

第 1 章 人的因素

1.1 介绍

人的因素包含的范围较广，通过研究人、飞机和环境三者之间的关系来提高人的能力从而降低飞行过程中发生错误的机率。随着科学技术的快速发展，飞机的安全性不断得到提升，机械故障在逐渐减少，但由人的因素引发的事故发生率却在递增。在所调查的事故中，与人的因素方面有关的事故占到了总数的 80% 以上。如果飞行员能够加强对人的因素的认识和了解，就可以更好地准备飞行计划并更加安全、无事故地完成飞行。

在仪表气象条件（IMC）下飞行可能会使人体的感觉器官产生错觉。作为一个合格的飞行员，需要去认识并有效地纠正这些错觉。在仪表飞行中，要求飞行员利用所有可用的资源来进行决策。

本章涉及到的人的因素主要包括用来定向的感觉系统、飞行中的错觉、生理和心理因素、身体因素、航空决策和机组资源管理（CRM）。

1.2 定向感觉系统

定向是指飞行员能够清楚地认识到飞机的位置以及自己相对于一个特定参考点的位置。失定向是指不能定向，空间失定向专指不能确定相对于空间或其它物体的位置。

定向通过三个方面的人体感觉器官来实现：眼睛、前庭器官和本体感受。眼睛维持视觉定位。内耳的运动感觉系统维持前庭器官的定向。人体的皮肤、关节和肌肉神经维持本体感受定向。身体健康的人处于自然环境中时，这三个系统工作良好。但当飞行过程中产生的各种力作用在人体时，这些感官系统就会提供相应的误导信息，就是这些误导信息造成了飞行员失去定向。

1.2.1 眼睛

所有感官中，视觉在提供信息保持飞行安全方面占据了最为重要的位置。尽管人的眼睛在白天视觉最佳，但在非常暗的环境中，也是能看到东西的。白天，眼睛使用被称为视锥细胞的感受器，在夜间的时候，我们的视觉通过视杆细胞（视网膜里对昏暗的光线可作出反应的细胞）来工作。两者均根据他们感应到的照明环境来提供最佳的视觉。换句话说，视锥细胞在夜间是无效的，而视杆细胞在白天也是无效的。

眼睛还存在两个盲点。白天盲点位于感光的视网膜上，视神经光束从这里通过（将信息由眼睛传到大脑）。此处没有光感受器，也无法产生信息传输到大脑。夜间由于视锥细胞大量集中，密集排列在中心凹周围，人的视觉中心会形成一个盲点。由于该区域没有杆状细胞，视锥细胞在夜间表现不佳，因此夜间直视某一物体时会看不到该物体。因此，夜间飞行中，越障或者巡视查看周围环境时最好带有一定角度来观察物体，避免直视。

大脑根据物体的颜色、颜色的对比并参考周围物体来处理视觉信息。『图 1-1』展示了视觉信息的过程。大脑通过很多相关信息包括物体周围的环境来确定物体的颜色。在下图中，位于立方体阴影区域的橙色的正方形实际上和立方体顶部中央位置的褐色正方形的颜色是一样的。

将橙色方形与周围环境隔离开来，你会发现它实际是褐色的。很明显，在现实环境中，处理视觉信号也会受到周围环境的影响。在复杂地形中识别机场或者在轻度薄雾条件下识别另一架飞机时会出现此类问题，因此应提高警惕。

『图 1-2』介绍了感知方面的问题。两个桌子长短相同。人眼很容易就物体的大小产生错觉，包括长短。通常在飞行员眼中，一条跑道在平地上要比在不平坦地形上要宽，这是由于固有思维模式造成的。

1.2.1.1 明暗交替中的视觉

光暗的情况下，眼中所见的航图以及飞行仪表可能会不可靠，除非驾驶舱灯光充足。在黑暗中，视觉对光会更加敏感。这个过程被称作暗适应。虽然在完全黑暗的条件下，完全的暗适应至少需要 30 分钟，但是在暗红色驾驶舱灯光条件下，飞行员可以在 20 分钟内达到中等程度的暗适应。

红光会严重破坏一些颜色视觉（过滤了红色光谱），尤其在飞机内识读航图时，眼睛会很难把视线集中在航图上。

因此飞行员应该在需要最佳外界夜视环境时使用红光。需要查阅地图或读取仪表时，可使用暗淡的白色驾驶舱灯光，尤其是在 IMC 条件下。

在看到强光时，任何程度的暗适应都会在几秒内消失，因此在夜视条件下使用灯光时，飞行员应该闭上一只眼睛来保持该眼对暗光的感受性。对于夜间在闪电附近飞行时，应打开驾驶舱灯光，以避免由于突然出现的强光影响夜间视力，出现暂时失明。座舱压力高度高于 5000 英尺，吸烟摄入一氧化碳，饮食中缺乏维生素 A 或长时间暴露在强烈的太阳光下都会引起暗适应能力的减退。

在目视气象条件（VMC）下飞行，飞行员主要依靠眼睛提供准确可靠的信息来完成定

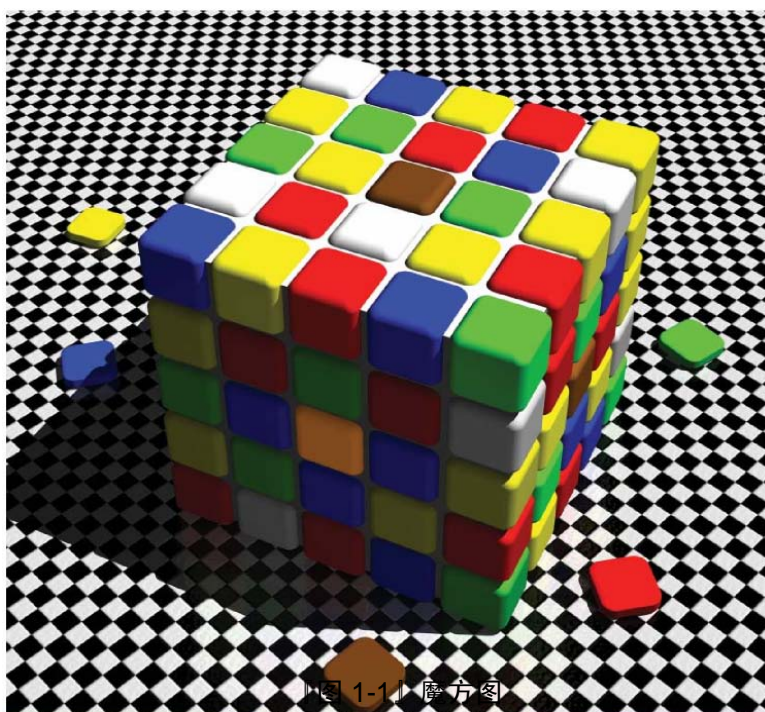


图 1-1 魔方图

图 1-1 魔方图

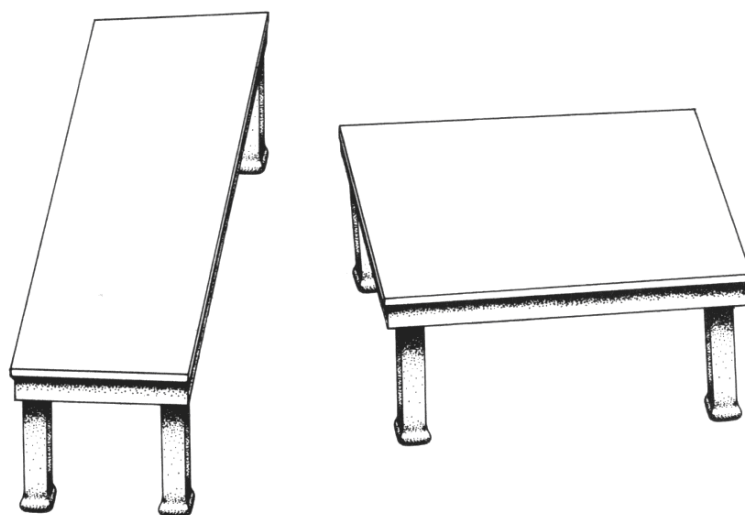


图 1-2 Sheard 的桌子

向。通常视觉线索可以防止来自于其它感知系统的错觉。当不存在这些视觉线索时，比如在 IMC 条件下飞行，这些错觉会使飞行员迅速失定向。

纠正这些错觉的一条有效途径就是认识 and 了解这些错觉，摆脱这些错觉的干扰，相信飞行仪表并用眼睛来确定飞机的姿态。飞行员必须清楚地认识到问题所在，并掌握仅使用仪表指示来操纵飞机的技能。

1.2.2 耳朵

内耳中有两个主要的部位用于定位，内耳的半规管与耳石器官。参见『图 1-3』半规管用来探测身体的角加速度而耳石器官用来探测线性加速度和重力。半规管包含三条管，这三条管互成直角，每一个代表一个轴：俯仰，横滚以及偏航，如『图 1-4』中所示。管道中充满被称为内淋巴的液体。管道中央为终帽，它是一种凝胶结构，被感觉纤毛包围，位于前庭神经的末梢。正是由于这些纤毛在液体中的移动才使人感觉到运动。每个人两只耳朵里各有一颗耳石，承担着感受头部空间位置变化的任务。当人体摆动头部的时候，耳石可以告知大脑一个位置信息。耳石是一种碳酸钙结晶。耳石的大小只有 20-30 微米，这些灰色的微细碳酸性物质，黏附在内耳中的前庭内，主要功能是让人体感应直线加速度。

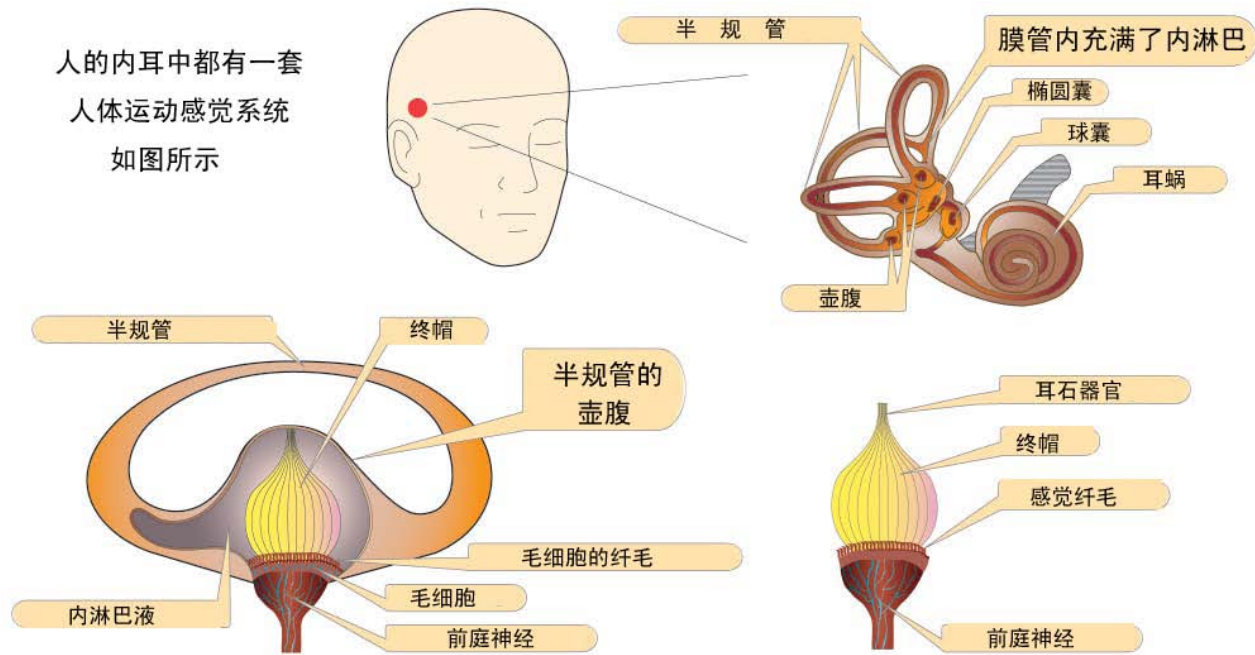


图 1-3 内耳定位

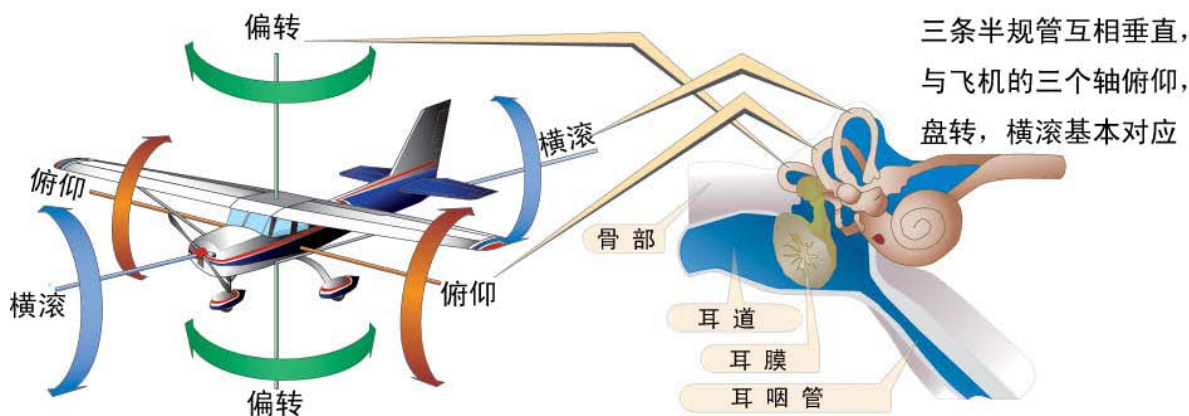


图 1-4 角加速度和半规管

由于液体与管道壁之间的摩擦力，耳朵管道中的内淋巴液需要 15 到 20 秒的时间来达到与管道相同的移动速度。

下面以转弯过程为例来说明其中的原理。首先飞机进行平直飞行时，飞机没有加速度，纤毛直立，身体没有感应到转弯。因此毛细胞的位置与实际感觉相符。

飞机开始转弯时，半规管以及内淋巴液随之开始移动，半规管中的液体逐渐落在加速的半规管旋转速度之后。『图 1-5』这种速度的差异使管道中的液体开始了相对运动。半规管与毛细胞上覆盖的胶质物质与内淋巴液开始以相反的方向移动。

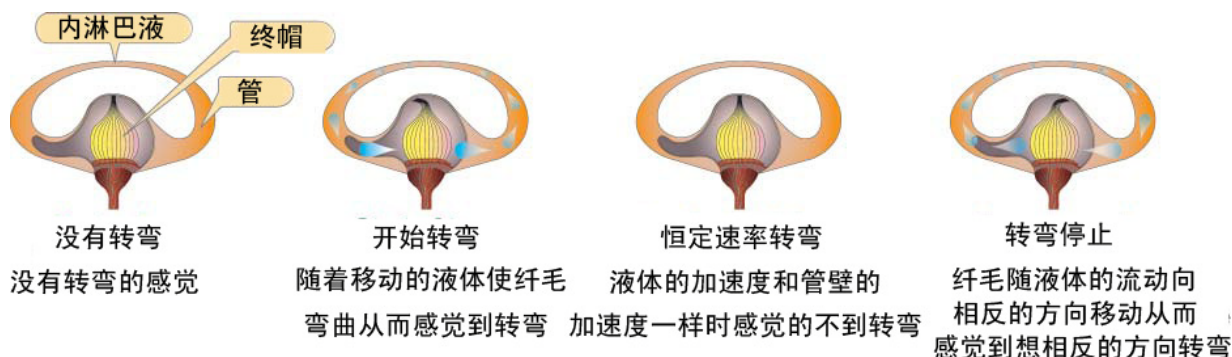


图 1-5 角加速度

纤毛开始以与半规管相同的方向进行转弯。此时大脑接收到相关的信号。从而人体得以正确地感应到正在进行的转弯过程。如果接下来的几秒或更长时间内，继续以恒定速率进行转弯，管道内的内淋巴液的移动速度最终会与半规管的旋转速度相同。

如果纤毛不再弯曲，大脑会错误地认为转弯已经停止。因此长时间以恒定速率进行转弯时，不管方向如何纤毛细胞的位置以及由此所产生的错觉都会使飞行员感知不到飞机的运动，从而产生飞机没有转弯的错觉。

当飞机回到直线平飞状态，管道中的内淋巴液暂时以相反方向进行移动。这样大脑根据接受到的信号，错误地认为飞机在向相反方向转弯。飞行员可能会为了修正这种错觉，重新开始转弯，这样可能会将飞机置于失去控制的状态。

耳石器官以相同的方式来探测线性加速度以及重力。与半规管充满内淋巴液不同的是，一层胶质膜，包含类似粉笔成分的结晶体，覆盖着感觉纤毛。当飞行员偏转头部时，感觉纤毛探测到的该偏转，再加上重力作用，这些结晶体的重量使胶质膜开始移动。大脑也随之确定垂直方向上感应到的新位置。加速以及减速都会造成胶质膜以相似的方式进行移动。向前的加速度会造成头部向后仰的错觉。『图 1-6』因此，在起飞以及加速过程中飞行员可能会感觉爬升幅度比正常幅度要大，从而可能采取相应的动作使机头向下。

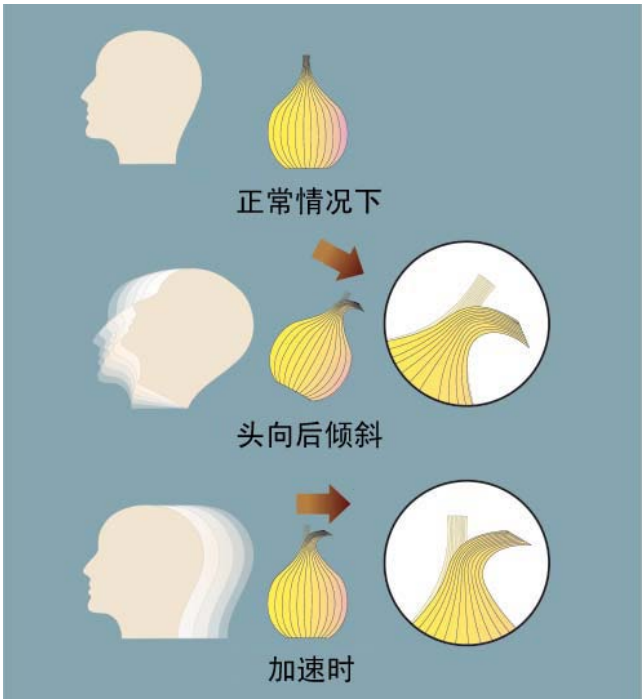


图 1-6 线性加速

1.2.3 神经

神经位于人体皮肤、肌肉以及关节处，持续向大脑发出人体在重力作用下的位置信号。通过这些信号，飞行员可以获得其当前的位置。当飞行员被向后推至座位上时，此时感觉到的是加速度。转弯时产生的力会使飞行员对重力的真实方向产生错觉，从而使飞行员在确定向上的方向时产生错误的判断。

非协调的转弯，尤其在爬升转弯时，可能会将错误的信号发送至大脑。刹车以及侧滑都会造成倾斜或者转弯的错觉。同样紊流造成的飞机的运动也使飞行员大脑接受的信息产生混乱。飞行员需要清醒地认识到疲劳或者疾病都会使这些感觉加剧，最终可能会导致失能。

1.3 错觉导致空间失定向

导致空间失定向的大多数错觉都是由前庭系统造成的。当然，目视错觉也可能造成空间失定向。

1.3.1 前庭错觉

1.3.1.1 倾斜

飞机处于带有坡度的姿态时我们称之为倾斜。以向左压坡度为例，此时半规管正在进行“横滚”运动。如果进入转弯的过程较平缓，管道内的内淋巴液运动相对于实际运动可能会滞后。『图 1-5』如果飞行员突然对该姿态进行修正，内淋巴液会向相反方向开始运动，从而飞行员会产生错觉，错误地认为飞机正在向右滚转。失定向的飞行员会错误地使飞机横滚，回到原始向左偏转姿态，或者即使保持平飞，也会认为自己是倾斜的，直到这种错觉消失为止。

1.3.1.2 科里奥利错觉

飞行员进行长时间转弯过程中,当耳朵半规管内的内淋巴液的流动速度与半规管旋转速度相同时,会产生科里奥利错觉。当头部与身体在不同的平面上,即绕不同的轴移动时,例如注视驾驶舱不同位置的物体时,可能会导致内淋巴液开始流动并产生错觉,飞行员会感觉飞机正在转弯或者在完全不同的轴上加速运动。这样会使飞行员错误地认为飞机正在进行某项机动,而实际上却没有。失定向的飞行员可能会为了修正这种对飞机姿态的错觉而实施某些操作,从而将飞机进入较危险的状态。

鉴于此,飞行员应该以最小的头部移动幅度来对仪表进行交叉检查或扫视。在驾驶舱内,如果航图或者其他东西掉落,低头或弯腰时,不要过快地移动头部,务必以最小的头部移动幅度来找寻,以防止出现科里奥利错觉。

1.3.1.3 死亡盘旋

在之前的图中曾经讲到,如果飞行员长时间以固定速率进行协调转弯时会产生错觉,感觉不到飞机正在进行转弯。而在恢复平飞的过程中,飞行员会感觉到飞机在向相反方向转弯。定位存在障碍的飞行员会错误地将飞机调整到原始转弯方向。除非飞行员对升力进行补偿,否则飞机在转弯时会有掉高度的趋势,飞行员可能会注意到这种高度损失。然而飞行员产生的错觉使他感觉不到转弯,认为飞机正在平飞下降。飞行员可能会向后拉操纵杆以试图进行爬升或停止下降。

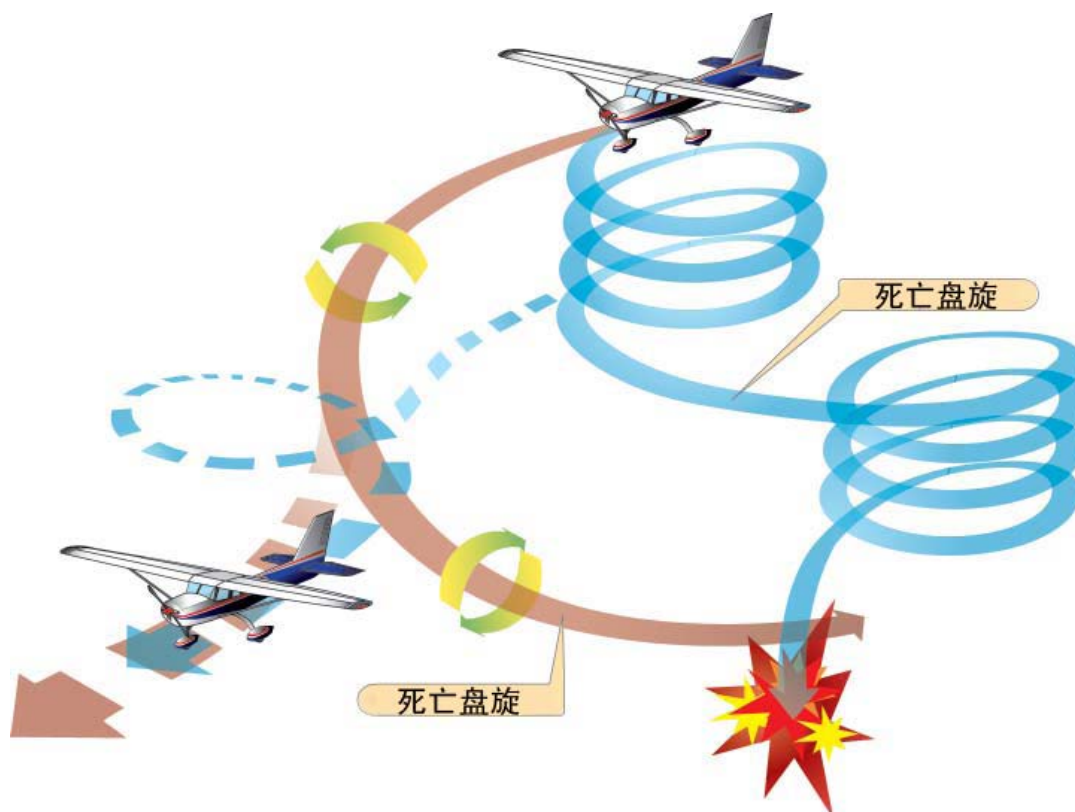


图 1-7 死亡盘旋

该动作会使飞机盘旋加剧,并加快掉高度。因此,这种错觉产生的盘旋被称作死亡盘旋。『图 1-7』在某些情况下,这可能会导致飞行员对飞机失去控制。

1.3.1.4 躯体重力错觉

突然的加速度，例如在起飞过程中突然加速，会刺激耳石器官以与头部相同的方向向后倾斜。该动作会产生躯体重力错觉，感觉飞机处于机头向上的姿态，尤其在有良好的目视参照物的条件下会更加明显。失定向的飞行员可能会向前推驾驶杆，向下调整机头或使飞机处于俯冲姿态。突然收油门造成的突然减速可能会产生与之相反的效应，失定向的飞行员会拉起飞机，使机头向上，甚至使飞机处于失速姿态。

1.3.1.5 倒置错觉

突然从爬升改到平直飞行状态可能会刺激耳石器官，足可以产生飞机要向后翻筋斗或倒置的错觉。失定向的飞行员可能会突然向前推杆，使飞机处于机头向下的姿态，而突然压低机头的操作可能加剧倒置错觉。

1.3.1.6 升降舵错觉

突然向上的垂直加速度，如出现上升气流时，会刺激耳石器官产生飞机正在爬升的错觉。我们把它称之为升降舵错觉。失定向的飞行员可能会向前推杆，使飞机处于机头向下的姿态。突然向下的垂直加速度经常出现在下降气流中，造成的效应与上述上升气流相反，失定向的飞行员会拉起飞机，使机头处于向上的姿态。

1.3.2 视性错觉

由于飞行员飞行过程中主要依靠眼睛来获得准确的信息，因此视觉错觉对安全飞行的危害最为严重。虚假天地线以及自主运动，这两种会导致飞行员空间失定向的错觉都是仅与视觉系统有关。

1.3.2.1 虚假天地线

在对飞机与实际天地线进行校准时，倾斜的云堤上，模糊不清的自然天地线、北极光、相对昏暗的情景下把地面灯光与星星混同，以及某些地面灯光的几何图样可能会提供不准确的视觉信息，或者虚假的天地线。失定向的飞行员可能会使飞机处于很危险的姿态。

1.3.2.2 自主运动错觉

在黑暗背景中，如果你盯住某一固定灯光，一段时间以后，这个静止的光点会显得开始自己运动起来。失定向的飞行员试图根据该灯光的虚假运动来给飞机定位，那么飞行员可能会对飞机失去控制。这种错觉称为自主运动错觉。

1.4 姿势因素

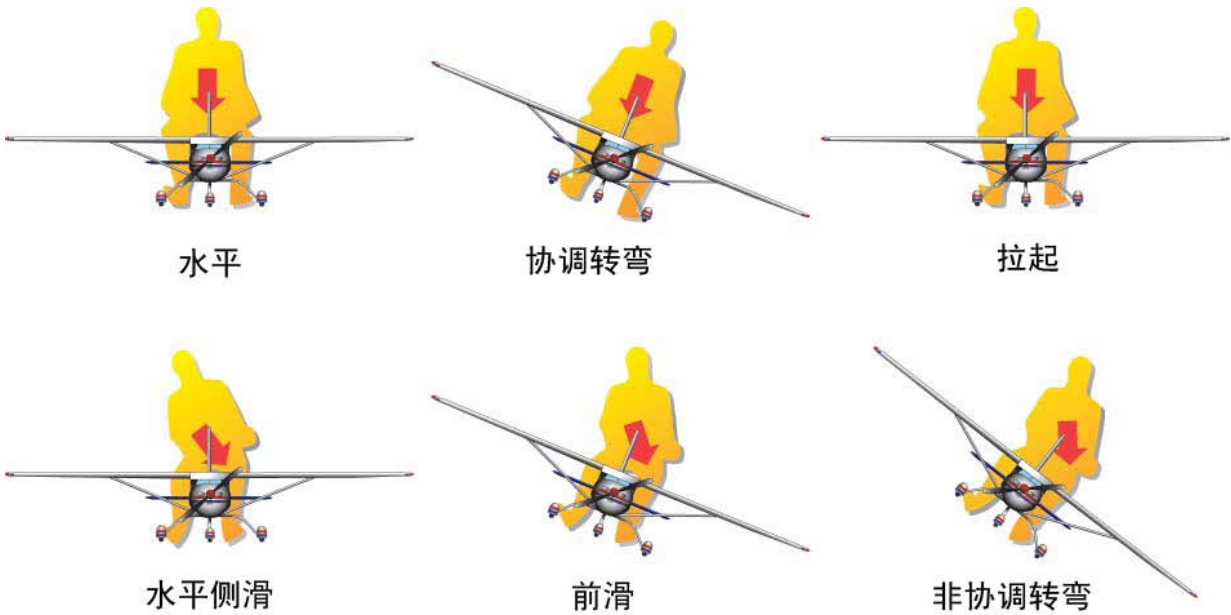
姿势系统由皮肤、关节以及肌肉向大脑发出信号，大脑根据正常的地球引力关系对这些信号进行解读。这些信号决定了人体的姿势。而人体的每一个动作又恒定地反馈给大脑，用以更新人体姿势的信息。传统的飞行在很大程度上需要依赖这些信号。再加上目视信号以及前庭信号，这样飞行员就可以获得可靠的感官信息。但是在特定的飞行环境中，各种力都作用在人体上，如果加速度的力对人体的影响超过了重力，许多错觉就有可能发生。『图 1-8』

这些情况包括非协调转弯、爬升转弯以及出现紊流时。

1.5 空间失定向的演示

学员可以通过大量的操纵飞机的动作来进行试验，对失定向进行研究。通常每一个机动动作都会产生一个特定的错觉，而出现的任何错觉都是对失定向有效的演示。即使学员在上述操作中没有任何感觉，这种感觉缺失也是一种有效的对失定向的演示，即无法感知到飞机的坡度或横滚。在飞行过程中演示这些机动有如下几个目的：

- 1. 让学员可以清楚地认识到人体系统对空间失定向的感受灵敏度。
- 2. 让学员发现基于人体感觉系统对飞机姿态做出的判断经常是错误的。
- 3. 让学员认识到飞机动作，头部动作，以及因此发生的失定向三者之间的关系，从而减少失定向的发生机率以及程度。
- 4. 学员可以通过这些操作对飞行仪表树立信心，从而依靠仪表来对飞机的真实姿态进行判定。



飞机转弯时的外滑、侧滑以及非协调转弯时飞行员在座位上会感觉到自己受到向一侧的力。

图 1-8 地心引力的错觉

学员在低高度飞行时，或者没有教员、没有能保证安全的飞行员陪同时，不要尝试这些机动动作。

1.5.1 加速时产生爬升错觉

学员将眼睛闭上，教员以进近空速做直线平飞，然后在保持直线平飞姿态的同时加速飞行。在没有目视参照物的情况下，该操作中容易使学员出现飞机正在进行爬升的错觉。

1.5.2 转弯时产生爬升错觉

学员仍将眼睛闭上，飞机保持直线平飞姿态。教员以相对缓慢的动作进入一个非常协调的转弯，以 1.5 倍重力加速度（约 50°坡度）进行 90°转弯。转弯过程中，由于没有外界目

视参照物，并且在轻度正 G 作用的影响下，学员通常会产生错觉认为飞机正在爬升。一旦感觉到爬升，学员应该立即睁开眼睛，从而发现缓慢进入的协调转弯带给人体的感觉与爬升是一样的。

1.5.3 转弯时产生俯冲错觉

学员闭上眼睛，教员重复之前的程序，在转弯进行到约一半的时候执行改出。这时学员通常会产生飞机正在俯冲的错觉。

1.5.4 倾斜错觉

保持直线平飞姿态，学员闭上眼睛，教员在保持机翼水平的条件下，执行一个中度或轻度的左侧滑。这种情况通常会使学员产生错觉认为身体正在向右倾斜。

1.5.5 反旋转错觉

这种错觉可以在三个运动平面中的任意一个上进行演示。飞机保持直线平飞姿态时，学员闭上眼睛，教员柔和并果断地开始压盘使飞机形成足够坡度，同时保持航向及俯仰姿态。这时学员会产生一种强烈的错觉认为飞机在向相反的方向转动。注意到这种感觉之后，学员睁开眼睛会发现飞机保持在带坡度的姿态。

1.5.6 俯冲/横滚错觉

俯冲/横滚错觉会使飞行员产生非常严重的空间失定向。以直线平飞姿态飞行时，学员保持正常坐姿，将眼睛闭上或者低头注视地板。教员开始进行一个果断的协调转弯，坡度为 30°或 40°。在此过程中，学员向前倾斜头部，向右或向左看。然后立即将头部返回到垂直位置。

教员应该安排好该机动的时间，以便当学员将头部回到竖直位置时停止横滚。此时，学员通常会产生强烈的空间失定向，认为飞机正在向横滚方向下坠。

在上述这些机动的描述中，通常是由教员对飞机进行操纵，但是让学员来操纵飞机也会是一个很有效的演示。学员可以闭上眼睛并将头部向一侧倾斜，此时教员要告诉学员应该进行哪些操作。然后在保持闭上眼睛、头部倾斜的条件下，学员开始尝试控制飞机，建立正确的姿态。很明显学员并不知道飞机的实际姿态，他将完全按照自己的感觉做出反应。经过短时间以后，学员会失去定向，这时教员应该告诉学员向上看，恢复正常视线。通过这个训练，学员在操纵飞机的过程中可以清楚地体验到失定向。

1.6 如何应对空间失定向

为了预防飞行中出现错觉并防止由此可能造成的潜在危险，飞行员可以：

1. 使用相关的训练设备，例如旋转椅、错觉训练机或者空间失定向虚拟演示器来认识和感受空间失定向错觉。熟知各类错觉的成因并时刻保持警惕。
2. 飞行员起飞前应获取并完全理解气象信息。
3. 要进行相关的训练，熟练地掌握参考仪表飞行技能。这样才能在边缘目视气象条件（小于 5 公里），或者目视天地线不可靠的情况下，保持好飞机状态，例如在夜间飞过一片开阔的水域。
4. 除非可以熟练地使用仪表，否则在恶劣的天气条件下不要继续飞行，比如有薄雾或

者黑暗的条件下。如果需要在夜间进行飞行，则需要具备夜航条件下熟练操作飞机的能力，同时还要熟悉本场和各个转场机场的操作。

5. 当外界存在目视参照物时，要保证这些参照物的可靠性。通常这些参照物应该是地球表面固定的参照点。

6. 避免头部突然转动，尤其在起飞、转弯以及进近着陆过程中。

7. 飞行员可以通过自身的调整为低能见度飞行做好充分准备。即保证适当的休息、足够的饮食，并且如果在夜间飞行时，要考虑到夜间适应。需要引起飞行员注意的是，疾病、药物、酒精、疲劳、睡眠不足以及轻度缺氧都会使空间失定向更加严重。

8. 总之最重要的是飞行员能够熟练使用飞行仪表并且相信仪表提供的信息。依靠仪表来进行飞行，克服本体错觉所造成的影响。

仪表飞行状态下这些本体感觉都有可能产生错觉，这些都是正常的。虽然我们不能完全杜绝这些本体错觉的出现，但是可以通过训练使飞行员对此有更清楚的认识，并且在飞行过程中完全依靠仪表，控制错觉对自身的影响。随着飞行员不断提高在仪表条件下飞行的熟练程度，这些本体错觉以及由这些错觉所造成的影响都会越来越小。

1.7 视性错觉

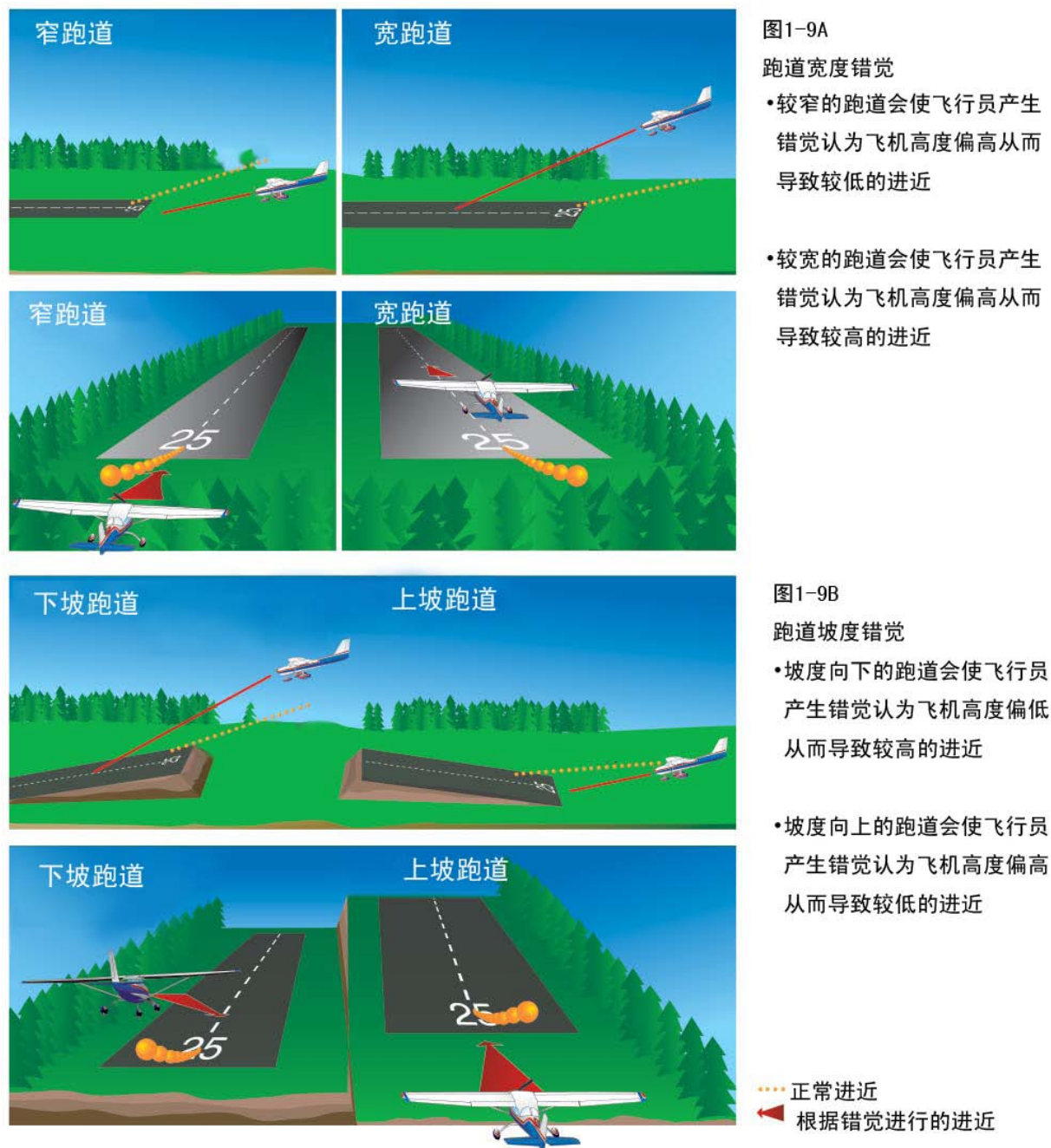


图 1-9 跑道宽度和坡度的错觉

在所有的感官中，视觉对于安全飞行是最重要的。但是，多样的地形特征以及大气状况都会让人产生视性错觉。这些错觉主要发生在着陆时。在最后仪表进近阶段，了解驾驶舱的外部状况时，飞行员必须要完成从依靠仪表到依靠视觉线索来进行着陆的过渡。了解这些视性错觉的潜在危害，并采取相应的修正措施对于飞行员至关重要。视性错觉经常会导致着陆误差，常见的视性错觉主要有以下几种：

1.7.1 跑道宽度错觉

比常规偏窄的跑道会使飞行员产生错觉，认为飞机进场高度比实际高度要高，尤其当跑道长宽比例近似时。『图 1-9A』没有识别出这种错觉的飞行员，以偏低的高度进近，在进近航路上会有撞击障碍物的危险或者过早接地。比常规偏宽的跑道会有相反的效应，较高高度改平会造成飞机着陆困难或者冲出跑道。

1.7.2 跑道和地形坡度错觉

向上带坡度的跑道或地形，会使飞行员产生错觉认为飞机高度过高。『图 1-9B』如果飞行员没有认识到这种错觉，就会以较低的进近高度来进场。向下带坡度的跑道或者向下带坡度的进近地形会产生相反的效果。

1.7.3 无特征地形错觉

当周围地形特征不明显，例如在进近时需跨越水域，在黑暗区域进近，或者由于白雪覆盖，使得地形特征不明显，这些都会使飞行员产生错觉，认为飞机比实际高度要高。这种错觉，有时被称为“黑洞效应”，导致飞行员进近高度低于预期值。

1.7.4 水折射

当风挡玻璃上有雨水时，天地线看起来要比实际的位置低，这使得飞行员产生错觉，以较低的高度进近。

1.7.5 薄雾

大气雾霾可能会让飞行员产生错觉认为飞机离跑道的距离较远，高度较高。因此飞行员的进近高度会偏低。相反在天空非常晴朗的情况下（高原机场，视线相当清楚的情况下）也会让飞行员产生错觉，认为他/她距离机场的距离比实际的要近很多，因此以较高的高度进近，可能会冲出跑道或复飞。风挡上的水微粒造成的光漫射也会严重影响飞行员对高度的判断，着陆时通常用来判断高度的灯光以及当地的地形特征，对飞行员来说会变得不太可靠。

1.7.6 雾

在雾中飞行可能会让飞行员产生错觉认为机头处于上仰姿态。在飞行员没有认识到这种错觉的情况下通常会造成进近的下降率突然增大。

1.7.7 地面灯光错觉

线形的灯光例如道路上的或者移动的火车上的灯光，可能会让飞行员误认为是跑道灯或进近灯光。

明亮的跑道以及进近灯光系统，尤其是在周围地形参考灯光较少的情况下，可能会让飞行员产生距离跑道过近的错觉。没有认识到这种错觉的飞行员通常会增加进近高度，造成进近高度偏高。

1.8 如何防止出现由视性错觉造成的着陆偏差

为了防止这些视性错觉及其造成的严重后果，飞行员可以：

1. 在飞向不熟悉的目的地机场时，在进近过程中，尤其在夜间或者天气条件非常恶劣

的条件下，要做好预防这些视性错觉的准备。参考机场图及机场使用细则，查询跑道坡度、地形以及灯光。

2. 要经常检查高度表，尤其是进近阶段，无论昼间还是夜间。
3. 如果可能的话，在不熟悉的目的地机场着陆之前可以进行目视检查
4. 如果在目视进近坡度指示器（VASI）或者精密进近航路指示器（PAPI）系统可用的情况下，飞行员应该利用它们作为目视参照，或者使用下滑道来进近。
5. 可以使用非精密仪表进近程序图上的目视下降点（VDP）。
6. 应明确若飞行过程中出现紧急状况或者其他影响到飞行正常程序的错觉时，进近过程中发生事故的机率可能会大大增加。
7. 熟练地掌握正常着陆程序。

1.9 生理和心理因素

在飞行过程中不管是生理还是心理因素都会对飞行员造成影响，有可能会危及飞行安全。这些因素包括压力、药物、酒精以及疲劳。任何一种因素单独存在或者多个同时出现时都会明显降低飞行员的决策能力和飞行操纵能力。

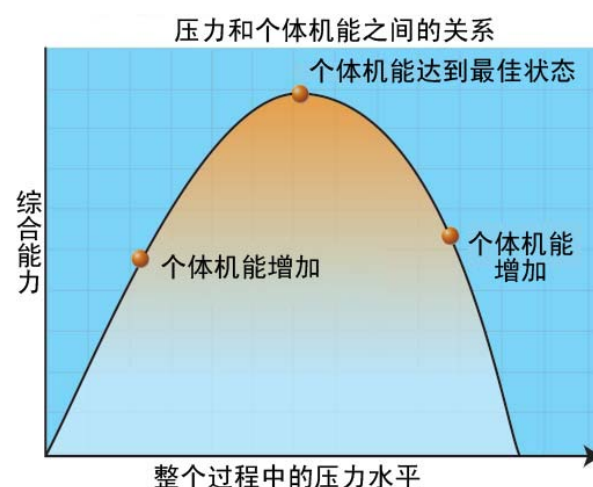
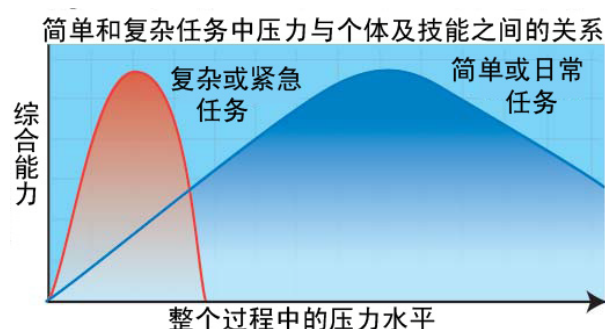
1.9.1 压力

压力用来描述人体对于施加于本体上的各种要求所做出的反应。这些要求可能是令人愉悦的，也可能会给人带来烦恼。对于飞行员来说造成这些压力的原因可能是飞行中出现意料之外的天气状况或者飞机出现了机械问题，也可能是与飞行无关的个人原因。压力是不可避免的，也是生活中必不可少的部分，它可以让人生活充满动力，让人在面对挑战的时候更加积极。压力造成的效应可以累积，并且每个人都有一个承受极限。基于个体与环境抗争的能力，这个极限被称作压力承受水平（或者通道容量）。

个体需要一定量的压力，这可以有效提高个人能力。但是压力过大时，尤其长时间压力过大会严重影响人的状态。压力刚刚出现时，个人能力会有一定程度的提高，但是能力水平达到最高点之后，如果压力水平超过承受能力，则个人能力会迅速降低。『图 1-10』

到达峰值这一点后，飞行员的能力开始下降，而且判断力也开始降低。相对于简单或者熟练程度较高的任务，复杂或者不熟悉的任务对于个人能力的要求会更高一些。因此，复杂或者不熟悉的任务会更容易让人遭受由于压力不断增加而带来的不利影响。『图 1-10』

压力过大通常会从以下三方面表示出来：（1）情绪（2）身体（3）行为。情绪征兆表现为过于自信、拒绝、怀疑、偏执、兴奋、不易平静或者具有攻击性。身体上的压力可能会导致易于疲劳，同时会引起行为能力明显降低，对批评非常敏感，好争辩，傲慢并且对人有敌意。飞行员需要了解并认识压力的表现形式。



生活中有很多技巧可以减轻自我压力或帮助别人来更好的处理这些压力所造成的影响。下面列出的所有技巧虽不能完全作为压力的解决办法,但是可以在一定程度上帮助飞行员来缓解压力:

1. 更好地了解什么是压力;
2. 做一个客观的自我评估。
3. 对问题的解决办法做一个系统的规划;
4. 保持一种可以缓解压力的健康生活方式;
5. 练习行为管理的技巧;
6. 建立并保持良好的支持网络。

图 1-10 压力与表现

良好的驾驶舱压力管理体系源于良好的生活压力管理。但生活中许多用于缓解压力的技巧可能在飞行中并不实用。因此当压力出现时,飞行员必须要身心放松地去理性面对和思考。以下检查单列出了驾驶舱压力管理的一些方法:

1. 避免飞行过程中注意力分散。
2. 适当减少驾驶舱工作量以减轻压力强度。营造一个可以轻松做出决策的良好的环境氛围。通常,起飞以及着陆阶段容易产生较强的压力。两个阶段之间飞行员操作活动较少,相应的也是压力较低的阶段。从巡航阶段到着陆阶段的过渡过程通常也是工作量较大的时候,如果不能做好安排,压力会明显增大。合理安排并将驾驶舱职责做好分工,给各项操作项目安排好顺序可以避免这些事情影响到飞行员的操纵能力,从而飞行员可以对出现的各种状况保持清醒的认识,从而更好地应对。
3. 出现问题时要保持冷静。如果时间不是特别紧迫,应遵循先分析再决断的原则:认真思考,方案比对,采取措施,事后评估。如果发生紧急状况,保持冷静并使用航空决策程序(ADM)来应对紧急状况。该程序以飞行员的训练和经验为基础,能对紧急状况做出迅速准确的反应。定期对紧急程序的操作进行训练,可以帮助飞行员在面对突发状况时减少压力。
4. 飞行员需要对飞机的正常操纵控制以及紧急程序的操作相当熟练。同时,保持飞行操作的熟练性以建立信心。
5. 了解并尊重个人的实际能力限制。研究表明,遇到结冰状况时,经验丰富的飞行员比没有经验的飞行员更容易抓住机会进行处理。对于飞行经历少,飞行经验不足的飞行员,遇到“可能会飞入结冰区”这类问题时,对于结冰的可能性和严重性的认识,没有实际经验做支撑,因此只能根据他们平时的训练以及最近所学的理论知识为基础来做出决策。经验丰富的飞行员可能会根据已有的知识以及丰富的飞行经验对当前的情况做出分析评估。由于飞行员之前已有解决此类问题的经验,再次面对该问题时会更容易面对。如果飞行员没有对所有主要因素进行评估,就主观地做出决定,跨过了很多思考的中间环节,这种决策很可能会发生错误。
6. 飞行过程中不要分散太多精力在小错误上,应在着陆之后再对其进行分析研究。
7. 如果飞行带来了过大的压力,飞行员可以申请暂停飞行或者寻求有效的帮助,将压力控制在可接受的范围内。

1.10 药物因素

每次飞行前飞行员都会根据自己的身体状况做出“飞或者不飞”的决定。飞行员在每次飞行前不仅仅只对飞机进行检查，还要对自我状况进行检查。飞行员应该就“我现在的状况可以通过体检吗？”提出问题，如果回答并不是“完全可以”，那么飞行员不要参加飞行。尤其在飞行员要执行 IMC（仪表气象条件下）飞行时。仪表飞行比目视气象条件下（VMC）飞行对飞行员的要求更为苛刻。对于保证仪表条件下的飞行安全，飞行员的个人能力处于更加重要的地位。

飞行员的不良身体状况以及因此服用的处方药物或非处方药物都会严重降低飞行员的综合能力。许多药物，例如镇静剂、镇定止痛药，强力止痛药以及止咳药都会严重影响飞行员的判断力、记忆力、警惕性、协调能力、视觉以及计算能力。另外，如抗组胺剂、降压药物、肌肉松弛剂以及治疗腹泻或运动病的针剂都会对人体有副作用，降低人体机能。任何药物，例如止痛镇静药、镇静剂或者抗组胺剂，都会对神经系统造成不利影响，使飞行员更容易受到缺氧的影响。

如果飞行员服用了任何可能会影响飞行安全的药物，则禁止其担任机组成员。除非已经通过局方批准，否则不管飞行员服用了何种药物，都不要担任机组成员。对药物副作用的相关问题都可以在飞行前咨询航医。

1.10.1 酒精

CCAR-91 部规定飞行员在饮用含酒精饮料后 8 小时内或酒精作用未完全消失时禁止担任机组成员。大量研究证明，酒精对飞行安全的危害相当严重。5 钱白酒、1 瓶啤酒或 2 两葡萄酒都足以降低飞行员对飞行操作的控制能力，使飞行员更容易发生失定向以及缺氧症。即使身体完全代谢了一定量的酒精，飞行员的身体机能在数小时内仍然处于受损状态。而且没有特别的方法可以加快酒精代谢或缓解醉酒状态。

1.10.2 疲劳

对于飞行安全来说，疲劳是最大的威胁之一。在飞行员发生严重错误之前，疲劳的表现可能并不是太明显。疲劳可以是急性（短期）的也可以是慢性（长期）的。

1.10.2.1 急性疲劳

日常生活的每一天都会发生急性疲劳，身体精神长时间紧张工作所造成的疲惫感为急性疲劳。具体包括：肌肉紧张、固定姿势不动、脑力负荷过大、高强度精神压力、生活单调以及睡眠不足。充足的休息、定期锻炼身体以及足够的营养可以防止急性疲劳。

通常情况下飞行员单独飞行时，只能靠自己完成对本体状况的评估，因此可能很难发现自己处于疲劳状态，不易发觉疲劳的表现形式。所以飞行员必须留意发生的一些小错误，这些可能是疲劳开始的征兆。

这些错误包括：

- ❖ 飞行前将东西放错位置；
- ❖ 将东西（笔，航图）遗忘在飞行计划准备室；
- ❖ 错过无线电呼叫；
- ❖ 不能准确回答或复诵呼叫；
- ❖ 调整频率不正确。

1.10.2.2 慢性疲劳

当没有充足的时间从频繁的急性疲劳中完全恢复时，就会发生慢性疲劳。慢性疲劳的根本原因并不是通常所认为的与休息时间有关，其起因可能更加复杂。因此，单纯依靠休息并不能真正消除慢性疲劳。

慢性疲劳需要从生理问题与心理问题两方面入手。心理问题，例如经济问题、家庭生活或者工作带来的压力都会影响休息质量。只有通过解决这些基本问题才能缓解慢性疲劳。如果不采取解决办法，身体机能会继续下降，判断力也随之降低，可能会发生危险。慢性疲劳的治疗需要一个长期而复杂的过程。除非提前做好充分准备，否则心理和生理两方面中的任何一种情况都会影响个人机体能力，严重的还会影响飞行员的判断力和决策力。

1.10.3 IMSAFE 检查单

飞行员应在飞行前使用 **IMSAFE** 检查单。在每次飞行前，按照下列清单上列出的项目进行一次快速检查，会帮助飞行员更好的进行自我评估。如果执行下列检查单时，有任何问题的回答为“是”的话，飞行员应考虑放弃本次飞行。

Illness 疾病

我有任何病症吗？

Medication 药物

我是否已经服用了任何处方药或非处方药？

Stress 压力

我是否在工作上有心理压力？我是否在金钱、健康或家庭方面有问题？

Alcohol 酒精

我是否在 8 小时内喝酒了？24 小时内？

Fatigue 疲劳

我是否处于疲劳状态，或者没有足够的休息？

Eating 饮食

我是否已食用了足够且适当的食物，可以使我在整个飞行过程中保持充足的体力？

1.11 风险的识别

在介绍如何识别风险之前，我们首先来看一下什么是风险。风险包括了当前的状况、事件、对象或者环境，它可能会导致或促成发生计划外或意料之外的事件。简单来说，风险就是发生危险的导火索。潜在风险可以通过大量内在或外在的现象进行识别。当多种因素同时出现时，可能会出现相应的征兆，进而可以识别出可能存在的风险，以下列情况为例：

1.11.1 状况 1

飞机在起飞后进入了云层，当飞行员调定了新航向，设置好预选高度和离场通讯频率时，突然听到一声爆炸声，使飞行员感到不安。

1.11.2 状况 2

飞行员新租来一架飞机，他此前从未驾驶过此类机型。由于发生延误，他需要在夜间飞行，并且还需要在仪表气象条件（**IMC**）条件下执行仪表飞行规则（**IFR**）。飞行中，无线电看上去工作状况不是很好，一直发出静电噪音，并且信号越来越弱。随着飞行的继续，防撞

灯停止了闪烁和旋转，并且灯光逐渐变暗。然而飞行员并不清楚问题的原因，因为发电机的警告灯昏暗，并且位于面板左下方，靠近飞行员的膝盖，不易发觉。

上述这两种状况代表了必须要进行处理的两种不同的风险。由于其中的各种因素都会对飞行安全造成影响，因此每种状况都带有一定程度的危险性。

1.11.3 危险性分析

危险性是风险对未来造成的影响，并且是不可消除或者不可控制的。很有可能会导致经济损失或对人体造成伤害。根据风险最终发生的可能性以及其后果的严重程度来对危险性进行分析。通过危险性分析对风险进行评估，从而确定最终造成的后果以及这种后果发生的突然性有多大。危险性分析应根据所允许的时间长短进行分析决策或凭直觉决策。

在第一种情况中，决策可能是凭直觉做出的：操纵飞机尽快安全着陆。由于直觉性决策是在飞行员所具备的知识以及飞行经验的基础上做出的，一个经验不足的飞行员在这种状况下可能会做出不正确的反应，从而导致错误的操作。为了避免做出不正确的决策，应该熟知应急程序中的记忆项目。在锻炼直觉性决策技巧的过程中，培训和指导老师都是非常关键的因素。

在第二种状况下，如果飞行员有机载手电筒，即使手电筒的灯光可能会降低夜视能力，也应该用它来照明。然后应对应答机编码做出相应的更改，并且进行盲发。此时飞行员需要清楚地知道自己现在的位置，尤其是在飞行员必须下降高度到目视气象条件（VMC）飞行的情况下。在每次离场前，做好飞行前计划并且对飞机所在位置保持清醒地认识，这样才能减小飞行员的压力，让飞行员感到轻松并获得可靠的飞行信息。

对于以上两种情况，必须要全面了解飞机中的各个系统，进行各种应急程序训练，这样才能对危险性做出正确分析，快速采取相应的措施，安全成功地解决飞行中出现的这些问题。

1.12 机组资源管理（CRM）和单人机组资源管理（SRM）

机组资源管理（CRM）以及单人机组资源管理（SRM）是指机组或者单个飞行员有效地利用所有可用资源的能力，以达到顺利完成飞行的目的。在通用航空中，最经常使用的是SRM，它注重单个飞行员的飞行操作。SRM综合了以下因素：

- ❖ □ 情境意识
- ❖ □ 驾驶舱资源管理
- ❖ □ 任务管理
- ❖ □ 航空决策（ADM）和风险管理

SRM指出，从以上这些资源中找出相应信息对于一个有效的决策是非常必要的。有时飞行员可能在必须向其他人寻求帮助时过分自信可以解决当前问题，而其实飞行员应该认识到向其他信息资源寻求帮助并提供相应的信息的重要性，从而在最准确恰当的信息的基础上做出最佳决策。一旦收集到所有相关信息并且做出航空决策后，飞行员应该对该决策需要采取的程序步骤进行评估。

1.13 处境意识

处境意识是对能够影响飞行的操作和环境因素准确的感知。它是基于机械装置、外部支持、飞行环境以及飞行员本身的一种逻辑分析。通过这种分析，飞行员会很清楚自己周围将

要发生什么。

1.14 驾驶舱资源管理

驾驶舱资源管理（CRM）是指有效利用所有可用资源，包括：人力，设备及信息。CRM 的关键在于沟通技巧、团队合作、任务分工以及决策制定。CRM 注重在机组环境中工作的飞行员，与其相关的因素及概念同样适用于单人制操作。

1.14.1 人力资源

人力资源是指与飞行安全相关的所有人员。这些人员包括（但不仅限于）：气象员、航线相关人员、机务维护人员、机组成员、飞行员以及交通管制员。飞行员需要有效地与这些人进行沟通。沟通有以下这几个关键部分：询问、支持、主张。

飞行员必须认识到，要想做出一个有效的决策，从以上这些资源中找到相应的信息是非常必要的。收集到必要的信息之后，飞行员的决策必须告知相关人员，例如交通管制员、机组成员以及乘客。飞行员有时应该向其他人寻求帮助，不要过分相信自己可以安全解决所有问题。

1.14.2 设备

很多现代飞机上都应用了自动飞行及导航系统这样的设备。这些自动系统将飞行员从大量日常飞行操作任务中解放出来，但与此同时也带来了一系列新的问题。这些自动化的设计试图从根本上降低飞行员的工作负荷，将飞行员从管理飞机的工作中解脱出来，但这样降低了飞行员的处境意识，使飞行员容易自满。飞行员需要对这些系统提供的信息进行持续监控，从而保证对环境有一个清醒的认识。飞行员应该完全理解所有系统提供的信息，以及对这些系统要进行的操作。对于飞行员来说，不仅掌握设备的功能，还要清楚设备的操作限制，这样才能保证更加有效安全地管理这些设备。

1.14.3 信息工作负荷

信息工作负荷以及自动系统，例如，自动驾驶仪，需要正确管理以保证飞行安全。在 IMC 条件下飞行，飞行员需要完成许多操作项目，这些操作对于安全飞行的重要程度各不相同。例如，当飞行员准备执行仪表进近进场时，需要再次检查进近图，使飞机准备好进近着陆，完成检查单，从自动终端信息服务频率（ATIS）或者空中交通管制（ATC）处获得相关信息，设置好无线电频率以及相关设备。

能够有效管理工作任务的飞行员可以在短时间内迅速完成这些操作，不会把工作往后拖，增加关键的进近阶段中的工作负荷。『图 1-11』中，进近过程中，安全裕度处在最低值。在最后一分钟如果常规操作仍然没有完成，飞行员在面对这些繁重的工作量时，压力会增大，导致个人能力急剧下降。

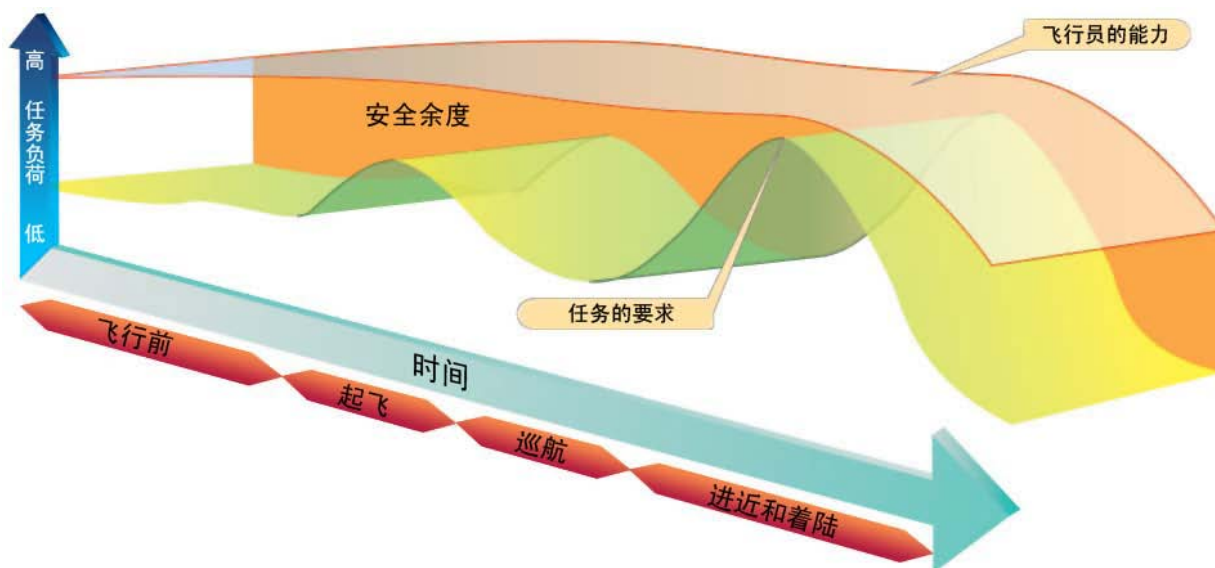


图 1-11 安全裕度

通过提前进行计划安排，飞行员可以有效地降低飞行关键阶段的工作负荷。如果在进入仪表进近的最后阶段时仍然没有做好准备，飞行员应该认清状况，放弃此次进近，在做好准备之后重新开始进近。有效的资源管理包括：能够识别出危险的状况和态度，通过决策制定的过程提高飞行员的判断力以及思维能力，对处境进行良好管理以保证 IFR 飞行的安全。

1.15 任务管理

人在处理信息方面的能力是有限的。一旦信息量超过飞行员的处理能力，不但不能解决问题，反而会影响其它操作的完成以及其他信息的接受。我们把这种现象称为信道容量，一旦达到这个容量值，只有两种办法：一种就是将不重要的任务暂时搁置，第二种办法就是执行所有任务，但不能保证每项任务都以最佳的水平来完成。正如一个电路面临超载时，要么减少用电量，要么就发生电路故障。

飞行员要对任务进行有效管理并且按重要性安排好执行顺序才能保证安全飞行。例如，一旦出现了某个仪表的灯光故障，就只盯着它看，忽略了其他东西。这种不必要的过度关注只会分散飞行员的注意力，使其反而不能照顾到其他更加重要的任务。通过提前进行计划安排，飞行员可以有效地降低飞行中关键阶段的工作负荷。

1.16 航空决策（ADM）

安全的飞行需要对三种完全独立的技巧进行有效整合。其中最重要的一项就是操纵飞机时使用驾驶杆和方向舵的基本技巧。其次，是对其他飞机系统进行熟练的操纵。最后一点，即做出航空决策（ADM）的技巧，这也非常重要。

航空决策（ADM）是一种系统化的思维处理过程，用以确保飞行员在给定的情况下可以采取相应的最佳处理方案。学习如何有效地进行航空决策是非常重要的。虽然现在飞行员

的训练方法、飞机设备和系统、航务服务这些方面都在向前发展，但事故仍然不断发生。尽管飞机设计方面已经进行了全面改进来使飞行更加安全，但始终有一个因素没有变化，那就是人的因素。虽然我们致力于通过训练以及安全课程来消除差错，但仍有有个不争的事实：人总会犯错。据统计，约 **80%** 的航空事故都与人的因素有关。

航空决策涉及到了驾驶舱内的所有相关因素，同时包括了制定一个好的决策所需要完成的步骤。虽然航空决策不能完全消除差错，但是航空决策可以帮助飞行员认识到差错，反过来也可以帮助飞行员管理差错，并将不良后果降至最低。它的基本步骤是：

1. 识别会影响飞行安全的个人态度；
2. 学习行为的更正方法；
3. 学习如何认识并处理压力；
4. 培养风险评估的技巧；
5. 利用所有的资源；
6. 对个人航空决策技能的有效性进行评估。

长久以来，“飞行员差错”被用来指代造成这些飞行事故的原因。飞行员差错是指，飞行员的行为或决策是导致事故发生的原因或其中一个重要因素。飞行员差错也包括飞行员在行动或决策过程中产生的失误。从广义上来看，使用“与人的因素相关”来形容这些事故发生的原因更为适合。因为并不是一个单一的决定就会导致整个事故的发生，而是多个因素聚集触发了一系列的连锁事件。

不良判断链，有时称为“差错链”，用来形容人的因素中与事故相关的因素。通常要改变事故的结果就必须打破差错链中的某一环。

1.16.1 决策过程

理解决策制定的过程是训练 **ADM** 技巧的基础。在某些情景下，例如发动机失效，需要飞行员立即做出反应，直接使用早已熟知的程序进行处理，没有时间去详细的分析。根据受过的训练、飞行经验以及对当时处境的认识做出的决策我们把它称之为直觉性决策。一般说来，飞行员已经受过很好的训练来应对出现的紧急状况，但在需要大量分析的情况下，并不一定就能够做出条件反射式的反应。通常在飞行过程中，会有一定的时间来对发生的变化进行检查，收集相关信息，对风险进行评估，最后制定决策。通过这些步骤最后产生一个结论，这个过程就是决策制定的过程。

1.16.2 确定问题

确定问题是决策制定过程中的第一步。问题的确定始于已经发生的变化或者应该发生却没有发生的变化开始的。问题的发生可能最先是由人体感官察觉到的，然后通过洞察力及经验来进行区分。决策过程中最关键的错误之一就是不能很好地明确问题。例如，滑油压力读数低可能表明发动机即将发生故障，需要进行紧急着陆，但这也可能是滑油压力感应器发生了故障。这两种状况下采取的步骤完全不同。一种情况要求飞行员根据训练、飞行经验对当时的状况作出评估；而后的决策需要建立在一个综合分析的基础上。应该注意到，相同的指示，由于其成因不同，可能会导致截然不同的两种处理方法。

1.16.3 选择处置方案

在确定了发生的问题之后，飞行员必须对所要采取行动的必要性进行评估，并确定在可用的时间内能解决问题的操作程序。飞行员应该考虑到所有的操作程序可能会带来的后果，并且在做出决策之前进行风险评估。

1.16.4 实施决策并对结果进行评估

即使飞行员已经做出了决策并执行了相应的程序，决策的过程还并没有结束。飞行员还应提前考虑并确定该决策是否会影响飞行的其它阶段，这点非常重要。在随后的飞行进程中，飞行员必须继续对决策的结果进行评估，以保证最后达到预期的效果。

1.16.5 不正确的决策后果

飞行员有时可能会遇到麻烦，这并不是因为基础操作技能不够或者系统知识掌握不好，而很可能是由于决策制定的方法不对。尽管有些航空决策看上去很简单，但是从航空决策的角度来说，前一个决策所涉及的操作动作可能会影响下一个决策的制定。换句话说，飞行前期所制定的一个不好的决策可能会影响到之后的飞行安全，迫使之后的决策必须更加准确，不容许任何偏差。反之，如果在之前的紧急状况下制定了一个好的决策，会在随后的决策制定中提供更多的选择余地。

ADM：航空决策是一种系统化的思维处理过程，通过对周围状况的分析，采取最佳处理方案。因此航空决策是建立在传统决策制定的基础上的。但是航空决策侧重于如何降低飞行员差错，并且航空决策提供了一套能够帮助飞行员使用所有资源来培养综合处境意识的架构。

1.17 航空决策制定的实施模型

接下来介绍了两种帮助飞行员练习如何更好地制定航空决策的方法。

1.17.1 感知，分析，执行

ADM 的感知（Perceive）-分析（Process）-执行（Perform）3P 模式提供了一个简单可行的系统化方案，适用于飞行中的任何阶段。『图 1-12』使用该模式时，飞行员需要：

- ❖ □ 感知设定的飞行场境；
- ❖ □ 分析众多因素对飞行安全的影响；
- ❖ □ 选择执行最佳方案。

第一步，识别当前事件、物体或者环境这些可能会导致意外的因素的风险，以培养飞行员的处境意识。在这一步骤中，飞行员需要鉴别所有与飞行有关的因素，包括飞行员、飞机、环境和外部压力这几方面的风险，并将其系统化地列出来。飞行员需要将各个风险综合在一起考虑，这点是非常重要的。例如，一个没有多少实际仪表飞行经验的飞行员，要进行仪表条件下的转场飞行，目的地是一个云层较低的机场，到达之后要去参加一个非常重要的会议。综合这些情况来看，此次飞行将面临更大的风险。

第二步，对信息进行分析以确定感知到的风险是否构成危险（我们将其定义为该风险对未来可能造成的不可控制、不可消除的影响）。风险的危险程度可以通过受影响的对象（受



图 1-12 飞行决策的 3P 模式

影响的人或者资源)、严重性(损失程度)以及可能性(造成损失的可能性)来表示。比如,当前的风险主要是低云,但风险的程度还决定于很多其他的因素,如飞行员的训练、经验、飞机设备、燃油量等等。

第三步,通过采取一定的措施来消除风险或者使其影响降到最低,并对该措施的结果进行持续评估。我们还是以目的地云层较低为例,飞行员可以选择一个天气状况较好,并且有足够油量可以飞至的备降场来执行一个良好的航空决策。通过采取这些措施,可以很大程度上降低风险可能造成的危害。同时飞行员也可以等待天气好转,彻底消除风险。

一旦飞行员已经完成 3P 模式的决策过程,并且已经选择执行了一套方案,那么一个新的航空决策的过程又开始了。因为已经执行的方案影响了当前的环境,需要重新对其进行分析。决策制定过程是一个连续的过程,感知,分析,执行三个步骤组成了一个连续的循环。

1.17.2 DECIDE 模型

下面介绍另外一种航空决策的模式,它包含 6 个步骤,提供了一个更为结构化的决策制定过程。正如 3P 模式一样,DECIDE 模式也是一个连续的循环,帮助飞行员面对变化的环境,做出正确的判断,从而制定所需要的决策『图 1-13C』。该模式注重飞行员的智力因素,但也能对判断的动机产生影响。如果飞行员在所有的决策过程中不断使用 DECIDE 模式,会越来越熟练,在面对任何状况时都可以快速做出更好的决策。该模式的具体步骤参照『图 1-13C』。

在常规的决策制定过程中,当认识到某些对象发生了变化或者预期的变化没有发生时,可能会触发需要做出决策的想法。识别出发生的变化或者没有发生的变化,在制定决策的过程中是至关重要的一步。如果意识不到环境发生的变化可能会直接导致危险的产生。『图 1-13A』为了改变所处的状况或其中某个要素,达到预期的目标,做出相应的反应或行动是非常必要的。因此,处境意识是成功制定安全决策的关键。飞行员需要针对识别出的变化,对所有可能的处置方法进行评估,并确定最佳解决方案。

『图 1-13B』中可以看出航空决策过程如何对常规决策过程进行扩展,并且可以从中看出 ADM 各步骤之间的相互作用,以及这些步骤是如何产生出最佳结果的。从最开始飞行员识别出变化,之后对众多可选方案进行评估和分析,确定哪些动作可以执行哪些不可以执行,最后对结果进行监控。飞行员可以用航空决策的方法来强化常规决策的制定过程:

1. 增强对决策制定过程中态度重要性的认识;
2. 培养收集信息并建立信息相关性的能力;
3. 增强他们在安排的时间内,选择并采取措施来保证安全的意识

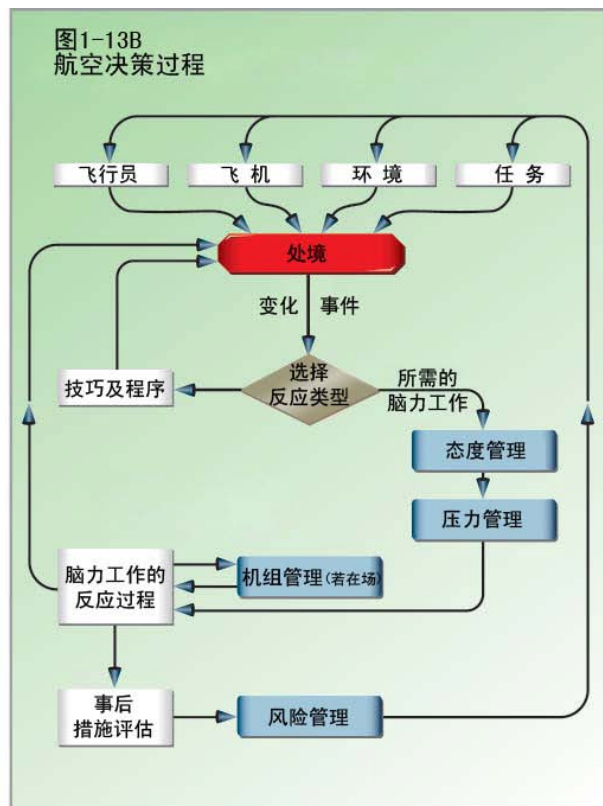
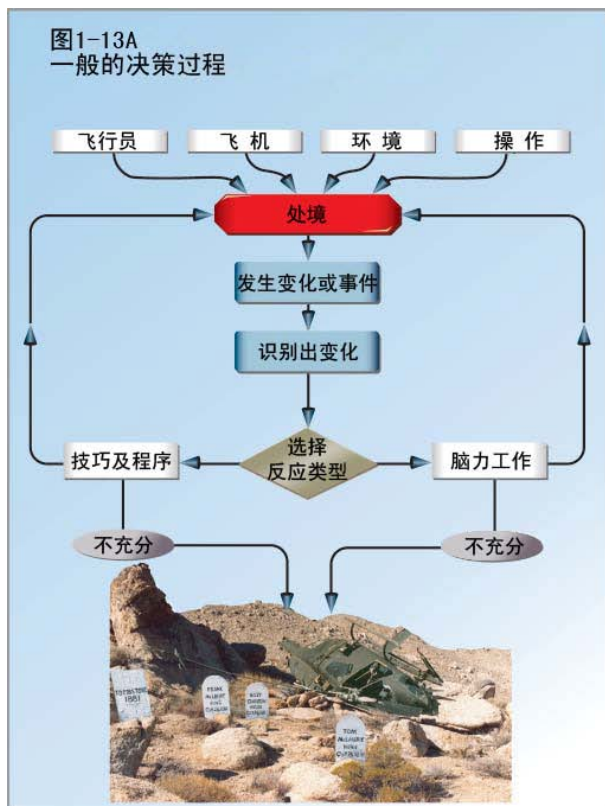


图1-13C
DECIDE模式

1. Detect发现	决策者识别出确实已经发生了变化。
2. Estimate估计	决策者估计应对变化的措施。
3. Choose选择	决策者为飞行选择一个想要的最佳结果。
4. Identify确定	决策者确定出能够成功控制事态的措施。
5. Do执行	决策者采取必要的行动。
6. Evaluate评估	决策者对自己采取的行动是否正确有效进行评估。

图 1-13 决策制定

1.18 危险态度及其解决方法

危险的态度会降低飞行员的判断力，改变态度，采取正确措施可以进行有效的纠正。认识到危险想法的危害是对其进行纠正的第一步。当发现某种危险想法时，飞行员应该首先提醒自己这是危险的，并列出相应的解决办法。应该熟知每种危险想法的纠正办法，以便在需要时可以直接使用。每种危险态度相应的正确纠正方法参见『图 1-14』。

危险的态度	解决的方法
反权威：用不着你来说。	按章办事，规章通常是正确的。
冲动：赶快做。	三思而后行。
侥幸：这不会在我身上发生。	这有可能在我身上发生。
自负：我肯定能做下来。	碰运气是愚蠢的。
认命：这又有什么用呢？	我不是无助的，我可以改变它。

图 1-14 对于危险态度的 5 种纠正方法

研究发现五种危险态度会影响飞行员的决策，同时每种态度都有相应的纠正办法。下面是对五种危险态度的表述：

1. 反权威（“用不着你来说！”）。这种态度存在于不喜欢任何人告诉他应该做什么的人身上。他们不喜欢别人告诉他们要做什么，或者认为条例、规章、程序都没必要遵守，对这些规定不屑一顾。每当感觉到错误发生时，他们总是会先去质疑权威和规章。

2. 冲动（“赶快做！”）。经常感到需要立刻完成某件事或所有事的人往往具有这种态度。他们不会停下来去思考他们该做什么，也不会选择最佳方案，总是想到什么就做什么。

3. 侥幸心理（“这不会发生在我身上！”）。许多飞行员认为事故只会发生在别人身上，自己绝对不会遇到那样的事。他们知道事故可能会发生，并且很清楚任何人都可能遇到问题。但是他们从不会真正认为自己会碰上。越是这样的飞行员越有可能发生事故，或增加危险的发生机率。

4. 自负（“我肯定行！”）。总是试图证明自己比别人强的人会有这样的想法：“我肯定行！我就要做给你们看看！”持有这种态度的飞行员会冒很大的风险来努力证明自己，给别人留下印象。

5. 认命（“这又有什么用呢？”）。这类飞行员认为在事情发生的时候自己没有能力解决问题。当事情进展顺利时，他们会认为这完全是因为运气好。但是当事情变得糟糕时，他们会认为是某些人故意让他们难堪或者归罪于运气不好。这类飞行员会让他人来完成操作，不管完成好坏。有时，他们甚至会接受毫无道理的要求，只是做一个“老好人”。

第 1 章 空气动力学因素

1.1 介绍

某些因素会影响航空器的性能，如：大气、空气动力和航空器积冰等。飞行员需正确理解这些因素，并以此为基础，较好地预测航空器对操纵动作的反应，尤其是在 IFR 进近、等待以及在仪表气象条件（IMC）下减速时。虽然这些因素对 VFR 的飞行员来说也比较重要，但对于那些飞 IFR 的飞行员则要求更为严格。原因就是仪表飞行员是完全依赖仪表的显示来精确控制航空器的。由此可见，如果飞行员要对航空器的操纵动作做出正确地判断，那么他必须首先具备扎实的空气动力学理论知识。

1.1.1 机翼

为了更好地理解空气动力，飞行员需要弄明白一些与翼型相关的基础术语。『图 2-1』为一典型翼型图。

翼弦是连接翼型前缘和后缘的一条直线，翼弦的长度（即从侧面来测量）称为弦长。

中弧线是一条由到上下翼面距离相等的点组成的弧线。从机翼侧面看，中弧与翼弦在两端相交。中弧线是很关键的，因为它与翼型的空气动力性能好坏直接相关。而人们一般通过最大弧度（从弦线端点开始移动测量中弧和弦线对应点之间的距离）来有效地评估翼型的空气动力特性。

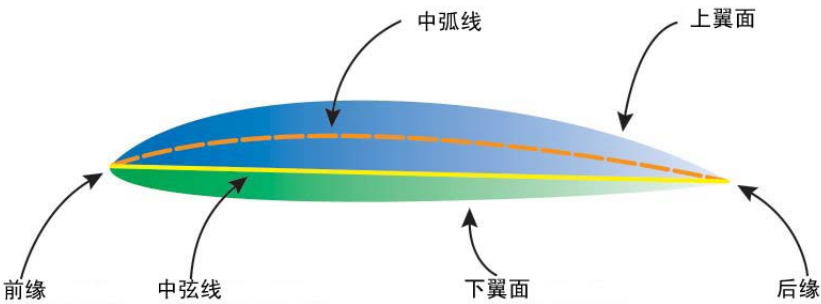


图 2-1 翼型图

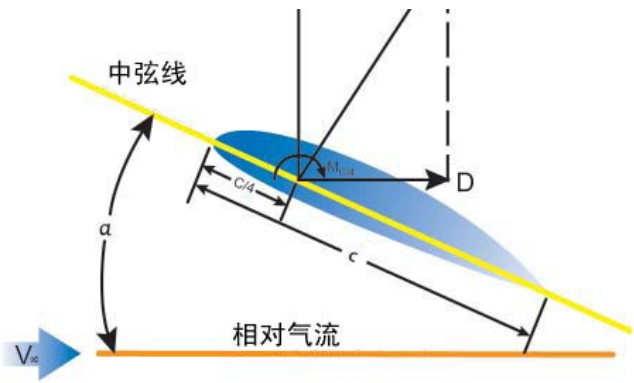


图 2-2 迎角和相对气流

1.2 基础空气动力学回顾

仪表飞行员不仅要深刻理解影响飞行中航空器性能的各种因素之间的关系及其不同点，还需弄清在外力变化和不同操纵情况下航空器是如何做出反应的。为什么呢？因为一些仪表飞行环境中的固有危险是不会在目视飞行中出现的，也就是说只有仪表飞行员才会遇到这些问题。要弄清楚如何解决这些问题，就必须提到作用在飞机上的四个力以及牛顿运动学第三定律。『图 2-2』

相对气流：相对于翼型来说气流的流动方向。

迎角（攻角）：飞行轨迹或相对气流和翼弦之间的锐角。

飞行轨迹：航空器正在或将要沿其飞行的路线或轨迹。

1.2.1 四个力

作用在飞行中的航空器上有四个基本的作用力『图 2-3』分别是：升力、重力、推力、阻力。

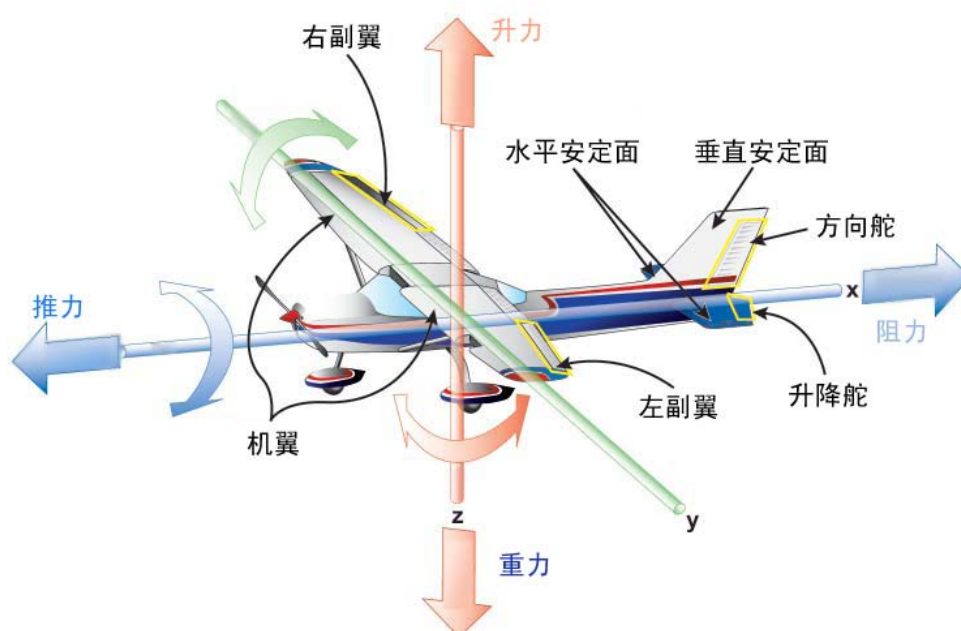


图 2-3 四个力和三个轴

1.2.1.1 升力

升力是作用在翼型上的空气动力合力的一个分力，它的作用方向垂直于相对气流。相对气流是相对于翼型的气流流动方向。升力的作用点在平均压力中心（CP），常称作升力中心。应该说明一下：该点是在翼弦上的一点，所有的空气动力都会作用在该点上。升力的大小与空速、空气密度、翼型大小和形状以及迎角成比例变化。在直线平飞的时候，升力等于重力。

1.2.1.2 重力

重力是地心引力表现出来的一个对航空器的拉力。它通过航空器的重心（CG）作用在

航空器上，方向垂直向下。应该说明一下：重心不应与升力中心混淆，它们之间有很大的差别。在航空器下降时，重力要大于升力。

1.2.1.3 推力

推力是一个推动航空器在空气中运动的力，可以用马来度量。该力平行于推力中心线，克服阻力，提供给航空器向前的速度分量。

1.2.1.4 阻力

阻力是一个纯空气动力，与相对气流平行，一般由两部分组成：诱导阻力和废阻力。

1.2.1.5 诱导阻力

诱导阻力伴随升力的产生而产生，随空速的增加而增加。它是垂直于翼弦的升力在飞机运动方向上的分力。因此，如果机翼不产生升力，那么诱导阻力为零。反之，速度越大，诱导阻力越大。

1.2.1.6 废阻力

不是由于产生升力而引起的各类阻力的统称叫做废阻力。它是由飞机的表面对平滑气流的扰动以及产生的涡流所引起的。这些阻力都不是来自于升力的产生，而是由于物体在大气中运动造成的。废阻力随着空速增加而增加。它包括：摩擦阻力、干扰阻力和压差阻力。

1.2.1.7 摩擦阻力

覆盖航空器整个表面的是一层薄薄的空气，称为附面层。在该表面上的空气分子相对于航空器表面的速度为零，然而处在这个停滞空气分子之上的一层，却由于接近自由流动空气的第三层，被拖拽而向前移动。各层的速度随距航空器表面距离的增加而增加，最后达到与外部自由流动空气相等的速度。从蒙皮表面到自由空气速度达到的层之间的部分就是附面层。在亚音速时，累积层的厚度大概和扑克牌的厚度差不多。因为空气具有粘性，各层之间的相对流动会产生阻力。该力阻碍飞机的运动，被称为表面摩擦阻力。因为表面摩擦阻力与接触面的面积相关，因此它对小飞机的影响比较小，而对大型运输机影响非常大。

1.2.1.8 干扰阻力

干扰阻力是由于气流之间互相冲撞产生涡流、紊流，制约气流平稳流动而产生的。例如，在绕机身的气流和绕机翼的气流相遇的那些地方，一般在接近翼根处，这些气流互相干扰产生的阻力要大于各自产生的阻力。当把多个物体安置在飞机表面时，各个物体独立产生的阻力之和会小于互相干扰后产生的合阻力。

1.2.1.9 压差阻力

压差阻力是由于物体前后的压力差而产生的阻力，它和航空器及其部件的形状相关。如果某人平放一个圆盘在气流中，那么作用在上盘面和下盘面的气压是相等的。然而，气流在流经盘子的后部时开始分离。这样就产生了乱流，于是导致后部的压力减小。这样物

体的前后就产生了压力差，于是产生了阻力。正是考虑到这一点，较新的飞机通常通过沿机身安装水滴形的整流罩来减少乱流的产生从而减少压差阻力。

总推力必须克服总阻力来产生向前的速度，有了速度才能产生升力。而总升力必须克服航空器的总重力，包括实际重力和尾部向下的力（用于控制航空器俯仰姿态）。掌握好航空器的这些元素与环境之间的关系，为正确判读航空器仪表提供了理论基础。

1.2.2 牛顿第一定律，惯性定律

牛顿第一定律，惯性定律：一个静止的物体将保持静止，一个运动的物体会保持运动的速度和方向，直到有外力作用。物体抵抗变化的力称为惯性力。有两个外力会一直作用在飞行中的航空器：重力和阻力。飞行员使用俯仰和推力来克服或改变这些力，从而保持预定的飞行航迹。如果飞行员在直线平飞时减小动力，航空器将会由于阻力大于推力而减速。然而，随着航空器减速，升力也会减小，这样会造成航空器由于重力大于升力而下降。『图 2-4』

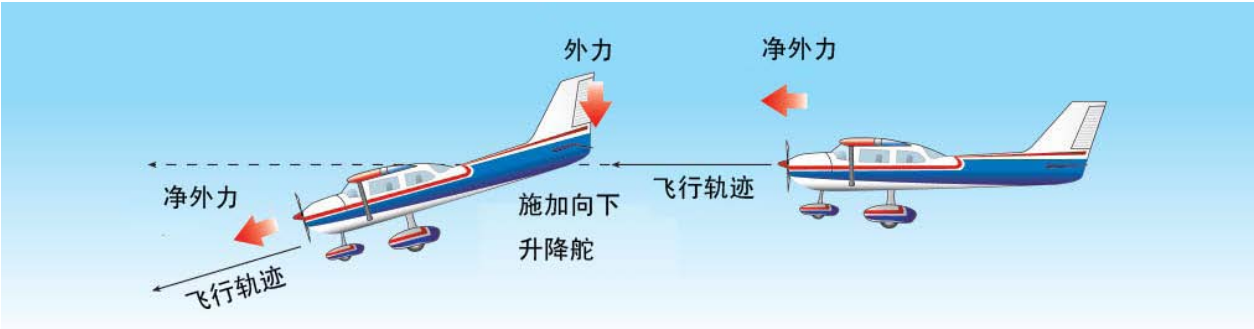
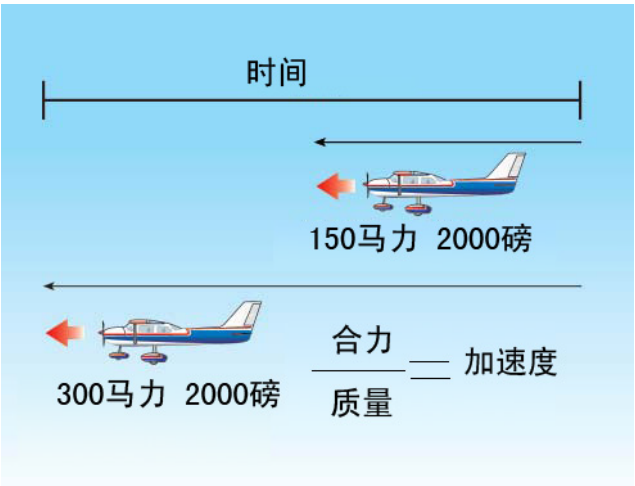


图 2-4 牛顿第一定律：惯性定律。

1.2.3 牛顿第二定律，动量定律

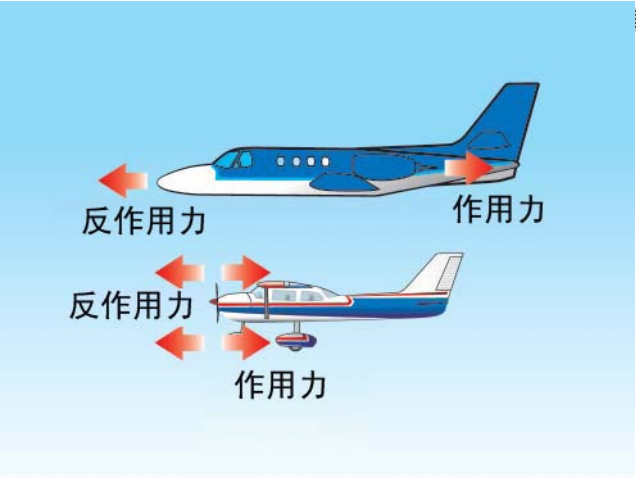
牛顿第二定律，动量定律：在外力的作用下，物体会沿这外力的方向加速运动，而加速度的大小与作用力大小成正比，但与物体的质量成反比。加速度既可以表示速度的增加也可以表示速度的减小。动量定律说明了航空器改变飞行轨迹和速度的能力，而飞行轨迹和速度可通过俯仰、坡度和推力操纵来控制。加速、减速、爬升、下降以及转弯都是平时飞行中飞行员控制加速度的实例。

『图 2-5』



1.2.4 牛顿第三定律，反作用力定律

牛顿第三定律，反作用力定律：对于每一个作用力，一定存在一个与之大小相等方向相反的反作用力。如『图 2-6』，喷气式发动机向后的推力和螺旋桨桨叶对空气的推力导致了航空器向前运动的反作用力。该定律也可以说明机翼升力的一部分



是来自于向下偏转的翼型下洗气流。流过机翼的下洗气流向下的力产生了一个与之大小相等方向相反（向上）的升力。『图 2-6』

图 2-6 牛顿第三定律：反作用力定律

1.3 大气

大气包裹在地球的外围。大气中的干空气包含 78%的氮气、21%的氧气和大约 1%的其他气体，如氩气、二氧化碳、和其他稀有气体。虽然看上去很轻，但是空气的确有重量，作用在海平面上 1 平方厘米大气的重量大概是 1 公斤。由于重力大概有一半的大气会聚集在离地 5.5 千米的范围内，剩下的大气则在超过 1600 千米的垂直范围中散布。

空气密度是空气温度和压力共同作用的结果。空气密度与空气温度成反比，与空气压力成正比。为了在温度升高时保持压力不变，密度必须减小，反之亦然。为了在压力增大时保持温度不变，则密度必须增加，反之亦然。这些关系为正确理解仪表显示和航空器性能提供了理论的基础。

1.3.1 大气层

大气分成若干层，首先是对流层，从地面开始一直延伸到 18 千米左右。随后是平流层、中间层、电离层、热层，最后是外逸层。对流层顶是对流层和平流层的分界线，其厚度和高度都会发生变化，但通常都符合每上升 1000 英尺温度降低 2°C（温度在 1°C 以上时）的标准温度变化率。

1.3.2 国际标准大气（ISA）

为了提供一个统一的标准，便于性能计算和参考，国际民航组织(ICAO)设立了 ICAO 标准大气。这样，所有的仪表显示和航空器性能规范都可以用这个标准作为参考。由于标准大气所设定的一系列条件在现实当中是很少见的，因此飞行员需要清楚非标准大气是如何影响仪表显示和航空器性能的。

标准大气中，海平面气压为 29.92"Hg（1013.25 百帕），温度为 15°C（59°F）。标准气压减少率大概为高度每增加 1000 英尺，气压降低 1 英寸汞柱（33.86 百帕），直到平流层顶。由于所有航空器都是在标准大气的环境下进行比较和评估的，因此所有的航空器所用仪器需要进行标准大气校准。因为真实的运行环境很少能与标准大气完全吻合，在仪表和航空性能的实际运用中必须进行某些修正。例如，在 10000ISA 中大气压力应该为 19.92"Hg（29.92"-10"Hg=19.92"），同时外界温度应为-5°C（15°C-20°C）。如果实际温度或气压不等于标准大气的计算结果，那么必须要对性能和各种仪表显示进行修正。

1.3.2.1 压力高度（Pressure Altitude）

有两种方式能够度量出大气对航空器性能和仪表读数的影响：压力高度和密度高度。此处的压力高度是狭义地指在标准气压基准面（1013.25 百帕，ISA 的海平面）之上的高度，它用于统一飞行高度层（FL）的高度。在涉及航空器性能的计算中，当高度表设定为 1013.25 百帕时，高度的指示就是标准气压高度。而具体的高度表拨正程序，请参考 CCAR-91 部第 121 条。

1.3.2.2 密度高度 (Density Altitude)

密度高度是针对非标准气温进行修正后的压力高度，用于确定在非标准大气中的空气动力性能。密度高度随着空气密度的减小而升高。由于密度的变化直接与气压和温度相关，因此在一个给定的压力高度条件下，可能存在一个较大的温度变化范围，从而引起密度发生变化。任何一个温度和压力高度的组合，仅有一个密度与之对应。空气的密度对航空器以及引擎的性能有着显著的影响。无论航空器飞行在海平面以上的真实高度是多少，同样的密度高度对应的航空器性能是相同的。如果没有计算图表，密度高度可以通过估算得到，即每高于 ISA 环境 1 摄氏度就增加 120 英尺。例如：在 3000 英尺压力高度上，ISA 环境下的温度应为 9°C ($15^{\circ}\text{C} - [\text{温度递减率 } 2^{\circ}\text{C}/1000 \text{ 英尺} \times 3000 \text{ 英尺} = 6^{\circ}\text{C}]$)。但是，如果实际温度为 20°C (比 ISA 环境下的温度 9°C 多了 11°C)，那么 11°C 的增量乘以 120 英尺等于 1320 英尺。将这个数值加到初始的 3000 英尺上，就得出了此时的密度高度为 4320 英尺 (3000 英尺+1320 英尺)。

1.4 升力

升力的方向总是与相对气流和航空器横轴相垂直。事实上升力是以机翼而非地球表面作为参照的。在学习飞行操纵时，很多错误源于对此理解不准确。升力并非总是“向上”的。随着飞行员操纵航空器进行机动飞行时，它的方向相对于地球表面是会不断变化的。

升力的大小与空气密度、机翼表面积和空速成正比。它也与机翼的类型和迎角密切相关。在迎角增加到临界迎角（失速迎角）前，升力随迎角的增大而增大。此后如果迎角继续增大将会造成升力急剧减小。因此，在传统航空器上飞行员通过改变迎角和速度来控制升力的大小。

1.4.1 俯仰与动力的关系

通过『图 2-7』我们可以看出，在控制飞行轨迹和空速时，俯仰姿态与动力之间的关系。为了保持升力不变，在速度减少的时候，航空器仰角必须增大。飞行员通过控制升降

舵来改变俯仰姿态及迎角大小。当向后的拉杆力作用到升降舵控制杆上时，尾部下沉同时机头上扬，从而增大了机翼的迎角和升力。在大多数情况下，升降舵会对尾部产生一个向下的压力，这个压力来自于航空器的速度产生的能量。当重心靠近航空器后部时，升降舵向下的力会减小。这会导致用于产生向下的力的能量减小，而用于航空器性能的能量增加。

推力是通过油门来控制的，其作用是获得或保持所需的空速。控制航空器飞行轨迹的最精确的方式是在控制俯仰的同时使用动力（推力）来控制空速。改变航空器俯仰时，为了保持升力不变，需要同时改变动力。

如果飞行员想让航空器在高度不变的情况下加速，推力必须增加以克服阻力。随着航空器速度的增加，升力也开始增加。为了防止高度增加，俯仰姿态必须要减小，以减小仰角，保持

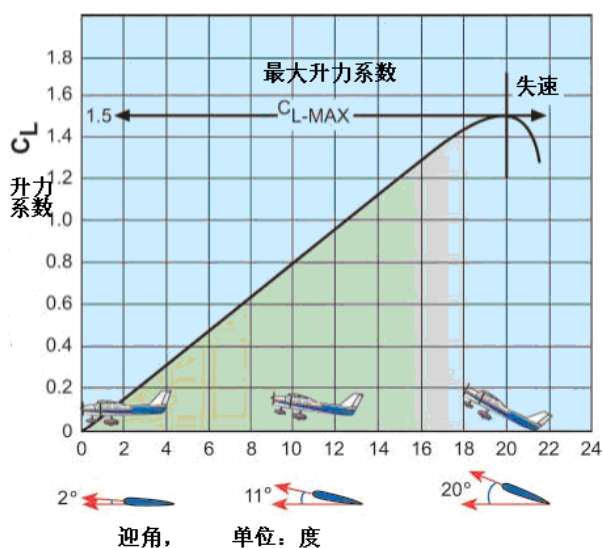


图 2-7 迎角和升力之间的关系

高度。保持高度不变减速时，必须减小推力，使其小于阻力。随着速度的减小，升力随之减小。为了防止掉高度，俯仰姿态必须增大，通过增大迎角来保持高度不变。

1.5 阻力曲线

当诱导阻力和废阻力绘制在同一个曲线图中时，作用在航空器的总阻力以“阻力曲线”的形式出现。『图 2-8』中的 A 曲线图显示了一条基于推力和阻力的曲线，主要适用于喷气式航空器。『图 2-8』的 B 曲线图则基于功率和阻力，主要适用于螺旋桨驱动的航空器。本章重点关注螺旋桨驱动的航空器的功率和阻力曲线图。

理解阻力曲线有助于充分理解各类性能参数和航空器的各种限制。如果要保持一个不变的空速，功率必须刚好等于阻力。因此该曲线既可以是阻力曲线，也可以是所需功率的曲线。所需功率曲线表征了为了保持匀速平飞，克服阻力所需功率的大小。活塞式发动机螺旋桨的最大效率为 80-88%。随着空速的增加，螺旋桨效率会逐渐提高，直至达到最高效率为止。此点之后，空速的继续增加将会导致螺旋桨效率降低。能产生 160 马力的发动机实际上只有 80% 的马力能够转换为可用马力，即大约 128 马力。剩下的能量将会损失掉。这就是推力和可用功率曲线随速度变化的规律。

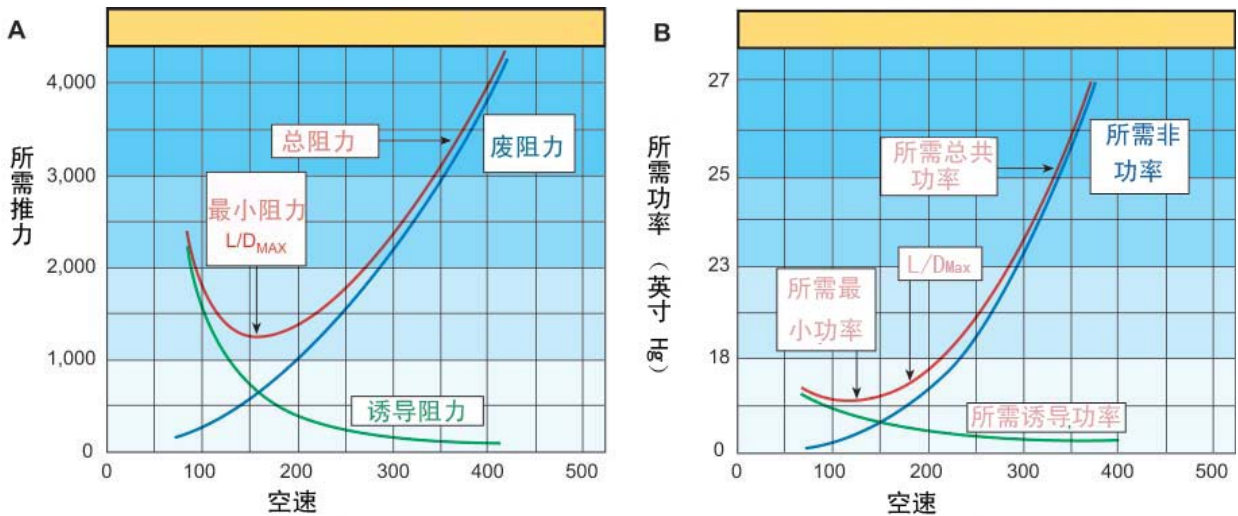


图 2-8 所需推力和功率曲线

1.5.1 操纵区

从阻力曲线也可以看出有两个操纵区：正操纵区和反操纵区。术语“操纵区”代表了所需功率和速度之间的关系。“操纵”是指飞行员为了达到或保持某一期望的速度，以功率或推力的形式对航空器进行的控制。

“正操纵区”内，要加速就必须增加功率。这个区域范围内的速度都比最小阻力点的速度大，该区域的操纵特性主要受废阻力的影响。在“反操纵

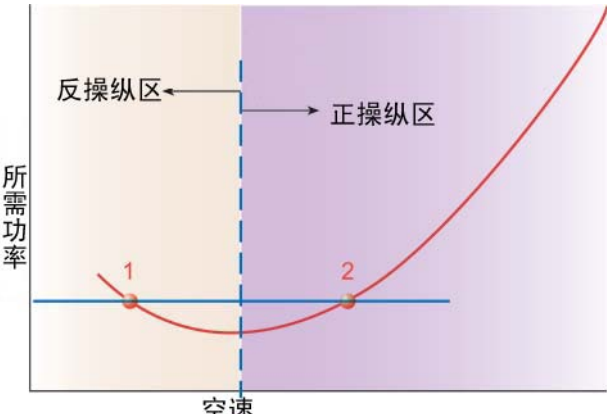


图 2-9 操纵区

区”内，增加功率会造成速度的减小。该区域位于速度小于最小阻力点（所需推力曲线内 L/D_{MAX} 对应的速度，『图 2-8』）的范围内，该区域的操纵特性主要受诱导阻力的影响。『图 2-9』表明了同一个功率设定有可能对应两个速度：点 1 速度和点 2 速度。这是因为在点 1 处诱导阻力大而废阻力小；在点 2 处则是废阻力大，诱导阻力小。

1.5.1.1 操纵特性

绝大多数的飞行都是在正操纵区内进行：例如，巡航、爬升和机动飞行。反操纵区可能会在航空器速度较低的起飞或着陆阶段出现。不过对于大多数通用飞机来说，这个区域是非常小的，低于正常进近速度。

在正操纵区内飞行的特点是航空器自身有相对较强的保持配平速度（使用配平完全消除杆力之后的速度）的趋势；在反操纵区内飞行的特点则是航空器保持配平速度的趋势较弱。事实上，在反操纵区域内，航空器很可能没有任何保持配平速度的趋势。正因为如此，在反操纵区内低速阶段飞行时，飞行员必须十分注意对速度进行正确控制。

虽然并不是说在反操纵区内的飞行一定存在非常大的困难和危险，但在反操纵区内，一些基本飞行技术错误确实会产生比平时更严重的后果，因此掌握正确的基础知识和准确的操作技能非常重要。

1.5.2 速度稳定性

1.5.2.1 正常操纵

在正常操纵区内的飞行特性在『图 2-10』中用曲线上的 A 点来说明。假设航空器在 A 点处于匀速平飞的平衡状态：升力等于重力，可用功率恰好等于所需功率。如果速度增大，而功率设定没有改变，就会出现动力不足。这时航空器会有减速的趋势以恢复动力和阻力的平衡。如果速度

减小，而功率设定没有改变，就会出现动力过剩。这时航空器会有加速的趋势以恢复动力和阻力的平衡。正确地配平航空器会加强这个趋势。航空器的这种静态纵向稳定性会让航空器具有恢复到初始配平状态的趋势。

假设航空器在 C 点处于匀速平飞的平衡状态。『图 2-10』如果速度稍微增加或减少，航空器会趋向于保持改变后的速度。这是因为曲线在该处相对平坦，速度的轻微改变并不能产生动力上明显的过剩或匮乏。此处具备中立稳定性，也就是说航空器会趋向于保持新的速度。

1.5.2.2 反操纵

在反操纵区内的飞行特性在『图 2-10』中用曲线上的 B 点来说明。假设航空器在 B 点处于匀速平飞的平衡状态：升力等于重力，可用功率恰好等于所需功率。当速度大于 B 点速度的时候，会出现功率过剩。这样会造成航空器继续加速到一个更大的速度。当速度小于 B 点速度的时候，会出现功率不足。航空器的趋势是继续减速到一个更小的速度。

这种不稳定趋势的发生是因为 B 点两边的剩余功率的变化放大了速度的初始改变量。虽然航空器的静态纵向稳定性会努力保持初始的配平状态，但由于低速飞行的迎角较大，造成诱导阻力的增加，因此不稳定性的影响占据了主导地位。

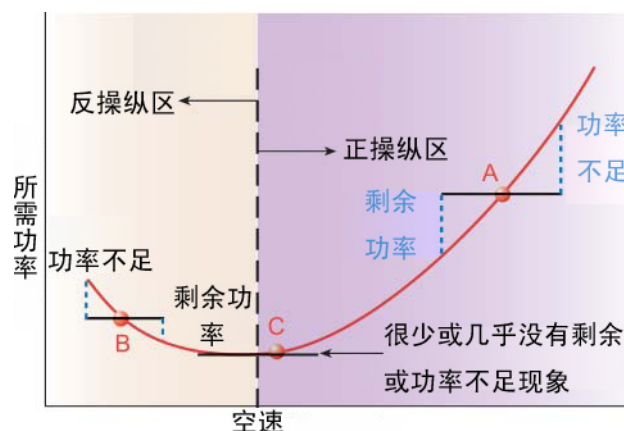


图 2-10 速度稳定性区域

1.6 配平

“配平”这个动作是指运用航空器上可调节的空气动力装置来调整力的大小，这样飞行员就不需要一直用手来保持在控制杆上的操纵力了。配平片就是这样一种空气动力装置。配平片是一个较小的、可调整的铰链连接平板，位于升降舵、副翼或方向舵的后缘（一些航空器使用可调整的水平尾翼来代替配平片用于俯仰配平）。配平的过程是通过把配平片偏转到与主控制面需要保持的方向相反的方向来实现的。气流撞击在配平片上的力造成主控制面能被偏转到某一位置，以修正航空器的不平衡状态。

因为配平片是利用气流来工作的，所以配平与速度密切相关。速度上的任何改变都相应地需要对航空器进行重新配平。一架航空器在正确进行俯仰配平之后会试图返回到改变之前的原始速度。因此对于仪表飞行员来说保持航空器的持续配平是非常重要的。配平片的使用大大降低了飞行员的工作量，允许他们将一些精力运用到其他的工作中而不会削弱对航空器的控制。

1.7 低速飞行

任何时候航空器在接近失速速度或反操纵区附近的运行，如正常着陆时的最后进近速度、复飞的初始阶段、或低速飞行中的机动，都属于我们说的低速飞行。

低速飞行的主要特征是大迎角，需要升力。而获得更大升力需要运用襟翼和一些增升装置来改变翼型的弯度或延缓附面层的分离。简单襟翼和分裂式襟翼『图 2-11』是比较常见的用于改变翼型弯度的襟翼。需要说明的是，当襟翼打开的时候，航空器的失速迎角会减小。无襟翼时的机翼失速迎角为 18° ，放襟翼（到最大升力系数 C_{L-MAX} 位置）后，新的机翼失速迎角为 15° 。不过，襟翼放到 C_{L-MAX} 位置的失速迎角对应的升力比不放襟翼 18° 迎角时产生的升力更大。

延缓附面层分离是另一种增大 C_{L-MAX} 的方式。一些方法在实际中被运用，如吹除附面层等。但是在通用航空轻型航空器中最常用的设备是涡流发生器。沿着机翼排列的小金属片（通常在操纵面之前），会产生乱流。这些乱流会将附面层外高速流动的空气与附面层内静止的空气混合起来。这样的效果与其他的附面层设备是相似的。『图 2-12』

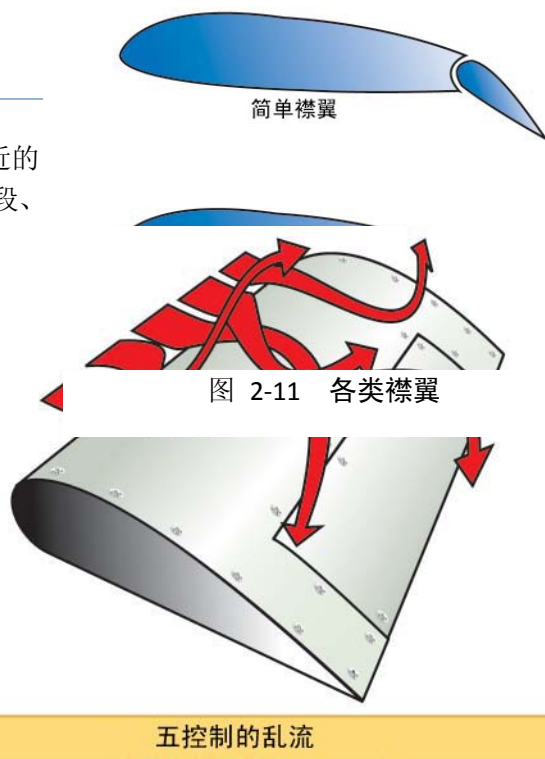


图 2-11 各类襟翼

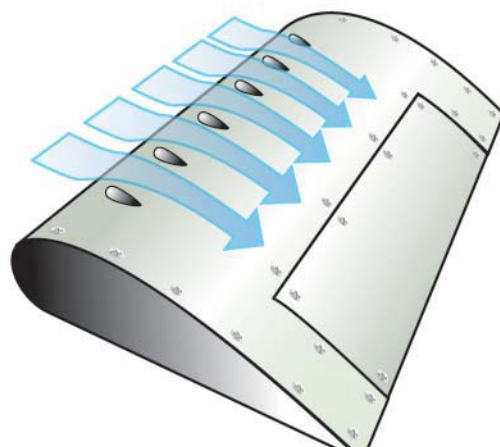


图 2-12 涡流发生器

1.7.1 小型飞机

在仪表进近过程中，大多数小型飞机会保持一个稍高于 $1.3V_{SO}$ 的进近速度。例如，某飞机的失速速度 V_{SO} 为 50 节，那么其正常的进近速度就会是 65 节。不过，这架飞机可能在仪表进近的最后阶段保持 90 节的速度 ($1.8V_{SO}$)。起落架很可能会在飞机开始最后进近下降时，或截获 ILS 下滑道信号时放下。飞行员也可能为此进近阶段设定一个中间襟翼位置。以这样速度飞行的飞机具有较好的正向速度稳定性，正如『图 2-10』中 A 点所代表的。以这样的形式飞行可以允许飞行员进行小幅度地俯仰变化，而无需改变功率设定。而且如果俯仰恢复到初始设定状态，速度也会恢复到初始值，因此小幅的速度改变也是允许。这样可以减少飞行员的工作负荷。

在着陆前的最后进近阶段，飞机通常会减速到正常的接地速度。当减速到 65 节的时候 ($1.3V_{SO}$)，飞机的状态接近于图中 C 点的状态。『图 2-10』在该点，精确地控制俯仰和动力、保持正确的速度变得尤为重要。由于此时速度的稳定性相对中立，即此时的速度趋向于在一个新的值上保持，而不会恢复到初始状态，因此将俯仰控制和动力控制相结合是十分必要的。除了对飞机进行精确的速度控制之外，飞行员一般还需放出襟翼来改变飞机的外形。外形的改变意味着飞行员必须时刻对在低高度出现的任何不需要的俯仰变化保持警惕。

如果速度再减小几节，飞机就会进入反操纵区。在该点，飞机会产生一种不安全的下沉率，而且会继续减速，除非飞行员采取迅速的修正措施。由于速度的不稳定性和与所期望速度相背离的趋势，在该区域内正确地进行俯仰和动力的配合是十分关键的。

1.7.2 大型飞机

驾驶失速速度较大的大型飞机的飞行员们可能会发现仪表进近时的速度接近 $1.3V_{SO}$ ，而且在整个最后进近阶段都处在 C 点『图 2-10』附近。这样的话，在整个进近阶段都有必要进行精确的速度控制。可能我们需要临时性地设定比目标推力更大或更小的推力来迅速地修正速度偏差。

例如，某飞行员以 $1.3V_{SO}$ 的速度驾驶飞机进行仪表进近，此时速度接近于 L/D_{MAX} ，同时飞行员也知道能够保持此速度的功率设置。由于设定的功率稍微偏小，飞机实际飞行速度比预期的速度小了几节。飞行员稍微加大功率，这时飞机开始加速，但是加速比较慢。因为此时飞机正处于阻力曲线中的“平坦区”，功率的小幅度改变不会造成飞机迅速恢复到想要的速度值。所以飞行员需要用大于正常需求的功率来加速到这个新的速度，然后再减小功率到保持该速度所需的正常功率上来。

1.8 爬升

航空器的爬升能力由保持平衡后的剩余推力或剩余功率的大小来决定。剩余功率是以给定速度保持平飞所需功率之外的那部分功率。尽管有些时候功率和推力这两个词语使用时可以互相交换（很容易误认为它们是同一个概念），但在研究爬升性能时将他们区别对待是很有必要的。功是作用力与移动距离的乘积，通常与时间无关。功率指做功的快慢，即单位时间内所做的功，是力和速度的函数。推力也是功的函数，它是使物体速度发生变化的力。

起飞过程中即使航空器在失速速度附近，也不会发生失速现象。原因是该飞行阶段内有剩余功率的存在，可用于产生推力。因此，如果起飞过程中单发失效，必须通过改变俯仰姿态和空速大小来补偿推力的损失，这一点非常重要。

对一个给定重量的航空器，爬升角由推力和阻力之差，即剩余推力的大小来决定。当剩余

推力等于零时，飞行轨迹的倾斜角为零，航空器处于稳定的平飞状态。当推力大于阻力的时候，剩余推力大小决定爬升角的大小。当推力小于阻力的时候，推力的不足则会产生一个下降角。

1.8.1 巡航飞行中的加速

航空器在平飞时能够加速是因为有保持稳定平飞之外的剩余功率，这和可用于爬升的剩余功率是一样的。在达到预计飞行高度之后，航空器通过减小迎角来保持高度，这时航空器开始在剩余功率的作用下增速，逐渐达到巡航速度。不过，改平后过早地减小功率会延长航空器的加速时间，应在速度快接近目标速度时再设定巡航功率。

1.9 转弯

和所有移动的物体一样，航空器需要一个侧向力的作用才能实现转弯。通常的转弯中，航空器通过压坡度将升力向内向上倾斜。这样升力就可以分解为互相垂直的两个分力。『图 2-13』与重力作用方向相反的向上的分量是升力的垂直分量。水平方向的升力分量作为向心力。升力的水平分力正是使航空器转弯的侧向力。与升力水平分力大小相等、方向相反的力是惯性离心力。理解航空器空速、坡度与转弯率、转弯半径之间的关系对于仪表飞行员来说非常重要。飞行员应该能够估算出对应某一转弯率，应该使用的坡度大小，也能够估算出切入航道时所需要的坡度大小。

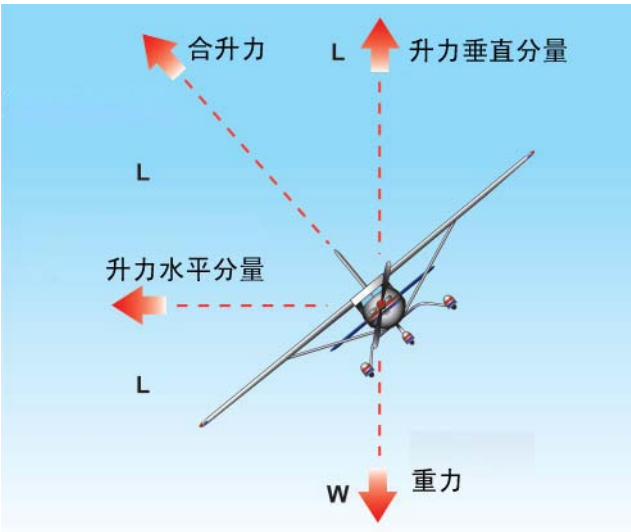


图 2-13 转弯中的几个力

1.9.1 转弯率

转弯率，其单位通常是度每秒，它的大小决定于设定的空速和坡度。只要其中一个参数发生改变，转弯率就会改变。如果坡度不变航空器增速，转弯率就会减小，反之转弯率就会增加。

改变坡度而速度不变也会引起转弯率的改变。在不改变速度的条件下增加坡度，则转弯率增加。反之转弯率减小。

标准转弯率为 $3^\circ/\text{秒}$ ，它在转弯仪上有明显的标识，是转弯时的常用参考。飞行员必须明白在保持转弯率不变的条件下，坡度是如何随着空速改变的，如在等待或仪表进近中的减速对坡度的影响。『图 2-14』表明了保持坡度不变或空速不变的情况下，转弯参数之间的关系，以及对转弯率和转弯半径影响。计算标准转弯率对应坡度的经验公式是将空速除以 10 再加上 7。如，一架航空器空速为 90 节，用 16° 的坡度就可以保持标准的转弯率（90 除以 10 再加上 7 等于 16° ）。

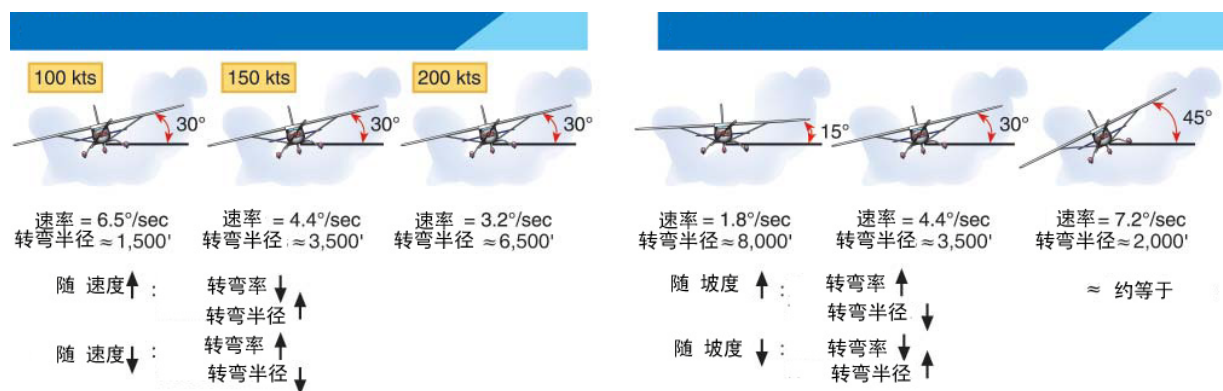


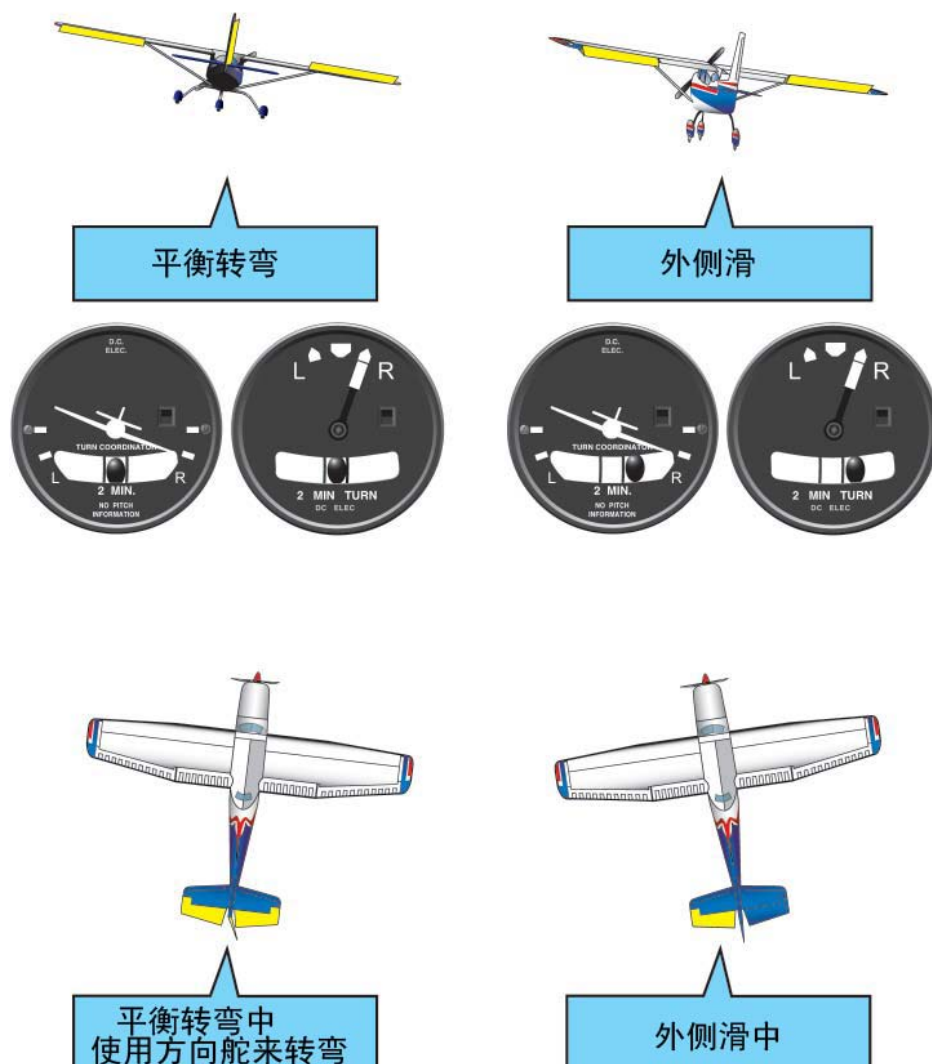
图 2-14 转弯

1.9.2 转弯半径

速度或坡度的改变都会造成转弯半径的变化。如果保持坡度不变而增加速度，则转弯半径增大；如果保持速度不变而增加坡度，转弯半径会减小，而减小坡度，转弯半径则会增大。这意味着如果以一个较大的速度切入航路会需要较长的距离，即在切入转弯之前需要一个更大的提前量。如果为了进入等待或进近，速度明显减小，则转弯的提前量会比巡航时的转弯提前量小。

1.9.3 方向舵和副翼的配合

任何情况下使用副翼都会产生反方向的偏航。滚转操纵（如转弯）时偏转副翼，结果就会产生反向偏航。航空器右转时，右侧副翼上扬，同时左侧副翼下沉。左边的升力会增加而右边的升力减小，结果造成航空器向右倾斜。然而，左边升力的增加会使左侧的诱导阻力也随之增加。由于阻力的作用，左侧机翼会减速，促使机头向转弯的反方向转动。仪表飞行时当加入或退出转弯时，要想精准地控制航空器，使用方向舵来修正反向偏航是非常必要的。通过转弯侧滑仪中小球的位置，飞行员可以很方便地看出转弯是



否协调。『图 2-15』

当航空器压坡度进入转弯时，机翼上的垂直升力的一部分变成了水平分力，而垂直于地面的升力减小。因此，如果不增大向后的带杆力，航

图 2-15 反向偏航.

空器就不能在转弯过程中保持高度。垂直升力的损失可以通过增加半格俯仰量来补偿。此时配平可以用于消除增加的带杆力，不过一旦使用了配平，必须注意在转弯完成以后及时将配平恢复至转弯前的设置。

如果航空器的坡度相对于实际转弯率来说过大，造成升力的水平分力大于离心力，这样会出现内侧滑转弯，造成航空器偏向转弯内侧；如果转弯率相对于坡度来说过大，造成升力的水平分力小于离心力，这样则会产生外侧滑，即拖动航空器向转弯外侧运动。

侧滑仪中的小球能够说明转弯协调性的好坏。在协调飞行时，小球应该始终保持在中间位置。如果小球偏在转弯内侧，说明航空器发生了内侧滑。此时应向小球的方向蹬舵以增加转弯率，否则就应当减少坡度，这样才能消除侧滑，协调转弯。如果小球偏在转弯外侧，说明航空器发生了外侧滑。此时仍然应向小球的方向蹬舵以减小转弯率，否则就应当增大坡度，以达到协调转弯的目的。如果航空器操纵正确，坡度改平时，小球还应该保持在中间位置。在转弯过程中可以使用方向舵和副翼配平。

为了在转弯过程中保持高度，需要增大迎角，这会使飞机的诱导阻力增大。如果此时不相应地增大功率，则会导致速度有所损失。

1.10 载荷因数

任何作用在航空器上、使其偏离直线运动的力都会对航空器的结构产生应力。这种力的大小用载荷因数来反映。载荷因数是作用在飞机上的空气动力与飞机重量之比。举个例子，载荷因数为 3 指的是作用在航空器结构上的负载是其全重的三倍。在设计航空器的时候就需要确定航空器今后在各种环境下运行可能遇到的最大载荷因数。这个最大值称为“极限载荷因数”。

航空器的用途分类众多，如运输飞行、通用飞行、特技飞行，其分类的一个主要依据就是设计的载荷因数的大小。出于安全考虑，航空器必须设计成在最大载荷因数时不会出现任何结构上的损坏。

空气动力也可能造成某些过载，比如转弯。在平稳的气流中水平转弯时，机翼不仅支撑着飞机的重量，同时还承受着离心力。当坡度增加的时候，升力的水平分力增大，离心力增大，载荷因数也随之增大。如果载荷因数过大，增大迎角都不能提供足够的升力来支撑负载，机翼就会失速。由于失速速度的增大与载荷因数的平方根成正比，因此载荷因数对飞行安全也起着至关重要的作用，飞行员必须清楚在哪些情况下载荷因数会明显增大。低速大坡度飞行、结构性积冰以及乱流区内的垂直阵风都有可能造成载荷因数过大，危及飞行安全。

1.11 积冰

航空器积冰是飞行安全最大的危害之一。仪表飞行员必须清楚导致航空器积冰的条件，了解积冰的种类，积冰对航空器操纵和性能的影响，积冰对航空器系统的影响，以及航空器防冰除冰设备的使用和限制。应对积冰的危害要从飞行前计划开始做起，预测飞行过程中哪些区域可能发生积冰，在起飞之前就保证航空器远离冰和霜。在飞行过程中要继续保持这种严谨的态度，使用好防冰除冰设备。由于气象条件的变化，飞行员必须意识到什么时候应该改变飞行计划。

1.12 积冰类型

1.12.1 结构性积冰 (Structural Icing)

结构性积冰指的是在飞机表面的积冰。当过冷水滴撞击飞机的表面和结构时，立刻凝结成冰附着在飞机表面上。那些小而窄的物体是过冷水滴最易积聚、结冰速度最快的地方。因此，飞行员可以通过观察视线内的小型突起物来探测积冰的情况。它们也是航空器上最早出现积冰的部位。航空器的水平安定面是比机翼更容易积冰的部位，原因就是水平安定面的迎风面积更小。

1.12.2 进气系统积冰 (Induction Icing)

进气系统内的结冰会导致可以用于燃烧的空气量减少。活塞式发动机进气系统最常见的积冰是汽化器积冰。大多数飞行员对此都不陌生，当潮湿的空气通过汽化器管的时候会冷却下来。这样就使得管壁和阀门片上出现积冰，阻碍了气流进入发动机。这种现象常在 -7°C 到 21°C 之间出现。要解决这个问题，可以对汽化器进行加温，利用从发动机内排出的尾气作为热源来融化积冰，或防止积冰产生。另外，燃油喷射式发动机通常不容易积冰，但是如果进气被冰阻碍，发动机会受到影响。生产厂家设计了一个备用气源，它可以在正常系统失效的时候使用。

在涡喷发动机中，空气被吸入发动机，造成进气口处的空气压力减小，并且温度比周围的温度要低。在边缘的积冰条件下，温度的降低可能足以造成在发动机进气口处的积冰，扰乱进入发动机的气流。如果积冰破碎脱落，被吸入高速运转中的发动机内，这就成为了另一个危害，造成风扇叶片损坏，发动机的压气机失速，或燃烧室熄火。当使用防冰系统的时候，回流的水也可能在进气口的没有防冰设备的地方再此凝结，如果积冰过多，会减少进入发动机的气流或扭曲气流的流动方式，造成压气机或风扇叶片发生喘振，有可能损坏发动机。涡轮发动机的另一个问题就是发动机探头的积冰，这些探头用于帮助设定发动机的功率级别（如发动机进气温度或发动机压缩比探头），探头积冰会导致发动机仪表判读困难或总功率损失。

根据冰的结构和外部特征，积冰可分为明冰，雾凇和毛冰。不同的大气和飞行条件会形成不同种类的冰。而航空器表面明显的结构性积冰会引起很多操纵和性能方面的问题。

1.12.3 明冰 (Clear Ice)

过冷的水以较慢的速度凝结成的光滑透明的冰叫做明冰。『图 2-16』它通常是在温度 0°C 到 -10°C 的过冷雨中或由大水滴组成的云中形成的。与雾凇比较起来，明冰的结构比较紧密、坚硬，有时更为透明。如果积冰量较大，明冰可能会形成一些角状的冰棱『图 2-17』。接近冰点的温度、大量的液态水、较大的空速以及体积较大的水滴很容易导致明冰的形成。

1.12.4 雾凇 (Rime Ice)

由过冷水滴撞击到航空器表面后，瞬间或迅速凝结成的粗糙、白色、不透明的冰称为雾凇。这种冰多形成在温度 -20°C 左右的云中。

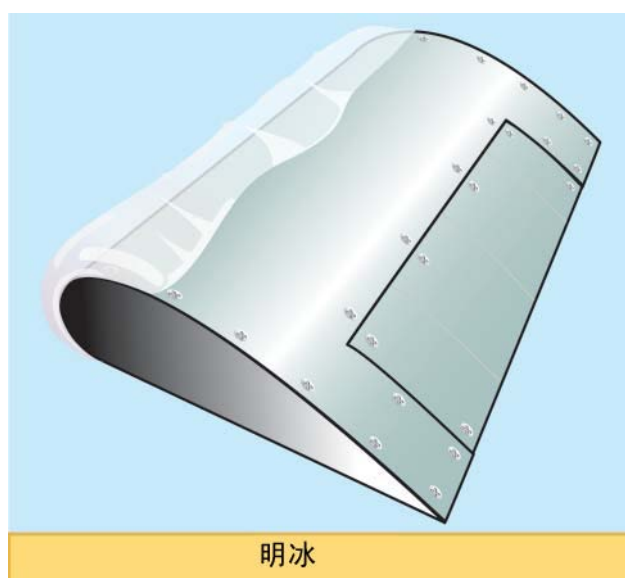


图 2-16 明冰

『图 2-18』快速的凝结会导致冰内包含一些空气泡，造成外表看上去不透明，而且多孔、易碎。对于较大面积的积冰，雾凇可能沿着机翼流线型地延展。较低的温度、少量的液态水、较小的空速以及体积较小的水滴容易造成雾凇的形成。

1.12.5 毛冰（Mixed Ice）

毛冰是明冰和雾凇在同一表面的混合物。它多形成在温度 -5°C 到 -15°C 的云中，因为这样的云中往往是大小过冷水滴同时并存，所以形成的积冰既有大水滴冻结的特征，又有小水滴冻结的特征。毛冰不规则的形状和粗糙的表面空气动力的影响是最大的。

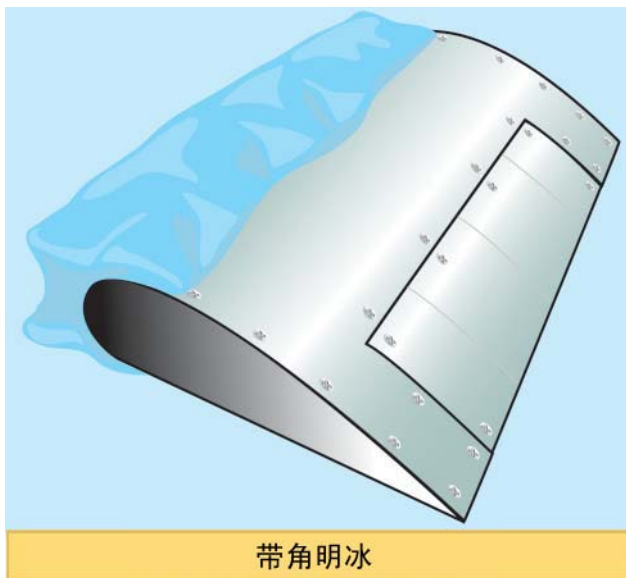


图 2-17 带角明冰的形成

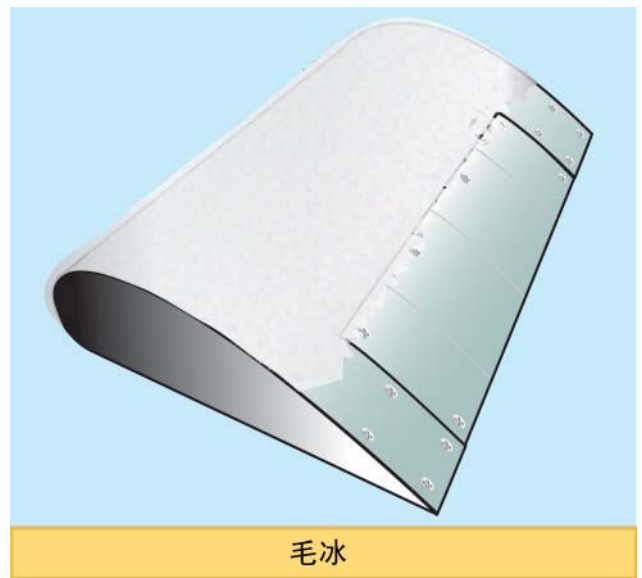


图 2-17 雾凇

1.12.6 翼型积冰的一般后果

结构性积冰危害最大的方面就是对空气动力的影响。『图 2-19』冰改变了机翼的形状，减小了最大升力系数和失速迎角。在迎角非常小的时候，冰对升力系数的影响很小或几乎没有。因此在以较小的迎角巡航时，在机翼上形成的冰对升力的影响很小。但是，冰会大大减小最大升力系数 C_{L-MAX} ，失速迎角也很会显著减小，因此在增加迎角、减速进近时，飞行员可能会发现在机翼上的那些对巡航没有影响的冰会在迎角还不算大而速度也不是很小的时候就造成失速。即使是在机翼前缘薄薄的一层冰，尤其在比较粗糙时，会大大地增大失速速度。对于面积较大的，尤其是带冰棱的积冰，可能在小迎角的时候就会使升力受到影响。同时积冰会影响到翼型的阻力系数。『图 2-19』即使是迎角很小的情况下，积冰造成的阻力也是很明显的。

少量的积冰完全可能导致 C_{L-MAX} 和失速迎角的显著减小。 C_{L-MAX} 减小 30%的情况并不少见。大面积带冰棱的积冰会导致 C_{L-MAX} 减小 40%~50%。积冰时阻力会稳定持续地增加，翼型阻力增加 100%并不罕见，如果大的冰棱形成，阻力能够增加 200%甚至更高。

机翼上积冰有很多其他的影响还没有在这些曲线中体现出来。甚至在翼型失速前，翼型表面的压力也会发生改变，从而影响后缘处的操纵面。此外，在起飞、进近和着陆过程中，许多飞机的机翼都是多部件翼型结构的。积冰会通过不同的方式影响各个部件。积冰可能也会影响各部件上气流之间的相互作用。

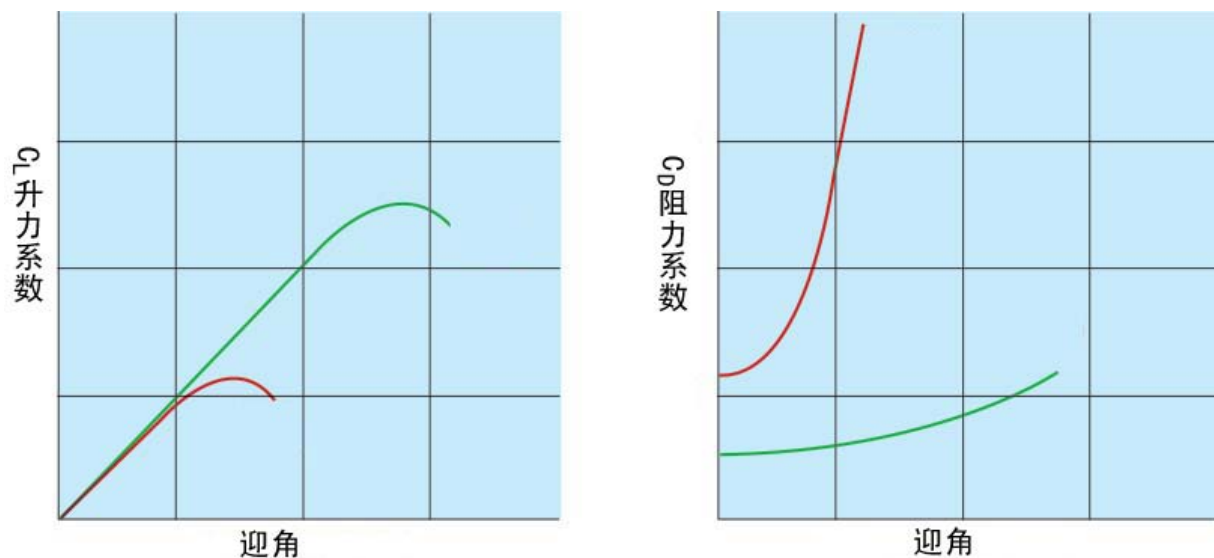


图 2-18 结冰对空气动力的影响

结冰可能会阻碍或限制操纵面的使用，影响操纵面的作用效果，甚至使其失效。而且，由于冰自身的重量过大，起飞时飞机可能不能离地，在空中航空器则不能保持高度。因此在飞行前应除去任何形式的结冰或积霜。

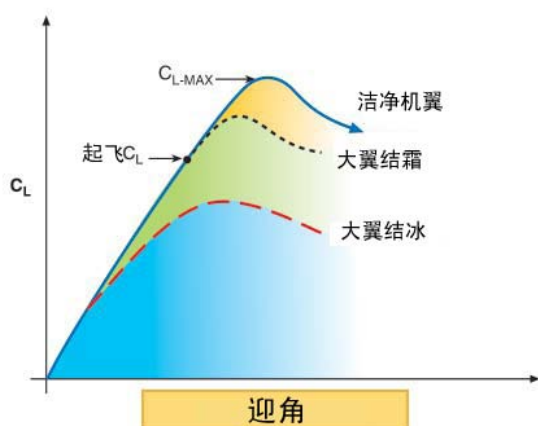
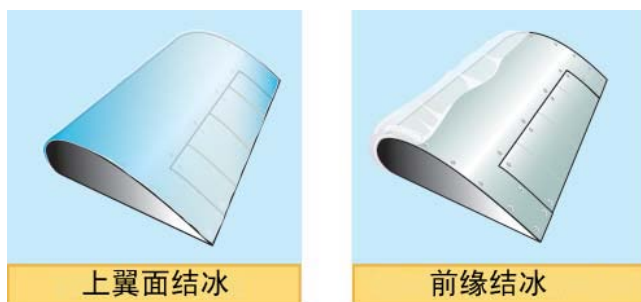


图 2-19 冰霜对升力的影响

结构性积冰的另一个危害是可能出现不可控制的滚转现象，即伴随严重空中结冰的自动滚转现象。驾驶具备积冰条件下运行资格的航空器的飞行员必须清楚，严重积冰超出了航空器审定的积冰包线。自动滚转可能是由于气流分离（空气动力失速）导致的，这会造成副翼的自动偏转，削弱或丧失滚转的操控特性『图 2-20』。这些现象是由于严重积冰造成，不会有通常的积冰信号或空气动力失速的征兆。

由于重心 CG 在压力中心 CP 之前，

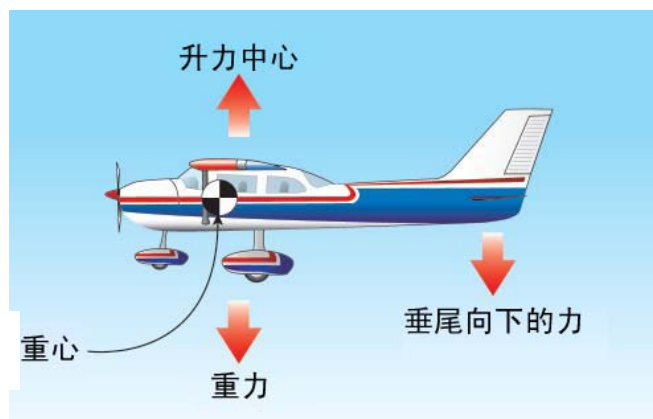


图 2-20 水平安定面处向下的力

大多数航空器都有机翼升力造成的低头力矩。水平安定面的作用就是通过产生向下的力来抵消掉这部分力矩。『图 2-21』这种构型的结果就是：改出机翼失速的动作，如放下襟翼、增加速度，会增大水平尾翼的负迎角。因此水平尾翼积冰时，部分或全部放下襟翼可能会造成平尾失速。『图 2-22』

由于水平安定面通常比机翼要薄，因此会更容易积冰。在多数航空器上，飞行员是看不到它的，因此无法得知除冰设备对水平安定面的除冰效果。所以，飞行员必须时刻对水平安定面的失速保持警惕，特别是在进近和着陆过程中。

Piper PA-34-200T (Des Moines, Iowa)

据 1996 年 1 月 9 日驾驶某航空器的飞行员口述：当其飞越跑道入口时，放襟翼到 25°，而飞机突然低头向下。飞行员立刻收起襟翼增加油门，但是此时航空器好像根本无法控制。于是他又减小了油门，收起了襟翼，飞机在不可控的状态下撞击跑道，之后滑行了 1000 英尺才停下来。此次事故中飞行员受重伤。

对飞机残骸检查之后发现在此次事故中，飞机的前部机身、发动机和机翼受到了严重的破坏。并且在左右水平安定面和垂直安定面前缘附近发现大概 1.5 厘米厚的雾凇。

造成该事故的原因是飞行员没有正确使用除冰系统，导致了尾翼的积冰和水平安定面失速。与该次事故相关的其他因素还有积冰的环境以及飞行员有意地操纵航空器飞入结冰区。

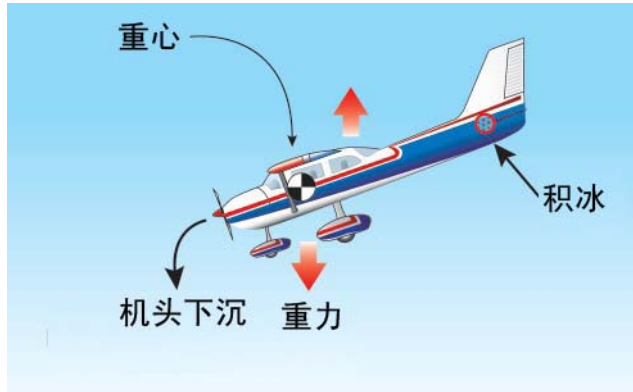


图 2-21 水平安定面积冰

1.12.7 水平安定面失速的征兆

水平安定面积冰有可能引起下列一个或多个现象的发生：

- 升降舵操控抖动；
- 配平之后的姿态比正常时小；
- 其他不正常的俯仰变化。（可能导致飞行员感到飞机的振动）；
- 升降舵效力减弱或失效；
- 升降舵受力突然改变（操纵容易造成航空器低头）；
- 突然的意料之外的向下低头。

如果出现以上任何征兆，飞行员应该：

- 立刻把襟翼收回到之前的位置，同时适当施加一些抬头力；
- 收回襟翼时，应该适当增加空速；
- 针对航空器的外形和设置，使用足够的功率。（对于某些航空器设计来说，在大空速时设定较大的功率可以削弱水平安定面的失速趋势。具体参照生产厂家关于功率设定的建议）；
- 如果环境允许，即使是在阵风条件下，也应柔和地改变低头的俯仰姿态；

- 如果配备了充气除冰系统，可以多次使用该系统以除去在水平安定面上的积冰。

一旦水平安定面发生了失速，失速的程度会随着速度的增加而加剧，在同一襟翼设置下，增加功率也可能会加剧失速。在任何襟翼设置下，水平安定面有积冰，如果空速超出飞机生产厂家的建议值，则可能会导致水平安定面失速和意料之外的航空器下俯，并且难以改出。在空速小于最大带襟翼速度（ V_{FE} ）时，也有可能发生水平安定面失速。

1.12.8 螺旋桨积冰

从空气动力学的角度上说，螺旋桨叶积冰后推力减小的原因同机翼积冰升力减小、阻力增大的原因一样。积冰量最大的地方一般是在整流罩和接近桨叶根部处。螺旋桨上容易积冰和吸入发动机的区域一般采用的措施是防冰而不是除冰，以降低冰块被吸入发动机的可能性。

1.12.9 积冰对航空器关键系统的影响

除了结构性积冰和进气口积冰可造成较大的危害之外，飞行员必须关注那些容易受积冰影响的其它系统。虽然关键系统的积冰不会像结构性积冰一样降低航空器性能、像进气口积冰这样减小功率，但它也会给仪表飞行员带来很多严重的问题。这些系统例如飞行仪表、失速告警系统和风挡。

1.12.9.1 飞行仪表

正常运行中，空速表、气压式高度表、升降速度表这类飞行仪表都需要使用皮托管和静压孔采集的压力数据。当这些设备被冰覆盖时，相应的仪表就会显示错误的信息，这对于仪表飞行来说十分危险。这些仪表的原理以及积冰对它们的影响将在第三章（飞行仪表）中详细地介绍。

1.12.9.2 失速告警系统

失速告警系统给飞行员提供的信息非常关键。这个系统有多个种类，既包括复杂的失速告警传感器，也包括简单的失速告警电门。积冰以不同的方式影响这些系统，造成失速警告失效，使情况更加危险。即使航空器失速告警系统在积冰时仍然保持工作，但它可能完全没有用处，因为此时机翼失速的原因不是迎角过大，而是它探测不到的翼型积冰。

1.12.9.3 风挡

驾驶舱前窗积冰会严重影响飞行员的视线。允许积冰条件下运行的航空器一般都有风挡防冰措施，以帮助飞行员在飞行积冰时看清航空器外面的景象。一种风挡电加温系统能够提供给飞行员有限的视线范围。另一种系统通过风挡的底部安装的喷管给风挡喷射防冰液来防止积冰的产生。在那些安装了复杂的风挡以防止鸟击和过大压力载荷的高性能航空器上，加热组件通常是一层导电薄膜或细导线组，电流通过它们对风挡进行加热，防止冰的形成。

1.12.9.4 天线积冰

由于天线尺寸细小、形状突起，通常没有内部防冰除冰设备，因此更容易积冰。在积冰环境下飞行时，积冰可能会使天线不断振动，造成无线电信号受到干扰，甚至损坏天线。折断的天线，除了造成通信导航系统失效，还可能破坏航空器的其它部位。

1.13 小结

航空器积冰造成了很多飞行事故，起飞过程中的事故多是由于没有在地面上对关键区域采取正确的防冰除冰措施。

如果飞行员不具备积冰条件飞行资格，或航空器没有装备相应的防冰除冰设备，则应该避开所有的积冰环境。有资格的飞行员可以在符合航空器审定的积冰环境中安全地运行，但是决不能轻视积冰。即使只是少量积冰，对飞行中的航空器来说也是非常危险的。飞行员应该十分熟悉航空器飞行手册（AFM）或飞行员操作手册（POH）中关于积冰环境下运行的所有内容，而且严格按照规定执行。正确地操作防冰除冰系统，以及注意积冰条件下的各种空速限制都是十分重要的。有一些积冰条件在任何航空器都不允许进入的，比如说过冷大水滴（SLD）。这些水滴存在于云中或云下，温度低于冰点，直径大于 50 微米。持续在其中飞行是极其危险的。飞行员应该十分熟悉 AFM 或 POH 中涉及积冰条件的相关内容，包括航空器上能够帮助飞行员在云中发现危险的一些特殊线索。

第 1 章 飞行仪表

1.1 介绍

当仪表显示的精确程度使飞行员不需要持续对地面进行目视观察时，飞机也随之成为了一种更加实用的运输方法。飞行仪表对于安全飞行非常重要，飞行员必须对仪表有全面的认识。目视飞行规则（VFR）下所需要的基本飞行仪表包括空速表（ASI）、高度表、磁罗盘。除了这些，仪表飞行规则下（IFR）所需要的仪表还包括陀螺转弯率指示器、侧滑指示器、可调节气压的高度表、时钟、陀螺俯仰坡度指示器（地平仪）以及陀螺方向指示器（陀螺半罗盘或者其他相同效果的设备）。

在仪表气象条件（IMC）下飞行的飞机都配备了能够提供姿态和方向基准的仪表。借助于导航设备，飞机可以在有限的或没有外部目视参考的条件下，完成起飞到着陆的精密飞行。

本章涉及到的仪表都是 CCAR-91 部要求使用的设备，它们分为 3 组：全静压仪表、罗盘系统和陀螺仪表。本章在最后讨论了仪表飞行规则（IFR）下飞行前准备中，这些系统的注意事项。本章还对其它一些航空电子设备进行了系统的介绍，例如电子飞行信息系统（EFIS）、近地警告系统（GPWS）、地形提示和警告系统（TAWS）、空中交通预警与防撞系统（TCAS）、平视显示器（HUD）等等。这些系统正越来越多地运用在通用飞机上。

1.2 全静压系统

动压或冲压空气压力是通过一个开口的管子直接指向飞机周围的相对气流而测量得出的。这个管子就叫皮托管。皮托管连接到使用动压来工作的飞行仪表上，例如空速表（ASI）。

1.2.1 静压

一些仪表依赖周围静止的大气压力来测量飞机的高度以及水平或垂直运动的速度。这种压力叫做静压，它是通过飞机外部的一个或多个位置的静压孔采样来获得的。在某些飞机上，空气在电加热皮托静压头一侧的静压孔取样。『图 3-1』其它飞机通过位于机身或垂直尾翼上的静压孔获得静压。试飞证明，静压孔周围的空气不会受到扰动。静压孔通常成对出现，安装在飞机的两侧。这两个位置可以防止由于飞机的横向运动而导致静压指示错误。静压孔周围的区域可以使用电加热原件以防止积冰导致空气入口堵塞。

在大多数飞机的仪表面板上都能找到三个靠压力工作的基本仪表。它们分别是气压式高度表、空速表（ASI）和升降速度表（VSI）。这三个仪表接收到的压力都是由飞机的全静压系统测得的。

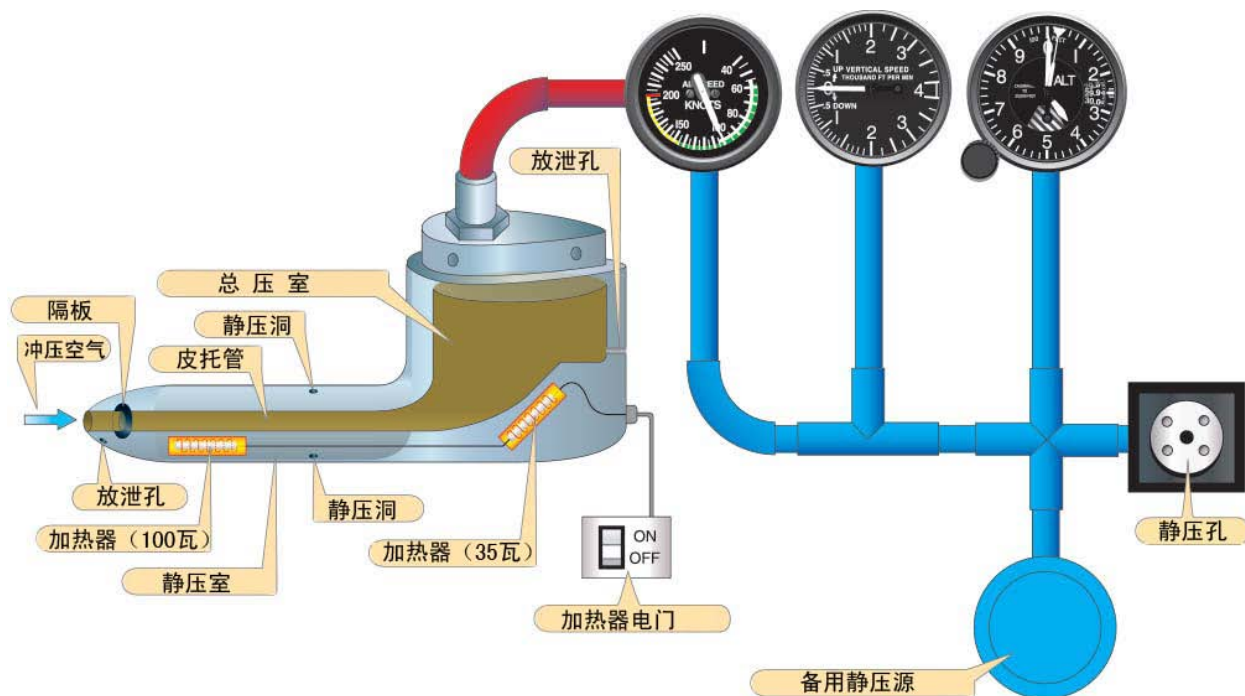


图 3-1 一种典型的电加热皮托静压头

1.2.2 有关堵塞的问题

皮托管对堵塞特别敏感，特别是由于结冰而引起的堵塞问题。皮托管的入口是冲压空气进入全静压系统的地方，轻微的结冰都可以将其堵塞并影响空速表，这也是为什么大多数飞机会装备皮托管加热系统的原因。

1.2.2.1 皮托管堵塞的指示

如果皮托管已经发生堵塞，空速表会显示错误的速度。在皮托管被堵塞的高度上，空速表会保持当时的空速不变，不能反映速度的实际变化。

- ❖ 当飞机高于皮托管发生堵塞的高度时，空速表的指示会高于堵塞时的高度。并且随着高度的增加，空速表的指示也会随之增加。
- ❖ 当飞机低于皮托管发生堵塞的高度时，空速表的指示会低于堵塞时的高度。并且随着高度的降低，空速表的指示也会随之减小。

1.2.2.2 静压口堵塞的指示

很多飞机都安装了一套用来保护静压孔的加热系统，以防止出现结冰的情况。当静压孔发生堵塞时，空速表仍会工作，但指示可能不正确。仅在出现堵塞的高度上，空速指示是正常的。

- ❖ 当飞机高于静压孔被堵塞的高度时，空速表会显示一个小于实际值的空速，并且随着高度的增加，指示会持续减小。
- ❖ 当飞机低于静压孔被堵塞的高度时，空速表会显示一个大于实际值的空速，并且随着高度的降低，指示会持续增大。

一旦出现堵塞，无论高度有何变化，由于静压系统内部的空气压力没有变化，使得高度

表依然维持在出现堵塞时的高度指示值上，而升降速度表的指示保持为零。在某些飞机上，安装了备用静压源活门以便在紧急情况下使用。『图 3-2』如果备用静压源开口在飞机内部，则其所获得的静压通常低于飞机外部的静压，因此选择备用静压源可能造成以下的错误仪表指示：

1. 高度表读数比正常值高；
2. 空速表读数比正常值大；
3. 升降速度表出现瞬时的爬升率指示。请查阅 POH/AFM（飞行员操作手册/飞机飞行手册）以确定误差量。

1.2.2.3 飞行条件的影响

静压孔的位置应该使流经其表面的空气尽可能的不受扰动。但是在一些飞行条件下，特别是当起落架和襟翼放下后出现大迎角时，静压孔周围的空气可能会受到扰动，使高度表和空速表出现错误指示。而这些仪表的精确度对于飞行安全至关重要，因此检查静压系统的位置误差是飞机审定试飞的一个重要部分。

在 POH/AFM（飞行员操作手册/飞机飞行手册）中必须要对襟翼和起落架各种形态下所对应的空速进行相应的修正，并且提供修正值。

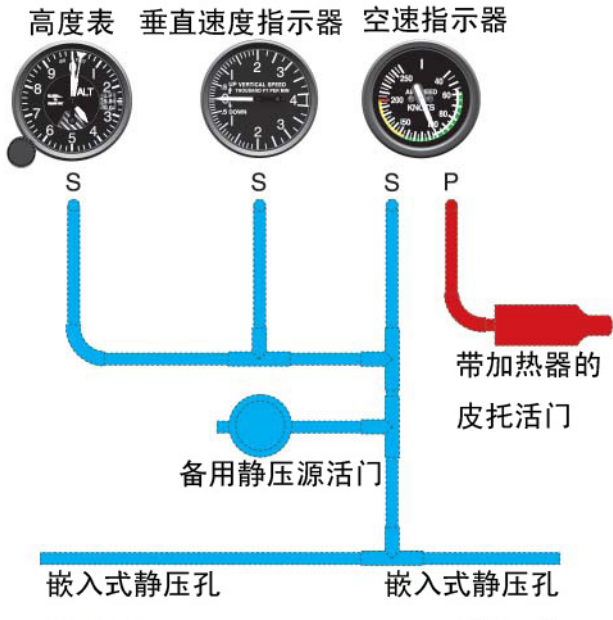


图 3-2 一种典型的皮托静压系统

1.3 全静压仪表

1.3.1 气压式高度表

气压式高度表是一种膜盒式气压表，用于测量周围大气的绝对压力，并以英尺或米制单位来显示在一个所调定的压力面之上的高度。

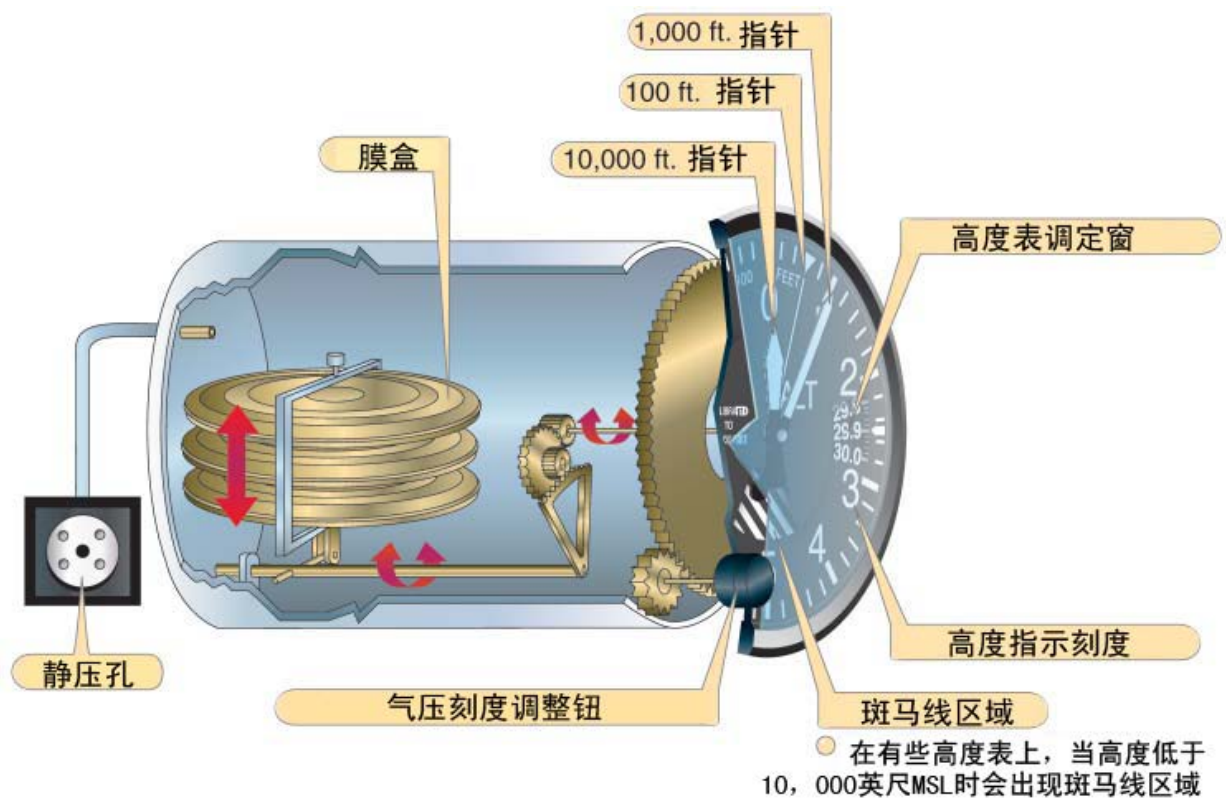


图 3-3 气压式高度表的构成

1.3.1.1 工作原理

气压式高度表里面的敏感原件是真空波状铜质膜盒压力传感器组。『图 3-3』来自静压源的静压（大气压力）作用在膜盒外，静压变化时，膜盒产生变形。膜盒的变形量经传动机构带动指示器的指针转动，指示出了相应的高度。

10000 英尺以下，在仪表上可以看到一块斑马线区域（黑白相间的条纹窗）。高于这个高度时这个斑马线区域开始被覆盖，直到高于 15000 英尺时，所有的斑马线都被覆盖了。『图 3-4』

高度表的另一种形态为滚动显示仪表。『图 3-5』这些仪表只有一根指针，每 1000 英尺转一圈。每个数字代表 100 英尺，每一小格代表 20 英尺。滚动显示高度表以 1000 英尺为单位，该设备通过相连的机械装置来驱动指针。对这种类型的高度表进行读数时，首先要读取滚动窗上显示的数值，获得千英尺数，然后观察指针读数得到百英尺及以下的读数。



图 3-4 三针高度表



图 3-5 滚动显示高度表

气压式高度表配有可调节的气压刻度，允许飞行员在测量高度时调定基准气压。气压刻度显示在一个被称为高度表气压调定窗的小窗口内。飞行员可以使用仪表上的旋钮来调节刻度。刻度表的范围从 28.00 到 31.00 英寸汞柱（Hg）或者 948 到 1050 百帕。

飞行员可以通过转动旋钮来改变气压刻度以及高度表指针。在 5000 英尺以下，标准的气压递减率为：气压刻度每改变 1"Hg，则指针指示改变 1000 英尺。当气压刻度调节到 29.92" 或者 1013.25 百帕，指针指示的是标准气压高度。将气压刻度调整到当地的修正气压值，则高度表指示当前海平面气压高度（修正气压高度）。

1.3.1.2 高度表的误差

气压式高度表的设计是符合标准状况下气压的标准变化规律的，但是大多数飞行都会由于非标准的飞行条件而产生误差，飞行员必须对这些指示进行相应的修正。其误差有两种类型：机械式和固有式。

1.3.1.3 机械式误差

飞行员在起飞前检查时应确定高度表的工作状况，将气压刻度盘调到当地的修正气压值。此时高度表应该指示机场的实际标高。如果高度表的指示偏离实际标高超过 75 英尺，则仪表应该送到指定的仪表维修站来重新进行校准。不同的外界温度以及不同的气压也会造成高度表的显示不准确。

1.3.1.4 固有式误差

『图 3-6』中显示了非标准温度是如何影响高度表显示的。当在空中的飞机周围温度高于标准大气时，空气密度相对较小，每个气压面之间的垂直距离较大。当飞机在高度表指示 5000 英尺时，此时气压面的实际高度高于在标准温度条件下指示 5000 英尺的高度，因此飞机的实际高度也就比相对较冷的标准温度条件下的高度高。当飞机周围温度低于标准大气时，空气密度相对较大，每个气压面之间的垂直距离较小。当飞机在高度表指示 5000 英尺时，此时气压面的实际高度低于在标准温度条件下指示 5000 英尺的高度，因此飞机的实际高度也就比相对较热的标准温度条件下的高度低。

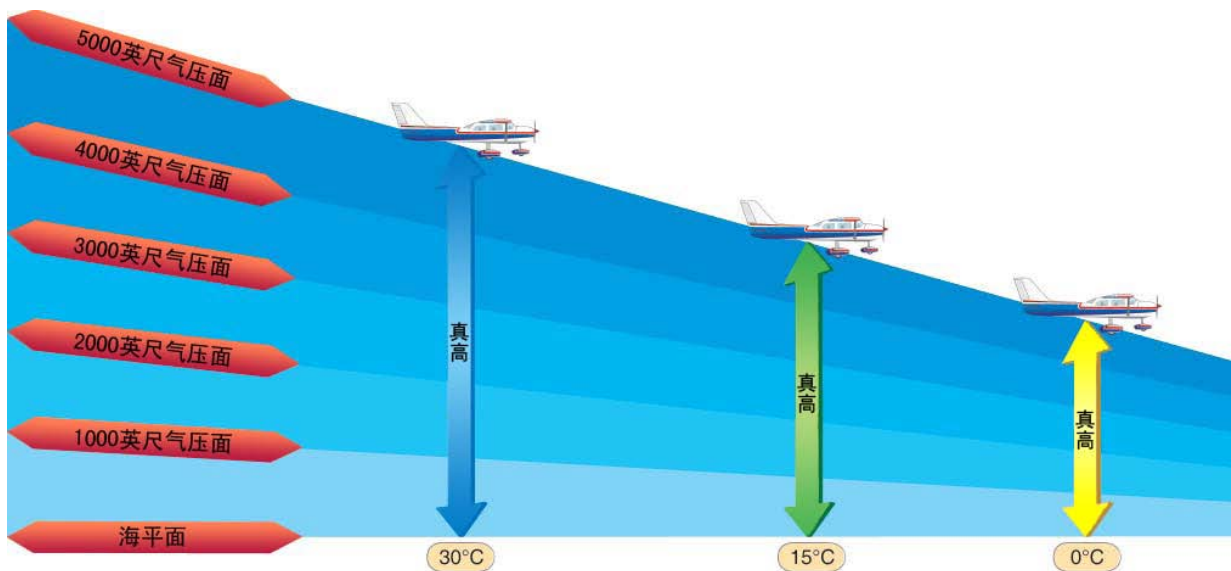


图 3-6 当飞机飞进一个温度更高（密度更小）的区域时，飞行员会发觉高度表的指示在减小。

1.3.1.5 寒冷天气条件下高度表的误差

在国际标准大气（ISA）条件下，正确校准后的气压式高度表指示的是在平均海平面（MSL）之上的真实高度。非标准气压条件下应使用当地修正气压来进行校准。

如果当时温度高于 ISA，真实高度将高于指示高度，如果当时温度低于 ISA，真实高度将低于指示高度。当温度低于 ISA 温度时，真实高度与指示高度之间的不一致可能会导致飞机的越障高度不够。英文的口号叫作：High to Low, warm to cold, watch below!

		高于机场的高（以英尺为单位）													
报告温度 (以摄氏度为单位)		200	300	400	500	600	700	800	900	1,000	1,500	2,000	3,000	4,000	5,000
	+10	10	10	10	10	20	20	20	20	20	30	40	60	80	90
	0	20	20	30	30	40	40	50	50	60	90	120	170	230	280
	-10	20	30	40	50	60	70	80	90	100	150	200	290	390	490
	-20	30	50	60	70	90	100	120	130	140	210	280	420	570	710
	-30	40	60	80	100	120	130	150	170	190	280	380	570	760	950
	-40	50	80	100	120	150	170	190	220	240	360	480	720	970	1,210
	-50	60	90	120	150	180	210	240	270	300	450	590	890	1,190	1,500

图 3-7 ICAO 低温误差表。

在温度极低的情况下，飞行员需要参考『图 3-7』增加适当的温度修正量，使用表中标注的 IFR 高度以保证在以下限制条件下的地形及越障高度：

- ❖ 由空中交通管制（ATC）特别指定的高度不需要修正，例如“保持 5000 英尺”。如果飞行员确定较低的温度可能会导致离地或者距离障碍物高度不够，飞行员可以拒绝该指定高度。
- ❖ 如果使用了图表上标注的 IFR 高度进行温度修正（例如程序转弯高度，最后进近定位点高度等），飞行员必须就此修正咨询 ATC。

1.3.2 ICAO 低温误差表

由于低温引起的高度表误差可能会影响越障高度，因此当温度比标准温度低很多时，飞行员需要高度重视这个误差。在极冷的温度下飞行时，飞行员可能需要抬高最低安全高度，并且在正常最低标准的基础上相应地增加云高。当飞行在安全高度较低的区域时，由于低温使其实际离地高度更低，因此飞行员需要相应地选择更高的高度，才能保证安全。大多数带有大气数据计算机的飞行管理系统（FMS）会对低温误差进行补偿。这些补偿可以自动进行，这样飞行员可以清楚地掌握周围环境。如果通过 FMS 或者人工进行了补偿，必须通知 ATC 飞机没有在指定高度上飞行。否则，可能会减小与其他飞机间的垂直间隔，从而造成危险。『图 3-7』中的表格，出自国际民航组织（ICAO）的标准规则，图中显示了在温度非常低的条件下，仪表会存在多大的误差。使用该表时，在左侧栏查找报告温度，然后根据最上面一行的机场/报告点之上的高度。即从最后进近定位点（FAF）高度中减去机场标高。左侧栏与顶行项目的交叉处为可能的误差值。

例如：报告温度为零下 10 摄氏度，FAF 为机场标高之上 500 英尺。根据报告的当前高度表调定值，飞机最多低于高度表指示高度 50 英尺。

当使用低温误差表时，高度误差与报告点标高之上的高度以及报告点温度成正比。对于 IFR 进近程序，报告点标高假设为机场标高。飞行员必须明白，修正基于报告点温度，而不是飞机在当前高度所遵守的温度，高度方面以报告点之上的高度为准而不是标注的 IFR 高度。

为了看清楚如何使用修正，注意：

机场标高 496 英尺

机场温度 零下 50 摄氏度

IFR 进近图提供以下数据：

最小程序转弯高度 1800 英尺

最低 FAF 穿越高度 1200 英尺

直线最低下降高度 800 英尺

盘旋 MDA 1000 英尺

使用 1800 英尺的最低程序转弯高度来举例，来介绍一下如何确定相应的温度修正。通常，将高度值四舍五入到百位英尺使用最接近高度。图上 1800 英尺的程序转弯高度减去机场标高 500 英尺等于 1300 英尺。1300 英尺的高度差异在修正航图标高 1000 英尺以及 1500 英尺之间。报告点温度为-50 摄氏度，修正值在 300 英尺以及 450 英尺之间。补偿值之间的差值除以机场之上高度之间的差值得出每英尺的误差值。

本例中，150 英尺除以 500 英尺等于 0.33 英尺即每 1000 英尺之上高度每增加 1 英尺补偿 0.33 英尺。前 1000 英尺提供 300 英尺的修正，每增加 0.33 乘以 300 英尺，为 99 英尺四舍五入即为 100 英尺。300 英尺加上 100 英尺等于 400 英尺的总的温度修正。对于给定的情况下，对 MSL 之上 1800 英尺（等于 1300 英尺报告点之上的高度）的标注值进行修正，则需要增加 400 英尺。因此，在指示高度 2200 英尺上飞行时，飞机实际上在 1800 英尺高度上飞行。

最小程序转弯高度

标注的 1800 英尺=修正的 2200 英尺

最低 FAF 穿越高度

标注的 1200 英尺=修正的 1500 英尺

直线 MDA

标注的 800 英尺=修正的 900 英尺

盘旋 MDA

标注的 1000 英尺=修正的 1200 英尺

1.3.3 高度表上的非标准气压

由于大气压力不是恒定的，因此保持当前高度表设定值非常重要。既在一个位置时其他可能高于不远处某个位置的气压值。以飞机高度表调定值在当地气压 1013.25 百帕为例。随着飞机进入低压区域（『图 3-8』中从 A 到 B），飞行员没有重新调定高度表调定值（一定要将高度表调至当地气压），然后随着压力的降低，指示高度逐渐降低。调整高度表调定值来进行补偿。当高度表显示指示高度 5000

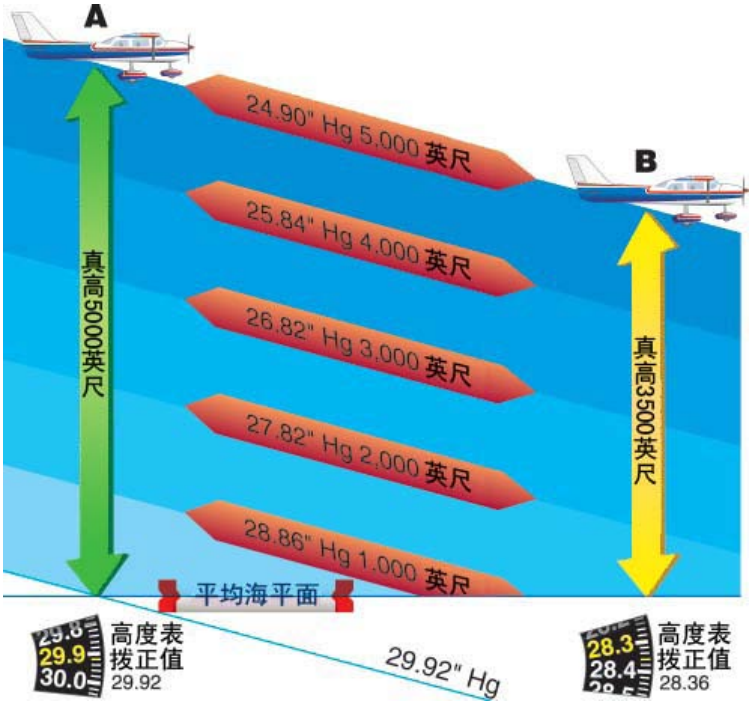


图 3-8 飞机高度表未使用标准气压，进入低于标准气压区域时会产生误差（大气密度低）。

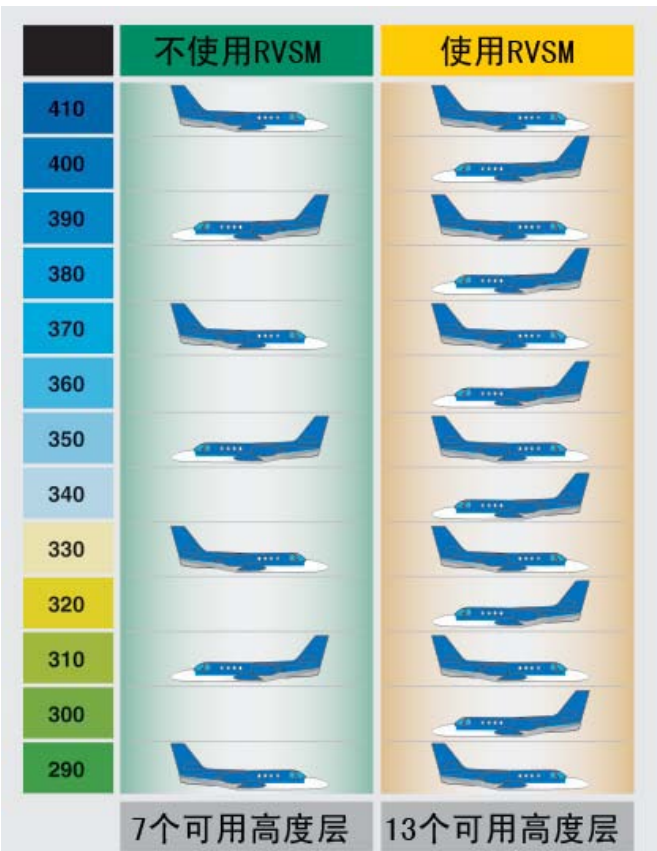
英尺，A 点的真实高度（高于平均海平面高）实际上仅为 B 点的 3500 英尺。事实上高度指示由于并不总是指示真实值，因此并不适合用来记忆，“当从高温到低温或者从高到低飞行时，要向外看看下面”。『图 3-8』

1.3.4 高度表的改进（编码高度表）

空域系统中如果只有飞行员有飞机高度指示是远远不够的，地面上的空中交通管制员必须清楚地知道飞机的高度。为了提供这一信息，通常为飞机配备编码高度计。

当 ATC 应答机调定在 C 模式，编码高度表提供一系列识别飞机所在飞行高度的脉冲信号给应答机（以 100 英尺开始递增）。这一系列脉冲发送到地面雷达并以文字的形式出现在管制员的屏幕上。通过该应答机可以使地面管制员识别该飞机并确定飞机所在位置的垂直高度。

编码高度计中的计算机以 1013.25 百帕为基准测量气压，并将该数值发送给应答机。当飞行员调整气压刻度表到当地高度表调定



值，发送给应答机的数据不会受影响。这样可以保证所有使用方式 C 模式的飞机使用相同的气压标准来发送数据。ATC 设备调整显示的高度来补偿当地气压差异，从而保证显示目标的正确高度。联邦法规汇编 14（14CFR）中 91 部要求应答机发送的高度误差应在仪表指示高度 125 英尺范围内。

1.3.5 减少的最小垂直间隔（RVSM）

低于 31000 英尺，飞行高度之间必须保持至少 1000 英尺间隔。飞行高度层（FL）通常从 18000 英尺开始，该位置气压值为 1013.25 百帕或者更大。所有飞机在 18000 英尺或者更高时使用标准高度表调定值 1013.25 百帕，高度也使用标准用语即飞行高度层 FL。FL180 到 FL290 之间，两飞机之间的最低高度间隔为 1000 英尺。但是，对于在 FL290 以上进行飞行时（由于飞机的设备以及报告能力，潜在的误差）ATC 使用 2000 英尺的间隔。如果一架向东飞行的飞机使用 FL290 时，附近有一架向西飞行的飞机可以在 FL310 飞行，这样一直到 FL410，或者几个 FL 都可以用于飞行。使用 1000 英尺的间隔，或者可以通过计算 FL290 与 FL410 之间相隔的几个垂直间隔，我们发现就会有额外的 6 个飞行高度层（FL）可以使用。这样正常的飞行高度层以及方向管理将保持在 FL180 到 FL410 之间。图 3-9 FL 180 与 FL 410 之间增加的飞机架次我们把它称之为减少的最小垂直间隔（RVSM）。

但是，加入 RVSM 项目在飞机设备以及飞行员培训方面都需要一定的经济投入。例如，必须要减少高度测量误差，使用 RVSM 的操作者必须获得相应的民航机构的许可。RVSM 飞机必须达到所要求的保持高度的性能标准。除此之外，操作者必须根据所飞空域内的 RVSM 政策/程序来进行操作。

飞机必须配备至少一个高度自动控制——

- ❖ 飞机在平直飞行时，所获的高度的公差带在 ± 65 英尺范围内。
- ❖ 在没有紊流的情况下，对于 1997 年 9 月或者之前获得使用批准的飞机已经配备了自动高度控制系统以及飞行管理/性能系统输入的，公差带可以在 ± 130 英尺范围内。

飞机必须配备高度警告系统，当指示高度已经偏离所选高度超过 200 英尺（大多数情况下）时，该警告系统会发出警告信号。当飞机在完整的 RVSM 飞行包线内飞行时，剩余静压源误差加上电子设备误差两者综合的最大绝对值不能超过 200 英尺。使用 TCAS 的飞机必须进行 RVSM 操作。『图 3-9』显示的是在 FL180 以及 FL410 之间飞机增加的数量。该系统最引人注目的是通过充分利用较高的高度层（FL）容纳更多的飞机，从而节省大量的时间。

1.3.6 升降速度表（VSI）

『图 3-10』显示的 VSI 被称为升降速度表，通常主要作为爬升速率指示器。升降速度表是一种用来指示气压速率变化的仪表，当偏移恒定气压水平时会提供相关指示。

仪表箱体内部带有一个膜盒式装置，与空速表中的类似。膜盒的内部与箱体内部连接到静压口，但是箱体通过一个校正量孔连接，这样箱体内的气压变化会比薄膜内的气压变化要慢。随着飞机的升高，静压逐渐变低。箱体内的压力压缩薄膜，指针向上移动从而显示爬升，并以每分钟英尺（FPM）来指示上升速率。

当飞机改为平飞时，气压不再发生变化。箱体内部的气压等于膜盒内部的气压，指针回到水平位置或者 0 位置。当飞机下降时，静压开始增加。随着膜盒逐渐扩张，将指针向下移动指示一个下降。

升降速度表的指针指示可能会比实际的气压变化慢几秒钟。但是要比高度表要敏感许多，在警告飞行员向上或者向下趋势时也更加重要，因此可以帮助飞行员保持在恒定的高度上。

某些更为复杂的升降速度表，被称为瞬时升降速度表（IVSI），它配备了两个使用空气泵驱动的加速计来感应飞机向上或者向下的俯仰并瞬时产生一个压差。当俯仰产生的加速度所引起的压差逐渐消失时，高度气压的改变才生效。



图 3-10 上升下降率（千英尺每分钟）

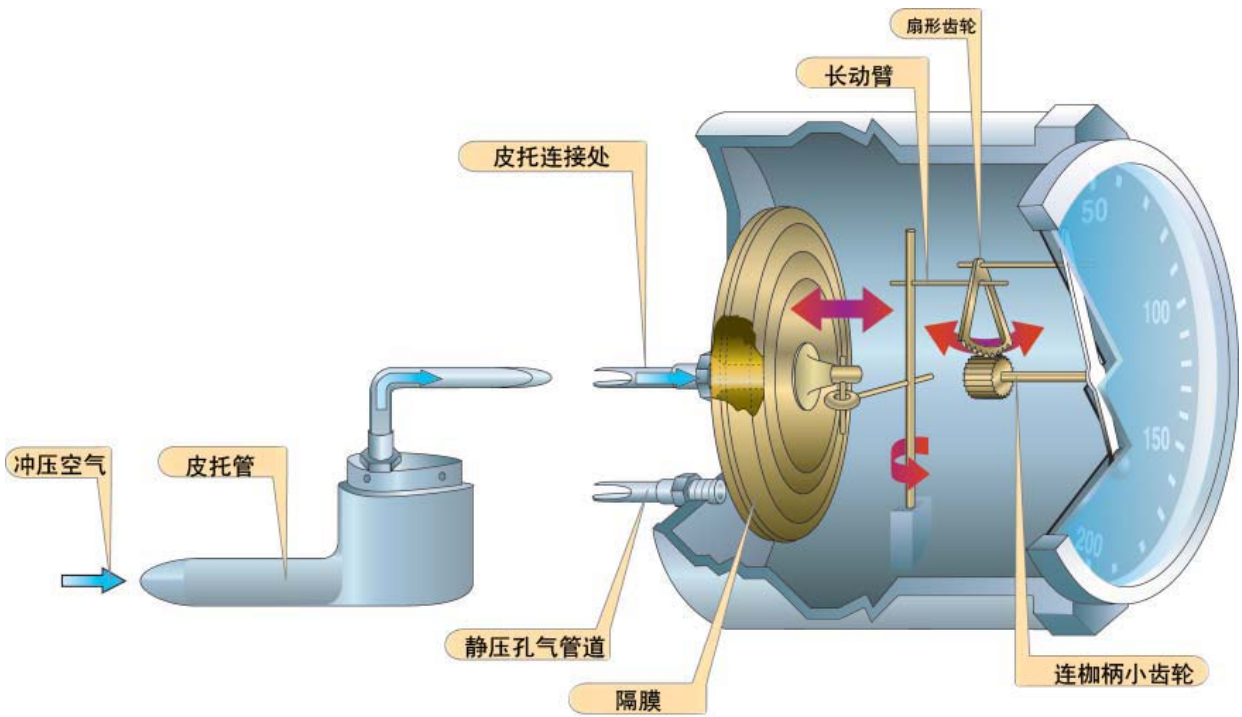
1.4 动压型仪表

1.4.1 空速表（ASI）

空速表（ASI）通过一个压差量表来测量飞机周围大气的动态压力。动态压力是指外界大气静压与飞机运动时的压力或者冲压之间的差值。这两种压力均由皮脱静压系统提供。

空速表的机械装置参见『图 3-11』，它包括一个薄的波状形的磷铜膜盒或者膜片，可以接收皮脱管的压力。仪表的箱体为密封的并且与静压孔相连接。随着皮脱压力的增加或者静压降低，膜片会鼓起。通过摇轴来测量体积发生的变化，然后使用一套齿轮装置来驱动仪表刻度盘上的指针。大多数空速表以节为单位来进行校准或者使用海里每小时，有些使用法定英里每小时，而某些仪表两者兼有。

图 3-11 空速表的机械装置。



1.4.1.1 空速类型

虽然高度类型只有几种，但是空速的类型却可以分成很多：指示空速（IAS），校正空速（CAS），等效空速（EAS）以及真空速（TAS）。

1.4.1.2 指示空速（IAS）

IAS 显示在仪表刻度盘上，没有对仪表或者系统误差进行修正。

1.4.1.3 校正空速（CAS）

校正空速（CAS）是飞机运动时的速度，通过对 IAS 进行仪表误差以及位置误差修正后的速度。飞行员操作手册/飞机飞行手册（POH/AFM）上均配有图表或者图示来介绍如何修正 IAS 的这些误差，并提供不同襟翼以及起落架形态下的修正后的 CAS。

1.4.1.4 等效空速（EAS）

等效空速（EAS）是指对于皮脱管中的大气进行补偿后的修正 CAS。在海平面标准大气下 EAS 与 CAS 相等。随着空速以及压力高度的增加，CAS 比实际值要高很多，因此必须从 CAS 中减去相应的修正值。

1.4.1.5 真空速（TAS）

真空速（TAS）是指在非标准大气以及温度下对 CAS 做的修正。TAS 以及 CAS 在海平面标准大气下是相等的。在非标准条件下，通过对 CAS 进行压力高度以及温度的修正后得出 TAS。

某些飞机配备了真空速表（ASI），在仪表箱体内部使用了一个带有温度补偿的膜盒风箱。风箱对仪表箱体内部的摇轴的移动进行修正因此指针指示真实的 TAS。

TAS 指示器提供真空速以及指示空速。这些仪表使用传统的空速机械装置，并且在常规刻度盘表面配备了额外的可视的辅助刻度盘。仪表上的旋钮允许飞行员转动辅助刻度盘并且根据当时的压力高度来对外界大气温度的指示进行校正。校正后仪表指针在辅助刻度盘上指示 TAS。『图 3-12』

1.4.1.6 马赫数

当飞机接近音速时，飞机表面某些区域的气流的速度也会增加直到它到达音速从而形成激波。这时 IAS 随着温度发生变化。因此在这种情况下仅使用空速并不足以警告飞行员可能会出现的问题。因此马赫数就显得尤为重要。马赫数是相同大气条件下飞机 TAS 与音速的比值。飞机以音速飞行时，马赫数为 1.0。一些早期的机械马赫表并不是由大气计算机来驱动的，而是在仪表内部安装一个高度无液气压计来将皮脱静压转换成马赫数。使用这些系统时假设不管在哪个高度都使用标准温度，只要温度偏离了标准值马赫数都是不准确的。这些系统被称为指示马赫数。现在的电子马赫表使用大气数据计算机提供的信息来修正温度误差。这些系统显示真实马赫数。



图 3-12 真实空速指示器允许飞行员对非标准温度以及大气条件下的 IAS 进行校准。

尺飞行，如果大气温度比较高，空速将为 530 节。

大部分高速行的飞机都有一最大马赫数。马赫

上显示的小数点值。『图 3-13』例如，如果马赫指示.83，飞机在 30000 英尺上飞行，标准条件下速为 589.5 节，空速为 489.3 节。音速随着大气温的变化而变化。如果飞机以马赫.83 在 10000 英



图 3-13 马赫表为音速与飞机当时 TAS 的比值。



图 3-14 最大允许空速指示器有一个可移动的指针用来指示绝对不允许超过的速度，从而避免激波的产生，该速度随着高度的变化而变化。

1.4.1.7 最大允许空速

某些飞机以高亚音速飞行，配备了最大允许的空速表如『图 3-14』中所示。该仪表看上去与标准空速表没有什么区别，并且使用节来测量速度，但是多了一个红色的或者是红白条相间的指针。最大空速指针由膜盒或者高度表机械装置来驱动，当空气密度下降时，该指针会指向较低的空速值。保持空速指针的指数低于最大指针可以避免产生激波。

1.4.1.8 空速色码

空速表的刻度盘使用色码来提醒飞行员飞机当时的速度。这些颜色以及相对应的空速可参见『图 3-15』。

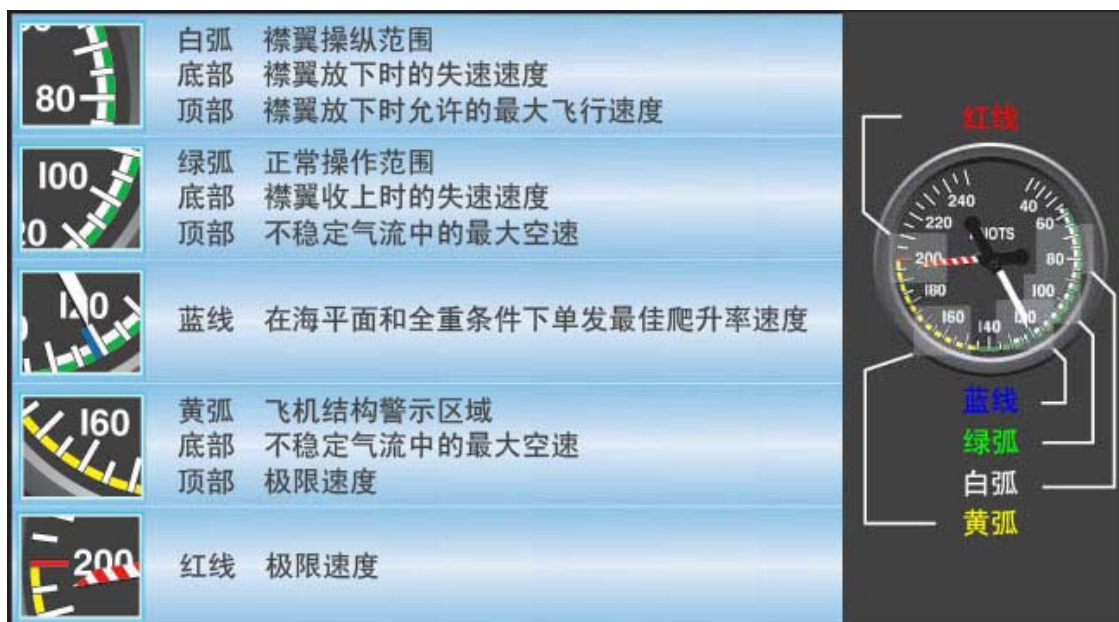


图 3-15 空速表的色码

1.5 磁力

地球是一个巨大的磁体，在空间中不停地旋转，被看不到的磁力线所组成的磁场所包围。这些磁场线从磁北极的表面出发再回到磁南极。

磁力线有两个重要的特征：

磁场内任何可以自由转动的磁体的方向与磁场磁力线的方向是一致的，并且当使用任何一个导体来切割这些磁力线时都会产生一个电流。飞机上安装的大部分方向指示器都使用了这两个特性中的一个。

1.5.1 基本的航空磁罗盘

用来指示方向的最原始而且构造最简单的仪表为磁罗盘。磁罗盘也是 91 部要求的 VFR 以及 IFR 飞行中必备的最基本仪表。

1.5.1.1 磁罗盘介绍

磁铁是磁体的一种，通常是一个含铁的金属，可以

吸引并保持磁力线。不管体积大小，每个磁铁都有两个极：南极和北极。当一个磁铁放在另一个磁铁旁边时，同名磁极相互相斥，异名磁极相互吸引。

飞机的磁罗盘，如『图 3-16』中所示，有两个小磁铁吊挂在浮球下密封在一个罗盘碗里，里面盛满了类似于煤油的液体。一个方位刻度环环绕在浮球上，通过一个带基准线的玻璃窗来读取方位。刻度环上标有字母，代表东南西北四个基本方向，每两个字母之间每 30°标注一个数字。表示方向的数字的最后一个“±0”可以忽略，例如，3=30°，6=60°，以及 33=330°。每个字母与数字之间还有长短相间的刻度线，长刻度线代



图 3-16 磁罗盘上的垂直线被称为基准线。

表 10°，短刻度线代表 5°。

1.5.1.2 磁罗盘的结构

在浮球以及刻度盘用一个坚硬的钢制轴尖支撑在一个特殊的带有弹簧由坚硬玻璃制成的宝石碗里。浮球的浮力减轻了轴尖的载荷，液体抑制了浮球以及刻度盘的摆动。宝石碗以及轴尖装置的特殊构造允许浮球任意转动，并且最大可以达到约 18°的坡度。如果坡度过大，罗盘指示就会出现误差并且变得无法预知。

罗盘装置完全充满了罗盘浮液。为了防止温度变化造成的液体胀缩，从而造成损坏而发生泄露，罗盘的底部密封在一个膜盒中，而有些罗盘则使用金属风箱。

1.5.1.3 磁罗盘操作原则

磁铁的方向与地球的磁场一致，飞行员应该根据基准线在刻度盘上读取方向。注意在『图 3-16』中，飞行员从背面观察罗盘刻度。当飞行员按照罗盘指示在向北飞时，东边在飞行员的右侧，但是刻度盘上“±33”的位置（代表 330°，西北位置）为北边的右侧。这种相反的刻度盘指示的原因是由于刻度盘是固定的，罗盘装置以及飞行员转动时总是从刻度盘的背面观察刻度盘。

罗盘顶部或者底部安装了一个补偿器装置，允许航空维修技术人员（AMT）在罗盘内部制造一个磁场从而抵消当地外界磁场的影响。从而修正偏离误差。补偿器装置有两个轴，每个轴的末端有两个螺丝刀槽与罗盘的前面相连接。每个轴连接转动一个或者两个小型的补偿磁铁。其中一个轴的末端标注 E-W，当飞机指向东或者指向西时，磁罗盘受到该补偿磁铁磁场的影响。另一个轴标注 N-S，当飞机指向北或者南时，该磁场影响罗盘。

1.5.1.4 磁罗盘所产生的误差

磁罗盘是面板上的最简单的装置，但是却可以产生大量的误差，因此飞行员需要注意。

1.5.1.5 磁差

地球绕着地理轴旋转，地图以及航图使用经过地极的子午线来绘制。从地极测量的方向被称为真方向。磁罗盘指向的方向成为磁北极，但是磁北极与地理北极并不一致，相差约 1300 英里，从磁极测量的方向被称为磁方向。在空中导航过程中，真方向与磁方向之间的差异被称为磁变。测量与着陆导航过程中的这种相同的角

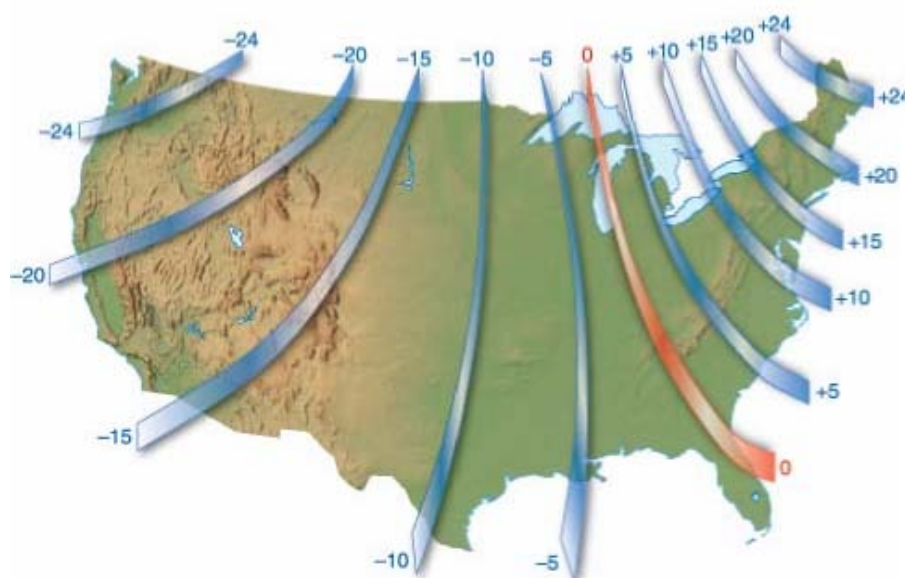


图 3-17 等偏线是磁差相等的线

差异被称为磁差。

例如，在华盛顿，D.C 地区磁差为 10° 西。如果飞行员想飞真航迹向南 180° ，则在此航迹上必须加上磁差所以应该飞向 190° 。在洛杉矶 CA 区域，磁差为 14° 东。如果想要执行真航迹 180° ，飞行员必须减去磁差执行 166° 磁航迹。磁差误差不会改变飞机的航向，无论在何处飞机都是沿着等偏线飞行。

『图 3-17』显示了等偏线，可以通过上面的度数来识别该地区的磁差。最接近芝加哥的线被称为零磁偏线。沿着这条线上任何一个地方的两个极点都是一致的，也就是说没有磁差。从这条线以东开始，每个地方的磁极都在地极的西边，因此必须对罗盘显示进行修正以获得真方向。

例如，在华盛顿，D.C 地区磁差为 10° 西。如果飞行员想飞真航迹向南 180° ，则在此航迹上必须加上磁差所以应该飞向 190° 。在洛杉矶 CA 区域，磁差为 14° 东。如果想要执行真航迹 180° ，飞行员必须减去磁差执行 166° 磁航迹。磁差误差不会改变飞机的航向，无论在何处飞机都是沿着等偏线飞行。

1.5.1.6 罗差

罗盘的磁铁与任何一个磁场都是一致的。飞机的局部磁场是由仪表中的电流所引起的，附近的配线或者任何一个建筑物的磁化物体都会与地球的磁场相冲突引起罗盘误差，我们把它称为罗差。

罗差与磁差不同，在每个方向上罗差都是不同的，它并不受地理位置的影响。由磁差引起的误差不能降低

或者改变，但是罗差引起的误差可以通过某些措施来尽量使其最小化，当飞行员或者 AMT 执行维修任务时可以通过“旋转罗盘”来达到这一目的。

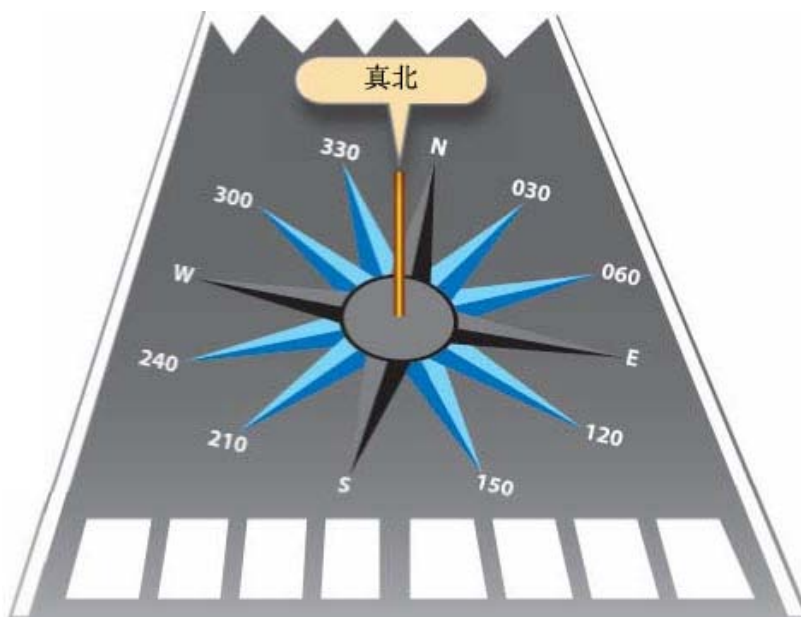


图 3-18 使用罗盘刻度盘来对罗差误差进行补偿

大部分机场在滑行道或者停机坪上的某一个位置标注了一系列的线，我们把它称之为罗盘刻度盘，在这个区域内没有磁干扰。这些线从磁北出发，每条线之间间隔 30° ，可参见『图 3-18』。

飞行员或者 AMT 在每条磁航向上对飞机进行校准，通过调整补偿磁铁来降低罗盘指示与实际磁航向之间的差异至最小。不能消除的误差可以参考罗盘修正表，该表放置在罗盘附近的卡片夹里。如果飞行员想执行磁航向为 120° 的飞行，并且飞机飞行时无线电接通，那么飞行员应该执行航向 123° 。

对磁差以及罗差的修正必须按照正确的顺序，按照以下步骤从预计的真航向开始。

步骤 1：确定磁航向

真航向 (180°) \pm 磁差 ($+10^{\circ}$) = 磁航向 (190°)

如果没有罗差误差，那么使用磁航向 (190°)。对于 190° 的罗经航线必须还要参考罗盘修

正表。

步骤 2：确定罗经航向

磁航向（ 190° ，从第一步得出） \pm 罗差（ -2° ，从修正表上读出）=罗经航向（ 188° ）

注：对于在罗盘修正表上列出的航向，飞行员需要考虑所列出的两个航向之间的中途磁航向。因此为了执行真航向 180° 的飞行，飞行员需要按照 188° 的罗经航向来飞行。

如果已经知道了磁航向，飞行员就可以确定所要执行的真航向：

罗经航线 \pm 罗差=磁航向 \pm 磁差=真航向

1.5.1.7 磁倾误差

可以认为磁力线是从地球磁北极出发又回到磁南极。在这两个位置的线与地球表面是垂直的。在地磁赤道，两极之间一半的位置，这些线与地球表面是平行的。罗盘的磁铁与这个区域是一致的，在接近磁极的地方会发生倾斜，或者使浮球以及刻度发生偏转。可以使用一个小的倾斜补偿重量来平衡浮球，因此在北半球中间纬度的区域飞行时，浮球保持相对水平。由于这个重量引起的倾斜会造成两个非常明显的误差：北转误差以及加速度误差。

地球磁场垂直分力的引力会造成北转误差，当航向向北或者向南时该误差表现得最为很明显。当一架航向向北的飞机向东转弯时，飞机向右压坡度，罗盘刻度向右倾斜。地球磁场的垂直分量吸引磁铁的寻北端向右偏转，浮球开始转动引起刻度向西转动，这样就形成了与转弯方向相反的方向。『图 3-19』



图 3-19 北转误差

如果从北向西转弯，飞机坡度向左压，罗盘刻度向左下方倾斜。磁场吸引磁铁的末端造成刻度盘向东转动。这样指示的方向与即将转弯的方向相反。这种误差的规律为：当开始从北边的航向开始转弯时，罗盘指示要落后于实际转弯操作。

当飞机航向向南并且开始向东转弯，地球磁场吸引磁铁末端，刻度向东转动，从而指示与转弯相同的方向。如果从南向西转弯，磁场吸引磁铁的顶端，从而刻度盘向西转动—再次，指示方向与转弯方向相同。这种误差的规律为：从南边的航向开始转弯时，罗盘指示在转弯之前。

加速度误差中，磁倾-修正重量造成浮球末端以及标注 N 的刻度盘（寻南端）比另一端要重。当飞机以恒定速度在一个向东或者向西的航向上飞行，浮球以及刻度盘都是水平的。

磁倾效应与重量的影响几乎是等效。如果飞机在向东的航向上加速『图 3-20』，重量的惯性会保持浮球的一端向后并且刻度盘向北转动。飞机速度一旦稳定，刻度盘会摆动回到向东的指示位置。如果飞机在向东的航向上飞行，当飞机减速时由于惯性，物体会向后移动并且刻度盘向南转动直到速度再次稳定。



图 3-20 加速度误差

当在向西的航向飞行，会发生相同的情况。加速过程中的惯性会使浮球运动滞后，刻度盘向北转动。当飞机在向西的航向上减速，惯性会使浮球向前移动刻度盘向南转动。

1.5.1.8 摆动误差

摆动误差是对其他所有误差的一个综合，该误差可能会引起刻度盘指针在将要执行的航向周围来回摆动。当飞行员对陀螺航向指示器与磁罗盘进行调定使两者保持一致时，使用刻度盘来回摆动时过程中所达到的两个最大值的中间值来进行校准。

1.5.2 垂直刻度磁罗盘

之上描述的几种类型的误差并不代表磁浮类罗盘所有的误差，此外还有读数误差。由于刻度盘相反的读数很容易造成飞行员在转弯时转向错误的方向。飞行员想要转向西边时在刻度盘上总是看到东边。垂直刻度磁罗盘消除了旧式罗盘的一些误差以及那些容易让飞行员发生混淆的读数。这类罗盘的刻度表使用字母来代表主要的方向，每 30°标注一个数字，每个刻度之间为 5°。刻度盘的转动由一套齿轮来驱动，与轴端磁铁相连，仪表表盘上的飞机符号的机头代表基准线用来读取飞机在刻度盘上的航向。铝阻尼杯中的涡流可以抑制磁铁的摆动。『图 3-21』



图 3-21 垂直刻度磁罗盘

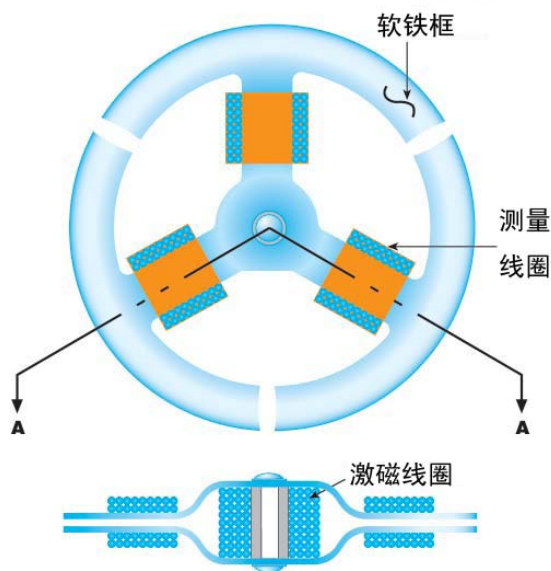


图 3-22 每中央线圈的电流反向时磁通门的软铁结构会被地球磁场磁化。磁通使得三个测量线圈可以传导电流。

1.5.3 磁通门罗盘系统

之前提到过，地球磁场的磁力线有两个基本特征：磁铁与这些线相一致，任何一个导体穿越这些线时会产生电流。

磁通门罗盘就是使用产生电流的特性来驱动从动罗盘。磁通门是一个体积较小的非闭合的环，参见『图 3-22』，使用的软铁很容易被磁力线磁化。激磁线圈缠绕在这三段环上，传导由地球磁场在这个环行上所产生的电流。框架中心的铁隔板上缠绕的线圈带有 400Hz 的电流（交流）。当电流到达最大峰值时（每个周期出现两次），线圈会产生相当大的磁力，从而框架就不会被地球磁力线磁化。

但是随着电流在两个峰值之间反复，会使框架消磁从而可以再次被地球磁场磁化。随着这个磁通量穿越三个线圈上的金属线时，会再次产生电流。三个线圈以这样的方式相连接，即当飞机的航向发生变化时其中的电流也会随之发生变化。『图 3-23』

三个线圈与三个相似但是体积较小的同步线圈相连。这三个同步线圈来转动无线电磁指示器（RMI）或者水平状态指示器（HSI）。

1.5.4 远程指示罗盘

远程指示罗盘用来补偿早期航向指示器的误差以及限制。典型的安装系统包括两个面板，一个图示导航指示器，辅助控制以及补偿组件。『图 3-24』图示导航指示器通常被称为 HIS。

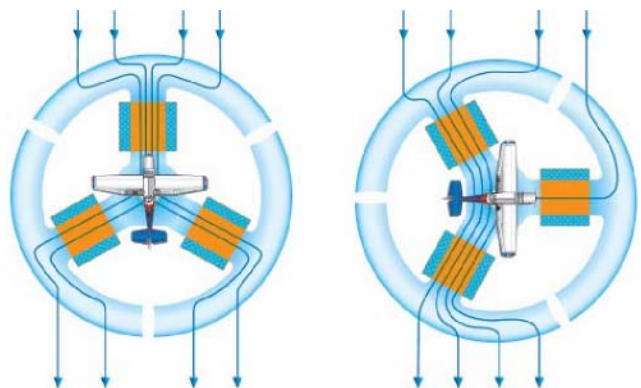


图 3-23 三个测量线圈上的电流随着飞机的航向变化而发生改变。



图 3-24 图示导航指示器（HIS 上），辅助控制以及补偿组件。



图 3-25 由来自磁通门的信号驱动，RMI 上的罗盘刻度指示飞机航向，与上部中央指数标记相反。

辅助控制以及补偿装置都有一个按钮来提供选择“从动陀螺”或者“自由陀螺”方式。该装置还包括一个磁测量仪以及两个人工航向驱动按钮。磁测量仪用来指示显示航向与磁航向之间的差异。向右偏转指示罗盘刻度的顺时针误差；向左偏转表示一个逆时针误差。只要飞机正在转弯并且刻度盘转动，磁测量仪就会向一侧显示全偏转。当系统选择“自由陀螺”方式时，通过按压相应的航向驱动按钮来调整罗盘刻度。

磁辅助发射机是一个安装在其他位置的独立的装置，通常安装在翼尖来消除可能存在的磁干扰。它包括一个磁通门，是一个用来感应方向的设备。集中磁力线经过放大之后便产生一个信号传递到安装在其他地方的航向指示器组件。航向指示器的陀螺修正马达使用这个信号，调整陀螺组件直到它与发射机信号保持一致。磁辅助发射机电联到 HSI。

远程指示罗盘用途很多，在这里只介绍该系统最基本的功能。仪表飞行员必须熟悉飞机上安装的各种设备的特性。

随着仪表面板数量的增多，面板越来越拥挤，由于驾驶舱内繁重的工作量，飞行员可用的浏览仪表的时间越来越少，因此仪表生产商开始研究如何综合仪表功能减少仪表数量。一个很好的例子就是无线电磁指示器（RMI），如『图 3-26』。

罗盘刻度由磁通门的信号驱动，两个指针由自动定向仪（ADF）以及甚高频全向信标（VOR）来驱动。

1.6 陀螺仪系统

通过使用陀螺仪仪表系统，根据陀螺仪的两个特性（进动性以及定轴性）可以在没有可见天地线作基准的条件下安全完成飞行。这些系统包括姿态，航向，速度仪表以及相应的电源。这些仪表包括陀螺仪，一个体积较小的转子，重量集中在外围。当转子以高速开始旋转时，逐渐固定保持倾斜或者向某一个方向转弯而不是绕着它的转子轴旋转。

姿态以及航向仪表根据定轴性来进行工作。对于这些仪表来说，陀螺仪在箱体保持稳定性，飞机绕

着它来旋转。速度指示，例如转弯率指示器以及转弯协调仪以进动性为原则。在这种情况下，陀螺仪的转动（或者反侧）与飞机绕着一个或多个轴转动时的速度成正比。

1.6.1 动力源

飞机以及仪表生产商在设计时考虑并为仪表制定了相应的裕度，因此任何单独的故障不会影响到飞行员安全地完成飞行。陀螺仪仪表对于仪表飞行非常关键，因此这些仪表需要单独

的电气或者气源系统来驱动。

1.6.1.1 气源系统

气动陀螺仪由打在转子外围的空气气流来驱动。在许多飞机上这个气流来自于排出真空使用仪表箱体内部的空气，并且允许过滤后的气体通过一个喷嘴来打到转子上。

1.6.1.2 文氏管系统

对于不使用气源泵来排出仪表箱体内空气的飞机，可以使用安装在飞机外侧的文氏管，类似的系统参见『图 3-26』。根据伯努利原理，气流通过文氏管较窄的部分时由于压缩而加速，压力下降。这个位置通过一个管子与仪表箱体连接。两个姿态仪表以压力为 $4''\text{Hg}$ 左右的相应的吸力来工作，但是转弯侧滑仪仅需要 $2''\text{Hg}$ ，因此使用减压指针活门来减小吸力。进入仪表的气流通过一个过滤器装置进入仪表箱体。在这种情况下，由于结冰可能会堵塞文氏管，在最需要仪表提供信息的时候仪表可能会停止工作。

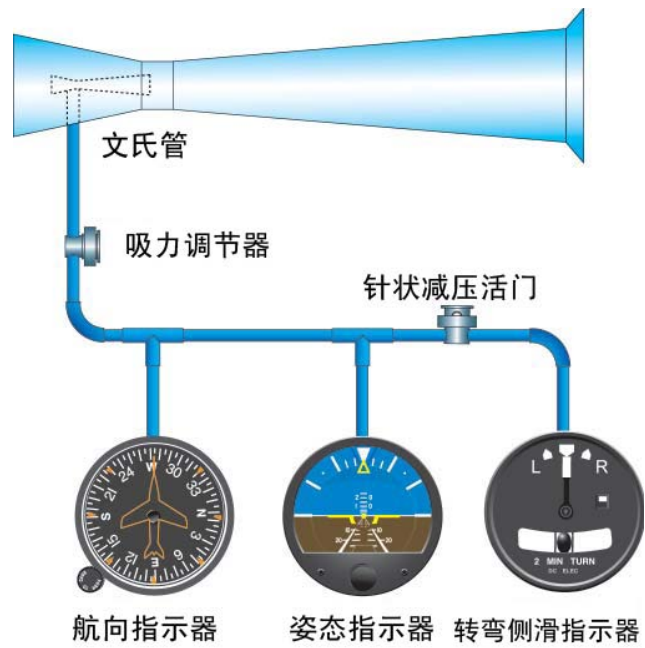


图 3-26 文氏管系统可以为关键的仪表提供必要的真空状态。

1.6.1.3 真空泵系统

1.6.1.4 湿型真空泵

很多年来一直使用钢叶片空气泵来排出仪表箱体内气体。使用很少量的发动机润滑油就可以润滑这些空气泵内的叶片，之后随着空气一起排出。有些飞机上用排出的气体来给机翼以及尾部前缘襟翼上的橡胶除冰带充气。为了防止润滑油损坏橡胶除冰带，必须使用滑油分离器来将其分离。参见『图 3-27』

真空泵将多余的气体排出，只保留驱动仪表所需要的空气量，并且会根据当时情况决定是否需要抽气机，因此吸放活门安装在空气泵的进口一侧。弹簧加载的活门紧缩保证所需要的气体在箱体内保持相应的低压，如仪表面板上的吸力测量器所示。空气从一个中间气体过滤器经过过滤进入仪表箱体。随着飞机在相对较低的高度上飞行，足够多的空气被压缩进入仪表箱体内部使陀螺仪以足够高的速度转动。

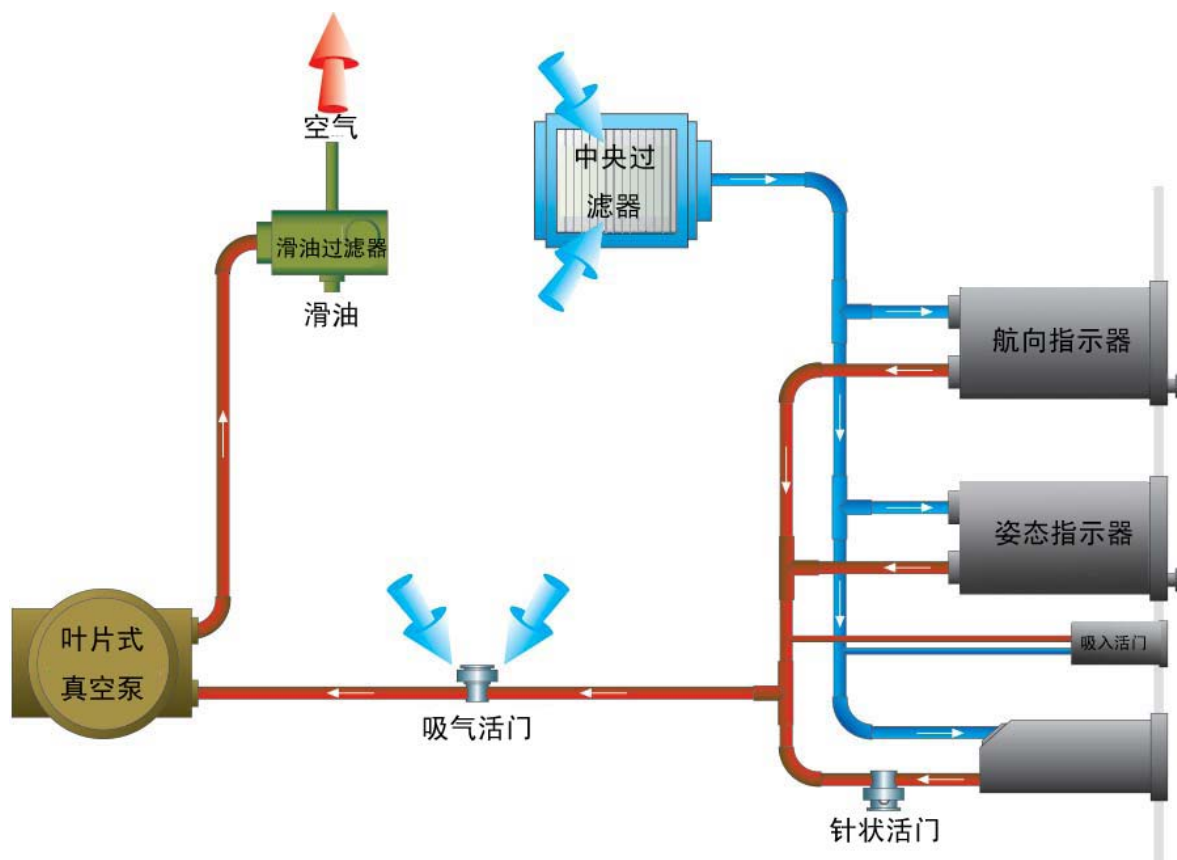


图 3-27 使用钢制叶片的湿式真空泵的单发仪表真空系统。

1.6.1.5 干空气真空泵

随着飞行高度的增加，空气密度越来越小并且通过仪表的大气都被经过压缩。高空飞行的飞机使用的抽气机不会再将燃油与排出的气体相混合。

钢制叶片位于一个钢制机体中可以自由滑动，因此需要进行润滑。但是叶片是由一种特殊配方的碳物质构成，这种碳物质可以在一个碳座内滑动因此靠自身所携带的极少量的润滑油即可工作。

1.6.1.6 压力指示系统

『图 3-28』为双发通用飞机所使用的仪表气源系统。两台干空气泵与过滤器一起使用，从而将进气口的污染物过滤掉防止可能污染物损坏泵里脆弱的碳叶片。泵里排除的气体通过一个调节器将过多的空气

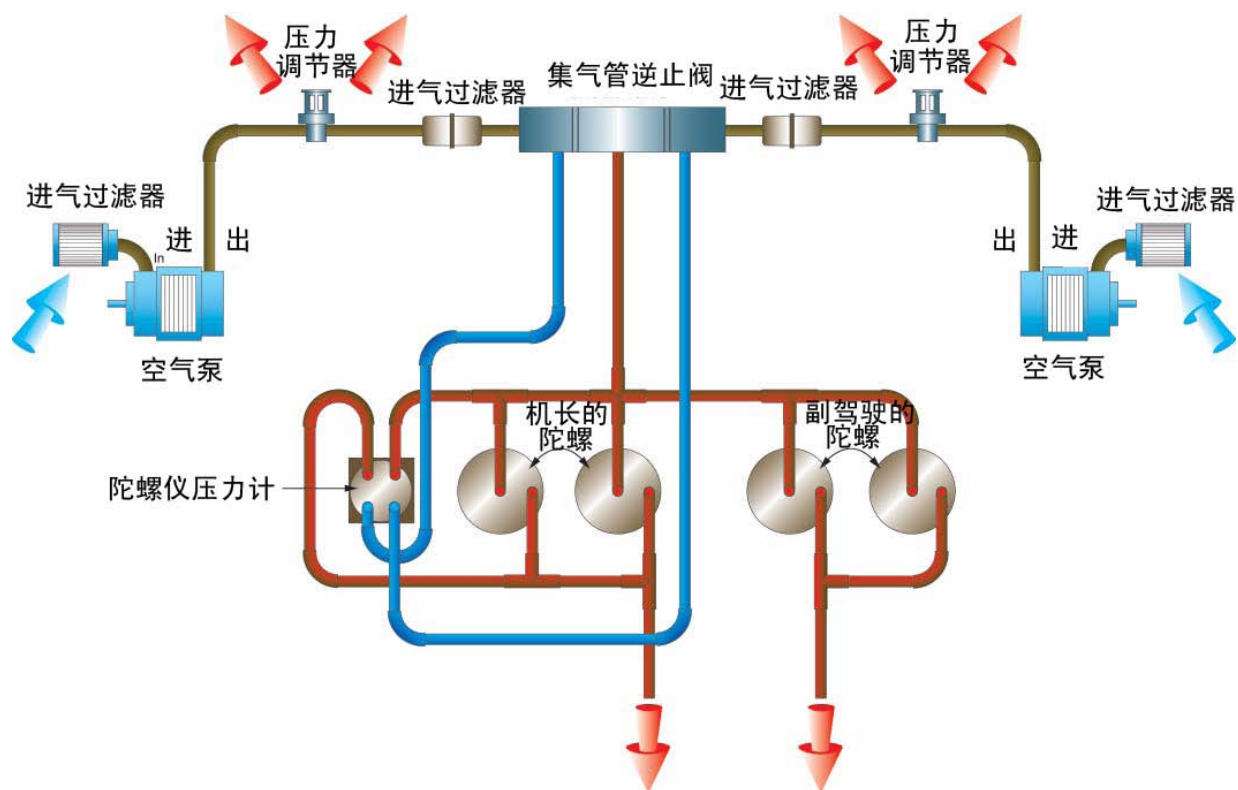


图 3-28 使用碳叶片干式抽气机的双发仪表气压系统

排掉，保持系统压力在预计水平。这些调节空气之后进入内管过滤器来除掉可能从泵里带来的污染物，再由此进入汇流检查活门。如果发生单发失效或者任何一台泵发生故障，检查活门都会隔离不工作的系统，相关仪表使用正常工作的系统的气源。气体通过仪表之后来驱动陀螺仪，之后从此处排出。陀螺仪压力测量表测量通过大气的压力。

1.6.1.7 电气系统

许多使用气源高度指示器的通用飞机都会使用电子速率指示器以及/或者非电子速率指示器。某些仪表可以通过刻度盘来识别电源，但是飞行员应该咨询 POH/AFM（飞行员操作手册/飞机飞行手册）来确定所有仪表使用的电源，从而决定当该仪表发生故障时应该采取哪种动作，这点非常重要。直流电（DC）电子仪表系统使用 14 伏或者 28 伏的电压，这个数据取决于飞机上的电器系统。交流电用于姿态陀螺仪以及自动驾驶。只使用直流电（DC）电气系统的飞机可以通过安装一个电晶体管直流电（DC）到交流电（AC）转换器来使用交流电仪表，通过该转化器可以将 14 或者 28 伏的直流电转换成三相 115 伏，400-Hz 的交流电（A.C.）。

1.7 陀螺仪仪表

1.7.1 姿态仪

第一个姿态仪表（AI）在开始时被称为人工天地线，后来被称为陀螺天地线，现在则更多地被称为姿态仪或地平仪。姿态仪的工作机械装置由一个小型的铜制转子以及一个垂直的

转子轴组成，当气流打在陀螺仪的外围或者使用电子马达都可以驱动陀螺仪使其高速旋转。陀螺仪安装在一个双平衡架内，允许飞机俯仰或者横滚而陀螺仪始终固定在空间内。

平衡架内安装一个水平向的圆盘，作为陀螺仪的水平面飞机的俯仰以及横滚都围绕它进行。在早期的仪表中，只是使用一个指针来代表天地线，但是现在使用一个带一条线的圆盘来代表天地线，还有两个俯仰标志以及坡度角指示线。仪表的上半部分为刻度以及天地线圆盘，使用蓝色来表示天空；下半部分为褐色代表大地。仪表顶部的坡度指针指示坡度角，在坡度刻度盘上来指示，各基准线分别代表 10° ， 20° ， 30° ， 45° 以及 60° 。

『图 3-29』

飞行员可以在仪表面板上看到相对于天地线的小飞机符号。

通过仪表底部中间位置安装的旋钮来升高或者降低飞机进而补偿由于空速变化引起的俯仰配平变化。飞机符号机翼宽度以及机翼中间的点代表俯仰的变化，约为 2° 。

为了使姿态仪正常工作，当飞机绕着陀螺仪横滚以及俯仰时，陀螺仪必须保持竖直位置。虽然这些仪表的轴承的摩擦力特别小，但是即使相当小的量也会限制陀螺仪的进动性从而导致陀螺仪倾斜。为了将这种倾斜降至最低，只要陀螺仪发生倾斜离开竖直位置时，仪表装置中的一个竖直机械装置就会提供一个力。这个力会作用在转子上使其回到竖直位置。

早期的人工天地线对可接受的俯仰或者横滚的幅度有一个限制，通常俯仰约为 60° ，横滚约为 100° 。超过任何一个限制，放置陀螺仪的箱体会碰触到陀螺仪的外框，从而打乱陀螺仪的运动。由于这种限制的存在，这些仪表都有一个锁定机械装置。对于任何会超过仪表极限的机动，该装置都会将陀螺仪锁定在其垂直位置。新一代的仪表没有这些严格的限制，因此不需要这些锁定机械装置。

第一次起动飞机的发动机以及气源系统或者给仪表供电，陀螺仪都不在竖直位置。仪表内部的自立装置由于重力驱动提供一个动力从而使陀螺仪飞起达到垂直位置。达到竖直位置最长需要 5 分钟的时间，但是通常只需要 2 到 3 分钟。

地平仪误差非常小，但是取决于自立系统工作时的速度，在突然加速度时可能会有机头稍微向上的指示，相应的突然减速时会有机头向下的指示。 180° 转弯之后可能会出现小坡度角以及俯仰误差。这些无法避免的误差都非常小，一分钟之内就可以进行修正或者回到直线平飞状态后就可以消失。

1.7.2 航向指示器

磁罗盘作为一个备用仪表是一个独立的仪表系统。虽然磁罗盘非常可靠，准确性很高，但是它有很多无法避免的误差，因此需要配合使用陀螺半罗盘。

航向指示器中的陀螺仪安装在一个双平衡架结构中，作为一个姿态指示器来使用，但是它的转子轴是水平的，可以用来感应飞机绕着垂直轴时的转动。陀螺半罗盘，除了从动陀螺仪指示器以外，都不指北，因此必须通过参考磁罗盘来人工调定在相应的航向上。磁罗盘的定轴性使陀螺仪始终保持航向指示，没有任何摆动以及其他误差。

过去的方向陀螺仪使用鼓形的刻度盘，与磁罗盘的刻度盘上的标志相似。陀螺仪以及刻



图 3-29 姿态指引仪的刻度盘，基准线来指示俯仰以及横滚。

度盘在箱体内保持定轴性，飞行员看到的是刻度盘的背面。因此飞行员在开始转弯时可能会转向错误的方向，这种情况与磁罗盘类似。可以通过按压位于刻度盘下方，仪表前面的旋钮来锁定陀螺仪的框架，通过锁定陀螺仪的框架允许飞行员转动陀螺仪以及刻度盘直到偏过基准线的数字与磁罗盘保持一致。拔出按钮时，陀螺仪保持定轴性，飞机可以围绕刻度盘来自由地转弯。

方向陀螺仪大部分为气源驱动，使用排出箱体的气体，然后过滤过的气体进入箱体通过一个喷嘴排出，打到陀螺仪转子的外围。当陀螺仪保持在一个相对固定的空间位置时，由于地球以每小时 15° 的速度持续转动，因此在所显示的航向上可能会造成一个每小时 15° 的明显的偏移。当使用这些仪表时，至少每 15 分钟将方向陀螺仪上指示的航向与磁罗盘进行比较，如果有必要的话需要重置航向与磁罗盘保持一致。

航向指示器比如『图 3-30』中所示，与早期水平刻度盘指示器一样，除了陀螺仪来驱动垂直刻度



盘，这点与垂直卡片磁罗盘的刻度盘相类似。用仪表表面盘上的飞机符号的机头来表示飞机的航向并将机头作为基准线。仪表前面的旋钮可以按入通过调谐来转动陀螺仪以及刻度盘。旋钮为一个加载的弹簧，当松开旋钮时就会马上从平衡架上脱开。每 15 分钟对仪表进行一次检查，以保证仪表与磁罗盘保持一致。

图 3-30 航向指示器并不指北，但是必须定期调定指示器（每 15 分钟）从而与磁罗盘保持一致。

1.7.3 转弯指示器

姿态以及航向指示器都使用定轴性的原理，但是速率仪表例如转弯侧滑仪使用进动性来进行操作。进动性是陀螺仪的一个重要特性，所产生的外加力会引起一个相对运动。该运动并不在旋转平面上，而是与旋转平面保持 90° ，方向与转动方向相同。『图 3-31』

1.7.3.1 转弯侧滑仪

第一架陀螺仪飞机仪表为使用指针以及回转球的转弯指示器，或者转弯坡度指示器，现在多被称为转弯侧滑仪。『图 3-32』

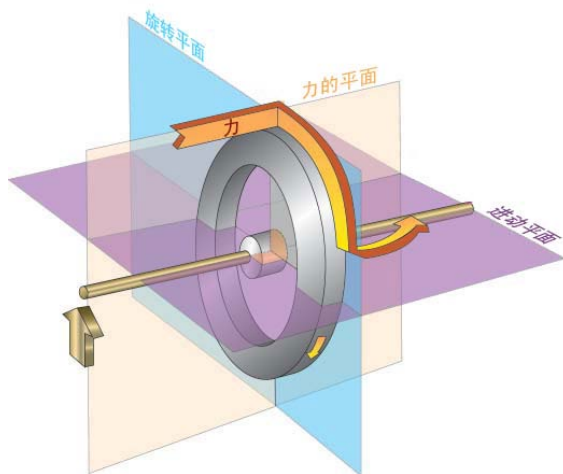
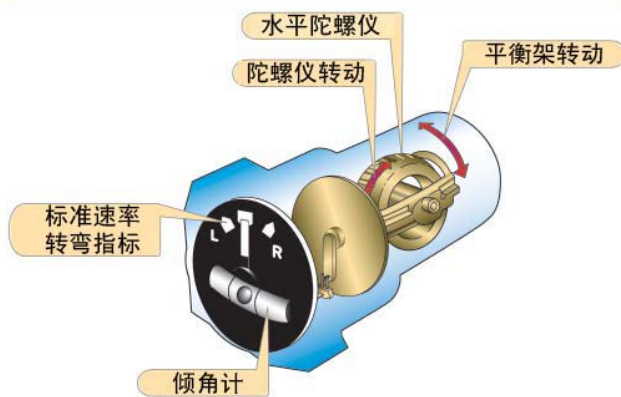


图 3-31 进动性产生的力作用在旋转转子，该力与转动方向相同，作用力平面与旋转平面保持 90 度。



图 3-32 转弯侧滑仪。

转弯侧滑指示器



转弯协调仪

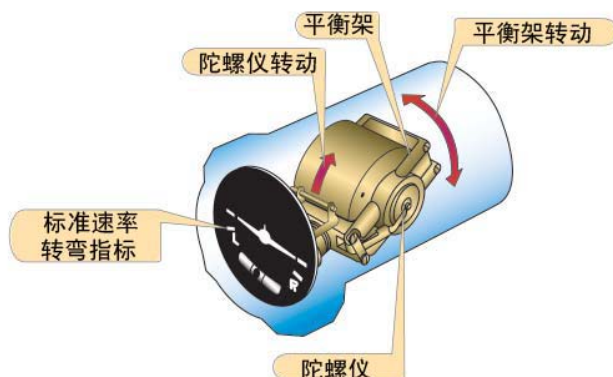


图 3-33 转弯指示器与陀螺仪安装在陀螺仪上。

仪表的倾斜计是一个黑色的玻璃球密封在一个弯曲的玻璃管内，并向玻璃管内充入部分液体作为液体阻尼。该玻璃球测量重力分力的相对强度以及由于转弯惯性产生的力。当飞机执行直线平飞行时，玻璃球上没有惯性作用并且可以保持在管中央。如果进行大坡度转弯，重力的分力大于惯性力，玻璃球就会向管内侧滚动。如果转弯坡度非常小，惯量大于重力分量，球会向上方滚动，向着转弯的外侧。

倾斜计不能显示坡度角也不能指示侧滑，它只能指示坡度角与偏航率之间的关系。

转弯指示仪为一个小型的陀螺仪，由气源或者电动马达来驱动旋转。陀螺仪安装在一个单独的平衡架上，转子轴与飞机的水平轴相平衡，平衡架与纵轴相平衡。『图 3-33』

当飞机发生偏航或者绕着垂直轴进行转动时，由于陀螺仪的进动性会在水平面上产生一个力使得陀螺仪和它的平衡架绕着竖直方向的轴开始旋转。在转动平面上陀螺仪会受到校准弹簧的限制，飞机开始横滚直到指针偏转到指向刻度盘上小房子形状的标志，这时飞机以标准速率转弯。

在这些仪表的刻度盘都标注了“2 MIN TURN”。在速度较快的飞机上转弯侧滑指示仪标注的信息为“4 MIN TURN”。任何一种仪表，不管指针与哪一个小房子指标相校准都要使用标准速率转弯。

1.7.3.2 转弯协调仪

早期的转弯侧滑仪的主要的限制在于它只能感应到绕着飞机垂直轴进行的转动。飞机开始转弯之前正常飞行过程中绕纵轴进行的转动在转弯协调仪上不会有相应的显示。

转弯协调仪与转弯指示器一样，依靠陀螺仪的进动性开始工作，陀螺仪平衡架的框架绕着飞机的纵轴保持向上的约 30°角。『图 3-34』转弯协调仪可以感应飞机的横滚以及俯仰。因此转弯过程中，指示器首先显示压坡度率一旦稳定显示转弯速率。有些转弯协调器陀螺仪使用双源驱动，可以是气源也可以是电源驱动。

与使用指针作为指示器不同，从飞机符号后面看刻度盘是随着陀螺仪的平衡架开始移动的。仪表的前盖上标注了机翼水平飞行以及标准速率转弯的坡度角。『图 3-34』



图 3-34 转弯调谐仪感应绕着横滚以及偏航轴的转动。

倾斜计，类似于转弯侧滑仪的倾斜计，被称为协调球用来显示坡度角以及偏航率之间的关系。进行转弯协调后，球应在标记的中间位置。当球向着转弯的外侧滚动时表明飞机发生了外滑，当球向着转弯的内侧滚动时表明飞机发生了侧滑。转弯协调器不能感应飞机的俯仰动作。在一些仪器上通过在刻度盘上显示信息“没有俯仰信息”（NO PITCH INFORMATION）来指示该情况。”

1.8 飞行支持系统

1.8.1 姿态以及航向基准系统（AHRS）

当前，飞机的显示系统已经发展到一个新的水平，支持该系统的传感器也得到了巨大的发展。传统陀螺仪飞行仪表已经被姿态以及航向基准系统（AHRS）所取代，不仅提高了系统的可靠性，并且节约了成本降低了维修。

AHRS 的功能与陀螺仪系统相同，即确定飞机如何处于水平姿态并且确定哪里是真北。根据起始航向 AHRS 可以确定飞机的姿态以及磁航向。

该系统是从环行激光陀螺仪发展而来，由位于新泽西 Little Falls 的 Kearfott 进行研制。『图 3-35』在 20 世纪 70/80 年代作为国防部 DOD 的支持项目包括巡航导弹技术一起得到了发展。由于陀螺仪的精确性非常突出，因此它可以非常容易的完成多种任务。陀螺仪越来越向着小型化趋势发展，甚至从机器人到玩具身上都可以看到电晶体陀螺仪的身影。



图 3-35 左侧为 Kearfott 姿态航向基准系统（AHRS）配合使用单片环行激光陀螺（MRLG）（中间）该设备放置在右侧的惯性传感器组件内（ISA）。

由于 AHRS 系统代替独立的陀螺仪，与此相关的例如姿态指示仪，磁罗盘以及转弯指示仪，都不再需要这些单独的系统。随着其他系统得不断发展，AHRS 本身也已经非常成熟。早期的 AHRS 系统使用昂贵的惯性传感器与磁通门。但是现在，特别是用于民航与通用航空的 AHRS 均为小型的电晶管系统并结合其他多种不同的技术例如，低成本的惯性传感器，速度陀螺仪以及磁力计，而且 AHRS 现在还可以接收卫星信号。

1.8.2 大气数据计算机（ADC）

大气计算机（ADC）『图 3-36』是一台安装在飞机上的计算机用来接收并处理皮托管压力，静压以及温度，根据这些数据来计算出非常精确的高度，IAS，TAS 以及大气温度。ADC 以数字的格式输出该信息，并且应用于飞机的各种系统包括 EFIS。现在的 ADC 为体积非常小的实心电晶体管组件。目前飞机系统例如自动驾驶，增压系统以及 FMS 已经越来越多地使用



图 3-36 大气计算机（Collins）。

用 ADC 信息用于正常操作。注：大多数当代通用航空系统，AHRS 以及 ADC 本身都配备了电子显示因此减少了组件的数量，并且减少了本身的重量，还可以提供简便的安装配置从而减少了成本。

1.9 模拟图像显示

1.9.1 水平位置指示器（HSI）

水平位置指示器（HIS）是一个方向指示器，使用磁通门的输出值来驱动刻度盘，即陀螺仪的刻度盘。『图 3-37』中显示的仪表将磁罗盘与导航信号以及下滑道结合在一起。向飞行员提供飞机的位置以及飞机与所选航线的位置关系。

『图 3-38』为可转动的方位刻度盘，上方基准线之下为所显示的飞机航向，图中显示的航向为正北或者 360°。图中所显示的航线指示的箭头调定在 020；指针尾部指示的是相对的 200°。航线偏移杆使用 VOR/航道道（VOR/LOC）导航接收机来进行操作，使用航线指示箭头来指示飞机偏移所选航线的左侧或者右侧，传统

VOR/LOC 指针采用相同的方式使用角移动来指示航道道的偏移。

通过转动方位刻度盘上的航道指示箭头以及航道选择按钮来选择预计航道。这就为飞行员提供了直观的图示：飞机符号以及航道偏移指针显示飞机相对于选择航道的位置，所提供的角度是飞行员俯视飞机时看到的视景。TO/FROM 指示器是一个三角指针。当指示器指向航道指针的顶端时，表明如果可以正确截获并沿着所选航道飞行，则飞机可以到达所选择的台。当指示器指向航道指针的末端时，表明如果可以正确截获并沿着所选航道飞行，则飞机将直接离开所选择的台。

下滑道偏移指针指示飞机相对于下滑道的位置。当指针低于中心位置时，飞机高于下滑道并且需要增加下降速率。在大多数的设备安装中，方位刻度盘为远程指示罗盘，由磁通门来驱动。但是有少数设备安装时不使用磁通门或者在紧急操作中，必须检查航向与磁罗盘并且重置航道选择旋钮。

1.9.2 姿态指引仪指示器（ADI）

姿态仪表指示的先进性在于将陀螺仪天地线和其他仪表组合在一起，例如 HIS，从而降低了单独仪表的数量避免飞行员分散太多注意力。姿态指引指示器（ADI）代表了技术发展的巨大进步。飞行指引仪将 ADI 与飞行指引系统（下面将进行介绍）相结合。虽然 ADI 不需要指令指引，但是通常还是会配备这个功能。

1.9.3 飞行指引仪系统（FDS）

飞行指引仪系统（FDS）将许多仪表信息使用一套显示系统来进行显示，使飞行员对飞行路径更加容易理解。通过计算得出的方案向飞行员提供必要的转弯指令来获得一条预计航路并保持这条航路上。

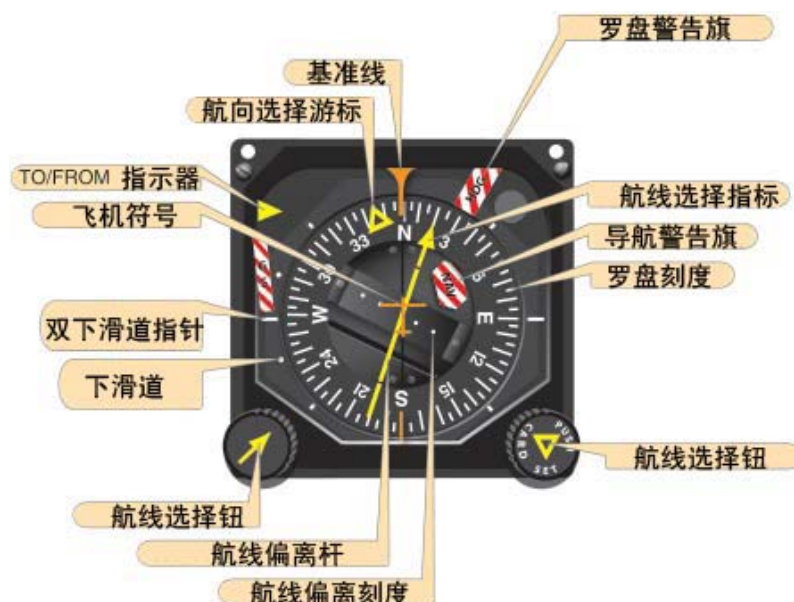


图 3-37 水平状态指示器（HSI）

FDS 的主要组件包括一台 ADI，也可以称为飞行指引指示器（FDI），一套 HIS，一个方式选择器以及一个飞行指引计算机。飞行员应该注意到正在使用中的飞行指引仪不能推断自动驾驶（耦合的）是否正在操纵飞机，但是可以向飞行员（或者自动驾驶，如果为耦合的）提供转弯指令。

典型的飞行指引仪使用一套或者两套显示系统用于操作。第一套为指令杆，一个水平飞向一个为垂直方向。在这种形态下指令杆保持在中立位置（与处在下滑道中间的情况相似）。第二套使用仪表上的小飞机来与指引进行校准。

飞行指引仪在 ADI 上向飞行员提供操作指令。正如之前提到的，飞行指引仪从多种源中的一个源接收信号并提供给 ADI 用于发布操作指令。方式控制器通过 ADI 提供信号来驱动指令杆，例如飞行员驾驶飞机时使三角符号跟随指令杆上的 V 字符号并与之进行校准。“指令”指示器告诉飞行员选择什么方向以及改变多少度的飞机姿态来达到预期的飞行目标。

将计算得出的指令进行显示可以减轻仪表飞行过程中飞行员需要进行的大量的脑力计算。ADI 上的黄色指引『图 3-39』向飞行员提供所有转弯指令。该系统由计算机驱动，接收导航系统，ADC，AHRS 以及其他数据源提供的信息。计算机对该信息进行处理，向飞行员提供一个单独的指引。以下指引向飞行员提供必要的三维飞行轨迹图以使飞机保持在预计的航迹上。其中第一种广泛使用的飞行指引由 Sperry 建立，被称为 Sperry 三轴姿态基准系统（STARS）。该系统建立于 20 世纪 60 年代，广泛应用于商业飞机以及公务机上。STARS（带有更新）以及之后的飞行指引仪将飞机与自动驾驶相接合提供一套完整的综合性飞行系统。

在大部分通用飞机上，下面介绍的飞行指引/自动驾驶系统是典型的安装模式。

典型的飞行指引的构成包括模式控制器，ADI，HIS 以及信号牌面板。这些组件在『图 3-39』中有图示。

飞行员可以从众多方式中进行选择 包括 HDG（航向）方式，VOR/LOC（航向道航迹）方式，或者自动进近（APP）或者下滑道（自动截获并且跟踪仪表着陆系统（ILS）下滑道和航

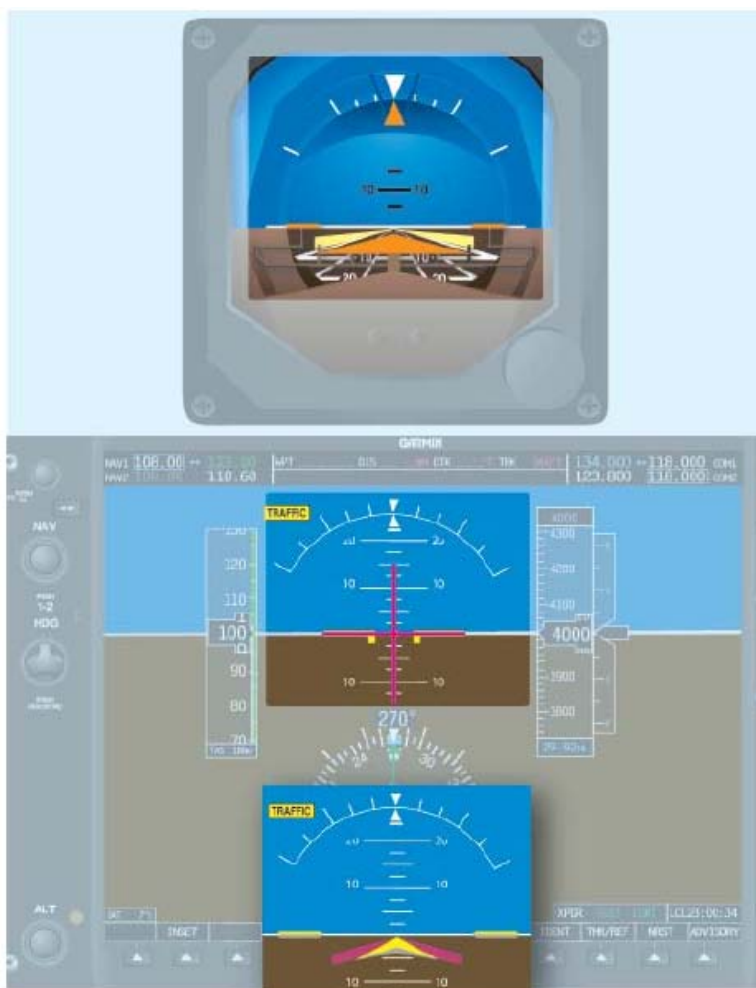


图 3-38 向飞行员提供的典型的指引信息。



HIS

信号牌面板

方式控制器

ADI

向道）方式。自动方式使用完全自动俯仰选择计算机，通过使用飞机性能以及风进行计算，一旦飞行员已经到达 ILS 下滑道则开始进行操作。大部分技术成熟的系统可以支持更多的飞行指引方式。

1.9.4 综合飞行控制系统



图 3-40 Cirrus 飞机上安装的 S-TEC/Meggitt 公司综合自动驾驶仪。

制系统对多种系统进行合并使其成为一个操作系统并由一个主组件来进行控制。『图 3-40』为飞行控制系统的关键组件，从一套包括机身，自动驾驶以及飞行指引系统的综合系统发展而来。这种综合系统曾经只用在大型商务飞机上，但是现在在通用航空上已经越来越普遍了。

1.9.4.1 自动驾驶系统

自动驾驶仪通过使用电气，液压或者数码系统来机械控制飞机。自动驾驶可以控制飞机的三个轴：横滚，俯仰以及偏转。通用航空中的大部分自动驾驶用来控制飞机的横滚以及俯仰。

自动驾驶也可以使用其他方法来控制。第一种系统使用位置信息。即使用姿态陀螺仪来传感飞机位置的不同角度，例如机翼水平，俯仰的改变或者航向改变。



图 3-41 Century 公司生产的自动驾驶仪。

确定是根据位置以及/或者是根据速率主要取决于使用的传感器的类型。为了使自动驾驶仪具有控制飞机姿态的能力（例如，横滚以及俯仰），必须向系统持续提供有关飞机实际姿态的信息。这需要通过使用几种不同类型的陀螺仪传感器来完成。有些传感器设计用来指示飞机相对于天地线的姿态，还有一些用来指示速率（某段时间内位置的改变）。

指示速度的系统使用转弯倾斜传感器用于自动驾驶系统。自动驾驶仪选择飞机三个轴中的两个，在这两个方向上来使用速率信息：垂直轴的移动（航向更改或者偏航）以及纵轴上的移动（横滚）。单独的传感器提供的这种综合性信息

可能导致陀螺仪的轴向纵轴方向偏转约 30°。

当更新后的自动驾驶为数字式显示时，其他那些使用位置以及速率综合信息的系统可以更好的利用这两套系统。『图 3-41』为 Century 公司生产的自动驾驶仪。

『图 3-42』为 S-Tec 生产的使用速率为基准的自动驾驶系统的布置图，该系统允许购买者增强组件的能力。



图 3-42 S-Tec 公司生产的自动驾驶的布置图。

1.10 飞行管理系统（FMS）

在 20 世纪 70 年代中期，航空电子业的梦想家们，比如 Universal 公司的 Hubert Naimer，之后又有其他一些人例如 Ed King, Jr.，不断地寻求飞机导航方面的新突破。早在 1976 年的时候，Naimer 就有一个关于“主导航系统”的构想，该系统可以接收来自于不同类型的传感器的多样化输入，并且在整个飞行阶段自动提供指引。

在那个时候飞机使用无线电系统以相当短的距离进行导航，主要有 VOR 以及 ADF。对于远程飞行，惯性导航系统（INS），Omega，多普勒以及远距离无线电导航系统都广为使用。短程无线电系统通常不提供区域导航能力。远程系统在人工输入航路点的经纬度坐标之间提供航路点对点导航，典型系统通常只可以输入有限几个航路点。

对人工输入的每个航路点的经纬度的数据代码



图 3-43 控制显示组件（CDU）用来控制飞行管理系统。

进行复杂的处理会加重机组的工作量并且导致频繁输入不正确的数据。对每个远程系统都配备独立控制面板不仅会占据大量的驾驶舱的有限空间，而且交叉使用显示仪表信息，飞行指引信息以及自动驾驶信息的各个系统无疑会增加操作的复杂性。

新概念的提出主要是使用一台主计算机，配合飞机上的所有导航传感器。普通控制显示装置（CDU）配合使用主计算机可以向飞行员提供一个单独的控制点来控制所有的导航系统，因此减少了大量的驾驶舱面板的使用。对于各种不同传感器的管理也将从飞行员转移到新的计算机身上。

由于导航传感器不能与实际位置完全一致，Naimer 相信将所有可用的传感器位置数据混合通过一个高度成熟的数学计算过滤器将可以产生一个更加精确的飞机位置。他把这个经过处理输出的结果成为“最佳计算位置”。通过使用所有可用的传感器来保持飞机位置，系统可以很轻松地提供区域导航能力。单独安装一台主计算机来取代各个单独的传感器从而可以大大减少输入的复杂程度。

为了解决人工航路点输入的问题，飞行员通过 CDU 可以很轻松地进入事先装载的全球导航信息数据库。使用这样一个系统，飞行员可以快速并且准确地建立包括 12 个航路点的飞机计划，避免了冗长数据的键入，同时降低了错误输入经纬度坐标的可能性。不同于简单的点对点导航，主系统将采取机动操作，允许使用系统用于终端程序包括离场，进场以及进近。系统可以自动操作飞行员人工导航的任何一个方面。被称为 UNS-1 的第一个系统，由 Universal 公司于 1982 年发布，被称为飞行管理系统（FMS）。『图 3-43』

FMS 使用一个储存全球导航数据的电子数据库，其中包括导航设备，航路以及交叉点，标准仪表离场（SID），标准航线进场航路（STAR）以及仪表进近程序（IAP），这些信息与飞行员输入的信息一起通过 CDU 来产生一个飞行计划。FMS 输出相关的信息包括预计的航路，飞机到现用航路点的方位以及距离，水平航路偏移以及其他相关的数据。相关信息输送到飞行引导系统用于 HIS 显示，横滚转弯指令用于自动驾驶/飞行指引系统。通过 FMS 输出的信息来给飞机发出指令，例如什么时间飞向哪里以及如何进行转弯。为了适应各种不同的机型，通常 FMS 不仅可以接收并输出虚拟的数字资料，还包括不连续信息。目前，电子导航数据库每 28 天进行一次更新。

全球定位系统（GPS）的引进以极低的成本提供了极其精确的位置，使得 GPS 成为主要的 FMS 导航传感器。目前，典型的 FMS 安装设备需要飞机电子化传输可用的大气数据以及航向信息。这样就限制 FMS 在小型飞机上的使用，但是不断发展的技术可以使越来越小并且成本越来越低的系统来提供该数据。

有些系统与一个精密测距仪（DME）的接收机频道联合使用，在 FMS 的控制下提供一个额外的传感器。在这些系统中，FMS 首先确定应该询问的 DME 站，使用飞机位置以及导航数据库来定位相关的 DME 站从而获得距离信息。FMS 之后对飞机高度以及站点高度进行补偿，在数据库的帮助下确定到站点的精确位置。根据飞机到各个站点的距离，FMS 可以计算出非常接近的位置其准确性与 GPS 相同。

瞄准点呈现一个三维飞机图与 FMS 一起进行控制。当前的系统可以提供垂直导航（VNAV）以及水平导航（LNAV）允许飞行员生成一个垂直飞行剖面同时带有水平方向的飞行计划。不同与早期使用的系统，例如惯性基准系统（IRS）只能适用于航路导航，现代 FMS 可以在仪表进近过程中对飞机进行引导。

目前，FMS 不仅可以提供实时导航能力，并且可以与其他飞机系统配合使用提供燃油管理，机组简令控制以及显示系统，显示上联的气象文本以及图表数据，空/地数据链通讯。

1.10.1 电子飞行仪表系统

目前民航引进的技术提供了一种新的方法来显示飞行仪表，例如电子飞行仪表系统，综

合驾驶舱显示系统以及其他系统。为了符合实际测试的标准，任何一种使用 LCD 或者显像管的飞行仪表显示系统都被称为“电子飞行仪表显示”和/或者液晶驾驶舱。通用航空中通常使用主飞行显示（PFD）以及多功能显示（MFD）。虽然两种显示在很多情况下基本相同，但是 PFD 向飞行员提供飞行中必要的仪表信息包括高度，空速，升降速度，姿态，航向和配平以及趋势信息。

液晶驾驶舱（用来形容电子飞行仪表系统）随着费用的降低已经变得越来越普及，并且可靠性也在不断增强。这些系统提供了很多领先的技术例如可以用来照明，不断增强的可靠性，没有可移动的零部件更加耐用，更加节能，并且使用一部单独的液晶显示从而代替了大量的机械显示。由于液晶显示相对于虚拟显示来说提供了更强的多功能性显示，在未来的日子里这种系统的应用只会越来越广泛直到模拟系统逐渐退出使用。

1.11 主飞行显示（PFD）

主飞行显示（PFD）通过轻松浏览显示方式，代替了仪表飞行使用的传统的六块仪表显示，从而帮助飞行员加强处境意识，在其他众多相关显示中向飞行员提供天地线，空速，高度，升降速度，趋势，配平，转弯速率。参见『图 3-44』中的 PFD 图示。



图 3-44 两个主飞行显示（左侧为 Avidyne 右边为 Garmin）。

1.11.1 合成视景

合成视景就飞机相对于地形的的位置以及飞行轨迹向飞行员提供一个真实的图像。由 Chelton 飞行系统公司，Universal 飞行系统公司以及其他生产商提供的此类系统都可以对地形以及航路进行实景显示。『图 3-45』就是 Chelton 飞行系统公司提供的 3-D 环境识别以及空中航路的合成显示，代表了预计的飞行航迹。合成视景可以用作 PFD，但是以更加真实的外界参照来向飞行员提供指引。



图 3-45 Chelton 飞行系统公司制造的合成视景所呈现的真实图像可视化的优势。该系统为飞行员实时提供真实的飞机三维图，以及飞机相对于周围地形的位

1.11.2 多功能显示管理 (MFD)

除了飞行员面前的主飞行显示（PFD），还可以使用多功能显示系统（MFD）向飞行员提供除了驾驶舱使用的主要的飞行信息以外其他相关信息的显示。『图 3-46』这些信息包括移动地图，进近图，地形提示警告系统以及气象描述都可以显示在多功能显示（MFD）。由于具备额外的裕度，主飞行显示（PFD）以及多功能显示（MFD）两者都可以显示其中一个通常显示的所有关键信息，因此在通用航空驾驶舱中通常不具备这种显示裕度（使用转换方式）。



图 3-46 一个多功能显示器 (MFD) 的举例

1.12 采用先进技术的系统

1.12.1 广播式自动相关监控 (ADS-B)

虽然自动相关监控（广播式）系统的相关标准仍然在不断完善，我们可以简单地进行介绍：飞机广播一条日常信息，包括飞机位置（例如经度，纬度以及高度），速度，可能还有其他信息。其他飞机或者其他相关系统可以接收到该信息，随后广泛应用到其他方面。**ADS-B 的关键因素为 GPS，可以提供飞机位置的三维成像。**

以空中交通雷达为例。雷达测量飞机的范围以及方位。雷达对飞机发出询问信号通过接收飞机的反馈,旋转式雷达天线可以测量到飞机的方位,使用雷达接收到反馈的时间可以计算出飞机的位置范围。

另一方面，**ADS-B** 系统可以收听飞机广播的位置报告。『图 3-47』这些位置报告主要基于卫星导航系统。发射内容包括发射飞机的位置，接收信息的飞机对信号经过处理转化成重要的信息提供给飞行员。系统的准确性目前由导航系统的准确性来确定，没有计算误差。而且在使用雷达的情况下准确性不受飞机所处范围的影响。使用雷达时，要探测飞机速度的变化需要对数据进行跟踪，只有当一段时间内几个位置发生更新才可以探测到发生的更改。使用 **ADS-B** 时，飞机对速度更改进行的广播与相关飞机（需配备相关设备）对该信息的接

收几乎同步进行。



图 3-47 配备了广播式自动相关监控（ADS-B）的飞机可以连续对他们的识别码，高度，方向以及升降趋势进行广播。发射的信号向其他飞机以及相关的地面站传输了非常重要的信息。其他配备了 ADS 的飞机可以接收该信息并且可以使用多种方式来对信息进行处理。在相对比较饱和的环境中（假设所有飞机都配备了 ADS），这些系统可以为各自飞机预计航迹，并向其他飞机发送预计的航迹信息，从而大大增强了防撞能力。同时，还有一种名为自动相关监控-寻址（ADS-A）的系统详细信息可以参见飞行员航空知识手册。

除此之外，配备了相关设备的飞机提供其他信息包括向飞行人员提供的通告（NOTAM），气象资料等。『图 3-48』『图 3-49』在目前美国的东海岸主要使用技术相对成熟的 ADS-B。

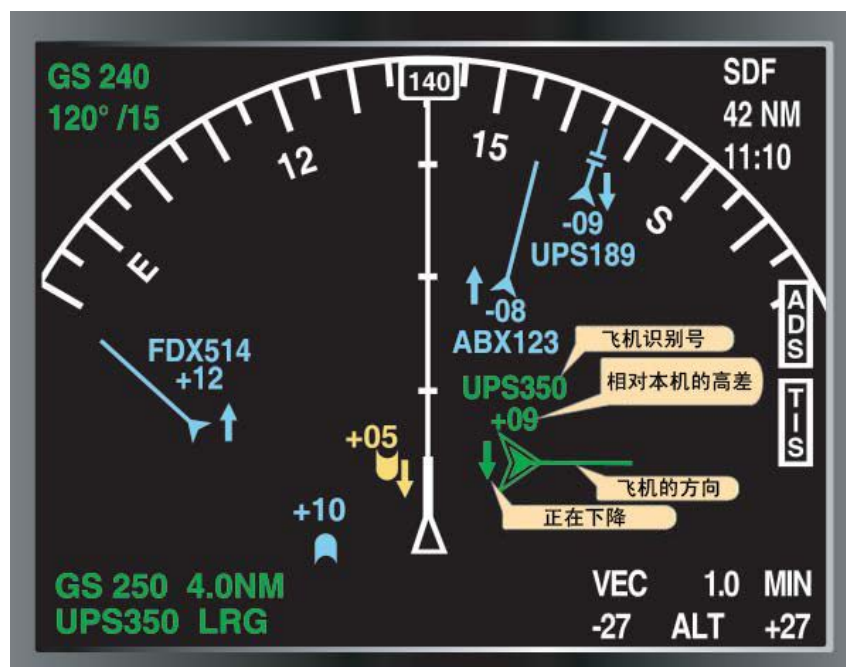


图 3-48 配备了 ADS 的飞机将接收到有关识别码，以百英尺为单位的高度（使用+或-表示之上或之下）以及活动方向这些信息，并且使用向上或向下箭头表示飞机下降或爬升。黄色目标表示没有配备 ADS 的飞机如何出现在一个配备 ADS 飞机的显示系统上。



图 3-49 装有 ADS 的飞机有上传并显示气象信息的能力

1.13 安全系统

1.13.1 无线电高度表

无线电高度表，通常称为雷达高度表，是一种通过精确测量来显示飞机正下方的离地高的系统。无线电高度表发射一个信号到地面并处理定期信息。



图 3-50 无线电高度表的构成。

主要用来在进近以及着陆过程中为飞行员提供完全准确的高度信息。如今比较先进的飞机上，雷达高度表也会向其他机载设备提供信息，例如自动驾驶以及飞行指引系统，当飞机在下滑道截获方式低于 200-300 英尺地面上高度（AGL）。

通常，系统包括接收机-发射机（RT）组件，用于接收以及发射信号的天线还有一台指示器。『图 3-50』II 类以及 III 类精密进近程序要求使用雷达高度表并制定出精确的最低离地高，并将其作为决断高（DH）或者无线电高度（RA）来使用。

1.13.2 空中交通咨询系统

1.13.2.1 空中交通信息系统

飞机活动信息服务（TIS）基于地面设备使用 S 方式应答机以及高度表译码器，通过数据链为驾驶舱提供相关的信息服务。传统的飞行使用通过目视来避免冲突的方法，使用飞机活动信息服务（TIS）通过使用自动显示通知飞行员附近的飞机活动情况，从而改进了飞行的安全性并提高了飞行效率。该显示可以指示其他飞机（需配备应答机）的位置，方向，高度以及爬升/下降趋势。飞机活动信息系统可以同时向水平 7 海里范围内，飞机之上 3500 英尺以及之下 3500 英尺范围内几架飞机提供预计的位置，高度，高度趋势以及地面航迹信息。『图 3-51』这些数据可以显示在不同类型的多功能显示（MFD）上。『图 3-52』

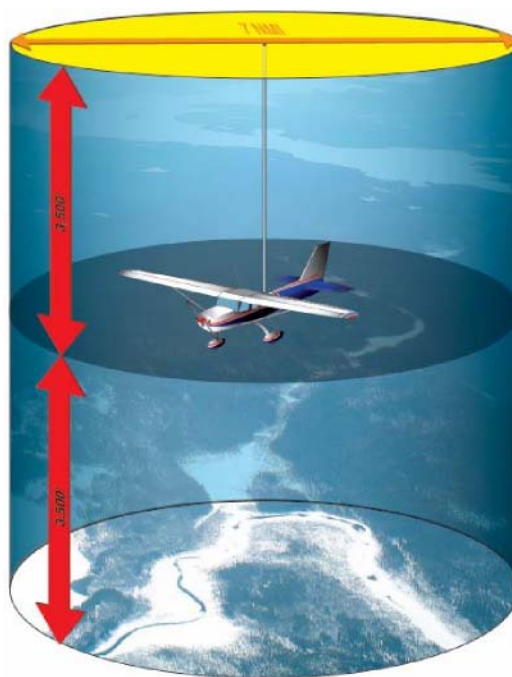


图 3-51 交通信息系统所覆盖的范围

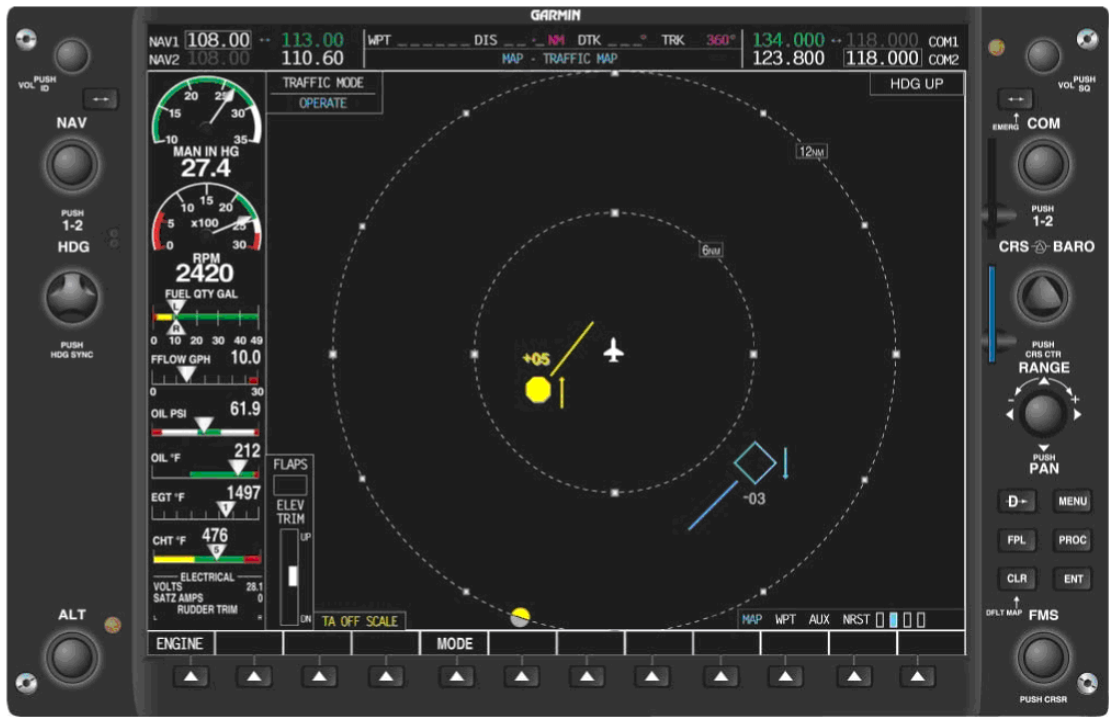


图 3-52 多功能显示（MFD）。



图 3-53 交通信息系统的概念图

『图 3-53』显示飞机活动信息系统的图示。要注意由于地面空中交通站处理 S 方式信号因此飞机需使用 S 方式应答机。

1.13.2.2 空中交通告警系统

飞机活动告警系统接收附近的飞机的应答机信息，来帮助飞行员确定飞机相对于附近飞机的位置。应答机提供其他飞机的三维定位信息『图 3-54』『图 3-55』『图 3-56』对于较小的飞机，使用交流发电机给 TCAS 设备供电。

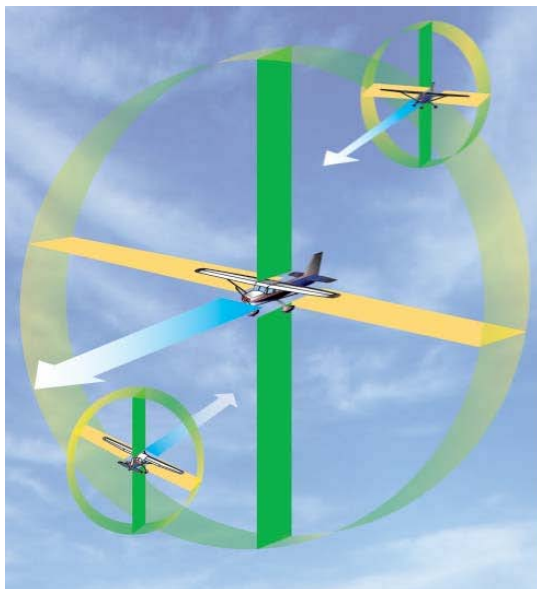


图 3-54 典型的警戒系统的理论图解。



图 3-55 天空观察系统。



图 3-56 Avidyne 的警戒系统（Ryan）

1.13.2.3 飞机防撞系统

1.13.2.4 交通警报和防撞系统（TCAS）

TCAS 是由局方建立的机载系统，独立于地面的 ATC 系统进行操作。当有飞机接近时，TCAS 用来增强飞行员的驾驶舱意识，并作为最后一道防线来防止空中飞机相撞。

TCAS 系统有两种类型：TCAS I 使用与通用航空（GA）以及地区性航空公司。该系统发布交通咨询通告（TA）来帮助飞行员目视看到闯入飞机。TCAS I 提供在可选范围内接近飞机的方位以及飞机的相对高度。该系统可以提供飞机的交通咨询通告（TA）来警告飞行员潜在的飞行活动冲突。飞行员目视可以获得其他飞机的活动情况并采取相应的措施来避免交通冲突。



TCAS II 是一种更为成熟的系统，可以提供与 TCAS I 相同的信息，并且可以分析接近飞机的预计航迹从而向飞行员发布决断咨询解决潜在的空中相撞的危险。除此之外，如果与另一个配备了 TCAS II 的飞机进行通讯，两个系统协调制定解决措施以及相关的警告信息提供给各自的机组。『图 3-57』

图 3-57 为向飞行员提供的决断咨询。在这种情况下，要求飞行员保持 1200 英尺的爬升速率爬升以避免空中交通冲突。目视可见的指示加上语音警告帮助飞行员更好的认识周围其他飞机的活动情况，扩大视野避免活动冲突。

1.13.2.5 地形警报系统

1.13.2.6 近地警告系统（GPWS）

早期减少 CFIT 事故（可控的飞行撞地）的技术为 GPWS。20 世纪 70 年代早期航空公司开始使用 GPWS，GPWS 使用无线电高度表，速度以及压力高度来确定飞机相对于地面的位置。系统使用这个信息来确定飞机与地表的距离，并提供相对于逐渐升高的地形来说飞机所处的位置，但这个预测结果非常有限。GPWS 主要基于系统中的运算法则，并由生产商根据不同的飞机机型或者直升机来进行设计。但是在山区飞行时，由于地形坡度异常使得该系统不能提供预测信息。

1999 年一架 DH-7 在南美发生坠毁，证明了 GPWS 在山区无法提供相关的预测信息。当时机组安装了机载 GPWS，但是地形突然升高致使 GPWS 失效，机组无意中进入坡度极陡的山地飞行导致事故的发生。另一起事故中，机上有商务部秘书布朗与随行人员，当飞机突然遇到上升地形，由于地形坡度变化 GPWS 功能异常从而导致飞机失事。但是 GPWS 通过起落架状况，襟翼位置以及 ILS 下滑道偏移来探测识别飞机接近地形，过大的下降率，过大的地形接近率或者非着陆状态下的不安全离地高度，低于 ILS 下滑道的过大偏移等这些不安全的飞机操作。GPWS 同时也可以提供咨询报出。

通常，GPWS 与电气系统的热汇流条一起防止意外的电门关闭。通过一个大型的四发涡轮螺旋桨飞机发生的事故来对此进行说明。

最后着陆过程中，起落架意外放下，当飞机接近入口穿越平台时机组没有留意 GPWS 警告。实际上，机组尝试关闭系统但是没有成功，并且认为是由于信号发生故障。当灾难发生时，机组才意识到 GPWS 警告的重要性。

1.13.2.7 地形提示和警告系统（TAWS）

地形提示和警告系统使用 GPS 来定位，通过使用地形以及障碍物数据库来对即将遇到的地形和障碍物提供真实的预测。TAWS 为飞行员提供两种警告，语音和目视警告，提醒飞行员采取相应的动作。由于 TAWS 依靠 GPS 以及地形/障碍物数据库信息，因此预测信息主要基于飞机当前位置以及计划到达的位置。由于系统主要的计算依据为时间因此会对飞机的性能以及速度进行补偿。『图 3-58』

1.13.2.8 平视显示器（HUD）

HUD 是一种显示系统，通过将导航信息以及大气数据（相对于进近基准速度的空速，高度，左/右以及上/下下道）进行投射从而将这些信息显示到一个飞行员与风挡之间的透明屏幕上。使用前视系统可以避免飞行员的实现在仪表以及外部环境之间的转换。如果飞机的飞行计算机可以使用平视显示器，目视看到的任何需要的信息都可以显示在平视显示器上。平视显示器系统所显示的信息可以被投射在一个独立的面板上，靠近风挡玻璃或者如『图 3-59』所显示的投射到一个接目镜上。前视系统还可以显示其他信息，包括一个相对于机头的跑道目标，在执行进近的过程中允许飞行员观看必要的信息的同时还可以查看风挡外的环境。

1.14 要求的导航仪表系统检查

1.14.1 系统飞行前程序

在起飞前活动所花费的总时间中，检查仪表系统需要的时间占有的比重相对较少的，但是这个操作却是非常重要的。对于任何飞行，只要在飞机控制需要参照仪表，飞行员必须检查所有仪表并且保证充足的电源来进行适当的操作。注：以下程序适用于常规飞机的仪表系统。配备了电子仪表系统的飞机会使用不同的程序。

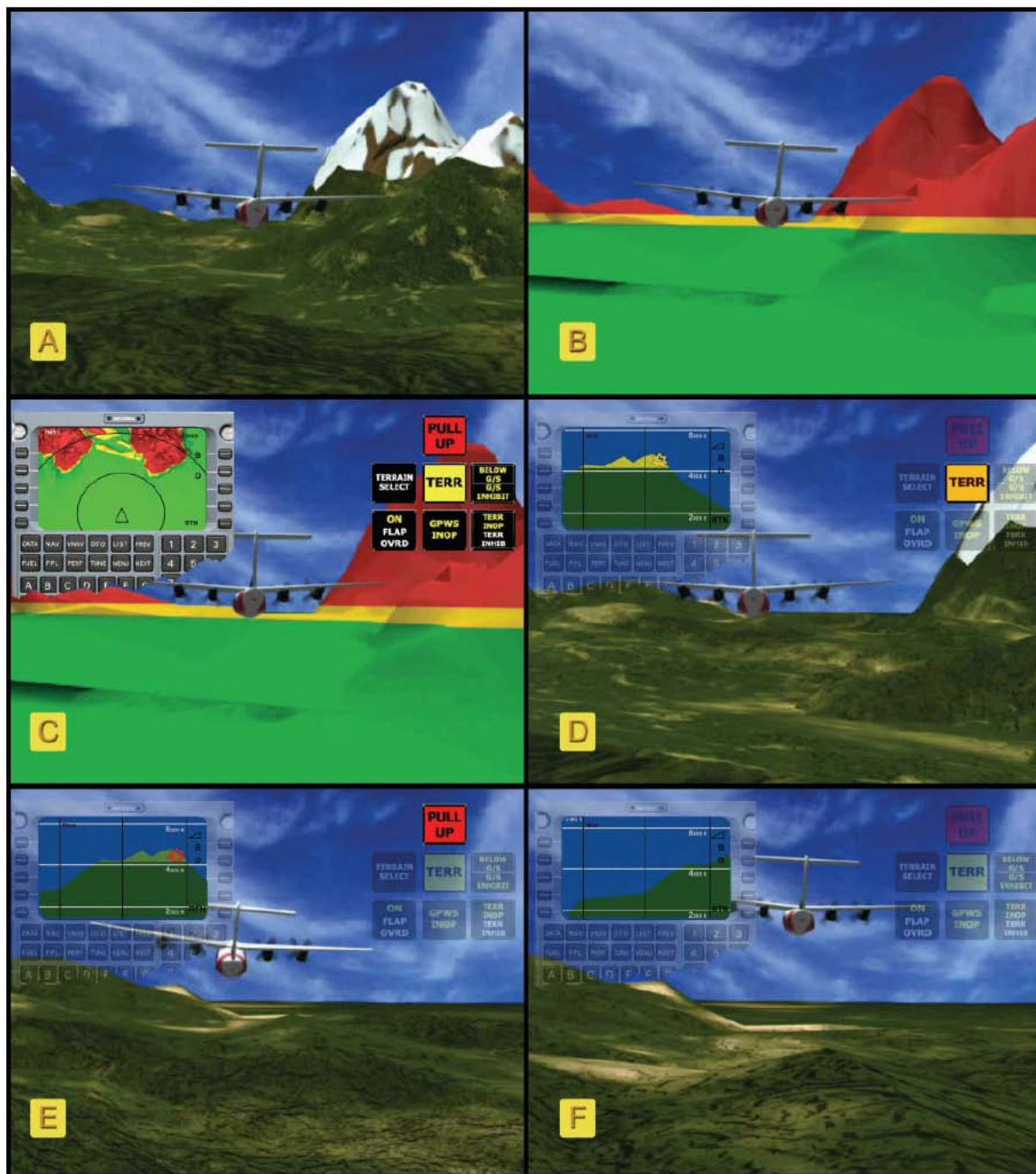


图 3-58 6 图表按顺序表明 TAWS 的工作方式。目前飞机要求安装一台 TAWS，根据可能遇到潜在地形危害的时间而不是距离来提供警告以及警戒信息。左上图框显示 TAWS，此时向飞行员提供的是风档外的视景。A 表明飞机与外部地形的位关系，B 与 C 表明 TAWS 系统显示地形所使用的方式，D 提供所穿越地形的警戒信息，E 提供语音警告以及文本咨询信息（红色），拉起飞机。E 图同时显示飞行员所采取的相应的动作（本例中为爬升）F 表明危险已经消除。



图 3-59 平视显示器

1.14.2 发动机起动前

- 1.绕机检查：检查所有天线的状况并检查皮托管内是否有异物并打开盖板。检查静压孔是否有脏东西以及异物，保证静压孔周围结构区域的清洁，因为如果有异物存在时可能会扰乱静压孔的气流。
- 2.飞机记录：确认已经对高度表以及静压系统进行了检查，过去的 24 个日历月内在批准的限制范围内建立飞行记录。检查维修记录中紧急位置发射器（ELT）电池的更换日期，并保证在要求的时间间隔内进行了更换。
- 3.飞行前的文件：检查机场/设备指南（A/FD），以及发给飞行员的关于飞行中使用的所有导航设备（NAVAID）的状况以及频率的所有的通告（NOTAM）。手册，航路图，进近图，计算机以及飞行日志应该用于离场，航路，目的地以及备用机场。
- 4.无线电设备：关闭。
- 5.吸入计：如果安装了电子飞行仪表，可使用相关的标志。
- 6.空速表（ASI）：如果可以使用，读出相关的读数。如果安装了电子飞行仪表，检查紧急仪表。
- 7.地平仪：如果可以使用，打开指示器。如果安装了电子飞行仪表，检查紧急系统包括电池。
- 8.高度表：调定当前高度表的调定值，保证指针指向机场标高。
- 9.升降速度表（VSI）：如果可用，应显示 0 指示（如果安装了电子飞行仪表）。
- 10.航向指示器：如果可以使用，打开指示器。
- 11.转弯协调仪：如果可用，小飞机应水平，回转球位置几乎定中（水平地形）。
- 12.磁罗盘：罗盘碗盛满液体，修正记录卡片在当前位置。
- 13.时钟：调定到正确时间并且工作正常。
- 14.发动机仪表：如果安装了电子飞行仪表，可使用相关的标志以及读数。
- 15.除冰以及防冰设备：检查设备是否可用，以及除/防冰液体量。

16.备用静压源电子管：保证全密闭，需要使用的时候可以打开。

17.皮托管加热器：打开加热器通过观察电表对加热器进行检查或者使用 POH/AFM（飞行员操作手册/飞机飞行手册）中规定的方法来进行检查。

1.14.3 发动机启动后

1.主电门打开，随着陀螺仪开始旋转注意监听陀螺仪发出的声音是否正常。对于出现的停顿或者异常声音必须在起飞前进行调查解决。

2.吸入计或者电子指示器：检查陀螺仪仪表的电源。某些飞机上会将吸入计应用在仪表上。如果陀螺仪为电力驱动，检查发电机以及变极器的操作是否正常。

3.磁罗盘：检查卡片是否可以自由移动并且确认罗盘碗已盛满液体。通过比较指示航向与飞机停止时或者正在直线滑行时的已知（跑道航向）航向来确定罗盘精确性。远程指示罗盘也应该与已知航向进行比较来确定精确性。注意罗盘卡片对起飞跑道航向的修正。

4.航向指示器：罗盘旋转允许在启动发动机后 5 分钟开始。滑行前，或者正在直线滑行时，调定航向指示器与磁罗盘航向保持一致。检查从动旋转罗盘的从动性并与磁罗盘的指示做比较。如果安装了电子飞行仪表系统，查询飞行手册中的相应的操作程序。

5.地平仪：允许在上述相同的时间用于陀螺仪来启动旋转。如果水平指标笔直地指向天地线位置并且保持在指示飞机姿态的正确位置，或者如果指标开始振动在飞机到达所需姿态后同时缓慢停止，则仪表工作正常。如果安装了电子飞行仪表系统，查询飞行手册中的相应的操作程序。

6.高度表：当高度表调定到当前报告的高度表调定值时，注意在已知机场标高以及高度表指示之间的任何变化。如果指示不在机场标高 75 英尺范围内，则高度表的准确性不能保证，关于标高以及可能的修正措施的相关问题咨询维修站。由于停机坪标高或者停机库区域的标高可能会与机场标高有明显的不同，在启动发动机的区域再次检查确认误差是否超过 75 英尺。起飞前对仪表进行检查时，如果没有可用的高度表调定值时，调定高度表到公布的机场标高。

1.升降速度表：仪表读数应该为零。如果仪表读数不为 0，轻敲仪表面板使其归 0。如果安装了电子飞行仪表系统，查询飞行手册中的相应的操作程序。

2.发动机仪表：检查读数正常。

3.无线电设备：检查操作正常并调定到预计值。

4.除冰以及防冰设备：检查操作。

1.14.4 滑行和起飞

1.转弯协调：滑行转弯过程中，检查仪表上小飞机以获得适当的转弯指示。回转球或者侧滑指示器可以自由移动。回转球或者侧滑指示器的移动方向应该与转弯方向相反。转弯仪表应该指示转弯方向。当直线滑行时，仪表上的小飞机应该为水平。

2.航向指示器：起飞前，再次检查航向指示器。如果磁罗盘以及偏离记录卡片指示准确，在飞机与滑行道或者跑道进行校准之后，航向指示器应该显示已知的滑行道或者跑道方向（误差 5°以内）。

3.地平仪：直线滑行过程中如果水平指标不能保持在天地线位置，或者滑行转弯时针尖误差超过 5°则仪表准确性不可靠。对于特殊的飞机在地面时可以参照天地线指标调整仪表上的小飞机。对于一些前三点式起落架飞机，在地面上时使用机头稍微放低的姿态，在正常巡航速度时将保持水平飞行姿态。

1.14.5 发动机关停

当关停发动机时，注意仪表指示的任何异常情况。

第 1 章 飞机姿态仪表飞行—使用指针式仪表

1.1 介绍

姿态仪表飞行定义为通过使用仪表而不是外部目视参考来控制飞机的空间位置。当今的飞机一般装配的是指针式仪表或数字式仪表。指针式仪表系统是机械的，它的指示直接代表所测得的量，例如钟表上的秒针。相反的，数字式仪表系统是电子的，完全通过数字化进行传输。虽然大多数生产厂家提供带数字式仪表的飞机，但是指针式仪表目前更为普遍。本章是为了使飞行员熟悉指针式飞行仪表的使用。

不管飞什么飞机或飞哪条航路，任何飞行都包含基本的飞行机动。在目视飞行中，飞机姿态通过飞机上的某个参考点相对于自然天地线的关系来控制。在仪表飞行中，飞机姿态通过参考飞行仪表来控制。正确地判读飞行仪表本质上提供了和目视飞行中外部参考相同的信息。只有掌握了每个仪表在建立和保持所需飞机姿态过程中的作用，在涉及一个或多个关键仪表失效的紧急情况中，飞行员才能更好地操纵飞机。

1.2 学习方法

可用于学习姿态仪表飞行的两种基本方法是“操纵和性能”及“主要和辅助”。两种方法使用的仪表和仪表对操纵的反应都是相同的。它们的区别在于对姿态指示器的依赖程度和其它仪表的判读。

1.2.1 “操纵和性能”方法

通过控制飞机的姿态和功率，飞机的性能得以体现。飞机的姿态是飞机的纵轴和横轴与地球天地线之间的关系。当在仪表飞行条件下飞行时，飞行员通过参照飞行仪表和操纵发动机的功率输出来控制飞机姿态，使其达到所需的性能。这整个过程被称为姿态仪表飞行的“操纵和性能”方法。从基本的仪表机动开始，通过使用操纵、性能和导航仪表来实施这个过程，可以让从起飞到着陆的所有飞行阶段都非常平稳。

1.2.1.1 操纵仪表

操纵仪表能够实时显示姿态和功率指示，并且可以进行精确的调节。在这里，我们用“功率”来代替从技术上说更为正确的术语“推力和阻力关系”。通过参考姿态和功率指示来决定如何操纵飞机。功率指示器根据飞机的不同而不同，可能包含进气压力表、转速表、燃油流量表等。『图 4-1』



图 4-1 操纵仪表。

1.2.1.2 性能仪表

性能仪表反映了飞机的真实性能。通过参考高度表、空速表、升降速度表、航向指示器和转弯侧滑仪来确定飞机的性能。『图 4-2』



图 4-2 性能仪表。

1.2.1.3 导航仪表

导航仪表指示飞机相对于所选导航设施或定位点的位置。这些仪表包括各种类型的航道指示器、距离指示器、下滑道指示器和方位指针。『图 4-3』现今的飞机配有更高科技的仪表提供综合信息，可以给飞行员更精确的定位。



图 4-3 飞行面板仪表。

1.2.1.4 使用“操纵和性能”的程序步骤

1. 使用操纵仪表，设定一个合适的姿态和功率，以获得所需性能。按照经验设置好姿态和功率，可以减小飞行员的工作量。
2. 配平飞机直到操纵力消除。操纵飞机要柔和、准确，并且尽量配平飞机使得即使不握杆，飞行状态都不会改变。配平使飞行员有更多的精力履行其它的驾驶舱职责，并且不易从所需姿态偏离。
3. 交叉检查性能仪表，确定已建立的姿态和功率是否达到了预期的性能。交叉检查包括看和理解两个过程。如果发现偏差，则应选择合适的修正方向和修正量，以获得所需的性能。
4. 最后按需调整操纵仪表的姿态和功率。

1.2.1.5 仪表飞行中的飞机控制

1.2.1.6 姿态控制

正确使用地平仪，知道何时改变姿态，然后柔和精确地改变姿态，以正确地控制飞机的姿态。姿态仪表给飞行员提供了有关飞机俯仰和坡度的实时的准确的指示。

1.2.1.7 俯仰控制

改变姿态仪中的小飞机相对于人工天地线的位置，以精确控制飞机的俯仰姿态。根据姿

态仪的类型不同，这些改变可以通过度数或小飞机的厚度看出来。与所需性能之间的偏差大小决定了修正量。

1.2.1.8 坡度控制

坡度控制是通过仪表上的坡度刻度或坡度指针来进行的。坡度刻度通常以 0°、10°、20°、30°、60°、和 90°来划分，位于姿态仪的顶部或底部。一般来说，转弯要转多少度，就用不超过该度数的坡度进行转弯，但不要超过 30°。

1.2.1.9 功率控制

正确地控制功率源于在改变姿态时柔和控制空速的能力。改变功率需要调节油门并参考功率指示器。功率指示器不会受颠簸、配平或操纵力的影响。因此在大多数飞机上，不需要花很多精力来保持功率恒定。

飞行员应该熟悉油门的移动量所对应的功率变化量。改变功率时应先移动油门，紧接着交叉检查指示器，以便达到一个更准确的设置。应防止盯着指示器调整功率。熟悉不同飞行状态下油门的基本位置能够避免在调整功率上花费过多的精力。

1.2.2 使用“主要和辅助”方法的姿态仪表飞行

另一种指导姿态仪表飞行的基本方法是“主要和辅助”方法。所有的机动都包含着围绕横轴（俯仰）、纵轴（坡度/横滚）和垂直轴（偏转）的一些移动。针对这些机动的姿态控制主要分为俯仰控制、坡度控制、功率控制和配平控制。“主要和辅助”方法就是将仪表按照这四个方面来进行分类的。

1.2.2.1 俯仰控制

通过偏转升降舵，使飞机围绕横轴旋转来控制俯仰。从合适的飞行仪表判读俯仰姿态，然后参考人工天地线的指示，施加操纵力来达到所需的俯仰姿态。这些仪表包括姿态指示器、高度表、升降速度表和空速表。『图 4-4』地平仪直接指示飞机的俯仰姿态，同时其它俯仰姿态控制仪表间接反映飞机的俯仰姿态。



图 4-4 俯仰仪表。

1.2.2.2 地平仪

飞机俯仰姿态的变化，控制了飞机的纵轴和实际天地线之间的角度关系。地平仪给出了一个飞机俯仰姿态直接和实时的指示。通过参考小飞机和人工天地线及刻度之间的相对位置关系来操纵飞机以达到所需俯仰姿态。『图 4-5』

在起飞前，小飞机应该相对于人工天地线处在一个正确的位置。当以所需的巡航速度保持平飞时，应将小飞机的机翼调到和人工天地线平齐的位置。在飞机载荷变化或其它任何需要的情况下都可以进行这个调节。否则，在不是巡航速度时不应改变小飞机的位置。这可以使姿态指示器在所有的机动飞行中真实地显示俯仰姿态。

当使用地平仪来对俯仰姿态进行修正时，操纵要特别柔和。人工天地线的移动量不要超过小飞机机翼厚度的 1.5 倍。『图 4-6』如果还需要进一步的修正，再增加 1.5 倍小飞机机翼厚度的修正量应该足够消除正常飞行中的任何偏差。



图 4-5 地平仪。



图 4-6 使用地平仪进行俯仰姿态修正。

1.2.2.3 高度表

如果飞机正在保持平飞，高度表指针会保持一个恒定的指示。如果高度表指示减小，则应调整到上仰的姿态，制止下降。如果高度表指示增大，则应调整到下俯的姿态，止住爬升。『图 4-7』高度表也可以通过指针移动的快慢反映出爬升或下降中俯仰姿态的大小。要控制飞机高度

增加或减小的快慢，可能就需要小量调整俯仰姿态。由外力引起的小的高度变化，可仅用俯仰姿态的改变来进行修正，例如颠簸或上升下降气流。而更大的高度偏差则必须配合油门动

作。



图 4-7 使用高度表进行俯仰姿态修正。

1.2.2.4 升降速度表（VSI）

在恒定高度的飞行中，升降速度表指示为零。如果指针指示高于零，则必须向下调整俯仰姿态，制止爬升趋势，恢复平飞状态。针对升降速度表的变化，迅速调整姿态可以防止高度的明显变化。『图 4-8』颠簸气流可造成指针上下摆动，摆动时的读数可取其平均值。在颠簸气流中参考高度表可以有所帮助，因为高度表不像升降速度表那样易受扰动。

『图 4-8』升降速度表上的单位是千英尺每分钟。表面分为两个区域，上半部分是爬升（UP），下半部分是下降（DOWN）。例如，如果指针指到上面的“.5”的位置，则代表飞机以每分钟 500 英尺的爬升率爬升。



图 4-8 垂直速度指示器。

在颠簸中，升降速度表指针通常不会有大的摆动。在修正时，修正量不能过大，同时要参考飞机姿态。如果看着升降速度来进行修正，可能使偏差越来越大。

修正量的大小非常关键，过大会造成飞机修过所需的高度，而过小又不能及时回到目标高度。从经验上来说，应该调整俯仰姿态，使升降率大概为高度偏差的两倍。例如，如果飞机的高度偏差为 100 英尺，可以使用 200FPM 的升降率进行修正。

在爬升或下降期间，通过参考升降速度表，可以使飞机以需要的升降率来改变高度。同时，要保持升降速度表上的升降率，必须配合俯仰姿态和功率的调整。

在施加了操纵力之后，如果升降速度表的指示和预期值之间的偏差大于 200FPM，则操纵过量。例如，如果试图以 500FPM 的升降率修正高度，大于 700FPM 的读数就代表操纵过量。指针的初始移动方向代表了飞机垂直移动的趋势。在修正动作后，在指针完全稳定并指示出正确的升降率之前，升降速度表会有一定的延迟。而延迟的大小与速度和俯仰变化量成正比。对于飞机来说，可以通过适当减小操纵力和调整俯仰姿态以修正过量的操纵。而在某

些有伺服协助操纵的直升机上，没有明显的操纵力，在这种情况下，可以参考姿态指示器来修正操纵过量。

某些飞机上装配有实时升降速度表（IVSI）。这种实时升降速度表的表面上有“IVSI”标志。它可以在任意时刻准确地指示出当前的升降率，并且几乎没有任何延迟。

有时因为升降速度表没有校准，指针会一直指示一定的爬升或下降率。当使用没有校准的指示器进行俯仰控制时，应该考虑它的固有误差。例如，当飞机在平飞时，有误差的升降速度表可能指示 100FPM 的下降率，这使得任何升降率读数都应该加上 100FPM 的修正量，才能反映真实的姿态。

1.2.2.5 空速表

空速表间接地反映了俯仰姿态。当飞机保持平飞状态时，功率和高度不变，空速保持恒定。此时如果空速增大，说明俯仰姿态减小，应该使飞机抬头。『图 4-9』如果空速减小，说明俯仰姿态增大，应该使飞机低头。『图 4-10』空速的快速变化表明俯仰姿态变化大，空速变化缓慢则表明俯仰姿态变化小。虽然空速表多作为俯仰仪表使用，但它也可用于平飞中的功率控制。空速变化实时反映了俯仰姿态的变化，其延迟性较小。



图 4-9 俯仰姿态减小。



图 4-10 俯仰姿态增大。

1.2.2.6 俯仰姿态仪表交叉检查

高度表是在平飞中反映俯仰姿态的一个重要仪表。而在大的升降气流中，如雷暴中使用时例外。当功率一定时，可以使用任何一个俯仰姿态仪表来较好地保持平飞姿态。然而，只有高度表能给出准确的高度信息。不管哪个俯仰姿态仪表指示出现偏差，都应该以地平仪为准进行姿态调整。俯仰姿态控制的常见错误包括：

- ❖ 操纵过量；
- ❖ 没有检查功率是否正确；
- ❖ 当需要改变俯仰姿态时，未对俯仰姿态仪表进行充分的综合判断。

1.2.2.7 坡度控制

坡度控制是控制机翼和天地线之间的角度。先从相应仪表上读取坡度信息，然后施加必要的操纵力来偏转副翼，使飞机绕着纵轴横滚。如『图 4-11』，这些仪表包括：地平仪、航向指示器、磁罗盘、转弯侧滑仪。

1.2.2.8 地平仪

地平仪是唯一能够直接实时指示实际飞行姿态的仪表，它是最基本的姿态参考。

1.2.2.9 航向指示器

航向指示器提供了有关坡度和航向的信息，可作为提供坡度参考信息的主要仪表。

1.2.2.10 磁罗盘

磁罗盘提供了航向信息，当和航向指示器一起使用时，可作为坡度仪表。应谨慎使用磁罗盘读数，因为它易受飞行中的颠簸、爬升、下降、功率改变和空速调整引起的加速度的影响。另外，根据转弯方向不同，磁罗盘的指示会提前或滞后于真实航向的变化。因此磁罗盘的指示应该和其它提供转弯信息的仪表结合使用，比如已经提到的地平仪、航向指示器及转弯侧滑仪。



图 4-11 坡度仪表。

1.2.2.11 转弯侧滑仪

转弯侧滑仪由陀螺转弯仪和侧滑仪两个部分组成，它们同时提供了转弯信息。『图 4-12』当指针稳定时，转弯侧滑仪能够提供坡度和转弯率指示，而老式的转弯侧滑仪只提供转弯率信息。



图 4-12 转弯侧滑仪。

1.2.2.12 功率控制

用改变功率的方法来调整空速，可能造成飞机绕某些轴或所有轴转动。不管是单发、多发飞机，还是直升机，其转动的方向和程度都取决于功率改变的大小和快慢。『图 4-13』『图 4-14』给我们演示了在平飞中，改变功率对俯仰姿态和空速的影响。在调整功率期间，及调整之后，应该交叉检查功率仪表，以观察功率调整是否达到预期目标。是否需要调整功率是由另外的仪表决定的，而调整的过程中，需要对功率仪表进行交叉检查。不同的飞机安装有

不同的动力装置，每种动力装置都有其特定的仪表用于指示飞机运行时的动力大小。在仪表飞行时，必须参考这些仪表来进行所需的功率调节。



图 4-13 平飞中功率增大使得空速增大。



图 4-14 需要控制俯仰姿态，调节功率以使飞机恢复平飞。



图 4-15 功率仪表。

如『图 4-15』，功率指示仪表包括：空速表和发动机仪表。

1.2.2.13 空速表

空速表能够体现功率的大小，特别是在飞机处于平衡、配平的平飞状态时最容易观察出来。如果在平飞时空速增加，一般来说可能是因为功率增大了，必须调节功率或重新

配平飞机。

1.2.2.14 发动机仪表

发动机仪表，例如进气压力（MP）表，显示了某一功率设置下的飞机性能。如果改变功率，就会影响飞机性能，使空速增大或减小。定距螺旋桨的转速（RPM）增加或减小，会影响飞机性能，使空速增加或减小。

1.2.2.15 配平控制

正确的配平技巧在仪表飞行中非常重要，而且需要参考『图 4-16』上的仪表来实施。在进行机动飞行的时候，必须正确配平飞机。飞行员飞行技术的好坏很大程度上取决于能否正确熟练地使用配平。



图 4-16 配平仪表。

1.2.2.16 飞机配平

正确的配平可以使飞机保持姿态不变，同时消除所有的操纵力。消除了所有的操纵力，飞机就更容易保持在所需的姿态。这使得飞行员可以把更多的时间用于检查导航仪表和履行其它的驾驶舱职责。

飞机的配平是通过以下几点来实现的：

- ❖ 操纵飞机建立所需姿态。然后调节配平，使得松开杆后飞机仍能保持该姿态。调节方向舵配平，使转弯侧滑仪的小球回中，进行协调的飞行。
- ❖ 小球偏向哪一侧，就向该方向调节方向舵配平。然后按需调节副翼配平使机翼保持水平。
- ❖ 在可能的情况下，使用左右平衡的功率或推力来帮助保持协调飞行。在飞机姿态、功率或外形改变后，可能需要重新调整配平。单独使用配平来改变飞机的姿态，通常会造成飞机操纵的不稳定。操纵飞机，然后配平，这两者结合起来，可以最大程度地获得柔和、精确的姿态变化。配平有助于柔和地操纵飞机。

1.2.2.17 直升机配平

通过持续交叉检查仪表并执行下列动作，可以使直升机处于配平状态：

- ❖ 使用环状中心钮。如果直升机有此装置，它可以减轻所有可能出现的循环杆力。

❖ 调整脚踏板使转弯指示器的小球回中。任何功率改变都需要进行脚踏板配平，它用来消除保持所需姿态的所有操纵力。

不正确的直升机配平会导致需要持续保持杆力、杆力过大、分散交叉检查的注意力，并造成姿态控制的突然和不稳定。只有在改变直升机状态时才应施加杆力。

随着空速的变化，应调整俯仰以保持机动动作所需的姿态。要维持所需的转弯率，就必须调整坡度，并使用脚踏板保持协调飞行。只要改变了操纵力，就必须调整配平。

1.2.3 主要和辅助仪表举例

以恒定的速度进行直线平飞，既是在没有坡度（航向恒定）的情况下保持高度。用于保持该状态主要的俯仰、坡度和功率仪表是：

- ❖ 高度表：提供最确切的高度信息，它是主要的俯仰姿态仪表。
- ❖ 航向指示器：提供最确切的坡度或航向信息，它是主要的坡度仪表。
- ❖ 空速表：提供最确切的，用功率输出衡量的平飞性能的信息，它是主要的功率仪表。

地平仪是最基本的姿态参考，它是实时直接显示实际飞行姿态的唯一仪表。建立和保持俯仰姿态和坡度的过程中都应该使用地平仪。不过我们引入主要仪表和辅助仪表的概念，不是说哪个仪表重要，哪个不重要，只是注意力分配的方法和侧重点不一样。在进行基本的仪表机动时，主要仪表和辅助仪表的详细使用方法会在第 6 章（飞机的基本飞行机动）中讲述。

1.3 基本技能

在姿态仪表训练期间，必须提高两个基本飞行技能的水平：仪表交叉检查和仪表判读。通过它们能更好地控制飞机。虽然这些技能是按照顺序分开进行学习的，但是要提高精密飞行的熟练程度，在实际飞行中要综合运用这些技能，才能在各种飞行状态下都保持对飞机协调、柔和、正确的操纵。

1.3.1 仪表交叉检查

第一个基本的技能是交叉检查（也称为“仪表扫视”）。交叉检查需要持续有逻辑地观察仪表，得到姿态和性能信息。在姿态仪表飞行中，飞行员通过参考仪表来获得和保持需要的状态。观察并判读两个或多个仪表以确定飞机的姿态和性能，这称为交叉检查。虽然交叉检查没有特定的推荐方法，但是应该针对特定的飞行动作，选择那些能提供最确切的参考信息的仪表，这些仪表通常都有稳定的指示。其余的仪表提供相关的参考信息，以帮助保持重要仪表的指示稳定。

在仪表飞行中交叉检查是必需的。在目视飞行中，可以通过外界参考来保持水平姿态，但是要确保高度准确，必须检查高度表。由于操纵误差、仪表误差和不同的大气和载重引起的飞机性能的差异，长时间保持飞机状态不变是不可能的。这些变量使飞行员必须经常交叉检查仪表，对飞机的姿态做出相应的修正。

1.3.1.1 辐射式交叉检查（Selected Radial Cross-Check）

当使用辐射式交叉检查时，飞行员花费 80% 到 90% 的飞行时间来看地平仪，快速地扫视其它参数仪表。使用这种方法时，飞行员的视线不会直接在参数仪表之间移动，而是每次都要经过地平仪。不同的飞行状态决定了所关注的仪表不同。『图 4-17』



图 4-17 辐射式交叉检查。

1.3.1.2 倒 V 字交叉检查 (Inverted-V Cross-Check)

在倒 V 字交叉检查中，飞行员的视线是从姿态指示器向下到转弯侧滑仪，又向上到地平仪，再向下到升降速度表，最后回到地平仪『图 4-18』。



图 4-18 倒 V 交叉检查。



图 4-19 长方形交叉检查。

1.3.1.3 矩形交叉检查（Rectangular Cross-Check）

在矩形交叉检查中，飞行员沿着矩形路径，扫视顶部的三个仪表（空速表、地平仪和高度表），然后扫视底部的三个仪表（升降速度表、航向指示器和升降速度表），顺时针或反时针由个人选择。『图 4-19』

这种交叉检查方法对每个仪表的信息给予同等程度的重视，不管它对保持当前状态的重要性。然而，这种方法延长了视线回到关键仪表的时间，减少了对关键仪表的关注。

1.3.2 常见的交叉检查错误

初学者可能可以快速地进行交叉检查，但却获取不到仪表真正说明的信息。随着基本仪表飞行经验的增加和对仪表指示的熟悉，飞行员会学会看什么、何时看，并做出相应的反应。熟练程度较高时，飞行员会习惯性地交叉检查，并能根据具体的飞行状况来决定扫视的速度和顺序。如果对仪表不够熟悉，会引起下面的各种常见错误。

因为某种原因，注意力固着在某个仪表上。例如，高度表指示偏低 200 英尺，飞行员盯着高度表在想“指针怎么跑到这儿来了”。在凝视仪表时，无意中施加了压盘力，造成了航向逐渐改变，而航向的改变带来了随后更多的错误。另一个常见的注意力固着常出现在刚开始改变飞机状态时。例如，飞行员开始压盘进入一个 90°的转弯，飞行员没有保持对其它相关仪表的交叉检查，而是在整个转弯过程中都看着航向指示器。因为飞机转弯的过程中航向一直都在变化，通常在转弯进入后大约 25 秒内，都不需要重新检查航向指示器。出现这种问题可能不完全是因为交叉检查方法错误，有可能和仪表判读困难有关。对航向指示器的读数不确定，或对转弯改出时机的不确定都会造成该注意力固着。

交叉检查漏检查仪表可能是另一个过失。可能是由于姿态改变后，无法预料重要的仪表指示造成的。例如，从一个 180°的大坡度转弯中改出横滚，只参考姿态指示器建立直线平

飞，飞行员漏查了航向指示器的恒定航向信息。由于进动误差，姿态指示器暂时地显示一个轻微的误差，通过快速参考其它飞行仪表是可以修正的。

在培训的初期，飞行员容易侧重于单个仪表，而不是运用所有必要的仪表来进行综合判断。飞行员倾向于依赖最简单、最熟悉的仪表，但这些仪表提供的信息很有可能不够充分。例如，飞行员可以使用地平仪来保持高度，但是如果交叉检查中不经常查看高度表的话，则无法保持精确的高度。

1.3.3 仪表判读

第二个基本的技能，仪表判读，要求对仪表进行全面的学习和分析。首选理解每个仪表的构造和工作原理。然后将这些知识应该用于交叉检查、飞行动作、飞机性能和操纵技术上。

例如，飞行员驾驶小型飞机从海平面附近使用全功率进行 5 分钟的爬升，地平仪显示大概 6° 的俯仰姿态。如『图 4-20』所示，飞机的爬升率为 500FPM，空速为 90 节。若该飞机的功率可以维持选定的姿态，则仪表的指示就反映了飞机的性能。但如果操纵一架喷气式飞机使地平仪有相同的指示，可能升降速度表的读数就会是 2000FPM，空速表读数 300 节。

熟悉飞机性能之后，飞行员就可以根据飞机的状态来选择适当的仪表进行判读。如果要确定俯仰姿态，那么空速表、高度表、升降速度表和地平仪提供了必要的信息。如果要确定坡度，就必须判读航向指示器、转弯侧滑仪和地平仪。要完成好一个机动飞行，就必须清楚所需的飞机状态，并综合判读仪表。只有具备了仪表交叉检查和仪表判读这两个基本飞行技能，才可以柔和、顺利地实施基本仪表飞行。

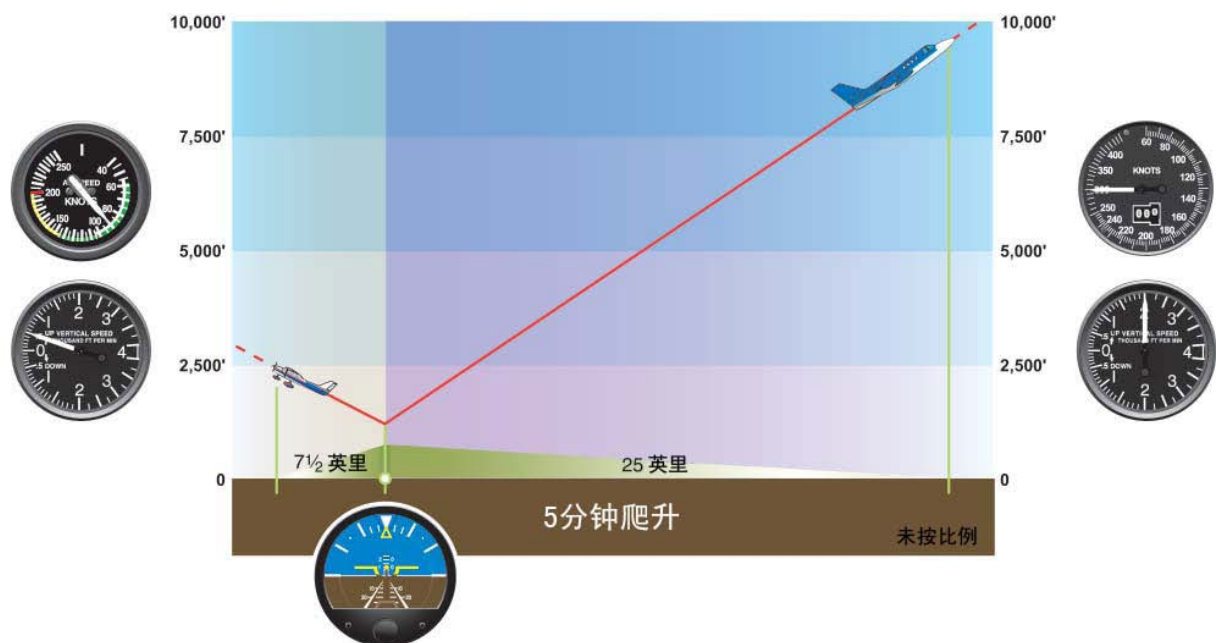


图 4-20 功率、姿态与性能的关系。

第 1 章 飞机姿态仪表飞行—使用电子飞行显示

1.1 介绍

姿态仪表飞行定义为通过使用仪表而不是外部目视参考来控制飞机的空间位置。当今的飞机一般装配的是指针式仪表或数字式仪表。本章是为了使飞行员熟悉被称为电子飞行显示（EFD）的数字仪表。

航空电子设备的改进以及在通用飞机上引入 EFD，给如今的飞行员提供了一种新颖精确的仪表显示方式来进行仪表飞行。

大多数的通用飞机装备的都是独立的仪表，通过参考这些独立仪表，并综合运用来安全地操纵飞机。电子飞行显示系统的出现，使多个液晶显示屏（LCD）代替了传统的仪表。第一个屏幕安装在左座飞行员的正前方，作为主飞行显示（PFD）。『图 5-1』第二个屏幕大约位于仪表面板的中心位置，作为多功能显示器（MFD）。『图 5-2』飞行员可以使用 MFD 来显示导航信息（包含可移动的地图）、飞机系统信息（包括发动机参数），在需要的时候，也可转换为 PFD 显示。『图 5-3』因为只有，飞机设计者用这两块屏幕简化了仪表面板，同时增强了安全性。因为这些基于晶体管的仪表的故障率远比传统模拟式仪表要低。



图 5-1 和主飞行显示（PFD）相对应的指针式仪表。

当然，在电气失效的情况下，飞行员仍有备用的应急仪表。这些仪表要么不需要电源，要么像多数的备份地平仪一样单独安装有电池。『图 5-4』

在目视飞行中，飞机姿态通过飞机上的某个参考点相对于自然天地线的关系来控制。为了在非目视气象条件下操纵飞机，飞行员需要提高参考飞行仪表来操纵飞机的能力。这

些飞行仪表本质上提供了和目视飞行中外部参考相同的关键信息。通过人工天地线，在姿态指示器上重现了自然天地线。



图 5-2 多功能显示器（MFD）。



图 5-3 备份显示。

在学习姿态仪表飞行的过程中，要懂得每个飞行仪表是如何运转的，以及它们在控制飞机姿态中所起的作用。在懂得了所有的仪表对保持飞机姿态的作用后，当进入了仪表飞行条件或者某些关键仪表失效时，飞行员才能更好地操纵飞机，保证安全。

1.2 学习方法

可用于学习姿态仪表飞行的两种基本方法是“操纵和性能”及“主要和辅助”。两种方法使用的仪表和仪表对操纵的反应都是相同的。它们的区别在于对姿态指示器的依赖程度和其它仪表的判读。

1.2.1 “操纵和性能”方法

通过控制飞机的姿态和功率，飞机的性能得以体现。飞机的姿态是飞机的纵轴和横轴与地球天地线之间的关系。当在仪表飞行条件下飞行时，飞行员通过参照飞行仪表和操纵发动机的功率输出来控制飞机姿态，使其达到所需的性能。这种方法可以获得一个特定的性能，使飞行员可以顺利进行任何基本的仪表机动飞行。

仪表可以划分为三类：操纵仪表、性能仪表和导航仪表。



图 5-4 备份的空速表、地平仪和高度表。

1.2.1.1 操纵仪表

操纵仪表能实时显示姿态和功率的变化。显示姿态的仪表是地平仪。而功率变化直接反映在进气压力表和转速表上。『图 5-5』这三个仪表都可以反映很小的改变量，从而得以准确地操纵飞机姿态。



图 5-5 操纵仪表。

另外地，每架飞机上安装的功率指示器可能有所不同，包括以下类型：转速表、进气压力表、发动机总压比指示器，燃油流量表等等。

操纵仪表不指示飞机飞得多快或在什么高度飞行。要确定这些参数，飞行员需要参考性能仪表。

1.2.1.2 性能仪表

性能仪表直接反映了飞机正达到的性能。飞机的速度可以参考空速表，高度可以参考高度表，而爬升性能可以通过参考升降速度表来确定。其它可用的性能仪表有航向指示器、迎角指示器和侧滑指示器『图 5-6』。

性能仪表最直接地反映了加速度的变化，加速度是速度或方向的变化。因此，这些仪表可以指示飞机是否正在改变（水平）空速、（垂直）高度或（横侧）航向。



图 5-6 性能仪表。

1.2.1.3 导航仪表

导航仪表包括全球定位系统（GPS）指示器，甚高频全向信标台/无方向性无线电信标

台（VOR/NDB）指示器、移动地图显示、航向道和下滑道（GS）指示器。『图 5-7』这些仪表指示了飞机相对于所选导航设施或定位点的位置。导航仪表使飞行员在不参考任何外部目视线索的情况下，能够沿着预定的地面或卫星导航信号的路线飞行。导航仪表可以支持水平和垂直输入。



图 5-7 导航仪表。

1.2.2 改变姿态的四个步骤

为了改变飞机的姿态，飞行员必须合理地改变飞机的俯仰、坡度和功率设置。使用“建立、配平、检查、调整”这四步可以更好地完成这个过程。

1.2.2.1 建立

任何时候需要改变飞机的姿态时，飞行员必须调整俯仰、坡度及功率来建立所需的性能。要改变俯仰和坡度，飞行员必须参照姿态指示器。而后在转速表、进气压力表等仪表上核实功率的改变。按照经验设置好姿态和功率，可以减小飞行员的工作量。

1.2.2.2 配平

姿态仪表飞行中的另一重要步骤是对飞机进行配平。利用配平来消除操纵杆上的操纵力，以保持所需的姿态。当飞机正确配平后，飞行员即使松开驾驶杆，飞机也不会偏离所需姿态。这让飞行员有更多的精力履行其它的驾驶舱职责。掌握不好配平是初始的仪表飞行学员最常犯的错误之一。

1.2.2.3 检查

一旦飞机姿态开始改变，飞行员应该重新确认飞机的性能。交叉检查“操纵和性能”仪表，扫视仪表并判读仪表的指示。必须提高仪表的综合判读能力，已完全掌握飞机的姿态。在交叉检查期间，飞行员需要及时发现任何偏差，并确定需

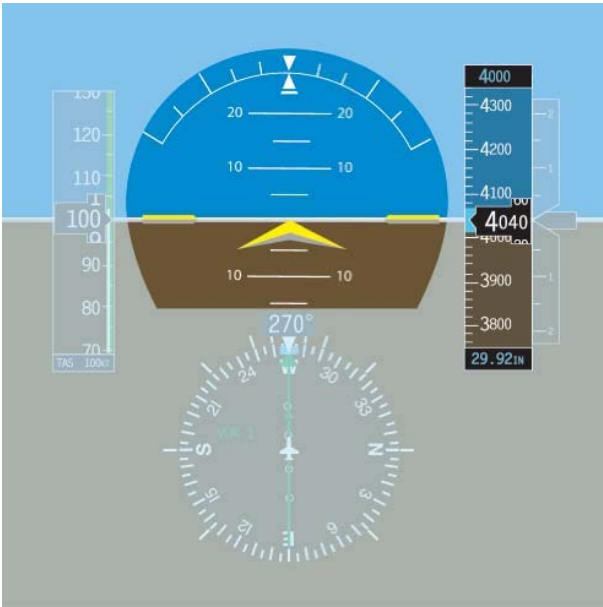


图 5-8 “八”字符号与地平线的关系指示了飞机的俯仰姿态。

要多大的修正量。随后，根据操纵仪表的指示进行修正。

1.2.2.4 修正

这个过程的最后一步是修正在交叉检查期间发现的任何偏差。每次的修正量不应过大。姿态指示器和功率仪表有很多刻度，便于进行准确的调整。修正时应参考小飞机上的条宽来改变俯仰姿态，参考坡度刻度来改变坡度，参考转速表、进气压力表等来调节功率。

通过这四个步骤，飞行员可以更好地操纵飞机的姿态。在改变姿态过程中，一个常见错误是，当发觉到偏差时，修正量过大。飞行员需要逐步熟悉飞机，并掌握合适的修正量以达到所需的性能。

1.2.3 四个步骤的应用

在姿态仪表飞行中，这四个步骤可以用来控制俯仰姿态、坡度和飞机的功率。电子飞行显示的精确指示使飞行员能够更准确地执行操纵。

1.2.3.1 俯仰控制

PFD 上最宽的是姿态指示器，在上面能清楚地看出俯仰姿态。由于显示面积很大，可以用它进行很精确的俯仰改变及修正。姿态指示器上的俯仰刻度以 5° 为增量，使得飞行员的修正能精确到大约 $1/2^\circ$ 。在传统地平仪上用来表示飞机的小飞机，在玻璃面板显示中被一个“八”字符号代替了。

『图 5-8』，“八”字符号的顶部代表机头，它给飞行员提供了更精确的俯仰读数，并且使得飞行员能够进行小量的、精确的姿态改变，达到所需的飞行状态。当没有达到所需的状态时，应参考黄色“八”字符号的顶部来精确地改变俯仰姿态。

1.2.3.2 坡度控制

结合姿态指示器上显示的横滚刻度，使用横滚指针可以精确地进行坡度控制。

横滚刻度划分成 0° 、 10° 、 20° 、 30° 、 45° 、 60° ，而天地线表示 90° 的坡度。『图 5-9』其中 45° 的刻度与传统地平仪有所不同。除了横滚指针之外，仪表飞行员还会利用转弯率指示器来保持飞机的标准转弯率转弯（ 3° 每秒）。使用标准转弯率转弯可以舒适、安全、有效地完成大多数的仪表飞行机动。



图 5-9 坡度控制指针线。

1.2.3.3 功率控制

功率仪表（空速表、进气压力表、转速表等）指示了发动机正在产生多大的功率。它们不受颠簸、不正确的配平或操纵力的影响。所有的功率改变都应该参考功率仪表，并交叉检

查性能仪表。

从飞行培训一开始就需要学习功率控制，而仪表飞行要求更精确的功率控制。随着经验的增长，飞行员应该熟悉油门移动量所对应的功率变化量以及空速的改变量，从而达到不同的飞机性能。为了使飞机状态稳定，参考功率仪表进行的功率改变也应同样稳定，避免操纵过量。

使用玻璃面板显示时容易遇到的一个常见错误和数字读数的精度有关。精确的数字显示容易使飞行员过分专注于建立一个精确的功率设置上。

操纵仪表和功率仪表是准确地进行姿态仪表飞行的基础。姿态仪表飞行的关键是在姿态指示器上建立所需的飞机姿态，并在功率仪表上设置所需的发动机输出功率。持续的交叉检查是保持准确飞行姿态的关键。

1.2.4 姿态仪表飞行——“主要和辅助”方法

“主要和辅助”是进行姿态仪表飞行的第二个方法。它是由操纵/功率方法演化而来的。通过利用主要和辅助飞行仪表，并结合操纵和功率仪表，飞行员可以准确地保持飞机姿态。这个方法使用了和操纵/功率方法相同的仪表，然而，它更侧重于最能准确指示飞机当前状态的仪表。四个关键元素（俯仰、坡度、横滚和配平）将在随后详细讨论。

和操纵/功率方法相似，所有对飞机姿态的改变需要使用姿态指示器和功率仪表（转速表、进气压力表等）来进行。下面解释如何监控飞机姿态的各个方面以获得预期的飞行状态。

1.2.4.1 俯仰控制

飞机的俯仰指飞机的纵轴和自然天地线之间的角度。当在仪表气象条件下飞行时，自然天地线不能用来作为参考，因此使用人工天地线来代替。『图 5-10』能指示飞机姿态的唯一仪表就是 PFD 上显示的姿态指示器。飞机上安装的姿态航向基准系统（AHRS）是姿态显示的数据源。它能够准确地跟踪俯仰、坡度和偏转的微小变化，使 PFD 精确可靠。在初始化时，AHRS 确定了飞机的纵轴和天地线之间的角度。飞行员不需要调节，也无法调节代表着机头的黄色“八”字符号的位置。

1.2.4.2 直线平飞

在直线平飞中，飞行员要保持飞机的高度、空速和航向长时间不变。要做到这一点，需要参考三个主要仪表来保持这三个变量。

1.2.4.3 主要俯仰仪表

当飞行员保持高度恒定不变时，主要的俯仰姿态仪表就是高度表。只要飞机的空速和俯仰姿态不变，高度应该不会变化。

颠簸和注意力不集中都有可能造成高度偏差。当出现偏差时，需要在姿态指示器上改变俯仰角度。小的偏差用小的修正量，大的偏差用较大的修正量。飞行员应该避免进行大的修正，因为姿态的快速变化，可能会导致飞行员空间失定向。应该及时柔和地进行修正，使飞机回到所需的姿态。



图 5-10 飞机的俯仰。

应密切关注 PFD 上的指示。一个 2.5° 的仰角都会产生一个 450 英尺每分钟（FPM）的爬升率。小的偏差不需要大的姿态改变。

一个修正高度偏差的经验是建立一个两倍于高度偏差值的升降率，且不要超过 500FPM。例如，如果飞机高度偏差 40 英尺， $2 \times 40 = 80$ 英尺，这样大约 100FPM 的下降率可以使飞机可控地、及时地回到所需的高度。

除了主要仪表，辅助仪表也能帮助飞行员交叉检查俯仰姿态。辅助仪表能够指示变化的趋势，但它们不能指示精确的姿态。当俯仰姿态出现了偏差，高度正在改变时，升降速度表、空速表和高度趋势带这三个仪表会出现指示。

『图 5-11』当高度恒定不变时，升降速度表和高度趋势带不会在 PFD 上出现。当这两个趋势指示器出现时，飞行员应能马上反映出来飞机的俯仰姿态发生了改变，并且可能需要进行调整。

交叉检查时需要利用这些辅助仪表来更好地进行高度控制。升降速度表和趋势带为飞行员提供了高度变化的方向和快慢信息，这使得飞行员能够在出现大的高度偏差之前，修正好俯仰姿态。如果俯仰姿态减小，空速表的指示会增加。相反地，当俯仰姿态增大时，飞行员可以注意到空速的下降。



图 5-11 辅助仪表。

1.2.4.4 主要坡度仪表

在仪表气象条件下飞行时，飞行员保持预定或指定的航向。想到这个就应该明白，主要

的坡度仪表是航向指示器。航向变化是实时显示的，航向指示器是显示当前磁航向的唯一仪表，它提供的值相当于磁罗盘进行了所有偏差修正后的值。『图 5-12』

当然也有与坡度有关的辅助仪表。转弯率趋势指示器告诉飞行员什么时候飞机在改变航向。磁罗盘对保持航向也很有用，然而，它在不同的飞行阶段会受到一些误差的影响。

1.2.4.5 主要偏转仪表

侧滑指示器是偏转的主要仪表。它是唯一能指示飞机的纵轴和相对气流是否平行的仪表。

1.2.4.6 主要功率仪表

直线平飞的主要功率仪表是空速表。因为功率的主要作用就是在平飞期间保持所需的空速。而其它的仪表都不能提供实时的指示。

使用主要和辅助仪表得到每个飞行参数是成功掌握姿态仪表飞行的关键。使用“主要和辅助”方法决不是不重视姿态指示器和功率仪表，所有的仪表（控制、性能、主要和辅助）都必须综合地运用。



图 5-12 主要坡度仪表。

1.3 姿态仪表飞行的基本技能

在学习姿态仪表飞行之初，掌握仪表交叉检查和仪表判读这两个基本技能是非常重要的。它们是仅参考仪表安全操纵飞机的根本。如果没有掌握这两个技能，飞行员将不能精确

地保持飞机的状态。

1.3.1 仪表交叉检查

第一个基本的技能是交叉检查（也称为“仪表扫视”）。交叉检查就是持续观察“操纵和性能”仪表上的指示。仪表飞行的初学者必须学会观察和判读仪表的各种指示，从而控制飞机的姿态和性能。由于某些玻璃座舱配置的原因，例如 **Garmin G1000**，一个或多个性能仪表可能位于飞行员视线右方的 **MFD** 上。『图 5-13』

交叉检查没有特定的方法，飞行员如何获取必要的信息来操纵飞机是因人而异。但对于特定的飞行状态，飞行员必须确定哪个仪表能提供最确切的参考信息。经过训练后，飞行员能够快速地发现主要仪表并交叉检查辅助仪表，保持所需的姿态。在仪表飞行期间，飞行员决不能停止交叉检查仪表。

1.4 扫视技巧

因为大多数的主要和辅助飞机姿态信息都集中在 **PFD** 上显示，所以可以使用标准的扫视技巧。重要的是在扫视中不要忘了检查备用飞行仪表和发动机指示。由于姿态仪表显示尺寸的原因，扫视技巧实际上已经简化了，因为姿态指示器始终在视野范围内。



图 5-13 注意，高度和升降速度带稍微偏向飞行员视线的右边。

1.4.1 有选择的辐射式交叉检查

辐射式扫视使得你的眼睛保持在姿态指示器上的时间占到了 80% 到 90%。剩下的时间花在从姿态指示器转移到其它各种飞行仪表的过程中。『图 5-14』



图 5-14 有选择的辐射式交叉检查。

使用辐射式扫视的方法扫视 PFD 很有效，紧凑的仪表带显示使得眼睛几乎不用移动就可以注视到所需的仪表。不管眼睛朝哪个方向移动，延长的人工天地线使飞行员在视线内随时可以照顾到飞机的姿态。这个延长的天地线大大地减少了固着于某个仪表而忽略飞机整体状态的可能。因为姿态显示的大尺寸，所以当观察 PFD 上别的仪表显示时，始终可以看到一部分姿态指示器。

1.4.1.1 开始扫视

从 PFD 中心上的黄色“八”字符号开始扫视。注意俯仰姿态，然后往上看侧滑指示器，通过对齐分成上下两部分的三角形符号确保飞机处于协调状态。该三角形的顶部是坡度指针，而下部是侧滑指示器。如果三角形的下部偏到一边，则蹬这边的方向舵脚蹬就可以消除侧滑。『图 5-15』注：飞机的航向没有改变，转弯率指示器上没有显示趋势矢量。



图 5-15 坡度指针和侧滑指示器。

当检查该区域时，要确保坡度指针在刻度盘上指示所需的坡度。位于姿态指示器顶部的坡度刻度保持稳定。表示零坡度的倒三角的两边都标有 10°、20°、30°、45°和 60°的刻度。如果没有指示所需的坡度，应操纵副翼进行适当的修正。核实坡度正确后应回到黄色“八”字符号继续扫视。

向左扫视空速带并核实空速和所需的空速一样，然后回到显示器的中心。向右扫视高度表带。确定正在保持所需的高度。如果没有保持住，应在姿态指示器的帮助下进行适当的俯仰姿态调整，来回检查姿态和高度，直到得到所需的高度，将视线回到显示器的中心。往下转到航向指示器，核实所需的航向。确定航向后，回到显示器的中心。需要注意的是，扫视中也要包括发动机指示。如果发动机的指示是在旁边的另一个 MFD 上显示，可能需要针对机型调整扫视方法，把这些仪表合并到扫视循环中来。另一个应在扫视中包含的重要部分是位于 MFD 上的移动地图显示。为了帮助增强处境意识和更集中地进行扫视，在 PFD 屏幕的左下角可以显示一个较小的嵌入地图。

1.4.1.2 趋势指示

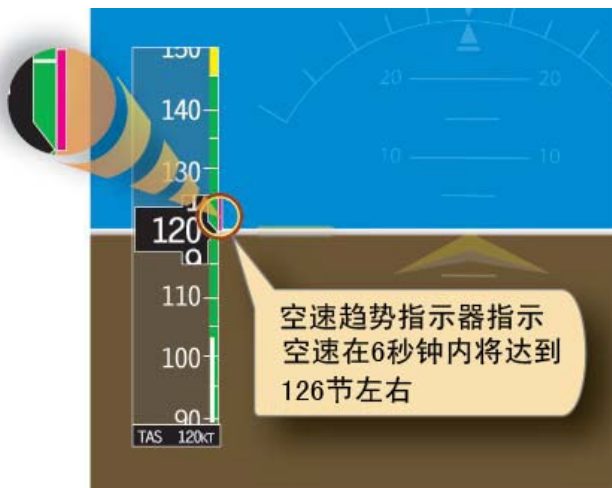


图 5-17 空速趋势指示器。

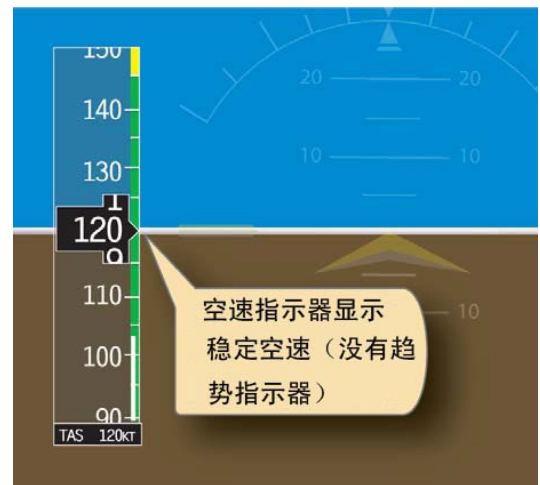


图 5-16 无趋势显示的空速表。

1.4.1.3

玻璃面板显示对于通用航空行业的一个改进就是趋势矢量显示。趋势矢量是在空速带、高度带及转弯率指示器上出现的洋红色线条。如果保持当前的变化率，这些洋红色线条能指示在 6 秒『图 5-16』后，空速、高度和航向会达到的值。而如果相关参数没有变化，数值保持稳定『图 5-17』或者系统的特定部分出现故障，则趋势矢量不会显示。

趋势矢量是仪表飞行初学者非常好的帮助信息。注意力分配较好的飞行员可更容易得知所需参数的微小偏差，并进行相应的小量修正。只要 PFD 上指示出一个洋红色的趋势，谨慎的飞行员就应该进行调整，使飞机重新回到所需的状态。『图 5-18』

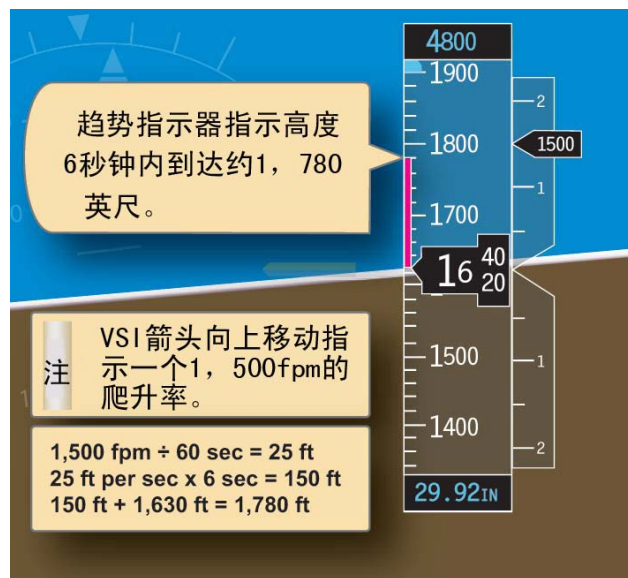


图 5-18 高度表趋势指示器。

电子仪表的另一个改进就是转弯率指示器。就像空速、高度和升降速度趋势指示器一样，转弯率趋势指示器指示了在 6 秒后飞机的航向变化。在检查航向指示器的顶部同时，可以注意到刻度盘外部左右各有的两个白线条。『图 5-19』这两对记号分别表示标准转弯率和二分之一标准转弯率。

在『图 5-20』中，当飞机开始左转时，洋红色的趋势指示器的长度与转弯率成正比。要进行一个二分之一标准转弯率转弯，应使指示位于第一个标记处。趋势指示器延伸到第二个记号处，指示出是标准转弯率转弯。趋势指示器延伸超过第二个记号，则指示出一个大于标准转弯率的转弯。趋势指示器显示了飞机在 6 秒后的航向，但最大只能提前指示 24°，即 4°每秒的转弯率。当飞机的转弯率超过 25°/6 秒时，趋势指示器的头上会显示一个箭头。

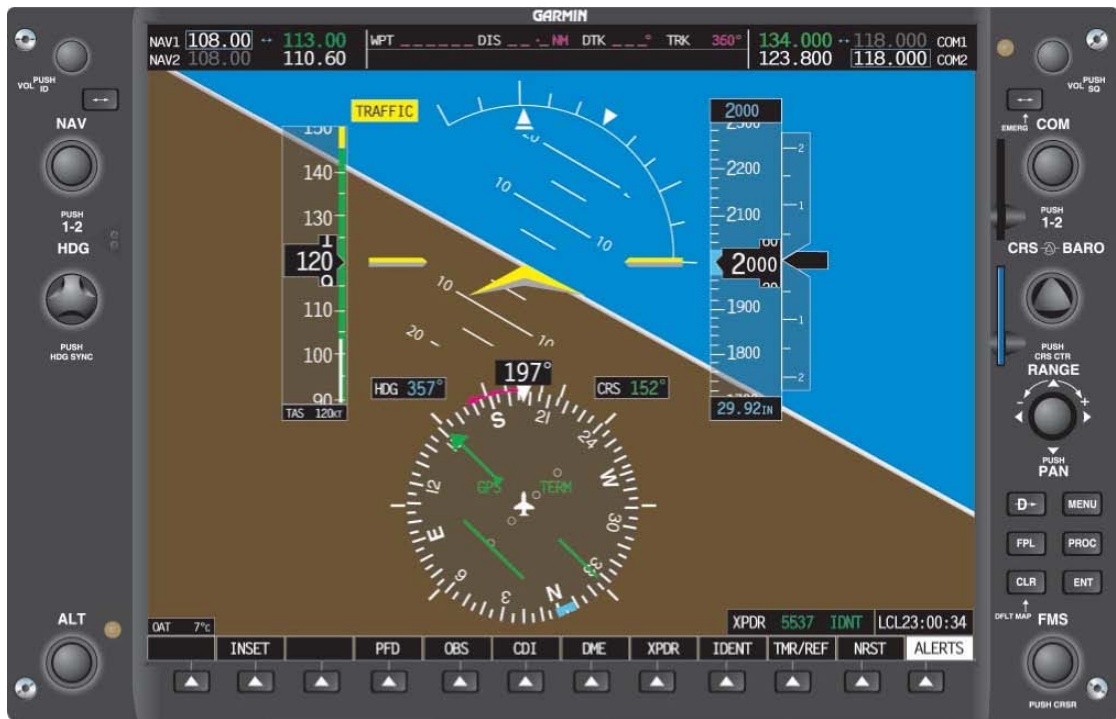


图 5-19 水平状态指示器（HSI）的趋势指示伸长正比于转弯率。

当飞机在指定高度改平、在预定航向上改平坡度或稳定空速时，趋势指示器是非常有用的。要柔和地从爬升或下降中改平，可以用升降速度的 10% 作为高度改出提前量。如，下降率为 500FPM，则在到达预定高度之上 50 英尺时开始改平。

随着飞机接近所需的高度，应调整俯仰姿态，保持趋势指示器和目标高度对准。随着目标高度的接近，趋势指示器逐渐缩短，直到高度稳定下来后消失。不过应注意趋势指示器只是一个辅助工具，不能作为决定俯仰姿态变化的主要方法。

1.5 常见错误

1.5.1 固着

在刚开始学习使用趋势指示器的时候，对某个仪表过于专注或凝视是一个常见的错误。比如，飞行员最初可能会过分专注趋势指示器，单独参考它来进行调整。而趋势指示器并不是用来保持所需功率或姿态的唯一工具，应该将其与主要和辅助仪表相结合，以更好地操纵飞行。使用空速带显示，飞行员可以看出 1 节以内的空速变化。注意力固着会使人想把空速保持到一个非常精确的程度，但实际上并不需要将空速精确到 1 节的范围内，仪表等级实践考试标准的要求也要宽松得多。关键不是要一直盯着某个仪表，而是读懂它所提供的信息就行了。

1.5.2 遗漏

另一个仪表飞行的常见错误是仪表交叉检查时漏查仪表。由于 PFD 及相关的组件可靠性较高，而备用仪表的位置较偏，飞行员扫视时容易忽略对备用仪表及磁罗盘的检查。飞行员应该持续监视备用仪表，这样才能发现主用仪表系统的故障。通常最容易漏掉的仪表是侧滑指

示器。



图 5-20 HSI 指示器（放大）。

1.5.3 单一

在仪表训练初期，不能综合运用，依靠单一的仪表来监控飞机状态是非常普遍的现象。当飞行员认为某个仪表的重要性升高，高过了另一个仪表时，就开始单独使用那个仪表作为指导。比如，从一个 180°的转弯中改出横滚时，需要参考航向指示器、侧滑指示器和高度表。一旦飞行员漏掉了侧滑指示器，飞机就容易产生不协调。而这种错误如果不加以改正，有可能演变成一种习惯。

第 1 章 飞机的基本飞行机动—使用指针式仪表

1.1 介绍

仪表飞行的技术根据飞机的类型、性能和仪表的不同而不同，因此具体的操作程序和技术需要针对机型进行调整。在学习飞行机动之前，应先参看飞行员操作手册或飞机飞行手册（POH/AFM）中提供的推荐程序、性能数据、工作极限和飞行特性，以便进行更好的练习。

本章所述的飞行机动都是假设使用的是单发螺旋桨的小型飞机，有可收放式起落架和襟翼，以及常见的仪表面板。除仪表起飞之外，所有的机动飞行都可以在“部分仪表”条件下进行，既陀螺姿态仪和航向指示器不工作，或被人为盖住。

1.2 直线平飞

1.2.1 俯仰控制

飞机的俯仰姿态是飞机的纵轴和实际天地线之间的角度。平飞时，飞机的俯仰姿态随着空速和载重的变化而变化，而一般在小型飞机上进行训练时不考虑载重的因素。平飞时，一个俯仰姿态对应着一个速度。低速巡航时，平飞姿态的机头较高，如『图 6-1』中指示。高速巡航时，平飞姿态的机头较低。『图 6-2』『图 6-3』给出了在正常巡航速度时的姿态指示。用来帮助控制飞机俯仰姿态的仪表有，地平仪、高度表、升降速度表和空速表。



图 6-1 平飞时的俯仰姿态和空速，慢速巡航。

1.2.1.1 地平仪

地平仪给出了俯仰姿态的直接指示。通过操纵升降舵可以得到所需的俯仰姿态，同时地平仪上的小飞机也会相对于人工天地线上升或下降。这和通过外部目视观察，参考实际天地线来抬高或压低机头，调节俯仰姿态的方法是一致的。然而，除非已经建立好了所需的平飞姿态，并且空速稳定不变，否则无法知道地平仪所指示的平飞是否是真正的平飞（高度表、空速表指示不变，升降速度表指零）。如果起飞前在地面上，正确地校准了地平仪的小飞机，当飞行员完成爬升改平动作时，则小飞机基本能够显示出正常巡航速度下的平飞姿态。如果

有必要进一步对小飞机进行校准，在校准时，必须使用其它的俯仰仪表保持好平飞。

可以用以下方法练习仅使用地平仪来进行平飞的俯仰控制。依次将地平仪小飞机机翼水平条向上或向下移动至 0.5 倍、1 倍、1.5 倍水平条厚度处并保持。0.5 倍、1 倍、1.5 倍水平条厚度的上仰姿态如『图 6-4』『图 6-5』『图 6-6』中所示。

飞行教员可以演示这些标准的俯仰调整，并将地平仪上的指示和飞机相对于实际天地线的位置进行比对。

参照仪表进行平飞修正时，俯仰姿态变化量通常要比目视飞行时小很多。如果飞机在平飞时已经正确配平，那么进行这些标准俯仰变化的升降舵移动量和操纵力都是非常小的。要确定到底需要多大的升降舵操纵力，可以照着以下几点来做。



图 6-2 平飞时的俯仰姿态和空速，快速巡航。

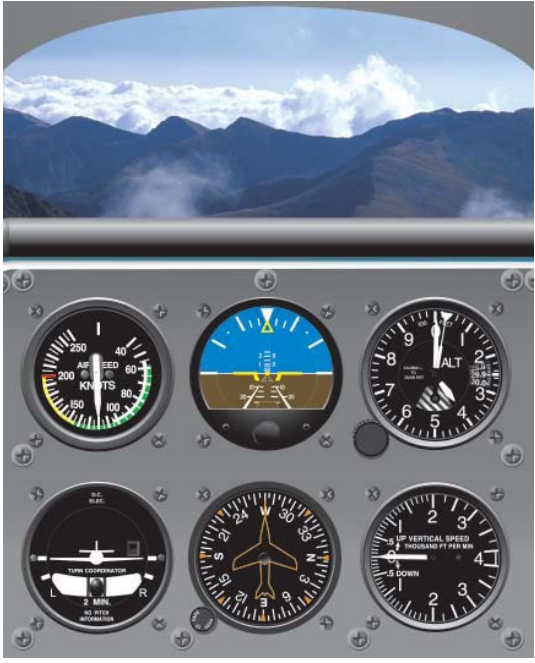


图 6-3 平飞时的俯仰姿态和空速，常速巡航。



图 6-3 平飞的俯仰调整，半个条宽。



图 6-2 平飞的俯仰调整，一个条宽。



首先，过分紧握操纵杆会使得难以察觉到操纵力的变化，所以在仪表训练的初期阶段，通常要有意识地努力去放松并学

习操纵飞机。

第二，施加柔和而有效的操纵力以改变俯仰姿态。经过训练，飞行员可以进行这些少量俯仰调整，将小飞机固定在地平仪的各个俯仰刻度上不动。

第三，在平飞时正确地配平飞机后，一旦感觉到紧张，可暂时松开所有的升降舵操纵力。除了遇上颠簸的情况，如果松杆后飞机自动保持平飞，这说明飞机已经稳定了。一个仪表飞行训练初期最难的问题就是，即使没有任何操纵的需求，也难以抑制移动操纵杆的冲动。

图 6-4 平飞的俯仰校正，一个半条宽。

1.2.1.2 高度表

当功率恒定时，从平飞（颠簸气流中除外）的任何偏差都是由俯仰变化造成的。因此，高度表间接地给出了平飞时的俯仰姿态指示，假设功率恒定。当飞机平飞时，由于姿态应该保持不变，所以从所需姿态的任何偏差预示着需要改变俯仰。如果飞机正在增加高度，必须压机头。『图 6-7』『图 6-8』



图 6-5 使用高度表来解释俯仰姿态，高度高意味着机头俯仰姿态高。



图 6-6 高度增加后的俯仰调整——压机头来修正高度误差。

在保持平飞并且不使用地平仪时，高度表指针的移动速率和它的移动方向一样重要。平飞出现过大的俯仰偏差会造成高度相对快速的变化；轻微的俯仰偏差引起缓慢的变化。因此，如果高度表指针以顺时针方向快速移动，从平飞姿态出现了相当大的机头上仰偏差。相反地，如果指针缓慢的向反时针方向移动，指示姿态稍微的出现了下俯，那么要重新获得所需高度的俯仰调整就小。由于高度表增加到了地平仪交叉检查中，飞行员将学习对于在地平仪上给定的俯仰变化，如何去确认高度表指针的移动速率。

为了在未装备地平仪的飞机上练习精确控制俯仰,可通过目视参考自然天地线来做出小的俯仰变化,然后注意高度表的移动速率。注意能得到高度表上最慢且稳定的变化率的俯仰变化量。然后练习通过正确地理解并控制指针的移动速率来小量调整俯仰。

飞行教员可以演示一个过大的机头下俯偏差(通过高度表指针的快速移动可以指示出),然后,作为例子,来演示不正确的纠正方法造成的结果。在匆忙中,通常会冲动地做出大的俯仰调整,但这不可避免地造成操纵过量。指针慢了下来,然后向相反方向,最后出现一个过大的机头上仰偏差。结果造成操纵力增大、不稳定的操纵反应和极度增大的操纵移动。修正技巧在于缓慢、柔和,这将使得飞机较快地回到所需的姿态,并且控制有效、不乱。

当发觉出俯仰错误时,应该迅速地采取修正措施,但是操纵力要轻,有两种不同的姿态改变方法:(1)改变姿态以停止指针移动,和(2)改变姿态以回到所需的高度。

当高度表指示出现高度偏差时,施加足够的升降舵操纵力以减小指针移动的速率。如果指针移动突然地慢下来,减轻一些操纵力,直到指针继续移动,但要缓慢地减轻。指针缓慢移动表明飞机的姿态接近平飞。稍微增加更多的修正操纵力以止住指针移动的趋势。在这点上,平飞就达到了;指针的反向移动说明飞机已经过了该点。仔细地减轻操纵力,继续交叉检查,因为改变空速将会导致所给操纵力的有效性改变。接下来,操纵升降舵来调整俯仰姿态以达到需要的高度表指针移动变化率,而变化率和标准的俯仰调整相关联,这使得飞机回到所需的高度。

单凭经验来说,如果误差小于 100 英尺,使用半个条宽来修正。『图 6-9』『图 6-10』如果误差超过 100 英尺,开始使用一个条宽的修正。『图 6-11』和『图 6-12』单独使用高度表练习改变预定的高度,然后结合地平仪练习。



图 6-7 高度表误差, 小于 100 英尺。



图 6-8 俯仰修正，小于 100 英尺——降低半个条宽来修正高度误差。

1.2.1.3 升降速度表（VSI）

升降速度表和高度表一样，提供了俯仰姿态的间接指示，它是一种趋势和速率仪表。作为一种趋势仪表，它直接地显示飞机的初始升降运动，忽略颠簸造成的俯仰变化。为了保持平飞，结合高度表和地平仪来使用升降速度表。注意从零开始的任何正或负的指针趋势，并格外柔和地施加修正升降舵操纵力。随着指针回零，减轻修正的操纵力。如果操纵力轻柔，指针会实时缓缓地移动，高度表显示很小的或没有高度变化。作为一种变化率仪表，需要考虑升降速度表的滞后特征。

滞后指在俯仰改变后，指针达到一个稳定的指示之前出现的延迟。滞后和速度及俯仰变化的大小成正比。如果开始进行一个小的、柔和的俯仰变化，指针以最小的延迟到与俯仰改变大小对应的偏转点，滞后随着爬升或下降中的空气动力平衡而稳定下来。大的、突然的俯仰变化会造成指针移动不稳定、相反的指示，并且会在指针稳定前造成长时间的延迟（滞后）。当在颠簸条件中飞行并有不稳定的指针移动时，飞行员要注意不要追逐指针。当俯仰改变时，空速指示上明显的延迟会由于飞机的不同而有很大的变化，是因为当俯仰姿态改变后，飞机加速或减速需要的时间不同引起的。由于仪表的结构或工作原理，延迟是不能感知的。小的、柔和的俯仰变化可引起实时的空速改变。



图 6-9 高度误差，超过 100 英尺。



图 6-10 俯仰修正，超过 100 英尺——最初使用一个条宽进行修正。

当使用升降速度表作为一种变化率仪表，并结合高度表及地平仪来保持平飞时，飞行员应该清楚高度表指针从所需高度移动的量控制着回到该高度的升降率。经验来说为了改变姿态，升降速度变化率大约是高度误差的两倍。例如，如果高度偏差 100 英尺，使回到所需高度的升降率应该大约为 200 英尺每分钟（FPM）。如果偏差超过 100 英尺，修正应该相应的大些，但是绝不能超过所给空速和形态下飞机的最佳爬升或下降率。

偏差返回升降率大于 200FPM 被视为操纵过量。例如，如果试图改变高度 200 英尺，升降率超过 400FPM 表明操纵过量。

当回到一个高度时，升降速度表是主要的俯仰仪表。有时候当飞机平飞时，升降速度表由于稍微失去校准可能会指示爬升或下降。如果该仪表不能校准，当用升降速度表作为俯仰控制时，要考虑到误差。例如，如果平飞时指针指示下降率为 200FPM，则把 200FPM 作为零位。

1.2.1.4 空速表（ASI）

恒定空速 _____ 恒定俯仰姿态



图 6-11 恒定功率加恒定俯仰姿态等于恒定速度。

空速增加 _____ 俯仰姿态降低



图 6-12 恒定功率加降低的俯仰姿态等于增大的空速。

减小的空速 _____ 增高的俯仰姿态



图 6-13 恒定功率加增加的俯仰姿态等于减小的空速。

空速表用来间接地指示俯仰姿态。在非颠簸条件，恒定功率调定和俯仰姿态下，空速保持不变。『图 6-13』随着俯仰姿态降低，空速增加，应该抬升机头。『图 6-14』随着俯仰姿态升高，空速减小，应该压机头。『图 6-15』空速的快速变化表明俯仰变化大，空速变化缓慢表明俯仰变化小。

平飞中的俯仰控制在于交叉检查和解释仪表面板的仪表信息使得飞行员形成思维图像并控制俯仰姿态。忽略交叉检查技巧的个体差异，所有的飞行员应该使用仪表，仪表给出了在任何特定的机动飞行中操纵飞机的最好信息。飞行员也应该检查其它的仪表以帮助保持主仪表在所需的指示上。

如先前特别提到的，主仪表对特定的机动飞行给



图 6-14 用于坡度操纵的仪表。

出了最相关的信息。它通常应该保持指示恒定不变。平飞时哪个仪表是俯仰控制的主仪表，例如？整个问题应该考虑到具体飞机、气象条件、飞行员经历、操作条件和其它的因素前后关系。对于高性能飞机，必须发觉姿态的变化并实时判读以马上采取控制措施。另一方面，对仪表相当熟练的慢速飞机飞行员可能更依赖于高度表来得到主俯仰信息，特别地当确定不能过多依赖地平仪来提供必要的精确姿态信息的时候。飞行员决定是否使用高度表或地平仪作为主仪表取决于哪种方法将最能帮助控制姿态。这本手册里，高度表通常被认为是平飞期间的主俯仰仪表。

1.2.1.5 坡度控制

飞机的坡度是飞机机翼和自然天地线之间的角度。为保持直线平飞路径，飞机的机翼保持和天地线相平（假设飞机在协调的飞行中）。用于控制坡度的仪表有地平仪、航向指示器和转弯侧滑仪。『图 6-16』说明了协调的飞行。飞机向左倾斜，地平仪和转弯侧滑仪指示了该坡度。航向指示器通过位于飞机轮廓下的罗盘刻度的明显地顺时针旋转来指示一个左转弯。

地平仪地平仪直接、实时显示坡度的任何变化，因此，它是一个直接指示器。在标准的地平仪上，坡度通过小飞机与飞行天地线条的角度关系划出来，并由仪表顶部的坡度刻度指针列显示。在标准的三进位英寸仪表表面，通过参考小飞机，小的坡度不易于测出，特别地如果稍微斜向一侧或改变座位位置。

对照明显的小飞机位置检查刻度指针的位置是个好的检查方法。忽略运动误差，在刻度指针上可以容易地发觉从直线、协调的飞行中出现的小的偏差。坡度指针可以分为『图 6-17』中所示的刻度，或者可以分为以 30°为增量的刻度。

『图 6-17』中描绘的仪表有一个刻度指示器，它在和小飞机所示的坡度相同的方向上移动。这个例子中，飞机左坡度 15°。地平仪的运动误差是普遍的、可预知的，但是地平仪明显的优点在于扫视中可以看到俯仰姿态和坡度的实时指示。即使运动误差和许多地平仪有关，但快速的姿态显示比其它飞行仪表需要更少的视觉效应和时间来进行绝对的操纵。

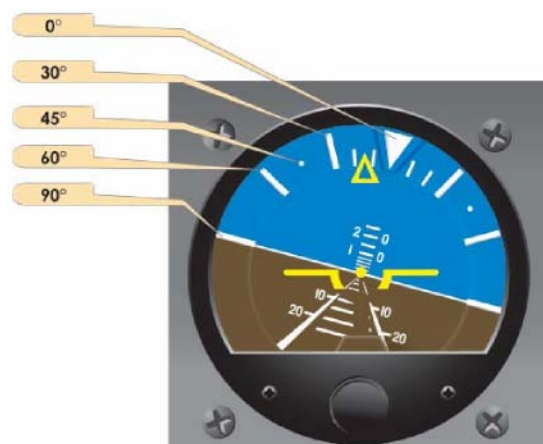


图 6-15 使用地平仪描述倾斜。

1.2.1.6 航向指示器

协调飞行中飞机的坡度间接地显示在航向指示器上，因为坡度引起转弯并且航向出现变化。假设两种情况中的空速相同，航向指示器（方位陀螺中有方位卡）快速移动表面坡度大，反之，小移动反映坡度小。注意航向指示器移动的速率并和地平仪的坡度相比较。由于地平仪的运动误差，有必要正确地检查航向信息以保持直线飞行。

当从航向指示器上发觉出现从直线飞行偏离时，使用一个不大于使得飞机转弯的坡度修正到所需的航向。无论如何，限制坡度修正到一个不大于需要进行标准速率转弯的坡度。使用更大的坡度要求很高的熟练水平，一般会造成操纵过量和不稳定的坡度操纵。

1.2.1.7 转弯速率指示器

转弯速率指示器的小飞机给出了飞机坡度的间接指示。但小飞机水平时，飞机在直线飞行状态中。当小飞机和一个校准标志在一条线上，并且飞机横滚到左或右时，该指示表示横滚速率，校准标志表示一个在小飞机方向上的 3° 每秒的横滚。当出现了左或右坡度时，这可以在平飞中看到。尽管没有进行转弯，转弯速率指示器会指示出横滚运动。相反地，向右或左踩方向舵脚蹬造成飞机瞬时绕着它的垂直轴（没有横滚运动）线转动，并在转弯速率指示器上指示转弯。转弯稳定后，飞机不再横滚，转弯侧滑仪的校准标志显示转弯速率等于一个 3° 每秒的转弯。转弯侧滑仪能够显示横滚和转弯参数是因为它的电动陀螺仪坡度成一个角度。结果，转弯和侧滑指示器给出了横滚和转弯指示。目前通用航空中的自动驾驶使用该仪表用来确定横滚和转弯信息。转弯结束后，通过协调副翼和方向舵操纵压力使小飞机水平，这样回到直线飞行。

在交叉检查中也要检查小飞机，并修正从所需位置甚至于最小的偏差。当该仪表用于保持直线飞行时，必须特别轻柔地施加操纵力。

转弯侧滑仪的小球实际上是个单独的仪表，通常位于小飞机的下面，因为这两个仪表合起来使用。这个小球指示了转弯的质量。如果小球偏离中心，飞机在内侧滑或外侧滑。也就是说，如果协调仪的小飞机斜向右边，而小球位于右边，那么飞机为外侧滑。『图 6-18』另一方面，如果小飞机斜向右边，而小球偏离中心向左边，飞机为内侧滑。『图 6-19』如果机翼水平并且飞机配平正确，小球将保持在中心，这样飞机将直线飞行。如果小球不在中心，飞机配平不正确。

使用正确地配平保持直线平飞，注意小球位移的方向。如果小球在中心的左边且左翼低，踩左方向舵使小球回到中心并修正内侧滑。同时对右副翼施加必要的压力以使机翼水平，在使小球回中的同时交叉检查航向指示器和地平仪。如果机翼水平且小球从中心偏离，则飞机为外侧滑。注意小球位移的方向，对指示的内侧滑使用相同的修正技巧。

使小球回中（左小球/左方向舵，右小球/右方向舵），有必要使用副翼操纵坡度，并重新配平。

只使用转弯协调仪调整飞机，施加副翼压力使小飞机水平，施加方向舵压力使小球回中。施加操纵力来保持这些指示，逐渐地减轻操纵力，同时施加足够的方向舵配平以减轻所有的方向舵压力。如可用，使用副翼配平以减轻副翼压力。如果面板仪表完备，在配平飞机的同时，参照所有可用的仪表保持使机翼水平的姿态。

1.2.1.8 转弯侧滑仪（指针和小球型）

不像转弯协调仪那样提供 3 个指示（横滚、转弯和配平），转弯侧滑仪提供 2 个指示：转弯速率和配平。虽然转弯侧滑仪指针只提供转弯的指示，但当它用于横滚指示器比如航向指示器或磁罗盘时，它提供了飞机姿态的一个间接指示。和转弯协调仪一样（从横滚中稳定后），当转弯侧滑仪的指针和校准标志成一条线时，飞机处于 3° 每秒或 $360^\circ 2$ 分钟的标准转弯。



图 6-16 外侧滑指示。



图 6-17 内侧滑指示。

转弯坡度指示器的小球提供了和转弯协调仪的小球相同方式重要配平信息。『图 6-18』
『图 6-19』给出了 2 种仪表的比较。

1.2.1.9 功率控制

功率产生推力，在合适的机翼迎角下，推力克服重力、阻力和惯性来确定飞机的性能。

功率控制必须和它对高度及空速的影响相关，因为功率调定的任何变化会引起空速或飞机高度的变化。在任何给定的空速，功率调定决定了飞机是否处于平飞、爬升或下降。如果在直线平飞中功率增加且空速保持恒定，则飞机在爬升。如果在空速保持恒定的同时功率下降，则飞机在下降。另一方面，如果高度保持恒定，施加的功率决定空速。

高度和空速之间的关系决定了需要改变俯仰姿态或功率。如果空速不在所需值，在决定必需改变功率之前，经常检查高度表。思考高度和空速是可互换的；高度可以通过压机头来换成空速，或者通过上仰机头来把空速转为高度。如果高度大于所需的高度且空速低，或反之亦然，单独地改变俯仰姿态可以使飞机回到所需的高度和空速。『图 6-20』如果空速和高度都高或者如果都低，有必要对俯仰姿态和功率都改变使回到所需的空速和高度。『图 6-21』



图 6-18 低空速和高高度——降低俯仰姿态。



图 6-19 大空速和高高度——降低俯仰姿态并减小功率。

如果在直线平飞中改变空速，必需协调俯仰姿态、坡度和功率以保持高度和航向恒定。对于在直线平飞中改变功率来使空速变化，单发、螺旋桨驱动飞机易于绕着所有的运动轴改变姿态。因此，为了维持高度和航向恒定，施加和功率变化成正比的各种操纵力。当增加功率来增加空速时，俯仰仪表会指示爬升，除非随着空速改变，施加向前的升降舵操纵力。当功率增加时，飞机趋于向左偏转和横滚，除非施加相反的副翼和方向舵操纵力。在这些变化之前要不断地交叉检查速度，这会由于飞机的类型、飞机的扭矩特征、功率大小和有关速度变化的不同而不同。

1.2.1.10 推力调定

如果早先就知道在直线平飞中必要的用来保持各种空速的大约功率调定时，功率控制和空速改变将很容易。但是，要以任何可以感知的量去改变空速，常用的程序是，在初始功率改变上减功率或增功率以加快空速的变化率。（对于小的速度变化，或飞机上很快地减速或加速，不必去减小功率或增加功率。）

考虑一架飞机的举例，它需要 23"汞柱（Hg）的进气压来保持 120 节的正常巡航速度，需要 18"汞柱（Hg）的进气压来保持 100 节空速。保持直线平飞的同时空速从 120 节减小到 100 节将在下面讨论到，『图 6-22』『图 6-23』『图 6-24』进行了说明。

功率减小之前的仪表指示，如『图 6-22』所示。在地平仪上已建立保持了基本姿态。在这些主要仪表上，注意到有俯仰姿态、坡度和功率控制的明确要求：

高度表——主要俯仰姿态仪表

航向指示器——主要坡度仪表

空速表——主要功率仪表

辅助的俯仰和坡度仪表如『图 6-23』中所示。注意辅助的功率仪表是进气压力表（或转速表，如果螺旋桨是固定螺距的）。然而，如果柔和地减小功率至大约 15"（低功率），进气压力表成为主要的功率仪表。『图 6-23』训练时，可以只通过简短的扫视功率仪表，通过感

觉油门的移动、声音的变化和操纵力的感觉变化来改变功率调定。

随着推力减小，加快交叉检查，并准备好踩左舵、施加向后的升降舵压力和施加副翼操纵力，俯仰坡度仪表实时显示一个高度和航向的偏差。随着越来越熟练，飞行员会学会交叉检查、解释并控制变化，但无航向和高度偏差。假设空气平稳和理想的操纵技术，随着空速减小，需要正比地增加飞机的俯仰姿态以保持高度。简要说，有效的扭矩控制意味着操纵方向舵来抵消偏转。



图 6-20 直线平飞（正常巡航速度）。



图 6-21 直线平飞（空速正在减小）。



图 6-22 直线平飞（减小的空速稳定时）。

随着功率降低，高度表是主要的俯仰姿态仪表，航向指示器是主要的坡度仪表，进气压力表暂时是主要的功率仪表（该例中，在 15"汞柱）。随着飞机减速，应该配平操纵力。随着空速接近所需的 100 节空速，进气压力调节至大约 18"Hg，进气压力表成为辅助功率仪

表。空速表再次成为功率的主要仪表。『图 6-24』

1.2.1.11 直线平飞中空速改变

练习在直线平飞中改变空速是个不错的方法，它会使飞行员对 3 个基本仪表的使用技术越来越熟练，在直线平飞的培训中会出现一些可预知的共同错误。

如果已经学会了在光洁形态（最小阻力条件）下操纵飞机，通过在放出或收回襟翼和起落架时练习改变速度来提高在交叉检查和操纵方面的精通能力。练习的同时，一定要遵守 POH/AFM 中规定的起落架和襟翼操作空速限制。

在某些飞机上，如果起落架和襟翼已放出，可能有必要使用突然过大的姿态变化以保持直线平飞。起落架放出时，机头趋向于下俯，当襟翼展出后，升力瞬间增加（部分襟翼调定），紧接着随着襟翼接近最大完全展出，阻力显著增加。

操纵技术根据每架飞机的升力和阻力特性的不同而不同。因此，功率调定和配平变化的知识结合各种空速、起落架和襟翼形态会减少仪表交叉检查和解释中的问题。

例如，假设一个直线平飞中，仪表指示 120 节，功率为 23"Hg/2300 转每分钟（RPM），起落架和襟翼收上。空速减小后，起落架和襟翼完全放出的情况下，同样高度的直线平飞需要 25"Hg 的进气压力/2500RPM。最大放起落架速度为 115 节；最大放襟翼速度为 105 节。

空速减小至 95 节，起落架和襟翼放下，可以以下列方式来实现：

1. 保持 RPM 在 2500，因为大功率调定会在全阻力形态中使用。
2. 减小进气压力到 10"Hg。随着空速减小，加快交叉检查速度。
3. 对增大的迎角进行配平，减小扭矩。
4. 在 115 节放起落架。机头可能趋于下俯，减速率增加。升高俯仰姿态以保持高度恒定，并对拉杆力进行配平。如果在 105 节放全襟翼，必须特别迅速地交叉检查、解释和操纵。一个更简单的技巧是在起落架放下后，在襟翼放下之前稳定姿态。
5. 由于 18"Hg 的进气压力可以在起落架放下的情况下保持 100 节水平飞行，所以柔和地增加功率至该调定直到空速表显示大于为 105 节，然后重新配平。现在地平仪显示大约两个半条宽的高机头直线平飞姿态。
6. 操纵襟翼同时增加功率至预定的调定（25"Hg）以得到所需空速，有必要配平操纵力使得保持高度和航向恒定。现在地平仪显示一个条宽的低机头、空速为 95 节的直线平飞。

在飞机姿态显著地变化期间，如果飞行员能运用柔和的俯仰、坡度、功率和配平操纵始终如一地保持高度和航向恒定，这样才达到了熟练的直线、水平飞行。

1.2.2 配平技巧

在所有飞行阶段，正确的配平技巧对柔和、精确的飞机操纵来说是重要的。通过减轻所有的操纵力，很容易地保持给定的高度不变，飞行员可以把更多的注意力用在其它的驾驶舱职责上。

通过施加操纵力建立一个所需姿态来配平飞机，然后调整配平，这样在飞行操纵力减轻后，飞机将保持该姿态。通过使转弯侧滑仪的小球回中，施加小球偏离中心方向上的方向舵配平来配平飞机使达到协调的飞行。多发飞机上，差异功率操纵是另外一个影响协调飞机的因素。如可能，使用平衡功率或推力来帮助保持协调飞行。

在大多数情况下，改变姿态、功率或形态将需要配平调整。单独使用配平来改变飞机的姿态总是造成飞机操纵不稳定。结合操纵力和配平可以最大程度的获得柔和、精确地姿态变化。因此，如果使用正确，配平调整有助于柔和地操纵飞机。

1.2.3 直线平飞中的常见错误

1.2.3.1 俯仰

俯仰错误通常是由下面的过错造成的：

1. 将地平仪的小飞机调整到机翼水平姿态不正确。从爬升初始改平后，检查地平仪并对小飞机做出任何必要的调整来得到正常巡航速度时的平飞指示。
2. 交叉检查和对俯仰姿态仪表的判读不够。例如，空速指示低。飞行员认为机头姿态高，向前顶杆而没有注意到功率调定小是造成空速不一致的原因。在施加操纵力之前，加快对包括所有相关仪表指示的交叉检查。
3. 当飞机不在平飞状态时，给地平仪解锁（如果出现锁定时）。在正常巡航时，在拉出锁定旋钮之前，必须稳定高度表和航向指示器及空速指示以得到在正常巡航速度时直线平飞的正确指示。
4. 当前空速与地平仪的判读失败。
5. 俯仰姿态修正较晚。飞行员总喜欢过得去就行。当高度表指示一个 20 英尺的误差，不愿意去修正，或许是由于害怕操纵过量。如果预料操纵过量会产生误差，联系小量的修正并找到造成操纵过量的原因。如果任何偏差都是可容忍的，错误将增加。
6. 追逐升降速度指示。可以通过正确地交叉检查其它俯仰姿态仪表，也可以通过不断地从整体上去理解仪表特点来改正这个癖好。
7. 对高度表估值使用了过大的俯仰姿态修正。夸大了当前的误差而做出大的俯仰姿态改变来匆忙的进行俯仰姿态修正，费时耗力。
8. 无法保持已建立的俯仰姿态修正，这个常见错误和交叉检查及配平不正确有关。例如，为修正一个高度误差已经建立了一个俯仰姿态改变，飞行于易于放缓交叉检查，等着飞机稳定在新的俯仰姿态上。为保持姿态，继续交叉检查并配平操纵力。
9. 交叉检查期间过分入神。例如，修正航向后，飞行员易于全神贯注在坡度操纵上，而未察觉俯仰姿态上的误差。同样地，在空速改变期间，通常会不必要地凝视功率仪表。小的功率调定误差的重要性要比大的姿态和航向误差要小。刚盯着进气压力表，飞机减速是不会更快的。

1.2.3.2 航向

航向错误通常是由下面的过错造成的：

1. 无法交叉检查航向指示器，特别在改变功率或俯仰姿态期间。
2. 航向改变错误理解，引起随后以错误的方向进行修正。
3. 无法注意并记住预选的航向。
4. 无法观察航向改变的变化率和与坡度的关系。
5. 对航向改变的修正操纵过量，特别在功率调定改变期间。
6. 对航向改变，过早地施加了方向舵操纵力。
7. 无法修正小的航向偏差。除非将航向的零误差作为目标，飞行员会容忍越来越大的偏差。修正 1° 偏差所花的时间和注意力比修正 20° 偏差所花的少得多。
8. 使用不正确的坡度修正。如果使用 20° 的坡度修正一个 10° 的航向偏差，在建立坡度之前，飞机将转过所需的航向，需要另外一个相反方向的修正。不要在当前的误差的基础上，由于修正方法而再次扩大误差。

9.不注意造成先前航向误差的原因，从而重复相同的错误。例如，飞机失去配平，有左翼稍低的趋势。重复的进行小的左转弯修正，但忽略了配平。

10.未正确地调定航向指示器或无法解锁。

1.2.3.3 功率

功率错误通常是由下面的过错造成的：

1.不知道各种空速和飞机形态适当的功率调定和俯仰姿态。

2.突然猛烈地使用油门。

3.当改变功率时，无法控制空速。例如，平飞中空速减小期间，特别当起落架和襟翼放下后，在空速实际上达到所需速度之前，调整油门以保持较低的速度。另外，飞机会减速到一个小于所需的速度，需要额外的功率调整。控制量取决于飞机对功率改变的反应快慢。

4.在空速改变期间，过分把注意力放在空速或进气压力仪表上面会造成空速和功率操纵不稳定。

1.2.3.4 配平

配平错误通常是由下面的过错造成的：

1.为使腿和脚部放到舒服的位置而不正确地调整了座椅或方向舵脚蹬。脚伸不开使得减轻方向舵压力较困难。

2.对配平装置的工作不清楚，各种机型的配平装置不同。一些配平轮和飞机的轴线在一条线上；其它的不在一条线上。出现一些与期望相反的方向上的转动。

3.配平的顺序错误。配平不应用于代替轮（杆）和方向舵的操纵，但可用于减轻已保持的用来稳定姿态的操纵力。随着越来越熟练，当操纵力出现时，不需要有意识的去尝试配平操纵力。

4.过大的配平操纵。这会产生必须要保持的操纵力直到正确地配平了飞机。频繁、小量地使用配平。

5.无法理解造成配平变化的原因。对与基本仪表技术有关的基本航空动力缺少理解会造成飞行员持续地赶不上进程。

1.3 直线爬升和下降

1.3.1 爬升

给定一个功率调定和载荷条件，只有一个姿态可以得到最有效的爬升率。POH/AFM 中的性能数据给出了决定该爬升姿态的空速和爬升功率。根据进入的空速和所需的爬升类型（恒定空速或恒定速率），进入爬升的详细技术有所不同。（航向和配平操纵的保持就如直线平飞中讨论的。）

1.3.1.1 进入

要从巡航速度进入一个恒速的爬升，抬升小飞机到合适的机头上仰指示以得到预定的爬升速度。根据机型，姿态会不同。轻轻地拉杆以起始并保持爬升姿态。随着飞机减速，操纵

力会不同。在俯仰姿态改变的同时，或俯仰姿态改变建立后和空速接近爬升速度时增加功率到爬升功率调定。如果飞机柔和地从平飞转为爬升，升降速度表实时会显示一个向上的趋势并继续缓慢地移动，之后停在一个适于稳定的空速和姿态的上升率上。（进入爬升的主要和辅助仪表如『图 6-25』中所示。）

一旦飞机在一个恒定的空速和姿态上稳定下来，空速表成为俯仰姿态的主要仪表，航向指示器还是坡度的主要仪表。『图 6-26』监控作为主要的功率仪表的转速表或进气压力表以确保正在保持一个合适的爬升功率调定。如果对于所选的功率调定，爬升姿态是正确的，空速将稳定在所需的速度上。如果空速低了或高了，适当地进行小量的俯仰姿态修正。

为了进入一个恒速爬升，首先要从巡航速度减小到直线平飞的爬升速度。进入爬升和从巡航速度进入一样，只是随着俯仰姿态增加，同时功率也必须增大。如果从爬升速度进入，依赖部分面板来进入爬升会更容易，操纵会更精确。

进入一个恒定爬升率爬升的技巧和从爬升空速进入一个恒速爬升所用的技巧非常相似。随着功率增加到所需升降率的大约的功率调定，同步抬升小飞机到爬升姿态以获得所需空速和爬升率。随着功率增加，空速表成为俯仰姿态操纵的主要仪表直到升降速度接近所需值。随着升降速度指针稳定下来，升降速度表成为俯仰姿态操纵的主要仪表，空速表成为功率操纵的主要仪表。『图 6-27』

必须迅速、精密地协调俯仰姿态和功率修正。例如，如果升降速度正确，但空速小，增加功率。随着功率增加，必须稍微地降低小飞机以保持升降速度不变。如果升降速度高，空速小，稍微地降低小飞机并注意空速的升高变化以决定是否也有必要改变功率。『图 6-28』熟悉大约的功率调定对保持最小量的俯仰姿态和功率修正有所帮助。

1.3.1.2 改平

从爬升改平并保持高度，有必要在到达所需的高度之前开始改平。爬升率和飞行员的技术不同，提前量有所不同。如果飞机正在以 1000FPM 的爬升率爬升，它将继续在转至平飞的整个过程中，以一个减小的爬升率爬升。一个有效的练习方法是在高度前，提前所给的升降速度 10% 时（500FPM/50 英尺提前，1000FPM/100 英尺提前）开始改平。

在巡航速度改平，施加柔和、稳定的顶杆力以获得所需速度的平飞姿态。随着地平仪显示出俯仰姿态变化，升降速度指针将缓慢移向零，高度表指针将更缓慢地移动，空速将增加。

『图 6-29』当高度表、地平仪和升降速度表显示平飞时，随着空速的增加，必须持续地改变俯仰姿态并操纵扭距。

在爬升空速改平，压低机头到适合于平飞空速的俯仰姿态。随着俯仰姿态的降低，同时减小功率到该空速的设定。如果功率以一个和俯仰变化成正比的速率减小，空速将保持恒定。

1.3.2 下降

通过减小功率、增加阻力并压机头到一个预定的姿态可以在各种空速和姿态下进行下降。空速将最终稳定在一个恒定值上。同时，只有一个可以提供实际的姿态参考的飞行仪表，它就是地平仪。如果没有地平仪（例如在部分面板下降期间），空速表、高度表和升降速度表将显示变动的变化率直到飞机减速到一个恒定姿态的恒定空速上。在过渡期间，操纵力和配平以及交叉检查和判读的改变必须正确以保持绝对的控制。zzz

1.3.2.1 进入

不管有无地平仪，下面进入下降的方法时有效的。首先，在保持直线平飞的同时减小空速到选定的下降空速，之后进一步减小功率（到预定的调定）。随着功率的调整，同时压机头以保持空速恒，并配平操纵力。



图 6-23 进入恒速爬升。



图 6-24 恒定空速的稳定爬升。



图 6-25 恒定爬升率稳定爬升。



图 6-26 低空速和高垂直速度——减小俯仰姿态。



图 6-27 在巡航速度改变。

在恒定空速下降期间，从所需空速的任何偏差都需要进行俯仰姿态调整。对于恒定下降率的下降，进入是相同的，但升降速度表成为俯仰姿态控制的主要仪表（在它接近所需的下降率稳定后），并且空速表成为功率控制的主要仪表。当做出修正时，俯仰姿态和功率必须精密地协调，就如它们在爬升中一样。『图 6-30』



图 6-28 恒定空速下降，空速大一减小功率。

1.3.2.2 改平

从下降的改平必须在达到所需的高度之前开始。提前量取决于下降率和操纵技巧。提前量太小，飞机会超过所选的高度除非迅速地动作。假设一个 500FPM 下降率的下降，提前目标高度 100—150 英尺以一个高于下降速度的空速改平。在提前点，增加功率到与平飞巡航调定适合的功率。『图 6-31』由于随着空速增加，机头趋于抬升，保持顶杆以保持该下降率的升降空速直到高于目标高度大约 50 英尺，然后柔和地调整俯仰姿态到所选空速的平飞姿态。

从下降空速上的下降改平，提前所需的高度大约 50 英尺，同时调节俯仰姿态至平飞姿态并增加功率到一个能保持空速恒定的调定值。『图 6-32』配平操纵力并继续正常直线平飞的交叉检查。

1.3.3 直线爬升和下降中的常见错误

常见错误是由下面的过错造成的：

1. 在进入爬升时俯仰姿态操纵过量。在知道了与在爬升和下降中使用的具体功率调定有关的俯仰姿态之前，进行了大于必要的俯仰姿态调整。在仪表培训期间，一个最难养成的习惯就是抑止冲动，不要扰动飞行姿态直到知道结果。克服要做大的俯仰姿态改变操纵的倾向，学会柔和地施加小量的操纵力，对变化的结果要快速地交叉检查，当仪表显示所需的结果时，继续保持操纵力。可以容易地操纵、止住和修正小量的俯仰姿态变

化；大的变化较难操纵。

2. 在速度、功率或姿态变化期间或进入爬升或下降期间，无法改变交叉检查的速度。

3. 无法保持新的俯仰姿态。例如，抬机头到正确的爬升姿态，随着空速减小，或者控制过量及俯仰姿态进一步增高，或者使机头降低。随着空速改变而操纵力改变，必须加快交叉检查速度并重新调整操纵力。

4. 不法配平操纵力。除非飞机已配平，确定操纵力改变是由航空动力变化引起的或由飞行员自己运动引起的是困难的。

5. 无法学会使用正确的功率调定。

6. 在做出俯仰姿态或功率调整之前，无法交叉检查空速和升降速度。

7. 慢速改出时俯仰姿态和功率协调不好，由于交叉检查空速和高度表指示缓慢。

8. 无法对着其它俯仰控制仪表交叉检查升降速度表，引起追逐升降速度。

9. 未注意爬升率或下降率来决定改平的提前量，造证超过或未到所需的高度。

10. 随着功率增加到平飞巡航调定，从下降的改平出现波动（使得机头上仰），造成顶杆力无法保持下降姿态。

11. 随着平飞完成，不认识正接近直线平飞的飞行指示。加快交叉检查直到肯定地建立了直线平飞的仪表指示。

1.4 转弯

1.4.1 标准转弯率转弯

标准转弯率转弯可以使飞行员在 2 分钟内做一个完整的 360° 或 3° 每秒的转弯。虽然一直是 3° 每秒，但是随着空速增加，标准转弯率转弯需要越来越大的迎角。协调所需转弯方向上的副翼方向舵进入标准转弯率水平转弯。飞行员通常以一个非常大的转弯率横滚进入转弯。在初期培训转弯期间，要在快速交叉检查和判读的基础上施加操纵力。操纵飞机快过能赶上仪表指示变化的能力只能引起有做修正的需要。



图 6-29 改平空速高于下降空速。

经验上来说，要确定标准转弯率转弯所要求的大约坡度，使用真空速的 15%。一个确定该量的方法是先把空速除以 10，然后加上所得值的一半。



图 6-30 在下降空速上改平。

例如，在 100 节时，需要大约 15°的坡度 ($100 \div 10 = 10 + 5 = 15$)；120 节时，需要大约

18°的坡度来进行标准转弯率转弯。



图 6-31 标准转弯率转弯，恒定空速。



图 6-32 转弯协调仪校准。

在进入转弯时，使用地平仪来建立大约的坡度，然后检查转弯协调仪的小飞机到标准转弯率转弯指示上，或飞机的转弯坡度指示器。通过使用转弯协调仪的小飞机作为主要的坡度

参考和地平仪作为辅助坡度仪表来保持该转弯率转弯的倾斜程度。『图 6-33』当转弯协调仪指示为标准转弯率转弯时，注意地平仪上的坡度刻度所给的准确坡度。

在进入转弯时，随着坡度增加，垂直升力分量减小，检查高度表、升降速度表和地平仪以进行有必要的俯仰姿态调整。如果保持空速不变，空速表成为功率的主要仪表，随着阻力的增大，必须调整油门。随着坡度的建立，配平在俯仰姿态和功率改变期间施加的操纵力。

要回到直线平飞，向和转弯相反的方向协调操纵副翼和方向舵。努力做到使用和进入转弯相同的速率退出转弯。

部分面板机动飞行。开始转弯改出时，地平仪成为主要的坡度仪表。当飞机大约水平时，和在直线平飞中一样，航向指示器成为主要的坡度仪表。要进行功率、俯仰姿态和配平的调整，因为垂直升力分量和空速出现了变化。这个转弯过程中，应该检查小球，特别地如果使用操纵力保持而没有配平的时候。

一些飞机在转弯期间特别稳定，在飞机保持在已建立的姿态时，只需要稍微一点配平调整就可以脱杆飞行。其它飞机在转弯来修正坡度过大趋势期间，需要持续地、快速地交叉检查和操纵。由于在转弯期间，俯仰姿态、坡度和空速偏差的内在关系，必须快速交叉检查以方吃出现积累误差。

1.4.2 转至预定的航向

只要飞机处于一个协调的坡度中，它将继续转弯。这样必须在达到航向之前转出到一个所需的航向。提前量由于转弯率、坡度和改出速度关系的不同而有所改变。对于小量的航向变化，使用一个不超过转弯角度的坡度。以所用坡度值的一半值提前所需航向。例如，如果在改变航向期间使用了 10° 的坡度，在到达所需航向之前 5° 开始改出横滚。对于大的航向改变，由于标准转弯率转弯的坡度随着真空速而变化，所以提前量也有所变化。

练习使用坡度的一半作为提前量直到能确定一个精确的提前量。如果进入横滚和退出横滚的速率是一致的，适合于特定的横滚改出的精确提前量是可以确定的。

1.4.3 计时转弯

计时转弯是使用钟表和转弯协调仪在给定时间内已一个特定值来改变航向的转弯。例如，在标准转弯率转弯（ 3° 每秒）中，飞机在 15 秒内转了 45° ；在二分之一标准转弯率转弯中，飞机在 30 秒内转了 45° 。

在进行计时转弯之前，应该校准转弯协调仪以确定它的指示的精确性。『图 6-34』建立一个如转弯协调仪指示的标准转弯率转弯，当钟表的长秒针经过一个校准点（12、3、6 或 9）的时候，检查航向指示器上的航向。在保持指示的转弯率不变的同时，注意每隔 10 秒指示的航向变化。如果飞机在该间隔内转弯超过或少于 30° ，对转弯协调仪的小飞机有必要分别地进行更大或更小的偏转来获得标准转弯率转弯。在每个方向上的转弯期间校准了转弯协调仪之后，注意修正的偏转，如果有的话，在所有计时转弯期间都要应用。

在进行计时转弯中使用相同的交叉检查和操纵技术来转弯到预定的航向，除非用航向指示器替换了钟表。

转弯协调仪的小飞机成为坡度操纵的主要仪表，高度表成为俯仰姿态操纵的主要仪表，空速表成为功率操纵的主要仪表。当钟表的秒针经过一个校准点时，开始进入横滚，保持转弯在校准的标准转弯率指示上（或对于小的航向变化，二分之一标准转弯率），当计算的秒数结束时，开始改出横滚。如果进入横滚和退出横滚的速率是一样的，计时中不需考虑进入和改出所花的时间。

利用全部仪表面板练习计时转弯，并检查航向指示器的转弯精确性。如果在没有陀螺航向指示器时进行转弯，在转弯完成时使用磁罗盘来检查转弯精确性，要考虑到罗盘的偏离误

差。

1.4.4 罗盘转弯

在大多数的小型飞机上，只有磁罗盘是不依赖于其它飞机仪表和动力源的方向指示仪表。由于它有被称为罗盘误差的工作特性，飞行员倾向于只是使用它来作为设置航向指示器的一个参考，但是如果懂得了磁罗盘的特点，可以完全使用它来进行飞机转弯以修正和保持航向。

当转弯到磁罗盘航向或当使用磁罗盘作为调整航向指示器的参考时，记住以下的点：

1. 如果航向朝北，开始一个向东或西的转弯，罗盘指示滞后，或指示一个向反向的转弯。
2. 如果航向朝南，开始一个向东或西的转弯，罗盘指示超前于转弯，指示一个比实际转弯大的转弯。
3. 当航向朝东或西时，向任一方向转弯，罗盘指示都是正确的。
4. 如果航向朝东或西，加速引起一个向北转弯的指示；减速引起一个向南转弯的指示。
5. 如果保持向北或向南的航向，俯冲、爬升或改变空速都不会引起误差。

如果坡度在 15° 和 18° 之间，当转向至向北或向南的航向时，要用的提前量或滞后量随着转弯位置的纬度变化，并且大约等于转弯位置的纬度。当转向朝北的航向时，改出横滚的提前量必须包含纬度改变的度数，加上通常从转弯改出的提前量。在转向一个朝南航向期间，保持转弯直到罗盘越过朝南航向的纬度数，减去正常改出横滚提前量。『图 6-35』

例如，当从一个东向的方向转至北向时，纬度是 30° ，当罗盘读数是 37° (30° 加上 15° 坡度的一半，或适合于横滚改出速率的值) 时开始改出横滚。当从一个东向方向转弯至南向时，当磁罗盘读数为 203° (180° 加上 30° 减去坡度的一半) 时开始改出横滚。当做一个从朝西方向的相似的转弯时，开始改出横滚的合适点是：转向北向为 323° ，转向南向为 157° 。

当从一个朝北的方向转向一个朝东或朝西的航向时，在到达朝东或朝西指示之前的大约 10° 至 12° 开始改出横滚。当从一个朝南的方向转向一个朝东或朝西的航向时，在到达朝东或朝西指示之前的大约 5° 开始改出横滚。当转向其它航向时，提前量或滞后量必须内推得出。

姿态或空速的突然改变和造成的罗盘卡不稳定移动使得对仪表进行准确的判读特别困难。

要熟练的进行罗盘转弯，要依赖于罗盘特性的知识、柔和的操纵技巧和准确的坡度和俯仰操纵。

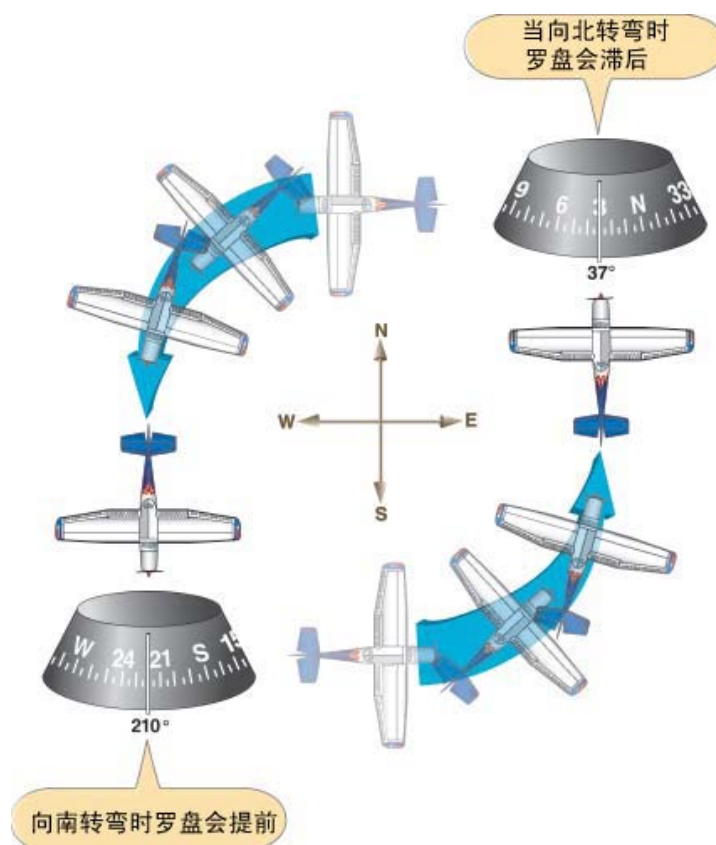


图 6-33 向北和向南转弯误差。

1.4.5 大坡度转弯

为了在常规飞机上进行仪表飞行训练，任何大于标准转弯率的转弯都称为大坡度转弯。『图 6-36』从正常转弯变成大坡度转弯的准确坡度是不重要的。重要的是要学会使用那些超过通常在仪表上使用的坡度来操纵飞机。练习大坡度转弯不只是增加对基本仪表飞行技术的熟练程度，还能够对仪表飞行条件下意外的异常飞行姿态进行柔和、快速和自信的反应动作。

随着坡度的增大，飞机操纵的航空动力效应会出现显著地变化。虽然用于大坡度转弯的转弯进入、保持和改出的技术原理和小坡度转弯的一样，但要和这些变化成正比地快速交叉检查、判读和操纵。

进入大坡度转弯和小坡度转弯的方法一样，但是随着转弯越来越大，准备快速交叉检查。由于产生了大的垂直升力分量，俯仰操纵通常是这种机动的最难方面之一。

除非实时注意到并修正增大的俯仰姿态，垂直升力的减小会引起高度表、升降速度和空速指针的快速移动。坡度变化率越快，升力的变化越突然。如果交叉检查快到足以注意到需要对俯仰姿态进行实时改变，柔和、稳定的拉杆力将保持高度恒定。

然而，随着坡度变化，如果不调整俯仰姿态，坡度过大至大坡度角需要逐渐增大的拉杆力。垂直升力的减小和机翼载荷的增大最终达到一个程度，这个程度上，不抬机头而进一步的施加顶杆力会使转弯半径变小。

飞行员如何辨认坡度过度和低俯仰姿态呢？飞行员怎么样去修正它们？不管怎么施加拉杆力，如果观察到高度表指针或升降速度指针快速往下移动，同时空速增大，飞机正在俯冲盘旋。『图 6-37』立即使用柔和、协调的副翼和方向舵操纵力减小坡度，保持或稍微减轻升降舵操纵力，加快对地平仪，高度表和升降速度表的交叉检查速度。如果空速快速增加，减小功率。当升降速度趋于向上的时候，高度表指针将随着垂直升力的增加而缓慢移动。当抬机头时如果升降舵变得有效，保持地平仪上所示的坡度并柔和地调整升降舵操纵力使达到适合于保持坡度的高机头姿态。如果在进入大坡度转弯时俯仰姿态操纵跟不上，立即改出横滚到直线平飞并分析可能的过失。开始先训练小坡度转弯，领会所需的姿态变化和操纵力反应，随着交叉检查和操纵技术越来越快速、准确，增加坡度训练。

必要的用来保持空速不变的功率随着坡度和阻力的增加而增大。训练时，要领会适于特定坡度的功率调定，并在不过分注意空速和功率仪表的情况下进行调节。

在大坡度转弯的训练期间，和其它任何飞行机动一样，首先要注意最重要的任务目标。保持俯仰姿态相对不变，这样可以有很多的时间用于交叉检查和仪表判读。

从大坡度转弯改出到直线平飞期间，必须和航空动力的变化成正比地协调升降舵、功率



图 6-34 大坡度左转弯。

『图 6-36』大坡度左转弯。

操纵与坡度操纵。必须减轻拉杆力和减小功率。大坡度转弯中有关的常见误差和本节以后讨论的误差一样。记住，误差越是增大，越难以修正且越难以分析，除非对三个基本仪表飞行技术有相当的熟练程度进行进入和改出。



图 6-35 俯冲盘旋。

1.4.6 爬升和下降转弯

进行爬升和下降转弯，要结合在直线爬升和下降中所使用的技术及各种转弯的技术。必须考虑航空动力因素会影响升力及功率操纵来决定功率调定，必须加快交叉检查和判读的速度来操纵坡度和改变俯仰姿态。

1.4.7 在转弯期间改变空速

在转弯期间改变空速是个有效的机动来加强所有三个基本仪表技术的熟练程度。由于该机动包含所有操纵分量的同步改变，所以要合理地进行机动，要求快速交叉检查和判读还要柔和地操纵。

转弯期间改变空速也有助于在更复杂机动飞行中所涉及的姿态和功率变化期间对仪表使用增长信心。俯仰姿态和功率操纵技术和在直线平飞的空速改变期间使用的一样。

对于一个给定转弯率必需的坡度和真空速成正比。因为是标准转弯率转弯，所以坡度必须和空速变化成正比变化来保持转弯率恒定不变。在空速减小期间，减小坡度并增加俯仰姿态来保持高度和标准转弯率转弯。

在转弯过程中，应该保持高度表和转弯协调仪指示恒定不变。高度表成为主要的俯仰姿态控制仪表，转弯协调仪的小飞机成为主要的坡度操纵仪表。在空速变化的同时，进气压力表（或转速表）是主要的功率操纵仪表。随着空速接近新的指示，空速表成为主要的功率操纵仪表。

转弯中改变空速的两种方法可能要用到。第一种方法，在转弯建立后改变空速。『图 6-38』第二种方法，在进入转弯的同时开始改变空速。第一种方法更简单些，但不管所使用的方法，随着功率减小，必须尽快交叉检查。随着飞机减速，检查高度表和升降速度表上不可避免的俯仰姿态变化和坡度仪表达达到所需的坡度改变。如果转弯协调仪的小飞机指示出所需偏转的偏

差，调整坡度。

调整俯仰姿态以保持高度。当接近所需的空速时，俯仰姿态指示器成为功率操纵的主要仪表，调节进气压力表（或转速表）以保持所需的空速。配平在机动的这个过程中是重要的，它用来减轻操纵力。

在操纵技术特别好之前，频繁交叉检查地平仪是重要的，它可防止操纵过量和提供适合于改变空速的大约坡度。



图 6-36 在转弯期间改变空速。

1.4.8 转弯的常见错误

1.4.8.1 俯仰

俯仰错误是由下面的过错造成的：

1. 在转弯进入和改出期间全神贯注在坡度操纵上。如果横滚进入转弯需要 5 秒，随着开始坡度操纵，检查俯仰姿态仪表。如果坡度操纵力和坡度变化率一致，将逐渐感受到姿态改变所需的时间。在这期间，检查俯仰姿态、功率和配平——还有坡度——控制整个姿态而不是每次一个方面。

2. 随着垂直升力分量的改变，无法理解或记住改变俯仰姿态的必要，进入过程中造成相应的高度损失。

3. 在必需改变俯仰姿态之前改变俯仰姿态。该过失和交叉检查缓慢及进入速度太快特别相似。这个误差出现在转弯进入期间，由于过早无意识地施加了拉杆力。

4. 俯仰姿态改变操纵过量。这个过失通常和上面的误差同时出现。

5. 在横滚改出期间，随着垂直升力分量的增加，无法正确地调整俯仰姿态，造成改出到目标航向时会增加相应的高度。

6. 在转弯进入和随后的转弯改出（如果转弯持续时间长）期间，未配平。

7. 改出横滚后，未保持直线平飞的交叉检查。这个错误通常出现在一个完美的转弯之后。

8. 在进入和改出期间坡度变化率不稳定，是由未能使用与升力变化一致的技术交叉检查俯仰姿态仪表造成的。

1.4.8.2 坡度

坡度和航向错误是由下面的过错造成的：

1. 操纵过量，造成在进入转弯时坡度过大，超越和未达到目标航向，还有过大的俯仰姿态、空速和配平误差。

2. 过于注重单个坡度仪表。例如，要改变航向 90° ，在建立一个标准转弯率转弯后大约 20 秒，没有交叉检查航向指示器，因为 3° 每秒转弯，所以将不会转到接近提前量的点直到时间经过。在时间合适时，选择性的交叉检查，只检查那些需要检查的仪表。

3. 紧随转弯改出，未检查天地线条的移动。在地平仪显示平飞的时候，如果航向指示器显示航向有变化，那么飞机正在转弯。如果小球在中心位置，姿态陀螺进动了；如果小球没有在中心位置，飞机可能以左侧滑或右侧滑转弯。踩方向舵使小球回中，检查地平仪和航向指示器，如果航向继续改变，止住航向改变，并重新配平。

4. 无法使用正确的坡度得到对所需的航向改变量。为了改变航向 10° 而横滚进入一个 20° 的转弯通常会超越目标航向。使用与所需的航向改变量适于的坡度。

5. 未记住飞机正在转至的航向。这个过失很可能在匆忙的机动时出现。

6. 由于误解航向指示器或混淆罗盘上的位置点造成转弯方向错误。以最短的方向转弯至给定的航向，除非有特定的原因向这相反的方向长距离转弯。学习领会罗盘刻度盘，要对方位的八个主要点的位置形成思维图像。对航向改变的快速计算可以使用很多方法。例如，从 305° 航向转弯至 110° 航向，飞行员左转还是右转可以得到最短的路线距离？ 305 减去 200 ，加上 20 ，得到 305° 的相反方向 125° ；因此，应该向右转弯。同样地，要计算小于 180° 航向的反方向，加 200 然后减 20 。使用 100 和 10 的倍数比加或减 180 计算快多了；因此，上述建议的方法可以节省时间和免除混淆。

7. 当判读仪表的坡度信息时，未检查转弯协调仪的小球。如果横滚速度减小到零，转弯协调仪的小飞机只指示方向和转弯率。除非小球在中间位置，不要设想转弯是由坡度引起的。

1.4.8.3 功率

功率和空速误差是由下面的过错造成的：

1. 随着俯仰姿态的改变，无法交叉检查空速表。

2. 功率操纵不稳定。这可能是由下面造成的：油门摩擦控制不正确、油门调定不准确、追逐空速读数、突然或过量操纵的俯仰坡度变化、或未重新检查空速以注意功率调节的效果。

3. 俯仰姿态和坡度变化与油门操纵协调不好，并与交叉检查缓慢或不理解与转弯有关的航空动力因素相关联。

1.4.8.4 配平

配平误差是由下面的过错造成的：

1. 由于交叉检查和判读缓慢，未认出需要改变配平。例如，进入转弯的速度太快以至于交叉检查太快造成交叉检查和判读混淆，同时引起操纵杆上的力过大。
2. 不理解配平和姿态/功率变化的关系。
3. 追逐升降速度指针。操纵过量导致操纵力大，并阻止了对要配平掉的操纵力的感觉。
4. 功率改变后，无法配平。

1.4.8.5 罗盘转弯期间的误差

除上面讨论的过失之外，应该注意下面与罗盘转弯联系的过错：

1. 错误地理解或计算提前量和滞后量。
2. 在横滚改出期间，过分地专注于罗盘。在飞机处于直线平飞、非加速飞行之前，读指示的航向是不必要的。因此，改出横滚之后，在检查转弯的精确性之前，交叉检查直线平飞。

1.5 接近失速

在各种飞机形态上训练接近失速的改出可以给飞行员建立自信，能够使它们在意外的情况时有能力操纵好飞机。应该从直线飞行和小的坡度练习接近失速。目的是为了训练接近失速的识别和改出。

在失速改出训练之前，选择一个地形上方安全的高度、区域中没有空中交通冲突、适合的天气和可用的雷达活动咨询服务。

在下列形态上来完成接近失速：

1. 起飞形态——应该从平飞接近离地速度时开始在迎角增加的同时应该使用动力来产生失速的迹象。
2. 光洁形态——应该在平飞中从减小的空速开始，例如航线空速。在迎角增加的同时应该使用动力来产生失速的迹象。
3. 进近或着陆形态——在合适的进近或着陆空速开始。应该柔和地增加迎角来产生失速的迹象。

应该迅速地反应失速警告装置或航空动力指示，通过柔和地减小迎角和施加最大动力或如 POH/AFM 推荐的程序来改出失速。改出完成应该没有过大高度损失，并应在预定的航向、高度和空速上完成。

1.6 异常姿态和改出

异常姿态通常指仪表飞行不要求的飞机姿态。异常姿态可以由许多的情形造成，例如颠簸、失定向、仪表失效、混淆、对驾驶舱职责过分专注、粗心地交叉检查、仪表判读错误或操纵飞机不熟练。因为异常姿态在仪表飞行中（培训除外）不是有意要做的机动姿态，它们经常是意料不到的，无经验或训练不够的飞行员对意料不到的异常飞行姿态的反应通常是本

能的，而不是明智的、有准备的。

个体会对突然的肌肉作用起反应，这是无目的的，在颠簸情况、过大的速度或在低高度情况下甚至是危险的。然而，训练时，要掌握快速、安全地从异常姿态中改出的技术。

在交叉检查中当发觉到异常姿态时，紧接的问题不在于飞机怎么到那个姿态的，而是飞机正在怎样飞行和如何尽快地回到直线平飞。

1.6.1 识别异常姿态

作为一般惯例，任何时候发觉到仪表移动或指示的速率与基本仪表飞行机动不符，设想是一个异常姿态并加快交叉检查速度来证实姿态、仪表误差或仪表故障。

高机头姿态可以从以下显示出来：高度表指针的移动速率和方向、升降速



图 6-38 异常姿态——低机头。

度指针和空速指针，还有立即可认出的地平仪（极端姿态除外）的指示。『图 6-39』低机头姿态由相同的仪表显示，但是方向相反。『图 6-40』

1.6.2 从异常姿态的改出

在中度异常姿态，飞行员通常通过在地平仪上建立平飞指示来重新定位。然而，如果地平仪是可溢出型的，飞行员不应依赖这种仪表，因为可能超过它的翻转极限或它可能由于机械故障而失效。如果是非溢出型的仪表，并且工作正常，可能引起小于 5°的俯仰姿态和坡度误差，在极端姿态，仪表指示的判读将非常困难。发觉出

异常姿态时，应该开始进行 POH/AFM 中规定的推荐改出程序。如果 POH/AFM 中没有规定推荐的程序，应该通过参考空速表、高度表、升降速度表和转弯协调仪来进行改出。

1.6.3 高机头姿态

如果空速正在降低，或低于所需的空速，增加功率（如必要，正比于观察到的减速度），向前顶杆以压低机头并防止失速，通过施加协调的副翼和方向舵操纵力修正坡度以使小飞机水平和转弯协调仪的小球回中。修正的操纵力几乎是同时进行的，但依照上述给出的顺序。水平的俯仰姿态通过空速表和高度表指针的反向和稳定来指示。

直线协调的飞行通过小飞机水平和转弯协调仪的小球回中来指示。

1.6.4 低机头姿态

如果空速正在增加，或高于所需的空速，减小功率以防止过大的空速和高度损失。通过参考转弯协调仪，使用协调的副翼和方向舵操纵力修正坡度至直线飞行。柔和地拉杆抬机头至平飞姿态。要柔和、熟练地改出，应该同时改变所有的操纵分量。然而，要绝对、自信地改出，在培训的初期，应该依靠上述给出的数字步骤来完成。非常重要的一点是要记住飞行员本能对地机头姿态的反应是向后拉杆。

施加了初始操纵力后，继续快速交叉检查可能的操纵过量，因为必要的初始操纵力可能较大。随着高度表和空速表指针的移动速度减缓，姿态正在接近平飞。当指针止住并变换方向，飞机正在通过平飞。随着空速表、高度表和转弯协调仪的指示稳定下来，结合地平仪进行交叉检查。

应该检查地平仪和转弯协调仪来确定坡度，然后应该使用副翼和方向舵修正。小球应该回中。如果没有回中，外侧滑和内侧滑的感觉易于加剧失定向并阻碍改出。如果从指定的高度（如果在仪表飞行规则（IFR）下飞行，由教员或空中交通管制（ATC）指定）进入异常姿态，在直线平飞稳定后，回到原来的高度。

1.6.5 异常姿态的常见错误

与异常姿态有关的常见错误包括下面的过失：

1. 无法保持已正确地配平的飞机。当保持操纵力时驾驶舱的干扰可容易地造成无意间进入异常姿态。
2. 驾驶舱混乱。找航图、记录本、计算机等等会严重地分散仪表上的注意力。
3. 交叉检查缓慢及过分专注。当发觉到仪表偏差时有想要止住的冲动并盯着看结果，除非飞行员得到足够的培训来提高快速辨别所需的技术。
4. 通过感官感觉来尝试改出，而不是目视。在第 1 章人的因素中对失定向的讨论，指出了相信仪表的重要性。
5. 基本的仪表技术训练不好。所有在基本仪表技术中发觉的错误在异常姿态改出中加剧直到掌握了基本的技术。

1.7 仪表起飞

具有仪表起飞能力使得飞行员在低能见度、下雨、低云底高或夜晚不辨方向的条件离场期间对熟练使用飞行仪表并提高信心。突然快速地从“目视”转为“仪表”飞行会引起飞行严重的迷失方向及操纵问题。

根据机型不同，仪表起飞的技术不同，但下面描述的方法适用于单发飞机或多发飞机；三点式起落架或传统起落架。

将飞机的前轮或尾轮对准跑道的中心线。锁定尾轮，如果没有尾轮的话，用力踩刹车以

避免准备起飞的同时飞机缓缓移动。调定航向指示器的指针至离公布的跑道航线最近的 5° 刻度使得起飞期间轻微的航向变化能实时偏转显示出来。通过给航向指示器解锁之后旋转旋钮并检查航向指示恒定不变来核实航向指示器已解锁（如果仪表有锁定的特点）。如果正在使用一个带有可旋转指针的电子航向指示器，在顶部指针下面，旋转指针指向机头位置。前推油门至一个能提供部分方向舵控制的 RPM。松开刹车，柔和地增加功率至起飞调定。

在起飞滑跑期间，使用方向舵保持航向指示器恒定不变。在多发、螺旋桨驱动飞机上，也可以使用不同油门来保持方向。刹车作为最后手段除外，要避免使用刹车，因为它一般会造成控制过量并延长起飞滑跑距离。一旦松开刹车之后，必须立即修正航向偏差。

随着飞机加速，要快速地交叉检查航向指示器和空速表。地平仪可能会有轻微的上仰移动。随着速度接近飞行速度（大约低于起飞速度 15–25 节），柔和地踩方向舵达到地平仪上的起飞姿态。对于大多数小型飞机，爬升姿态大约是两个条宽。

随着飞机离开地面，继续快速交叉检查航向指示器和地平仪。不要乱拉杆；在保持所选姿态恒定不变的同时使飞机飞离地面。通过参考地平仪保持俯仰姿态与坡度控制，当航向指示器上指示出偏差时，进行协调的航向修正。交叉检查高度表和升降速度表为正爬升率（高度表指针稳定地顺时针旋转并且升降速度表显示适合于飞机的稳定爬升率）。

当高度表显示一个安全的高度时（大约 100 英尺），收起起落架与襟翼，并通过参考地平仪保持姿态。由于在收放起落架与襟翼时操纵力会变化，有可能出现操纵过量，除非飞行员正确、快速地发觉俯仰指示。配平掉用来保持稳定爬升姿态必要的操纵力。检查高度表、升降速度表和空速以柔和地加速到预定的爬升速度（高度表和空速正在增加、升降速度稳定）。在爬升速度，减小功率至爬升调定（POH/AFM 推荐全功率爬升并配平）。

在仪表起飞的整个过程中，必须快速交叉检查及仪表判读，要柔和、绝对地操纵。在离地期间，收起落架和襟翼、减小功率及改变操纵力要求快速地交叉检查、调整操纵力及准确地改变配平。

1.7.1 仪表起飞的常见错误

仪表起飞期间的常见错误包括下面：

1. 起飞前驾驶舱检查不够。由于匆忙活粗心，飞行员仪表起飞时空速表（皮托管堵塞）不工作、陀螺地平仪锁定、操纵面板上锁及许多其它疏忽的事情。
2. 未正确地对准跑道。这可能是由于刹车使用不正确造成的，使得飞机在对准跑道后缓慢移动，或者由于对准时前轮或尾轮锁定造成。无论如何，随着起飞开始，结果会造成固有的方向控制问题。
3. 未正确使用功率。突然地施加功率使得方向控制变得困难。要连续、柔和地施加功率。
4. 刹车使用不正确。座位或脚踏板调整不正确，脚所在的位置不舒服，常常会引起无意间使用刹车及过大的航向变化。
5. 方向舵脚蹬操纵过量。这个过失可能是由以下造成的：识别航线变化缓慢、操纵杆力过大、航向指示器判读失误（及向错误方向进行修正）、飞机加速时未意识到方向舵的有效性正在改变及其它的因素。如果观察到航向出现变化并实时小量地移动方向舵脚蹬进行修正，可以减小突然转向的趋势。
6. 升空后无法保持姿态。当飞机离地时如果飞行员对身体感觉做出反应，就会凭着猜测控制俯仰姿态。取决于对配平变化的反应，飞行员可能使俯仰姿态过大或施加过大的顶杆力。
7. 仪表交叉检查不充分。改变配平、姿态、收回起落架和襟翼及改变功率时可能会分神。一旦改变仪表指示或施加了操纵力，继续交叉检查并在下个交叉检查顺序中注意效

果。

8. 仪表判读不充分。未能立即理解仪表的指示，所以有必要进一步地学习仪表起飞。

1.8 基本仪表飞行航线

飞行起落航线是基本的机动飞行，单独地参考仪表飞行而不是参考外界的目视线索，目的是为了训练基本的姿态飞行。起落航线模拟了在仪表飞行例如等待航线、程序转弯和进近中遇到的机动飞行。在掌握了基本机动的一定熟练程度后，可以应用这些技术到单独机动的各种组合中来。下面的实际飞行起落航线可应用于仪表飞行操纵。

1.8.1 跑马场航线

1. 从 A 到 B，直线平飞计时 3 分钟。『图 6-41』在这段内，减小空速到适于飞机的等待速度。
 2. 在 B 点开始一个标准转弯率转弯右转 180°。在 C 点改出横滚，航向和原先 A 点的航向相反。
 3. 从 C 到 D，直线平飞计时 1 分钟。
 4. 在 D 点开始一个标准转弯率转弯右转 180°，在原先航向时改出横滚。
 5. 在原先航向上飞 1 分钟，调整背台航段以使向台航段为 1 分钟。
- 注：改航线练习结合使用钟表及基本的飞行机动。

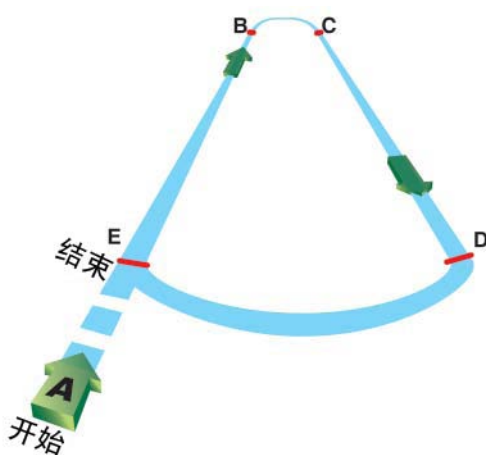


图 6-39 跑马场航线（整个平飞的航线）。

1.8.2 程序转弯

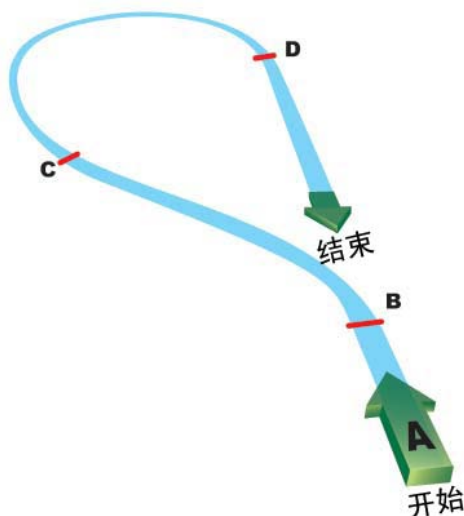
程序转弯是一种机动飞行用来帮助：

- 使飞行方向反向。
- 从一个初始进近定位点或从指定高度到一个许可高度（通常为程序转弯高度）的下降。
- 以足够的距离截获向台航道使得飞机对准最后进近。

程序转弯类型包括 45°转弯、80/260 转弯和修正角转弯。所有这些转弯距离主机场都不超过 10 海里（NM）。在程序转弯区域的程序转弯高度一般提供最小 1000 英尺的离地高度（主机场的 10NM 弧内全部区域不必要）。转弯可能不得不增加或减小坡度，但不应该超过 30°的坡度。

1.8.3 标准 45°程序转弯

1. 在 A 点开始计时（通常由进近程序上



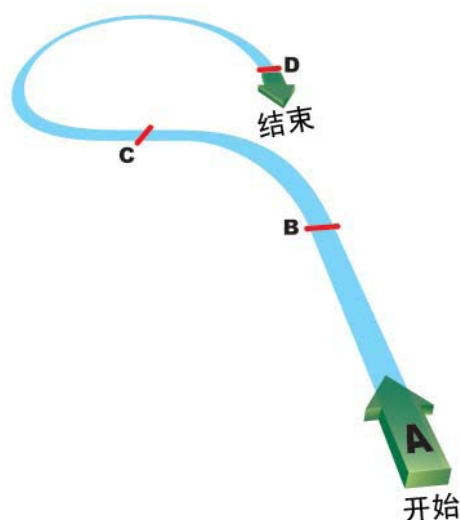
的一个定位点来确定)。例如,背台顺着 360 航向飞一个给定的时间(2 分钟,在该例子中)。『图 6-42』

2. 背台飞 2 分钟后(B 点),使用标准率转弯左转 45°到航向 315°。改出坡度并稳定后,在新航向 315°上飞行 40 秒,飞机大约将会在 C 点的位置。
3. 在 C 点,右转弯 225°(使用标准转弯率转弯)到航向 180°。计时是在无风的环境下进行的,飞行员将在 D 点对准最后进近 180°的航道。在程序转弯中必须考虑风的情况。对风进行补偿可能会引起背台时间、程序转弯航向和/或时间的变化及向台转弯的较小变化。

图 6-40 标准程序转弯(整个平飞的航线)。

1.8.4 80/260 程序转弯

1. 在 A 点开始计时(通常由进近程序上的一个定位点来确定)。例如,背台顺着 360 航向飞 2 分钟。『图 6-43』
2. 在 B 点,以标准转弯率左转 80°到航向 280°。
3. 80°转弯到 280(C 点)度结束时,立即右转 260°,在 180°航向(D 点)上逆着进入航向改平坡度。



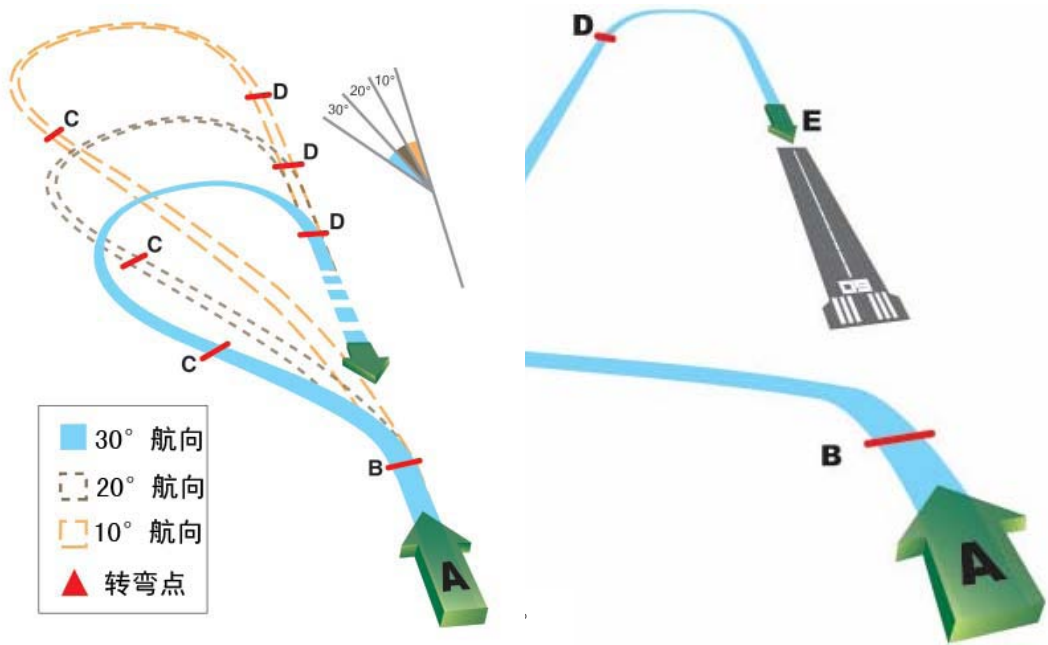
1.8.5 修正角航线

有 3 种典型的修正角程序转弯。30°、20°和 10°修正角航向。下面步骤指示了 3 种从 360°航向开始转弯的动作。『图 6-44』

图 6-41 80/260 程序转弯(整个平飞的航线)。

1. 在 B 点(在背台航道上稳定后),左转弯:
 - ❖ 30°至航向 330°,计时 1 分钟
 - ❖ 20°至航向 340°,计时 2 分钟
 - ❖ 10°至航向 350°,计时 3 分钟
2. 在上述适当时间后(C 点),进行一个标准转弯率的右转弯:
 - ❖ 30°修正角—210°至最后航道航向 180°(D 点)
 - ❖ 20°修正角—200°至最后航道航向 180°(D 点)
 - ❖ 10°修正角—190°至最后航道航向 180°(D 点)

通过使用不同的修正角航线，飞机可以更有效的去管理时间。例如，3 分钟的 10°航线是 30°航线距离（和时间）的 3 倍。航线的选择应基于对程序转弯的要求，包括风、综合、个体准备状态等的个体评估。



1.8.6 盘旋进近起落航线

1.8.6.1 航线 I

- 1.在 A 处，开始从 A 到 B 计时 2 分钟；减小空速至进近速度。『图 6-45』
- 2.在 B 处，向左做一个 45°的标准速率转弯。
- 3.转弯完成后，计时 45 分钟到 C 处。
- 4.在 C 处，转弯至原航向；飞 1 分钟至 D，放起落架和襟翼。
- 5.在 D 处，做一个 180°的右转弯，在 E 处以进入相反的航向改出。
- 6.在 E 处，开始以 500 英尺每分钟的速率下降。在 500 英尺下降结束时，开始直线恒速爬升，收起落架和襟翼。

1.8.6.2 航线 II

步骤：

1. 在 A 处，开始从 A 到 B 计时 2 分钟；减小空速至进近速度。『图 6-46』
2. 在 B 处，向左做一个 45°的标准速率转弯。
3. 转弯完成后，计时 1 分钟到 C 处。
4. 在 C 处，做一个 180°的右转弯到 D；飞 1 个半分钟到 E，放起落架和襟翼。
5. 在 E 处，做一个 180°的右转弯，在 F 处改平坡度。
6. 在 F 处，开始以 500 英尺每分钟的速率下降。在 500 英尺下降结束时，开始直线恒速爬升，收起落架和襟翼。

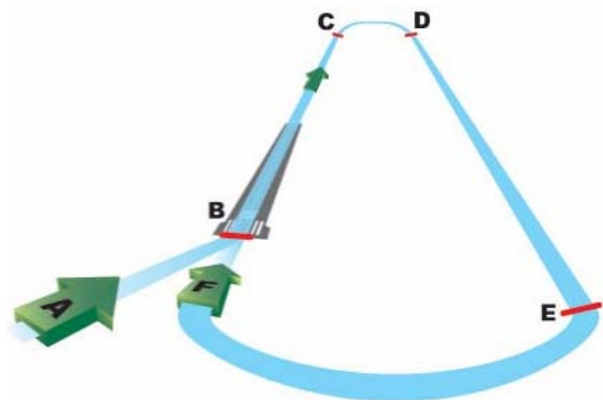


图 6-44 盘旋进近起落航线 II (假想的跑道)。