



现代飞艇 设计导论

[俄]基里林·阿列克桑德拉·尼卡拉伊维奇 著

吴 飞 王培美 译

徐忠新 陈 利 审



国防工业出版社

National Defense Industry Press

本书由总装备部装备科技译著出版基金资助出版

现代飞艇设计导论

【俄】基里林·阿列克桑德拉·尼卡拉伊维奇 著

吴 飞 王培美 译

徐忠新 陈 利 审

国防工业出版社

· 北京 ·

著作权合同登记 图字:军—2006—065 号

图书在版编目(CIP)数据

现代飞艇设计导论 / (俄罗斯)尼卡拉伊维奇著;吴飞,王培美译. —北京:国防工业出版社,2009.1
ISBN 978-7-118-06105-5

I. 现... II. ①尼...②吴...③王... III. 飞艇-设计
IV. V274

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2008)第 200833 号

МАЛОРАЗМЕРНЫЕ ДИРИЖАБЛИ.
КОНСТРУКЦИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ

© Московский авиационный институт
(государственный технический университет), 2003

感谢 А. Н. КИРИЛИН 先生将本书中文版(独家)出版发行权授予国防工业出版社。版权所有,侵权必究。

※

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)

天利华印刷装订有限公司印刷

新华书店经售

*

开本 850×1168 1/32 印张 3 3/4 字数 78 千字

2009 年 1 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—3000 册 定价 19.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)68428422

发行邮购:(010)68414474

发行传真:(010)68411535

发行业务:(010)68472764

中国古代的“孔明灯”，被公认为是热气球的鼻祖，许多外国文献里认为中国是最早知道利用热空气获得升力原理的国家。1783 年法国人蒙哥尔费兄弟实现了载人热气球的飞行。从那时起，各种类型的轻于空气的飞行器（如气球和飞艇）和重于空气的飞行器（如飞机、直升机、导弹）得到了蓬勃发展。

浮空器就是利用轻于空气的气体（现在使用的是氦气）来产生静升力的空中搭载平台。它具有一系列的优点，如滞空时间长、噪声低、绿色环保、安全性高、使用维护采购成本低、雷达散射面积小等，在反恐、巡逻、监察、地图绘制、地质勘探、旅游、广告和运动等军事和民用领域应用广泛，在许多领域，已成为卫星、飞机互为补充的、不能替代的空中平台。随着技术的发展以及军用和民用两个方面的推动，浮空器以其独特的优势受到了许多国家的关注，并竞相开发和投入

使用。

近几年来,在国家相关部门的高度重视下,许多科研单位和院校纷纷投入人力、物力、财力进行相关研究和开发,我国在浮空器领域取得了不少成绩。我们相信,我国的浮空器技术必将实现自主创新,重点跨越,引领我国浮空器产业的又快又好发展,满足我国国防与国民经济建设的各种需求。

本书系统地阐述了飞艇的分类、基本结构和飞行原理、飞行使用等知识,介绍了世界飞艇发展新趋势,尤其对俄罗斯研制的小型飞艇及其整体研究发展动向做了重点介绍。本书的翻译和出版可以满足业内人士了解和借鉴俄罗斯飞艇研究方面的经验的需要,并将在一定程度上填补目前国内在此领域的空白。

中国工程院院士



前言

当今世界,碳氢化合物燃料储量的迅速消耗、生态问题的急速增加,以及新的运输和特殊任务的大量涌现已经成为第三个千年伊始必须将浮空技术作为未来世界一种运输方式的主要原因。浮空飞行已经成为一种大众运动形式。目前,世界上已经有数十家公司对现代飞艇制造业的以下三个主要发展方向展开了探索和研究:

(1) 小型和中型多功能飞艇;

(2) 大型(20t~200t)和超大型(达1000t)载货运输飞艇;

(3) 可长期在高空(15km~22km)运行的平流层遥控飞艇,它是21世纪的通信、天气预报、地表观测和监控的基础设施。

本书包括小型多功能软式飞艇的设计、结构和使用方面的资料。此类飞艇能够成功应用于巡逻、监察、地图绘制、地质勘探、旅游、广告和运动等各领域,还可以用作飞行实验室,以便对其

结构—工艺和使用方案进行修整,并应用到新一代飞艇的设计中。

本书共分为五章,基本上是以莫斯科航空学院和“空气静力”公司在第二次世界大战后共同研制的 A-01 飞艇和 A-02 飞艇的制造和使用经验为基础完成的。

第 1 章主要介绍飞艇艇身形状的选择、尾翼方案分析、飞行器空间运动方程,并考虑到飞艇艇身和尾翼的附加质量。以 A-01 飞行器为例,在动力装置推力矢量转动角和浮力为各种数值的情况下,详细分析了起飞和降落的轨迹参数。

第 2 章、第 3 章两章探讨了 A-01 飞艇和 A-02 飞艇及其主要系统(包括推力矢量可变的动力装置、压力调节系统、控制飞行的机械和电子系统)的结构特征。

第 4 章介绍了软式飞艇的地面和飞行试验的各种要求,以及轻于空气的飞行器的飞行和技术使用特征的各种要求。

最后一章对小型(遥控和载人)飞艇完成一系列特殊任务的使用效率评估与飞机、直升机和无人侦察机进行了比较。

最后,感谢技术科学博士 В. А. 帕达别多夫(В. А. Подобедову)教授和技术科学副博士 Б. А. 伊夫琴科(Б. А. Ивченко)提出的宝贵意见和建议,这些意见和建议对本书的改进和完善起到了很大的作用。

目 录

第 1 章 小型飞艇的空气动力性能、稳定性及其操纵性	1
1.1 飞艇艇身形状的选择	2
1.2 尾翼的草图方案分析	3
1.3 飞艇的空间运动方程	5
1.3.1 在固连坐标系轴上投影的飞艇的一般动态方程	5
1.3.2 各种外力和力矩投影的表达式	8
1.3.3 飞艇空间运动的运动学方程	12
1.4 飞艇的附加质量	13
1.4.1 飞艇艇身的附加质量系数	14
1.4.2 尾翼的附加质量系数	16
1.4.3 飞艇的附加质量系数	20
1.5 旋转导数	21
1.6 A-01 飞艇的动力性能	25
1.6.1 A-01 飞艇飞行动力分析采用的原始数据	26

1.6.2	起飞轨迹的要求	29
1.6.3	起飞轨迹参数(动力装置推力矢量无控制)	30
1.6.4	在浮力和推力矢量转动角为各种数值的情况 下的起飞轨迹参数	31
1.6.5	水平直线稳定飞行时的参数	39
1.6.6	推力矢量转动角为各种数值情况下的 降落轨迹参数	42
第2章	“Aerostatica-01”飞艇的结构	45
2.1	“Aerostatica-01”飞艇的简要介绍	46
2.1.1	总论	46
2.1.2	主要飞行技术性能	49
2.1.3	质量和重心数据	50
2.2	飞艇结构及其主要系统的特点	51
2.2.1	艇囊	51
2.2.2	鼻锥	53
2.2.3	尾翼	53
2.2.4	吊舱和动力装置	54
2.2.5	压力调节系统	55
2.2.6	飞行控制系统	56
第3章	“Aerostatica-02”飞艇的结构	64
3.1	“Aerostatica-02”飞艇的简要介绍	65
3.1.1	总论	65
3.1.2	主要飞行技术指标	69
3.1.3	质量和质心数据	69
3.2	飞艇结构及其主要系统的特点	71
3.2.1	艇囊	71
3.2.2	鼻锥	73
3.2.3	尾翼	73

3.2.4	吊舱	74
3.2.5	起落架	74
3.2.6	动力装置	75
3.2.7	燃料和压舱系统	78
3.2.8	压力调节系统(空气—氦气系统)	79
3.2.9	全压和静压系统	81
3.2.10	电气系统	81
3.2.11	控制系统	82
第4章	小型飞艇的飞行使用	85
4.1	飞行、技术和地面操作指南	86
4.2	地面试验和飞行试验及商业使用	87
4.3	小型飞艇飞行技术参数的比较分析	90
第5章	小型飞艇的效率评估	92
5.1	小型飞艇可能的应用领域	93
5.2	艇载空中侦察设备和转发设备的主要性能分析 ...	94
5.3	经济评估方法的主要规则	96
5.4	小型飞艇在完成空中侦察和通信信号 转发任务时的效率	99
符号说明		103
参考文献		105

第 1 章

小型飞艇的空气动力性能、稳定性及其操纵性

- 1.1 飞艇艇身形状的选择
- 1.2 尾翼的草图方案分析
- 1.3 飞艇的空间运动方程
- 1.4 飞艇的附加质量
- 1.5 旋转导数
- 1.6 A-01 飞艇的动力性能

1.1 飞艇艇身形状的选择

在研制新一代空气静力飞行器时最基本的一个问题就是如何选择飞艇的形状。为了回答这一问题,必须掌握各种艇身形状的 $C_x = f(\alpha, \beta)$, $C_y = f(\alpha, \beta)$, $m_z = f(\alpha, \beta)$ 函数和空气动力压力图。这里的 $C_x = \frac{X}{qU^{2/3}}$, $C_y = \frac{Y}{qU^{2/3}}$, $m_z = \frac{M_z}{qU}$ 分别是迎面阻力、空气动力升力、空气动力俯仰力矩系数。

最初对各种外形飞艇的参数进行评估研究的时间是在 20 世纪初,即第一批空气动力实验室开始建造并投入使用的时期。在为风洞试验选择模型时,试验工作者们之前对运动速度相对较快的海鱼和鲸的轮廓进行了研究(见参考文献[9])。在此基础上,决定采用“雪茄”的形状:像两个共轭的半椭圆的子午线轮廓,横向截面为圆形。早期建造的所有飞艇甚至现在的空气静力飞行器的设计绝大多数都采用这种形状。

飞艇的单独艇身模型^[3,4]的大量风洞试验很容易确定空气静力飞行器的艇身实体的大部分空气动力性能(除迎面阻力以外)。原因在于:对于经典外形的飞艇来说,摩擦阻力是主要阻力,而对其数值影响最大的则是决定边界层状态的一些条件——雷诺数、气流紊流度和表面粗糙度等。基于这一原因,当雷诺过渡常数为 $10^6 \sim 10^7$ 情况下(与真实情况差 2 个数量级),在风洞中进行的飞艇模型风洞试验就无法如实地确定实体飞艇的迎面阻力。如果采用分析算法或有限元分析法,得到的结果则会更为精确。尤其是各阻力源的部件算法得到了成功应用,这一方法广泛采用平板的摩擦阻力研究数据和飞艇的各旋转体以及单独部分(尾翼、吊舱、索具等)的阻力试验研究结果。该方法估算出飞艇的迎面阻力

的误差不超过 5%,但使用该方法不仅对飞行器的大型部件(艇身、尾翼、吊舱),就连小型的结构元件(艇身设备、动力装置、尾翼上的各类设备等)的几何外形信息都囊括到总阻力中,这些阻力占总阻力的比例达 17%~28%。在设计初期采用空气静力飞行器迎面阻力的设计算法比较适宜^[5],该方法借助在计算图中引用平均统计系数的方法可以考虑到结构上各个小元件的阻力情况。

飞艇艇身空气动力性能的全面且如实的信息对于分析空气静力飞行器的动力性能来说是远远不够的。众所周知,尾翼和推力矢量可变的动力装置是保证飞艇的稳定性和操纵性的因素。选择几何外形高效的尾翼便成为新一代飞艇设计的首要任务。与此同时,同样关键的任务还有带有可变推力矢量的动力装置的空气静力飞行器起飞和降落轨迹的研究问题。因此,小型飞艇建造工作的第一阶段,在对此类空气静力飞行器空气动力性能、稳定性和操纵性研究方面的科研工作取得了一定的成果^①,这些结果在本章中有部分反映。

1.2 尾翼的草图方案分析

经典外形飞艇的单独艇身有着极大的不稳定性。艇尾的尾翼装置保证空气动力合力作用点后移使不稳定性减小到可以接受的程度。对于相对密度较小的大型飞行器来说,并非一定要使质量中心处于焦点位置的前面。在此情况下,此类飞行器良好的阻尼性能可以确保飞行稳定。因此,飞艇尾翼各参数

① “空气静力”公司和莫斯科航空学院协同合作的、关于小型远程载人飞艇空气动力性能的研究结果(ИИП No. 47740, No. 51410),该飞艇在下文中将用“Aerostatica-01”代码表示。

的选择要考虑到动力稳定性条件、飞行器的惯性质量性能等因素。某些情况下,受飞艇首要用途的影响,飞艇还可以完成地上和近地使用的非传统性任务。例如,系留住飞行器吊舱下点,使飞行器相对自调节起落架发生顺桨,此类情况下就应该根据这些特殊任务选择尾翼的各个参数。

制造飞艇时通常采用三种尾翼方案中的某一种:十字形、X形或者三面形。

中央空气流体动力学研究所(ЦАГИ)的试验结果^[3]表明:X形和十字形尾翼总面积相同时,X形尾翼在攻角偏小的情况下更为高效。这是因为与十字形尾翼相比,X形尾翼的水平(垂直)投影面积相对较大。随着攻角慢慢增大,X形尾翼的效率则会慢慢降低,这是由于飞艇艇身在环流情况下(其攻角不为零时),该尾翼的各个水平安定面都会产生局部侧滑角。因此,当攻角为中等大小时,X形尾翼的效率就没有十字形尾翼高。

在攻角较小的情况下,三面形尾翼的效率与X形尾翼接近或稍高一些。在 α 角增大时,三面形尾翼的效率降低速度比X形尾翼的慢。在三面形与十字形尾翼面积相同、 α 角大大超过X形尾翼 α 角的情况下,三面形尾翼的效率要低于十字形。

参考文献[3]中的尾翼总面积是 $0.34U^{2/3}$ 和 $0.45U^{2/3}$,经典外形模型的水平安定面的长细比为 $0.81 \sim 0.82$ 。所列数字表明尾翼长细比和相对面积这些参数的增大倾向。早在1937年Н. Н. 福明娜(Н. Н. Фоминой)出版的那部关于各种形状尾翼的空气动力研究的著作^[16]中已经提到:对于20世纪前1/3时期内的大部分飞艇来说,其尾翼面积都不够大(约为 $0.26U^{2/3}$),且水平安定面的长细比数值也严重偏小($\lambda_{CT} \approx 0.25 \sim 0.26$)。尾翼的几何外形经常是参考飞艇站的外

形尺寸而形成的。其实,解决这些难题的技术方案还是可以找到的——这就是八面形尾翼装置。

八面形尾翼可以立刻解决以下几个难题:

(1) 在各种方案的尾翼总面积相同,并且飞艇外形尺寸一致的情况下,安装长细比相对较大的水平安定面,这种水平安定面的 C_y^a 值更高,这意味着效率也更高。

(2) X形和十字形方案统一融合为一个结构,则攻角(侧滑角)无论是较小还是中等大小,尾翼的效率都能满足要求。

(3) 两个舵机控制通道(“+”通道和“×”通道),以确保尾翼控制系统的安全备份。

(4) 飞艇的艇身更为平均地分配尾翼上的载荷。

美国全金属实验飞艇 ZMC-2 ($\lambda_{OH} \approx 1.0$; $S_{OH} \approx 0.239U^{2/3}$) 的飞行试验也证实了八面形尾翼的高效率^[17]。

鉴于上述原因,在确定 A-01 和 A-02 飞艇的几何外形时选择了八面形尾翼。为此,在莫斯科航空学院 T-1 风洞里对飞艇模型的空气动力性能进行了专门研究。

1.3 飞艇的空间运动方程

1.3.1 在固连坐标系轴上投影的飞艇的一般动态方程

飞艇空间运动的数学模型包括:

(1) 飞艇作为一个刚体的空间运动在以艇囊体积中心为原点的固连坐标系轴上投影的一般方程;

(2) 对各空间运动方程进行积分的情况下,外力投影和力矩的计算表达式;

(3) 飞艇相对于正常地面坐标系的旋转和平移运动方程。

为了记录飞艇运动方程,采用以下几种右旋直角坐标系:

(1) 正常地面坐标系 $O_0X_gY_gZ_g$ (图 1.1), 其坐标起点是地球表面; O_0Y_g 轴沿铅垂线向上, 而水平面的 O_0X_g 和 O_0Z_g 轴的方向则要视被解决的任务而定。

(2) 固连坐标系 $OXYZ$, 其坐标原点是飞行器的体积中心; OX 和 OY 轴位于飞行器的纵向对称平面, 其中 OX 轴指向艇首, OY 轴指向艇首上方, 而 OZ 轴则指向飞行器的右侧。

(3) 坐标系 $BX_gY_gZ_g$, 其坐标原点相对于 $O_0X_gY_gZ_g$ 坐标系以速度矢量 B 移动, BX_g 、 BY_g 和 BZ_g 轴的方向分别与 O_0X_g 、 O_0Y_g 和 O_0Z_g 轴的方向一致。

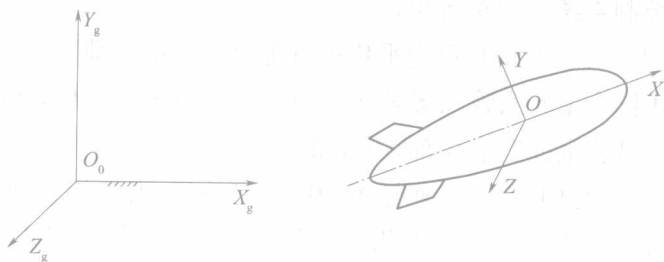


图 1.1 $O_0X_gY_gZ_g$ 和 $OXYZ$ 坐标系

为了确定固连坐标系各轴(移动轴)相对于地面坐标系各轴(静态轴)的方位,需要引用航空学中常用的一些欧拉角:偏航角 ψ 、俯仰角 θ 和倾斜角 γ (表 1.1)。

表 1.1 正常地面坐标系与固连坐标系的轴之间的余弦角

固连坐标系轴	正常地面坐标系轴		
	O_0X_g	O_0Y_g	O_0Z_g
OX	$\alpha_{11} = \cos\psi\cos\theta$	$\alpha_{12} = \sin\theta$	$\alpha_{13} = -\sin\psi\cos\theta$
OY	$\alpha_{21} = \sin\psi\sin\gamma - \cos\psi\sin\theta\cos\gamma$	$\alpha_{22} = \cos\theta\cos\gamma$	$\alpha_{23} = \cos\psi\sin\gamma + \sin\psi\sin\theta\cos\gamma$
OZ	$\alpha_{31} = \sin\psi\cos\gamma + \cos\psi\sin\theta\sin\gamma$	$\alpha_{32} = -\cos\theta\sin\gamma$	$\alpha_{33} = \cos\psi\cos\gamma - \sin\psi\sin\theta\sin\gamma$

在列出飞艇运动动力学方程时,做以下几种简单假设:

(1) 飞艇是刚体。

(2) 正常地面坐标系的非惯性决定的力和力矩非常小,完全可以忽略不计。

(3) 飞艇的外形具有对称平面即 XOY 纵向平面。

满足上述条件的情况下,在固连坐标系 $OXYZ$ 轴上投影的飞艇空间运动动力学方程为

$$m \left(\frac{dV_{Kx}}{dt} - y_T \frac{d\omega_z}{dt} + V_{Kz}\omega_y - V_{Ky}\omega_z + \right. \\ \left. y_T\omega_x\omega_y - x_T\omega_y^2 + x_T\omega_z^2 \right) = F_{ex} \quad (1.1)$$

$$m \left(\frac{dV_{Ky}}{dt} - x_T \frac{d\omega_z}{dt} + V_{Kx}\omega_z - V_{Kz}\omega_x + \right. \\ \left. x_T\omega_x\omega_y - y_T\omega_x^2 - y_T\omega_z^2 \right) = F_{ey} \quad (1.2)$$

$$m \left(\frac{dV_{Kz}}{dt} + y_T \frac{d\omega_x}{dt} - x_T \frac{d\omega_y}{dt} - V_{Kx}\omega_y + \right. \\ \left. V_{Ky}\omega_x + x_T\omega_x\omega_z - y_T\omega_y\omega_z \right) = F_{ez} \quad (1.3)$$

$$J_x \frac{d\omega_x}{dt} + J_{xy} \left(\omega_x\omega_z - \frac{d\omega_y}{dt} \right) + (J_z - J_y)\omega_y\omega_z + \\ m y_T \left(\frac{dV_{Kz}}{dt} + V_{Ky}\omega_x - V_{Kx}\omega_y \right) = M_{ex} \quad (1.4)$$

$$J_y \frac{d\omega_y}{dt} - J_{xy} \left(\omega_y\omega_z + \frac{d\omega_x}{dt} \right) + (J_x - J_z)\omega_x\omega_z + \\ m x_T \left(-\frac{dV_{Kz}}{dt} + V_{Kx}\omega_y - V_{Ky}\omega_x \right) = M_{ey} \quad (1.5)$$

$$J_z \frac{d\omega_z}{dt} + J_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) + (J_y - J_x)\omega_x\omega_y + \\ m x_T \left(\frac{dV_{Ky}}{dt} + V_{Kx}\omega_z - V_{Kz}\omega_x \right) +$$