

DESIGN FEATURE AND TECHNICAL
PERFORMANCE ANALYSIS OF CARRIER-BASED AIRCRAFT

舰载机设计特点 与技术性能分析

江永泉 编著



航空工业出版社

舰载机设计特点与 技术性能分析

江永泉 编著

航空工业出版社

北 京

内 容 提 要

本书全面介绍了国外舰载飞机（简称舰载机）设计特点与技术性能分析，内容涉及舰载飞机在航空母舰上的起飞和着舰、舰载飞机的设计特点与航空母舰之间适配性的基本设计要求以及舰载飞机设计特点的分析。书中所载的飞机有：美国麦克唐纳公司的 F-4B 舰载超声速战斗机、洛克希德公司的 S-3A 舰载反潜机、格鲁门公司的 E-2C 舰载预警机、麦道公司的 F/A-18E/F 舰载超声速战斗机、洛克希德·马丁公司的 F-35B（C）舰载联合攻击机；英国宇航公司的“海鹞”舰载垂直/短距起落对地攻击机；苏联苏霍伊设计局的苏-33 舰载战斗机和米高扬设计局的米格-29K 舰载战斗机。

本书对空军、海军航空兵的研究和使用人员极有参考价值，也可作为飞机设计和研究人员以及航空院校师生的参考书。

图书在版编目（C I P）数据

舰载机设计特点与技术性能分析 / 江永泉编著. --

北京：航空工业出版社，2013. 12

ISBN 978 - 7 - 5165 - 0356 - 0

I. ①舰… II. ①江… III. ①舰载飞机—设计②舰载飞机—性能分析 IV. ①V271.4

中国版本图书馆 CIP 数据核字（2013）第 304668 号

舰载机设计特点与技术性能分析

Jianzaiji Sheji Tedian yu Jishu Xingneng Fenxi

航空工业出版社出版发行

（北京市朝阳区北苑路 2 号院 100012）

发行部电话：010 - 84936555 010 - 64978486

北京世汉凌云印刷有限公司印刷

全国各地新华书店经售

2013 年 12 月第 1 版

2013 年 12 月第 1 次印刷

开本：787 × 1092 1/16

印张：13.75

字数：328 千字

印数：1—2000

定价：36.00 元

序

航空母舰（简称航母）编队是一种以舰载机为主要作战武器的大型水面舰艇编队。有史以来，还没有哪一类作战武器能像航母编队那样，集各类作战飞机、水面舰艇和潜艇于一体，执行多种作战任务。它把作战飞机的高度机动性与大型水面舰艇在海上持久活动能力有机地结合起来，符合未来联合作战的理念，大大增强了编队的制空、制海和综合攻防能力，是实现海上纵深防御和远洋机动不可缺少的装备。航母编队将在保卫海洋国土、维护海洋权益、保护海上交通要道安全方面，突出其作战威力，是国家综合实力的重要组成部分。

就舰载机而言，在活动“机场”的运载下，能够深入全球的每个角落执行多种作战任务。正是由于舰载机作战能力不断提高，功能不断拓展，战场上的前方和后方，进攻和防御的界限逐渐模糊，战争面貌发生了深刻的变化。追溯舰载机的发展历史，研究其发展规律，对海军航空兵的发展将起到以史为鉴的作用。

人类只在实现自由飞行不到 10 年的时间里就成功地完成了在军舰上的起飞和降落的探索，可以说舰载机的发展历程与飞机的发展是同步的，至今也有了近百年的历史。当时急于发展舰载机是因为意识到舰载机对海上作战而言有不可替代的优势和作用。是战争催生了航母和舰载机，也就是战争促进了海军航空兵的发展。

1910 年到 1911 年初，美国海军飞行员尤金·伊利驾驶“金鸟”号双翼飞机先后在“伯明翰”号巡洋舰和“宾夕法尼亚”号装甲巡洋舰，完成了人类历史上飞机首次从舰上起降飞行，拉开了舰载机和海军航空兵发展的序幕。

从 20 世纪初发展的水上飞机算起，舰载机在经过百年的发展之后，已形成了完整的装备体系。1914 年 12 月 25 日水上飞机母舰问世后不久就在海战中初露锋芒。舰载水上飞机首次对海上目标攻击的成功战例是马尔马拉海之战。1915 年 6 月 12 日，3888t、航速 24.5kn 的“彭克米利”号航母搭载的两架肖特 184 双翼双座水上飞机奉命袭击了马尔马拉海区的土耳其舰船。8 月 12 日，海军上尉埃德蒙斯架机出击，在飞机两个巨大的浮筒中

间挂着一枚 365kg 的鱼雷。笨重的飞机向东飞行，在金角附近埃德蒙斯发现一艘 5000t 的土耳其补给船，于是他把飞机的高度从 250m 降到 5m，在距土耳其补给船 300m 处投下鱼雷，鱼雷击中土耳其补给船后部爆炸，浓烟滚滚，土耳其补给船不久沉入大海，这是海战史上首次成功的航空鱼雷攻击。第二次世界大战之后，随着舰载机喷气化的发展，西方军事强国先后发展了多种喷气式舰载机，较第二次世界大战时的活塞螺旋桨战斗机，性能有很大的提高，在以往历次战争中发挥了重大作用。

近一个世纪以来，舰载机的发展步伐从未停顿，飞机性能随着航空技术的进步而不断提高，从只能执行单一任务发展到多用途，海军航空兵的舰载机从单一机种发展到多机种组成的舰载机联队。舰载机担负的作战任务也越来越广，包括防空、反舰、反潜、电子战、预警侦察和空中指挥等，成为航母作战编队攻防体系的核心。

20 世纪 60 年代，英美等国发展了 F-4B、F-4K 舰载机和“海鹞”、AV-8B 垂直/短距起落舰载攻击机。从 20 世纪 70 年代以来，西方军事大国和苏联/俄罗斯先后发展了 F-14、F/A-18E/F、苏-33、米格-29K 和“阵风”M 等一批具有作战能力的舰载机。这些舰载机采用了先进的航空电子技术，具有超视距精确攻击能力，能够在复杂的环境下执行作战任务；同时，先后出现了 E-2C/D 预警机、电子战飞机和 S-3A 反潜机等各类舰载机，形成了功能齐全的舰载机联队，使航母编队具有更加完善的攻防能力。

随着 F-35C 舰载联合攻击机装备部队，F-35C 将成为下一代高性能航母舰载机的主力，与 F/A-18E/F 形成高低搭配。

对于一个海洋大国而言，维护国家的海洋权益就要依靠强大的海上军事实力作为后盾。依靠普通水面舰只和岸基航空兵可以实现对近海和岛屿周边水域、空域的防卫，而要保卫更大面积的海洋国土就要有一支能够掌握远洋制空权的航空兵力量。除了保卫海洋国土，还有就是要使运输线通畅。随着世界各国经济的发展，国际贸易海上运输也就越来越繁忙，维护海上航路的安全就越显重要，特别是涉及到国家经济命脉的能源、粮食和原材料的供应更是不能有丝毫的闪失，一旦有事，国民经济和社会安定就会受到严重威胁。然而，这些海域往往是在遥远的公海甚至是跨大洋区域，对于这些海域制空权的掌握，岸基航空兵根本就是鞭长莫及的。解决上述问题的最佳方式就是拥有可以随时向相关海域投送航空兵力量的能力，航母就是一种很好的可移动航空兵力量的平台。除了拥有平台以外，舰载机的技术水平、作战能力也是决定任务能否圆满完成的重要一环。当今主要国家的舰载机已经全部装备高性能的第三代战斗机，同时正在逐步向着第四代战斗机转化，舰载机

的技术水平已经完全与陆基作战飞机的水平相当，而舰载机在机体强度、起降性能、多用途方面的指标甚至高于陆基作战飞机，因为航母搭载舰载机的数量终归有限，因而，实现少而精是舰载机研制的一条基本原则。

经过百年的实践，世界主要海上军事强国已在舰载机的设计、技术和作战使用等领域积累了丰富的经验。本书第一、第二章首先介绍舰载机在航母上的弹射和滑跃起飞与着舰拦阻，还论述了航母与舰载机之间的适配性。第三章到第八章是针对国外舰载战斗机、反潜机和预警机的设计特点与技术性能做出分析。本书的出版希望能对舰载机感兴趣的专家与学者有所帮助，有益于我们学习和借鉴国外先进的技术和经验，对加快我国空军和海军航空兵的建设与装备的发展起到积极的作用。

前 言

从20世纪50—60年代起世界各国就开始发展航母舰载机,至今,这种发展势头有增无减。由航空母舰平台和舰载飞机两大部分组成的这一武器系统在战争时期是夺取局部海域制空权的有力工具,而在和平年代,它又是显示一个国家海上力量的有效手段。但这一武器系统各自对对方都有技术与战术配套的要求,任何一方的技术进步都会推动另一方做相应的改进。因此,舰载飞机的发展与航空母舰的现状是密不可分的。舰载飞机的设计必须满足与航空母舰的适配性(Suitability)要求。

飞机设计师经过各种努力,使短距起落在各类飞机上得以实现,例如战斗机、垂直/短距起落攻击机、反潜机和预警机。几十年来,各类飞机的短距起落性能都有长足的发展,它们能在航空母舰上利用弹射器、斜板滑跃(Ski-jump)起飞技术和拦阻器着舰,而这都是战争的需要。

本书对国外几种舰载战斗机的设计特点和技术性能进行了分析,特别是对动力增升和推力转向(即推力矢量)做了详细讨论。动力增升为襟翼上表面吹气(Upper Surface Blown, USB),由其对襟翼表面进行边界层控制(Boundary Layer Control, BLC),利用气流的附壁效应(Coanda Effect)使机翼在大迎角和襟翼在大偏度时其表面不发生气流分离,从而提高飞机的飞行性能。目前国外使用该方法的飞机有:美国麦克唐纳公司的F-4B舰载超声速战斗机;洛克希德公司的S-3A舰载反潜机;格鲁门公司的E-2C舰载预警机。此外,利用推力转向的飞机有英国宇航公司的“海鹞”舰载垂直/短距起落对地攻击机以及洛克希德·马丁公司的F-35B(C)舰载联合攻击机。

本书还对舰载机的飞行品质和结构型式做了介绍。

航空工业出版社龙明灵、刘宁、余培红和廖文峰等同志对本书的出版给予了大力支持和协助,在此深表感谢。

本书特邀编辑高培仁,文稿打印、制图张壮。

由于本书编著时间有限,不妥之处在所难免,恳请广大读者批评指正。

上海飞机设计研究院 江永泉

2013年5月

目 录

第一章 舰载飞机在航空母舰上的起飞和着舰	(1)
第一节 舰载飞机在航空母舰上的起飞	(1)
第二节 舰载飞机在航空母舰上的着舰拦阻	(20)
第二章 舰载飞机的设计特点与航空母舰之间适配性的基本设计要求	(32)
第一节 舰载飞机的设计特点	(32)
第二节 舰载飞机与航空母舰之间适配性的基本设计要求	(37)
第三章 F-4 舰载飞机的设计特点分析	(45)
第一节 概述	(45)
第二节 F-4 飞机的气动布局特点及演变过程	(49)
第三节 F-4 飞机的机翼边界层控制	(52)
第四节 飞行试验大纲发展	(57)
第五节 采用边界层控制后的结果	(59)
第六节 F-4 飞机在航空母舰上的弹射起飞	(60)
第七节 F-4K 飞机在航空母舰上的斜板滑跃起飞	(61)
第八节 F-4 飞机着舰拦阻器试验	(63)
第九节 F-4E 飞机的机翼前缘缝翼	(63)
第四章 英国“海鹞”舰载多用途垂直/短距起落攻击机的设计特点与 技术性能分析	(66)
第一节 概述	(66)
第二节 “海鹞”飞机的气动力设计	(70)
第三节 “海鹞”飞机采用的“飞马”发动机	(92)
第四节 “海鹞”飞机与斜板滑跃起飞技术	(98)
第五章 S-3A 舰载反潜机的设计特点与技术性能分析	(103)
第一节 概述	(103)
第二节 S-3A 舰载反潜机的设计要求	(105)
第三节 S-3A 舰载反潜机的气动力设计	(108)
第四节 特殊的结构设计问题	(117)
第五节 S-3A 舰载反潜机在航空母舰斜板上的滑跃起飞和 拦阻着舰分析	(118)
第六节 S-3 舰载反潜机短距起飞垂直着舰 (即 S-3 STOVL) 的研究 ..	(126)

第七节 S-3A 舰载反潜机的派生型飞机	(133)
第六章 E-2C 舰载预警机的设计特点与技术性能分析	(135)
第一节 概述	(135)
第二节 E-2C 舰载预警机的特殊气动布局分析	(138)
第三节 E-2C 舰载预警机的气动力设计	(140)
第七章 俄罗斯的航空母舰与苏-33 和米格-29K 舰载机 的设计特点与技术性能分析	(151)
第一节 “库兹涅佐夫”号航空母舰简介	(151)
第二节 苏-33 舰载战斗机	(151)
第三节 米格-29K 舰载战斗机	(158)
第四节 米格-29K 提高起飞时的增升措施	(165)
第八章 F/A-18E/F 舰载战斗机和 F-35 联合攻击机的设计特点 与技术性能分析	(170)
第一节 F/A-18E/F 舰载战斗机的设计特点分析	(170)
第二节 F/A-18E/F 机翼突然失速的解决方法	(177)
第三节 F-35 联合攻击机的设计特点分析	(182)
第四节 F-35 在跨声速飞行时机翼突然失速的解决方法	(195)
附录 1 图 3-3 F-4E 飞机的结构和总体布置图	(200)
附录 2 图 4-5 “海鹞” FRS. MK1 结构与总体布置图	(201)
附录 3 图 5-2 S-3A “北欧海盗”舰载反潜机结构和总体布置图	(202)
附录 4 图 6-2 E-2C 舰载预警机的结构和总体布置图	(203)
附录 5 图 7-10 米格-29K 舰载战斗机的结构和总体布置图	(204)
附录 6 图 8-8 F/A-18E/F 飞机的结构和总体布置图	(205)
附录 7 图 8-16 F-35B 飞机的结构和总体布置图	(206)
参考文献	(207)

第一章 舰载飞机在航空母舰上的起飞和着舰

第一节 舰载飞机在航空母舰上的起飞

航空母舰，简称航母，是一种以舰载飞机为主要作战武器的大型水面舰只。现代航空母舰与舰载飞机已成为高技术密集的军事系统工程。

人们将航空母舰称为“浮动的水上机场”，这是因为航空母舰以舰载飞机作为主要武器。航空母舰是一种可以提供舰载飞机起飞和降落的军舰，它最显著的特点就是具有与陆地飞机机场跑道相似的飞行甲板。与一般军舰相比，航空母舰的飞行甲板显得特别长、特别宽，并呈多边形形状。图 1-1 为美国“尼米兹”（81000t）号航空母舰的飞行甲板布局情况。舰上共有 4 台弹射器，分别置于舰艏和中部左舷。每台弹射器后面都配有可回收的喷流偏转器。着舰区有 4 根拦阻索，索间距离约 15m。着舰中心标线与航空母舰中心线成 9° 夹角，因而着舰和舰艏弹射起飞可同时进行。左舷侧的菲涅耳透镜光学助降系统为飞行员提供目视下滑坡度信息。

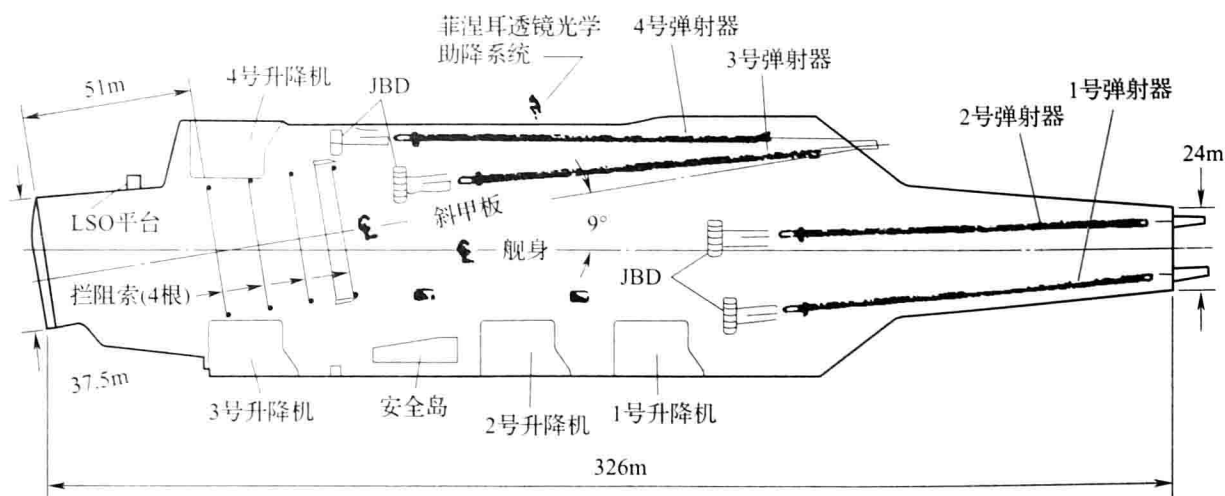


图 1-1 美国“尼米兹”号航空母舰甲板布局

JBD—喷流偏转器

目前，世界上有不少国家拥有大小不等的航空母舰（见表 1-1）。为了缩短舰载飞机在航空母舰上的起飞滑跑距离，除采用动力增升和推力矢量外，根据长期的研究、试验、生产和使用，舰载飞机在航空母舰上为了缩短起飞滑跑距离可采用弹射器助飞和斜板滑跃起飞技术两种方法。

表 1-1 国外航空母舰的主要参数

航空母舰 型号	美国			英国		法国	俄罗斯	印度		意大利		西班牙	泰国
	“小鹰” 号	“企业” 号	“尼米兹” 号	“无敌” 号	CVF 号	“戴高乐” 号	“库兹涅佐夫” 号	“戈尔什科夫” 号	“维克拉特” 号	“加利波第” 号	“加富尔伯爵” 号	“阿斯图里亚斯亲王” 号	“查克吕·纳吕则特” 号
标准排水量/t	60100	73000	81000	20600	65000	36600	67500	45000	40000	10100	27100	17888	11485
长度/m	323.6	342.3	357	209.1	285	261.5	304.5	274	260	200	220	195.9	182.6
飞行甲板尺寸/ (m×m)	318.8 ×76.8	331.6 ×76.8	332.9 ×76.8	167.8 ×31.9	—	261.5 ×62	302 ×60	195 ×20.7	213.4 ×39	194 ×30.4	—	178 ×29	174.6 ×26
升降机提升 能力/t	40.2	47.6	47.6	—	—	36	35~40	—	—	15	—	20	20
升降机 数量/台	4	4	4	2	—	2	3	2	—	2	—	2	2
弹射器/台	有	有	4	—	—	有	—	—	—	—	—	—	—
斜板滑跃 甲板角度	—	—	—	12°	12°	—	12°	—	—	6.5°	12°	12°	12°
战斗机/ 直升机/架	80~90	80~90	90~100	20	50	35~40	60/40	26	30	16~18	13	36	12~14
战斗机*	F-14			“海鹞” /F-4	24架F-35B和10架“默林”	“阵风”	苏-33	米格-29K		5架“海鹞” AV-8B		“海鹞”/ AV-8B和 12架“默林”	“海鹞”/ AV-8B
攻击机*	F/A-18E/F					“阵风”	米格-29K						
预警机/反潜机	E-2C/S-3A			“海王”	—	E-2C	卡-31	—	—	“海王”	—	“海王”	“海王”

* 此后，西方国家的航空母舰大多将陆续装备 F-35B（STOVL）和 F-35C 联合攻击机。

* 此后，西方国家的航空母舰大多将陆续装备 F-35B（STOVL）和 F-35C 联合攻击机。

一、弹射器在航空母舰上的应用

弹射起飞是舰载飞机起飞方式之一。弹射起飞前，飞机在规定地点就位，前起落架支柱固定在弹射器滑块上，弹射器启动后，在 2 ~ 3s 内把飞机加速到接近 300km/h 的速度，离舰后迎角增大到起飞状态，然后进入爬升。弹射起飞过程是在行程 90m 左右的平甲板上进行的，纵向过载峰值高达 4 ~ 5，飞行员在短时间内将失去协调操纵的能力，离舰后飞行员不能立刻有效地操纵飞机。在弹射行程末端，为使飞机脱离弹射滑块后迅速增大迎角，前起落架应突升。由于弹射起飞过程中作用在飞机结构上的载荷很大，起落架和机身结构都要加强，因而必须付出额外的重量^①代价。尤其还应注意，蒸汽弹射器是造价昂贵，技术、工艺复杂的辅助设备。

现在常用的是蒸汽弹射器，是舰载飞机从航空母舰上起飞的助推器，其原理是用蒸汽作动力，推动活塞和弹射装置运动，给飞机增加动力，舰载飞机在活塞带动和自身的动力作用下，像箭一样弹上天，使飞机在短时间内迅速达到起飞离舰速度。

弹射器的设计、生产和使用比较复杂。它是航空母舰上的关键设备，要求蒸汽压力为大于 8.45MPa 的蒸汽压力系统。美国航空母舰上采用的弹射器已发展到第四代的 C - 13 - 2 系统（见表 1 - 2）。

表 1 - 2 弹射器的性能参数

参数/型号	C - 11/C - 11 - 1	C - 7	C - 13	C - 13 - 1	C - 13 - 2
冲程/m	64.36	77.17	76.25	94.5	93.64
轨道长度/m	68.63	84.18	80.83	99.13	99.13
活塞与牵引器重量/kg	2360	2360	2883	2883	2883
汽缸直径/mm	457.2	457.2	457.2	457.2	533.4
冲程总容积/L	22257	26731	25768	32507	43239

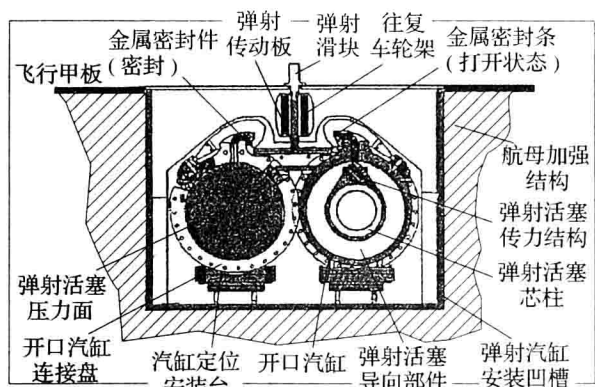
美国尼米兹级航空母舰上有 4 台弹射器，需要在甲板上开 4 条槽，航空母舰甲板为弥补这种纵向大开口造成的结构强度下降需付出额外的重量。1 台弹射器不算连接的蒸汽管路就重达 550t，4 台弹射器总共约 2300t 的结构重量和大约 17km 长的高压蒸汽和水循环管路。弹射器的结构如图 1 - 2 所示。

1. 舰载飞机在航空母舰上的弹射起飞和着舰拦阻动力学

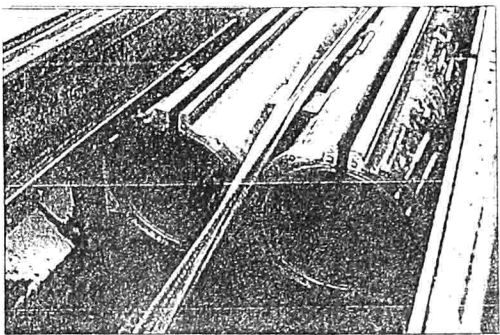
舰载飞机在航空母舰上的弹射起飞和着舰拦阻动力学主要研究弹射起飞航迹和着舰下滑航迹、程序设计和优化以及相应的飞行品质，为舰载飞机的结构设计、起落架设计与外挂物的相容性设计、辅助自动器设计等提供基本依据，同时也是编制舰载飞机使用运行手册的基础。

由于舰载飞机的起落受航空母舰甲板长度的限制，舰载飞机应具有比陆基飞机更为优良的起落性能。因此，舰载飞机的增升装置设计是非常突出的问题，但即使是具有高效增升装置的飞机，大多数还要在航空母舰迎风全速前进状态下弹射起飞和拦阻着舰，这就给舰载飞机的起落带来一系列特殊的动力学问题。

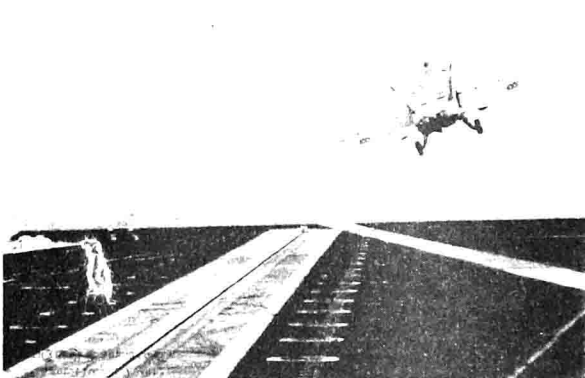
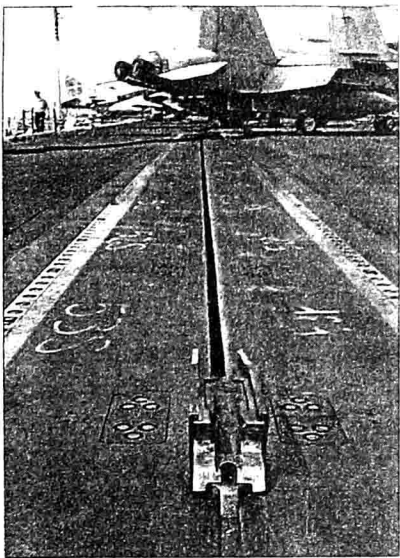
① 本书“重量”指“质量”概念，单位为 kg。



(上) 弹射器开口汽缸结构示意图



(中) C-13 弹射器的弹射汽缸



(下) 航母蒸汽弹射器牵引挂钩

图 1-2 弹射器结构和 F/A-18E/F 战斗机在航空母舰上的弹射起飞

航空母舰的运动一方面减小了飞机相对航空母舰的离舰速度和啮合速度，另一方面也带来了其他一些问题，其中舰艏大气扰动对离舰性能的影响、舰艏大气扰动对着舰下滑性能的影响、飞行甲板的纵摇、横摇和沉浮运动对弹射起飞及着舰的影响等是舰载飞机飞行动力学必须研究的环境条件。

弹射起飞使飞机在短时间内加速到离舰速度。美国海军的航空母舰使用的蒸汽弹射器 C-13-1，其动力冲程仅 84.5m，但末端速度可达 320km/h，弹射加速时间只有 3s 左右，飞机所受纵向过载峰值大于 5。为了控制离舰速度，特别是离舰后的下沉量，在弹射开始时应预置起飞离舰姿态和预置舵偏角，然后选择合适的飞行控制律来完成弹射起飞上升阶段的自动控制飞行。

2. 弹射起飞性能计算

舰载飞机的弹射起飞顺序是：升降机把飞机提升到飞行甲板上，按弹射起飞要求，设置平尾和副翼偏度，并进行起飞检查，包括发动机试车、检查并调整所有控制器，以防止起飞期间的意外动作。然后，飞机动力滑行到弹射起飞点，把前起落架上弹射拉杆连接到弹射器拖曳装置上，再用牵制杆将飞机与甲板上的牵制固定座连接，使飞机在正式滑跑之前固定在弹射器动力冲程的初始端。这时，飞行员把发动机油门推到适合起飞的位置，弹射器也开始工作。当牵制杆上释放部件的载荷达到设计的释

放载荷值时, 飞机被释放, 开始弹射加速滑行, 牵制杆留在甲板上。飞机在全推力状态下弹射加速滑跑, 在弹射器冲程末端, 飞机达到起飞离舰速度, 然后自动脱钩, 前起落架的储存能开始释放, 在飞离甲板之前, 达到起飞迎角, 舰载飞机离舰上升。

(1) 弹射起飞的要求

- ①飞行员在飞机脱离弹射器 2s 之后才能开始操纵飞机。
- ②飞机的最大迎角应受到允许升力系数以及横 - 航向操纵性和稳定性的限制。
- ③飞机离舰后的航迹下沉量不得超过允许值。
- ④在飞机离舰直至最大下沉量的 3s 时间内, 飞机应保持足够的剩余推力。
- ⑤弹射过程中飞机所承受的纵向过载不超过允许值。

(2) 飞机弹射加速滑跑姿态的确定

舰载飞机在弹射器冲程范围内加速滑跑的时间很短, 飞行员来不及在弹射冲程末端准确操纵飞机到合适的离舰速度和姿态。因此, 应在弹射加速滑跑前把飞机调整到安全离舰速度所对应的姿态, 升降舵和襟翼也应预置到调定的配平状态并锁紧。实际上弹射起飞过程是处在松杆自动驾驶状态。预置飞机弹射加速滑跑姿态应考虑下列因素: 安全离舰速度所要求的姿态; 离舰后航迹下沉量限制; 舰艏大气扰动对离舰航迹的影响; 临近大迎角飞行状态飞行品质要求对离舰姿态的限制; 起落架结构极限及结构允许使用载荷对滑跑姿态的限制。

作为初步估算可先按离舰速度确定弹射起飞的迎角 α 和升降舵偏角 σ_x 。离舰速度为

$$V_{lc} = \sqrt{[mg - P\sin(\sigma_p + \alpha)] / \frac{1}{2}\rho C_L S} \quad (1-1)$$

在调定的离舰配平状态下升力系数 C_L 、推力 P 和俯仰力矩系数 C_m 分别为

$$\left. \begin{aligned} C_L &= \frac{mg\cos\theta - p\sin(\sigma_p + \alpha)}{\frac{1}{2}\rho V_{lc}^2 S} \\ P &= \left(mg\sin\theta + \frac{1}{2}\rho V_{lc}^2 S C_D \right) / \cos(\sigma_p + \alpha) \\ C_m &= \frac{Pe_p}{\frac{1}{2}\rho V_{lc}^2 S c_A} \end{aligned} \right\} \quad (1-2)$$

由飞机的气动特性, 经迭代运算可确定预置迎角 α 及升降舵偏角 σ_x , 而发动机推力应为全推力。

(3) 弹射加速滑跑

舰载飞机弹射加速滑跑与陆基飞机起飞加速滑跑的主要差别在于: 弹射器施加的弹射力 T 和甲板风 V_w 对气动力的影响。

弹射器的弹射力 T 除与弹射开始时的预置力 T_0 有关外, 还与弹射冲程范围内活塞的移动距离 x 有关, 可写成

$$T = T_0 + kx \quad (1-3)$$

又称其为冲程函数。图 1-3 是 F-4 飞机所用弹射器的冲程函数及弹射加速过程中的纵向过载 η_z 曲线。

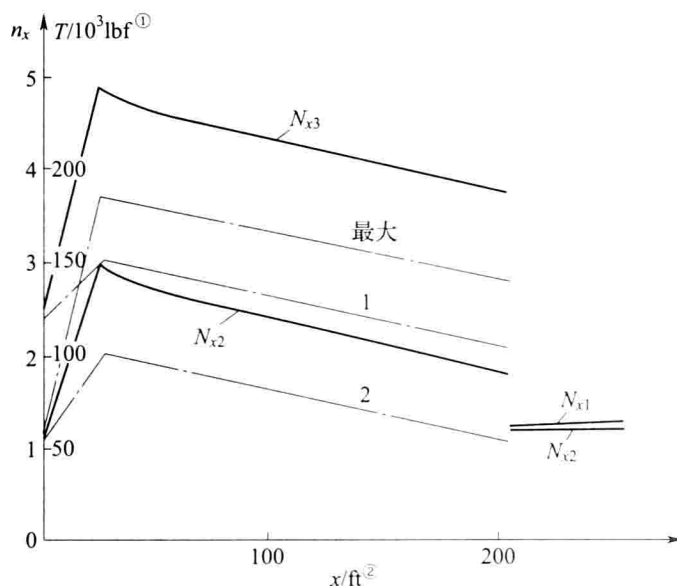


图 1-3 F-4 弹射冲程函数及弹射加速滑跑的纵向过载

在刚性假设下（即不计飞机的弹性变形、不计轮胎压缩量及起落架液压支柱的压缩量），舰载飞机弹射加速滑跑的受力图如图 1-4 所示。图中 $o_c x_c y_c$ 为固连于飞行甲板的舰面坐标系，原点取在弹射加速滑跑的起始点（也可放在航空母舰纵摇中心，两者仅相差一个常数值）， $o_c x_c y_c$ 沿弹射器纵轴向前， $o_c y_c$ 在垂直于 $o_c x_c$ 的铅垂平面内。当航空母舰做匀速直线运动时，舰面坐标系 $o_c x_c y_c$ 可视为惯性坐标系。

图 1-4 所示航迹坐标系 $ox_b y_b$ 上列写的质心动力学方程为

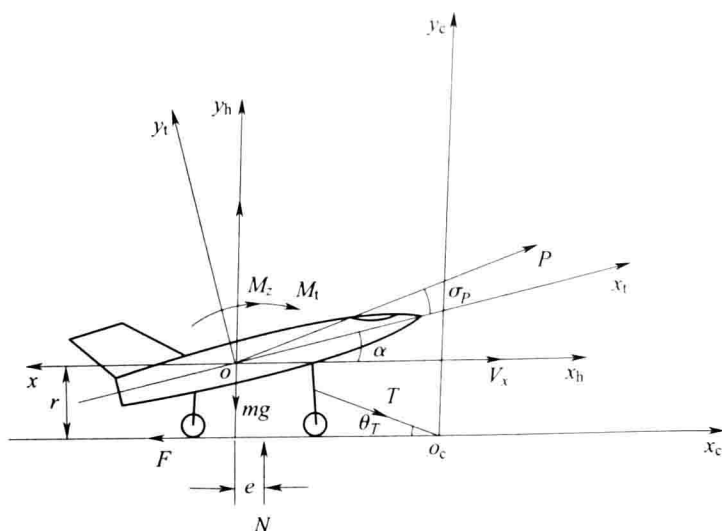


图 1-4 弹射起飞滑跑时作用在飞机上的力

① 1 lbf = 4.448 N.

② $1 \text{ ft} = 0.3048 \text{ m}$.

$$\left. \begin{aligned} m \frac{dV_x}{dt} &= P \cos(\sigma_p + \alpha) - D - F + T \cos \theta_T \\ 0 &= P \sin(\sigma_p + \alpha) + L + N - mg - T \sin \theta_T \end{aligned} \right\} \quad (1-4)$$

其中, V_x 为飞机质心相对航空母舰的舰面坐标系的航迹速度 (即滑跑速度)。利用 $dV_x/dt = V_x dV_x/dx$ 可把自变量 t 换成活塞移动距离 x , 经整理, 式 (1-4) 又可简写成

$$V_x \frac{dV_x}{dx} + aV_x^2 + bV_x + cx + d = 0 \quad (1-5)$$

其中各系数形式为

$$a = \frac{1}{2m} \rho S (C_D - \mu C_L)$$

$$b = \frac{1}{m} \rho S (C_D - \mu C_L) V_w$$

$$c = \frac{1}{m} k (\mu \sin \theta_T - \cos \theta_T)$$

$$d = -\frac{1}{m} \{ P [\cos(\sigma_p + \alpha) + \mu \sin(\sigma_p + \alpha)] + T_0 (\cos \theta_T - \mu \sin \theta_T) - \mu mg - \frac{1}{2} \rho S (C_D - \mu C_L) V_w^2 \}$$

而摩擦力 F 可由支反力 N 及摩擦因数 μ 加以确定。过载为

$$n_x = a_x/g = \frac{dV_x/dt}{g} = V_x \frac{dV_x/dx}{g} \quad (1-6)$$

(4) 前起落架的突伸

在弹射的终端, 弹射力终止时, 受压缩的起落架立即突伸。具有油气式缓冲支柱的起落架的结构简图和受力情况如图 1-5 所示。

设 P_F 为支柱和活塞与壁面的摩擦力, 则作用在飞机上的起落架支反力 P_N 为

$$P_N = P_A \pm P_H \pm (P_{F1} + P_{F2}) \quad (1-7)$$

支柱向上运动时, 上式中取 “+” 号, 反之取 “-” 号。其中 P_A 为前起落架压缩后的弹力, 其值的大小与前起落架作动筒的压缩行程有关 (如图 1-6 所示)。 P_H 为前起落架伸展时压缩的阻尼力, 其方向与支柱运动的方向相反。根据不可压缩液压流动理论, 其计算公式为

$$P_H = \frac{1}{2} \rho_H S_H^3 \left[\frac{V_H}{c_T (S_K + C_K)} \right]^2 \quad (1-8)$$

式中: ρ_H ——液压油的密度;

S_H ——液压活塞面积;

V_H ——起落架支柱行程速度, 支柱向下运动为正;

S_K ——作动筒中油孔的净面积;

C_K ——缓冲系数;

c_T ——孔系数。

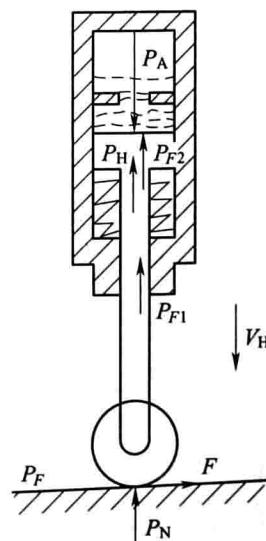


图 1-5 起落架支柱受力图

前起落架伸展时作用于飞机上的力使飞机上仰。飞机在前起落架突伸产生的力矩、发动机推力力矩以及气动力力矩作用下，使飞机的迎角迅速增大。飞机上仰的角加速度为

$$\ddot{\theta} = \Sigma \frac{M_z}{I_z} \quad (1-9)$$

(5) 离舰上升

舰载飞机脱离弹射挂钩后即达到离舰速度，保持离舰姿态上升。刚刚离舰的飞机还保持在离舰前预置的油门、襟翼偏度和升降舵偏度姿态。

离舰上升这一段航迹的下沉量、舰艏大气扰动的影响和飞机的操纵性和稳定性与安全离舰密切相关。在设计自动操纵程序时，上述各项因素应全面综合考虑。

舰载飞机离舰后允许有一定的航迹下沉量，表 1-3 是几种舰载飞机离舰后航迹下沉量的统计数据，A-6 飞机的航迹下沉量最大，达 2.13m，一般航迹下沉量不允许大于 3m。下沉量太大不仅有碍安全，而且飞行员的心理状态上也不好接受。因此，在设计飞机离舰上升航迹时，应综合优选增升装置偏度、弹射器功率（蒸汽压力）、离舰姿态和离舰速度。

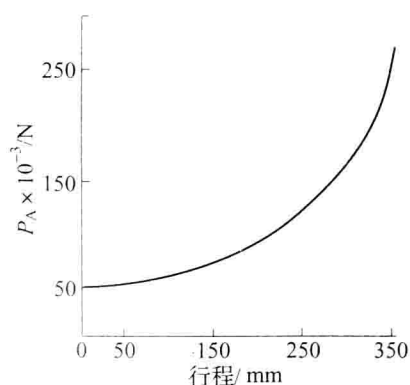


图 1-6 起落架压缩力与行程的关系

表 1-3 离舰后航迹下沉量统计

飞机	F-4	A-6	F-8
末端速度/kn	127.5	138	156
下沉量/m	1.22	2.13	1.52

作为初步研究，可先从纵向运动分析开始，严格讲，离舰上升性能计算应采用完整的 6 自由度方程。

(6) 弹射起飞性能计算

按照上面的研究计算方法，编写了舰载飞机弹射起飞的计算程序，并对 F-4 飞机的弹射起飞航迹进行了计算，图 1-7 是航迹计算结果，与参考文献[1]所给的数据是一致的。

3. 影响舰载飞机弹射起飞性能的因素分析

影响舰载飞机弹射起飞性能的因素很多，主要有起飞重量、发动机推力、离舰迎角、甲板风和甲板边缘坡度等对舰载飞机过舰艏的航迹下沉量的影响。下面以 F-4 飞机为例计算了以上的影响因素。

(1) 飞机重量的影响

在弹射力和发动机推力保持不变的情况下，如果飞机的起飞重量增加，必须使飞机的起飞速度降低（如图 1-8 所示），故飞机离舰后航迹下沉量增加（如图 1-9 所示）。