

航空试飞工程师参考丛书

直升机控制运动动力学

[俄] C. H. 科洛科洛夫著



中国飞行试验研究院

V216

1009-1

1009

直升机控制运动动力学

[俄]C. H. 科洛科夫著

王新科 译
刘兆林 校



一九九八年三月七日



30777143*

1997 年

777143

内容简介

本书叙述研究直升机控制运动动力学的现代方法,利用识别方法分析直升机非定常飞行状态,鉴定评估各种闭合操纵回路结构操纵特性时数据的统计处理。

本书可供从事直升机制造、飞行试验和研究的试验工程师、试飞员、研究所和试验设计局的工作人员使用。



译者的话

《直升机控制运动动力学》一书是俄罗斯飞行研究院组织编写的“飞机和直升机的飞行试验”系列丛书之一，1987年出版。

本书介绍了研究直升机控制运动动力学的现代方法；叙述了利用参数识别方法分析直升机非定常飞行状态，以及评定各种闭合操纵回路结构操纵特性时数据的统计处理技术。

本书可供从事直升机研制、飞行试验和使用的工程师、试飞员和工作人员借鉴，对我国的直升机飞行试验研究将会起到一定的促进作用。

本书由中国飞行试验研究院王新科翻译，刘兆林校。刘兆林为责任编辑。乔金堂副总师和科技信息研究室对本书的出版给予了大力的支持，在此表示谢意。

由于时间仓促，错误和不妥之处，敬请读者指正。

译者 1997年5月

目录

前言

绪论

1. 直升机稳定性和操纵性的试验研究方法.....	4
1.1 直升机运动的数学模型.....	4
1.2 直升机的平衡.....	7
1.3 直升机稳定性和操纵性的定性评估.....	10
1.4 稳定性和操纵性试验时使用的飞行状态、参数和测量仪器.....	11
2. 按飞行试验结果识别直升机的运动模型.....	15
2.1 概述.....	15
2.2 数学模型结构的选择.....	15
2.3 信息组成及其处理方法.....	19
2.4 原始信息的预处理.....	20
2.5 按非正常飞行状态数据识别直升机动特性方法的实质.....	25
3. 闭环操纵回路动力学研究.....	34
3.1 前言.....	34
3.2 手动操纵回路的特点.....	35
3.3 控制对象.....	39
3.4 内部回路的优化.....	41
3.5 操纵回路的优化.....	44
4. 操纵性的优化.....	50
4.1 标准问题.....	50
4.2 鉴定评估.....	51
4.3 频率标准.....	58
4.4 飞行员与操纵系统相互作用的指标.....	60
5. 直升机稳定性与操纵性的参数研究.....	67
5.1 数学模型分析.....	67
5.2 传递函数分析.....	72
5.3 直升机稳定性与操纵性特性的参数研究.....	77
5.3.1 操纵性试验台参数研究.....	78
5.3.2 直升机操纵性试验台参数研究方法的一些问题.....	84
5.3.3 空中实验室上的操纵性参数研究.....	90
参考资料.....	107

前言

“飞机和直升机的飞行试验”参考丛书阐述了飞行试验研究工作的准备和实施中所应用的许多科学方法。

在丛书中:

把飞机、动力装置和机载(通用的和专用的)设备看作是复杂的综合系统,其试验方法的制定引用了研究大系统用的现代数学工具;

列举出以飞行试验和飞行模拟本身的复杂组合为基础的试验结构;在处理分析飞行试验和模拟结果的算法中,采用相似理论统计方法和识别方法;

研究了飞行试验用的信息测量系统并阐述了测量结果误差的估计方法;

以大量篇幅介绍了以数字计算机为中心的飞行试验监控和测量结果的自动化分析处理系统;

对保证提高民用飞机飞行安全的鉴定取证试验方法给予了应有的注意;

充分反映了飞机和直升机的试制涡轮燃气发动机及动力装置的飞行试验方法和调整方法;

包括了多种机载设备(驾驶导航设备、无线电电子设备、无线电技术设备、电气和照明技术设备及一系列其它系统)的有关试验和调整问题;

该丛书可供与飞机和直升机计算、设计、结构、飞行试验和研究有关的工程师、试飞员使用,也可供航空高等院校的大学生、研究生和教师使用。

本书叙述研究直升机控制运动飞行动力学的任务和方法。

即将出版下列书籍:

А. И. 阿基莫夫著, 直升机空气动力学与飞行特性。

Л. М. 别列斯托夫, В. В. 高林著, 空中实验室上控制飞行动态特性的模拟。

А. Д. 米拉诺夫, Г. П. 符拉德钦, А. А. 康得拉托等著, 飞行模型的研究方法。

М. И. 赫依费茨著, 试验结果的处理, 算法、曲线图、表格。

绪论

飞行试验和飞行动力学的研究在直升机研制过程中占有相当重要的地位。随着直升机的复杂化和不断完善，人们制定和发展了各种飞行试验方法。此时，直升机稳定性和操纵性试验起着重要的作用，因为这些特性对于飞行安全和顺利完成预定任务具有决定性的影响。

实践表明，在飞行试验阶段，改善操纵性特性照例会带来很多技术上的难点。为了避免这种情况，就必须在设计时考虑决定操纵性特性参数之间的基本相互关系。但是，在直升机稳定性和操纵性要求和建议的规范文件[25]中基本上只有定性的要求。由于这个缘故，在直升机的设计中，常常面临由操纵性特性为最好的各种可能的参数组合中进行复杂地选择。可以用悬停时纵向操纵阻尼 $\bar{M}_z^{\omega_z}$ 和纵向操纵效率 $\bar{M}_z^x$ 关系作为例子来说明，悬停状态的操纵性实质上取决于它们。图 B.1 给出了一组铰接旋翼直升机的上述导数。可以看出，甚至对同一种型式的旋翼，结构上可以保证非常宽的操纵效率和阻尼范围。如果研究桨叶为刚性固定的旋翼，这个范围还会更大[38]。

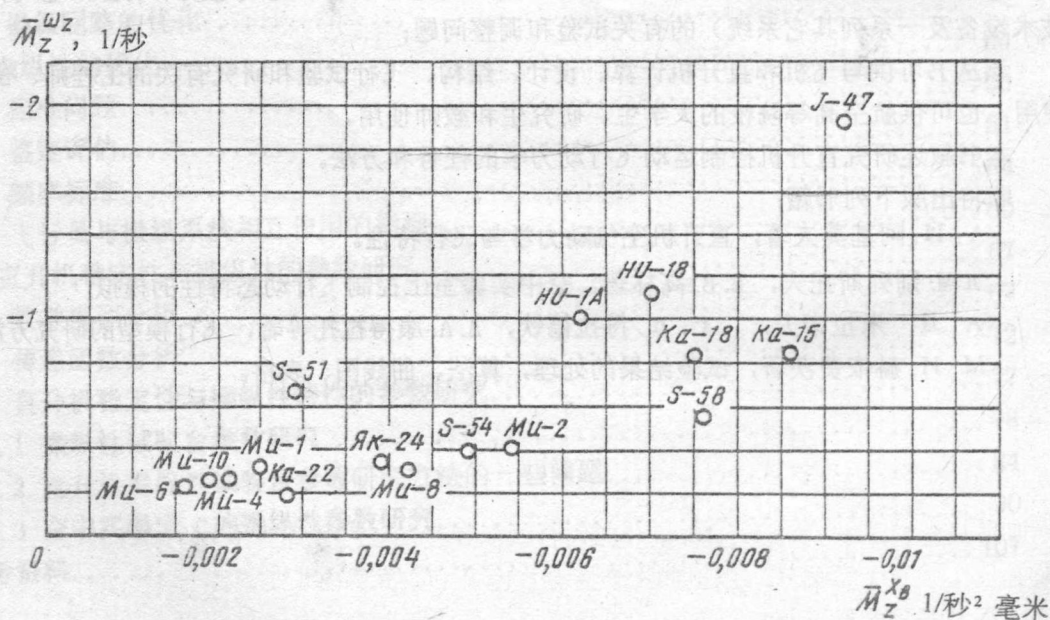


图 B.1 悬停状态各种直升机的纵向操纵效率和纵向阻尼

为了得到对直升机稳定性和操纵性的定量要求，必须进行有飞行员参与的专门试验台和飞行参数研究。在这种情况下必须考虑到，对于同一架直升机，在不同的规定任务和外部条件下，飞行员对操纵性的评价结果可能不同。例如，对于完成一般的驾驶任务，直升机可能得到满意的评价，而对完成起重工作则是不适合的。

直升机操纵性参数研究的准备和实施，需要解决与直升机及其操纵系统静态和动态特性识别方法的应用有关的许多问题，同样也要解决飞行员对操纵性鉴定评价的许多问题，否则，不可能解决优化直升机驾驶特性的问题。

识别方法的多样化可使人们在每种具体情况下，通过某些修改选择最适合于确定我们关注的直升机特性的方法。例如，在[1]中叙述了一种适用于纵向和侧向运动线性模型的处理方法，这种方法以得到直升机的频率特性和平衡曲线为基础，并在一系列飞行中成功地用于识别各种直升机的动态特性。但是，这种方法不适合于非线性情况下的动态特性的识别，所以本书中介绍了另一种方法，它建立在利用一种时域识别方法的基础上。

不利用自动化装置要优化直升机驾驶特性是极其复杂的事情，特别是如要考虑经常增加对驾驶精度和安全水平，以及对不断扩大的要解决的问题和使用条件的范围的要求时。所以，改善稳定性和操纵性的自动装置在现代直升机上越来越得到采用。适合各种条件的自动驾驶仪得到最广泛地应用，其中包括微分式控制线路自动驾驶仪，它具有传统的稳定回路和通过补偿传感器闭合的控制回路。

通过由自动驾驶仪信号限制操纵执行机构行程的方法可使这种非余度技术自动驾驶仪达到很高的安全性。

由于上述自动驾驶仪中有补偿传感器控制回路，能够通过这个传感器信号的相应转换形成许多结构并能从直升机操纵性的观点出发选择最佳方案。

以上涉及到的许多问题的解决需要制定各种相应的试飞研究方法，这正是本书的主要内容。

1. 直升机稳定性和操纵性的试验研究方法

直升机稳定性和操纵性的飞行试验研究方法在不断地发展, 主要依靠飞行员与飞行器及飞行员与环境介质相互影响过程研究方面的成果, 同样也依赖于提高飞行试验安全性的方法及手段的完善。计算技术和计量学方面的成就同样起着重要的作用。所有这些使得现在能够详细研究直升机的操纵运动动力学并确定其特性, 这在以前是不可能的。

各种型式直升机丰富的设计和大量使用的经验, 计算技术的蓬勃发展和许多其它因素使飞行研究的作用大大提高, 现在, 实际上飞行研究工作一直伴随着直升机设计、制造、试验和使用的所有过程, 所以, 往往很难将具体样机的飞行试验同空中实验室上的飞行研究分开, 它们的结果常常被归入工厂和国家试验报告中。但是, 遵循继承性的原则, 首先叙述直升机稳定性和操纵性试验的传统办法, 而空中实验室上这些问题的飞行研究方法在单独一章中叙述。

1.1 直升机运动的数学模型

众所周知, 直升机是一个非常复杂的动力学系统, 由于其部件的空气动力特性与运动和操纵参数的相互关系很复杂, 对其分析和精确地数学描述相当困难。

实践证明, 如果将直升机看作是由下述两部分组成的动力学系统, 许多飞行动力学问题就可以相当精确地解决。第一部分是刚体(和尾翼及其它部件一起)的机体, 其上作用有直接由机身产生的力和力矩, 以及升力系统和其它非升力部件(尾翼 尾桨等)的合力和力矩。第二部分是旋翼桨叶旋转形成的锥体。

在这种情况下, 在体系系中描述直升机运动的微分方程组可以写成[1]:

$$\begin{aligned} m(\dot{V}_x + V_z\omega_y - V_y\omega_z) &= R_x - G\sin\vartheta; \\ m(\dot{V}_y + V_x\omega_z - V_z\omega_x) &= R_y - G\cos\vartheta\cos\gamma; \\ m(\dot{V}_z + V_y\omega_x - V_x\omega_y) &= R_z + G\cos\vartheta\sin\gamma; \\ I_x\dot{\omega}_x + (I_z - I_y)\omega_y\omega_z + I_{xy}(\omega_x\omega_z - \dot{\omega}_y) &= M_x; \\ I_y\dot{\omega}_y + (I_x - I_z)\omega_x\omega_z - I_{xy}(\omega_y\omega_z - \dot{\omega}_x) &= M_y; \\ I_z\dot{\omega}_z + (I_y - I_x)\omega_x\omega_y - I_{xy}(\omega_y^2 - \omega_x^2) &= M_z; \\ I_{yB}\dot{\Omega} &= M_{yB}. \end{aligned} \tag{1.1}$$

式中, R_x, R_y, R_z —作用在直升机上的空气动力合力的分量; M_x, M_y, M_z —相对直升机质心的气动力矩分量; M_{yB} —旋翼轴上由旋翼桨叶和动力装置产生的扭矩。方程组(1.1)是在如下的假设下得到的: 直升机的所有结构部件是绝对刚性的, 旋翼桨叶的挥舞角度变化不大且与运动参数和操纵机构的偏转成正比。同样认为, 由桨叶移动引起的质心位置和惯性矩的变化

可忽略不计。

应当指出, 在一些直升机动力学问题中必须考虑旋翼合力对运动和操纵参数变化的滞后。这时方程组 (1.1) 很复杂, 但是, 在许多情况下可以利用形如非周期环节 [16, 23] 的相当简单的近似法。例如, 对于纵向运动:

$$\delta_R = \frac{\delta_B}{T_p + 1}, \quad (1.2)$$

式中 δ_R — 以自动倾斜器纵向倾斜百分比表示的合力倾斜。本书的第二和第五章采用了这种近似算法。

因为方程组 (1.1) 前三个方程的右边同角 ϑ 和 γ 有关, 所以必须补充旋转角速度 ω_x, ω_y 和 ω_z 与角 ϑ, γ 和 ψ 的下述运动学关系式

$$\begin{aligned} \dot{\vartheta} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma; \\ \dot{\gamma} &= \omega_x - \dot{\psi} \sin \vartheta; \\ \dot{\psi} &= \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma). \end{aligned} \quad (1.3)$$

研究直升机稳定性和操纵性特性时, 常常讨论参数与其初始飞行状态的值偏差不大条件下的运动。对于这种情况, 利用小扰动方法可以将方程组 (1.1) 和 (1.3) 线性化, 这就能够用解析方法解方程组并进行一般分析。为了分析简单, 通常分别研究直升机纵向运动的线性方程组和描述直升机横侧运动的方程组。

直升机纵向运动的线性方程为:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{V}_x &= \bar{X}^V_x \Delta V_x + \bar{X}^V_y \Delta V_y + \bar{X}^{\omega_z} \omega_z + \bar{X}^{\Omega} \Delta \Omega + \bar{X}^{\vartheta} \Delta \vartheta + \\ &+ \bar{X}^{\delta_B} \Delta \delta_B + \bar{X}^{\varphi} \Delta \varphi_{0.ш}; \\ \Delta \dot{V}_y &= \bar{Y}^V_x \Delta V_x + \bar{Y}^V_y \Delta V_y + \bar{Y}^{\omega_z} \omega_z + \bar{Y}^{\Omega} \Delta \Omega + \bar{Y}^{\delta_B} \Delta \delta_B + \\ &+ \bar{Y}^{\varphi_{0.ш}} \Delta \varphi_{0.ш}; \\ \dot{\omega}_z &= \bar{M}_z^V_x \Delta V_x + \bar{M}_z^V_y \Delta V_y + \bar{M}_z^{\omega_z} \omega_z + \bar{M}_z^{\Omega} \Delta \Omega + \bar{M}_z^{\delta_B} \Delta \delta_B + \\ &+ \bar{M}_z^{\varphi_{0.ш}} \Delta \varphi_{0.ш}; \\ \Delta \dot{\Omega} &= \bar{M}_{yB}^V_x \Delta V_x + \bar{M}_{yB}^V_y \Delta V_y + \bar{M}_{yB}^{\omega_z} \omega_z + \bar{M}_{yB}^{\Omega} \Delta \Omega + \bar{M}_{yB}^{\delta_B} \Delta \delta_B + \\ &+ \bar{M}_{yB}^{\varphi} \Delta \varphi_{0.ш} + \bar{M}_{yB}^{\xi_{шB}} \Delta \xi_{шB}; \\ \Delta \dot{\vartheta} &= \omega_z, \end{aligned} \quad (1.4)$$

横侧运动方程为:

$$\begin{aligned}
 \Delta \dot{V}_z &= \bar{Z}^{V_z} \Delta V_z + \bar{Z}^{\omega_x} \omega_x + \bar{Z}^{\omega_y} \omega_y + \bar{Z}^{\gamma} \Delta \gamma + \bar{Z}^{\delta_K} \Delta \delta_K + \bar{Z}^{\delta_H} \Delta \delta_H; \\
 \dot{\omega}_x &= \bar{M}^{V_z} \Delta V_z + \bar{M}^{\omega_x} \omega_x + \bar{M}^{\omega_y} \omega_y + \bar{M}^{\delta_K} \Delta \delta_K + \bar{M}^{\delta_H} \Delta \delta_H; \\
 \dot{\omega}_y &= \bar{M}^{V_z} \Delta V_z + \bar{M}^{\omega_x} \omega_x + \bar{M}^{\omega_y} \omega_y + \bar{M}^{\delta_K} \Delta \delta_K + \bar{M}^{\delta_H} \Delta \delta_H; \\
 \Delta \dot{\gamma} &= \omega_x - \operatorname{tg} \vartheta_0 \omega_y.
 \end{aligned} \tag{1.5}$$

符号含义见参考文献[1]。

这种形式的直升机运动方程就是研究稳定性和操纵性特性时的直升机数学模型。在这些方程中， $\Delta V_x, \Delta V_y, \Delta V_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \Delta \vartheta, \Delta \gamma$ — 飞行参数相对其初始状态值的偏差； $\Delta \delta_B, \Delta \delta_K, \Delta \delta_H, \Delta \varphi_{0.ш}, \Delta \xi_{ш}$ 操纵机构相对其初始状态平衡值的偏差； $\bar{X}^{V_x}, \bar{Y}^{V_y}, \bar{M}^{V_z}, \bar{M}^{\delta_B}, \dots$ 作用在直升机上的力和力矩对运动参数的偏导数。

知道直升机运动的数学模型（即知道运动微分方程组的系数）就能够确定许多定量指标，根据这些指标评定直升机的稳定性和操纵性可避免进行某些专门的试验。直升机的数学模型同样也能确定其自由运动参数，它们是稳定性和操纵性主要指标之一。扰动作用停止后直升机的运动称之为自由运动。这个运动用齐次微分方程组 [$\Delta \delta_B = \Delta \varphi_{0.ш} = \Delta \xi_{ш} = \Delta \delta_H = 0$ 时的纵向运动方程组 (1.4) 和 $\Delta \delta_K = \Delta \delta_H = 0$ 时的横侧运动方程组 (1.5)] 描述。

众所周知，在特征方程所有的根都不相同的情况下，齐次微分方程组的通解为：

$$x_i(t) = \sum_{k=1}^n c_k e^{p_k t},$$

式中 n — 方程组的阶数； x_i — 任意一个运动参数； p_k — 特征方程的根； c_k — 由初始条件和特征方程根的大小决定的实数。

特征方程的实根对应于自由运动分量的非周期特性；特征方程的一对共轭复根对应于自由运动的振荡特性。

直升机纵向运动特征方程的根为：

$$p_{1,2} = a_{1,2} \pm ib_{1,2};$$

$$p_{3,4} = a_{3,4} + ib_{3,4};$$

$$p_5 = a_5.$$

在悬停状态，直升机运动的微分方程组 (1.4) 可得到简化，变成一个三阶微分方程组。这个方程组的特征方程有三个根：一个实根和二个共轭复根。

负实根（复根的负实部）表征稳定的运动；初始偏离减小一半的时间（振荡幅值减小一半的时间¹⁾）按下式确定

$$t_{1/2} = 0.693/a$$

¹⁾ 通常称之为半幅时间。

正实根(复根的正实部)表征不稳定的运动。自由运动的振荡周期由复根虚部的大小来确定

$$T=6.28/b$$

直升机横侧运动特征方程的根通常为:

$$p_{1,2}=c_{1,2} \pm id_{1,2}; p_3=c_3; p_4=c_4.$$

在悬停状态, 微分方程组(1.5)可得到简化, 这个方程组的特征方程有三个根: 一个实根和二个

共轭复根。因之, 自由横侧运动是振荡运动和非周期运动的合成。

飞行员评定横侧操纵性时, 对脚蹬偏移的响应中滚转运动和偏航运动的耦合对结论影响很大, 这种耦合用一个指标表示, 它等于滚转角速度幅值与偏航角速度幅值之比。k 值近似地按下式确定:

$$k = \frac{\overline{M}_x^\beta}{\overline{M}_y^\beta} \frac{1}{\sqrt{1 - (\overline{M}_x^{\omega_x})^2 / \overline{M}_y^\beta}}$$

k 值大时, 直升机可能以剧烈的横滚响应脚蹬偏移, 飞行员认为这是不好的。但是, 研究表明, 存在一个横侧运动稳定性和操纵性参数的组合范围, 在这个范围之内, 即使 k 值很大, 对操纵

性的评价仍然是优良的。所以, 孤立地利用指标可能导致错误的结果。

应当指出, 直接根据飞行记录确定直升机的自由运动参数并非总是可能的, 或者误差较大。利用数学模型确定这些参数比较精确。

直升机运动微方程组的系数最低限度应在近地悬停状态和平飞状态(正常质量、一个中间重心、主要工作高度、巡航速度)确定。在其余的使用状态, 在飞行员对直升机品质评价良好的情况下, 可以不确定方程组的系数。

1.2 直升机的平衡

直升机平衡特性的确定在其飞行试验中占有重要的地位。直升机的平衡反映了在定常飞行状态, 作用在直升机上的力和力矩相对质心平衡的条件。平衡特性确定了操纵参数(操纵机构的偏移)与定常飞行状态运动参数的关系。由平衡特性能够判断某个运动参数变化时作用在直升机上的力和力矩变化的特点; 判断不同定常飞行状态的操纵余量; 判断直升机的静稳定性或静不稳定性。

平衡特性(平衡曲线)是对纵向运动和横侧运动分别确定的。纵向平衡曲线是零侧滑角定

常飞行状态操纵机构位移和操纵机构上的力，以及直升机运动参数与飞行速度和过载的关系曲线。横侧平衡曲线是恒定速度定常飞行状态操纵机构位移和和操纵机构上的力，以及直升机运动参数与侧滑角的关系曲线。

应指出，因为直升机静稳定性的等级可以根据其数学模型来评定，所以为此目的而测定专门的平衡曲线(例如，总距固定情况下按飞行速度的平衡曲线)并非必不可少的。

在直升机装有增稳系统的情况下，根据系统中执行的控制规律，操纵机构的平衡位置在增稳系统接通和断开时可能不同。所以，必须对两种情况测定平衡曲线。

零侧滑角时按直线飞行速度的平衡曲线包括下列量与指示速度或表速的关系曲线:旋翼自动倾斜器的纵向和横向倾斜，旋翼总距，尾桨桨叶的安装角或方向舵的偏转量(取决于直升机的构型)，驾驶杆的纵向和横向位移及驾驶杆上的力，脚蹬位移和脚蹬上的力，俯仰角和滚转角。图 1.1 是单旋翼直升机按飞行速度的纵向平衡曲线示例。

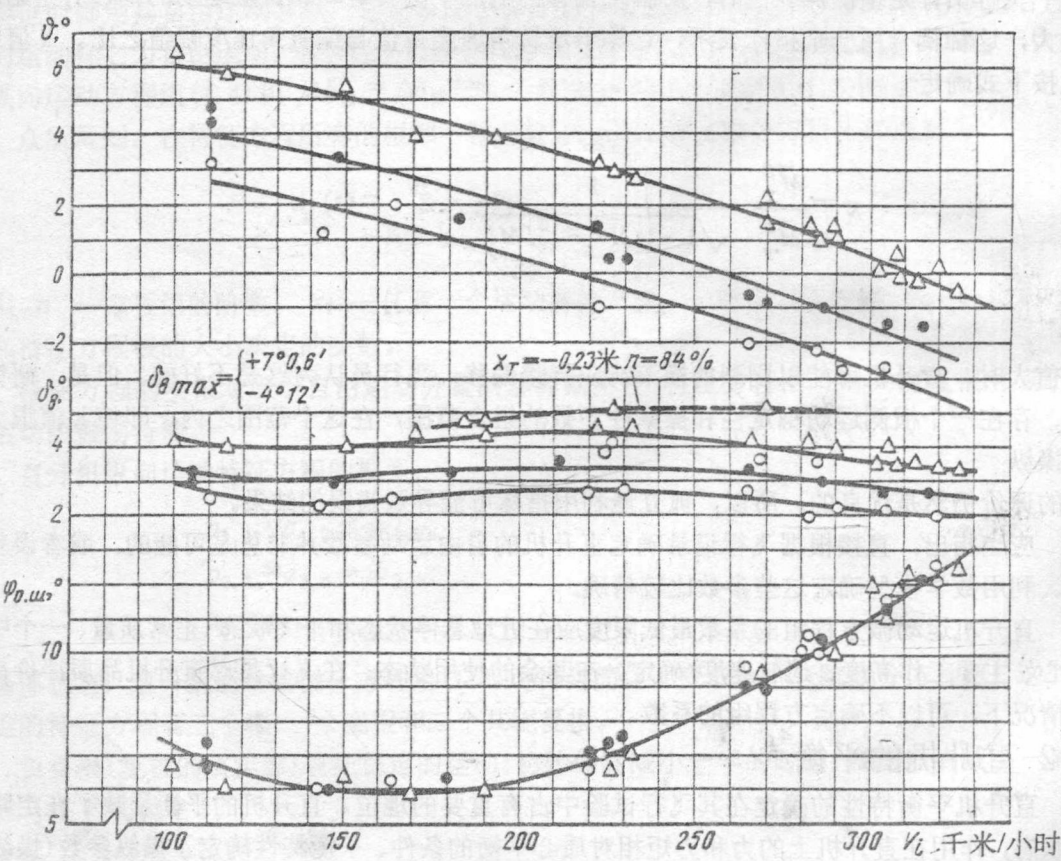


图 1.1 单旋翼直升机按平飞速度的纵向平衡曲线示例

- $\triangle$ — $x_T = 0.3$ 米;
- $\bullet$ — $x_T = 0.10$ 米;
- $\circ$ — $x_T = -0.25$ 米。

对得到的平衡曲线补充如下飞行状态特性:旋翼转速、发动机轴转速、涡轮压气机转速和垂直速度的变化。

根据上述相应状态的平衡曲线确定以下稳定性和操纵性特性:

飞行速度由最小变到最大和由正常爬高转入无动力下滑时,操纵机构位移和操纵机构上的力以及旋翼总距的变化;

操纵机构位移的最小余量;

操纵机构上最大的力(最不利的调整片失效情况下);

操纵机构位移、操纵机构上的力、以及俯仰角对重心的变化梯度;

如果被试直升机的型式与传统型式不同,则要附加地测定对该型直升机有代表性的参数的变化,

确定零横向速度 ($V_z = 0$) 情况下操纵机构位移与纵向空速 V_x , 以及零纵向速度情况下操纵机构位移与横向空速 V_z 关系的小飞行速度范围内的平衡曲线是人们特别关注的问题。这些平衡曲线是在允许的 V_x 和 V_z 范围内用汽车编队飞行测定的。

在直升机装有小空速指示器的情况下,平衡曲线是当 V_x 和 V_z 在允许范围内变化时对于它们的组合区域测定的。这时,平衡曲线是对于一系列规定的纵向空速 V_x 值,以操纵机构位移与横向空速 V_z 关系曲线族的形式给出。

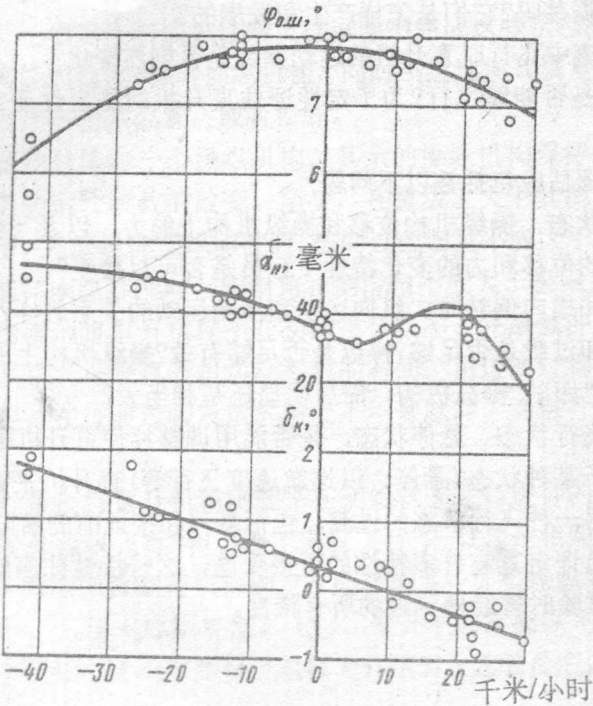


图 1.2 单旋翼直升机横向和航向平衡曲线示例

小飞行速度范围内的平衡特性在正常飞行质量和中间重心位置情况下、在地面附近，既要在地效区域内测定，也要在地效区域外测定。这些特性和其它稳定性与操纵性飞行结果结合在一起用于评定直升机的操纵余量，以及提示小速度区域内瞬时特性的特点和地效对它们的影响。

图 1.2 示出了小空速范围内单旋翼直升机按横向速度的平衡示例。图上航向操纵通道有一明显的“勺形”，它表明在速度 $V_x = 5 \sim 20$ 公里/小时范围内直升机有相当大的不稳定性。

可以完全类似地研究直升机的其它平衡特性，著作[1]中有关于这方面的更详细的介绍。

1.3 直升机稳定性和操纵性的定性评估

直升机稳定性和操纵性的定性评估是飞行试验最重要的部分。除了直接评估被试直升机外，飞行员的评述还可用于分析和系统制定对重新设计的直升机稳定性和操纵性方面新的战术-技术要求。稳定性和操纵性的评估是由飞行员通过试验时进行的专门飞行，以及所有其它飞行给出的。

稳定性和操纵性的定性评估应既包括基本方案，也包括所有其它方案和专门应用情况的全部使用飞行状态。如果有显示出某种特点或稳定性和操纵性差别很大的个别状态，则它们应在定性评估中详细地反映出来。

稳定性的定性评估应包括回答下列属于纵向运动或横侧运动的基本问题：

在基本状态直升机的稳定性是否足够？在什么状态直升机的稳定性不足？

有不衰减的振荡吗？它们是怎样产生和发展的？

在不稳定气流中飞行时直升机的运动参数是否剧烈变化？

松杆操纵时是否能够飞行？为了定性评估直升机的稳定性要完成操纵机构脉冲和松开操纵时的飞行。

操纵性定性评估应包括答以下问题：

在所有使用状态，操纵机构位移和操纵机构上的力，以及飞行速度、侧滑角和其它参数改变时操纵机构的位移和力的变化特性飞行员是否可以接受？

操纵杆纵向和横向偏转时，纵向运动和横侧运动的关系怎样？

可用角速度和过载是否足够？操纵是否足够有效？操纵机构上的力如何？

直升机怎样“跟随”操纵机构，滞后明显还是相当大？

在所有直线飞行状态、悬停状态，是否能用调整片使直升机平衡？

能否在相应于某种状态（悬停，以巡航速度飞行等）直升机平衡的一个固定的调整片位置情况下，完成向另一种飞行状态的过渡，包括悬停和接地前的着陆减速？

此外，飞行员评定其它许多特性的可接受性，这些特性如座舱和操纵系统的布局和直动力学，还应指出试验时曾经遇到过的所有特性。

1.4 稳定性和操纵性试验时所采用的飞行状态、参数和测量仪器

多年的直升机稳定性和操纵性试验的实践决定了充分地评价这些特性所必需的飞行状态。

评定直升机的动稳定性时按如下方式进行：

脉冲操纵机构并记录直升机随后的扰动运动，直到其完全衰减，或者在不稳定运动的情况下，——直到运动参数达到规定值的时刻；

以规定的量阶跃操纵机构。

松开或固定操纵飞行；

确定直升机稳定性和操纵性的静态特性时，可以采用两种方法，根据这两种方法设置各种状态：

1) 一系列定常飞行状态；

2) 平稳改变下述三个参数之一的非定常状态：飞行速度，侧滑角，螺旋盘旋中的倾斜角。

在第一种情况下，典型的的状态是：

“锯齿”或“平台”飞行；

直线飞行中的定常侧滑；

定常螺旋盘旋。

在第二种情况下，典型的的状态是：

在规定的高度上无侧滑平飞中的加速和减速；

平稳改变侧滑角的直线飞行；

倾斜角非定常的螺旋盘旋。

下面论述上述各状态及在稳定性与操纵性的飞行试验中完成这些状态的技术。

脉冲——突然(以最大可能的速率)偏转操纵机构，同时迅速地使其恢复到初始位置。脉冲完成之后，操纵机构或者固定在初始位置，或者松开。

完成脉冲时必须力求做到只偏转一个操纵机构，其余的操纵机构保持在初始位置。操纵机构的偏转应足以得到必需的运动参数的改变。至少，在量级上大于其测量误差。操纵机构的最大偏转由以下要求选择。完成纵向操纵脉冲时，法向过载增量不应大于该状态最大允许值的一半，而在完成横向和航向操纵脉冲时，倾斜角和侧滑角不应大于极限允许值的一半。

完成脉冲之前，必须精确地将直升机配平在初始飞行状态，完成脉冲之后过渡过程的测验时间，即应利用机载测试系统记录直升机运动参数的时间，由过渡过程完全衰减或者至少直升机完成两次振荡来决定。在过渡过程发散的情况下不做脉冲，而进行松开(固定)操纵的飞行。

松开(固定)操纵的飞行是在将直升机精确配平在初始状态之后进行的。直升机操纵系统中有不可逆助力器时，“松开操纵飞行”和“固定操纵飞行”的概念是相同的，因为在这种情况下，驾驶员松开的操纵机构由弹簧载荷机构固定在配平位置，如果操纵系统中没有助力器，那么既要完成松开操纵飞行，又要完成固定操纵飞行。松开或固定操纵飞行的时间由直升机自由运动的性质来确定。当直升机运动参数接近极限允许值时，驾驶员应停止完成飞行状态。

阶跃——急剧地偏转操纵机构到规定的量，随之在一定的时间内将其固定在这个位置。进行阶跃之前，应使直升机精确配平在初始飞行状态。可对任何一个操纵机构进行阶跃——纵向或横向操纵手柄，亦或脚蹬。操纵机构的偏转量及在已偏转位置保持时间的选择同完成脉冲时一样。

如果在过渡过程发散的情况下，由于运动参数变化很快难以在直升机上完成阶跃，则进行操纵机构换向。在这种情况下，驾驶员首先在一个方向上完成操纵机构阶跃，然后经过一定时间急剧地将其转向与配平位置相反的方向，重新将其保持在新的位置，此后才使操纵机构恢复到初始配平位置。

“锯齿”飞行——在规定的平均高度、规定的发动机工作状态下，以不同的固定飞行速度完成的定常爬高和下降。 $V_y=0$ 时“锯齿”的个别情况称之为“平台”飞行。

完成“锯齿”飞行的技术如下。在比要获得数据的规定高度小的（爬高情况下）或大的（下降情况下）高度上，驾驶员以规定的速度建立平飞。然后，将总距杆偏转到规定的位置，并在所有时间内保持规定的飞行速度，建立规定的发动机工作状态。在“锯齿”测验段开始的时刻，应完全获得定常飞行状态，每个“锯齿”进行的测验时间应为 10 ~ 20 秒。

加速——在固定（通常为额定或起飞）发动机工作状态下增大速度的飞行。

减速——发动机在额定状态工作时减小速度的飞行。

螺旋盘旋——在固定的飞行速度和规定的发动机工作状态下，以固定的或平衡增大的过载（以固定的或平衡增大的倾斜角）完成的直升机沿螺旋形或圆形轨迹（在平面图中）的协调（无侧滑）运动。第一种型式的机动飞行称为定常螺旋盘旋，第二种型式的机动飞行称为非定常螺旋盘旋。

取决于发动机工作状态、飞行速度和过载，螺旋盘旋可以在爬高时完成（上升螺旋），在下降时完成（下降螺旋），在水平面内完成（盘旋）。

以固定过载完成螺旋盘旋时，驾驶员建立初始状态——在规定的发动机工作状态下，以规定的速度水平飞行，然后通过增大倾斜角使直升机进入螺旋盘旋。按相应的仪表监控规定过载（倾斜角）的大小和无侧滑。

在完成非定常螺旋盘旋时，驾驶员在建立规定的初始飞行状态之后，平稳地增大直升机的倾斜角，保持零侧滑和规定的飞行速度并不改变发动机的工作状态。达到规定的过载（倾斜角）后，直升机恢复到初始飞行状态。螺旋盘旋既要在一个方向完成，也要在另一个方向完成。

定常侧滑——在对应于无侧滑直线飞行初始状态的飞行速度和发动机工作状态固定的情况下，直升机以规定的侧滑角进行的直线定常运动。

非定常侧滑——侧滑角平稳变化的直线飞行。这种情况下，飞行速度及发动机工作状态不改变且相应于初始状态。

侧滑向两个方向进行。按目视指示器实现对侧滑角的监控，根据地标实现对飞行直线性（无转弯）的监控。

最大允许侧滑角或由平衡条件（横向或航向操纵完全偏转）。或由直升机的强度条件，或根据保持飞行状态中产生的复杂情况来确定，等等。

必要时直升机应装备操纵机构位置和最重要的运动参数的试验目视指示器（在缺乏这些