

飞机飞行试验 及试验结果 的处理

И.М. 巴施柯夫斯基

(苏) В.А. 列奥诺夫 著

Б.К. 巴普拉夫斯基

航空工业出版社

飞机飞行试验及试验 结果的处理

И.М.巴施柯夫斯基
〔苏〕 В.А.列奥诺夫 著
Б.К.巴普拉夫斯基
王德英 杨增复 译
李云保 张舜华
吴金玉 校

航空工业出版社

1991

内 容 简 介

本书系统地论述了飞机飞行试验的方法与实践的基础和飞行试验结果的处理方法。介绍了飞行试验的理论基础,试飞员与飞机的地面准备工作,试验机首飞和工厂例行飞行试验,试飞中特殊测量和校正、确定飞机飞行和驾驶特性的方法,极限状态的试验及确定飞机使用限制条件的方法,以及现代高速飞机极限状态的飞行研究。在试验结果处理方法领域中,介绍了飞行试验数据的一次和二次处理方法及应用课题。

本书经苏联高等及中等专业教育部批准为航空专业大学用教科书。

飞机飞行试验及试验结果的处理

И.М.巴施柯夫斯基

(苏) B.A.列奥诺夫 著

Б.К.巴普拉夫斯基

王德英 杨增复 李云保 张舜华 译

吴金玉 校

航空工业出版社出版发行

(北京市和平里小关东里14号)

全国各地新华书店经售

航空工业出版社印刷厂印刷

1991年2月第1版 1991年2月第1次印刷

787×1092毫米1/16 印张: 17.8

印数: 1—800 字数: 457千字

ISBN 7-80046-226-9/V·044

定价: 11.40 元

前 言

本教科书专为学习“航空综合体飞行试验”、“飞行试验结果的数字处理方法”、“飞机飞行动力学、控制及飞行试验”等理论课程的大学生以及从事飞机飞行试验、飞行动力学及飞行控制的专家所写。本书所讨论的很多问题对从事飞机飞行试验、飞行试验数据处理的专家及航空工业企业的工程师、设计师、科学工作者以及航空高等院校的教师也将引起兴趣。

本书共分十章，各章分别阐述了现代试验机飞行试验方法基础、工作计划和工作组织原理、进行飞行试验的方法及试验过程中调整飞机的方法以及飞行试验数据数学处理及飞行器特性鉴定的现代方法。飞行试验数据的算法及处理方法以现代自动化系统程序的形式表示，以便于用计算机软件系统处理试验数据。

第一至七章由И.М.巴施柯夫斯基，八至十章由В.А.列奥诺夫及Б.К.巴普拉夫斯基撰写。

目 录

第一部分 飞机飞行试验的方法论基础和实践

第一章 飞机飞行试验的理论基础	(1)
1.1 概论.....	(1)
1.2 基本方法论的前提、原理和规则.....	(8)
1.3 飞机运动、其动力学特性及大气状态模型.....	(19)
1.4 飞行试验的系统准备.....	(28)
1.5 试验机飞行试验的组织和计划.....	(33)
1.6 试验机飞行试验的管理及其试验过程的自动化.....	(37)
第二章 飞机和机组人员对飞行试验的地面准备	(41)
2.1 地面准备工作的一般特征.....	(41)
2.2 飞机重心位置的确定.....	(48)
2.3 信息测量设备的准备.....	(50)
2.4 飞机惯性矩的确定.....	(52)
2.5 飞机操纵系统特性的确定.....	(55)
2.6 在机场和跑道上活动及离地时对飞机的稳定性和操纵性、其动力装置、机载系统和设备进行评价.....	(57)
第三章 试验飞机的首飞及按工厂试验大纲的飞行	(61)
3.1 试验飞机的首飞.....	(61)
3.2 按工厂试验大纲的专门飞行.....	(62)
3.3 高速飞机动力学和操纵性的典型缺陷及其在飞行试验中的排除经验.....	(76)
第四章 飞机飞行试验过程中的专门测量和校准型式	(88)
4.1 飞机空速、表速、地面指示速度、气压高度和飞行M数的测定.....	(88)
4.2 真实攻角和侧滑角的测定.....	(97)
4.3 控制面交链力矩的测定和对助力器推力充足性的评定.....	(99)
4.4 飞机结构弹性变形值和飞机空气绕流特性数据的获得.....	(102)
4.5 飞机轨迹参数的测定.....	(106)
4.6 飞行高度上的空气温度的测量.....	(109)
第五章 飞机基本飞行-技术特性和驾驶特性的测定方法	(111)
5.1 飞机爬升特性和静升限的测定.....	(111)
5.2 飞机在不同高度上的最大速度的测定.....	(116)
5.3 最大航程和最大续航时间的测定.....	(120)

5.4	飞机稳定性和操纵性特性的测定	(124)
5.5	飞机机动性指标的测定	(141)
5.6	飞机起飞-着陆特性的测定	(145)
第六章	在飞行状态极限区的试验及飞机使用极限的确定方法	(148)
6.1	飞机飞行试验的准备	(148)
6.2	飞机倾侧下沉及横向操纵性极限允许攻角的确定	(149)
6.3	根据飞机航向稳定性储备量测定最大允许的M数	(150)
6.4	根据有用倾侧力矩测定飞机极限允许速度	(151)
6.5	侧向机动时飞机滚转稳定性极限允许滚转速率的测定	(152)
6.6	根据攻角、M数、 V_i 和滚转速率确定飞机的使用限制	(154)
第七章	现代高速飞机临界状态的飞行试验	(156)
7.1	现代高速飞机临界状态的一般特点和试飞条件	(156)
7.2	倾侧下沉状态的飞行试验	(161)
7.3	螺旋状态的飞行试验	(166)
7.4	气动惯性自旋状态的飞行试验	(172)
7.5	超音速失速状态的飞行研究	(178)
7.6	失控倾侧运动状态的飞行研究	(182)

第二部分 飞行试验结果的处理方法

第八章	飞行试验数据一次处理方法	(185)
8.1	试验数据的决定性及统计性处理	(186)
8.2	参数物理量的计算	(193)
8.3	测量信息的线性变换估值	(196)
第九章	飞行试验数据的二次处理方法	(213)
9.1	根据飞行试验结果对参数进行评价	(213)
9.2	判定问题的求解方法	(229)
第十章	飞行试验数据二次处理的应用问题	(258)
10.1	从分析飞机扰动中确定飞机运动数学模型参数	(258)
参考文献		(277)

第一部分 飞机飞行试验的方法论 基础和实践

第一章 飞机飞行试验的理论基础

1.1 概 论

1.1.1 飞机飞行试验方法的简要历史

飞机飞行试验理论作为世界航空科学的独立研究领域开始于20年代末期。在这一时期，苏联和外国大批航空专家投入到飞行试验和飞行研究工作中去，他们既有从事理论研究的，也有从事实践工作的。这样，飞行研究的内容显著增加，飞机飞行试验的方法也得以完善〔3〕。

30年代，中央流体动力研究所广泛组织了实物物理试验，研究飞机在飞行中的动态特性、机动飞行的主要类型、飞行中结构的受载条件，研制测定飞机的极曲线及其稳定性、操纵性和机动性的定量估计方法、起飞着陆性能的测定方法，并着手研究飞机的螺旋和颤振〔8、9、48、52〕。建立了第一批把飞机飞行特性转换成标准大气条件下的特性的新方法。飞行研究工作领域越来越宽广，飞机飞行试验的方法也趋于完善〔17、21、52〕。

40—50年代开始，特别着重研究飞机非稳态运动的飞行分析法，广泛进行强度和空气动力学的研究。改进了把飞机飞行特性转换成飞行标准条件 and 设计条件下的特性的方法，同样，也改进了飞机稳定性、操纵性和机动性的定量特性和飞行技术性能的测定方法〔11〕。

40年代还进行了接近音速飞行的初步尝试，开展了第一批国产喷气式飞机的研制工作。

由С.П.科洛廖夫设计的苏联第一架装有РД-1-150喷气发动机的ПН-318-1喷气式飞机，于1940年2月26日由试飞员В.П.费奥特洛夫驾驶完成飞行。

1942年5月15日，试飞员Г.Я.巴赫奇万吉完成了歼击机БИ-1的首飞任务，该机由В.Ф.鲍尔霍维季诺夫设计，装有И-1А-1100液体喷气式发动机。

1943年初，在БИ-1飞机的飞行试验过程中，获得了在空气可压缩性的负作用急剧增加时跨音速飞行特性的首批数据。这些飞行表明，在跨音速范围内，机翼和尾翼上出现超音速气流区，它将使飞机的稳定性和操纵性发生强烈变化。Ме-262飞机的国外短期（1943—1945）使用经验，及在Ме-262和“桑德鲍特”（Сандерболт）上发生的一系列与自发进入俯冲有关的严重事件，也未能给出乐观的根据。稳定性和操纵性的各种破坏情况，而首先是俯冲牵引造成的破坏，在掌握世界航空跨音速和超音速的道路上变成了不可逾越的障碍。

所以，在战后的头几年，苏联的学者和设计师都集中精力寻找更完善的高速飞机气动构形。在И.В.奥斯特拉夫斯基和Н.С.斯特洛夫教授的领导下，用有翼模型和Ла-160试验样机（苏联第一架后掠翼喷气式飞机，1946年由С.А.拉沃奇金设计）进行的飞行研究，第一次取得了令人鼓舞的结果。进行的研究表明，后掠型的机翼和尾翼能大大缓解跨音速范围

内观察到的飞机稳定性和操纵性的险情。

在1947—1949年间，国内超音速航空事业蓬勃发展，并为众多的飞行人员所掌握。

苏联设计师们利用飞行试验过程中取得的经验制造了具有后掠型机翼和尾翼，并在气动外形及飞行数据方面有所改进的飞机。出现了一批由A.C.雅科夫列夫、A.И.米高扬、C.A.拉沃奇金、A.H.图波列夫设计的，装备了国产涡轮喷气发动机的喷气式飞机。

1949年对“音障”展开了决定性的冲击。1949年秋天，在国内实践中首次在米格-15飞机上，由试飞员C.H.阿诺欣和A.M.丘捷列夫于缓俯冲和发动机全推力状态下连续两次完成了超音速飞行，达到了 $M=1.01$ 。

50年代前半期航空工业已进入超音速领域，并能实际测定新研制的喷气式飞机的全部主要定量特性。这些年的基础研究揭示和掌握了目前所有已知的高速飞机在跨音速和超音速下和在高空中，以及当有大的气动负荷施于飞行器结构时的性能。发现了以前不为国内和外国飞行实践所知晓的新现象〔38〕。在随后的年代里，这一经验帮助空军和民航的飞行人员成功地克服了主要困难，广泛地掌握了现代高速飞机。

这一时期，国外特别是美国、英国和法国也在跨音速和超音速及高空飞行的特点的研究，飞行经验的总结，以及飞行经验方法的完善和实验基地的改进等方面，进行了许多重要工作。

科学工作者、设计局全体人员、试飞员、工程师和技术员的创造性劳动，对飞行人员成功地掌握技术起了决定性作用。而且，在50年代的短时间内就装备了强大的超音速飞机，保证了苏联航空工业进入世界领先行列。

50—60年代，在飞行试验实践中推广了从飞机非稳态运动的记录中获取全部性能的方法，也使新的、更完善的测量方法和飞行实验资料处理方法得以运用〔11、22、31〕。广泛建立了专用飞行实验室，制作了实验用飞机，也实践了数学模拟、半实物模拟和实物模拟。开始设计航空综合体和飞行系统的飞行试验方法。在飞行试验实践中推行了自动处理实验数据的专门化系统，因此，不仅加速了获取必要信息过程的本身，而且还使以前因太复杂而没有充分利用的各种数学方法得到运用。在模拟计算机、数字计算机和混合计算机上，在专门化的飞行实验室内深入开展了前置模拟和有效模拟，并对飞行实验进程实行了有效控制。实验的组织形式、实验技术和设备（包括测试设备），以及在实验进程中（在实时情况下）获取评价飞机性能所需全部数据的方法，也日趋完善。

在这种情况下，在制定和完善评价飞机和航空综合体性能的具体方法时，更加提高了飞行实验的作用〔31、39、40、41、51、53〕。实物试验对有关高速飞机的实际性能、动态特性、操纵性和特技性能，以及有关整个航空综合体性能和效能，成为获取确实可信的信息最可靠的方法。

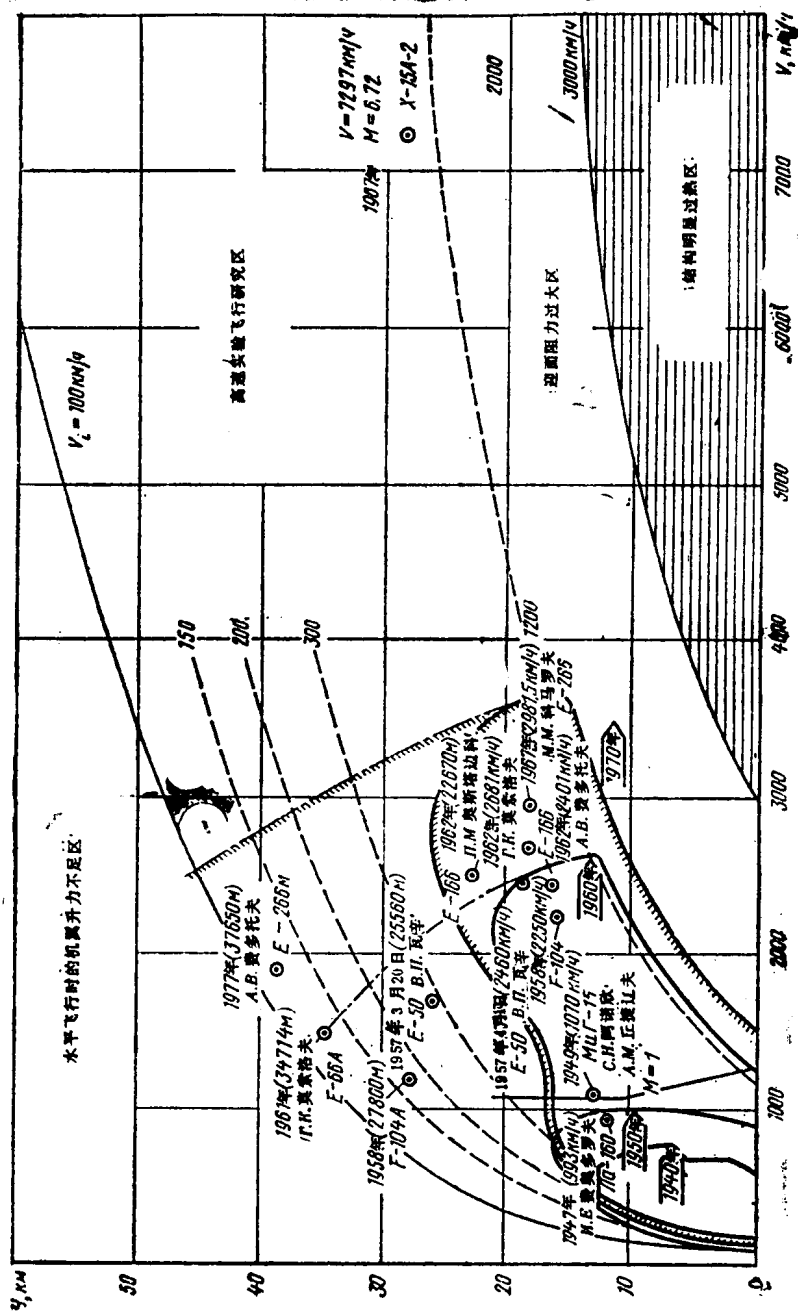
在专门化的飞行实验室里和模拟飞机上，以及在动态相似的大比例尺自由飞模型上进行的广泛飞行研究，往往走在样机试验的前面。

苏联学者给飞行器飞行试验的现代方法论奠定了坚实的基础。B.C.韦德罗夫、И.В.奥斯特斯拉夫斯基、M.A.泰茨，在这方面做出了突出的贡献。

1.1.2 现代航空发展的典型趋势

在现代高速飞行器发展中，可以明显地觉察到以下趋势：

速度、飞行高度及速压的最大值持续增大（图1.1）；



自动控制的广泛应用；

航空能解决的问题的范围不断扩大，在同一类飞行器内航空专门化不断增长；

飞行器变成大飞行系统（航空综合体）的一个组成部分。

自动控制广泛用于改进（或者甚至是保证）高速飞机的稳定性和操纵性，提高飞行安全性，减轻飞行器的结构负载，创造更为舒适的环境，保证沿轨迹运动所需的精度，也用于导航、空中加油等等。自动控制在飞机上得到如此重用，甚至它已开始决定飞行器的外貌了。

航空能解决的问题的范围不断扩大。除了40年代的一些传统任务外，它还能完成空中加油、救援机组人员、探矿、捕鱼，以及其他很多工作。在飞行实验室里及飞机模拟器上进行着科学研究工作。

高速飞机从一个独立的部件转变为大飞行系统的一个单元的情况已越来越明显，这个大飞行系统已将各种分系统有机地联合成为一个整体。

1.1.3 建立航空技术试验样机阶段

建立航空技术试验样机的主要阶段（图1.2）为：

初步调研；

编制和协调技术任务书；

制定预先设计方案并与订货方代表商讨；

制定工作方案（如果预先设计方案得到肯定）；

研制航空技术试验样机（飞机、机载设备和地面设备等）；

在飞行实验室里进行机载系统的模型试验和样机试验，在自由飞模型或模拟机上进行飞行研究，对试验机、航空综合体的机载系统和地面系统进行试验。

飞机与航空综合体一起进行飞行试验，按试验结果决定其是否成批使用。

飞行试验每个阶段完成工作的顺序如下：

精确调整并检查所有系统和航空综合体的功能；

绘制主要性能曲线；

性能曲线的最佳化；

确定标准样件。

1.1.4 现代航空综合体、其结构和特点

航空综合体与普通飞机不同。它具有很高的效能，即能以较大的概率成功地完成规定任务。

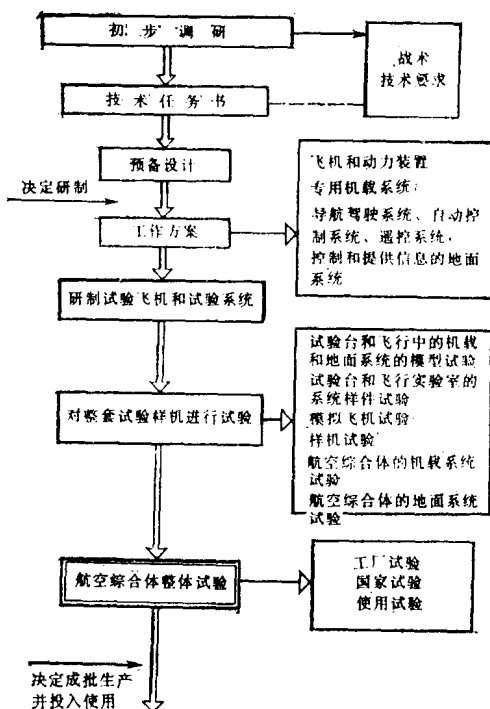


图 1.2 航空技术（飞机、航空综合体）试验样机的主要制造阶段

载有机组人员的现代航空综合体包括(图1.3)：

- (1) (一架)飞机或甚至一组飞机；
- (2) 专用机载系统；
- (3) 机载驾驶导航系统和飞行控制系统；
- (4) 地面自动控制系统和自动信息系统。

现代航空综合体的主要特点为：

它们组成的等级特性，航空综合体一般由大量性质不同而又彼此密切作用、紧密联系的元器件和系统组成；

对用于解决固定问题的飞机实现专业化，因为，与非专业化飞机相比，它具有更高的飞行技术数据；

使用已完善的信息计算系统及自动控制系统，在这些系统中人只起监督环节的作用，较少地起操纵作用；

具有大量的控制和调整参数(达 10^3 或更多)；

存在大量的影响航空综合体正常工作的因素(已确定的、随机的和不定的)；

航空综合体与现代飞机相比价格高(高出一个数量级)，制造时间长，持续使用时间相对比较短。

1.1.5 现代飞机的飞行使用条件和结构制造特点

现代高速飞机，这首先是指拥有大推重比，既能在低空也能在高空以高速飞行的及“工作”速度和飞行高度范围相当宽的超音速飞机。这种飞机的飞行使用条件与亚音速飞机的使用条件根本不同。无论是按高度、速压和 M 数的工作范围，还是按 H 、 M 、 V 的最大值，它都是无可比拟的(见图1.1)。现代高速飞机使用条件的新内容为：

最大速度、 M 数和飞行高度，以及作用在结构上的气动力都显著增加；

具有以跨音速和超音速在低空，以及在大气非常稀薄只有喷气飞机才能达到的高度上飞行的使用状态；

由于推重比大且装有专门的刹车装置，飞机既能迅速加速，也能很快减速；

质量和惯性力矩同活塞式发动机飞机相比，随时间变化较为明显；

飞机上的复杂设备达到饱和状态，它们既可是自主的飞行器，也可以是大飞行系统的一个部件。

现代高速飞机的结构也发生了质的变化。高速飞机的外形与亚音速飞机完全不同(图1.4)；内部载荷的分布特点也在很大程度上与亚音速飞机相区别。

为了成功地克服音障并掌握超音速和飞行高度，要求飞机拥有全新的气动外形(改变结构外形，使前缘变尖，加长机身，采用较薄和较对称的翼型)，采用大功率喷气发动机代替活塞式发动机，用平尾代替升降舵，实行全舵面无回力助力器操纵，实现在飞行中调整操纵系统特性(运动学特性、作用在驾驶杆上的力)，在高空飞行时人为地提高对扰动的阻

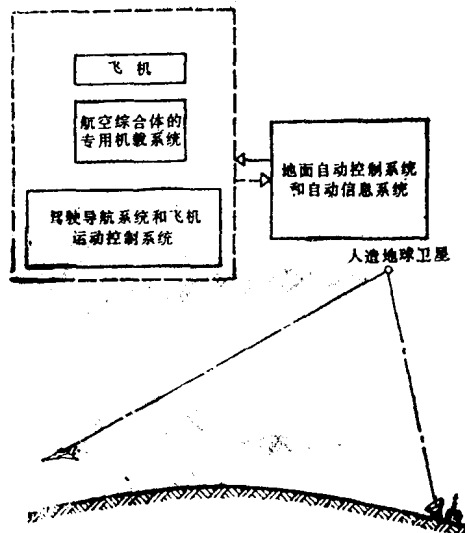


图 1.3 载有机组人员的现代航空综合体的典型构成

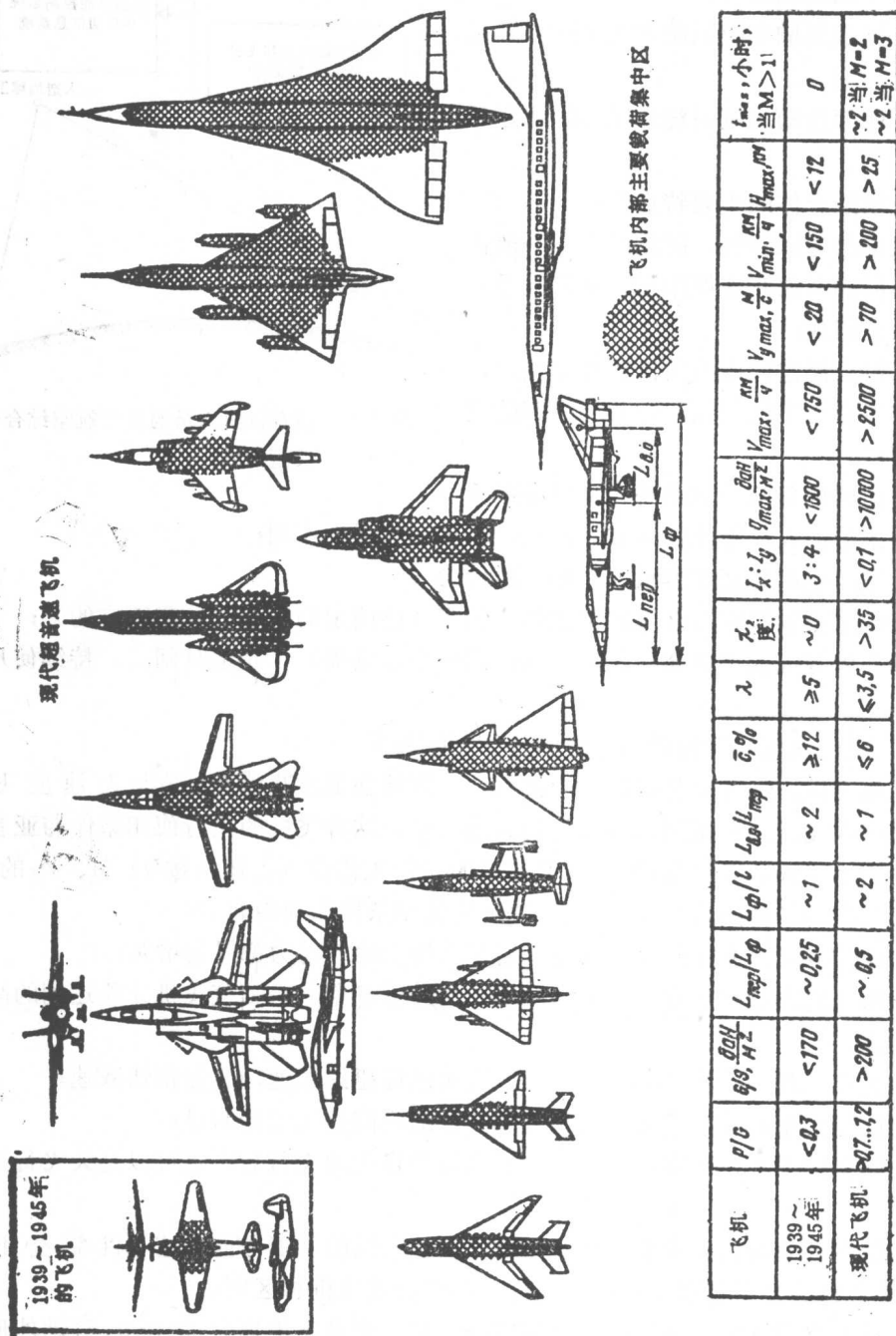


图 1.4 表示现代高速飞机气动特性和重量配置的数据

尼。

上述措施不仅保证了飞行安全和飞机在跨音速和超音速飞行时的正常驾驶条件，而且也明显地扩大了飞机的机动性和战术性能。它们允许：

在M数的跨音速范围内大大减少所有飞机气动特性的绝对变化和相对变化；

在跨音速和超音速条件下明显降低飞机的迎面阻力；

跨音速飞机的全部操纵机构保持正常工作；

在任意飞行使用条件下保证作用于驾驶杆上的力和扳动驾驶杆的力都能为飞行员所承受；

改善飞机在跨音速和超音速及高空条件下飞行时的稳定性和操纵性；

大大提高飞机在跨音速和超音速及高空下的飞行技术性能和机动性能；

飞机可用于解决众多的新课题。

1.1.6 飞机飞行实践中所应用的坐标系和术语

飞机飞行试验时，一般应用下述右手垂直坐标系：

1. 机体坐标系—— $OXYZ$ 。坐标系原点取飞机质心。纵轴 OX 位于飞行器的对称平面内，并由尾部指向头部。纵轴的方向既可按飞机、机翼或机身的基准轴选取，也可按惯性主轴选取。法向轴 OY 位于飞机的对称平面内，并指向上部。横轴 OZ 垂直于飞机的对称平面，并指向右机翼（图1.5a, z）。

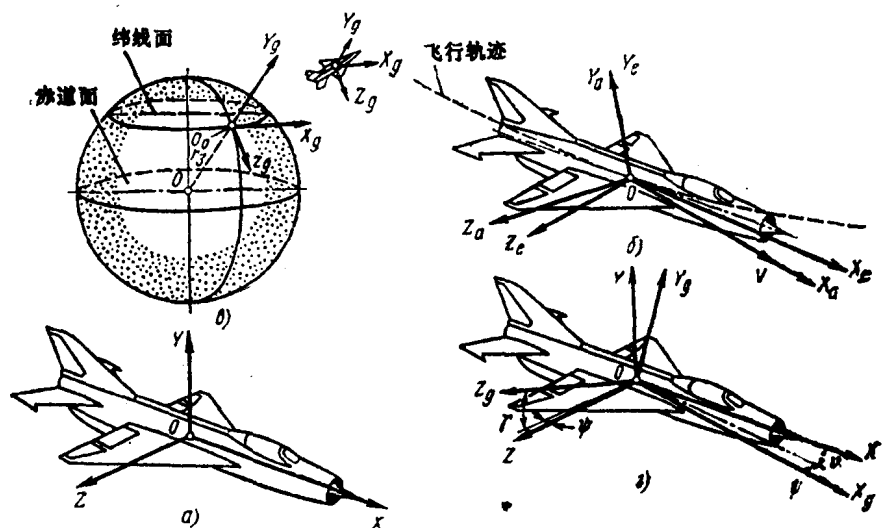


图 1.5 飞机飞行试验时应用的坐标系

a—机体坐标系 ($OXYZ$)；b—速度坐标系 (OX_a, Y_a, Z_a) 和半机体坐标系 (OX_e, Y_e, Z_e)；c—法向坐标系 (OX_g, Y_g, Z_g) 和地面法向坐标系 (O_0, X_0, Y_0, Z_0)；d—机体和地面坐标系

2. 半机体坐标系—— $OX_e Y_e Z_e$ 。坐标原点取飞机质心。 $O_e X_e$ 轴与飞行器速度在机体坐标系的 OXY 平面上的投影重合， OY_e 轴与升力轴 OY 重合，而 OZ_e 轴与横轴重合（图 1.5, b）。

3. 速度坐标系—— $OX_cY_cZ_c$ 。坐标系原点位于飞机的质心。速度轴 OX_c 同飞机速度的方向一致。升力轴 OY_c 位于飞机对称平面内,并指向飞行器上部。侧轴 OZ_c 向右,垂直于 OX_cY_c 平面(图1.5, б)。

4. 法向坐标系—— $OX_gY_gZ_g$ 。坐标系原点位于飞机的质心。 OY_g 轴沿地垂线垂直向上,而 OX_g 和 OZ_g 轴根据问题选择。 OZ_gX_g 平面与地平面平行(图1.5, в, з)。

5. 地面法向坐标系—— $O_0X_0Y_0Z_0$ 。坐标系原点位于飞机的质心。 O_0Y_0 轴沿地垂线垂直向上,而 O_0X_0 和 O_0Z_0 的方向同法向坐标系一样根据问题选择(图1.5, е)。

所用术语和坐标轴的标准符合现行国家标准(ГОСТ20058—80)。

飞机飞行试验中所用专用术语的涵义,将在相应的章节中予以解释。本节只讨论几个具有一般性质的术语。这样的术语(概念)有:飞行器空气动力学、飞机动力学、飞行器的控制运动和自由运动、飞行状态和飞机状态、飞行安全性。

术语“飞行器空气动力学”,是按ГОСТ20058—80由研究飞行器在大气中的运动的力学部分所定义的。我们用“飞行动力学”这一概念将概括表示飞机在干扰作用后的自由运动总特性以及飞机控制运动的过渡过程。

飞机的自由运动是在以下情况下实现,即在整个观测时间内驾驶杆位置不变,飞行器结构形式不变,动力装置工作状态不变,而且不存在外界干扰。

控制运动——是飞机这样的一种运动方式,即在整个观测时间内,由飞行员相应地偏转驾驶杆或自动驾驶仪手柄,或改变飞行器的构形或动力装置工作状态,以及转动发动机推力矢量来给定的。

用术语“飞行状态”概括了这样一些飞机控制运动,于这种运动形式下,在整个观测时间内由飞行员(或由自动驾驶仪)使飞机的一个或几个运动参数(如速度、M数或飞行高度、俯仰角、倾斜角、偏航角、攻角或侧滑角、过载或其投影之一、轨迹倾角)保持不变。

用术语“飞机状态”概括最有代表性的及最稳定*的飞机自由运动形式,这种运动形式是在对飞机的干扰作用停止后形成的。

飞机的所有各种状态可以人为地分成两类。第一类一般包括设计使用条件下所观测到的飞机自由运动形式(如飞行器的纵向短周期运动及沉浮运动,其侧向摆动、盘旋运动、倾斜运动)。第二类包括非飞行使用条件下的飞机自由运动形式。这是指飞机的诸如象倾斜下坠、尾旋、超音速失速、气动惯性自转、失控的倾斜运动等危险自由运动形式。对现代高速航空来说,这些运动方式不仅具有理论意义,而且还具有很大的实践意义。所以,现代高速飞机的这些极限状态将在下面详细研究(见1.2, 1.6和第7章)。

术语“飞行安全性”,可以理解为飞机这样的飞行使用条件并使其达到这种程度,即在这种条件下飞机无意地超过其规定使用限制及发生紧急情况的概率低于规定的水准。

1.2 基本方法论的前提、原理和规则

现代高速飞机是相当复杂的动力学系统,所以,只能在飞行中才有可能把它最终研制完

*也就是在任何飞机的自由飞行中多次可见的。

成。能否及时发现并排除以后将会降低飞行安全性的飞机的全部缺陷，这在很大程度上取决于高速飞机在飞行试验中所得信息的质量及完整性，取决于由分析所获得的数据的精度及速度，否则将明显限制飞机的飞行使用性。

所以，现代高速飞机的飞行试验方法论问题占有首要地位。方法论的重要课题之一是科学地寻找进行飞行试验的条件，这些条件应能大大缩减飞行试验所要求的内容，同时又不降低试验资料的论证价值。现在，还不够明确的是，应当怎样给定这些条件，以避免实际试飞次数增加，以及在个别情况下避免使工作产生严重错误。

1.2.1 高速飞机飞行试验中应考虑的因素（方法论推论）

现代高速飞机进行飞行试验时，要考虑以下几个主要因素。

1. 飞机的飞行使用特点

它们首先是：

飞机的“工作”速度、高度、M数和速压的范围宽；

在跨音速和超音速飞行时，空气的可压缩性对飞机空气动力特性影响很大；

在速压较大时，飞机结构的弹性变形对空气动力特性有重大影响；

在高速飞行时，飞机对扰动的阻尼减弱；

飞机的非稳态运动占优势；

在超低空（地形跟踪）高速运动时，新的、要求高准确度驾驶的飞行使用状态出现；

周期小于1秒的飞机纵向和横向自由振荡的使用状态产生；

飞机将优先用于某个航空综合体內。

2. 飞行器的特点

它们包括：

高速飞机的外形和气动力构型繁多；

飞机具有全新的气动力构型和重量配置；

飞行过程中飞机的质量和惯性有明显变化；

由于推重比大且有强有力的制动装置，机动型飞机具有很快加速或减速的能力；

新型喷气动力装置；

高度自动化助力器操纵系统。

3. 现代飞机的飞行外界环境特点

地球大气最本质的特点是：

它的不稳定性；

空气的可压缩性和惯性；

空气的所有物理参数值随高度的变化；

当高度超过2—3万米时，大气具有很高的稀薄度。

根据上述现代高速飞机的飞行使用特点和结构的构造形式，以及地球大气的特点，可以做出三个重要的方法论结论：

（1）必须把在飞行中确定的飞机特性转换成飞行和大气状态设计条件（标准条件）下的特性。

（2）必须在飞行试验时确定高速飞机的稳定性和操纵性同M数（估计空气可压缩性的影响）、速压或表速（估计结构弹性变形的影响）及飞行高度（估计空气密度变化的影

响)的关系,这些关系要考虑该飞机所有可能的负载和构型,并把试验结果同飞机“标准”模型的稳定性和操纵性进行比较。

(3) 必须规定进行飞行试验的条件(考虑高速飞机所有的动力学特点的操纵特点),也应规定检查机动飞行的类型及所需确定的特性,以便保证在有限的飞行试验基础上全面评价新飞行器。

因此,为了优质高效地进行高速飞机的飞行试验,必须规定飞行试验的条件和方法,保证每次试验的品质因素最佳,信息量最多,以及在各种不同的飞行条件下很好地呈现此飞机动态特性和可控性的最大可能变化,并在飞行器移交批量使用时很好地呈现上述性能变化的允许范围。飞行试验工作的成就在很大程度上还依赖于试飞员的直觉,他所具有的足够的实践经验及其他业务基础知识。

1.2.2 飞行器运动参数允许值

范围和飞行状态区域的划分

一般情况下,飞行器运动的任一参数值随时间的变化(甚至可能在极大范围内的变化),可以用 n 维欧几里德空间 $\mathcal{X}$ 的点 $\xi_i(t) = \alpha(t), M(t), V_{ix}(t), H_p(t), \dots, \beta(t), n_z(t), \dots, \omega_x(t), \omega_y(t), \omega_z(t)$ 的集合来表示,而空间本身此时划分为一系列有代表性的区域(图1.6)。它们决定:

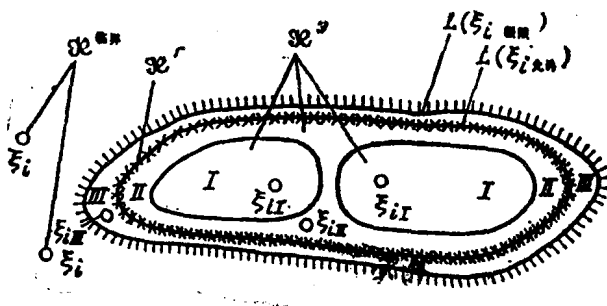


图 1.6 飞行器运动参数 ξ_i 允许值范围和飞行状态区域划分

$|\xi_i(t)| \leq |\xi_{i, \text{允许}}|$ 为这些参数的使用值区 $\mathcal{X}^*$,

$|\xi_{i, \text{允许}}| < |\xi_i(t)| \leq |\xi_{i, \text{极限}}|$ 为参数的极限值区 $\mathcal{X}^r$,

$|\xi_i(t)| > |\xi_{i, \text{极限}}|$ 为飞行器运动参数值的危险区 $\mathcal{X}^{*P}$ 。注脚“极限”表示按安全条件确定的飞行器运动参数极限允许值,而注脚“允许”表示这些参数在批量使用时的允许值。

图1.6所示,外界面 $L(\xi_{i, \text{极限}})$ 可以按飞机运动的每一个主要参数确定飞行器的潜在(极限)性能,而内界面 $L(\xi_{i, \text{允许}})$ 为该飞机在批量使用时的可行性能。

由界面 $L(\xi_{i, \text{允许}})$ 围出的空间 $\mathcal{X}^*$ 的内部包括正常使用条件下运动参数 $|\xi_i(t)| \leq |\xi_{i, \text{允许}}|$ 所有可能的数值,它们既对应于飞行状态的基本区 $\mathcal{X}(I)$,也对应于使用区 $\mathcal{X}(II)$ 。按照规定的飞行状态区域划分,第一个区域由速度、飞行高度、过载和攻角值所确定,这些参数都是飞机为完成特殊用途的主要任务所必需的;而第二个区域是飞行器批量使用时这些参数的允许值。

内界面和外界面之间的空间,只含有对应于飞行状态极限区 $\mathcal{X}(III)$ 的飞行器运动参数值。飞行极限区一般由飞行器这样的一些速度、飞行高度、过载和攻角的数值所确定,即按飞行安全规程规定,超出这些数值是不允许的。

从飞行器动力学和操纵性的观点来看,在封闭空间之外,越过外界面 $L(\xi_{i, \text{极限}})$ 存在各种飞机运动临界状态(方式)的危险区 $\mathcal{X}^{*P}$ 。

1.2.3 对现代飞机稳定性和操纵性特性及评价航空综合体性能和效能提出要求的一般原则

在对现代飞机稳定性和操纵性特性提出要求时,既应考虑飞行器的主要使用功能和重量,

也应考虑飞行中要解决的问题的特殊性。

苏联民用飞机飞行合格标准（НЛГС-2、ВНЛГСС、НЛГС-3）及其他类似的国内外文件规定了飞机稳定性和操纵性特性的水平，它保证包括从起飞到降落在内的每一飞行阶段都应成功地解决飞机上相应的专题任务。

现代飞机根据其使用功能和重量可以分为以下三类：

机动型（Ⅰ级， $n_{max} > 5$ ）；

有限机动型（Ⅱ级， $3.5 \leq n_{max} \leq 5$ ）；

非机动型（Ⅲ级， $n_{max} < 3.5$ ）。

非机动型又分为起飞重量小于100吨（Ⅲa）和起飞重量大于100吨的（Ⅲб）。

根据飞机的专题任务和完成任务的性质，全部飞行阶段可分为A、B、B三级。在各个飞行阶段都要求精确控制轨迹，准确跟踪并能快速地作机动飞行的，属于A级。在飞行的起飞-着陆阶段不要求完成快速机动动作，但必须高度准确地控制飞行轨迹的，属于B级。最后，在飞行阶段不要求准确跟踪和快速机动，但可能要求精确控制飞行轨迹的，属于B级。

为了评价对飞机稳定性和操纵性要求完成的质量，可将全部规范化性能分为三级：

1级——飞机的稳定性和操纵性与该飞行阶段的要求能很好地吻合。

2级——在降低完成任务的某一效能及加大飞行员负荷的情况下，飞机的稳定性和操纵性特性仍能保证完成飞行阶段的任务。

3级——当飞机的稳定性和操纵性特性不能保证有效地完成任务，或虽保证了飞机的操纵，但飞行员承受了极大的负荷。

此时应当指出，在设计的飞行条件下（包括飞行状态极限区），不管是在飞机的正常飞行状态，还是在操纵系统发生故障的情况下，都不允许任一标准化的稳定性和操纵性特性低于3级。

在现代航空综合体的飞行试验任务中，除了要确定技术完善程度及其性能与技术任务书相吻合的程度外，还应揭示及综合评价飞行设备的性能和效能。

只有计及航空综合体的用途及其使用条件的大量指标的总和，才能足够完全地代表现代航空综合体的使用特性。它即包括确定航空综合体的无故障工作时间、出现某些故障后为恢复其正常工作所需时间及解决航空综合体性能问题过程中用来完成所有主要工序所耗费的时间等的时间指标，也包括表示各种使用运行条件下航空综合体的作用范围、战术性能，以及飞机的自主程度（不用从地面控制点定期获取信息）、其抗干扰性能及不依赖气候条件和昼夜时间性能的数值指标。

1.2.4 飞行试验时评价现代飞机动力学性能和操纵性的一般规则

对几代各种结构的国产跨音速和超音速飞机的飞行试验经验的总结，开辟了有目的地完善评价新型高速飞机在飞行试验时的动力学和操纵性的全过程，以便继续提高飞机的试验、调整和鉴定的效率和质量（图1.7）。以下几点理论根据是进行分析和归纳的重要研究成果。

1. 制定评价新型高速飞机在试验和鉴定时的稳定性和操纵性，确定飞行试验工作的主要任务和方向，以及确定飞机投入批量使用条件的统一规则的可能性；
2. 将所有主要机组进行飞行试验的条件和方法统一化的可能性；
3. 更明确并有根据地指出每种新飞机作飞行试验时所需论证信息量的可能性。