



1.1 飞机结构的基本概念

1.1.1 飞机外载荷及飞机结构承载能力

飞机在飞行或起飞、着陆、地面运动时,其他物体对飞机的作用力和力矩称为飞机外载荷。如飞机重力、气动载荷、发动机推力、地面作用力等。飞机外载荷是对飞机结构进行受力分析的重要依据,对使用中飞机所承受外载荷的种种限制,表征了飞机结构的承载能力。

1. 飞机外载荷

1) 飞机外载荷分类

飞机外载荷按其作用形式可分为集中载荷和分布载荷。

(1) 集中载荷: 载荷集中作用在结构上的某一部位。比如,通过接头作用在机翼结构上的发动机载荷、起落架载荷等。

(2) 分布载荷: 载荷分布作用在结构的某一区域内。比如,作用在机体表面的气动载荷等。

飞机外载荷按其作用性质可分为静载荷和动载荷。

(1) 静载荷: 载荷逐渐加到飞机结构上,或者载荷加到结构上以后,它的大小和方向不变或变化很小,这种载荷叫静载荷。比如,飞机停放时起落架承受的载荷。

(2) 动载荷: 载荷突然加到飞机结构上,或者载荷加到结构上以后,它的大小或方向有着明显变化,这种载荷叫动载荷。比如,飞机着陆时起落架受到的地面撞击力;飞机飞行中突风造成机翼受到变化的升力等。

飞机外载荷按飞机所处状态又可分为飞行载荷和地面载荷。

(1) 飞行载荷: 飞行时,作用在飞机上的外载荷。

(2) 地面载荷: 起飞、着陆、地面运动时,作用在飞机上的外载荷。

2) 飞行中飞机的外载荷及过载

(1) 飞行中飞机的外载荷

研究飞机承受载荷情况选取的机体坐标 $Ox_i Y_i Z_i$ 是与机体固连并与机体一起运动的坐标系。它的原点 O 位于全机重心处, Ox_i 轴称为纵轴,在机身对称面内,平行机身轴线,指向机头; Oy_i 轴称为立轴(竖轴),在机身对称面内,垂直 Ox_i 轴,指向座舱上方; Oz_i 轴称为横轴,垂直 $Ox_i Y_i$ 平面(机体对称面),指向右机翼,见图 1.1-1。

飞行中,作用在飞机上的外载荷有飞机重力、空气动力和发动机推力以及由此产生的力矩。飞机重力 W 作用在机体重心 O 上,铅垂向下;发动机推力沿飞行方向纵轴 OX_t ,向前;空气动力有气动升力 L 、气动阻力 D 和侧向力 Z 。升力 L 垂直飞行方向 OX_t 轴,沿立轴 OY_t 方向,向上;阻力 D 沿飞行方向 OX_t 轴,向后;侧向力 Z 沿横轴 OZ_t 方向,指向右。将作用在机体上的外载荷向机体坐标系原点 O 简化,得到作用在原点 O 处的共点力系,并得到绕三个坐标轴的力矩 M_x 、 M_y 和 M_z ,如图 1.1-1 所示。

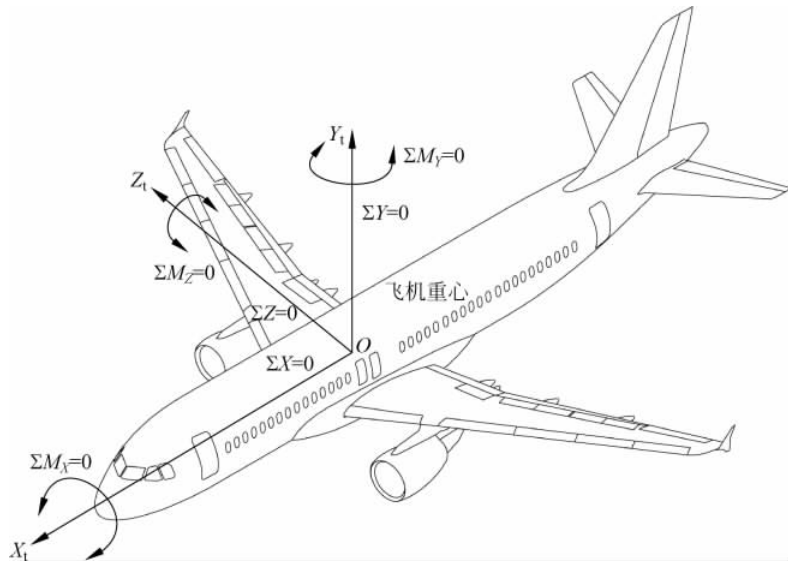


图 1.1-1 飞机机体坐标系和外载荷向机体坐标系原点简化

当外载荷形成平衡力系时,满足平衡方程组(1.1-1),飞机进行的是匀速直线运动,也就是定常飞行;当外载荷不能形成平衡力系时,飞机进行的是变速运动,也就是非定常飞行。

$$\begin{cases} \sum X = 0, & \sum M_x = 0 \\ \sum Y = 0, & \sum M_y = 0 \\ \sum Z = 0, & \sum M_z = 0 \end{cases} \quad (1.1-1)$$

(2) 过载(载荷系数)

① 过载的定义和物理意义

过载用于表征飞行中作用在机体上外载荷的大小和方向。作用在飞机上的外载荷可分为质量力和表面力两大类。质量力是由飞机质量引起的惯性力(如重力);表面力包括作用在机体表面的气动力、发动机推力。

过载的定义:作用在机体坐标系某方向表面力的合力与飞机重量之比称为飞机在该方向的过载(也称为载荷系数)。飞机的过载用字母 n 表示,按照图 1.1-1 给出的机体坐标系,过载分为沿纵轴过载 n_x 、沿立轴过载 n_y 和沿横轴过载 n_z ,由此可得

$$\begin{cases} n_x = (P - D)/W \\ n_y = L/W \\ n_z = Z/W \end{cases} \quad (1.1-2)$$

在飞行中变化比较大,对飞机结构强度影响最大的过载是 n_y 。在 X 方向除了飞机加速或制动减速瞬时过载较大外,其他情况 n_x 都比较小。在 Z 方向除了飞机侧滑受侧风影响外,其他情况很少产生侧向过载 n_z 。所以一般说“飞机过载”就是指 n_y 。

飞机过载是代数值,不但有大小而且有正负。过载 n_y 的大小表示升力是飞机重量的几倍;正负表示升力的方向。比如, $n_y = 3$,表示飞机升力是飞机重量的 3 倍,正号表示升力指向 Y 轴的正方向; $n_y = -0.5$,表示飞机升力是飞机重量的 0.5 倍,负号表示升力指向 Y 轴的负方向。

飞机过载按其产生的原因可分为机动过载和突风过载。随着飞机机动飞行而产生的过载称为机动过载;由于突风作用,飞机气动力大小变化而产生的过载称为突风过载。

② 飞机水平匀速飞行时的过载

如图 1.1-2 所示,当飞机在某一高度上作水平匀速直线飞行时,作用在飞机上的外载荷有飞机重力 W 、气动升力 L_0 、气动阻力 D_0 和发动机推力 P_0 。将外载荷向机体坐标系 ($Ox_t Y_t Z_t$) 原点(全机重心)简化,得到作用在重心处的共点力系和抬头力矩 M_A 、低头力矩 M_B 。因为作用在飞机上的载荷左右对称,所以侧向力 Z 、力矩 M_y 和 M_z 为零。

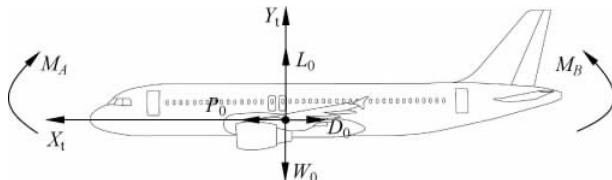


图 1.1-2 飞机水平匀速飞行时的外载荷

飞机进行的水平匀速直线飞行就是一种定常飞行状态,这些外载荷必须满足平衡方程(1.1-1)。因为侧向力 Z 、力矩 M_y 和 M_z 自然为零,所以

$$\begin{cases} \sum X = 0, & P_0 = D_0 \\ \sum Y = 0, & L_0 = W \\ \sum M_z = 0, & M_A = M_B \end{cases} \quad (1.1-3)$$

在此飞行状态下,飞机的过载为: $n_x = P_0 - D_0 = 0$, $n_y = L_0 / W = 1$, $n_z = Z / W = 0$ 。

如果外载荷不满足平衡方程组(1.1-3),飞机就会做变速运动,速度的大小或方向会发生变化,改变原来的飞行状态。比如: $P > D$,飞机会加速飞行; $L > W$,飞机会产生向上的曲线飞行; $M_A \neq M_B$,飞机会抬头或低头,产生绕机体横轴 Z_t 转动的角加速度等。

③ 机动过载

飞机作机动飞行时, n_y 会发生较大的变化。机动过载可分解为垂直方向机动过载和水平方向机动过载。垂直机动过载出现在以下情况:当驾驶员猛推杆使飞机以较大速度、较小的半径进入俯冲时, n_y 可能为较大的负值;当将飞机从俯冲状态拉起时, n_y 为较大的正值。

水平机动过载出现在飞机水平盘旋情况,如图 1.1-3 所示。当飞机以滚转角 β 水平盘旋时,升力在水平方向的分力

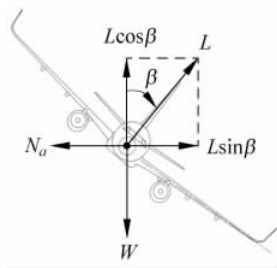


图 1.1-3 水平盘旋机动过载

为飞机转弯提供向心力, N_a 为惯性力; 而在垂直方向的分力与飞机重量平衡, $L \times \cos\beta = W$ 。所以 $n_y = L/W = 1/\cos\beta$ 。滚转角越大, 过载值越大, 当 $\beta = 30^\circ$ 时, $n_y = 1.15$; $\beta = 60^\circ$ 时, $n_y = 2$ 。

④ 突风过载

大气中, 空气对流造成的不稳定气流称为突风。从飞机前方或后方吹来, 与飞机飞行方向平行的突风叫水平突风; 从飞机上方或下方吹来, 与飞机飞行方向垂直的突风叫垂直突风。突风会改变气流相对飞机运动速度的大小和方向, 从而改变飞机升力的大小。由于突风作用, 飞机升力大小的变化用突风过载来表示。

对飞机结构受力影响比较大的是垂直突风。垂直突风主要是改变气流相对飞机运动速度的方向(图 1.1-4), 从而产生较大的突风过载 n_y 。飞行中, 遇到较强烈的垂直向上的突风, 会产生较大的正过载增量; 遇到较强烈的垂直向下的突风, 会产生较大的负过载增量。

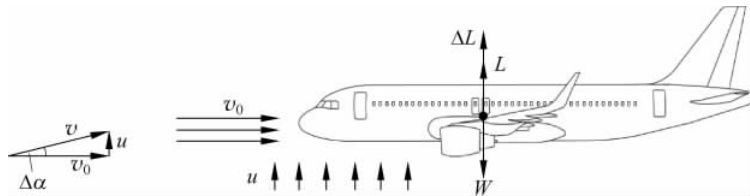


图 1.1-4 垂直突风造成的突风过载

⑤ 部件过载

前面在研究飞机过载时, 根据作用在飞机重心处升力 L 和飞机飞行重量 W 之比得出过载 n_y 值。这个过载被称为飞机重心过载, 也就是全机过载。知道了全机过载 n_y , 就可以知道全机升力的大小和方向。有时为了研究飞机结构的受力, 只知道全机过载是不够的, 还应该了解部件过载。部件过载等于全机过载和附加过载的代数和。

$$n_{y\text{部件}} = n_y \pm \Delta n_y \quad (1.1-4)$$

当飞机作平直飞行或水平上升、下降时, 飞机各部位的加速度与飞机重心处的加速度相同, 此时, 附加过载 $\Delta n_y = 0$, 部件过载等于全机过载。当飞机运动有绕重心转动的角加速度时, 飞机各部位运动的加速度与飞机重心处运动的加速度不同, 此时, 附加过载 $\Delta n_y \neq 0$, 部件过载也就和全机过载不相同。

图 1.1-5 所示为飞机以角加速度 ϵ_z 抬头转动时, 沿机体纵轴部件过载的分布图。抬头角加速度 ϵ_z 导致飞机重心以外各部件相对重心有附加的加速度 $\epsilon_z \times X_{\text{部件}}$, 产生附加过载 $\Delta n_y = \epsilon_z \times X_{\text{部件}} / g$, 这时部件的过载就等于

$$n_{y\text{部件}} = n_y + \Delta n_y = n_y + \epsilon_z \times X_{\text{部件}} / g \quad (1.1-5)$$

式中, ϵ_z ——飞机绕机体横轴转动的角加速度;

$X_{\text{部件}}$ ——部件沿机体纵轴部件到飞机重心的距离;

g ——重力加速度。

部件的附加过载和飞机转动角加速度及部件沿纵向到飞机重心的距离成正比。对同一架飞机来说, 飞机各部位的转动角加速度是相同的, 所以, 距离飞机重心越远, 附加过载就越大, 附加过载沿机体纵轴呈线性分布(见图 1.1-5(b))。当飞机抬头转动时, 重心前各部件的附加加速度向上, 产生的附加过载 Δn_y 为正值; 重心后各部件的附加加速度向下, 产生的

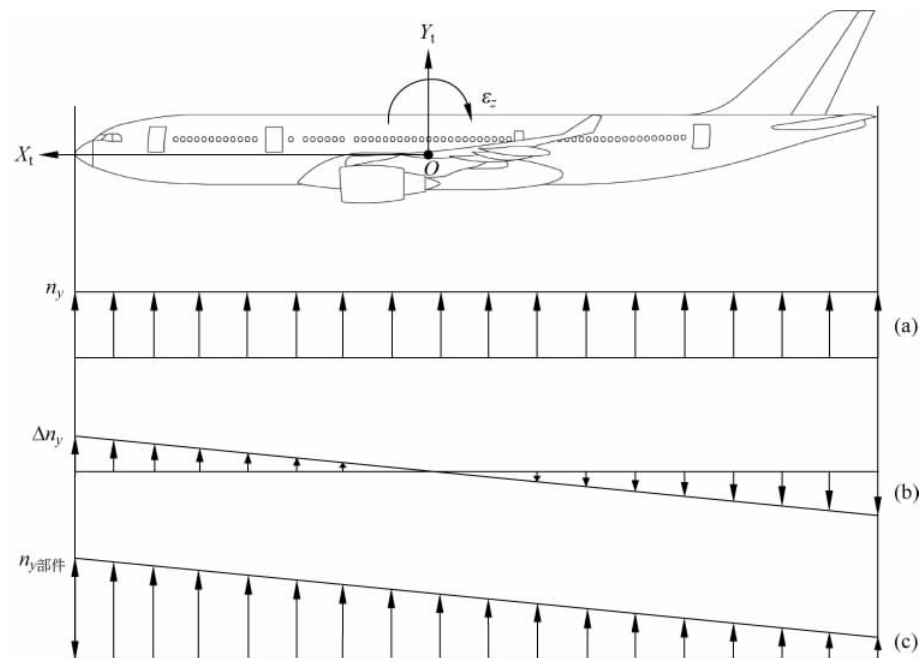


图 1.1-5 部件过载沿飞机纵轴的变化规律

(a) 全机过载; (b) 附加过载; (c) 部件过载

附加过载 Δn_y 为负值,最后,全机过载与部件附加过载代数相加得到部件过载,如图 1.1-5(c) 所示。

当飞机以角加速度 ϵ_x 绕机体纵轴向右转动时,得出飞机部件过载分布如图 1.1-6 所示。

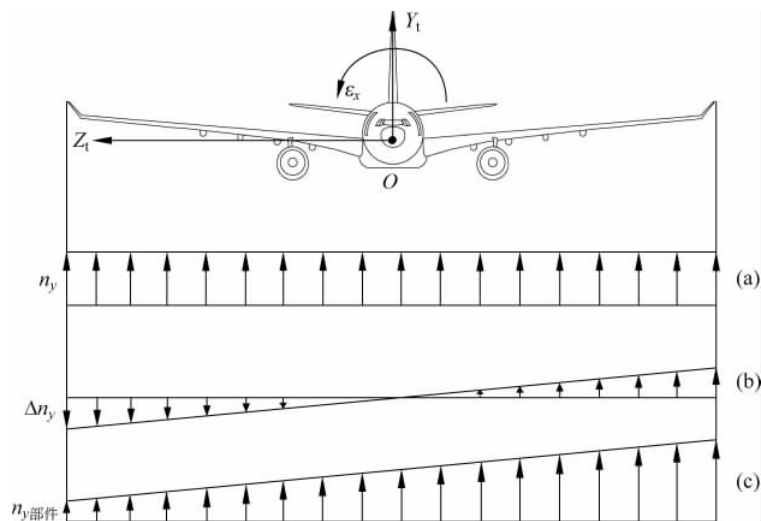


图 1.1-6 部件过载沿飞机横轴的变化规律

(a) 全机过载; (b) 附加过载; (c) 部件过载

知道了飞机的部件过载就可以得出整个机体上质量力的分布情况和飞机上各部件(起落架、发动机等)的安装吊架、接头、紧固件等承受的载荷,以便对它们进行受力分析。当飞机转动角加速度过大时,距离飞机重心比较远的部件承受的过载要比全机过载大很多,往往会造成这些部件安装接头、紧固件的损坏。

3) 起飞、着陆、地面运动时,作用在飞机上的外载荷和起落架载荷系数

起飞、着陆、地面运动时,作用在飞机上的外载荷除了空气动力、飞机重力、发动机推力外,还有地面对飞机的作用力,即地面载荷。

地面对飞机的作用力通过地面与起落架机轮接触点作用在起落架上,然后通过起落架结构件和起落架与机体结构连接接头传递到机体结构上。这是飞机在地面上承受的主要载荷。为了便于研究,将地面作用在起落架上的外载荷分为垂直载荷、水平载荷和侧向载荷,如图 1.1-7 所示。

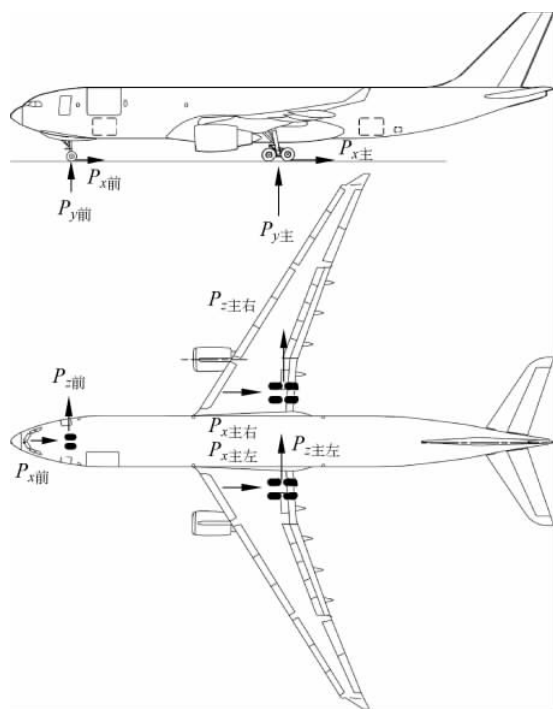


图 1.1-7 作用在飞机上的地面载荷

P_y —垂直于地面的载荷; P_x —平行地面并垂直于轴的载荷; P_z —平行地面并垂直于机轮平面的载荷

(1) 垂直载荷

飞机着陆时,运动速度的垂直分量 $V_{\text{下沉}}$ 受到地面约束后在很短的时间内减小为零,起落架将承受较大的垂直载荷的作用。此时,飞机承受到前、主起落架传来的垂直载荷 $P_{y\text{前}}$ 、 $P_{y\text{主}}$,其大小取决于飞机着陆重量、接地时 $V_{\text{下沉}}$ 数值和起落架减震器对地面撞击能的吸收特性。 $V_{\text{下沉}}$ 又和飞机着陆时的飞行速度及飞机下滑轨迹与地面的夹角(接地角)有关。

为了保证飞机着陆安全,中国民用航空规章第 25 部《运输类飞机适航标准》(以下简称 CCAR-25 部)规定了飞机着陆接地时速度水平分量、垂直分量、着陆重量的范围。如果飞机着陆时的着陆重量、飞行速度或接地角超出允许范围,都会使起落架承受过大的垂直载荷

(重着陆),从而损伤起落架和机体结构。遭遇重着陆后,应对起落架和相关机体结构进行检查。

如果起落架油-气式减震支柱内充气压力或油液灌充量不正确,会使起落架减震性能过软或过硬,也会造成飞机着陆时,起落架承受过大的垂直载荷,从而损伤起落架和机体结构。

(2) 水平载荷

飞机着陆瞬间,由于机轮惯性造成机轮静止触地,机轮与地面之间产生摩擦力使机轮开始转动并逐渐加速。这种使机轮由静止开始转动并加速到规定地面速度所需要的水平载荷叫机轮起旋载荷,是起落架受到的一种较大的水平载荷。飞机实施刹车时,机轮与跑道之间的摩擦滚动阻力接近轮胎与跑道的结合力,也是起落架受到的一种较大的水平载荷。

(3) 侧向载荷

当飞机着陆接地或在地面滑行运动时,如果相对地面有侧向运动趋势,在机轮和地面之间必然会产生摩擦力,这个摩擦力平行地面并垂直于机轮平面,是起落架承受的侧向载荷。比如,当飞机带侧滑着陆时,飞机侧面迎风面积上产生的侧向气动载荷,使飞机相对地面产生与侧滑方向相反的侧向运动趋势。飞机着陆瞬间,此运动趋势被机轮与地面之间产生的摩擦力制止,这个摩擦力就是飞机在带侧滑着陆时起落架承受的侧向载荷。

当起落架受到比较大的侧向载荷作用时,侧向载荷会对机体重心产生横滚力矩,从而使左右主起落架受力不平衡。侧滑外侧或滑行转弯外侧的主起落架比内侧主起落架承受的垂直载荷和水平载荷大。图 1.1-8 所示为飞机带右侧滑着陆或大速度滑行右转弯时,作用在飞机上的地面载荷。

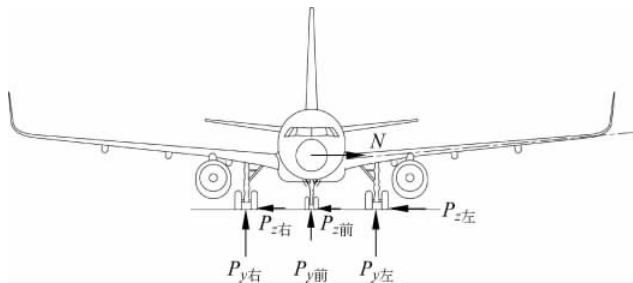


图 1.1-8 飞机带右侧滑着陆或大速度滑行向右转弯

N —惯性力

从图中可以看到,地面作用在前起落架和主起落架上的侧向载荷指向机体的右侧,作用在机体重心的惯性力指向机体的左侧,两者形成使机体向左横滚的力矩,从而使左主起落架(外侧)承载情况比右主起落架(内侧)严重。

2. 飞机结构的承载能力

飞机结构的承载能力表现在对飞机的使用限制、飞机结构承载余量和对飞机结构的刚度要求。

1) 飞机的使用限制

(1) 限制过载——结构总体受力限制

为保证飞机飞行安全,首先要保证在飞行中飞机承受的过载应在 $n_{y使用最大}$ (正限制过载)

和 $n_{y\text{使用最小}}$ (负限制过载) 之间, 即

$$n_{y\text{使用最小}} \leq n_y \leq n_{y\text{使用最大}} \quad (1.1-6)$$

$n_{y\text{使用最大}}$ 、 $n_{y\text{使用最小}}$ 分别是飞机飞行中预期出现的最大过载和最小过载, 也称为限制过载。

限制了最大使用过载和最小使用过载, 也就是限制了飞机在飞行中承受的正升力的最大值和负升力的最大值, 保证了飞机的总体载荷不会超过飞机结构的承载能力, 从而保证了飞机的总体强度。飞机在飞行中的升力主要是由机翼产生, 升力在机翼横截面上产生弯矩、剪力和扭矩, 并通过机翼结构件承受拉、压和剪切的形式传递到机翼和机身接头处, 与通过机身结构受力传递过来的质量力取得平衡。如果飞行中 n_y 超过限制过载, 机翼上的升力值过大, 在总体传力过程中就会使机翼和机身截面上的总内力弯矩、剪力和扭矩超过结构的承载能力, 造成结构弯曲、剪切或扭转的总体破坏。

CCAR-25 部规定: 正限制机动过载不得小于 2.5, 不必大于 3.8; 负限制机动过载不得小于 -1.0。

(2) 限制速压——气动载荷受力限制

只限制飞机的过载对于保证飞机结构的强度来说还是不够的, 还要限制飞机飞行时的最大速压。由升力的公式 ($L = C_L \times (1/2) \rho V^2 \times S$) 可得, 要达到同样升力 L 值, 可以采取不同的飞行姿态, 比如大速度、小迎角飞行, 或小速度、大迎角飞行。虽然达到同样的升力, 但机翼表面气动力分布却不相同。从图 1.1-9 中可以看到, 当以大速度、小迎角飞行时, 机翼上、下表面吸力都很大 (图 1.1-9(b))。如果飞行速度过大, 机翼蒙皮在局部气动力的作用下会产生明显的鼓胀, 甚至会使蒙皮与骨架连接铆钉拉坏, 蒙皮撕裂, 造成飞行事故。从作用在机体表面上的气动载荷, 通过蒙皮、蒙皮与机体骨架之间的紧固件、机身隔框和机翼翼肋等构件受力, 最后形成机身机翼横截面上总体剪力、弯矩和扭矩的过程, 称为局部传力的过程。在局部传力过程中发生的结构件破坏称为局部破坏。所以, 只限制飞机的过载并不能将作用在机体表面的局部气动力限制在允许范围内。因此, 为了保证机翼的局部强度 (主要是蒙皮的强度), 还必须限制飞机的最大飞行速度, 使飞行速压小于最大允许速压 (定义为 $q_{\text{最大最大}}$)。

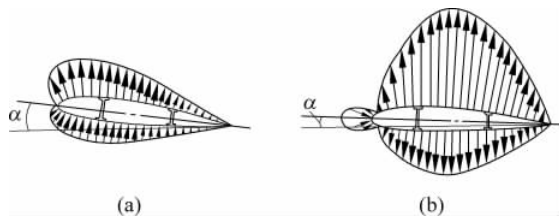


图 1.1-9 不同飞行姿态下机翼表面气动力分布
(a) 低速大迎角飞行; (b) 高速小迎角飞行

飞机的最大允许速压 $q_{\text{最大最大}}$ 主要根据飞机完成飞行任务中必须具有的飞行性能来确定。在飞机平飞加速高度上 (高度为 H_0), 飞行需要的推力和发动机可用推力之间的关系确定的最大平飞速度对应的速压为使用限制速压 ($q_{\text{最大}}$)。考虑到飞机进行俯冲时, 可获得比最大平飞速度更高的速度, 所以飞机在俯冲终了容许获得的速度对应的速压叫最大允许速压, 即 $q_{\text{最大最大}}$, 一般飞机的最大允许速压为使用限制速压的 1.2 倍。最大允许速压是飞机局部结构强度进行设计的依据, 并成为飞机飞行中的使用限制。

为了保证飞机的局部结构强度, 飞行中的飞机的速压不能超过 $q_{\text{最大}}$, 俯冲时的速压不能

超过 $q_{\text{最大最大}}$ 。为了直观体现飞机飞行速度限制值,引入当量速度概念。当量速度是指飞机飞行速压等效为海平面飞行时的速压所对应的速度,即

$$V_d = \sqrt{\frac{2q}{\rho_0}} \quad (1.1-7)$$

式中, ρ_0 ——海平面的空气密度。

最大允许速压 $q_{\text{最大最大}}$ 对应的当量速度称为最大当量速度, $V_d = \sqrt{\frac{2q_{\text{最大最大}}}{\rho_0}}$, 是飞机飞行气动载荷的最大限制速度。

(3) 机动包线——飞行使用限制

根据飞机在飞行中的使用限制条件,可以将飞行中可能出现的空速和过载系数的各种组合情况用速度-过载飞行包线表示出来。所谓速度-过载飞行包线就是分别以当量空速和过载系数为横坐标和纵坐标,根据飞行使用限制条件(最大正过载、最大负过载、最大当量速度、最小当量速度等)画出的一条封闭的曲线,形成飞机飞行的限制范围。载荷系数取机动过载的飞行包线就是机动包线。飞行包线范围内的任何一点所代表的空速和载荷系数的组合情况都允许在飞行中出现。

CCAR-25 部适航标准中给出运输类飞机的机动包线(见图 1.1-10),并规定:飞机设计制造商必须保证在给出的包线边界上和边界内的空速和过载系数的任意组合,飞机均必须满足强度要求。所以,飞机在飞行包线规定的范围内运营飞行,才能保证飞机的安全。

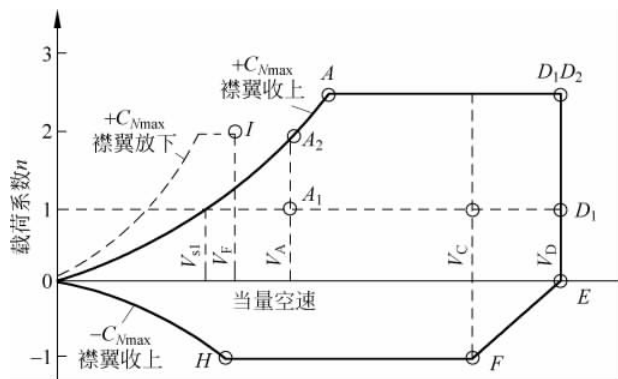


图 1.1-10 飞机机动飞行包线

如果飞机在飞行中承受的过载值 n_y 超过了限制过载,也就是飞机的过载值 n_y 达到了飞行包线上限以上或下限以下,或者是飞机的飞行速度过快,使速压 q 超过了最大允许速压,也就是飞机的飞行空速超过了飞行包线右边界,这时都会使飞机结构承受超过预期的最大使用载荷(限制载荷),使飞机结构的受力构件受到损伤。所以在出现了这些情况之后必须对飞机结构进行检查,以保证飞机的飞行安全。

(4) 飞机在地面上的使用限制

飞机起飞、着陆或在地面运动时,要承受地面的垂直载荷、水平载荷和侧向载荷。但在实际情况中,飞机起飞、着陆或在地面运动时承受的地面载荷很少是单一的某种载荷,大多是几种载荷的组合。比如,飞机着陆触地的瞬间既要承受较大的垂直载荷,又要承受较大的水平载荷;如果飞机带侧滑着陆,除了垂直载荷和水平载荷外,还要承受侧向载荷;飞机在

不平坦地面上滑跑时,也要同时承受较大的垂直载荷和较大的水平载荷等。

CCAR-25 部对飞机地面载荷的各种组合情况以及各种载荷的最大使用载荷系数做了具体的规定,形成了飞机地面载荷的严重受载情况。CCAR-25 部要求在这些严重受载情况下,起落架以及和起落架相连的机体结构不能破坏,也不能产生有害的永久变形。但如果由于使用或维护不当,使飞机承受的地面载荷超出了 CCAR-25 部所规定的严重受载情况的范围,将会使起落架和机体结构受到损伤。发生这种情况后必须按要求对涉及的结构进行检查。

2) 飞机结构承载余量——安全系数和剩余强度系数值

(1) 安全系数

使用载荷(限制载荷)是飞机在使用过程中预期的最大载荷。飞机结构必须能够承受使用载荷而且不会产生有害的永久变形,弹性变形也要在一定的限定范围内。在设计飞机时,通常采用一个比使用载荷大适当倍数的载荷来进行强度计算,这个用来进行强度计算的载荷叫设计载荷(极限载荷)。设计载荷是飞机结构能够承受而不破坏的最大载荷。设计载荷与使用载荷之比叫做安全系数,即

$$f = P_{\text{设计}}/P_{\text{使用}} \quad (1.1-8)$$

很明显,安全系数就是保证飞机在承受使用载荷时,其结构不会破坏又有一定的强度裕度的系数。安全系数的数值既要保证结构有足够的强度、刚度,又不能使结构过重。CCAR-25 部规定:除非另有规定,以使用载荷作为结构的外载荷时,必须采用安全系数 1.5。

(2) 剩余强度系数

在各种受载情况的设计载荷作用下,飞机结构主要受力构件的计算应力(正应力 $\sigma_{\text{设计}}$ 、剪应力 $\tau_{\text{设计}}$)与该构件破坏应力之间会有一定的差别,为表示这个差别,并使飞机结构有一定的剩余强度,引入剩余强度系数这一概念。在飞机强度计算中,把构件的破坏应力(正应力 $\sigma_{\text{破坏}}$ 、剪应力 $\tau_{\text{破坏}}$)与它在某受载情况设计载荷作用下的计算应力之比称为在此受载情况下该构件的剩余强度系数,即

$$\eta = \sigma_{\text{破坏}}/\sigma_{\text{设计}}, \quad \eta = \tau_{\text{破坏}}/\tau_{\text{设计}} \quad (1.1-9)$$

一般剩余强度系数 η 应大于 1,它表示了飞机结构强度的实际富裕程度。对于按照某种受载情况设计的主要受力构件,在该受载情况下的剩余强度系数应该略微大于 1,说明该构件重量既轻又符合安全要求。

1.1.2 飞机结构适航性要求和结构分类

1. 飞机结构的适航性要求

在服役过程中,飞机结构要承受各种各样的载荷,为了使飞机能安全地完成飞行任务,在承受和传递载荷的过程中,飞机结构绝不能发生影响飞行性能、飞行安全的损坏和变形,飞机结构必须具有足够的强度、刚度和稳定性,并且要满足疲劳性能和损伤容限要求,这样的飞机结构才是适航的。

1) 结构的强度

结构受力时抵抗破坏的能力叫结构的强度。结构的强度越大,表示它开始破坏时所承受的载荷越大。

CCAR-25 部要求飞机结构的强度要用限制载荷(服役中预期的最大载荷)和极限载荷