

V 2.12.1 / 002

航空高等院校教材

飞机的稳定性和操纵反应

熊海泉 范立钦 周士林 编



航空工业教材编审组

6

V212.1/1002

内 容 简 介

本书是根据航空工程类专业教学计划中飞行力学课程的教学大纲编写的。本书共分五章。第一章介绍飞行力学的基本概念和飞行力学的发展概况。第二章介绍飞机的运动方程。第三章介绍飞机的稳定性。第四章介绍飞机的操纵性。第五章介绍飞机的配平。本书可作为高等院校航空工程类专业飞行力学课程的教学用书，也可供从事飞行力学工作的工程技术人员参考。

飞机的稳定性和操纵反应

熊海泉 范立钦 周士林 编



30167299



航空工业出版社

北京 朝内大街

航空工业出版社

北京 朝内大街

航空专业教材编审组

674343

内 容 简 介

本书为航空高等院校飞机飞行动力学课程的教学参考书。亦可作教材选用。

全书包括十三章及三个附录。前四章扼要介绍稳定性与操纵性的基本概念、运动方程以及气动导数的估算；第五章至第八章主要讨论飞机的纵向动稳定性和操纵反应；最后五章则讨论飞机的横向动稳定性和操纵反应。并着重分析了带自动器飞机的纵向及横航向动态特性，以及飞行品质规范对飞机动态特性的要求。

本书供航空院校师生及航空科技人员使用。

飞机的稳定性和操纵反应

熊海泉 范立钦 周士林 编

*

航空专业教材编审组出版

南京航空学院印刷厂印装

*

787×1092 1/16 印张 17.625 451.2 千字

1984年11月第一版 1984年11月第一次印刷 印数 001—900 册

编一书号：21149c 定价：1.82 元

前 言

飞机的稳定性和操纵反应是飞行力学课程中最基本最重要的部分。除了飞行力学与空气动力学专业作为主课学习外，飞机设计专业、自动控制专业以及其它相近专业也都设置这方面的课程。为了帮助在校学生，以及从事这方面工作的青年科技人员更好地理解 and 掌握这部分内容，我们试编了这本参考书。

本书内容分为四部分。第一部分包括前四章，扼要介绍稳定性和操纵性的基本概念，飞机的刚体运动方程，纵向及横航向气动导数的估算；第二部分包括后续的四章，主要介绍纵向稳定性与操纵反应特性的计算和分析，包括带有各种自动器飞机的动态特性分析方法和飞行品质规范对纵向特性的要求；第三部分为最后五章，主要介绍横航向动稳定性与操纵反应的计算和分析。其中包括介绍带有各种横向及航向自动器飞机动态特性的分析方法和飞行品质规范对横航向动态特性的要求；第四部分为三个附录，主要包括飞机刚体运动方程的推导，四次特征方程的解法和稳定性判据的确定以及根轨迹法等。

为了便于学生阅读和青年科技人员自学，在编写过程中力求做到文句通俗易懂，物理概念清楚，重要推导过程比较详细，对参数影响也作了比较仔细的分析。

本书亦可作为飞行力学、空气动力学、飞机设计及自动控制等有关专业的教材选用。

本书前四章及附录 1 由范立钦编写，第五、六、七章及附录 2、3 由周士林编写，第八章由周士林、张子彦、熊海泉合编，第九章至第十三章由熊海泉编写。

本书承国防科学技术大学吴其芬同志进行了认真的审阅，提出了不少宝贵意见；此外，在编写过程中，还得到胡兆丰副教授、肖业伦副教授的支持和帮助。谨此致谢。

由于编者水平有限，书中缺点和错误一定不少，欢迎读者批评指正。

编 者

一九八三年七月

目 录

第一章 绪论	(1)
§ 1—1 稳定性的基本概念	(1)
§ 1—2 飞机的操纵性	(2)
§ 1—3 坐标轴系	(3)
1.3.1 地面坐标轴系 $A x_d y_d z_d$	(3)
1.3.2 机体坐标轴系 $O x_t y_t z_t$	(3)
1.3.3 气流坐标轴系 $O x_q y_q z_q$	(4)
§ 1—4 飞机的纵向运动和横航向运动	(5)
§ 1—5 纵向静稳定性	(6)
1.5.1 机翼的纵向力矩	(7)
1.5.2 机身的纵向力矩	(8)
1.5.3 平尾的纵向力矩	(8)
1.5.4 全机的纵向力矩	(10)
1.5.5 纵向静稳定度	(10)
§ 1—6 飞机的纵向平衡曲线	(10)
§ 1—7 拉升运动时升降舵附加偏度与机动点	(12)
1.7.1 拉升运动	(12)
1.7.2 纵向阻尼力矩	(13)
1.7.3 拉升运动时升降舵附加偏度	(14)
1.7.4 机动点和机动裕度	(15)
§ 1—8 横航向静稳定性	(16)
§ 1—9 定常直线侧滑飞行时飞机的横航向平衡和操纵	(17)
1.9.1 定常直线侧滑时的平衡条件	(17)
1.9.2 横航向操纵面偏角平衡曲线	(18)
习题	(19)
第二章 飞机的运动方程	(21)
§ 2—1 引言	(21)
§ 2—2 飞机的基本运动方程	(21)
2.2.1 飞机重心的运动方程(力的方程)	(21)
2.2.2 飞机绕重心的转动方程(力矩方程)	(22)
§ 2—3 飞机运动微分方程的线性化	(23)
2.3.1 小扰动的概念	(23)
2.3.2 飞机运动方程组的线性化	(24)

II

§ 2—4	运动方程的分组	(25)
§ 2—5	纵向运动方程组的简化	(28)
§ 2—6	小扰动运动方程的无因次形式	(29)
2.6.1	无因次系统表	(29)
2.6.2	纵向小扰动运动方程的无因次形式	(30)
2.6.3	横航向小扰动运动方程的无因次形式	(33)
§ 2—7	飞机重心的飞行轨迹	(35)
2.7.1	纵向扰动运动时飞机重心的轨迹	(35)
2.7.2	横航向扰动运动时飞机重心的轨迹	(36)
	习题	(37)
第三章	纵向空气动力导数	(38)
§ 3—1	引言	(38)
§ 3—2	α 导数	(38)
§ 3—3	速度导数	(39)
§ 3—4	ω_z 导数	(40)
§ 3—5	α 导数	(41)
§ 3—6	操纵导数	(43)
	习题	(44)
第四章	横航向空气动力导数	(45)
§ 4—1	β 导数	(45)
§ 4—2	ω_x 导数	(50)
§ 4—3	ω_y 导数	(52)
§ 4—4	操纵导数	(54)
4.4.1	付翼操纵导数	(54)
4.4.2	方向舵操纵导数	(56)
	习题	(56)
第五章	纵向扰动运动简化分析	(58)
§ 5—1	引言	(58)
§ 5—2	短周期运动	(59)
5.2.1	短周期运动简化物理模型	(59)
5.2.2	短周期运动方程求解	(60)
5.2.3	短周期运动特性参数	(61)
5.2.4	算例	(63)
§ 5—3	长周期运动	(64)
5.3.1	长周期运动简化物理模型	(65)
5.3.2	长周期运动方程求解	(65)
	习题	(66)

第六章 纵向动稳定性	(67)
§ 6—1 引言.....	(67)
§ 6—2 纵向扰动运动方程求解.....	(67)
6.2.1 纵向特征方程.....	(67)
6.2.2 纵向扰动运动方程的通解.....	(68)
6.2.3 纵向模态特性.....	(70)
§ 6—3 稳定性判据.....	(71)
6.3.1 霍尔维茨判据.....	(72)
6.3.2 判别式 Δ_3	(73)
6.3.3 特征方程系数 a_4	(73)
§ 6—4 短周期模态和长周期模态.....	(74)
6.4.1 短周期模态.....	(74)
6.4.2 长周期模态.....	(75)
6.4.3 飞行轨迹稳定性.....	(76)
§ 6—5 稳定图和根轨迹图.....	(78)
6.5.1 稳定图.....	(78)
6.5.2 根轨迹图.....	(79)
§ 6—6 算例.....	(80)
习题.....	(88)
第七章 飞机纵向操纵的瞬态反应	(89)
§ 7—1 引言.....	(89)
§ 7—2 拉普拉斯变换.....	(90)
7.2.1 用拉氏变换法求解线性微分方程.....	(91)
7.2.2 传递函数和放大系数.....	(94)
§ 7—3 用拉氏变换法研究飞机纵向动稳定性.....	(96)
§ 7—4 用拉氏变换法研究飞机纵向操纵反应.....	(100)
§ 7—5 纵向操纵反应的近似分析.....	(104)
7.5.1 飞机对升降舵输入的短周期反应.....	(104)
7.5.2 算例.....	(107)
7.5.3 飞机对升降舵输入的长周期反应.....	(108)
§ 7—6 飞机的纵向动态飞行品质要求.....	(109)
7.6.1 长周期稳定性要求.....	(110)
7.6.2 飞行轨迹稳定性要求.....	(111)
7.6.3 短周期反应要求.....	(111)
习题.....	(112)
第八章 带自动器飞机的纵向动态特性	(114)
§ 8—1 引言.....	(114)

§ 8—2 自动器典型环节、结构方块图变换及分析方法	(116)
8.2.1 自动器的典型环节	(116)
8.2.2 结构方块图的变换	(120)
8.2.3 带自动器飞机动态特性分析方法	(123)
§ 8—3 带纵向阻尼器的飞机动态特性分析	(124)
8.3.1 纵向阻尼器的组成及其调节规律	(125)
8.3.2 带纵向阻尼器飞机动态特性计算	(125)
8.3.3 用等效导数法计算短周期特性	(128)
§ 8—4 带纵向增稳装置飞机的动态特性	(129)
8.4.1 纵向增稳装置的组成及调节规律	(130)
8.4.2 纵向增稳装置对飞机动态特性的影响	(131)
§ 8—5 带纵向自动驾驶仪飞机的动态特性	(132)
8.5.1 驾驶仪组成及其调节规律	(132)
8.5.2 带自动驾驶仪飞机的动态特性	(134)
8.5.3 带自动驾驶仪飞机瞬态反应的计算	(136)
习题	(138)
第九章 横航向运动简化分析	(139)
§ 9—1 引言	(139)
§ 9—2 单自由度滚转运动	(139)
§ 9—3 缓慢的螺旋运动	(140)
§ 9—4 单自由度偏航振荡运动	(142)
习题	(145)
第十章 横航向动稳定性	(146)
§ 10—1 引言	(146)
§ 10—2 横航向扰动运动方程及其求解	(146)
10.2.1 扰动运动过渡过程的计算	(146)
10.2.2 特征方程的求解	(152)
10.2.3 模态特性 动稳定性准则	(154)
§ 10—3 算例 三种典型模态	(156)
10.3.1 算例	(156)
10.3.2 三种典型模态	(157)
§ 10—4 特征根的近似计算	(159)
10.4.1 滚转模态与螺旋模态	(160)
10.4.2 荷兰滚模态	(161)
§ 10—5 双参数稳定边界图及其分析	(162)
10.5.1 双参数稳定边界图的绘制	(162)
10.5.2 稳定边界图及其分析	(164)
§ 10—6 根轨迹图及其分析	(165)

10.6.1	m_y^{ξ} 变化时的根轨迹	(166)
10.6.2	m_z^{ξ} 变化时的根轨迹	(167)
10.6.3	惯性积 I_{xy} 变化时的根轨迹	(168)
✓ § 10-7	对横航向模态特性的要求	(170)
10.7.1	对荷兰滚模态的要求	(170)
10.7.2	对滚转模态的要求	(171)
10.7.3	对螺旋模态的要求	(172)
10.7.4	对滚转——螺旋耦合振荡模态的要求	(172)
习题		(174)
第十一章	飞机对滚转操纵的瞬态反应	(176)
§ 11-1	引言	(176)
§ 11-2	单自由度滚转操纵反应	(176)
11.2.1	开环滚转操纵反应	(177)
11.2.2	非助力系统闭环滚转操纵反应	(178)
11.2.3	助力系统闭环滚转操纵反应	(181)
§ 11-3	三自由度滚转操纵反应	(183)
11.3.1	开环滚转操纵反应	(183)
11.3.2	副翼偏航的影响	(189)
11.3.3	闭环滚转操纵反应	(191)
✓ § 11-4	对滚转操纵品质要求	(193)
11.4.1	对付翼小输入的滚转角速度振荡的要求	(194)
11.4.2	对付翼小输入的侧滑幅值的要求	(195)
11.4.3	对飞机滚转性能的要求	(196)
习题		(199)
第十二章	飞机对偏航操纵的瞬态反应	(200)
§ 12-1	两自由度(平面转弯)的偏航操纵反应	(200)
§ 12-2	三自由度偏航操纵反应	(203)
§ 12-3	发动机的非对称停车时飞机的瞬态反应	(208)
§ 12-4	协调转弯中的偏航操纵	(212)
习题		(217)
第十三章	带自动器的飞机横航向动态特性	(218)
§ 13-1	引言	(218)
§ 13-2	带滚转阻尼器飞机的动态特性	(219)
13.2.1	阻尼器的组成及其调节规律	(219)
13.2.2	阻尼器对单自由度滚转反应的影响	(220)
13.2.3	阻尼器对三自由度滚转反应的影响	(222)
§ 13-3	带横向自动驾驶仪飞机的动态特性	(226)

13.3.1	横向自动驾驶仪的组成及其调节规律	(226)
13.3.2	单自由度滚转反应特性	(227)
13.3.3	三自由度滚转反应特性	(230)
§ 13—4	带偏航阻尼器飞机的动态特性	(231)
13.4.1	偏航阻尼器的组成及其调节规律	(231)
13.4.2	带偏航阻尼器飞机平面转弯特性	(232)
13.4.3	偏航阻尼器对三自由度横航向动态特性的影响	(234)
§ 13—5	带平面转弯航向自动驾驶仪飞机的动态特性	(236)
13.5.1	自动驾驶仪组成及其调节规律	(236)
13.5.2	带自动驾驶仪飞机的瞬态反应	(237)
§ 13—6	带协调控制航向自动驾驶仪飞机的动态特性	(239)
13.6.1	驾驶仪组成及其调节规律	(239)
13.6.2	付翼通道动态反应特性	(240)
13.6.3	方向舵通道动态反应特性	(242)
习题		(244)
参考资料		(245)
主要符号		(247)
附录1	飞机运动方程的推导	(250)
§ 1—1	飞机运动学方程(1—1)的推导	(250)
§ 1—2	加速度表达式(2—2)的推导	(251)
§ 1—3	动量矩表达式(2—6)的推导	(252)
§ 1—4	转子的旋转对飞机运动方程式的影响	(254)
附录2	四次特征方程的解法和稳定性判据的确定	(255)
§ 2—1	四次特征方程的解法	(255)
2.1.1	纵向特征方程的求解	(255)
2.1.2	横航向特征方程的求解	(257)
2.1.3	一般特征方程的求解	(259)
§ 2—2	稳定性判据的确定	(262)
附录3	根轨迹法	(265)
§ 3—1	根轨迹方程	(265)
§ 3—2	绘制根轨迹的基本法则	(266)
3.2.1	基本法则	(267)
3.2.2	实例	(270)

第一章 绪 论

飞行动力学是研究飞行器在外力和外力矩作用下运动规律的学科。早在飞机出现之前，便有人从理论上探索某些飞行规律。只是在本世纪初飞机出现以后，人们才有可能从实践的角度研究飞行规律，验证和发展有关理论。随着飞行范围的日益扩大和飞行器类型的增多，飞行动力学得以迅速发展。

飞行器的类型是多种多样的。但是，如按其飞行范围来分，大致可分作两大类：一类是在地球大气层内飞行的飞行器；一类是穿出地球大气层以外的飞行器。前者包括各种类型的飞机、直升机，飞航式导弹和各种地空或空空导弹等；后者包括远程弹道式导弹、人造地球卫星及各种航天飞行器等。本书研究对象是飞机，属于飞机飞行动力学。

根据所研究内容的性质。往往将飞机飞行动力学问题分成两部分：

1. 飞机飞行性能
2. 飞机的稳定性和操纵性

飞机的飞行性能包括基本飞行性能（平飞最大速度和升限等）、航程和续航时间、起飞和着陆性能以及机动飞行性能等。研究飞机飞行性能的基本方法是将飞机的运动归结为飞机质心的运动，着重研究作用在飞机上的外力与飞机质心运动的关系。认为在各种飞行情况下，绕飞机质心的力矩平衡不影响力的平衡关系。所以，研究飞行性能属于质点动力学范围。

飞机的稳定性和操纵性是研究飞机保持和改变原定飞行状态的能力。例如飞机对外界扰动的反应，对驾驶员操纵动作的反应，飞机在完成各种飞行动作时所需的操纵等。处理这类问题时，一般需同时考虑力和力矩的平衡。研究飞机的稳定性和操纵性属于质点系动力学范围。

本书着重介绍飞机的动稳定性和飞机对驾驶员操纵动作的反应。

本章将扼要介绍稳定性和操纵性的一般概念，作为以后各章讨论的基础。

§ 1—1 稳定性的基本概念

稳定性是指处于平衡状态的物体受到一个瞬时的小扰动后，能否自动地恢复原来平衡状态的特性。研究稳定性，实质上是研究物体的平衡的性质。

物体的平衡性质，如图 1—1 所示，通常有以下三种：

1. 稳定平衡，如图 1—1(a)所示的悬摆。这种平衡，在扰动消失后，物体能自动恢复到原来的平衡状态；
2. 不稳定平衡，如图 1—1(b)所示的竖摆。这种平衡，在扰动消失后，物体将继续离开平衡

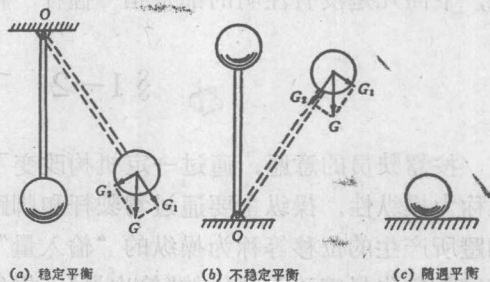


图1—1 物体平衡的性质

位置而不能自动恢复其原来的平衡状态；

3. 随遇平衡，如图 1—1(c)所示的球。平衡的性质是中立稳定的，即所谓随遇稳定。因为这种平衡，在扰动消失后，既不进一步偏离也不能自动恢复其原来平衡状态，而是在新的位置重新取得平衡。

以上所讨论的是属于物体的“位置稳定性”。对飞机来说，主要是研究飞机在飞行中的稳定性，即“运动稳定性”。上述关于位置稳定性的概念，也可应用到飞机运动稳定性方面来，即可根据受扰动后能否自动恢复原来平衡状态的能力分为稳定、不稳定与中立稳定三类。

研究飞机的运动稳定性（以下简称稳定性）时，通常把飞机的运动分成基准运动（又称初始运动或未扰动运动）和扰动运动。基准运动是指飞机按照驾驶员的意图，以一定规律进行的运动。飞机在作基准运动时，可能受到外界的干扰而使运动参数不按预定的规律进行变化，这种运动称为扰动运动。如果干扰作用消失后，经过一定时间，扰动运动逐渐恢复到基准运动，则称飞机的运动是稳定的。相反，如果扰动运动越来越偏离基准运动，则称飞机的运动是不稳定的。简言之，飞机受瞬时扰动后，自动保持基准运动状态的能力称作飞机的稳定性。

为便于分析问题，通常将飞机的稳定性分为静稳定性和动稳定性。它们的本质区别在于：静稳定性是指处于某一原始飞行状态的飞机，在扰动停止后的最初瞬间，是否有恢复到原来基准飞行状态的趋势；动稳定性是指在扰动停止后的扰动运动最终是否恢复到原来的基准飞行状态。扼要地说，静稳定性只研究扰动停止后飞机在最初瞬间的运动趋势，而动稳定性要研究整个扰动运动过程及其最终结果。所以，静稳定性不是飞机真实的稳定性，具有静稳定性的飞机，不一定具有动稳定性，但是，一般情况下，静稳定性是动稳定性必要的条件。特别是它对飞机的操纵性也有很大的影响。因此，讨论飞机的静稳定性，同样具有重要意义。

研究飞机稳定性时，常用“握杆”和“松杆”两个概念。所谓“握杆”是指飞机在受扰动的过程中，驾驶杆始终固定不动。于是由驾驶杆位置所决定的操纵面的位置也保持不变。这一概念可用于驾驶杆（升降舵、付翼），也可用于脚蹬（方向舵）。在握杆状态下所得到的各种特性常标明“握杆”，如握杆静稳定性、握杆动稳定性等。所谓“松杆”是指配平了的飞机，驾驶员完全松开驾驶杆。于是在扰动过程中驾驶杆力始终为零。驾驶杆一般是通过机械系统与舵面相连的，在松杆情况下飞机受到扰动，舵面上气动力发生变化时，舵面就自由地浮动。松杆概念同样可用于驾驶杆（升降舵、付翼）和脚蹬（方向舵）。在松杆情况下得到的特性常标明“松杆”，如松杆静稳定性、松杆动稳定性等。我们主要讨论“握杆”情况，下面凡是没注明的都是指“握杆”情况。

§ 1—2 飞机的操纵性

按驾驶员的意愿，通过一定机构改变飞机的飞行状态称为操纵。飞机对操纵的反应特性总称为操纵性，操纵主要通过驾驶杆和脚蹬来实现。驾驶员施加于驾驶杆或脚蹬的力及杆或脚蹬所产生的位移等称为操纵的“输入量”，而飞机的反应，如迎角、侧滑角、过载、飞行速度的变化量等称为操纵的“输出量”。操纵性常以输出量和输入量之比值（有时称为“操纵性指标”）来表示。这些比值不宜太大，否则飞机将对小的驱动力或驾驶位移有大的反应。

这种“过分灵敏”的飞机不仅难于精确控制，而且也容易因反应量过大，而出现失速或结构损坏等现象。这些比值也不宜太小，否则飞机对较大操纵量的反应却太小，一显得过于“迟钝”。

飞机操纵性与稳定性有密切的联系。不稳定的飞机，虽然可以勉强飞行，但操纵动作复杂。稳定性不好的飞机，进行机动飞行时，飞机对操纵的反应往往也不会令人满意，但是，失去操纵的飞机则根本不能飞行。可见研究飞机的操纵性的重要意义是不言而喻的。

操纵性又分为静操纵性和动操纵性。前者研究在平衡状态时所需施加的操纵量；后者研究飞机在操纵运动中输入量和输出量随时间而变化的全过程，即飞机的操纵反应特性。

§ 1-3 坐标轴系

讨论飞机的操纵性和稳定性时，通常要用到各种不同的坐标轴系。如地面坐标轴系，机体坐标轴系及气流坐标轴系等。这里对上述三种坐标轴系进行扼要介绍。

1.3.1 地面坐标轴系 $Ax_d y_d z_d$

地面坐标轴系是相对于地球表面固定不动的，它的原点 A 位于地面任意选定的某一固定点，而 Ax_d 轴位于地平面内并指向任一选定的方向， Ay_d 轴铅垂向上， Az_d 轴位于水平面内，与 Ax_d 轴和 Ay_d 轴组成右手坐标轴系，如图 1-2 所示。

当略去地球旋转运动时，地面坐标轴系也就是理论力学中的“惯性坐标轴系”。飞机相对它的速度、加速度即为绝对速度和绝对加速度。

表示飞机在空间的位置和飞行轨迹时，常采用地面坐标轴系。

1.3.2 机体坐标轴系 $Ox_i y_i z_i$

机体坐标轴系是固连于飞机并随飞机一起运动的一种动坐标轴系。它的原点 O 位于飞机的重心， ox_i 轴与机翼的翼弦或机身轴绕平行，指向机头方向为正； oy_i 轴位于飞机的对称平面内垂直于 ox_i 轴，向上为正；而 oz_i 轴则垂直于飞机的对称平面，向右为正，如图 1-3 所示。

如果忽略飞行中飞机重量的变化，则飞机相对于机体坐标轴系的转动惯量和惯性积均为常数，与飞行状态无关，因此在研究飞机转动时，常采用机体坐标轴系。

由于机体坐标轴系是与飞机固连的，所以利用机体坐标轴系与地面坐标轴系之间的夹角可以确定飞机在空间的方位，如图 1-3 所示。这些夹角是：

偏航角 ψ ——飞机纵轴 ox_i 在水平面上的投影线与地面轴 Ax_d 之间的夹角。按右手法则绕 Ay_d 轴转到该投影线，则 ψ 为正。

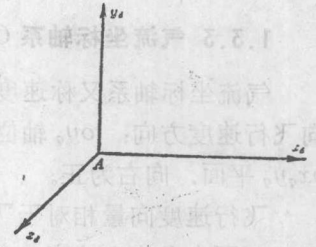


图 1-2 地面坐标轴系

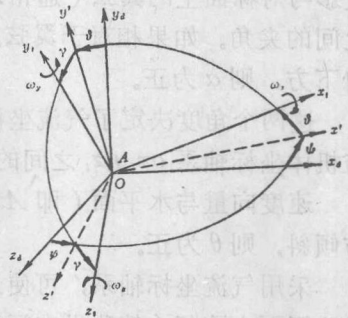


图 1-3 机体坐标轴系

俯仰角 ϑ ——飞机纵轴 ox_i 与水平面之间的夹角。当 ox_i 轴向上方倾斜时, ϑ 为正。

滚转角 γ ——飞机对称平面 $ox_i y_i$ 与包含纵轴 ox_i 的铅垂平面之间的夹角。按右手法则绕 ox_i 轴从铅垂平面转到飞机对称平面 (即飞机右翼下沉, 左翼上升) 则 γ 为正。

飞机或与其固连的机体坐标轴系相对于地面坐标轴系的旋转角速度用 ω 表示, 它在机体坐标轴上的三个投影分别用 ω_x , ω_y 和 ω_z 表示。 ω_x , ω_y 和 ω_z 与方位角 ψ , ϑ 和 γ 之间的关系为:

$$\begin{cases} \frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - \operatorname{tg} \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \\ \frac{d\psi}{dt} = \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \\ \frac{d\vartheta}{dt} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma \end{cases} \quad (1-1)$$

方程(1-1)称为飞机的运动学方程, 具体推导见附录 1。

如果 γ , ψ 和 ϑ 角都是小量, 则

$$\begin{cases} \frac{d\gamma}{dt} \approx \omega_x \\ \frac{d\psi}{dt} \approx \omega_y \\ \frac{d\vartheta}{dt} \approx \omega_z \end{cases} \quad (1-2)$$

1.3.3 气流坐标轴系 $Ox_q y_q z_q$

气流坐标轴系又称速度坐标轴系或风轴系。其原点 o 位于飞机的重心, 而 ox_q 轴始终指向飞行速度方向; oy_q 轴位于飞机的对称面内垂直于 ox_q 轴, 向上为正; oz_q 轴垂直于 $ox_q y_q$ 平面, 向右为正。

飞行速度向量相对于飞机机体的方位可用以下两个角度来确定 (参看图 1-4):

侧滑角 β ——速度向量与飞机对称面之间的夹角。如果速度偏向右方, 则 β 为正。

迎角 α ——速度向量在飞机对称面上的投影与对称面上的翼弦 (通常取为 ox_i 轴) 之间的夹角。如果相对于翼弦, 气流速度来自下方, 则 α 为正。

这两个角度决定了气流坐标轴系 $ox_q y_q z_q$ 与机体坐标轴系 $ox_i y_i z_i$ 之间的相互位置。

速度向量与水平面 (即 $Ax_d z_d$ 平面) 之间的夹角称为航迹倾斜角 θ 。如果速度向量向上方倾斜, 则 θ 为正。

采用气流坐标轴系, 可使运动方程中的惯性力项和飞机轨迹方程得到简化。当飞机在其对称平面内飞行 (简称纵向运动) 时, 对 oz_q 轴的转动惯量, 象机体坐标轴系一样始终保持常值, 因此在研究飞机的纵向动态特性时, 采用气流坐标轴系比较简便。

以上介绍的三种坐标轴系, 只有地面坐标轴系相对于地面是固定不动的; 另外两种坐标

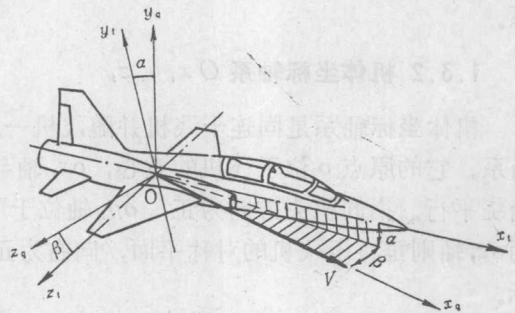


图 1-4 气流坐标轴系

轴系都是随飞机一道运动，故又称动坐标轴系。在第二章里，我们将导出飞机相对于动坐标轴系的运动方程。

§ 1—4 飞机的纵向运动和横航向运动

刚体运动可分解为如下两部分：

1. 刚体的各部分随基点（可选择刚体的重心）的平动；
2. 刚体的各部分绕基点的转动。

如忽略飞机的弹性变形，飞机可视为刚体。飞机在空间的运动可分解为：飞机各部分随重心的平动和飞机各部分绕重心的转动。

采用机体坐标系，如图 1—5 所示，飞机的运动可以分解为：

1. 沿 ox_i 方向的平动（在对称平面中的平动）；
2. 沿 oy_i 方向的平动（在对称平面中的平动）；
3. 沿 oz_i 方向的平动（又称为侧滑）；
4. 绕 ox_i 轴的转动（又称为滚转）；
5. 绕 oy_i 轴的转动（又称为偏航）；
6. 绕 oz_i 轴的转动（又称俯仰）。

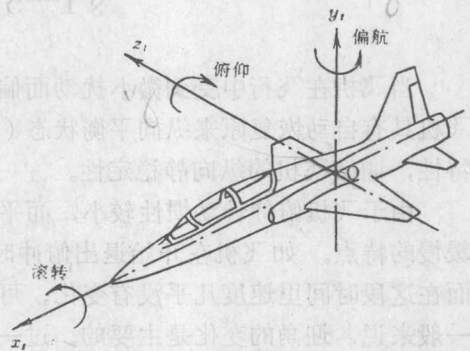


图1—5 飞机的运动分量

飞机的运动可用三个力的平衡方程和三个力矩平衡方程来表示，即

$$\left\{ \begin{array}{l} \Sigma X=0 \\ \Sigma Y=0 \\ \Sigma Z=0 \\ \Sigma M_x=0 \\ \Sigma M_y=0 \\ \Sigma M_z=0 \end{array} \right. \quad (1-3)$$

前三式包括外力和惯性力，后三式包括外力矩和惯性力矩。

对于飞机来讲，因为 x_i, o, y_i 平面是对称平面，因此沿 x_i, o, y_i 平面的平动及绕 oz_i 轴的转动（俯仰）属于对称面内的运动，称为纵向运动。纵向运动方程为：

$$\Sigma X=0, \quad \Sigma Y=0, \quad \Sigma M_z=0. \quad (1-4)$$

当飞机在铅垂平面内作纵向运动时，如图 1—6 所示，飞机的俯仰角 ϑ 、航迹角 θ 和迎角 α 之间的关系为

$$\vartheta - \theta = \alpha \quad (1-5)$$

飞机偏离对称面所进行的运动，即沿 oz_i 轴的平动（侧滑）和绕 ox_i 轴、 oy_i 轴的转动（滚转与偏航）称为横航向运动。横航向运动方程为

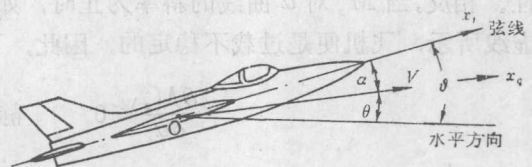


图1—6 俯仰角、航迹角和迎角的关系

$$\Sigma Z=0, \quad \Sigma M_x=0, \quad \Sigma M_y=0. \quad (1-6)$$

严格地说，飞机纵向扰动运动和横航向扰动运动是互相关联，互相影响的。但是，由于飞机有一个外形及质量分布的对称面，即 x_1oy_1 平面，因此，当飞机基准运动为对称的定常直线飞行，以及使飞机偏离原来平衡状态的扰动不大时，可以近似地认为纵向扰动运动与横航向扰动运动互不影响。即近似认为纵向扰动运动不改变横航向的气动力（偏航力矩、滚转力矩和侧力）；同样地，横航向扰动运动也不改变纵向的气动力（俯仰力矩、升力和阻力）。因此飞机的稳定性问题便相应地分为纵向稳定性和横航向稳定性两类，飞机的操纵性问题也同样分为纵向操纵性和横航向操纵性两类。

§ 1—5 纵向静稳定性

当飞机在飞行中受到微小扰动而偏离原来纵向平衡状态，并在扰动消失后的最初瞬间，飞机具有自动恢复原来纵向平衡状态（即恢复原来的纵向运动参数如迎角、速度等）趋势的特性，叫做飞机的纵向静稳定性。

由于飞机俯仰转动惯性较小，而平动惯性较大，因此它有迎角改变迅速而飞行速度改变缓慢的特点。如飞机在开始退出俯冲时，能够在不到一秒钟的时间里使迎角增加 2~3 倍，而在这段时间里速度几乎没有变化。可见在飞机受到扰动偏离它原来平衡状态的最初瞬间，一般来说，迎角的变化是主要的。过一段时间后速度的变化才比较明显。因此存在两种静稳定性：一种是飞机迎角变化的稳定性，叫过载静稳定性，此时飞机可看作等速飞行，故也称为定速静稳定性；一种是速度变化的稳定性，叫速度静稳定性，这时飞机的过载保持不变，故也称为定载静稳定性，速度静稳定性只有在跨音速飞行时，才成为重要问题，本书主要讨论过载静稳定性。

过载静稳定性可以通过飞机绕重心的俯仰力矩 M_z 对迎角 α 的关系曲线来讨论，如图 1—7 所示。显然在 $M_z=0$ 的 A 点，代表飞机处于平衡状态。如原来处在平衡状态 A 点（见图 1—7）的飞机，突然遇到上升气流，偏离了平衡状态，使迎角增加（对应于 B 点）。从图中看出，这时飞机便产生低头力矩 ΔM_z ，有使飞机减小迎角而恢复到原来平衡状态的趋势。同样，若飞机遇到下降气流，飞机偏离平衡状态，而使迎角减小（对应于 C 点）时，飞机上产生的是抬头力矩 ΔM_z ，也有使飞机恢复原来平衡状态的趋势。由此可见，当 M_z 对 α 曲线的斜率为负时，飞机具有过载静稳定性。相反，当 M_z 对 α 曲线的斜率为正时，如图 1—7 中虚线所示，飞机便是过载不稳定的。因此，飞机过载静稳定性可用下式判别：

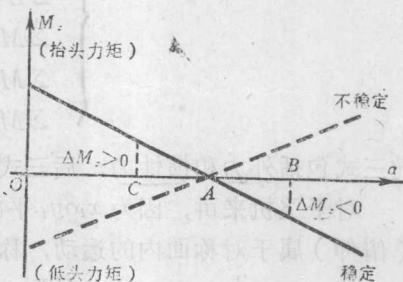


图 1—7 纵向力矩曲线

$$\frac{\partial M_z}{\partial \alpha} < 0 \quad \text{静稳定；}$$

$$\frac{\partial M_z}{\partial \alpha} > 0 \quad \text{静不稳定；}$$

$$\frac{\partial M_z}{\partial \alpha} = 0 \quad \text{中立静稳定。}$$

用力矩系数表示为:

$$\frac{\partial m_z}{\partial \alpha} > 0 \quad \text{静稳定;}$$

$$\frac{\partial m_z}{\partial \alpha} < 0 \quad \text{静不稳定;}$$

$$\frac{\partial m_z}{\partial \alpha} = 0 \quad \text{中立静稳定。}$$

式中 $m_z = M_z / qsb_A$ 。因为 $\frac{\partial m_z}{\partial \alpha} = \frac{\partial m_z}{\partial C_y} \frac{\partial C_y}{\partial \alpha} = m_z^{C_y} C_y^\alpha$ ，在飞机迎角小于临界迎角范围内， C_y 是随 α 的增加而增加的，即 $\frac{\partial C_y}{\partial \alpha} > 0$ 。所以过载静稳定性的条件也可写为

$$\frac{\partial m_z}{\partial C_y} < 0$$

导数 $\frac{\partial m_z}{\partial C_y}$ 常用来估计过载静稳定性的程度，因此又称为过载静稳定度或纵向静稳定度。

为研究过载静稳定性，需要知道飞机纵向力矩 M_z (或力矩系数 m_z) 随迎角 α (或升力系数 C_y) 变化的曲线。下面就来介绍纵向定常直线飞行时飞机的纵向力矩计算方法。为简便起见，通常假定：飞机是刚体，且不考虑发动机工作的影响，在此情况下纵向定常直线飞行作用在飞机上的纵向力矩，是计及飞机各个部件（机翼、机身、尾翼等）互相影响后它们产生的力矩之和。下面就分别讨论各个部件的纵向力矩。

1.5.1 机翼的纵向力矩

按照图 1—8 所表示的空气动力以及重心 G 与焦点 F 的位置，并根据所选择机体坐标轴系的正负向，规定使飞机抬头的力矩为正，则可求出绕飞机重心 G 的机翼纵向力矩为

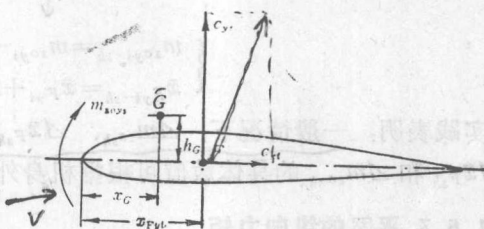


图1—8 机翼的纵向力矩

$$M_{z_{y_i}} = m_{z_{0y_i}} q S b_A - C_{y_i} q S (x_{F_{y_i}} - x_G) - C_{x_i} q S h_G \quad (1-7)$$

式中 $m_{z_{0y_i}}$ ：机翼的零升力矩系数；

q ：速度头， $q = \frac{1}{2} \rho V^2$ ；

S ：机翼面积；

b_A ：机翼的平均空气动力弦的弦长；

$x_{F_{y_i}}$ ：机翼焦点至平均空气动力弦前缘的距离，见图 1—8；

x_G ：飞机重心至平均空气动力弦前缘的距离，见图 1—8；

h_G ：飞机重心与焦点在 Oy_i 方向的坐标差，见图 1—8；

C_{y_i} 、 C_{x_i} ：空气动力系数在体轴 Ox_i 、 Oy_i 方向的投影。

在空气动力学中，升力系数 C_y 和阻力系数 C_x 是沿着垂直和平行速度方向定义的，故 C_{y_i} 、 C_{x_i} 和 C_y 、 C_x 之间有如下关系：