


图 1.7

若以起飞滑跑距离为  $l$ , 则

$$l = \frac{1}{\rho C_{L0}} \frac{W}{S} \frac{W}{Th_0 - \mu W} \quad (1.7)$$

这里  $C_{L0}$  为离陆时的瞬间升力系数,  $Th_0$  为当时的推力。地面摩擦 ( $\mu W$ ) 为机轮与地面之间的滚动摩擦系数 ( $\mu$ ) 与重量 ( $W$ ) 的乘积, 在混凝土跑道上, 摩擦系数为 0.011—0.025 左右。

为了减小着陆时的冲击, 要尽可能用低速接地。如图 1.7, 首先在水平飞行的情况下收油门使机首稍向下沉成为缓慢下降的姿态。接近机场后再进一步减小马力以较大的角度低速下滑, 最后将机头拉平, 以着陆速度 (失速速度的 1.3 倍) 经过跑道末端地面以上 15 米之后, 平稳地用后轮接地。后轮

接地后,由于地面的摩擦而产生使机头向下的力矩,接着前轮也接地了。在这时使用刹车,改变螺旋桨的角度,喷气飞机则使用推力反向使飞机停下来。

由于上面的原因,着陆滑跑距离不能像起飞那样用简单的公式表示。由于在使用刹车后地面摩擦就不再是滚动摩擦而是滑动摩擦,所以摩擦系数要比滚动摩擦大1个数量级以上。

跑道上若覆盖有雪、冰或是湿雪时,地面摩擦就会变得很小,不论是着陆或是起飞滑跑距离都要延长。在情况特别严重时要禁止起飞着陆。下大雨跑道上存有积水时,起飞着陆也是危险的。

起飞滑跑距离受空气密度和风的影响,在一般的性能表上的数字是以密度为1.225的无风的标准情况下的数值,乘上安全系数而得的。风的影响从(1.7)式中看不出来,顺风时滑跑距离要延长,逆风时则缩短。

## 1.3 发动机的性能

### 1.3.1 飞机的推力

飞机的推力用单位时间内吸入空气的质量与因此而得到的速度增量的乘积来表示。对于螺旋桨飞机来说经过整个螺旋桨旋转面的空气被螺旋桨加速,对于喷气飞机来说从发动机进气口吸入的空气在发动机内部被加热膨胀而喷出。后者的喷射气体的质量虽然在实际上要多出燃料那一部分,若将其略去,则推力可用下式表示

$$Th = \frac{\rho}{g} v (V_1 - V) \quad (1.8)$$

这里  $v$  为单位时间内吸入的空气的体积,  $V$  为加速前的空气

的速度(等于空气速度),  $V_1$  为加速后空气的速度(喷气飞机等于喷气速度)。

由于在高空空气密度小, 推力降低, 对喷气发动机来说, 要设法使喷气速度增大, 使之一直到十公里的高度上推力也不致有明显的下降。

螺旋桨飞机的推力是由螺旋桨产生的, 除了发动机的马力以外, 螺旋桨的效率也是很重要的。螺旋桨效率是与螺旋桨的角度和转数有关的一个系数。螺旋桨本身也具有翼面的形状, 由于旋转而产生的如第 1.1 节中所述的升力是向前方的。与产生升力的同时也产生了阻力, 特别是在高速旋转的螺旋桨桨尖, 在飞机速度离音速还差得很远时就出现了激波, 引起了异常的振动。因此, 螺旋桨飞机的速度是有极限的。

### 1.3.2 发动机的功率

不论是来复式发动机还是喷气发动机都是一种热机, 发动机的效率  $E$  为

$$E = K \frac{T_1 - T}{T_1} \quad (1.9)$$

这里  $T_1$  为热源的温度,  $T$  为冷源的温度(都是绝对温度)。  $K$  为与发动机设计有关的常数, 在可逆热机的情况下为 1.0, 对于实用的发动机一般都要比 1.0 小得多。由于飞机发动机的构造比较复杂, 热效率公式是用燃烧室各部分的温度的组合来表示, 但在热力学上可以认为是等效的。

热源的温度是燃料的燃烧温度, 若能使其增高则热效率也高。对于来复式发动机来说由于其旋转部分较多, 受材料的限制, 温度到  $600^\circ\text{C}$  左右就达到极限。喷气发动机比较单纯, 由于使用了耐热材料, 可以达到  $1200^\circ\text{C}$  以上。因此喷气飞机的热效率较高。

另一方面,可以认为冷源温度最后等于外部的大气温度,可见发动机的性能与气温有密切的关系。

### 1.3.3 气温对推力的影响

喷气飞机的推力用(1.8)式来表示,喷气速度 $V_1$ 与燃烧温度和外部大气温度的比值( $T_1/T$ )成正比。而空气的密度与气温成反比,若以标准状况下的推力为 $Th_0$ ,气温为 $T_0$ ,对于喷气飞机可得出下列的关系

$$\frac{Th}{Th_0} = \left( \frac{T_0}{T} \right)^{3/2} \quad (1.10)$$

在地面上,气温比标准大气(ISA)高 $6^\circ\text{C}$ 时,计算得出推力下降3%。

螺旋桨飞机的推力等于发动机的功率与螺旋桨效率的乘积,为了简单起见,假定螺旋桨效率与气温无关,发动机内外的温度比为 $\alpha$ ,则对于螺旋桨飞机可得出如下的关系

$$\frac{Th}{Th_0} = \frac{1}{\alpha - 1} \left( \alpha - \frac{T}{T_0} \right) \quad (1.11)$$

与前面一样,在地面上,气温比标准大气高 $6^\circ\text{C}$ 时,推力下降约1%。飞机的总性能如第1.2节和1.3节所述,由于受气象的影响,制定飞行计划时必须充分地考虑到风和气温等因素。

## 1.4 垂直起落飞机、短距离起落飞机

假若能象飞鸟一样,由地面直接飞起来,从空中翩然降落的话,飞机就能在很狭窄的地方起飞、着陆。对于普通的飞机来说,由于只能获得向前的推力,如果水平速度不大,就得不到足够的升力。如果能用某种方法得到垂直向上的推力,垂直地起飞着陆,用普通的喷气飞机都能做到的方法进行水平



飞行，这样，对于起飞、着陆十分频繁的短距离飞行是十分理想的。垂直起落飞机(VTOL)就是为了这样的目的而发展起来的飞机的总称。VTOL是vertical take-off and landing的简写。

**直升飞机** 从性能上看，直升飞机也是VTOL的一种。巨大的旋翼迎面将空气从上方卷到下方，作为它的反作用产生了向上的推力，使机身在空中悬浮。若将旋翼的旋转轴倾向前方，就能做水平飞行。最近利用了喷气发动机，造出了速度较大的飞机。

直升飞机虽然具有十分优越的垂直起落性能，但也有不少缺点。首先是由于其结构和机械部分比较复杂，造价较高，维修费用也大。单位体积燃料的飞行距离(milage)只有一般飞机的 $\frac{1}{2}$ — $\frac{1}{3}$ 。因此，目前只在军队和各种专业方面使用，运送旅客或私人使用的一般还不多。

直升飞机的驾驶也比较困难。这是因为难以取得运动的稳定性，对于较弱的阵风或热力上升气流所造成的飞行姿态的轻微变化如果不连续地进行修正，随之而来的就是丧失稳定性。由于这种原故，直升飞机是对小尺度气象变化比较敏感的飞机。

**垂直起落飞机** 垂直起落飞机是一种不借助巨大的旋翼而能取得向上的浮力，并且具有能够进行水平飞行的机翼的飞机。这种飞机称为垂直起落飞机(VTOL)。

垂直起落飞机有以下几种形式：(1) 分别装有上升用发动机和推进用发动机的；(2) 装有发动机的主翼可作 $90^\circ$ 转动；(3) 喷气方向可做 $90^\circ$ 的改变；(4) 在主翼下面装有可以转向的风扇发动机等等。单独装有上升用发动机的必须是重量较轻的大马力发动机。最近发展了一种最大推力为其本身重量的十六倍的喷气发动机。