

30297303

直升机强度

孙之钊 萧秋庭 徐桂祺 编著

ZHI SHENG JI
QIANG DU



航空工业出版社

前 言

本书是为直升机设计专业而编写的教材。

全书共分八章。第一章为绪论，简要介绍强度工作的研究对象和任务，保证强度的一般原则和方法及强度规范。第二章为直升机静强度载荷，主要介绍直升机在飞行、阵风、着陆及地面工作情况下的载荷。第三章为直升机部件静强度，主要介绍部件载荷，结构元件及薄壁结构部件的静强度问题。第四章为桨叶动力特性和动力响应分析，主要介绍分析的基本原理和方法及结论。第五章为桨叶的颤振，首先介绍铰接式桨叶颤振的分析模型、运动方程、颤振临界转速的求法及主要参数对颤振临界转速的影响，然后，介绍无铰旋翼气动弹性稳定性问题的基本概念。第六章为直升机振动，主要介绍旋翼对机体激振力的传递、机身作为弹性梁的弯曲振动问题、考虑到机身特点的计算模型、降低振动水平的吸振、隔振措施及传动系统的扭转振动问题。第七章为直升机“地面共振”，主要介绍“地面共振”的物理本质、不稳定区计算、避免“地面共振”的途径和有关参数的影响。应当有理由说，第五、七两章所介绍的问题是直升机特有的动力学问题，至今仍是国内外直升机界广泛关注的问题之一。第八章为疲劳强度，主要介绍“疲劳设计”观点、疲劳特性、疲劳载荷、寿命的估算方法及结构的可靠性分析概念。疲劳问题亦是危及直升机飞行安全的关键问题之一。

在本书的编写中，力图做到既能较全面地介绍直升机强度问题的基本原理和基本方法，又能反映现代直升机关于强度研究的技术水平及发展趋势。

本书亦可供航空部门有关厂、所、部队及民航从事直升机设计、制造、试验、使用的工程技术人员参考。

本书是在1987年编写的内部教材《直升机强度》的基础上，经过教学实践，广泛征求直升机界有关人士的意见后，修改、补充写成的。本教材的第一、三、八章由孙之钊编写，第五、七章由徐桂祺编写，第二、四、六章由萧秋庭编写。最后，由孙之钊修改、补充和统稿。本书呈蒙诸德超教授审稿，并提出宝贵意见，谨此致谢。

由于水平所限，书中必然存在不少缺点和错误，欢迎读者批评指正。

编 者

1989.2

目 录

前 言

第一章 结 论..... (1)

§ 1-1 研究对象和任务..... (2)

§ 1-2 强度工作的一般原则和方法..... (5)

§ 1-3 强度规范..... (7)

第二章 直升机静强度载荷..... (10)

§ 2-1 飞行情况中直升机的载荷..... (11)

2-1-1 水平飞行..... (11)

2-1-2 铅直面内的曲线飞行..... (12)

2-1-3 水平面内的盘旋飞行..... (15)

§ 2-2 在不平静空气中飞行时作用于直升机上的载荷..... (16)

2-2-1 问题的提出..... (16)

2-2-2 垂直阵风..... (17)

2-2-3 逐渐进入垂直阵风区产生的过载..... (18)

2-2-4 水平阵风..... (19)

§ 2-3 着陆时作用于直升机上的载荷..... (20)

2-3-1 着陆时过载的概念..... (20)

2-3-2 对称着陆情况..... (22)

2-3-3 不对称着陆情况——减缩质量..... (22)

§ 2-4 抗坠毁要求..... (24)

§ 2-5 在地面工作时作用于直升机上的载荷..... (25)

2-5-1 旋翼带转载荷..... (25)

2-5-2 系留试验时直升机载荷..... (26)

§ 2-6 直升机在设计情况中的平衡..... (28)

✓ § 2-7 安全系数与剩余强度系数..... (30)

习题..... (31)

第三章 部件静强度..... (33)

§ 3-1 概述..... (33)

§ 3-2 部件载荷..... (34)

3-2-1 机身上的载荷..... (34)

3-2-2 机翼载荷..... (37)

§ 3-3 结构元件的强度	(41)
3-3-1 拉伸	(41)
3-3-2 压缩	(42)
3-3-3 剪切	(46)
§ 3-4 薄壁结构部件的静强度	(46)
3-4-1 承压强度计算	(47)
3-4-2 抗剪强度计算	(52)
3-4-3 变形计算	(55)
3-4-4 机身大开口段及过渡区的应力分析	(56)
习题	(60)
第四章 桨叶动力特性和动力响应分析	(61)
§ 4-1 桨叶动力特性分析	(61)
4-1-1 不旋转桨叶弯曲自由振动	(61)
4-1-2 扬起下坠桨叶的应力计算	(65)
4-1-3 旋转桨叶挥舞平面内的弯曲振动	(66)
4-1-4 桨叶振动的共振图	(81)
4-1-5 旋转桨叶摆振平面内的弯曲振动	(82)
4-1-6 桨叶的扭转振动	(83)
4-1-7 桨叶弯曲-扭转耦合振动	(86)
§ 4-2 桨叶动力响应分析	(87)
4-2-1 确定空气动力载荷关系	(87)
4-2-2 桨叶动力响应计算的侧迁金法	(92)
4-2-3 桨叶动力响应计算逐步积分法	(94)
4-2-4 桨叶动力响应计算的其它方法	(96)
习题	(98)
第五章 桨叶颤振	(101)
§ 5-1 铰接式旋翼颤振分析	(101)
5-1-1 铰接式旋翼颤振分析模型	(101)
5-1-2 运动方程的推导	(102)
5-1-3 颤振临界转速	(104)
5-1-4 主要参数对颤振临界转速的影响	(105)
5-1-5 铰接式旋翼颤振分析模型的进一步说明	(108)
§ 5-2 无铰旋翼气动弹性稳定性	(111)
5-2-1 桨叶的挥舞与摆振耦合	(111)
5-2-2 变距-挥舞和变距-摆振耦合	(111)
5-2-3 无铰旋翼桨叶气动弹性稳定性分析的力学模型	(112)
习题	(112)

第六章 直升机振动	(113)
§ 6-1 旋翼对机体激振力的传递	(113)
6-1-1 桨叶作用于桨毂上的力	(113)
6-1-2 各片桨叶沿 Y_z 方向总合力	(114)
6-1-3 桨毂平面内的分力	(115)
6-1-4 桨毂作用于机体的力矩	(116)
6-1-5 结论	(117)
§ 6-2 机身作为弹性梁的弯曲振动	(117)
6-2-1 弯曲自由振动	(117)
6-2-2 分布交变载荷作用下的弯曲强迫振动	(118)
6-2-3 集中载荷激振时机身的弯曲强迫振动	(120)
§ 6-3 有阻尼梁弯曲振动方程	(121)
§ 6-4 考虑到机身特点的振动计算模型	(121)
§ 6-5 降低振动水平的措施。吸振与隔振	(123)
§ 6-6 传动系统的扭转振动	(126)
6-6-1 当量化	(127)
6-6-2 扭振系统固有频率和固有振型的计算	(131)
习题	(136)
附录	(136)
第七章 直升机“地面共振”	(138)
§ 7-1 直升机“地面共振”的物理本质	(138)
§ 7-2 直升机“地面共振”不稳定区计算	(145)
§ 7-3 避免“地面共振”的途径和有关参数对“地面共振”的影响	(147)
§ 7-4 其它情况下的“地面共振”	(149)
§ 7-5 无铰旋翼直升机“地面共振”和“空中共振”	(149)
习题	(150)
第八章 疲劳强度	(151)
§ 8-1 “疲劳设计”观点	(153)
8-1-1 安全寿命观点	(153)
8-1-2 无限寿命观点	(154)
8-1-3 “损伤容限”观点	(155)
8-1-4 “耐久性”观点	(156)
8-1-5 “可靠性”观点	(157)
§ 8-2 疲劳特性	(157)
8-2-1 裂纹形成数据	(157)
8-2-2 裂纹的亚临界扩展规律	(173)

8-2-3 剩余强度概念.....	(175)
8-2-4 累积损伤规律.....	(175)
§ 8-3 疲劳载荷.....	(176)
8-3-1 任务谱.....	(177)
8-3-2 应力谱.....	(182)
8-3-3 试验加荷载.....	(190)
8-3-4 断裂谱的简化原理.....	(191)
§ 8-4 安全寿命估算方法.....	(192)
8-4-1 离散载荷谱的寿命估算法.....	(193)
8-4-2 连续载荷谱的寿命估算法.....	(195)
§ 8-5 损伤容限设计.....	(200)
8-5-1 损伤容限设计要求及剩余寿命估算步骤.....	(200)
8-5-2 剩余寿命.....	(201)
8-5-3 安全寿命与损伤容限相结合.....	(202)
8-5-4 安全寿命与破损安全相结合.....	(203)
习 题.....	(204)
附 录 统计概念.....	(204)
参考文献.....	(206)

第一章 绪 论

在任何实际的工程构造中，并非所有的元件都同样参与受力。倘若把构造中的不受力元件及辅助元件略去，则剩下的主要受力件就组成“构造的受力系统”。所谓结构就是指构造的受力系统。

通常，强度指的是物体抵抗外力的能力，飞行器强度主要研究飞行器结构中的强度问题。它本来是固体力学的一个分支，目前这一学科正以固体力学为基础，并与流体力学、材料科学、计算机科学、自动控制、近代物理等学科相互交叉和渗透，已经发展到了一个更新的阶段。

飞行器的使用特点决定了，对它既要求安全可靠，又要求重量轻、性能及经济性好。这些要求是飞行器与其它运输工具的突出不同点，由此决定了飞行器强度目标的特殊性。

强度工作的总目标是：在飞行器使用中所发生的载荷作用下，防止各结构元件的破坏或外形的不可逆改变，并把变形（相对的或绝对的）限制在规定的限度之内。

骤然看来，似乎可用增大结构元件截面尺寸来保证强度，但是这种办法在许多场合可能无效，而且往往要以恶化飞行器的飞行性能为代价。应该认识到，某些可供采用的保证强度的方法，与气动要求、工艺要求以及使用维护要求是相互矛盾的。因此，构造设计及结构强度工作者需要花代价去寻求最佳解决办法，以便在考虑所列举的各项要求的同时，以尽可能小的结构重量保证必要的结构强度。

飞行器强度除了要解决静强度问题之外，还有振动、机械与气动弹性稳定性、疲劳与断裂、可靠性及耐久性等问题，有些飞行器还需要解决热应力及复杂环境中的强度问题。此外，在设计和实验的概念和方法方面也在不断发展演变，对强度工作也提出了一些新课题。

以往的强度工作以强度校核为主。即主要通过分析和试验的方法，校核构造设计所确定的结构剖面的承载能力，并给出强度结论。即便是进行强度校核，从确定载荷至作出最终强度结论，大体上也要经历图 1-1 所示的复杂过程。在工程实践中，往往要按图 1-1 所示过程经过几次循环，才能获得在强度上使人比较满意的结构。图中

- A——设计载荷预估，包括静强度载荷及动态载荷预估；
- B——按 A 给出的载荷所作的构造设计及结构应力分析；
- *——构造质量和结构刚度与载荷互为影响，故需反复迭代；
- C——用预估载荷或试验确定的载荷，对所设计的结构进行试验室试验；或依据实验资料进行精确的强度校核。

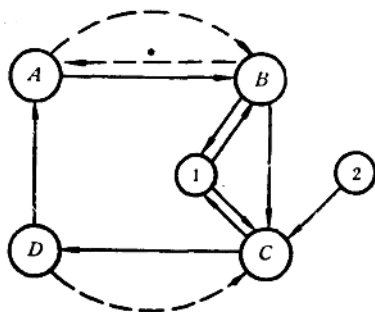


图 1-1 强度校核与强度鉴定流程图

①——材料、元件及构件强度试验。与 B 的关系为：作为结构设计的原始数据；与 C 的关系为：给全尺寸结构试验或精确强度校核提供局部试验结论。

②——为承受动态载荷的部件进行强度校核计算或验证试验而作的载荷试验。如，动力相似模型吹风试验等。

D ——飞行载荷测量，旨在验证用于计算和试验的载荷，进而决定是否需要更改设计。

由于计算机科学的飞速发展，以及适用于航空结构的有限元素法和结构分析系统的日益进步，已使传统的结构设计和强度校核方法大为改观。现已逐步形成了使总体、结构、气动、工艺设计一体化的计算机-图象辅助设计方法，并应用以有限元素法和数学规划法为基础的结构综合分析技术，达到结构优化的目的。结构设计将不再是一个简单的先设计后校核的过程，而是需要同时考虑大量错综复杂的条件，综合应用各方面的知识，形成一个相互交错影响而又需反复迭代进行的各环节组成的流程图，成为飞行器系统工程中不可分割的一部分。从强度工作的角度看，以上述方法为特征的强度设计正在逐步取代传统的强度校核方法。

近年来，随着气动外形设计、结构动力学分析、气动弹性分析、主动控制系统分析、高阶谐波控制、运动约束调节和试验技术等的发展，载荷设计有条件得以迅速发展。不难预料，载荷设计达到工程实用水平之后，与当今的飞行器相比，人们可以设计出重量更轻、可靠性和经济性更好的飞行器。

直升机强度问题，其中很大一部分是以直升机动力现象及动力学为基础的，由此引出了一系列振动和疲劳问题。为了有效地解决直升机强度问题，必须很好地理解载荷特点、结构的动力特性、结构的动力响应、以及直升机特有的动力学问题。同时还应了解影响结构强度特性的基本因素，掌握研究部件强度的现代理论方法、试验方法以及分析计算方法。

作为供本科生使用的直升机强度课程的教材，考虑到学生基础知识与课程学时的限制，同时考虑到强度试验已单独设课等因素，我们不可能在本课程中讨论当今直升机强度学科中涉及的各方面的问题，而只能按照教学大纲使学生掌握最基本的知识，以便适应日后从事直升机研制工作的需要。

学习本课程需要用到理论力学、材料力学、结构力学、振动基础及数学等有关学科的基础知识。在某种意义上说，本课程所介绍的分析、研究方法，实质上是上述基础学科知识在直升机强度问题上的综合应用和发展。

本课程的另一个任务是为“直升机部件设计”课建立必要的强度概念和分析方法。

§ 1-1 研究对象和任务

如果 P_{max} 代表在外载作用下构件上承受的载荷；令 $[P]$ 表示构件所能承受的载荷，我们可以用不等式

$$P_{max} \leq [P] \quad (1-1)$$

表明该构件之材料及尺寸应满足的基本要求。通常将上式称为“强度条件”，即构件所受的最大载荷应不大于它所能承受的载荷。对于应力、变形、振动、疲劳等问题，都可以用类似于 (1-1) 不等式来表达结构应满足的基本要求，所以该式可理解为强度条件的一般形式。

满足强度条件是本课程讨论的各个问题的核心。由此所决定的研究对象及主要任务为：

确定载荷、结构的动力特性及承载能力，以及满足各种要求的相应判据。

在直升机结构上作用有空气动力、惯性载荷、地面或其它部件的支反力以及重力。空气动力、地面及其它部件的支反力称之为表面力；而惯性力及重力是质量力。影响所研究结构上的载荷的因素，可能是多种多样的。飞行中及着陆时，载荷随时间的变化是一种具有交替地增长及下降的复杂过程。简单地概括载荷变化规律及其在相应结构上的作用性质，可以观察到两种类型的载荷：单调地增长，直至导致不能容许的后果；周期性地作用，虽然载荷量值比较小，但是经过多次循环也会导致不能容许的后果。

1-1-1 静强度问题

如果载荷单调地增大，超过了对指定结构的某一限定值，结构就会发生破坏，当超过了载荷的适当值时，可能使结构的正常功能作用遭到破坏（由于结构相对位移过大）。载荷增大到高于某一确定值，将导致结构产生不可逆的形状改变（永久变形）；当载荷消除时，该永久变形也不会消失。当载荷一次性地施加于结构，因载荷较大而在结构中引起不可逆后果的，称之为一次性载荷。在直升机上，这种载荷可能在机动飞行、不平静气流中飞行以及着陆情况中发生。因而，强度工作的任务之一就是评定直升机上作用有较大的一次性载荷时结构的品质，通常称为静强度问题。相应的结构评定取决于容许载荷 M_{rx} 的量值，当它出现时，结构可能破坏；呈现永久变形；或者破坏了结构的功能作用。 M_{rx} 的量值应当比使用中可能出现的载荷 M_{sy} 更大些

$$M_{rx} > M_{sy} \quad (1-2)$$

M_{rx} 的足够量值应当在设计时保证。在设计中往往遵循由关系式 (1-2) 导出的以应力表达的不等式

$$\sigma_{rx} > \sigma_{sy}$$

其中 σ_{sy} ——在所研究的载荷情况下，指定的结构元件中的最大使用应力值；

σ_{rx} ——超过此应力值，结构将出现不能容许的现象。

在一次性载荷条件下，构造设计与结构强度应统一考虑。一方面是用提高结构承载能力的办法，即提高 (1-2) 不等式中的 M_{rx} ，来保证强度。另一方面应采取适当的设计手段，合理地降低 M_{sy} 。此外，应在全尺寸试件上对 (1-2) 不等式进行实验性的检查。

1-1-2 疲劳强度

如果载荷多次作用于结构，即使载荷值较小，也会由此引起不可容许的后果。当载荷多次作用达到某一循环次数之后而导致结构破坏，这种载荷被称为疲劳载荷。周期性载荷作用的另一后果，可能是出现不可容许的大量值振动。直升机旋翼是这种多次性载荷的典型载荷源。甚至在稳态飞行中，某些参数，如直升机飞行速度、飞行高度、旋翼转速等虽不随时间改变，但桨叶微段上的气动载荷却含有明显的交变成分，旋翼每转一周，载荷基波出现一个整循环 (图 1-2a)。这种交变分量

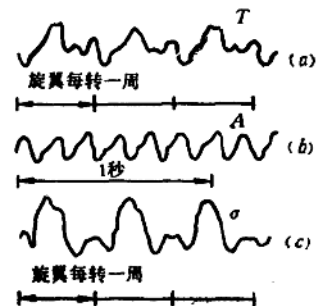


图 1-2 (a) 桨叶微段上的气动载荷
(b) 直升机座舱的振动
(c) 桨叶大梁上的交变应力

的出现是由于桨叶运动时, 相对于桨叶的气流情况改变所致。由于存在气动载荷的交变分量, 大多数结构元件中会出现交变应力, 并引起结构振动(图1-2b及c)。

上面指出的直升机部件载荷的特点, 确定了在交变载荷情况下评定直升机结构品质的任务, 即不仅要在构成损伤的数百万次交变载荷作用下评定结构的疲劳强度; 而且还要在结构的振动水平方面作出评定。

应按疲劳强度条件规定直升机构件或部件的使用寿命, 即在交变载荷作用下安全(无破坏)使用的最长时间。使用到规定寿命的部件必须予以更换, 因此提高寿命具有重大的经济意义, 它能减少重新制造的部件的数量。根据疲劳强度条件定寿是评定结构疲劳强度的主要准则。为了满足疲劳强度条件, 应采取合理的构造措施和工艺方法, 以便降低交变载荷水平和改善结构疲劳特性。

在设计工作中, 人们经常遵循有条件的不等式

$$S < S_p \quad (1-3)$$

其中 S ——飞行中所作用的应力(由设计估算确定, 或根据原准机的实测数据外推);

S_p ——结构的安全疲劳应力, 即根据已有的结构疲劳特性试验数据或以往成功的经验, 在某一交变应力作用下, 所设计的结构元件的寿命 L 将会足够长, 或在规定的使用寿命期内发生破坏的概率极小。

(1-3) 不等式是中间过渡性的, 只是在设计阶段有意义。对真实的部件来说, 用计算一试验法(详见第八章)确定的寿命 L 值, 才能提供部件的疲劳强度结论。

1-1-3 强度中的动力学问题

1. 振动水平

直升机机体的振动水平应当满足不等式

$$A_{sy} < A_{rx} \quad (1-4)$$

其中 A_{sy} ——起作用的振动水平指标;

A_{rx} ——按照现行标准规定的所容许的振动水平。

对于振动水平的规定, 主要考虑它对人体及机内设备的不利影响。医学-生理学研究表明, 偏大的振动量值会增大乘员的易疲乏性, 严重时还会引起病态现象。在恶劣的振动环境中, 设备可能中断工作或局部提前报废。因此, 在构造设计时应预先采取积极措施, 力求降低振动水平使其满足(1-4)不等式。通常, 可用降低交变载荷水平、减小结构动力响应以及采取特殊构造措施等办法, 达到降低机体振动水平的目的。最终应采用真实的直升机, 通过飞行振动测定来检验实际的振动水平, 以作出是否满足(1-4)不等式的结论。

2. 振动稳定性问题

空气动力能够随着承受该力的部件的位移及变化而变化。例如, 由于空气动力的作用引起桨叶振动, 使桨叶剖面迎角改变, 从而气动力也被改变。在一定的飞行状态下, 尽管表面上看, 飞行状态参数并未改变, 但是在气动力、惯性力及结构的弹性力的作用下, 结构中的应力有可能随时间增长, 直至危险的地步。如果这种增长是单调的, 被称为发散的; 如果是振荡增长, 则称为气动弹性动不稳定性。

此外, 仅仅作用惯性力及弹性力时, 也可能产生动不稳定性问题, 并称之为机械振动不稳定性问题。

为了保障直升机的使用安全, 必须清除振动不稳定性现象, 这是综合性的强度工作的重要任务之一。在设计时, 通常的作法是: 建立相应的运动方程, 通过与结构有关的特征参数判别研究对象的振动稳定性。动稳定性的判据是: 不存在与振荡发散运动相应的解; 或不存在量值大到不能容许的地步的运动。要正确地选择构造参数并在真实的直升机上进行试验检验, 以确保使用中不出现上述动不稳定现象。

1-1-4 强度的其它问题

在个别情况下, 部件里的温度分布可能引起结构中相当大的应力或变形。对于直升机来说, 这种情况主要是由发动机的热气流引起的。温度条件的改变可能对前面列举的各种强度问题中所确定的参数值产生直接的影响 (例如: 刚度、强度极限等)。对于复合材料构件, 尤其应该注意环境温度对强度的影响。

影响结构强度的其它因素还包括: 腐蚀、磨损、老化及胶接强度随时间而降低等问题。疲劳强度对这些因素特别敏感, 应予以充分重视。

对直升机各种部件, 其主要鉴定任务是不同的:

对于旋翼及尾桨 (包括桨叶、桨毂、以及桨叶与助力器之间的操纵系统部分), 主要应保证疲劳强度及动稳定性。

对于机身、辅助机翼、安定面、起落架、以及助力器到驾驶杆和脚蹬之间的操纵系统部分, 应保证最大一次性载荷时的强度, 同时, 还要对辅助机翼、安定面、起落架等研究动不稳定性问题。

对于减速器架 (或旋翼支撑系统), 主要应保证疲劳强度及最大一次性载荷时的强度。

关于振动及动不稳定性问题, 要协同研究有关的各个部件 (例如, 桨叶与操纵系统; 旋翼、机身与起落架等)。

由以上的叙述中不能得出这样的结论——对于任一部件, 除了上面列举的主要强度问题之外, 可以忽视其它的强度问题。有必要重申, 上述强度鉴定任务只不过是通常规定的主要任务。

§ 1-2 强度工作的一般原则和方法

关于强度工作的总安排是十分复杂的, 因此, 各部分的划分及研究方法, 以及考虑到相互之间的联系, 具有重大的实际意义。图 1-3 仅列出了常规情况下的一般处理方法。图中, 第一个方框——根据给定的飞行状态特征

C_1 及结构特性 C_2 , 确定载荷 M 及位移 Y ; 第二个方框——根据给定的载荷, 确定应力 σ 或应变 ϵ ; 第三个方框——保证满足强度条件的

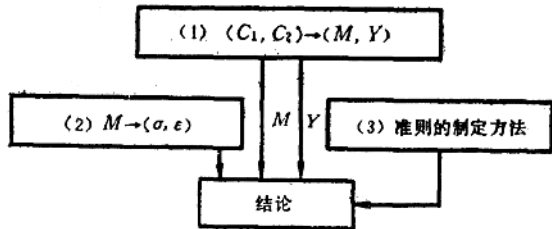


图 1-3 处理强度问题的一般方法

有关准则。

关于第一个方框中的问题，有的涉及全机外载荷，有的涉及部件载荷，有的涉及气动弹性，情况比较复杂，在以后的章节中将比较详细地予以研究。第二个方框中的内容，主要包含用材料力学及结构力学的方法求 σ 及 ϵ 的一般公式，下面只在必要时提供某些更明确的说明。第三个方框取决于要解决的问题。当研究一次性载荷的作用时，其研究方法是 根据 结构、材料的性能及结构力学的概念，确定容许的应力值。对疲劳强度来说，寿命计算是以材料及结构在给定载荷量值下的持久性为基础的。对于有关振动的问题，判定容许的振动水平的方法是以直升机上的吸振、减振、隔振装置的特性；重量、成本要求；以及医学-生理学条件为基础的。对于机械振动不稳定性及气动弹性动不稳定性问题，不仅要评定影响动不稳定性 的参数，而且最终要评定所研究的振动系统是否在稳定区中工作。

通过图 1-4 所示的结构与外部介质相互作用的关系，可以比较容易地了解：给定飞行状态及结构特性后确定载荷及变形的方方法（即图 1-3 第一个方框中讨论的问题）。

为使问题简化，图中所示因素只是对一个部件而言的。一般情况下，结构具有弹性、惯性及空气动力，图中用相应的方框分别代表这些性质。对于确定空气动力及惯性力所需的几何特性，此时应分为两个方框，其一为相应于无载状态结构的原始几何参数；另一个为相应于载荷作用引起的几何参数的变化（引进时间量纲则可视为运动学参数）。综合这些特性，便可在结构与空气及若干部件相互作用的情况下，确定所发生的空气动力、反作用力及惯性力。由于结构的易变形性，这些力又与几何特性密切相关，因此这些力会随着自身的大小而变化。图中单独有一方框表明飞行员的操纵作用，它对变形及力的大小也是有影响的。最后，通过反作用力表达所研究部件与其它部件之间的联系。

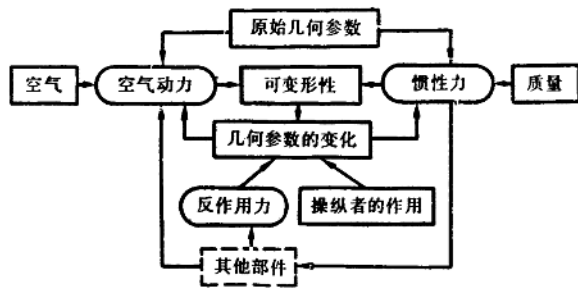


图 1-4 结构与外部介质相互作用的原理图

由此可见，在常规的强度工作安排中，不仅必须同时研究各种力以及这些力作用于结构上的后果；而且还要研究整架直升机及各部件之间的相互联系。但是后者是非常复杂的。因此，人们经常采用有条件的简化办法：分别对每个部件进行单独研究；用相互作用或影响代替原理图诸组成部份中的一个部份；排除某些次要的联系。

由此可见，在常规的强度工作安排中，不仅必须同时研究各种力以及这些力作用于结构上的后果；而且还要研究整架直升机及各部件之间的相互联系。但是后者是非常复杂的。因此，人们经常采用有条件的简化办法：分别对每个部件进行单独研究；用相互作用或影响代替原理图诸组成部份中的一个部份；排除某些次要的联系。

第一种简化是把每一个部件看作独立的，暂且认为其它部件的反作用是已知的，而各部件间的相互作用可留待最后阶段予以核算。本书主要采用这种简化处理办法，并将其作为讨论有关问题的基础。

确定空气动力时部件的外部几何参数问题，以及确定变形时所构成的影响问题，都涉及到第二种简化处理办法。通过对系统的动力特性及动力响应分析，可以得知飞行中发生的振动水平，并能得到定量地确定应力值所需的原始数据。

简化处理办法的第三种，需要针对具体问题的特点而定。例如，在研究一次性载荷的作

用时，经常不计几何特性的改变对空气动力及惯性力的影响；在研究“地面共振”时，一般都不考虑空气动力。

简化处理办法不仅用于理论计算工作中，而且也常运用于试验研究。

下面讨论进行强度工作的问题。结构强度是靠一系列理论工作、计算工作及试验工作来保证的。这些工作始自技术建议的拟定阶段，一直延续到该型号的直升机从使用中全部退役为止。这些工作遍布在：试验样机的设计、试制、批生产以及使用等所有阶段。按照不同的阶段，解决不同的强度任务，并采用最适于该任务的相应的方法。

在拟定技术建议及草图设计阶段，主要是根据结构参数及载荷特性对强度影响的理论上的一般性理解，并参照由以往的直升机所建立的经验和计算数据，来选择直升机构造型式及其主要参数。在技术设计阶段，基本任务是选择直升机每个部件的结构参数，因而在此阶段的主要工作是对直升机所有部件进行详细的强度设计。这些设计分析计算的目的是评定结构参数对强度特性的影响，使之能实现结构参数的优化选择。同时要对结构个别元件进行试验研究，有时也进行整个部件的试验研究。此外，还要在风洞中通过模型吹风试验，研究气动载荷及气动弹性问题。当研制阶段后期以及准备投入批生产前，对于按强度条件保证安全使用问题，应该得到审定部门的充分确认。因此，在该阶段主要以试验方式（飞行试验及全尺寸结构的台架试验）广泛地开展工作，以便评定真实结构的强度特性。从事这些工作的人员负有特别重大的责任，因为最终强度评定中的失误会导致直升机在使用中发生灾难性事故，或者引起技术-经济品质的严重不良后果。在批生产中，保证强度的主要任务是对批量产品的严格质量控制。解决这一问题的主要手段是在试验台架上对从生产线上随机抽取的试件进行例行试验。最后，在直升机投入正常使用期间，强度工作主要包括：不断总结涉及强度问题的使用经验；在正常使用情况下搜集关于受载部件的特性的统计资料；改进设计以改善强度特性。

需要指出的是，为了解决保证强度的问题，各种计算方法并不总是能得到必要的精确结果的，但是，为了选择合理的（或最佳的）结构参数，这些计算工作是必不可少的。通常，试验办法能得到较为准确、可靠的结果，因此应将它们作为主要方式用于检查和核实由计算、设计数据及结构强度特性而得出的结论。

§ 1-3 强度规范

为了保证飞行器具有良好的性能并在使用中足够安全可靠，由权威机构对飞行器的设计、制造、试验、使用和维护等方面提出的必须满足的条件和要求，叫做“设计规范”（或“适航性条例”、“适航规范”等）。其中关于强度问题的规定的那一部分，我们称为“强度规范”。强度规范中给出了保证强度的计算和试验工作的起始要求，规定了保证强度的工作范围以及载荷作用环境，此外，还提供了确定载荷量值的指令或指导。

直升机能以不同的速度、高度及其它参数实现多种状态的飞行，能完成多种机动动作。从本质上讲，直升机部件上的载荷取决于飞行状态或机动类型。为了使设计人员能摆脱针对直升机全部可能的飞行状态和机动动作进行繁重的计算工作，并将其注意力能集注到确定强度问题上，所以在强度规范中给出了所谓的“计算情况”。这些计算情况是在分析直升机飞行、着陆、舰载、坠撞时及地面运转中部件受载情况的基础上，以及直升机设计及使用经验

的基础上制定的。应当合理地选择“计算情况”，以便使直升机满足所有的强度要求。归根到底，就是要在全部规定的使用情况中，根据强度条件，直升机应满足安全性的全部要求。因此，在设计直升机时，设计人员必须研究规范规定的全部情况和要求。

强度规范的编写既纳入了以往的理论及实验成果以及设计与使用的经验，又考虑了直升机科技的发展趋势和前景。但是很明显，它不能预见所有根本性创新的结构型式及其强度问题，更无法提供解决办法。因些在运用规范时，附加的理论研究及实验研究是必不可少的。

考虑到对直升机的设计要求不断提高，新材料、新结构、新工艺的发展，以及直升机制造和使用经验的积累，强度规范要适时地进行修订或补充说明。因此必须使用适航性条例的最新版本，并注意与强度规范的条文有关的修改通知及咨询通报，以便使所设计的先进结构尽可能少受陈旧规范的影响。

强度观点的发展对强度规范的演变具有直接的影响作用。以美国军方的飞机强度规范为例，几经修订到1954年所颁布的规范在静强度方面才比较完善。随后又进行了比较重大的三次修改。第一次修改（1960年），增加了疲劳强度要求，背景是1954年英国彗星（Comet）式喷气客机气密座舱疲劳爆裂及1958年美国B47轰炸机机翼疲劳断裂之后，航空工程界对疲劳强度研究的结果。第二次修改（1971年）增加了以断裂力学为基础的强度要求，背景是美国F-111战斗机左机翼枢轴“断裂强度”不足而导致坠毁。此次修改后的版本如：MIL-A-008866A，“飞机强度和刚度、可靠性要求、重复载荷和疲劳”（1971年）；MIL-A-008867A，“飞机强度和刚度、地面试验”（1971年）。第三次修改（1974~1975年）是以结构完整性为出发点的，其目的是为了保证军用机的战备能力，要求飞机具有足够的强度、刚度、损伤容限和耐久性等，统称为结构的完整性。此次修改后的版本如：MIL-STD-1530A，“飞机结构完整性大纲”（1975年）；MIL-A-83444，“飞机损伤容限要求”（1974年）；MIL-A-008866B，“飞机强度和刚度、可靠性要求、重复载荷和疲劳”（1975年）；MIL-A-008867B，“飞机强度和刚度、地面试验”（1975年）。

直升机强度规范也有类似于飞机强度规范的那种演变。在一次性载荷作用下的强度方面，由于无铰旋翼直升机的出现，使直升机有可能实现近贴地飞行，因而较新的规范把极限负过载（“过载”的概念留待第二章介绍）由-0.5改至-1.0。在疲劳强度方面的演变，则更为突出。仍以美国的情况为例，早在1946年颁布的CAR-6中就有了与直升机疲劳强度有关的条文。五十年代初颁布的CAM6-附录A，“旋翼使用寿命的确定”，规定了一整套安全寿命的确定方法。1965年制定的FAR29，“运输类旋翼飞行器适航性要求”，开始纳入了破损安全的观点，只是当时仅规定了一些原则性的条文，而没有细化。1976年美国联邦航空局（FAA）发布的咨询通报FAA AC No20-95，“旋翼飞行器结构疲劳鉴定”，以安全寿命与破损安全相结合的观点作了比较系统、详尽的规定。对新近研制的一些直升机，订货方提出了在服役期内无大修的要求。针对这方面的要求，美国于1978年公布了FAA AC 25-571-1，指出：必须按损伤容限设计（除非证明不可能时）；必须在谱载荷下进行裂纹扩展检查；必须考虑多部位损伤等要求。在研制军用直升机时，机体尚应满足军用标准MIL-STD-1530A(11)。1985年1月美国联邦航空局又颁布了一份改进通告，FAA-ANPRM-83-1，建议旋翼飞行器结构的疲劳鉴定应服从损伤容限要求。对于这一通告，FAA于1985年5月又作了一次修订，并为西欧各国的“联合适航性要求”（JAR）所采纳。

除了强度观点的发展会促进规范的修订，新材料的应用以及新的结构型式的出现也会对

规范的修订产生积极的影响。例如1984年4月颁布的FAA AC 20-107 A, 就是关于复合材料结构的一份咨询通报。

目前仍在使用的各个国家的主要规范版本为:

1980年至1986年期间经我国直升机界各有关单位通力合作, 编成了我国第一部《直升机强度规范》(HB5935-86)及其“使用说明”, 现已出版试用。

苏联较新的版本是《苏联民用直升机适航性规范》(1971年)中的第四章“强度规范”, 它已经取代了1962年修订的《旋翼飞行器强度规范》。

美国现行规范主要有FAR27, “正常类旋翼飞行器适航性要求”; FAR29, “运输类旋翼飞行器适航性要求”。它们不仅在美国适用, 而且在法国、联邦德国、意大利、荷兰等国也被采用, 是目前应用范围最广的规范。美国的军用规范主要为MIL-S-8698, “直升机结构设计要求”; MIL-T-8679, “直升机地面试验要求”等。

英国的现行直升机适航性要求主要有: 英国部颁文件航空出版物Av.P.970卷3(旋翼飞行器); 一般设计要求可采用Av.P.970卷1(定翼机)的有关部分; 以及英国民用适航性要求BCAR-G部“旋翼飞行器”及A部“适航审定及批准规程”。

此外, 还有西欧的“联合适航性要求”, JAR25。

对于具有特定战术技术要求的直升机, 除了满足一般的军用标准之外, 尚应满足某些专用的规范。例如, 美国的通用战术运输飞行器(UTTAS)和先进攻击直升机(AAH), 除了满足MIL-S-8698等规范之外, 尚应满足AMC-SS-2222-10000 D(1975年)及AMC-SS-AAH-10000A(1973年)。

最后需要强调指出, 强度规范的性质类似于行政法规, 不过有些国家(例如苏联)将其作为指令性的, 而有些国家(例如我国和美国)将其视为指导性的。但是, 不论是将其视为指令性的还是指导性的, 凡是不符合规范要求的直升机, 除非另有保证安全的充分证据, 是难以取得适航证的。因此, 设计人员必须对规范力求深刻理解和正确运用。

第二章 直升机静强度载荷

计算结构强度时,首先必须弄清载荷来源及载荷性质,并应掌握确定载荷的方法。结构元件的载荷取决于部件载荷,部件载荷是根据全机载荷确定的。为了保证直升机的静强度(一次强度),应该选择直升机上发生的最严重载荷状态,作为设计计算情况,进行强度设计和强度鉴定。而疲劳强度则要考虑在直升机的使用期限内,结构所经历的一系列复杂载荷和使用环境。本章只讨论全机静强度载荷(简称全机载荷)。

在研究全机载荷时,可把直升机看作绝对刚体,用理论力学的运动平衡关系式确定外载荷。当研究结构动力响应问题时,要将结构看作为质量-弹性系统。当研究抗坠毁问题时,上部结构的载荷还取决于下部结构的塑性变形所吸收的能量。所以把直升机视为绝对刚体,只是在研究静强度外载荷时所作的简化。这样,作用于直升机上的任一瞬间的气动力和惯性力,应满足空间刚体运动的平衡关系式

$$\left. \begin{aligned} \Sigma X &= 0 \\ \Sigma Y &= 0 \\ \Sigma Z &= 0 \\ \Sigma M_x &= 0 \\ \Sigma M_y &= 0 \\ \Sigma M_z &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (2-1)$$

在讨论载荷时,所用的坐标轴系均为右手轴系。图 2-1 中表示的是:

旋翼构造轴系—— OX,Y,Z : 以桨毂中心为原点。 OY 轴沿旋翼的构造旋转轴,指向上为正; OX 轴沿构造旋转平面与机身纵对称面的交线方向,指向前为正。 OZ 轴与 X,OY 平面垂直,右手轴系为正。

直升机机体轴系—— $OX_1Y_1Z_1$: 以全机重心 $c.g$ 为原点。 OY_1 轴平行于旋翼的构造旋转轴,指向上为正(或垂直机身地板)。 OX_1 轴在机身纵向对称面内,指向前为正。 OZ_1 轴垂直于 X_1OY_1 平面,指向右为正。

直升机机体地轴系—— $OX_dY_dZ_d$: 以全机重心为原点。 OY_d 轴铅垂向上,指向上为正。 OX_d 轴在铅垂面内,指向前为正。 OZ_d 轴垂直于 X_dOY_d 平面,右手轴系为正。

图 2-2 中表示的是:

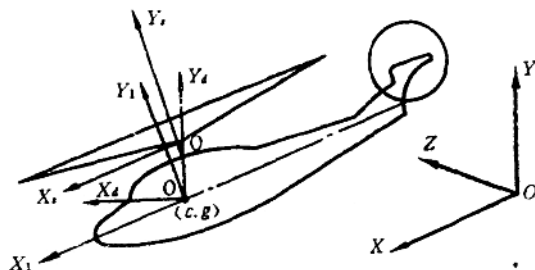


图 2-1 旋翼构造轴系、机体轴系、机体地轴系

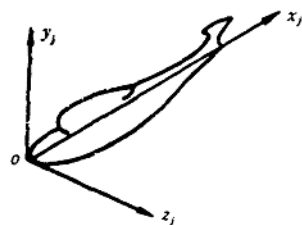


图 2-2 机体结构轴系

机体结构轴系—— $ox_iy_iz_i$ ；以机体结构的最前点为原点。 oy_i 轴垂直于机身地板，向上为正。 ox_i 轴在机身纵向对称面内，向后为正。 oz_i 轴垂直于 x_iy_i 平面，右手轴系为正。

§ 2-1 飞行情况中直升机的载荷

直升机是一种高度灵活的飞行器。它可以实现的飞行状态和机动动作很多。本节内，我们只研究几种基本的飞行状态下作用于直升机上的载荷，借以了解确定载荷和计算过载的方法。

2-1-1 水平飞行

直升机以等速直线平时，作用于其上的载荷（图2-3）主要有：

- T ——旋翼拉力；
- H ——旋翼后向力；
- S ——旋翼侧向力；
- M ——旋翼反扭矩；
- T_{w_i} ——尾桨拉力；
- M_{w_i} ——尾桨反扭矩；
- Q_x ——废阻；
- M_Q ——绕全机重心的废阻力矩；
- G ——全机飞行重量。

其中，旋翼和尾桨的拉力各自沿着本身桨轴。旋翼的纵、侧向力矩及尾桨的纵、侧向力和力矩忽略不计。各辅助升力面的升力亦不计入。

令， x_G, y_G 表示旋翼构造轴系 OX,Y,Z 的原点在机体轴系 $OX_iY_iZ_i$ 中的坐标，或全机重心在旋翼构造轴系中的坐标； α_s 为旋翼迎角（以旋翼构造轴系为基准）； V 表示飞行速度； l 为 T_{w_i} 至 Y_i 轴的距离。

则，直升机以等速直线平时，在机体地轴系 $OX_dY_dZ_d$ 中的直升机上的外力平衡关系式为

$$\left. \begin{aligned} \Sigma F_{y_d} &= 0; T \cos \alpha_s + H \sin \alpha_s - G = 0 \\ \Sigma F_{x_d} &= 0; T \sin \alpha_s - H \cos \alpha_s - Q_x = 0 \\ \Sigma M_{x_d} &= 0; -T x_G + H y_G + M_Q + M_{w_i} = 0 \\ \Sigma M_{y_d} &= 0; -M + T_{w_i} l = 0 \end{aligned} \right\} \quad (2-2)$$

直升机作为空间刚体，应有六个平衡方程。但在水平飞行状态下，由于 OZ_d 方向的力的平衡以及绕 OX_d 的力矩平衡已自动地实现，因此这两个平衡方程无需列出。

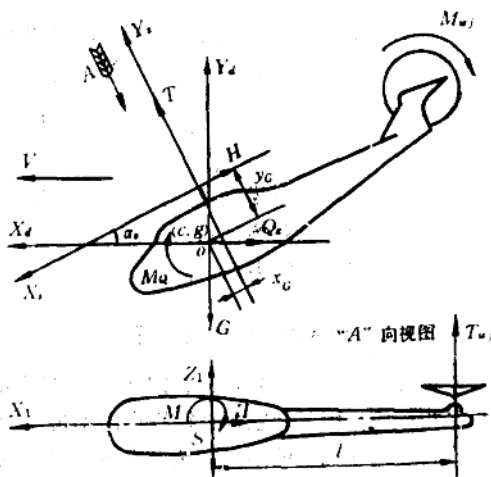


图 2-3 平时作用于直升机上的载荷