



# 飞行动力学

FEIXING DONGLI XUE

[俄]Г. С. 比施根斯 主编

安刚 金兴 唐瑞琳 张珊珊 刘丹 刘小敏 译

高亚奎 林皓 校



国防工业出版社

National Defense Industry Press

# 飞行动力学

[俄]Г. С. 比施根斯 主编

安刚 金兴 唐瑞琳 张珊珊 刘丹 刘小敏 译  
高亚奎 林皓 校

国防工业出版社

· 北京 ·

## 内 容 简 介

本书分析了各种坐标系下的飞机运动方程,列出了飞机飞行特性、纵横向运动中作用在飞机上的力和力矩、飞机运动轨迹以及操纵性和稳定性的计算方法。

分析了扰动运动的动力学研究方法以及能满足操纵性和稳定性要求的现代自动控制系统方案,给出的方法可用于研究不同布局飞机的动力学特性,其中包括静不稳定飞机。

### 著作权合同登记 图字:军-2015-253 号

图书在版编目 ( CIP ) 数据

飞行动力学 / ( 俄罗斯 ) 比施根斯 ( Г. С. Бюшгенс )

主编; 安刚等译. — 北京: 国防工业出版社, 2017. 1

ISBN 978 - 7 - 118 - 10971 - 9

I. ① 飞… II. ① 比… ② 安… III. ① 飞行力学

IV. ① V212

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2016) 第 257542 号

Динамика полета: Учебник для студентов высших учебных за-  
д46 ведений / А. В. Ефремов, В. Ф. Захарченко, В. Н. Овчаренко и др. ;  
под ред. Г. С. Бюшгенса. — М. : Машиностроение, 2011. 776 с. : ил.  
ISBN 978 - 7 - 118 - 10971 - 9

※

国防工业出版社 出版发行

( 北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100048 )

三河市众誉天成印务有限公司印刷

新华书店经售

※

开本 710 × 1000 1/16 印张 30½ 字数 582 千字  
2017 年 1 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—3000 册 定价 138.00 元

( 本书如有印装错误, 我社负责调换 )

国防书店: (010) 88540777

发行邮购: (010) 88540776

发行传真: (010) 88540755

发行业务: (010) 88540717

## 译者序

俄罗斯机械制造出版社(ИЗДАТЕЛЬСТВО МАШИНОСТРОЕНИЕ)出版的 *ДИНАМИКА ПОЛЕТА*(《飞行动力学》)是在俄罗斯科学院(РАН)Г. С. 比施根斯院士的主持下,由俄罗斯中央空气流体动力研究院(ЦАГИ)和莫斯科航空学院(МАИ)的教授和专家联合编著的,是一部反映现代飞行动力学发展最新研究成果的专著。这部著作分析了现代飞机的发展和特点,总结了俄罗斯现代飞行动力学的发展和自动化控制等工程实际应用经验,从飞机运动轨迹和飞机操纵性与稳定性两大范畴出发,全面介绍了飞行器设计所涉及的飞行动力学和飞行控制理论、方法和实践,非常适合航空专业广大师生和航空科研人员学习和参考。

莫斯科航空学院的 А. В. 耶夫列莫夫(А. В. Ефремов)教授,也是原著作者之一,2012 年底来中国航空工业第一飞机设计研究院讲学时,向我们介绍了 *ДИНАМИКА ПОЛЕТА* 并赠送了原版书籍。拿到原著后,我们立即组织技术团队学习和研讨,并应于在研飞机型号中。这部著作对现代飞行动力学、非线性控制,以及飞行控制系统等都具有很高的学术和工程参考价值。

经济的飞速发展对现代飞行器提出了更高的要求。高速大机动、任务高效融合、经济环保等要求不断凸显,迫切需要相关理论的支持,而这部著作可以弥补国内在此方面的薄弱与缺失。因此,很有必要翻译并出版这部著作,将其介绍给国内读者,以期对广大航空科技工作者有所帮助。

全书翻译和审校工作中航工业一飞院高亚奎研究员、林皓研究员、唐瑞琳工程师、张珊珊工程师,西安交通大学的安刚博士,以及中国航空工业庆安的三位俄语译员金兴、刘丹、刘小敏共同完成。

全书翻译工作由安刚博士负责。前言、第 1 章由张珊珊翻译;第 2 章由张珊珊和唐瑞琳共同翻译;第 3~8 章、第 7~12 章、附录由唐瑞琳翻译;第 9、10 章由金兴翻译;第 11~13 章由刘丹翻译;第 14~16 章由刘小敏翻译。

全书审校工作由高亚奎研究员负责。林皓校对了第 1~11、14 章,安刚校对了第 12、13、15~20 章,前言与附录由高亚奎校对。

高亚奎研究员对全书译文进行了全面审校。

金兴译员做了大量的专业词汇整理以及组织协调工作,特别是与耶夫列莫夫教授在原著理解疑难方面的交流与确认。

张珊珊工程师在与国防工业出版社沟通方面也做了大量协调性工作。

耶夫列莫夫教授在得知我们要翻译并出版这部著作中译版后,表示了极大的支持,并为我们提供了原著的电子版,以便于翻译出版的顺利进行。尤其是在翻译过程中,教授不厌其烦地给我们答疑解惑,为我们更加深刻地理解原著提供了很大帮助。在此,向耶夫列莫夫教授为译著的翻译和出版所做出的贡献表示衷心的感谢!此外,原著作者结合我们提出的相关问题,对原稿进行了一些修改,在翻译稿中一并进行了修改,感谢原著的所有作者以及为此书编写做出贡献的所有俄罗斯专家与同行们!

感谢俄罗斯机械制造出版社和中国国防工业出版社为译著出版做出的贡献。俄罗斯机械制造出版社授权我们无偿出版原著的中译版,而国防工业出版社也为版权联络做出了很多实际工作。

《飞行动力学》中译本的出版,是中俄两国航空技术合作的又一重大成果。翻译出版过程中,得到了中国航空工业唐长红院士、中国航空工业沈阳飞机设计研究所范彦铭研究员、中国航空工业成都飞机设计研究杨朝旭研究员等给予的大量指导与帮助。中国航空工业庆安公司丁凯总经理、汤济新总工程师、骆卫东副总工程师也为本书的翻译和出版提供了诸多方便与支持。在此一并向他们表示诚挚的谢意!

由于译者水平有限,书中出现的不妥和错误之处,恳请读者批评指正!

译者

2016 年 12 月

# 序

工科大学的传统课程《飞行动力学》包括轨迹运动(气动计算、参数优化与选择)以及飞机操纵性和稳定性等方面的内容。莫斯科航空学院的这门课程主要由“飞行器动力学和飞行控制”教研室的创始人 И. В. 奥斯塔斯拉夫斯基教授创立。他编著了一系列教材和学习手册,总结了 20 世纪 40 ~ 60 年代航空技术的研究经验。如今出版了一些非常简明的飞行动力学教材,如 А. Ф. 波奇卡列夫和 В. 埃特肯编著的教材等。遗憾的是,最初出版的 В. 埃特肯教材翻译得不够准确,专业术语上有许多错误,而最新出版的还没有翻译成俄语。本书包含了“飞行器动力学和飞行控制”教研室传统课程的所有内容,叙述详细,适合大学生使用。

本书对所有现代飞行动力学问题都进行了详细描述,包括近些年来特别重要的飞机控制自动化。中央空气流体动力研究院实现了自动化控制的工程实际应用,极大地改变了现代飞机的设计理念,能够保证静不稳定飞机的操纵性和稳定性,可解决许多飞行安全问题。

附录中提供了更为详细的参考资料和计算方法,这些内容不仅对大学生有益,对设计院所工程人员也同样适用。

莫斯科航空学院 А. В. 耶夫列莫夫教授领导的“飞行器动力学和飞行控制”教研室对本书提出了很多有益的建议。

俄罗斯科学院院士 Г. С. 比施根斯

# 前 言

飞机研制是一个复杂的迭代过程,需要气动、强度、动力、控制系统、无线电设备等领域的专家积极参与,部件质量、设备组成或飞机独立部件形状等的细微变化都将导致其他参数和特性的修正。

在这些领域中,飞行动力学具有特殊的地位,其任务是完成飞机两组特性的综合计算。第一组是飞机的飞行轨迹、飞行特性(包括飞行技术特性和机动性)以及起降特性。这些特性实质上是“质点”飞机所能达到运动指标的能力。

假设飞行速度不变,根据飞机定常运动方程,求取可飞行区域、最大过载、最大速度、航程和续航时间、爬升率、盘旋半径和其他特性参数,这些参数在很大程度上决定了飞机的性能。当速度发生显著变化时,飞行特性和起降特性则根据非定常飞行状态确定。在优化飞机航迹时,使用非定常方法确定最小爬升时间、飞行器无动力着陆下滑距离、滑跑距离和加减速时间等。这些特性形成了飞机的研制要求,正是这些要求决定了飞机的性能。飞机航迹的计算不仅可得到高度  $H(t)$  和速度  $V(t)$  的变化关系,以达到设计目标(最小燃油消耗或者最大飞行高度),而且还可以确定飞机的极限能力(最小爬升时间、无动力着陆最大下滑距离等)。

第二组特性是飞机的驾驶特性,即稳定性和操纵性。

稳定性主要研究飞机对导致其偏离基准轨迹的扰动的响应。这些扰动包括阵风、激波,以及飞机构型和质心的瞬时变化(外挂投放、武器发射等)。

扰动作用停止后,至少在一段时间内飞机的运动与基准运动不一致。如果一段时间后,飞机运动重新恢复到基准运动,那么飞机的运动是稳定的。如果飞机运动随时间越来越偏离基准运动,那么运动是不稳定的。

由此可见,飞机运动的稳定性可理解为由于扰动而发生变化的运动学参数(攻角、速度、滚转角速度等)在停止扰动后,恢复各自初始值的能力。

为了评价稳定性,扰动运动的特性和衰减程度很重要,需用一系列指标确定稳定性。其中之一就是纵向静稳定性,它表征了飞机恢复因扰动而变化的攻角的能力,由质心和焦点(升力增量作用点)之间的距离决定。焦点位于质心之后时,攻角和升力的突然增大将产生使攻角减小的力矩,这样的响应显示了飞机的静稳定性。

除稳定性外,操纵性决定了飞机的可驾驶能力。一般而言,操纵性是飞机对

操纵装置(驾驶杆/盘、脚踏等)给定偏移或者力的响应。

飞机响应是操纵指令下的空间运动,其响应指标决定了飞机完成给定驾驶任务的能力。

驾驶员是这样地评价飞机操纵性的好坏:好飞机“跟着驾驶杆走”,操纵后没有响应的延迟。这可以理解为,为了完成驾驶任务,驾驶员必须根据操纵特性进行驾驶杆偏转并施加不大但能明确感知的力。飞机设计时,操纵性指标应符合通用标准要求。

必须注意,稳定性和操纵性是密切关联的。不稳定的飞机不会具备良好的操纵性;而稳定的飞机既可能具备良好的操纵性,也可能操纵性不满足要求。为建立所需飞机过载,驾驶员施加到驾驶杆上的力不是过大就是过小,就会出现操纵性不满足要求的情况。由此可见,稳定性是具有良好操纵性的必要条件,但不是充分条件。因为除了稳定性指标决定操纵性以外,还包括其他特性,如舵面效率、控制系统特性和参数、飞机的响应等。正确地设计飞机操稳特性,使驾驶员可以高质量并安全地完成驾驶任务。

为了满足飞机设计要求,通过进行上述特性计算,飞行动力学领域的专家能够解决最重要的设计任务,即飞机设计参数的选择:翼载、推重比、质心、翼型等。必须指出,现代航空的发展伴随着飞机速度和高度范围的不断扩大,以及布局转变为静不稳定(其特征是焦点位于质心之前)。这些变化本质上影响了操稳特性,飞机自动化控制成为必然。由此可见,控制系统架构和算法是飞行动力学需要解决的问题之一,其决定了飞机的气动外形并保证了高质量、安全地驾驶。

飞行动力学本质上是一门应用科学。在进行研究时,需要运用其他各基础学科的知识和方法,主要有固体力学、空气动力学、应用数学、控制原理等。与飞机设计其他应用学科一样,在这些基础学科没有取得一定成果前,不可能解决飞行动力学的主要问题。飞行动力学问题的解决方法是在航空发展过程中形成的。

19世纪末,活塞发动机的成功研制诞生了航空业。活塞发动机可提供飞行所需速度的必要推力。有机翼飞机飞行的气动原理就是升力与重力平衡。在1903年,莱特兄弟使用活塞发动机飞机“飞行者”(图B.1)第一次成功飞行后,航空业开始了迅猛的发展。具体来讲,第一次世界大战期间,各参战国共生产了20多万架飞机。20世纪20年代初,伴随着战斗机的发展,也开始了客机的研制。最初的飞行器设计一般采用“试凑”方法,即基于经验和简单的相似原理。空气动力学、飞行动力学、强度和其他应用学科的发展,使得设计可以通过简单的计算方法完成。最初的气动计算就是基于曲线分析方法来确定飞机飞行性能的,H. E. 茹科夫斯基对此做出了巨大的贡献。他在1913年提出的推力方法,在诸多国内外学者的著作中都得到了进一步发展和改进,如B. П. 维特钦京、B. C. 贝施

诺夫、Б. Т. 高罗先科、И. В. 奥斯塔斯拉夫斯基、Р. Д. 伊洛达夫等。1943 年后的很多年间,中央空气流体动力研究院出版发行的《设计师指南》对研究方法进行了汇总,这些方法可用于飞机空气动力学计算,包括飞行特性计算等。

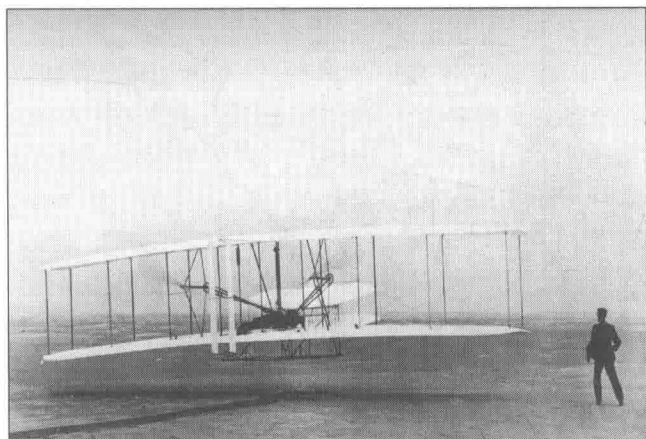


图 B.1 莱特兄弟的第一架飞机

知道了飞机基本参数(翼载、推重比等)对飞行特性的影响后,可在研制新飞机时有根据地选择这些参数。在 1912 年—1944 年,活塞发动机飞机的基本参数变化趋势如图 B.2 所示。气动领域取得的成就在很大程度上促进了飞行性能的提高。这归功于在 1920 年—1930 年,苏联、德国、美国建立了配有大型风洞的试验中心,对飞机气动外形、机翼尺寸和翼型以及增升装置(襟缝翼)等设计优化提供了条件。结合研究出的计算方法,这样的试验中心是亚声速气动领域研究取得成功的基础。

早期研制重于空气的飞行器时,人们就已经认识到了正确设计操纵特性的重要性。其中,W. 莱特在首飞两年前就曾写道:“人们已经知道怎样设计能够在大气中以一定速度运动的机翼或者飞机……,同时也懂得怎样研制能为飞机提供大速度所必需功率又相对较轻的发动机。但是,驾驶员无法配平和不可操纵会导致严重的驾驶问题。当这个难题被攻克后,飞行器时代便来临了,至于其他问题,就不太重要了”。

为了“飞行器时代”的到来,保证飞机安全飞行的操稳特性,需要学者和工程师们多年潜心工作,将设计经验转换为工程计算方法。

活塞发动机时代研制的亚声速飞机,其气动力和力矩特性不随速度变化,这就决定了计算方法十分简单。计算这种飞机的操稳特性时,需要考虑螺旋桨工作的影响。除此之外,飞行速度和高度范围的限制在一定程度上保证了可接受的动态操稳特性。设计质心位置的时候,操纵性的计算方法仅用于静操纵性研究。操纵特性的计算方法主要包括正确选定尾翼参数、确定驾驶员施加到驾驶杆上的



雷实现了带有自动驾驶仪飞机的首次飞行,飞机的自动飞行控制成为航空发展的一个分界点。20 世纪中叶,出现了自动控制状态下飞行的无人机。20 世纪 30 年代,英国和德国成功研制了仪表着陆系统,成为当今任何一架飞机不可或缺的一部分。驾驶员借助仪表,使用无线电系统给出的下滑道(航迹倾角  $\Theta = -2.5^\circ \sim -3^\circ$  的直线轨迹)操纵飞机。

活塞发动机的功率  $N$  与飞行速度无关,推力  $P$  与速度成反比例:  $P = N\eta/V$  (即使在螺旋桨有效系数较高的情况下,也是如此),阻力与  $V^2$  成正比。采用活塞发动机阻碍了航空业的进一步发展(活塞发动机飞机达到的最大飞行速度为  $700 \sim 750\text{km/h}$ )。

涡轮喷气发动机的出现标志着高速飞机新时代的到来。1943 年出现了喷气式战斗机(Me-262,德国)。大约在同一时期,苏联也展开了喷气式飞机的研制工作,1948 年 La-176 在下降飞行中达到了声速。早期批产的超声速飞机出现在 1953 ~ 1954 年,米格-19(苏联,图 B.3)和 F-100(美国)的飞行速度达到  $Ma = 1.2 \sim 1.35$ 。到 20 世纪 60 年代,苏联、美国、法国和英国的战斗机速度可达  $Ma = 2$ ,甚至更大(图 B.4)。高亚声速和超声速飞行对飞机飞行性能的要求显著提高,这也给发动机制造业、空气动力学和飞行动力学领域带来了一系列挑战。

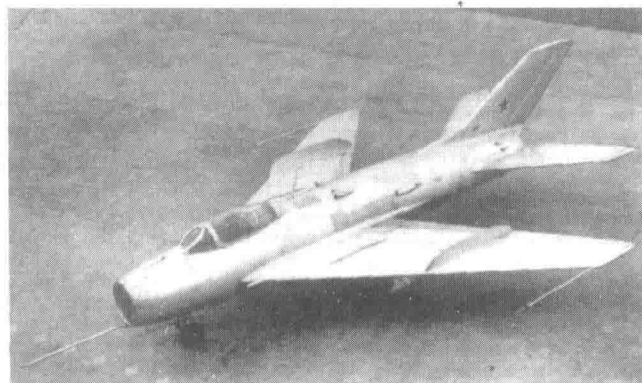


图 B.3 米格-19

在最小损失的情况下,如何将进入发动机的超声速气流减速到亚声速,是发动机制造领域出现的新问题。为此,超声速飞机上会有特别几何形状的进气道,随着速度的增加进气道会更加复杂。在较高超声速的情况下,气流减速需要在进气道内安装随飞行速度变化而移动的整流锥。

采用加力燃烧室会大幅提高飞行速度,但是会增加燃油消耗率。随着发动机内部参数的优化,以及超声速飞行( $Ma > 1$ )时升阻比的提高,可使在非加力状态下,获得超声速的巡航速度。研制远距飞机(M-50、图-144、“协和号”、T-4 等<sup>[1]</sup>)时,第一次采用了这种发动机。

过渡到超声速的同时,也伴随着飞行高度的本质变化。在这种情况下,确定

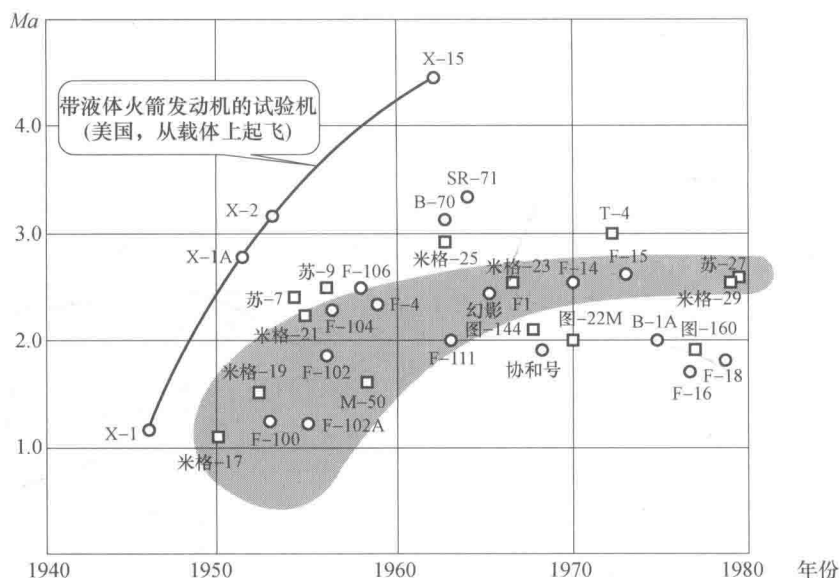


图 B.4 喷气式飞机飞行速度曲线

飞行轨迹就要求研究新的计算方法。第一种得到广泛应用的方法是由 F. 菲利普萨姆提出的。在俄文文献中,它的名称为 И. Б. 奥斯塔斯拉夫斯基 - A. A. 列别杰夫能量法,该方法与 F. 菲利普萨姆大致是在同一时间独立研究提出的。

该方法的基础是引入新的变量,即能量高度  $H_e = H + \frac{V^2}{2g}$ ,使得航迹计算在某些标准下达到最优。这种方法可以确定超声速飞行时的爬升高度、续航时间以及其他飞行特性。

超声速飞行在气动领域引起了一系列问题,其中包括:在  $Ma = 1$  的区域内,波阻会显著增加、升阻比下降以及由于飞机焦点后移导致纵向力矩的增加(即静稳定性增加)。这就造成水平飞行所需推力增加,从而引起燃油消耗的增加以及飞行距离的缩短。除此之外,纵向静稳定性的增加会导致飞机操纵性的显著变坏。

20 世纪 40 年代提出了一个改善超声速飞机气动特性的方法,就是在减小翼型厚度的同时增大机翼的后掠角。机翼后掠角的增大会引起亚声速飞行时升力下降,进而引起飞行性能和起降性能下降。因此,在超声速飞机的研制实践中,通过逐渐改变机翼后掠角来解决该问题(分为若干阶段)。

(1) 增加机翼后掠角  $\chi$  到  $60^\circ$ 。这可使水平尾翼的亚声速扰流保持到  $Ma = 2$ , 对于圆形前缘和相对厚度足够大( $\bar{c} = 5\%$ )的机翼来说,能够保证可接受的起降和机动特性。这种后掠机翼安装在世界上产量最大的战斗机之一的米格-21 上,以及苏-7 和苏-9 上。

(2) 后掠角  $\chi = 40^\circ$  以及超声速前缘的机翼设计, 可达到  $Ma = 3$  的飞行速度。为减小波阻, 这种机翼应当具有小厚度的翼型 ( $\bar{c} = 3\% \sim 4\%$ ), 翼型前缘为小半径, 保证了可接受的起降性能。这种机翼安装在超声速截击歼击机米格-25 上, 其在 1965 年—1978 年创造了 25 项世界纪录。

(3) 变后掠机翼的使用保证了飞机的多模态特性。采用小后掠角 ( $\chi = 10^\circ \sim 15^\circ$ ) 和大展弦比的机翼能提高起飞-着陆特性; 机翼后掠角  $\chi = 30^\circ \sim 45^\circ$  时, 可以达到较好的气动特性和机动特性, 同时跨声速飞行阶段的升阻比高, 如图 B.5(a) 所示; 当  $\chi = 60^\circ \sim 72^\circ$  时, 小阻力情况下可达到较大的超声速速度, 如图 B.5(b) 所示, 这是完成低高度大表速飞行的最佳构型。变后掠机翼曾在米格-23、苏-17、苏-24、图-22M 和图-160(图 B.6) 飞机上采用。

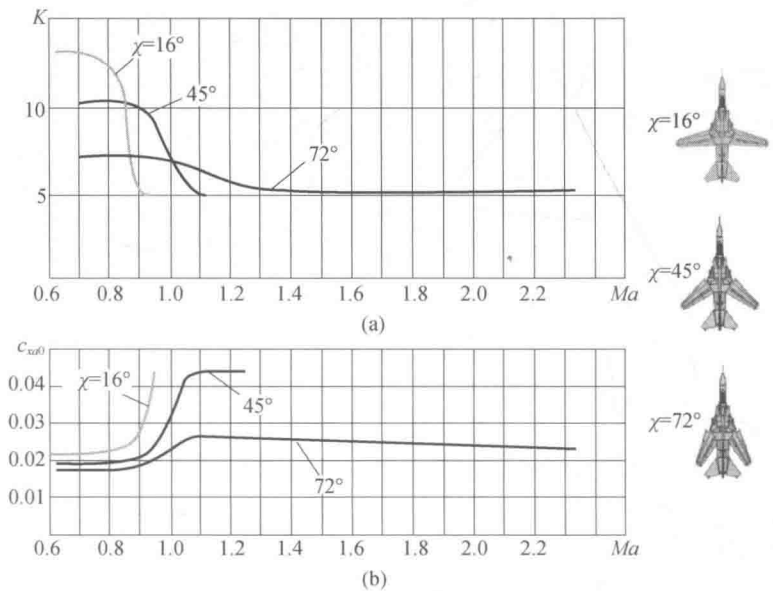


图 B.5 机翼后掠角对飞机气动特性的影响  
 $K$ —升阻比;  $C_{x0}$ —阻力系数。

过渡到超声速构型后, 飞机的惯性特性会发生显著变化, 惯性椭圆被拉得很长 ( $I_y/I_x \approx I_z/I_x \approx 10 \sim 15$ )。当角速度较大时, 由于纵横向运动的惯性相互耦合可能会出现不稳定。研究表明, 这种不稳定表现为过载无周期性振荡或者振荡发散。在这种情况下, 飞机对驾驶杆偏转的响应与平常相比是反效的, 这使得操纵更加困难。米格-21 和苏-9 为此都进行过相应的改进, 以保证安全性。

20 世纪 70 年代中期, 新一代发动机的成功研制极大地提升了歼击机的推重比, 安装在米格-29、苏-27、F-22(图 B.7) 上的现代改型发动机保证了大于 1 的推重比。

同一时代, 中央空气流体动力研究院开展的空气动力学研究, 在翼根使用大

后掠角尖前缘的整体边条翼,使其在机翼上表面产生稳定的涡旋,为飞机升力特性的提升开创了新篇章。

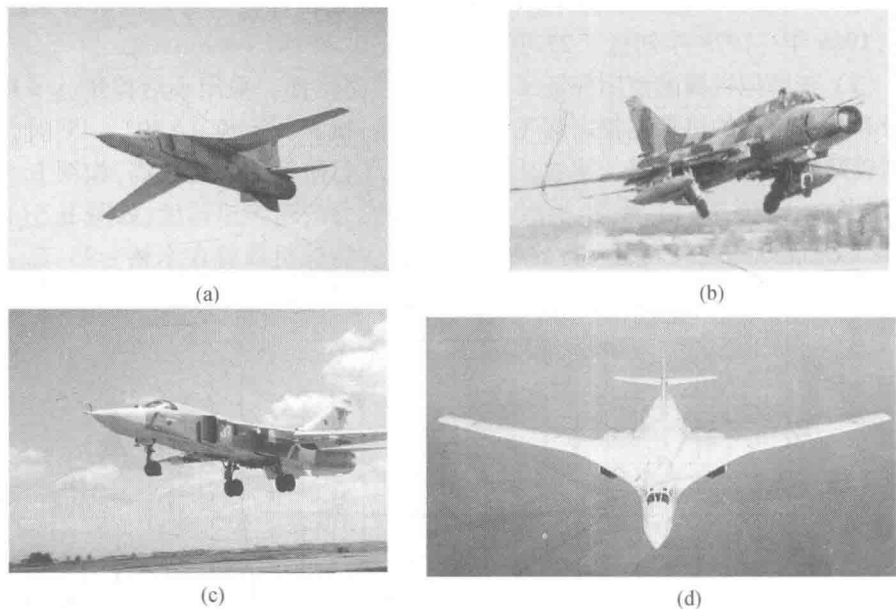


图 B.6 不同后掠角的飞机  
(a)米格-23M;(b)苏-17M4;(c)苏-24;(d)图-160。

在升力大幅增加时,所有这些成果可实现大攻角稳定飞行,并大幅改善飞行特性和机动性。自适应机翼的研制促进了飞行特性和机动性的提高,它可根据飞行状态而连续偏转。图 B.8 和图 B.9 展示了 20 世纪 60 ~ 80 年代研制的战斗机的机动性和起降特性。中央空气流体动力研究院气动专家、米高扬和苏霍伊设计局的设计师共同完成了发动机、进气装置、机翼和机身的集成,使得米格-29 和苏-27 的临界攻角显著提高,同时保证了在任意攻角下不发生失速。这些飞机的最新改型是安装了带有推力矢量控制的发动机,保证了在任意攻角下可稳定和持续地飞行。

过渡到超声速飞行后,驾驶杆效率的降低将引起飞机操纵性极大下降。为了保证超声速飞行时的操纵性,就需要使用全动平尾取代升降舵。当  $Ma > 1$  时,操纵驾驶杆需用力会增大,此时必须采用助力器。采用助力器后,驾驶员偏转驾驶杆只需要很小的力。为了使驾驶员感觉操纵的实际情况,需要人为地产生一定的操纵力。大动压飞行情况下,平尾效率会过剩,就需要根据飞行高度和马赫数  $Ma$  调整驾驶杆到平尾的传动比。在跨声速区,会出现速度不稳定。喷气式飞机飞行高度不断增大,会引起飞机阻尼特性大大降低,所有控制通道的振荡程度会增大。



(a)



(b)



(c)

图 B.7 高推重比超声速飞机  
(a) 米格-29; (b) 苏-27; (c) F-22。

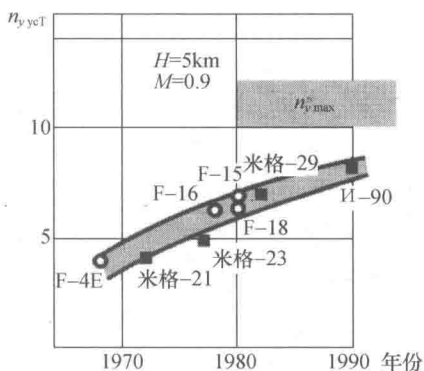
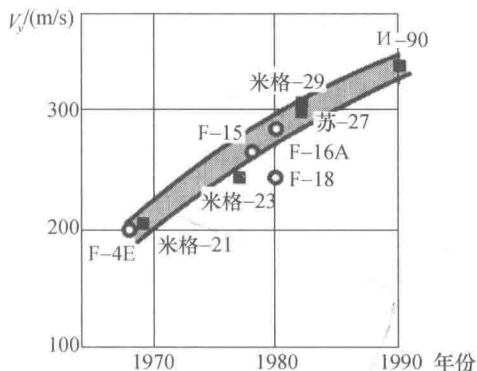


图 B.8 20 世纪后期战斗机的机动性能

研究操稳特性,就需要对飞机的扰动运动进行详细分析。一般情况下,研究该问题都必须使用力和力矩的非线性微分方程组,这就显著加大了设计任务的难度。

在航空技术的实际应用中,外部干扰会使飞机运动参数略微偏移基准。与

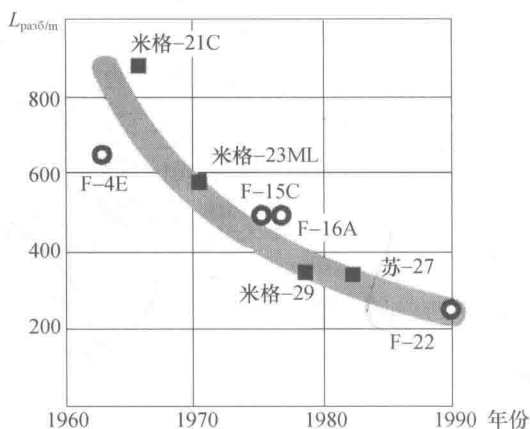


图 B.9 20 世纪后期战斗机的起飞滑跑长度

“广义稳定”不同，“狭义稳定”是通过将运动方程线性化处理后而得到解,英国学者布莱叶 1904 年提出了此种方法,在他的《飞行器稳定性》(1911)一书中有详细的描述。除此之外,学者 Г. А. 巴杰扎特(俄罗斯)也独立解决了类似问题。这些都促进了扰动运动动力学研究的极大发展,其中包括将运动分为纵向和横侧向运动,使得在不解运动方程的情况下就可以确定稳定性指标,并可直观地分析飞机和系统各参数对稳定性的影响。

20 世纪 40 年代,与控制理论一起出现的研究扰动运动动力学的数学工具,可解决复杂的飞机自动化的工程问题。这种超声速飞机操纵特性的优化方法促进了航空的发展。在初始阶段,自动化主要体现在使用了提高飞机操稳特性的综合设备,首先是液压传动装置、驾驶杆载荷机构、传动比调节器、阻尼器以及纵横向自动控制器。

军用飞机的最新发展阶段是减小静稳定裕度,并过渡到静不稳定以减小升阻比的损失。静不稳定情况下,机翼的焦点位于质心之前,可提高飞机的飞行特性。要想保证这种飞机的操纵性可接受,就需要在所有飞行速度和高度范围内采用自动控制。此时,所研制的系统和元件要具备足够高的可靠性,因为它们故障会导致飞机不可操纵。这些自动化装置的功能不仅要提高飞机性能,而且要保证飞机具有良好的操纵性。这就要求研究考虑部件非线性和飞机静不稳定的控制系统工程新方法,探索新思路。其中最著名的理论之一是中央空气流体动力研究院提出,并由苏霍伊设计局在远程超声速飞机 T-4(图 B.10)上实现的电传飞行控制。在这种电传控制飞机上,驾驶员操纵信号不再经过机械线系和摇臂系统,而是通过电缆进行传输。这种传输方式需要研制电液传动装置,并研制新的控制算法,以保证飞机良好的操纵性。该方法首先在模拟计算机上实现,然后在数字计算机上实现。



图 B.10 T-4 飞机——世界上第一架电传飞机

客机的发展较军用飞机总是有些滞后。英国德·哈维兰公司研制的第一架亚声速喷气客机“彗星”在 1952 年诞生(试验期间发生了空难),这比第一架喷气式战斗机晚了 9 年。1956 年,苏联航线上首次出现了喷气式客机图-104。

1968 年,苏联首次将控制增稳系统安装在超声速喷气式客机图-144 上,之后安装在图-154 上。

客机研制最重要的需求是降低燃油消耗,这也需要新的技术。其关键技术之一是研制大涵道比的双涵道发动机。涵道比增大不仅降低了燃油消耗,也减小了发动机工作时的噪声。现代飞机研制,降低噪声具有重大的意义。为了降低噪声,研制新一代发动机的同时,还需要开展减小地面噪声的起降航迹优化工作。

与军用飞机一样,现代民用飞机(图-204、伊尔-96、图-334、A-320 等)的特点也是降低飞机的静稳定性。为了提高升阻比,现代客机装有超临界翼型(图 B.11)。这种翼型极大地增加了相对厚度和机翼的展弦比,因此在大亚声速飞行时,抑制了激波失速,同时在燃油消耗降低的情况下,增大了航程。使用超临界翼型的飞机会在一定攻角范围内出现静不稳定,和增大升阻比而降低静稳定性一样,这一特性要求飞机操纵自动化(装备电传控制系统),以保证高质量和安全驾驶。现代民用飞机的特点是装有提高起降特性的大功率机翼增升装置。图 B.12 给出了波音公司采用不同机翼增升方案飞机在起降阶段的升力系数和升阻比。飞机尺寸的增大和飞机质量的减小,会导致弹性因素对运动动态造成显著影响。这就要求数学模型中要考虑结构弹性的影响,并研制主动抑制设备。

货运能力的提高是现代和未来运输机的发展趋势,这使运输机呈系列化发展。20 世纪 60 年代,苏联的运输机主要有安-8、安-12 和安-22。20 世纪 60 年代末设计的伊尔-76 运输机,成功运营到现在。中央空气流体动力研究院和伊留申设计局共同研制的机翼增升装置获得了较高的升力系数: $C_{y_{\max}} = 3.2 \sim 3.4$ 。未来货运的发展需要研制新一代宽体运输机:安-124、安-125、A-40。这些飞机除了采用电传控制系统保证高飞行性能和操纵性能外,还采用了一系列其他新技术。