

飞机螺旋动力学

中国人民解放军空军司令部

一九七八年六月 北京

飞机螺旋动力学



30005455

5



中国人民解放军空军司令部

一九七八年六月 北京

349235

出版说明

《飞机螺旋动力学》是苏联 M.Γ. 科契克编写的，于一九七六年出版。作者从一九六〇年就开始从事飞机的失速、螺旋等有关实用空气动力学的研究工作，曾有过不少著作。

在本书中，作者根据大量试飞资料，从理论上系统地阐述了亚音速和超音速飞机的失速与螺旋问题，并吸收了国外在这个方面的许多研究成果。不失为一本有重要参考价值的资料。现全文译出，仅供研究有关飞机失速螺旋问题时参考。对书中可能发生误解之处，试加了注释。

空军司令部

序

在空气动力学和飞行动力学的发展中可以分为两个发展方向：一是研究改善飞行器的新思想和新途径；二是探索防止飞行中发生造成重大物质损失和人员伤亡的有害物理现象的措施。飞机失速和进入螺旋等在飞行中都会产生危险的现象。防止飞机失速和螺旋的困难首先在于，这些现象的产生与飞机的气动力特点有着有机的联系；其次，这些现象与飞机的操纵特点及失速时飞机在空间的姿态有关。

位于气流中的物体(飞机)，其绕流特性和阻力大小取决于物体与迎面气流的相对位置。飞机有两种典型的位置：一是在阻力最小时，此时飞机具有抗旋转的稳定性；一是在阻力最大时，此时飞机不安定，旋转现象不断加剧并导致飞机自转，随后飞机失速并坠入螺旋。

为了保证飞机的安定性，需要避免飞机与气流最大限度地相互作用，尽管这在某些时候往往是不可避免的。

早在五十多年前，人们就开始研究螺旋的基本理论了。由于理论研究困难较大，试验复杂，螺旋理论发展比较缓慢。随着时间的推移，飞机的性能和飞行条件发生了本质的变化，然而同飞机失速和螺旋作斗争却仍然是飞机制造业的最重要任务之一。失速和螺旋是非常特殊的现象，这就造成了小展弦比、大后掠翼飞机在亚音速飞行和在很稀薄介质中进行轨道飞行时遇到困难(甚至发生飞行事故)的原因。

虽然，迫切需要对失速和螺旋进一步研究并制定出保证飞行安全的实际措施，但是有关这方面的书籍十分有限。

M.Г. 科契克著的这本书对现代飞机失速和螺旋特点作了深刻分析，成功地填补了这方面的空白。作者揭示了这些现象的物理本质；十分全面和深刻地阐述了，怎样用数学模型把这些现象模拟出来；如何用实际可行的办法对这些现象进行透彻分析，书中还对现代飞机的失速和螺旋问题的各主要方面进行了详尽的研究和广泛的归纳。

M.Г. 科契克以写有关飞机稳定性和螺旋的著作而闻名，他的著作写得生动有趣、通俗易懂，对广大的航空专业人员：飞行员、工程师、设计师、科学工作者很有帮助。无疑，本书会获得广大读者的欢迎。

苏联功勋科学技术工作者、科学技术博士、
教授 B.C. 培什诺夫

前 言

（螺旋是最复杂的飞行状态之一。）在螺旋中，飞机的动态和操纵与在平常飞行时有很大的区别。螺旋不是常用的飞行状态，目前仅在飞行训练中，实施某些高级特技飞行时，以及进行专门试飞时，有意让飞机进入螺旋。到现在为止人们只知道在个别情况下才可以把螺旋作为一种战术机动动作（例如，飞机进入落叶型螺旋，以使高射炮难于射击），但是并未得到广泛应用。

尽管如此，（近年来对螺旋的研究仍然很重视，这是因为失速和进入螺旋造成的事故日益增多的缘故。）（例如，据国外报刊报道，美国空军 1966~1970 年间由于失速和进入螺旋，损失了 226 架飞机，价值三亿六千七百万美元。根据美国对统计资料的分析表明，1966~1970 年间军用飞机的 3080 起飞行事故中，约有 8% 是由于飞机失速和进入螺旋引起的。在此期间，美国飞机的全部严重飞行事故（包括一、二等事故）中，近 22% 是由于失速和螺旋造成的，其主要原因是由于飞行员对这些飞行状态的训练不足，致使驾驶发生错误所引起的。）

飞机在失速和螺旋时的姿态特点、操纵性、安定性、操纵条件和所需的操纵方法，都与一般飞行状态时根本不同。（超音速飞机，由于其作大超音速飞行和在平流层飞行与亚音速飞机相比，在各种飞行状态时，尤其是在失速和进入螺旋时，在动力学和驾驶术方面都有许多新的本质上的不同。）（飞行实践经验和飞行事故分析表明，现代的高机动性超音速飞机坠入螺旋的可能性并不小于旧式的亚音速飞机。）例如，在下述情况下超音速飞机可能会意外进入超临界迎角：在大迎角作剧烈机动时发生操纵错误时，在起始角速度大时，在高空飞大超音速时，以及在飞机出现故障时；或者受偶然的外界因素影响时（如，强烈的爆炸气浪的影响等）。因此，研究飞机在近临界迎角和超临界迎角时的飞行特点和操纵特点在理论上和实践上都具有十分重要的意义。高空多座旅客机（尤其是超音速旅客机）的出现，详细研究近临界迎角和超临界迎角飞行的操纵特点，制定保障飞行安全的措施这一问题非常尖锐地提出来了。

在航空事业发展的初期，一般来说，飞机失速和进入螺旋最后的结局总是机毁人亡。但是，那时人们并未想到还有像螺旋这样十分特殊的飞行状态，人们把大量的飞行事故归咎于飞机坠入大气旋涡和飞行员操纵错误，虽然后来弄清楚了出事故的原因实际上是飞机失速和随即进入螺旋。后来根据飞行员的意见和目睹者的证明，才确定这种复杂而难以控制的飞行状态发生的事实及其发展的特点，于是开始对螺旋现象进行理论和实验研究，目的在于弄清这种现象的本质，以便制定防止飞机失速和进入螺旋的措施，以及退出螺旋的方法。）

研究飞机螺旋在于解决互相关连的三项主要任务：

1. 确定螺旋中作用在飞机上的外力与飞机重心运动特性之间的关系，即研究螺旋的轨迹特性；

2. 确定螺旋中，作用在飞机上的外力矩和飞机绕其重心的运动特性之间的关系，即研究螺旋时飞机的操纵性、安定性和平衡的特性；

3. 确定飞机在螺旋时的动态和驾驶术的特点。

原则上，这三项任务是飞行力学的一般任务，但是在研究螺旋时，解决这几项任务都相当复杂，其原因如下：(1)鉴于必须研究飞行参数变化很大的飞行状态(考虑到飞机纵向和侧向运动的各种交感作用)，因此线性化法不适用；(2)因为在一般情况下，飞机绕其重心的运动和重心本身在空间的运动必须同时研究；(3)由于在近临界迎角和超临界迎角时，飞机气动力特性的变化本质上是非线性的和不稳定的。

近年来，研究螺旋特性的一种新方法得到推广，此方法是开展包括理论研究、台架试验、在地面与空中作气动力试验等相结合的综合研究计划，其中不仅包括对失速、进入螺旋、螺旋中和退出螺旋诸现象的研究，还要弄清飞机防止意外失速和进入螺旋的特性(为了表达飞机的这种品质，采用抗螺旋性能和螺旋敏感性两个术语)。研究的结果找出了在结构和空气动力方面同螺旋作斗争的措施。

首先，要注意发展保证飞机具有抗螺旋性能的措施。但是，经验表明，尽管一直在大力探索防螺旋的措施，但目前还不能研制出在任何情况下都不进入螺旋的飞机。在一定的条件下，任何飞机都可进入螺旋。所以除了发展使飞机具有良好抗螺旋性能的措施和防止飞机意外进入螺旋的措施之外，仍然要和过去一样，重视保证飞机能安全改出螺旋的措施。

模拟计算机的出现，尤其是快速运算的数字计算机的出现，大大简化了螺旋中飞机运动的全套方程组的运算。这种多参数方程组的数字模拟和物理模拟法，比最详细的近似参数计算更能全面、准确、迅速地研究飞机在螺旋中的运动情况。模拟法是试飞开始之前确定飞机螺旋特性的最有希望的方法。

鉴于螺旋状态的多样性和不稳定性，螺旋飞行试验研究起着愈来愈大的作用。以前采用的所谓传统试飞计划正在修改，增加新的内容，其中包括通过模拟真实条件下飞机意外失速和进入螺旋，来研究失速和螺旋特性。模拟从初始的、最危险的机动动作(例如，模拟几架飞机的空战)开始，并且在进入螺旋和螺旋状态之初，飞机操纵机构处于任意位置。还在草图设计阶段就要制订螺旋特性规范，螺旋特性(包括改出螺旋)及飞机抗螺旋特性的预先评定标准，显得愈来愈重视了。因为螺旋特性会随一系列偶然因素而大大改变，所以对螺旋特性的预测和评定必须用统计概率法。

本书主要注意现代飞机在螺旋时的运动特点(物理现象)和操纵特点，以及目前最广泛应用的某些螺旋的研究方法。

目 录

序	1
前 言	1
第 一 章 基本定义与概念	1
1-1. 飞行状态	1
1-2. 飞机的操纵	4
1-3. 运动特性	6
1-4. 速度的分类	8
第 二 章 飞机的自转	9
2-1. 产生自转的条件	9
2-2. 自转曲线图	14
2-3. 侧滑的影响	16
2-4. 后掠机翼和三角机翼的自转	17
2-5. 机身的自转	20
第 三 章 螺旋中作用在飞机上的力和力矩	22
3-1. 决定飞机从失速演变为螺旋的力和力矩	22
3-2. 稳定螺旋状态力的平衡	23
3-3. 力矩的平衡	26
第 四 章 螺旋的分类	30
4-1. 分类的原则	30
4-2. 正螺旋的分类	31
4-3. 反螺旋的分类	37
第 五 章 失速的分类	41
5-1. 失速的基本特性	41
5-2. 机翼平面形状的影响	48
5-3. 失速的猛烈程度	53
5-4. 预警性信息	56
5-5. 初始条件的影响	59
5-6. 高超音速失速和动力升限失速	63

5-7. 紊流大气层失速和积冰时的失速	65
5-8. 超音速飞机的失速特点	67
5-9. 增升装置的影响	68
5-10. 防止飞机失速及失速改出方法	72
第六章 现代飞机螺旋的特点	77
6-1. 螺旋各阶段的示意图	77
6-2. 超音速飞机的特点及其对螺旋特性的影响	78
6-3. 螺旋的过渡阶段	79
6-4. 垂直螺旋	84
6-5. 螺旋特性的多样性	85
6-6. 初始条件的影响	93
6-7. 螺旋中发动机的工作	97
6-8. 螺旋和气动惯性旋转	101
6-9. 偶然因素的影响	118
第七章 改出螺旋的方法	120
7-1. 所用各种驾驶方法的共同特点	120
7-2. 偏转副翼的影响	122
7-3. 正螺旋的改出	129
7-4. 反螺旋的改出	133
7-5. 超音速飞机改出螺旋的特点	135
7-6. 对驾驶错误的分析	137
7-7. 空气动力滞后作用的影响	143
7-8. 改出螺旋的辅助方法和手段	144
第八章 研究螺旋的方法	149
8-1. 对现代各种方法的概述	149
8-2. 飞机的运动方程	155
8-3. 螺旋的模拟	159
第九章 螺旋轨迹的计算	165
9-1. 过渡段的轨迹	165
9-2. 垂直螺旋的轨迹	182
9-3. 退出螺旋	187
9-4. 螺旋飞行的各种角度和螺旋半径的计算	191

第一章 基本定义与概念

1-1 飞行状态

1-1-1. 复杂旋转

飞机在空间的各种复杂运动中，有一种特殊的运动，即所谓复杂旋转运动。一般来说，这是飞机绕自身三根轴的特殊的空间旋转运动，它是在外界干扰影响下，或飞行员移动杆舵而产生的，但飞机对操纵动作的反应与通常反应不一致，该运动的特点是飞行员操纵飞机和判定方位的处境很复杂。复杂旋转运动实质上是一种不稳定的曲线飞行状态，在这种状态下，飞机在旋转的同时通常还沿飞机三个轴方向产生直线移动(六个自由度运动)。根据飞机角速度和角加速度的大小，复杂旋转可分为慢旋转和快旋转(强旋转)。按飞机的飞行特点和操纵特点，复杂旋转可分为可操纵和自动的(实际上是不可操纵的)两种。“横滚”是飞机可操纵的复杂旋转运动的一例，螺旋、失速、气动惯性旋转都属于自动的复杂旋转。

所谓螺旋是飞机在自转状态(在超临界迎角，飞机同时绕自身三根轴旋转)，沿小半径的陡螺旋形轨迹的自发运动，此时飞机部分失去操纵性，有时甚至实际上完全失去操纵性，飞行员识别方位的条件非常复杂，因此如果不马上减小迎角，这种现象便不能克服。

所谓飞机的自转，是飞机在迎面气流作用下(在超临界迎角状态时)，机翼表面气流分离区分布不对称而产生的气动力现象，由于失速之后初始滚转角速度不为零，自转在形式上表现为飞机自动的旋转(首先绕其纵轴旋转)。

所谓失速，是(在近临界迎角时)机翼上气流分离大面积发展使飞机绕自身三根轴中某个轴自发地作非周期性的运动或摆动，其角速度和(或)角加速度的变化幅度比较大，中等技术水平的飞行员能感觉出来。由于飞机在近临界迎角时，操纵性能大大下降(实际上有时甚至完全失去操纵性)，如果不减小迎角，失速便不会立即克服。

所谓气动惯性旋转，是指飞机在气动力效应、运动效应、陀螺效应以及飞机纵向和侧向运动惯性交感等方面强烈作用下作大滚转角速度的自动旋转。此时飞机实际上完全失去横侧操纵性，完全或部分地失去纵向和方向安定性，过载增大，操纵飞机困难。

螺旋和气动惯性旋转都是急剧的旋转状态，即飞机的角速度和(或)角加速度都很大。失速在形式上可以表现为强旋转，也可以表现为慢旋转。失速发生在近临界迎角，螺旋则发生在超临界迎角。气动惯性旋转原则上在任何一个迎角上都可以发生。与可操纵的复杂旋转不同，自动的复杂旋转的特点是飞机运动不能很快停止，一般来说，要退出复杂旋转，要求操

纵机构作特殊的动作(不同于常用飞行状态所采用的动作),为了退出失速和螺旋,要求操纵机构偏转要猛,幅度要大,这种动作在任何一种正常飞行状态都是不采用的。

1-1-2. 螺旋

根据飞行员与地面的相对位置(头朝上或头朝下),螺旋状态可分为两类——正螺旋和反螺旋。飞行员处于头朝上位置的螺旋称为正螺旋,这是飞机在正的超临界迎角时的螺旋;飞行员处于头朝下位置时的螺旋称为反螺旋,这是飞机在负的超临界迎角(飞机处于倒飞状态)时的螺旋。图 1-1 是飞机正螺旋和反螺旋状态示意图。

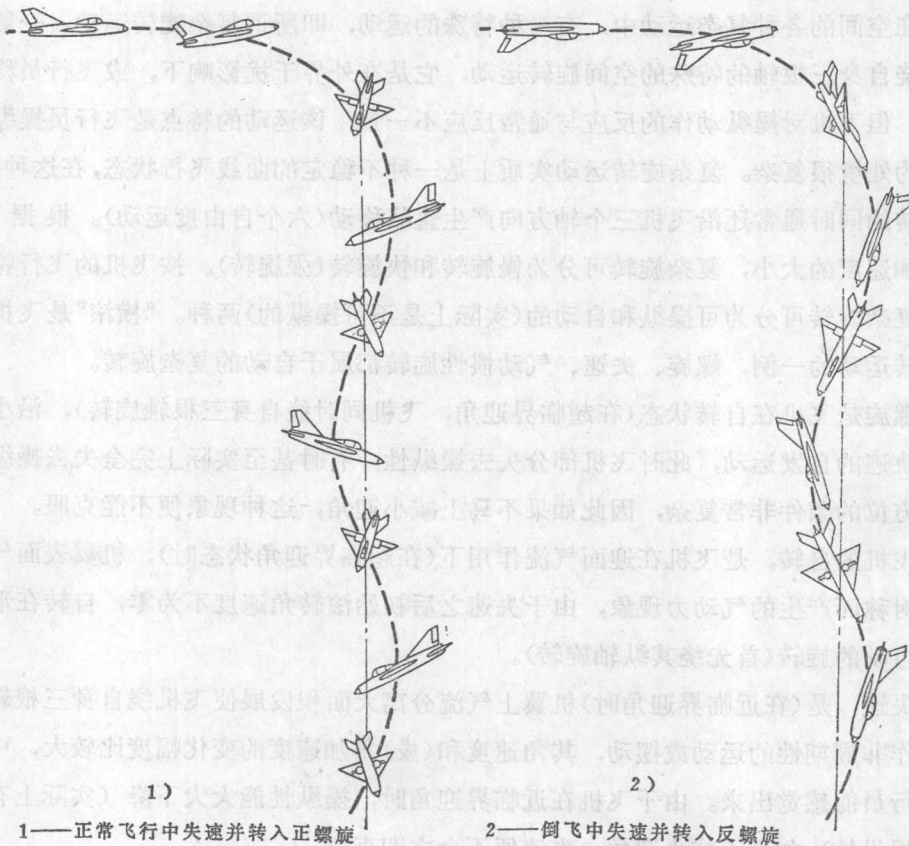


图 1-1 在进入螺旋和螺旋中飞机状态示意图

根据飞机在垂直线上的运动方向,螺旋分为上升螺旋和下降螺旋。下降螺旋(或简称螺旋)时,飞机下降(飞机沿螺旋线下降);上升螺旋时,飞机沿上升轨迹运动——沿螺旋线作动力爬高(这是短暂的,非常罕见的飞行状态)。

视飞机纵轴的倾角不同,螺旋分为陡螺旋,缓螺旋和平螺旋。飞机俯仰角 θ 绝对值超过 50° 的螺旋称为陡螺旋(图 1-2)。

缓螺旋时，飞机俯仰角的绝对值在 $30^\circ \leq \theta \leq 50^\circ$ 范围内。平螺旋时， $|\theta| < 30^\circ$ ，即飞机纵轴与水平线的夹角小于 30° 。

按飞机旋转方向，所有螺旋分为左螺旋和右螺旋。左螺旋(正螺旋与反螺旋)时，飞机向左旋转*，右螺旋(正螺旋和反螺旋)时飞机向右旋转。所以，对俯视飞机的人来说，右正螺旋和左反螺旋，飞机重心是顺时针方向运动；左正螺旋和右反螺旋，飞机重心是反时针方向运动。

飞机重心运动的螺旋线轴称为螺旋轴，螺旋半径是指该螺旋线的水平投影的半径，即飞机运动轨迹在水平面上投影的曲率半径。螺圈是指螺旋的一段，即螺旋时飞机重心运动的轨迹在水平面上的投影构成一个圈。螺旋每圈时间是指飞机经过一个螺圈所需的时间。一圈螺旋损失的高度是指在一个螺圈的时间内，飞机重心在铅垂线上的投影所走过的一段距离。在某些时候，分析螺旋的个别方面可以不考虑螺旋半径，即假定飞机重心的运动轨迹与螺旋轴重合，这种半径为零的假想螺旋称为简化螺旋。

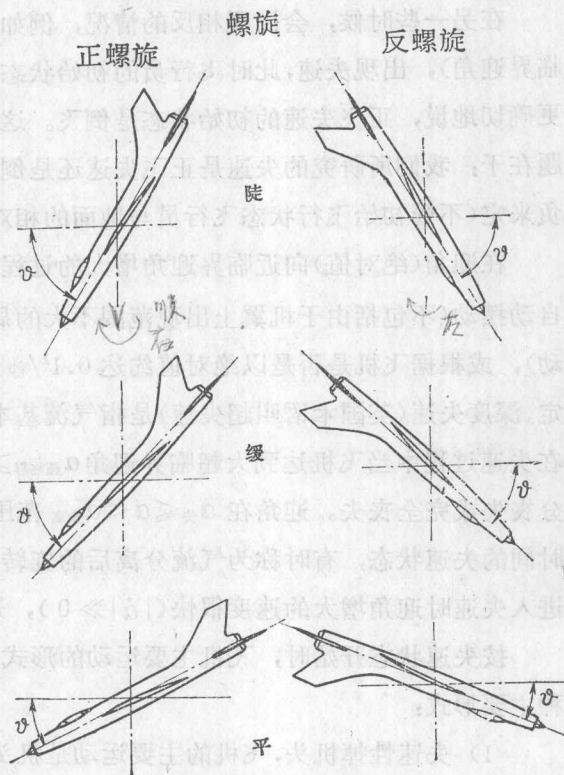


图 1-2 陡螺旋，缓螺旋和平螺旋中飞机俯仰角示意图

所谓典型螺旋是指螺旋过程中飞机基本上不摆动的稳定螺旋，作这种螺旋时飞机重心沿着半径等于螺旋半径的陡圆柱面作等速螺旋运动。此运动由两个简单的分运动合成：以 $\vec{v} = \text{常量} \left(\frac{d\vec{v}}{dt} = 0 \right)$ 的速度沿铅垂线作前进运动和以角速度 $\vec{\omega} = \text{常量} \left(\frac{d\vec{\omega}}{dt} = 0 \right)$ 在水平面作圆周运动。

1-1-3. 失 速

按飞机开始失速时那一瞬间迎角的符号，失速分为正飞失速和倒飞失速。

正飞失速是指飞机在正的近临界迎角时发生的失速。

倒飞失速是指飞机在负的近临界迎角时发生的失速。

如果考虑飞机开始失速那一瞬间飞行员与地面的相对位置(头朝上或头朝下)，那么必须注意下述：如果失速的初始状态是直线平飞，在正常失速之初，飞行员头朝上(初始状态是正飞)；而在倒飞失速之初，飞行员头朝下(初始状态是倒飞)。在这种情况下，正飞失速的初始

* 对面向飞行方向观察的人(包括向前看的飞行员)来说，反时针旋转为左旋，(ГОСТ1630-46)

状态是正飞，倒飞失速的初始状态是倒飞，即是说，失速始于同名的飞行状态。

在另一些时候，会出现相反的情况，例如，在斤斗顶点，由于飞行员拉杆过多(达到正临界迎角)，出现失速，此时飞行员的初始状态是头朝下，但是按传统术语，这属于正飞失速，更确切地说，正飞失速的初始状态是倒飞。这时失速状态与初始飞行状态不是同名。因此问题在于：我们所研究的失速是正飞失速还是倒飞失速只能严格按照失速前那一瞬间迎角的正负来定(不管初始飞行状态飞行员与地面的相对位置如何)。

在迎角(绝对值)向近临界迎角增大的过程中，飞机是否开始失速，可根据飞机是否出现自动摆动(不包括由于机翼上出现范围不大的局部气流分离区所引起的、飞行员易于克服的摆动)，或根据飞机是否是以绝对值约达 $0.1^\circ/\text{秒}$ 的角速度作非周期性地倾斜、偏转和俯仰来确定。深度失速(英国术语叫超失速)是指气流基本上从整个机翼完全分离时的飞行状态，它发生在失速过程中当飞机达到大超临界迎角 $\alpha_{\text{超临界}} \geq \alpha_{\text{全离}}$ (未发生自转)时，同时飞机的操纵性大部分丧失或完全丧失。迎角在 $\alpha_{\text{失}} \leq \alpha < \alpha_{\text{全离}}$ 范围内，飞机以较大的角速度旋转(不是自转)的长时间的失速状态，有时称为气流分离后的旋转。发生在大的初始速度(因而 $n_{y0} \gg 1$)的失速，进入失速时迎角增大的速度很快($|\dot{\alpha}| \gg 0$)，这种失速称动力失速。

按失速状态开始时，飞机主要运动的形式(俯仰角和坡度变化的特点)，失速分为以下四种主要形式：

- 1) 失速性掉机头，飞机的主要运动是机头下沉(俯仰运动)；
- 2) 失速性掉翼尖，飞机的主要运动是机翼绕飞机纵轴转动(滚转运动)；
- 3) 失速性盘旋下降，飞机倾斜、机头下沉和转动三种运动同时发生(螺旋线运动)。

按飞机失速时机翼下沉和盘旋下降的旋转方向失速状态分为左失速和右失速，左失速或向左失速(正飞和倒飞)是指飞机在失速时向左旋转；右失速或向右失速时，飞机向右旋转。飞机的左或右气动惯性旋转按同样的方法确定。

1-2 飞机的操纵

飞机纵向和横侧操纵系统的驾驶杆或驾驶盘，以及方向操纵系统的脚蹬总称为杆舵，以后为了简便起见，用《驾驶杆》这个术语表示纵向和横侧操纵系统的操纵杆，对于装有驾驶盘的飞机，应把驾驶杆这一术语理解为驾驶盘。同样，我们规定纵向操纵机构叫升降舵，对所有飞机也都适用，装有全动式水平尾翼的飞机，升降舵就是指全动平尾，人们有时称它为可操纵平尾。横侧操纵机构叫副翼(这一术语包括左右偏转驾驶杆而带动的任何横侧操纵机构)，方向操纵机构叫方向舵(对全动式垂直尾翼飞机，就是指全动垂尾，人们有时称它为可操纵垂尾)。

杆舵顺螺旋偏动就是指向飞机旋转的一边蹬舵(位于内翼一边，即飞机旋转一边的脚蹬向前)，向飞机旋转一边压杆，向增大飞机迎角(绝对值)的方向拉(或推)杆。旋转一边(左边和

右边对应飞机的左舷和右舷)是指飞机旋转方向(向左和向右)的一边。内翼(确切地说,内半翼)是指位于飞机旋转方向一边的机翼(半翼)。左螺旋时,左机翼叫内翼,右螺旋时右机翼叫内翼。

杆舵逆螺旋方向偏动,是指向飞机旋转反方向蹬舵(飞机旋转方向一边的脚蹬向后),向外翼一边,即旋转反方向一边压杆和向减小迎角(绝对值)方向推(或拉)杆。旋转反方向是指与飞机旋转方向相反的一边:右螺旋时是指左边,反之左螺旋时是指右边。与旋转方向相反一边的机翼叫外翼。右螺旋时左翼为外翼,左螺旋时右翼为外翼。

换句话说,(无论是正螺旋还是反螺旋),杆舵顺螺旋偏动意味着:

- 1) 右螺旋: 蹬右舵,向机身右侧压杆。正螺旋时拉杆,反螺旋时推杆;
- 2) 左螺旋: 蹬左舵,向机身左侧压杆。正螺旋时也是拉杆,反螺旋时推杆。

无论是正螺旋还是反螺旋,杆舵逆螺旋方向偏动意味着:

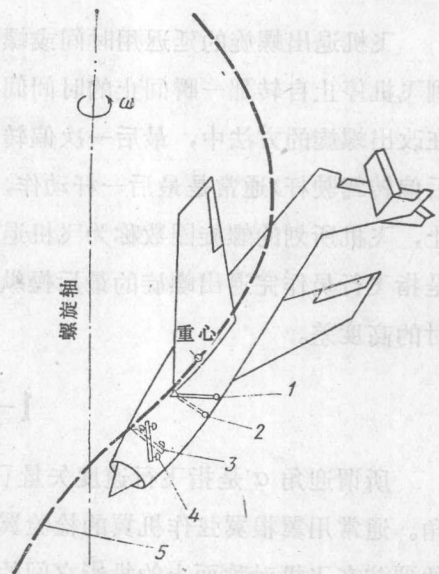
- 1) 右螺旋: 蹬左舵,向机身左侧压杆,正螺旋推杆,反螺旋拉杆;
- 2) 左螺旋: 蹬右舵,向机身右侧压杆,正螺旋推杆,反螺旋拉杆。

飞机舵面(升降舵和方向舵)无论顺螺旋方向偏转,还是逆螺旋方向偏转与对应杆舵的偏动相同。例如,升降舵顺螺旋方向偏转是指正螺旋时向上偏转(后拉驾驶杆),反螺旋时向下偏转(前推驾驶杆)。方向舵顺螺旋方向偏转是指右螺旋时向右偏转(蹬右舵),左螺旋时向左偏转(蹬左舵)(与正螺旋还是反螺旋无关)。升降舵向上是指升降舵后缘相对飞机来说向上移动(沿飞机立轴,从起落架向飞行员头部方向偏转),不管飞机与地面的相对位置如何。升降舵向下偏转是指与上述反方向偏转。偏转副翼的叫法与此相同。图 1-3 的示意图直观地给出,在右反螺旋中,舵面逆螺旋方向偏转,杆舵作纵向和方向操纵时,杆舵和舵面的位置。

横向压杆和操纵舵面只是在正螺旋时压杆方向和螺旋方向同名。反螺旋时则是另一种情况。副翼顺螺旋方向偏转如下:

1) 右螺旋: 正螺旋时右副翼向上(向飞机右侧压杆),反螺旋时向下(向飞机左侧压杆);

2) 左螺旋正好相反: 反螺旋时右副翼向上(向飞机右侧压杆),正螺旋时向下(向飞机左侧压杆)。副翼逆螺旋方向偏转如下:



- 1—驾驶杆逆螺旋偏转(拉杆)
- 2—驾驶杆中立(虚线)
- 3—脚蹬中立(虚线)
- 4—脚蹬逆螺旋偏转(左脚蹬向前)
- 5—飞机运动的轨迹

图 1-3 右反螺旋中,反螺旋方向偏转杆舵和舵面示意图

- 1) 右螺旋: 正螺旋时右副翼向下(向机身左侧压杆), 反螺旋时向上(向机身右侧压杆);
- 2) 左螺旋相反: 反螺旋时右副翼向下(向机身左侧压杆), 正螺旋时向上(向机身右侧压杆)。

图 1-4 给出正反螺旋时, 顺螺旋方向和逆螺旋方向压杆, 杆和副翼的位置。

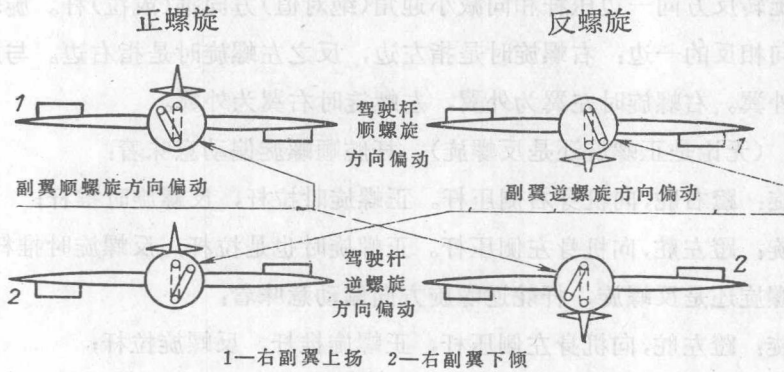


图 1-4 右正螺旋和右反螺旋中压杆时杆和舵面偏转示意图(从前面看飞机)

飞机退出螺旋的延迟用时间或螺旋圈数来表示。从作完改出螺旋的最后一个杆舵动作起, 到飞机停止自转那一瞬间止的时间间隔(用秒来表示), 称为退出螺旋延迟时间, 或简称延迟。在改出螺旋的方法中, 最后一次偏转的杆舵称为最后一杆或一舵。一般来说, 操纵升降舵(前后偏转驾驶杆)通常是最后一杆动作, 改出螺旋时, 从作完偏转最后一杆起到飞机停止自转为止, 飞机所划的螺旋圈数称为飞机退出螺旋的延迟圈数。改出螺旋的高度损失(所掉高度), 是指飞行员作完退出螺旋的最后操纵动作时, 飞机所在的高度与飞机退出螺旋转入水平飞行时的高度差。

1-3 运动特性

所谓迎角 α 是指飞行速度矢量 \vec{v} 和机翼检验翼弦在飞机对称面 x_1Oy_1 上的投影之间的夹角。通常用翼根翼弦作机翼的检验翼弦。所谓翼剖面迎角 $\alpha_{剖}$ 是指飞行速度矢量 \vec{v} 与该剖面的翼弦在飞机对称面上的投影之间的夹角。研究迎角的变化时必须注意到, 迎角的变化是由于飞机和速度矢量旋转的角度不同所造成的, 飞机的旋转是由于力矩的作用, 速度矢量的变化是由于力的作用。

所谓允许迎角 $\alpha_{允许}$ 是指在正常飞行中, 根据保证飞行安全的条件而选定的最大允许迎角, 因此在这个迎角下必须:

- 1) 保证飞机具有一定的操纵性和安定性(应保持驾驶杆的线位移对升力系数的导数 $X_{升}^C y = dX_{升}/dC_y$ 为负值, 并保持飞机的过载安定性等等);
- 2) 保证最大允许迎角离失速迎角有一定余量(一般不小于 3°);

3) 飞机不抖动(尤其不自振), 不发生有破坏结构强度危险或使飞机难于操纵的其他现象(不能很快消除的现象, 如飞机的自发振动);

4) 发动机工作不会失常(如发动机出现工作不稳定的征候), 不使动作系统和飞机设备出故障, 否则要求飞行员立即采取措施恢复其正常工作, 或者要求立即减小迎角;

5) 配备能预告飞行员达到允许迎角的可靠的信号装置, 以警告飞行员飞机快要失速, 或快要发生常用飞行状态所不允许的其他现象(为了预防发生这些现象, 才选定相应的 $\alpha_{允许}$ 值)。

所谓抖动迎角 $\alpha_{抖}$ 是指飞机开始出现警告性抖动时的迎角。所谓失速迎角 $\alpha_{失}$ 是指飞机开始失速时的迎角。所谓临界迎角 $\alpha_{临界}$ 就是飞机极限升力系数所对应的迎角(图 1-5)。图 1-5 上的星号表示负迎角时的飞行参数(其中包括倒飞参数), 绝对值超过临界迎角 $\alpha_{临界}$ 的飞机迎角称为超临界迎角 $\alpha_{超临界}$ 。绝对值小于失速迎角 $\alpha_{失}$ 的迎角称为亚临界迎角 $\alpha_{亚临界}$, 用不等式 $|\alpha_{允许}| < |\alpha_{亚临界}| < |\alpha_{临界}|$ 所确定的迎角称为近临界迎角 $\alpha_{近临界}$; 机翼上气流实际上不再继续分离时(气流分离区实际上已扩展到整个机翼表面, 气流完全分离)的超临界迎角称为气流完全分离迎角 $\alpha_{全离}$; 大迎角是指这样的迎角范围, 此时由于机翼气流分离的发生和发展使飞机在驾驶和动态上出现某种程度的特点。升力系数的相应数值可用表示迎角时所采用的类似注脚来表示(例如, $C_{y失}$ 表示失速升力系数)。

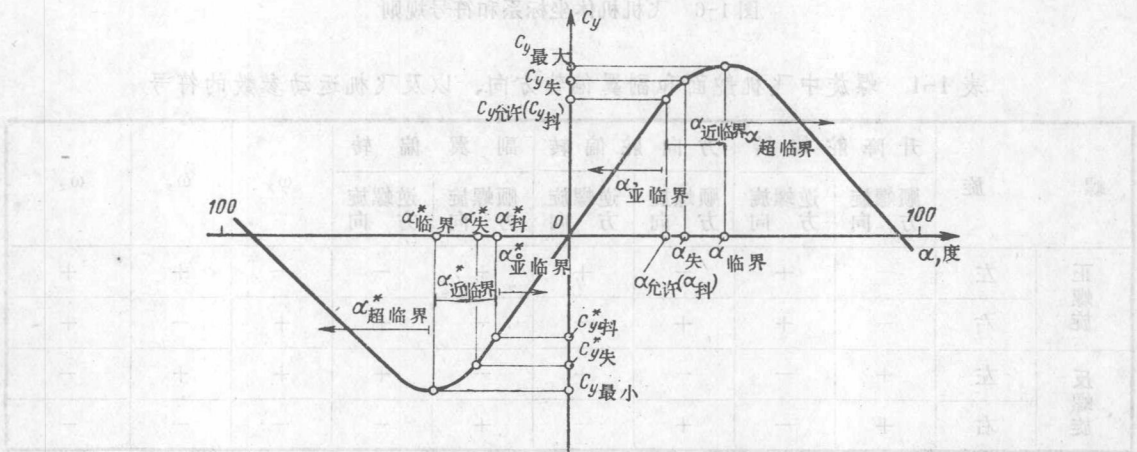


图 1-5 飞机升力系数对迎角的关系曲线

还有两个概念“侧滑飞行”与“无侧滑飞行”(“协调飞行”)。无侧滑飞行(协调飞行)时, 速度矢量在飞机对称面上; 侧滑飞行时, 速度矢量与飞机对称面有夹角。螺旋时, 侧滑分内侧滑和外侧滑。所谓内侧滑就是迎面气流从内翼一边流向飞机(内翼在前); 所谓外侧滑就是气流从外翼流向飞机(外翼在前)。飞行速度矢量 \vec{v} 与飞机对称面的夹角称为侧滑角。

飞机纵轴 Ox_1 与水平面夹角称为俯仰角 θ 。飞机对称面 $x_1 O y_1$ 与飞机纵轴 Ox_1 所在的铅垂面的夹角称为飞机坡度 ν 。飞行速度矢量 \vec{v} 与水平面的夹角称为航迹倾斜角 θ 。

螺旋中操纵机构偏转方向和角速度的符号与一般的符号规则(图 1-6)一致,列入表 1-1。

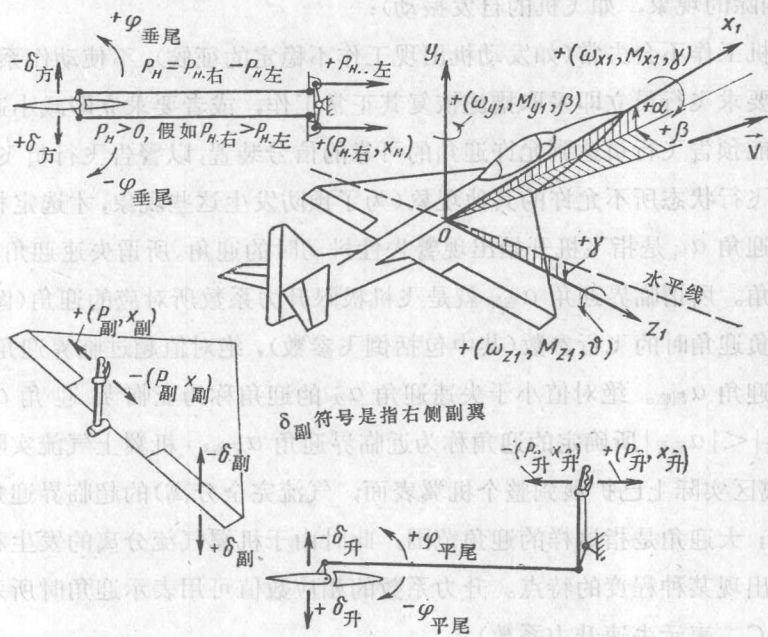


图 1-6 飞机机体坐标系和符号规则

表 1-1 螺旋中飞机舵面和副翼偏转方向、以及飞机运动参数的符号

螺	旋	升降舵偏转		方向舵偏转		副翼偏转		ω_x	ω_y	ω_z
		顺螺旋方向	逆螺旋方向	顺螺旋方向	逆螺旋方向	顺螺旋方向	逆螺旋方向			
正螺旋	左	-	+	-	+	+	-	-	+	+
	右	-	+	+	-	-	+	+	-	+
反螺旋	左	+	-	-	+	-	+	+	+	-
	右	+	-	+	-	+	-	-	-	-

1-4 速度的分类

最小允许速度 $V_{允许}$ 是指 $C_{y允许}$ 飞行状态时的稳定直线平飞速度。警告性抖动速度 $V_{抖}$ 是指当飞行员确实感到临近失速的自然的或人工的信息时的直线平飞速度。失速速度 $V_{失}$ 是指在 $C_{y失}$ 状态下, $n_y=1$ 的飞行速度; 最小速度 $V_{最小}$ 是最大升力系数 $C_{y最大}$ 状态下, $n_y=1$ 的飞行速度。螺旋速度 $V_{螺旋}$ 是指螺旋时飞机重心运动的速度; 最小失速速度 $V_{最小,失速}$ 是指 $C_{y全离}$ 状态下 $n_y=1$ 的飞行速度。

第二章 飞机的自转

2-1 产生自转的条件

自转是产生螺旋的原因。在无侧滑时，飞机的自转通常主要是由机翼引起的。在某些飞机上，尾翼和机身也可产生大的自转力矩。原则上，绕任何一个物体出现非对称流动时都会产生自转力矩，即可能产生螺旋(如大家知道的直升机螺旋，人在离开飞机以后自由降落的情形等等)。

正如B.C.培什诺夫所指出的，由于物体与空气介质相互作用，物体向一个方向转动，使气流向另一方向转动，而其总动量矩不变时，便会产生自转。旋转体不把空气吸附在身后，而是使它向反方向旋转，这是一种反常现象，其本质目前还未揭开，大概主要是由于摩擦力的影响。

2-1-1. 绕飞机纵轴旋转

我们首先分析机翼自转的物理本质及其产生条件。为了比较清楚起见，我们从无侧滑时，机翼只受法向力作用而产生的简单旋转形式开始分析。

如果受某种短时间的的外来干扰影响，或在副翼偏转的作用下，飞机绕自身的纵轴 Ox_1 旋转，那么各个翼剖面的迎角是各不相同的，也都不同于翼根剖面的迎角 $\alpha_{根}$ 。飞机绕纵轴 Ox_1 旋转使所有翼剖面(翼根剖面除外)产生与旋转角速度 ω_{x1} 和该翼剖面离开旋转轴的距离 Z 成

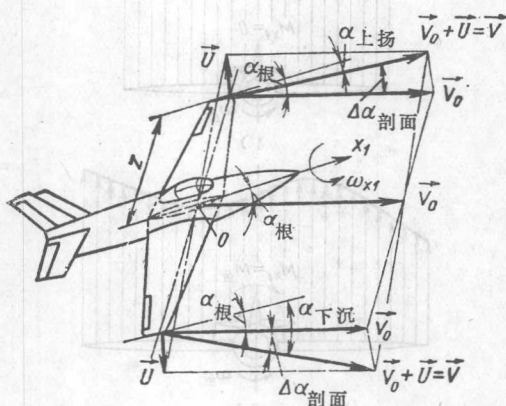


图 2-1 机翼绕飞机纵轴旋转(向右翼旋转)时，翼剖面迎角的变化图

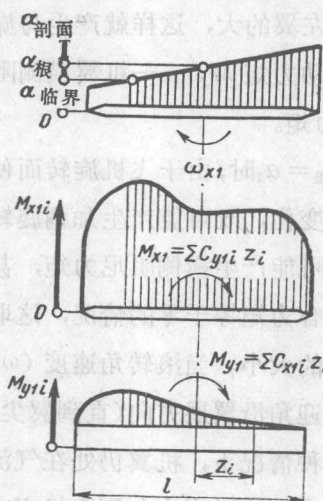


图 2-2 旋转机翼 α 剖面、滚转力矩 M_{x1} 和偏转力矩 M_{y1} 沿翼展方向的分布