

国家军用标准

# 军用直升机飞行品质规范

背景材料和使用说明

航空工业出版社

国家军用标准

**军用直升机飞行品质规范**

背景材料和使用说明

航空工业出版社

**国家军用标准军用直升机飞行品质规范  
背景材料和使用说明**

国军标军用直升机飞行品质规范编制组

---

航空工业出版社出版  
(北京市和平里小关东里14号)  
邮政编码: 100029  
南京航空学院印刷厂印刷

---

1990年12月第1版	1990年12月第1次印刷
开本: 787×1092毫米 1/16	印张: 13
印数: 1-1000册	字数: 332.8千字

ISBN 7-80046-329-X/V·070

定价: 10.50元

## 前 言

国家军用标准《军用直升机飞行品质规范》及其背景材料和使用说明是由航空航天工业部、陆航、海军和空军共同编写而成的。编写《军用直升机飞行品质规范》背景材料和使用说明，其目的是解释《军用直升机飞行品质规范》的条文内容、给出条文编写的依据、提出贯彻执行条文要求的技术途径和推荐具体的分析验证方法。主要是供从事直升机设计、使用、鉴定试飞的工程技术人员和订货部门正确理解和应用《军用直升机飞行品质规范》时参考。

《军用直升机飞行品质规范》的研究与编写工作是适应我国直升机事业的发展和需要逐步开展起来的。直升机飞行品质方面的问题，主要是考虑保证准确执行任务的能力和 safely 使用可靠性，具体是稳定性、操纵性、机动性。近年来对武装直升机提出了恶劣环境使用要求、目标跟踪、贴地飞行及高机动能力的要求。通过“六五”、“七五”期间对直升机预研课题项目的攻关，解决了一批直升机型号研制中急待解决的飞行品质问题，并于1986年原航空工业部编制和颁布了军用直升机飞行品质规范 HB6105-86，填补了我国直升机飞行品质规范的空白，对我国直升机的设计和研究起了一定的推动作用。这也为编写国军标《军用直升机飞行品质规范》打下了良好基础，为直升机飞行品质研究锻炼出一批人才。通过 Z8、Z8 改反潜、Z9W 等型号的实践，航空科技人员已积累了大量的实践经验；同时使用方在飞行实践中也积累了不少的使用经验，所有这些都为贯彻实施国家军用标准《军用直升机飞行品质规范》奠定了必要的技术基础。近年来，军用直升机已日益成为我军的主要武器装备之一，为满足我军使用直升机迅速发展的需要，急需制订一部适合我国国情的《军用直升机飞行品质规范》。为此，国防科工委在下达1988年制（修）订国家军用标准的通知中，把《军用直升机飞行品质规范》正式列入国家军用标准编写计划，并确定原航空工业部为主办单位，总参陆航局为协办单位，原航空工业部有关所、厂、院校和海军、空军为参加单位，原航空工业部确定六〇二研究所为主编单位、总参陆航局确定空一所为协办单位。

从1988年12月，原航空工业部科学技术局在北京香山主持召开的国家军用标准《军用直升机飞行品质规范》第一次编写工作会议到1990年2月审定会为止，在工业部门和使用部门共二十八单位八十一位专业人员共同努力下，先后经九次会议讨论，圆满完成了国军标《军用直升机飞行品质规范》的编写工作。

这部规范是遵循国家关于采用国际标准和国外先进标准本着“认真研究，积极采用，区别对待”的方针和“直接采用—实践验证—补充修改”的模式，密切结合我国国情并从国际上直升机技术发展前景出发，以美国军用规范 MIL-F-83300 为蓝本，以航标 HB6105-86、MIL-H-8501A、MIL-H-8501A 修改本（草案）为主要参考资料，在认真总结我国三十多年来，在直升机设计、研究、试验和使用经验以及尽力吸收国内外近期研究成果的基础上编写而成。

1990年二月在香山召开了《军用直升机飞行品质规范》审定会，会上专家、教授对送审

稿给予了高度的评价，同时提出了许多宝贵的修改意见。专家们认为，该规范的编制技术难度大，涉及面广，是工业部门和使用部门共同努力完成的一项开拓性的技术基础工作。该规范用语准确、内容协调统一、实现了技术和管理的结合；本规范具有系统性、完整性、先进性，达到了当代国际先进水平，比国外现行同类规范更为合理、更为完善、更为先进。颁布实施后，将对我国直升机事业发展起极大推动作用。

《军用直升机飞行品质规范》由5章组成。其中第4、5章是规范的核心，5个部分构成了规范的完整内容。规范本身各章之间协调统一，使用时应注意相互联系，做到正确理解和应用规范。

在规范编写期间，以王适存教授为主任委员的编审委员会成员，认真参加了各次编写工作会议，对指导规范编写、确定规范条文和背景材料及使用说明的内容作了大量工作。国防科工委、航空航天工业部、陆、海、空军领导机关对规范编写极为重视，为编写工作创造了良好的条件。主编单位六〇二所和副主编单位空一所对规范编写作了大量的具体工作。因此《军用直升机飞行品质规范》及其背景材料和使用说明的编写成功是上级有关领导、专家和教授以及广大工程技术人员共同努力的结果。它标志着我国军用直升机飞行品质规范的研究工作达到了一个新的水准。我们热诚希望使用本规范的同志，能通过总结实践经验，不断对规范提出修改意见，使规范内容不断更新和发展，满足我国直升机技术发展要求，为促进和发展我国直升机事业不断作出新贡献。

《军用直升机飞行品质规范》编制组成员名单及分工如下：

**组 长** 蒋新桐  
**副组长** 忻志明 高 正 胡启元 汤定成

章、节序号	内 容	编 制 人 员
1 4.1	主题内容和适用范围 一般要求	姜迎春、忻志明、高正、 范立钦、王玉山、耿素英
2	引用标准	胡启元、忻志明、耿素英
3	术语、符号	朱 钊、忻志明、范立钦、顾仲潮
4.2	悬停、小速度和垂直飞行特性	陈秋铭、温清澄、胡向东、高正、许春来
4.3	前飞纵向特性	杨松山、杜德成、陆振纪、贾清利、许春来
4.4	前飞横向-航向特性	胡启元、欧阳春磊、安崇君、王玉山、 王昆玉、史卫成
4.5	飞行操纵系统特性	韩自鸿、赵长年、朱钊、邱世清、梁东山、 江积祥、崔毓昌、钱雪祥
4.6	起飞、着陆、地面操纵、过渡飞行、 自转及其它要求	乔金堂、汤定成、唐祥锦、胡向东、屠斌、 饶毅、李永远

4.7	飞机振动特性	张克荣、王敬贤、徐桂琪、唐亚铃、 康进宜、郭启煜
4.8	直升机水上使用和舰载直升机补充要求	赵秀云、夏良、蒋新桐、张俊、杨振君
4.9	大气扰动及其它环境条件	肖业伦、金维明、胡启元、刘同仁
5	品质保证	唐祥锦、王允鸿、扬松山、尹万力

## 国军标军用直升机飞行品质规范

编 制 组

一九九〇年二月

# I 符号和缩写说明

## 符 号

$D$	旋翼直径, m
$d_m(m=x, y, z)$	广大离散突风长度, m
$f$	振动频率, Hz
$G$	直升机飞行量重, kg
$g$	重力加速度, $m/s^2$
$H$	直升机飞行高度, m
$h$	直升机离地高度, m
$h_{\max}$	最大可用高度, m
$h_{0\max}$	最大使用高度, m
$h_{0\min}$	最小使用高度, m
$I_X$	相对于直升机机体轴 $X$ 轴的全机转动惯量, $kg \cdot m^2$
$I_Y$	相对于直升机机体轴 $Y$ 轴的全机转动惯量, $kg \cdot m^2$
$I_Z$	相对于直升机机体轴 $Z$ 轴的全机转动惯量, $kg \cdot m^2$
$I_{XY}$	相对于直升机机体轴 $X$ 、 $Y$ 轴的全机惯性积, $kg \cdot m^2$
$I_{YZ}$	相对于直升机机体轴 $Y$ 、 $Z$ 轴的全机惯性积, $kg \cdot m^2$
$I_{ZX}$	相对于直升机机体轴 $Z$ 、 $X$ 轴的全机惯性积, $kg \cdot m^2$
$L_{VX}$ 、 $L_{VY}$ 、 $L_{VZ}$	紊流尺度, m
$m$	全机质量, kg
$M_X$	相对于直升机机体轴的滚转气动力矩, $N \cdot m$
$M_Y$	相对于直升机机体轴的偏航气动力矩, $N \cdot m$
$M_Z$	相对于直升机机体轴的俯仰气动力矩, $N \cdot m$
$m_x$	相对于机体轴的滚转气动力矩系数
$m_y$	相对于机体轴的偏航气动力矩系数
$m_z$	相对于机体轴的俯仰气动力矩系数
$M_x^i$	$= \frac{1}{I_X} \frac{\partial M_X}{\partial i}$ 绕 $X$ 轴滚转力矩导数, 其中 $i = V_x, V_y, V_z, \omega_x, \alpha, \theta, W_x, W_y, W_z, \text{rad/s}$ [ $i$ 的单位]
$M_y^i$	$= \frac{1}{I_Y} \frac{\partial M_Y}{\partial i}$ 绕 $Y$ 轴偏航力矩导数, 其中 $i = V_x, V_y, V_z, \omega_x, \omega_y, W_x, W_y, W_z, \text{rad/s}$ [ $i$ 的单位]

$M_z^i$	$= \frac{1}{I_z} \frac{\partial M_z}{\partial i}$ 绕 $Z$ 轴俯仰力矩导数, 其中 $i=V_x, V_y, V_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \theta, \alpha, W_x, W_y, W_z, \text{rad/s}$ [ $i$ 的单位 ]
$m_x^\beta$	$m_x$ 对侧滑角 $\beta$ 的导数
$m_y^\beta$	$m_y$ 对侧滑角 $\beta$ 的导数
$n$	直升机重心处的法向过载系数
$n_L$	直升机在正常状态下作对称飞行时, 结构限制的法向过载系数
$n_{0\max}$	最大使用法向过载系数
$n_{0\min}$	最小使用法向过载系数
$n(+)$	最大可用法向过载系数
$n(-)$	最小可用法向过载系数
$n/\alpha$	飞行速度不变, 增加纵向操纵时, 单位迎角变化产生的稳定的法向过载系数的变化, $1/\text{rad}$
$P_X$	横向驾驶杆力, 向左压杆为正, N
$P_Y$	航向脚蹬力, 右脚蹬向前为正, N
$P_Z$	纵向驾驶杆力, 向前推杆为正, N
$P_\phi$	总距驾驶杆力, N
$P_X^i$	横向驾驶杆力导数, 其中 $i=V_x, V_y, V_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z, W_x, W_y, W_z, \text{N}$ / [ $i$ 的单位 ]
$P_Y^i$	航向驾驶杆力导数, 其中 $i=V_x, V_y, V_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z, W_x, W_y, W_z, \text{N}$ / [ $i$ 的单位 ]
$P_Z^i$	纵向驾驶杆力导数, 其中 $i=V_x, V_y, V_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z, W_x, W_y, W_z, \text{N}$ / [ $i$ 的单位 ]
$P_\phi^i$	总距杆力导数, 其中 $i=V_x, V_y, V_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z, W_x, W_y, W_z, \text{N}$ / [ $i$ 的单位 ]
$P_X^n$	横向杆力对法向过载系数的导数, N
$P_Y^n$	航向杆力对法向过载系数的导数, N
$P_Z^n$	纵向杆力对法向过载系数的导数, N
$P_\phi^n$	总距杆力对法向过载系数的导数, N
$P, R$	驾驶员评定等级
$R$	旋翼半径、直升机转弯半径
$S$	拉普拉斯 (Laplace) 算子, $1/\text{s}$
$T$	旋翼拉力, N
$T_2$	振荡模态倍幅的时间, s
$T_{1/2}$	振荡模态半倍幅时间, s
$T_{gu}$	滚转模态时间常数, s
$T_{he}$	荷兰滚周期, $T_{he} = \frac{2\pi}{\omega_{nhz} \sqrt{1 - \zeta_{hc}}}$ , s
$T_{nhz}$	荷兰滚无阻尼周期, s



$T_{2lu}$	螺旋模态倍幅时间, s
$t$	时间, s
$t_u$	操纵输入倾斜时间, s
$t_{\beta}$	滚转操纵单位脉冲输入后, 6 秒或半个荷兰滚周期中的较小者, s
$t_{n\beta}$	对于向右的脉冲滚转操纵输入, 侧滑响应的荷兰滚振荡达到第 $n$ 个局部最大值的时间或对于第 $n$ 个局部最小值的时间, s
$t_{30}$	直升机滚转到 $30^\circ$ 所需要的时间, s
$V$	直升机前飞速度, 真空速, km/h
$V_m(X, Y, Z)$	广义离散突风速度, m/s
$V_0$	地面风速, m/s
$V_w$	在高度为 $h$ 处的平均风速, m/s
$V_{X9}, V_{Y9}, V_{Z9}$	紊流速度分量, m/s
$V_{xh}$	直升机巡航速度, km/h
$V_{yh}$	零风速条件下的最大航程速度, km/h
$V_{xuh}$	最大航程时的速度, km/h
$V_{\max}$	最大可用速度, km/h
$V_{\min}$	最小可用速度, km/h
$V_{0\max}$	最大使用速度, km/h
$V_{0\min}$	最小使用速度, km/h
$V^i$	飞行速度对操纵输入的导数, 其中 $i=W_x, W_y, W_z, W_\phi$ , m/s·cm
$V_x$	沿直升机机体轴系 $X$ 轴的速度分量, m/s
$V_y$	沿直升机机体轴系 $Y$ 轴的速度分量, m/s
$V_z$	沿直升机机体轴系 $Z$ 轴的速度分量, m/s
$V_X^i$	沿体轴系 $X$ 轴速度分量对操纵输入的导数, 其中 $i=W_z, W_y, W_z, W_\phi$ , m/s·cm
$V_Y^i$	沿体轴系 $Y$ 轴速度分量对操纵输入的导数, 其中 $i=W_x, W_y, W_z, W_\phi$ , m/s·cm
$V_Z^i$	沿体轴系 $Z$ 轴速度分量对操纵输入的导数, 其中 $i=W_x, W_y, W_z, W_\phi$ , m/s·cm
$W_x$	横向驾驶杆位移量, 向左压杆为正, cm
$W_u$	航向脚蹬的位移量, 右脚向前为正, cm
$W_z$	纵向驾驶杆位移量, 向前推杆为正, cm
$W_\phi$	总距杆位移量, cm
$W_X^i$	横向杆位移的导数, 其中 $i=V_x, V_y, V_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z, n$ , cm/[ $i$ 的单位]
$W_Y^i$	航向杆位移的导数, 其中 $i=V_x, V_y, V_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z, n$ , cm/[ $i$ 的单位]

$W_i^1$	纵向杆位移的导数, 其中 $i=V_x, V_y, V_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z, n$ , cm/[ $i$ 的单位]
$W_i^0$	总距杆位移的导数, 其中 $i=V_x, V_y, V_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z, n$ , cm/[ $i$ 的单位]
$X, Y, Z$	沿机体轴各轴的气动分力, N
$X^i$	$=\frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial i}$ , 沿 $X$ 轴力的导数, 其中 $i=V_x, V_y, V_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z, W_x, W_y, W_z, \theta$ , N/kg [ $i$ 的单位]
$Y^i$	$=\frac{1}{m} \frac{\partial Y}{\partial i}$ , 沿 $Y$ 轴力的导数, 其中 $i=V_x, V_y, V_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z, W_x, W_y, W_z$ , N/kg [ $i$ 的单位]
$Z^i$	$=\frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial i}$ , 沿 $Z$ 轴力的导数, 其中 $i=V_x, V_y, V_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z$ , N/kg [ $i$ 的单位]
$X_G, Y_G, Z_G$	相对于直升机机体轴系的重心位置, m
$\alpha$	迎角, rad
$\dot{\alpha}$	迎角随时间的变化速度, rad/s
$\beta$	直升机侧滑角, 向 $\psi=90^\circ$ 之侧滑角为正, rad
$\Delta\beta_{\max}$	横向操纵单位脉冲输入之后, 在 $t_{\Delta\beta}$ 时间内侧滑角最大变化值, rad.
$\gamma$	直升机滚转角, 向 $\psi=90^\circ$ 方向滚转为正, rad
$\gamma_{1x}^w$	横向操纵单位阶跃输入后一秒末的滚转姿态变化, rad/cm
$\gamma_1$	滚转操纵单位脉冲输入后, 滚转响应的第一个峰值, rad
$\gamma_{pj}$	滚转操纵单位脉冲输入后, 滚转角振荡平均分量, rad
$\nu_d$	滚转操纵单位脉冲输入后, 滚转角振荡响应中荷兰滚分量, rad
$ \nu/\beta _{he}$	在任意时刻, 荷兰滚模态中滚转角和侧滑角包线振幅之比值
$\nu_t$	直升机在 $t$ 秒内的滚转值, rad
$\nu_{zd}/\nu_{pj}$	滚转操纵松浮脉冲操纵输入后, 滚转角响应中荷兰滚分量与滚转角平均分量的比值, $\xi_{he} < 0.2$ 时, $\frac{\nu_{zd}}{\nu_{pj}} = \frac{\nu_1 + \nu_3 - 2\nu_2}{\nu_1 + \nu_3 + 2\nu_2}$ $\xi_{se} > 0.2$ 时, $\frac{\nu_{zd}}{\nu_{pj}} = \frac{\nu_1 - \nu_2}{\nu_1 + \nu_2}$
$\nu_1, \nu_2, \nu_3$	航向操纵单位脉冲输入引起的滚转角反应 (除去螺旋模态分量) 中, 滚转角的第 1、第 2、第 3 个峰值。当直升机向 $\psi=90^\circ$ 方向倾斜时 $\gamma$ 为正, rad
$\xi$	振荡运动阻尼比
$\xi_{ch}$	长周期振荡阻尼比
$\xi_{duon}$	短周期振荡阻尼比
$\xi_{he}$	荷兰滚振荡阻尼比

$\sigma_{VX}, \sigma_{VY}, \sigma_{VZ}$	紊流速度分量的均方根强度
$\phi_{Vxg}(\Omega), \phi_{Vyg}(\Omega), \phi_{Vzg}(\Omega)$	紊流速度频谱, $m^3/(s^2/rad)$
$\phi_{Wxg}(\Omega), \phi_{Wyg}(\Omega), \phi_{Wzg}(\Omega)$	紊流速度引起的等效角速度的频谱, $rad \cdot (m/s^2)$
$\mu$	直升机飞行状态特性系数
$\beta$	直升机俯仰角, 抬头为正, rad
$\beta^V$	直升机俯仰角对飞行速度的导数, rad/cm
$\beta_1^{W_z}$	纵向操纵单位阶跃输入后一秒末的俯仰姿态变化, rad/cm
$\phi$	旋翼总距角, rad
$\phi_{Wi}$	尾桨距角, rad
$\psi$	直升机的偏航角或桨叶方位角, rad
$\psi^V$	偏航角对飞行速度的导数, $rad/(m/s)$
$\psi_1^{W_y}$	航向单位阶跃操纵输入后一秒末的直升机偏航姿态变化, rad/cm
$\psi_\beta$	横向脉冲操纵输入引起的侧滑角反应中的荷兰滚振荡分量的相角。当 $\beta$ 超前横向输入时, 其值为正, rad
$\omega$	时间频率, rad/s
$\omega_n$	二阶系统无阻尼自振频率, 1/s
$\omega_{nduan}$	短周期振荡无阻尼自振频率, 1/s
$\omega_{nch}$	长周期振荡无阻尼自振频率, 1/s
$\omega_{he}$	荷兰滚振荡频率, 1/s
$\omega_{nhe}$	荷兰滚无阻尼自振频率, 1/s
$\omega_x$	相对于机体轴的滚转角速度, rad/s
$\omega_y$	相对于机体轴的偏航角速度, rad/s
$\omega_z$	相对于机体轴的俯仰角速度, rad/s
$\omega_x^i$	直升机滚转操纵响应, 其中 $i=W_x, W_y, W_z, W_\phi$ , rad/[i 的单位]
$\omega_y^i$	直升机偏航操纵响应, 其中 $i=W_x, W_y, W_z, W_\phi$ , rad/[i 的单位]
$\omega_z^i$	直升机俯仰操纵响应, 其中 $i=W_x, W_y, W_z, W_\phi$ , rad/[i 的单位]
$\dot{\omega}_x$	相对于机体轴的滚转角加速度, $rad/s^2$
$\dot{\omega}_y$	相对于机体轴的偏航角加速度, $rad/s^2$
$\dot{\omega}_z$	相对于机体轴的俯仰角加速度, $rad/s^2$
$\dot{\omega}_x^i$	相对于机体轴的滚转角加速度的导数, 其中 $i=W_x, W_y, W_z, W_\phi (rad/s^2)/[i 的单位]$
$\dot{\omega}_y^i$	相对于机体轴的偏航角加速度的导数, 其中 $i=W_x, W_y, W_z, W_\phi (rad/s^2)/[i 的单位]$
$\dot{\omega}_z^i$	相对于机体轴的俯仰角加速度的导数, 其中 $i=W_x, W_y, W_z, W_\phi (rad/s^2)/[i 的单位]$

$\omega_g, \omega_m (m=x, y, z)$	离散突风梯度引起的等效角速度, rad/s
$\omega_{xg}, \omega_{yg}, \omega_{zg}$	紊流速度梯度引起的等效角速度, rad/s
$\frac{\partial V_{xg}}{\partial X}, \frac{\partial V_{yg}}{\partial Y}, \frac{\partial V_{zg}}{\partial Z}$	紊流突风速度梯度, 1/s

缩 写

EAS	当量空速
FOP	固定工作点
IFR	仪表飞行规则
PIO	驾驶员诱发振荡
VFR	目视飞行规则

注 脚

aq	安全
cf	侧风
dx	等效
g	紊流
gu	滚转
he	荷兰滚
je	进场
jx	极限
ky	可用
lu	螺旋
lj	临界
max	最大
min	最小
pf	平飞
ph	平衡
pj	平均
pw	平尾
qf	起飞
qh	起飞滑跑
sh	机身
sy	使用
wj	尾桨
xh	续航
xt	悬停
yx	有效
zh	着陆滑跑
zl	着陆

# 国家军用标准军用直升机飞行品质规范

## 背景资料和使用说明

### 目 录

#### I 符号和缩写说明

#### II 国家军用标准军用直升机飞行品质规范背景资料和使用说明

<b>1 主题内容和适用范围</b> .....	( 1 )
1.1 主题内容.....	( 1 )
1.2 适用范围.....	( 1 )
1.2.1 地面效应 .....	( 2 )
1.2.2 仪表飞行 .....	( 2 )
1.2.3 直升机分类 .....	( 3 )
1.2.4 飞行阶段种类 .....	( 4 )
1.2.5 飞行品质等级 .....	( 5 )
<b>2 引用标准</b> .....	( 8 )
<b>3 术语</b> .....	( 9 )
<b>4 要求</b> .....	( 10 )
4.1 一般要求.....	( 10 )
4.1.1 使用任务 .....	( 10 )
4.1.2 装载 .....	( 10 )
4.1.3 惯性矩和惯性积 .....	( 10 )
4.1.4 外挂物 .....	( 11 )
4.1.5 直升机构形 .....	( 11 )
4.1.6 直升机状态 .....	( 12 )
4.1.6.1 直升机正常状态 .....	( 12 )
4.1.6.2 直升机故障状态 .....	( 13 )
4.1.6.3 直升机特殊故障状态 .....	( 13 )
4.1.7 直升机飞行包线 .....	( 13 )
4.1.7.1 使用飞行包线 .....	( 14 )
4.1.7.2 可用飞行包线 .....	( 15 )

4.1.7.2.1	最大可用速度	( 16 )
4.1.7.2.2	最小可用速度	( 16 )
4.1.7.2.3	可用侧向速度	( 16 )
4.1.7.2.4	最大可用高度	( 16 )
4.1.7.2.5	可用过载系数	( 16 )
4.1.7.3	允许飞行包线	( 17 )
4.1.7.3.1	最大允许速度	( 17 )
4.1.7.3.2	最小允许速度	( 17 )
4.1.8	环境	( 18 )
4.1.8.1	正常环境	( 18 )
4.1.8.2	恶劣环境	( 18 )
4.1.9	飞行品质等级的应用	( 19 )
4.1.9.1	直升机正常状态的要求	( 19 )
4.1.9.2	直升机故障状态的要求	( 20 )
4.1.9.3	特种故障状态的要求	( 20 )
4.1.9.4	例外情况	( 20 )
4.1.9.4.1	地面使用情况	( 20 )
4.1.9.4.2	未规定等级的情况	( 20 )
4.1.9.4.3	可用飞行包线以外的飞行	( 21 )
4.1.9.4.4	在临界高度-速度状态下飞行	( 21 )
4.2	悬停、小速度和垂直飞行特性	( 24 )
4.2.1	悬停和小速度	( 24 )
4.2.1.1	平衡特性	( 24 )
4.2.1.1.1	改变配平	( 25 )
4.2.1.1.2	固定配平	( 26 )
4.2.1.1.3	随功率或总距的配平变化	( 27 )
4.2.1.1.4	操纵梯度	( 27 )
4.2.1.2	动态响应要求	( 29 )
4.2.1.2.1	俯仰(滚转)	( 29 )
4.2.1.2.2	航向阻尼	( 31 )
4.2.1.3	目标跟踪	( 32 )
4.2.1.4	载荷的精确置位	( 33 )
4.2.1.5	操纵特性	( 33 )
4.2.1.5.1	操纵功效	( 33 )
4.2.1.5.2	对操纵输入的响应	( 35 )
4.2.1.5.3	操纵滞后	( 36 )
4.2.1.5.4	机动飞行的操纵余量	( 37 )
4.2.2	垂直飞行特性	( 38 )
4.2.2.1	总距操纵功效	( 38 )

4.2.2.2	总距操纵滞后	( 40 )
4.2.2.3	对总距操纵输入响应	( 41 )
4.2.2.4	垂直阻尼	( 42 )
4.2.2.5	垂直振荡	( 43 )
4.2.2.6	旋翼转速变化	( 43 )
4.2.3	注释	( 43 )
4.2.3.1	术语和符号	( 43 )
4.3	前飞纵向特性	( 45 )
4.3.1	纵向平衡特性	( 45 )
4.3.1.1	定常前飞纵向操纵余量 <sup>2)</sup>	( 45 )
4.3.1.2	纵向静稳定性	( 48 )
4.3.1.3	纵向平衡	( 49 )
4.3.1.4	配平特性	( 49 )
4.3.1.5	侧滑时的纵向操纵	( 50 )
4.3.2	纵向动态响应	( 50 )
4.3.2.1	短周期响应	( 51 )
4.3.2.2	长周期响应	( 53 )
4.3.2.3	非周期响应	( 54 )
4.3.3	纵向操纵特性和机动性	( 56 )
4.3.3.1	纵向操纵特性	( 59 )
4.3.3.2	机动性	( 59 )
4.3.3.2.1	机动稳定性	( 60 )
4.3.3.2.2	机动飞行操纵余量	( 60 )
4.3.3.2.3	机动飞行中的俯仰操纵效率	( 61 )
4.3.4	剩余振荡	( 61 )
4.3.5	目标跟踪	( 61 )
4.3.6	操纵滞后及其他要求	( 64 )
4.4	前飞横向-航向特性	( 64 )
4.4.1	横向-航向模态特性	( 64 )
4.4.1.1	横向-航向振荡(荷兰滚)	( 65 )
4.4.1.2	滚转模态时间常数	( 75 )
4.4.1.3	螺旋稳定性	( 80 )
4.4.2	滚转-侧滑耦合	( 83 )
4.4.2.1	倾斜角振荡 <sup>3)</sup>	( 84 )
4.4.2.2	侧滑幅值	( 86 )
4.4.2.3	滚转中的侧滑操纵	( 91 )
4.4.2.4	协调转弯	( 92 )
4.4.2.5	侧滑转弯	( 93 )
4.4.3	滚转操纵效率	( 94 )

4.4.3.1	滚转操纵力	( 97 )
4.4.3.2	滚转反应的线性	( 98 )
4.4.3.3	偏航操纵引起的滚转	( 98 )
4.4.3.4	滚转操纵灵敏度	( 99 )
4.4.4	航向操纵效率	( 99 )
4.4.4.1	对偏航操纵输入的航向响应	( 100 )
4.4.4.2	偏航操纵产生的定常侧滑角	( 102 )
4.4.4.3	偏航操纵力	( 103 )
4.4.4.4	航向反应的线性	( 103 )
4.4.4.5	横向-航向配平随功率或总距的变化	( 103 )
4.4.4.6	不对称装载时的航向操纵	( 104 )
4.4.5	定常侧滑时的横向-航向特性	( 104 )
4.4.5.1	定常侧滑时的偏航力矩	( 105 )
4.4.5.2	定常侧滑时的倾斜角	( 112 )
4.4.5.3	定常侧滑时的滚转力矩	( 112 )
4.4.5.3.1	正的有效上反效应限制	( 113 )
4.4.6	目标跟踪	( 115 )
4.4.7	注释	( 115 )
4.4.7.1	术语和符号	( 115 )
4.5	飞行操纵系统特性	( 120 )
4.5.1	机械特性	( 120 )
4.5.1.1	操纵回中和启动力	( 120 )
4.5.1.2	座舱操纵机构力-位移梯度	( 123 )
4.5.1.3	座舱操纵的空行程	( 125 )
4.5.1.4	操纵位移速率	( 125 )
4.5.1.5	操纵机构的调整	( 126 )
4.5.1.6	操纵协调	( 126 )
4.5.1.7	机械耦合	( 127 )
4.5.2	动态特性	( 127 )
4.5.2.1	操纵系统阻尼	( 129 )
4.5.3	极限操纵力	( 129 )
4.5.4	增益系统	( 131 )
4.5.4.1	增益系统的性能	( 131 )
4.5.5	飞行操纵系统故障	( 132 )
4.5.5.1	抑制瞬态过程的操纵力	( 132 )
4.5.6	瞬态过程和配平变化	( 133 )
4.5.6.1	向替换操纵型式转换	( 133 )
4.5.7	配平系统	( 134 )
4.5.7.1	配平操纵速率	( 134 )



4.5.7.2	配平系统的不可逆性	( 135 )
4.5.8	总距操纵的不可逆性	( 135 )
4.6	起飞、着陆、地面操纵、过渡飞行、自转及其它要求	( 137 )
4.6.1	起飞、着陆和地面操纵	( 137 )
4.6.1.1	垂直起飞和着陆能力	( 137 )
4.6.1.2	滑跑起飞和着陆	( 137 )
4.6.1.3	自转着陆	( 138 )
4.6.1.4	起飞时的操纵功效	( 138 )
4.6.1.5	着陆时的操纵功效	( 138 )
4.6.1.6	起飞和着陆时的操纵力	( 139 )
4.6.1.7	侧风使用	( 140 )
4.6.1.7.1	起飞和着陆	( 140 )
4.6.1.7.2	进场	( 141 )
4.6.1.7.3	在寒冷和潮湿气候下使用	( 141 )
4.6.1.8	地面操纵	( 141 )
4.6.1.8.1	保持直线滑行	( 141 )
4.6.1.8.2	360°转弯	( 142 )
4.6.1.9	旋翼的起动和停转	( 142 )
4.6.2	加速和减速过渡飞行	( 142 )
4.6.2.1	加速-减速能力	( 143 )
4.6.2.2	操纵灵活性	( 143 )
4.6.2.3	加速-减速时的操纵	( 144 )
4.6.2.4	操纵余量	( 144 )
4.6.2.5	配平变化	( 144 )
4.6.2.6	纵向操纵位移速度	( 145 )
4.6.3	自转	( 146 )
4.6.3.1	自转能力	( 146 )
4.6.3.2	驾驶员反应滞后	( 146 )
4.6.3.3	初始状态的姿态变化	( 147 )
4.6.3.4	高度损失	( 147 )
4.6.3.5	旋翼转速限制	( 148 )
4.6.3.6	操纵余量	( 148 )
4.6.3.7	操纵力的变化	( 148 )
4.6.3.8	自转飞行旋翼转速的控制	( 149 )
4.6.3.9	稳定自转中的动稳定性	( 149 )
4.6.4	其它要求	( 149 )
4.6.4.1	临近危险的飞行情况	( 149 )
4.6.4.1.1	警告和指示	( 149 )