



模型飞机

飞行调整原理

中国青年出版社

模型飞机飞行调整原理

谭楚雄 编著

中国青年出版社

内 容 提 要

本书主要包括：飞行原理中的空气动力学、模型的平衡安定性、稳定飞行、特技飞行、气象对飞行的影响等有关模型性能和飞行调整方面的一系列论述。它是作者多年从事航模活动实践经验的总结，其中有不少独到、新颖的见解和探讨。不但有助于解决在调整、放飞模型时出现的实际问题，还能帮助读者弄懂为什么这样做的理论根据，以便举一反三地解决其他类似问题。

前 言

航空模型是深受广大青少年喜爱的一项科技体育活动。新中国建立以来，在各级体委、航空运动协会、科协、航空学会和有关青少年教育机构的领导与配合下，航模活动有很大发展。技术水平也有很大提高。年轻的中国航模运动员多次在世界比赛中获得优异成绩，刷新了世界纪录，为祖国争得荣誉。同时，很多航模爱好者已成为我国航空界和四化建设中的优秀人材。

航模活动的最大魅力在于能向充满求知创造欲望的青少年提供这样一个实践机会，通过制作和放飞各种航空模型，使他们既能品尝到飞机飞上天空时那样的乐趣，又能学到一些航空科技知识，培养动手动脑的良好习惯。

在练习和放飞各种航空模型时会碰到很多问题。有的模型总是飞不起来，或是飞不平稳，或是飞不高。怎样才能使它们飞得好些呢？这就有飞行原理方面的问题。

《模型飞机飞行调整原理》这本书，就是用系统的飞行原理去解释所遇到的各种问题，并介绍如何采用正确的调整方法加以解决，使模型飞得更好些。书中还对一些模型飞行现象提出新的解释和独到的见解。例如对模型飞行迎角和爬升的稳定性的分析，以及清晨气流原理等，都是很有价值的探讨。本书内容通俗易懂，讲解深入浅出，实践性强。为便于读者理解，配有大量插图，由黄云、陈鹏等同志绘制。

本书作者谭楚雄同志早在解放初期就投身人民空军。1951年他调到新创建的中央国防体育俱乐部航空模型运动工作组，亲身参加了在我国开展航空模型运动的初期建设工作，曾在几届全国航空模型干部训练班上担任飞行原理教员，编写出版了《简易模型飞机原理》一书，流传很广。后来调到北京市航空模型俱乐部担任领导，为首都航模活动的开展和提高作出了贡献。他在以后几年中历尽坎坷，被迫长期下放，但他对航模事业意义的认识和感情始终如一。20年后，他终于回到北京市航空模型运动学校。最近又调到国家体委无线电运动学校航空模型研究室任领导，负责全国航模活动的技术指导工作。

谭楚雄同志在工作中善于分析思考，抓住问题要点，踏实苦干，从不计较个人得失，几十年如一日，深受航模界同志们的尊敬。更可贵的是他那强烈的科学探索精神，以及刻苦钻研的毅力。他曾为了摸索清晨气流规律，日夜奔波在机场的不同地区，插置很多温度计来测试地面温度的细微变化，结合模型飞行试验，终于从繁杂的试验数据中总结出对清晨气流和气流转换期规律的见解。书中还有很多新见解，也都是通过他亲自实践提出来的。可以说，这本书是一位热爱航模事业的老航模工作者奉献给广大青少年的宝贵礼物。

黄永良

1989年12月于北京

目 录

第一章 飞行状态和力的分析	1
一、试飞和调整	1
二、平动和转动	1
三、重心和三轴	2
四、飞行状态的分析	4
五、作用在模型飞机上的力	4
第二章 空气动力	7
一、机翼迎力	7
二、空气动力的计算	8
三、压力中心	10
四、机翼力矩	11
五、焦点力矩	11
六、平均力矩弦	12
第三章 平飞	14
一、平飞的条件	14
二、平飞速度	14
三、平飞拉力	16
四、平飞距离	16
五、争取最长留空时间	17
六、争取最大速度	18
第四章 滑翔	20
一、滑翔原理	20
二、滑翔速度	21
三、滑翔角	21
四、手掷滑翔	23
五、下沉速度	24
第五章 爬升	28
一、稳定爬升的条件	28
二、爬升需用速度	28
三、爬升率	30
四、爬升拉力	31
五、爬升的能量	32
六、爬升需用功率	33
七、几种爬升姿态	34
第六章 俯仰平衡	38

一、俯仰力矩平衡	38
二、升力力矩平衡	38
三、迎角	40
四、俯冲、波状飞行和迫降	42
第七章 俯仰安定性	45
一、安定性	45
二、俯仰安定性	46
三、动安定性	46
四、俯仰安定力矩	47
五、俯仰安定系数	50
六、判断与调整	51
第八章 侧面平衡和安定性	54
一、侧面平衡	54
二、侧面安定性	57
第九章 盘旋	61
一、水平盘旋	61
二、盘旋和侧滑	62
三、左、右机翼速度差	64
四、盘旋和迎角	65
五、波状改出性能	66
六、急转弯	68
七、急转弯过负荷	70
第十章 特技飞行	72
一、倒飞	72
二、侧飞	73
三、横滚	74
四、筋斗	76
五、螺旋	78
六、垂直上升和下降	78
第十一章 动力装置	80
一、螺旋桨的工作	80
二、拉力力矩	83
三、反作用扭矩	85
四、陀螺力矩	86
五、螺旋桨尾流	87
第十二章 风与飞行	89
一、风与自由飞模型	89
二、风与往返速度	90
三、风与往返距离	91
四、风速和风向	92
五、风的形成和估计	93

第十三章 上升气流.....	97
一、动力气流	97
二、热力气流原理	99
三、平原热气流	100
四、水陆、山坡和锋面气流	101
五、判断气流的方法	102
六、认识还没有结束	104
七、在气流中滑翔	104

第一章 飞行状态和力的分析

一、试飞和调整

模型做好后要经过试飞，这是模型制作中的重要环节。飞机不同于车船，车船调整不当，可以停下来再调。模型飞机如果调整失误，就可能摔得粉碎，前功尽弃！所以，航模爱好者调整模型时必须认真仔细，严格遵循一套科学的程序和方法。要做到这一点，就需要懂得飞行调整的原理，在理论方面下一番功夫。

飞行调整就是在试飞中判断哪些是正常的飞行姿态，哪些是不正常的飞行姿态。对不正常的飞行姿态，从力学上找到原因，采取相应的调整措施，达到模型能正常飞行的目的。所以，进行模型调整，首先要善于对飞行现象进行分析。

二、平动和转动

物体的运动是各式各样的，车辆行驶、鸟类飞翔、机器运转等，从表面上看，运动方式千差万别，但实质上都离不开两种基本的运动——平动和转动。

什么是平动？抽屉的拉出推进，活塞在气缸中往复运动，火车车厢在直线轨道上移动等都属于平动(图 1-1a)。从定义上看，物体(这里指的物体相当于刚体)在运动中，物体内任何一条

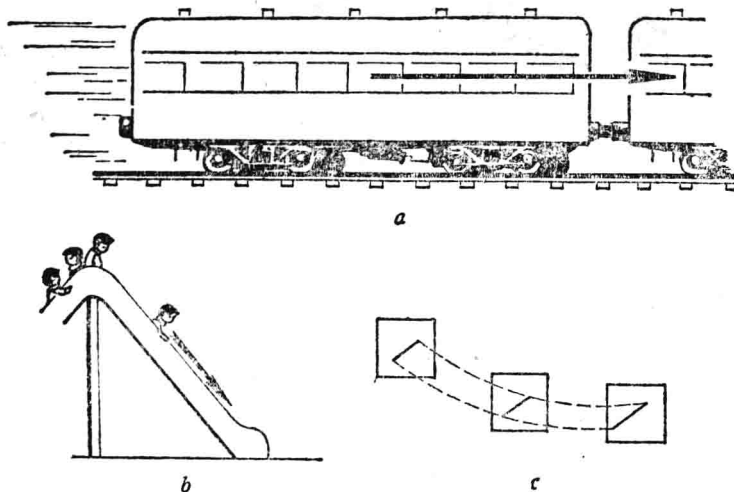


图 1-1

给定的直线的方向始终保持不变，这种运动则称为平动。在平动过程中物体内各点的运动方向和速度都是相同的。对于平动有几点需要弄清楚。第一，不要误认为平动必须是水平的运动，车厢直线爬坡，小朋友从直线滑梯上滑下，也都是平动(图 1-1b)。第二，不要误认为平动必须是直线运动，在图 1-1c 中，方格的运动轨迹虽是曲线，但在方格中任意画一条直线，

运动过程中该直线的方向始终不变，因此方格的运动仍属于平动。车厢在水平面上转弯就不是平动，因为在转弯时，车厢内侧和外侧的速度不同，沿车厢纵向或横向作一直线，运动过程中方向改变，不具备平动的特征。

什么是转动？电动机轴的旋转、机器上的飞轮、门窗被推开或拉合上的运动等都属于转动。物体进行转动时，它的整体不发生位移，物体上各点绕固定轴旋转一周后又回到原来位置，各点运动的方向和速度(线速度)一般都不相同(图 1-2)。



图 1-2

物体有没有作平动运动的同时又转动的情况呢？有的。飞盘就是一边前进(平动)一边又快速旋转的；投掷出的手榴弹；乒乓球运动员拉出的弧圈球；地球的公转和自转等都是平动转动同时存在的例子(图 1-3)，这些运动叫复合运动。一切复杂的运动都可以看作是平动和

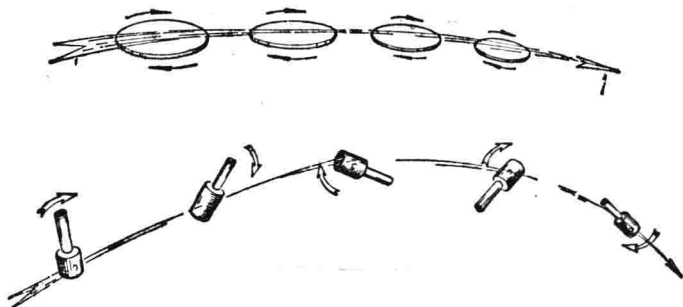


图 1-3

转动结合而成的。也就是说，一切复杂的运动都可以分解为平动和转动两种简单的运动。这样一分解，对复杂运动的分析就大大简化了。对模型飞机的复杂的飞行状态进行分析，正是借助于这种分解运动的方法。

三、重心和三轴

研究物体的转动，必然要涉及转动的中心(轴)问题。电风扇叶片、洗衣机波轮、录音或录像磁带的卷带轮等部件，都是绕着固定的轴转动的。物体在空中运行时处于自由状态，没有固定的旋转轴，没有支点，那么旋转中心是怎样确定的呢？物体在空中的转动以自己的重心为旋转中心。图 1-3 中飞盘以自己的圆心为旋转中心；乒乓球以球心为旋转中心；手榴弹的旋转中心不在中间，而是在弹头一侧。这些物体的旋转中心都是它们重心的位置。所以，物体在空中自由状态下的转动也叫绕重心运动。前面提到，物体在作单纯平动运动时，物体各点运动的轨迹互相平行，方向相同，速度相等。因此，物体上任一点的运动都可以代表

整体的运动。平动加上转动之后，物体上各点运动的轨迹、方向、速度都不一定相同(图 1-4)，

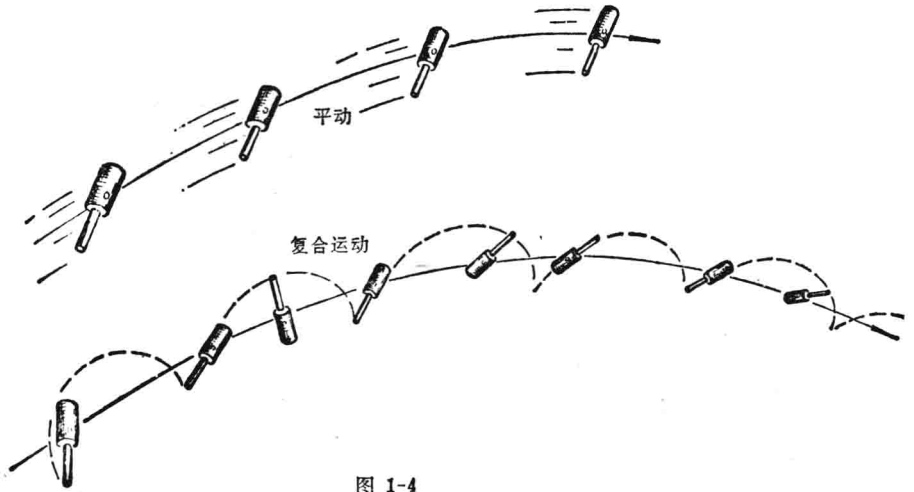


图 1-4

只有重心的运动不因转动而发生变化(因为重心是旋转中心不参与转动,严格说应为物体的质量中心,由于我们讨论的物体不是很大,物体上各点所受重力可以看作是平行的,质心与重心重合),仍可以作为平动。所以,物体在空中的平动以自己的重心运动为代表,也叫重心运动。

模型飞机飞行时转动的中心也是它的重心。为了对模型飞机的转动进行详细分析,把它绕重心的转动分解为绕三根假想轴的转动(图 1-5)。这三根轴互相垂直,并且相交于重心。

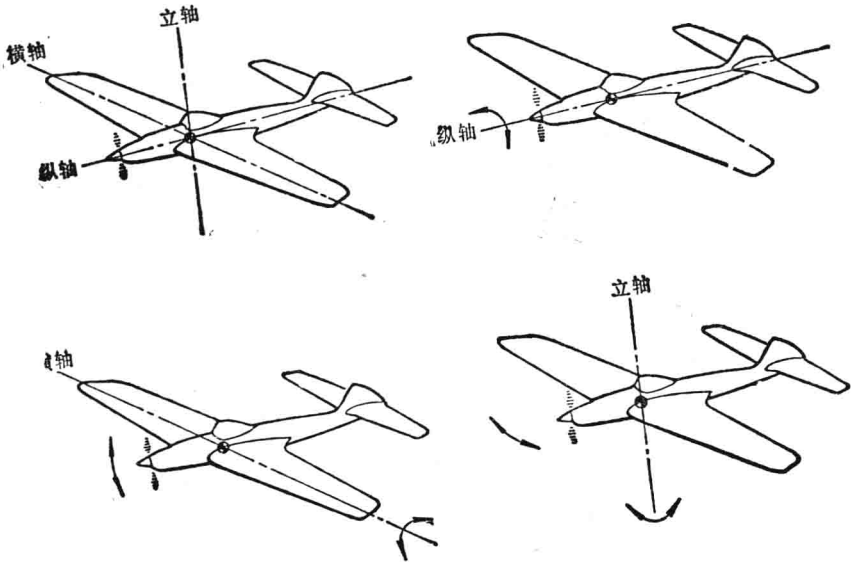


图 1-5

贯穿模型前后的叫纵轴,绕纵轴的转动就是模型的滚转;贯穿模型上下的叫立轴,绕立轴的转动就是模型的方向的偏转;贯穿模型左右的叫横轴,绕横轴的转动就是模型的俯仰。模型

飞机可以只绕其中一根轴转动，也可以同时绕两根或三根轴转动。整架模型飞机的运动则以模型飞机重心的运动为代表。

四、飞行状态的分析

对飞行状态进行分析，就是把飞行状态分解为重心运动状态和绕重心运动状态。

例如，模型平飞，对它飞行状态的分析是：重心在一水平面上作匀速直线运动；没有绕重心的运动。通过分析就很容易确定它的力和力矩的相互关系。匀速直线爬升和直线滑翔的情况也是如此。再如，模型波状飞行，对它飞行状态的分析是：重心运动轨迹是向下的波浪线，速度随波浪的周期性而变化；模型绕横轴作周期性的往返转动。由此再进一步找出转动、速度、轨迹间的内在联系，波状飞行问题就迎刃而解了。

又如，模型急转下冲是一个常见的复杂的飞行现象。对它的飞行状态分析为：重心沿螺旋线向下运动，角度和速度越来越大；模型同时绕三轴转动。如控制绕立轴和纵轴的转动，就可以制止急转下冲。调整的主要问题一下就抓住了(图 1-6)。

特技飞行动作中的横滚看起来是一个很复杂的飞行姿态，但用上述方法分析，情况就显得很简单：重心作水平直线匀速运动；模型绕纵轴转动。可见，横滚就是平飞和一个简单的滚转组合而成的(图 1-7)。



图 1-6

的(图 1-7)。

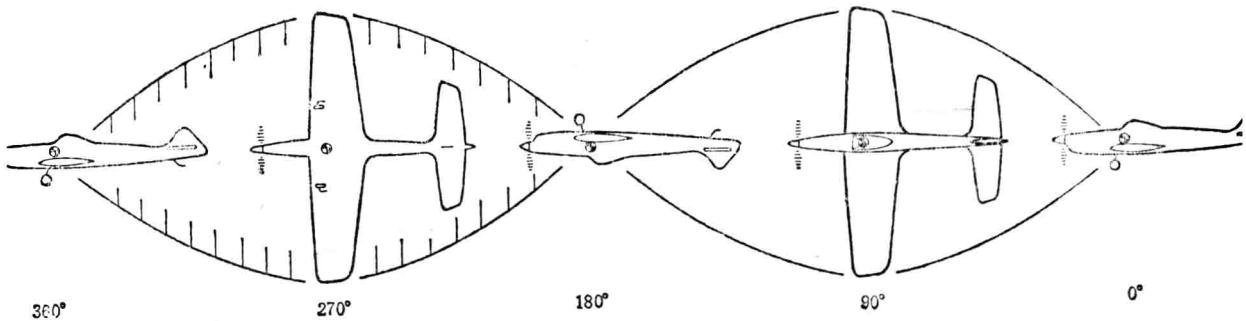


图 1-7

五、作用在模型飞机上的力

模型飞机的飞行状态由作用在模型飞机上的力以及这些力对重心产生的力矩所决定。力决定重心运动；力矩决定模型绕重心运动，且两者互相影响。所以，可以通过飞行姿态来间接判断模型飞机上所受的力或力矩的情况，这是进行飞行调整时对模型受力分析的主要手段。再通过改变作用力和力矩的方法使模型达到理想的飞行状态，这就是飞行调整的基本内容。

作用在模型飞机上的力主要有三种：重力、拉力和空气动力。

重力的方向永远向下，垂直于地平面。重心就是假想的重力的作用点，条件是模型各处所有重力对这一点的力矩恰好抵消，于是把模型各部分所受的重力都平移到这一点集合成为总的重力。当然总的重力对重心不形成力矩。

拉力(或叫推进力)一般是向前的，由动力装置产生。通常，螺旋桨轴的中心线就是“拉力线”。拉力对重心是否产生力矩，由拉力线的位置而定。如果拉力线(包括延长线)正好通过重心，拉力就不产生力矩。如果拉力线不通过重心，就会产生力矩。拉力线通过重心下面会产生抬头力矩；拉力线通过重心上面会产生低头力矩；拉力线通过重心左侧产生右转力矩；拉力线通过重心右侧产生左转力矩(图 1-8)。

力矩具有使物体转动的作用。力矩等于力乘力臂(力到转动中心的距离)。改变力和力臂的大小是调整模型绕重心运动的基本方法。通常用改变拉力线角度的方法来调整拉力力矩的方向和大小。

空气动力的情况较为复杂，机身、起落架、尾翼等只产生阻力。阻力和飞行方向相反。机翼和水平尾翼除产生阻力外，还产生升力或负升力。升力垂直于相对气流(即飞行方向)。空气动力也会产生转动力矩。飞行调整主要是处理空气动力力矩平衡问题。

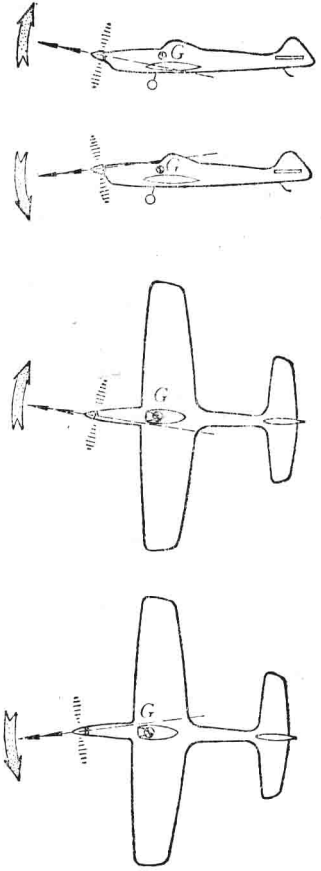


图 1-8

试一试、想一想

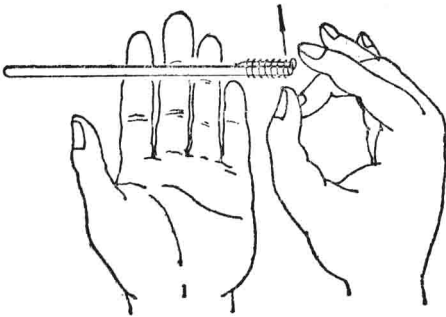


图 1-9

1. 找一根粗细均匀，长 100~150mm 的小木(竹)条，放在左手掌上。右手弹其一端使小棍飞出(图 1-9)，观察小棍转动中心。然后在木条一端配重(可缚一个 1 寸左右长的铁钉)，仍用同样方法弹出，观察它的旋转中心。注意比较前后两个旋转中心的差别。能不能解释产生差别的原因？

2. 试分析模型飞机翻筋头和水平盘旋的重心运动和绕重心运动。

3. 举出平动、转动、复合运动各一个例子。

子。

4. 火车车轮在轨道上前进， O 是车轮圆心， B 是车轮外圆一点， A 是 OB 的中点。图

1-10 是这三点运行的轨迹。请画出方块在平面上滚转时， O 、 A 、 B 三点的轨迹。

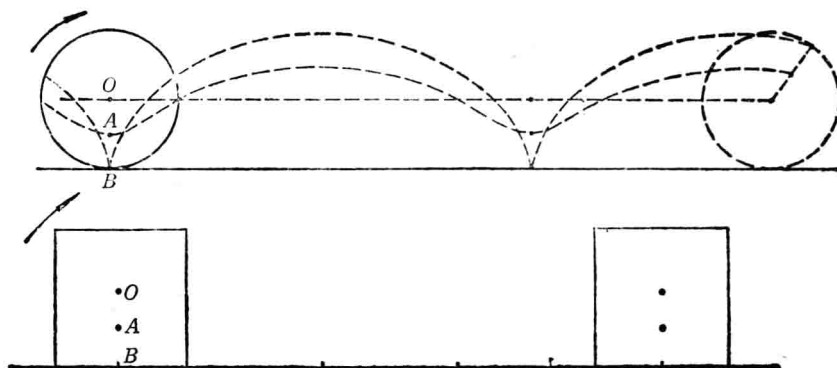


图 1-10

第二章 空气动力

研究航空模型要涉及空气动力学的许多内容。在这一章里，我们仅仅从飞行调整的角度介绍有关的基础知识。包括空气动力的大小、方向以及作用点等问题。由于机翼的空气动力是模型飞机空气动力的主要部分，其他部分空气动力的性质和机翼部分相类似，所以这里只讨论机翼空气动力有关问题。

一、机翼迎力

我们首先观察空气流过机翼的情况。下页图 2-1 是四种流线谱。图 2-1 *a* 是迎角为 0° 的对称翼型，气流在前缘受阻分成两股分别挤进机翼上下空间，如同进入收缩的流管，速度逐渐增加，到翼型最大厚度处速度加到最大。以后又如同进入扩大的管道，速度逐渐减慢，到后缘恢复到原来的速度，上下两股气流汇合继续向前流动。

图 2-1 *b* 是迎角为 0° 的平凸翼型。气流在机翼前缘受阻后沿斜坡向上表面流动。上表面气流速度变化大体上和对称翼型相同，只是加速更快些。下表面气流基本上不受影响。只是前缘下方的气流受上面气流加速时压强降低的吸引而略有上偏，驻点稍向前缘下方移动（驻点是上下两股气流的分界点），速度稍有降低。后缘气流略带下洗。

图 2-1 *c* 是小迎角的对称翼型。气流不但受翼剖面本身阻挡，更主要地受翼剖面倾斜造成的阻挡。前缘及其下方压力增大，气流绕过前缘向上流动，驻点下移，机翼上表面速度迅速增大，到最高点后速度逐渐降低。机翼下表面速度减小。后缘形成下洗气流。

图 2-1 *d* 是小迎角的平凸翼型。可以说是 *b*、*c* 两种情况的叠加。因而上表面气流流速更大，下表面的流速更小，驻点下移也多，后缘气流下洗角更大。

在流线谱里，流线密集的地方，表示单位横截面相同时间内通过的空气较多，故流速较大，压强较小；流线稀疏的地方表示单位横截面相同时间内通过的空气较少，故流速较小，压强较大。这一结论是利用风洞实验，根据物理学中的相对性原理、连续性原理、伯努利定理得出的。图 2-2 是一个有着普通翼型的机翼在中等迎角时，沿翼弦方向的气流速度和压力的分布图。气流进入机翼区前，上下方的气流速度相同。接近前缘时，上股气流流速迅速增大，到最高点达到最大值，然后逐渐下降，到后缘恢复到接近原来的速度；机翼下面的气流速度减小后又逐渐增大。速度的变化接近于直线型。压强分布由速度变化所决定。机翼上表面压强先是迅速下降，然后逐渐回升；机翼下表面压强先略有增大，然后逐渐回落。到后缘时大体上恢复到原来的压强。压强的变化接近抛物线型。机翼上面压强的下降量大大超过机翼下面压强的增加量。但是要注意，机翼上表面压强永远是正的、决不会出现负压力区。

空气动力包括两类：一类是压力，垂直于机翼表面；另一类是摩擦力，平行于机翼表面。这些空气动力分散地作用在机翼表面。把这些力按照力的合成原理合成为一个合力，其大小、方向、位置都能代表整个空气动力的作用，机翼上的这个合力就叫做“迎力”或“总空

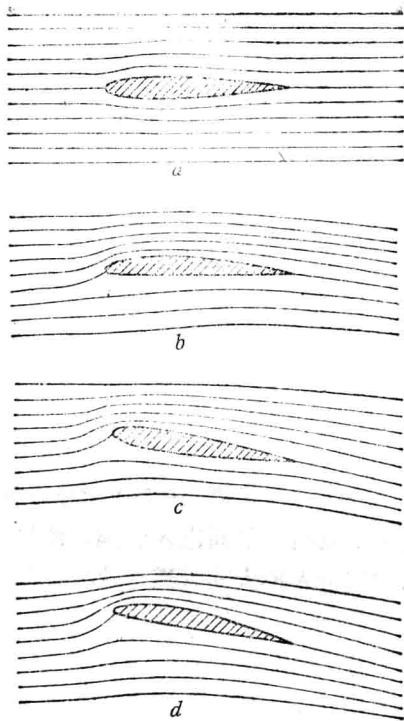


图 2-1

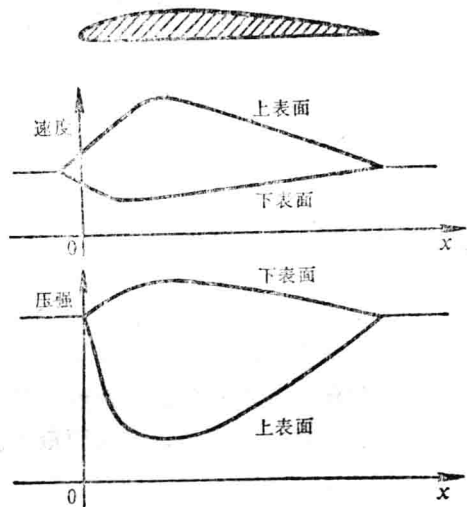


图 2-2

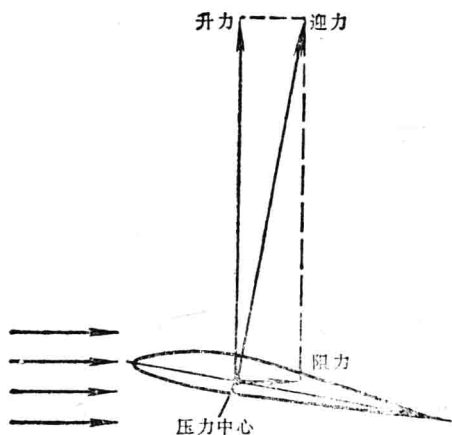


图 2-3

气动力”。迎力和机翼翼弦的交点即作为迎力的作用点，叫“压力中心”(图 2-3)。迎力方向稍向后倾斜，这是存在阻力的缘故。为了计算方便，把迎力分为两个分力：和气流方向垂直的分力，叫“升力”；和气流方向相同的分力，叫“阻力”。升力和阻力的作用点也都在“压力中心”上。

二、空气动力的计算

进行飞行调整时，要对空气动力的大小有个大体估计。决定空气动力大小的因素及升力计算公式见下式：

$$Y = \frac{1}{2} C_Y \rho v^2 S.$$

其中： Y 是机翼的升力， C_Y 是升力系数； ρ 为空气密度， v 是机翼同气流的相对速度， S 是机翼面积。

式中 $\frac{1}{2} \rho v^2$ 是动压强。升力系数 C_Y 由实验测定。实验时先测出 Y 、 ρ 、 v 、 S ，再用公

式 $C_Y = \frac{2Y}{\rho v^2 S}$ 把升力系数计算出来。 C_Y 综合反映 ρ 、 v 、 S 以外的、决定升力大小的多种因素，主要有翼型形状、机翼平面形状、表面状态、雷诺数和迎角等。调整模型时，特别要注意迎角和升力系数的关系。

图 2-4 是升力系数曲线示意图，它反映升力系数和迎角的对应关系。曲线因翼型而异。

对称翼型机翼的无升力迎角是零度。随着迎角增大， C_Y 接近直线增长。在临界迎角时 C_Y 增到最大值。超过临界迎角后，如迎角再增大， C_Y 反而迅速降低。临界迎角的大小和曲线的斜率主要取决于雷诺数。一般飞机的临界迎角为 $16^\circ \sim 20^\circ$ ，最大升力系数可达 1.4 或更大。模型飞机的临界迎角一般在 $10^\circ \sim 12^\circ$ 左右，最大升力系数 1.0~1.2。迎角小于零度时， C_Y 是负值。

非对称翼型（如平凸型、双凸型、凹凸型）机翼的升力系数曲线有所不同。主要区别为无升力迎角是一个负值。翼型中弧线弯度越大，无升力迎角越小。最大 C_Y 值较大。另一个区别是临界迎角稍小。 C_Y 随迎角增减的情况和对称翼型大体相同。

阻力的计算公式为：

$$X = \frac{1}{2} C_x \rho v^2 S。$$

S 仍然指面积。不过要注意，通常计算机翼、尾翼的阻力时用平面面积；计算其他部件的阻力时用最大迎风面积。 C_x 叫阻力系数，也是通过实验计算得出。 C_x 值决定于机翼的剖面、平面形状、表面光洁度和雷诺数等。机翼阻力和迎角的关系最为密切，它清楚地反映在阻力系数曲线上（图 2-5）。一般无升力迎角时 C_x 最小，这时主要是机翼表面摩擦阻力起作用。迎角增大， C_x 值也增大。增加的成份主要是诱导阻力。超过临界迎角后，阻力急剧增长，原因是机翼上面的气流发生了分离（图 2-6），增加的成份主要是压差阻力。模型飞机飞

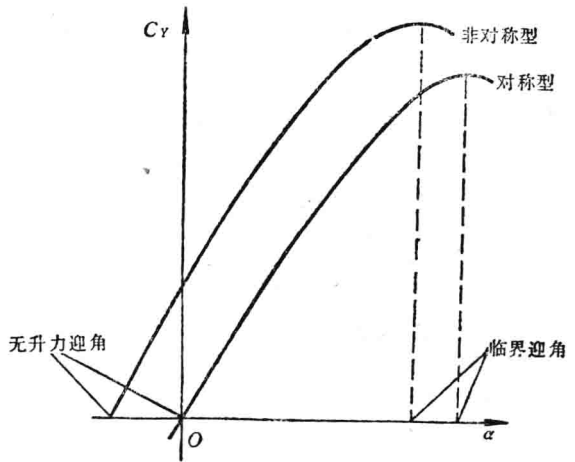


图 2-4

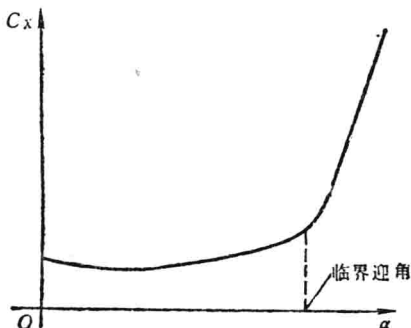


图 2-5

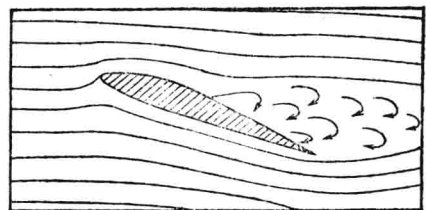


图 2-6

行时，如果超过了临界迎角，由于阻力大增，加上升力的急剧下降，就会失去前进速度而下冲或螺旋下降。所以临界迎角也叫“失速迎角”。

三、压力中心

压力中心的定义在前面已经介绍过了。下面讨论压力中心的位置问题。模型的重心位置确定之后，压力中心位置就是决定力臂的唯一条件。压力中心的位置通常用翼弦长度的百分数来表示。例如压力中心在翼弦的中点，就叫压力中心在 50% 翼弦长处（以压力中心至机翼前缘的距离来计算）。

关于压力中心的位置要注意三个问题：① 压力中心的位置和速度无关；② 压力中心的位置和翼型有关；③ 压力中心的位置通常和迎角有关（对称型例外）。

气流速度改变之后，机翼上下气流速度的分布会相应变化，压力分布也随着改变，总空气动力相应地增或减，但压力中心位置不变。打个比方，天平配平之后，如两端各加（减）一个相同的砝码，并不会破坏对原支点的平衡。调整模型时不必担心速度变化而引起压力中心的变化。但如速度变化很大，会引起雷诺数的大范围的变化，压力中心也会移动。

关于第二点，对称翼型机翼压力中心位于 25% 翼弦处。非对称翼型的压力中心一般在 30% 翼弦长以后。中弧线弯度越大或最大弯度越靠后的翼型，压力中心越靠后。

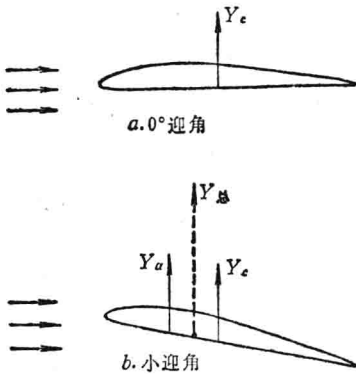


图 2-7

最重要的是第三点，即压力中心位置和迎角的关系。对称翼型机翼的压力中心位置不因迎角的变化而移动。在一般应用迎角范围内，无论迎角或大或小，压力中心总是固定在 25% 翼弦长处。因为迎角的变化只引起机翼上下气流的速度和压力的变化，不能改变它们的变化规律。速度沿翼弦的变化呈线性（一次曲线）关系。压力是速度的二次函数，所以压力的变化呈抛物线（二次曲线），压力中心的位置因而也就是固定的了。

非对称翼型（平凸、凹凸、双凸）的压力中心随迎角的变化而前后移动。以平凸翼型为例，在 0° 迎角时即产生升力，这个升力是翼型不对称引起的（图 2-7 a），记作 Y_c ，作用点在 45% 弦长附近。当变为一个小迎角时，因翼型产生的升力 Y_c 基本不变，因迎角产生的升力（ Y_a ）开始出现（图 2-7 b），后者作用点在 25% 弦长处。因此，总升力作用点前移了。迎角越大， Y_a 越大，压力中心前移越多。在临界迎角时移到最前位置，一般在 30%~35% 弦长之间。超过临界迎角后 Y_a 减小，压力中心向后移动。由于大部分模型飞机机翼都采用非对称翼型，必须掌握压力中心移动规律，才能正确调整好模型。

S 翼型的压力中心移动方向和前者相反。但模型飞机上一般不采用这种翼型。

各种翼型超过临界迎角后 压力中心都向后移动。迎角为 90° 时，压力中心在翼弦中点处。