

AIRSHIP
TECHNOLOGY

飞艇技术

[英] G.A. 库利 J.D. 吉勒特/著

王生 等/译 姜鲁华/校



 科学出版社
www.sciencep.com

译 序

飞艇及相关浮空器技术的发展,无疑是人类航空科技领域的重大成就.作为承载人类完成首次飞行的航空器,浮空器以其特有的优势活跃于人类航空发展的各个阶段,为人类探索天空、实现飞行梦想以及各方面的应用做出了不可磨灭的贡献.展望 21 世纪,浮空器技术将会有更为长足的发展.

对于从事浮空器专业的同志来说,深入了解浮空器领域所涉及学科的基本知识、基本原理及其发展概况,无论对后继学习还是专业工作,都是大有裨益的.因此,出版一本有关“飞艇技术”方面的书势在必行.本书即是为此目的而翻译的.

从 1852 年 9 月 24 日法国人吉法尔驾驶着人类第一艘飞艇飞上了天空,开创了人类可控动力飞行的新纪元,飞艇作为承载人类飞行的伙伴已经陪伴我们走过了近两个世纪,虽然其间曾因受限于材料、工艺等技术而经历过艰辛,甚至走入低谷,但随着现代材料、能源、电子科技发展和一系列关键技术的突破,其复兴已指日可待.同时,能源危机也为飞艇的再度兴起提供了契机.现代飞艇在交通运输、环境监测、高空遥感、通信及电视转播、空中预警和反潜方面都有巨大的应用空间.特别是最近平流层定点平台(平流层飞艇)以及大型载重飞艇概念的提出,无疑为飞艇的发展注入了新的动力,我们期待着飞艇时代的再次到来.

《飞艇技术》这本专著是由英国帝国理工学院的 G.A. 库利教授和布鲁内尔大学的 J.D. 吉勒特教授组织英国飞艇设计和操作方面的学术界和工业界的 14 名学者和专家共同编写,全书共有 18 章,第 1~8 章涵盖了空气静力学、空气动力学、稳定性和控制、推进、材料和结构核心内容;第 9~13 章论述飞艇重量估计和控制、地面操作和锚泊、系统、性能和驾驶;第 14~18 章介绍飞艇性能、非传统设计、太阳能、用途和经济考虑事项、综合设计.

本书内容丰富、原理和概念介绍清晰、图文并茂、理论联系实际,资料丰富反映了飞艇技术的发展趋势,有较强的可读性,是一本值得推广介绍的好书.我相信本书中译本的出版,将为我国从事飞艇以及浮空飞行器科研、设计、制造与教学的工作者提供系统的参考资料,为我国浮空器领域的发展作出一定的贡献.

中国科学院院士

中国科学院光电研究院院长

2007 年 10 月于北京

翻译说明

在姜鲁华研究员的倡导下,由王生研究员与英国剑桥大学出版社和中国科学出版社联系,并与科学出版社签订委托翻译合同,组织中国科学院光电研究院气球飞行器研究中心的同志对《Airship Technology》(First Edition)进行了翻译,翻译工作得到了顾逸东院士的鼓励和支持.

序言、第1~4章由王生翻译,第5章由聂营翻译、第6章由彭路翻译、第7~9章由杨燕初翻译、第10~12章由马毅翻译,第13章由冯慧翻译,第14章由黄宛宁翻译,第15章由张泰华翻译,第16章由李兆杰翻译,第17、18章由高衡翻译,中英文名词对照由高伟翻译,徐文宽参加了校稿工作,姜鲁华研究员校对了全部译稿.

由于参与翻译的人员有繁重的科研任务,加之译者学识有限,时间紧迫,译文中如有遗漏、不当和错误之处,望读者批评指正.

译校者

2007年10月于北京



序 言

20 世纪 70 年代早期随着国际飞艇协会的成立和飞艇杂志季刊的出版, 英国的企业家和学者真正恢复了对飞艇的兴趣. 从此飞艇年会一直由皇家航空学会举办, 后来飞艇协会通过举办飞艇国际大会和展览扩大了这方面的活动, 大会在离英国两个著名飞艇吊挂塔不远的拜德福市 (Bedford) 举行. 最近, 飞艇协会也已经在因特网上建立了一个专门网站 (<http://www.airship.demon.co.uk>). 在此时期, 英国用于民用和军用的软式飞艇的最新设计和更多发展更多地归功于 Roger Munk 先生的努力, 本书奉献给他. 不管是设计和研发, 或者仅是运行, 飞艇活动也已经在许多其他的国家进行, 包括澳大利亚、加拿大、中国、巴西、德国、匈牙利、意大利、日本、墨西哥、新西兰、俄罗斯、南非和美国.

由于飞艇活动不断增多, 遍及全球, 因此迫切需要一本详细讲述飞艇最新技术的书. 现代飞艇采用许多先进的技术, 如复合材料、数字有限元结构分析、计算机辅助设计、现代电子系统、光传飞行控制和最新的空气动力学理论以及稳定性和控制的最新理论等. 然而, 当今的飞艇设计者仅有 20 世纪二三十年代出版的教科书作参考, 分别是伯吉斯 (Burgess) 的“飞艇设计 (1927)”、Blakemore 的“压力飞艇部分 I (1927)”、Pagon: 的“压力飞艇部分 II(1927)”和 Durand 的“空气动力学理论 (1937)”.

本书汇集了飞艇设计和操作不同方面的 14 名专家的最新经验. 从学术界和工业界各选 7 名专家, 以保证理论和实践内容的适当平衡. 学术界专家编写的章节有: 基本原理 (Edwin Mowforth 博士)、空气动力学 (Ian Cheeseman 教授)、稳定性和控制 (Michael Cook 先生)、推进系统 (Ian Cheeseman 教授)、地面操作和锚泊 (Denis Howe 教授)、改进 (Edwin Mowforth 博士)、非传统设计 (Gabriel Khoury 博士) 和太阳能 (Gabriel Khoury 博士). 工业界专家编写的章节有: 材料 (Peter Bradley 博士)、结构 (Charles Luffman 先生)、空气静力学 (John Craig 先生)、重量估算和控制 (John Craig 先生)、系统 (Norman Mayer 先生)、驾驶 (David Burns 先生)、性能 (Robert Hunt 先生)、用途和经济考虑事项 (Reginald Hillsdon 先生) 和综合设计 (Brian Wilson 先生).

G. A. 库利 (Gabriel A. Khoury)

J. D. 吉勒特 (J. David Gillett)

致 谢

编者要向各章作者表达感激之情,感谢他们的合作和有价值的贡献.

也非常感谢飞艇协会直接和间接的支持.感谢飞艇协会主席 Dick Chadburn 先生爽快地同意我们使用协会出版物中的图表.

非常感谢威斯汀豪斯监视公司 (Westinghouse Surveillance Ltd.) 的支持,他们润色了本书许多章节中有关天舟飞艇系列的内容和图表.也感激其他图表材料的提供者,包括帝国战争博物馆、Nigel Wells 先生、J. Bracher 博士、Masahiko Onda 博士、Zeppelin 飞艇公司、Edwin Mowforth 博士和 J. DeLaurier 教授.

特别感谢 Valerie Till 夫人专业地重画了近 200 个图表,这非常有助于本书的一致外观和图表的高质量.

最后但并非最不重要的是,我们要感谢我们的夫人 Adriene 和 Iren 在本书多年准备期间的耐心支持.

目 录

第 1 章 绪论	(G. A. Khoury, J. D. Gillett) 1
第 2 章 基本原理	(E. Mowforth) 5
2.1 概述	5
2.2 空气静力学原理	5
2.3 飞艇空气静力学	9
2.4 飞艇空气动力学	14
2.5 非传统设计	15
第 3 章 空气动力学	(I. Cheeseman) 18
3.1 基本假定	18
3.2 阻力	20
3.3 动态力	28
3.4 柔性体理论	34
3.5 总体气动力和力矩的计算方法	36
3.6 非稳定空气动力学	39
3.7 气动参数设计	41
参考文献	49
第 4 章 稳定性和控制	(M. V. Cook) 51
4.1 概述	51
4.2 坐标系和标记	52
4.3 运动方程	53
4.4 线性化的运动方程	58
4.5 动力学稳定性分析	62
4.6 控制和响应	67
4.7 自动飞行控制	72
4.8 飞行和操纵性能	73
参考文献	73
符号	73
下标	74
稳定性和控制导数	75

第 5 章 推进系统	(I. Cheeseman) 76
5.1 概述	76
5.2 推进器	76
5.3 主发动机	92
5.4 能源	96
5.5 推进、性能以及控制	97
参考文献	100
第 6 章 材料	(P. Bradley) 101
6.1 概述	101
6.2 飞艇纺织材料的理想特性	101
6.3 飞艇纺织材料的发展	102
6.4 艇体材料的性能	109
6.5 改进的层压材料	116
6.6 总结	117
参考文献	117
第 7 章 结构	(C. Luffman) 119
7.1 概述	119
7.2 历史	119
7.3 基本原则和需要注意的事项	120
7.4 主要结构组	128
参考文献	154
第 8 章 空气静力学	(J. Craig) 156
8.1 概述	156
8.2 大气	157
8.3 艇囊内的浮升气体	159
8.4 浮力和静升力	160
8.5 飞艇操控概要	161
8.6 影响升力的其他因素	164
8.7 封闭式系统或开放式系统	165
8.8 飞艇平衡	166
8.9 气体特性的推导	169
本章所使用的术语及缩写	173
第 9 章 重量估算和控制	(J. Craig) 175
9.1 飞艇质量特性	175
9.2 重量设计的考虑内容	178

9.3	重量估算	180
9.4	重量监测和控制	199
9.5	建造重量控制和实际飞艇的重量确定	199
9.6	飞艇运行的重量内容	201
第 10 章	系统 (N. Mayer)	203
10.1	概述	203
10.2	压力控制	203
10.3	燃油系统	209
10.4	压舱物	211
10.5	电力系统	212
10.6	飞行人员	214
10.7	通道和维修	216
10.8	紧急情况	217
10.9	辅助推力系统	219
10.10	补给系统	220
	参考文献	220
第 11 章	地面操作和锚泊 (D. Howe)	221
11.1	概述	221
11.2	地面操作问题调查	222
11.3	地面操作和锚泊要求	223
11.4	地面操作技术的历史回顾	225
11.5	锚泊状态作用在飞艇上的力	230
11.6	尺寸对地面操作的影响	234
11.7	未来的地面操作系统	235
11.8	结论	237
第 12 章	驾驶 (D. Burns)	238
12.1	概述	238
12.2	控制机构的作用	239
12.3	静态重量	240
12.4	风的影响	242
12.5	天气	243
12.6	矢量推进	246
12.7	地面操作	248
12.8	起飞	249
12.9	压力高度 (海拔高度)	251

12.10	自由气球飞行	252
12.11	着陆	253
第 13 章	性能 (R. Hunt)	258
13.1	任务注意事项	258
13.2	最大飞行使用燃油	258
13.3	发动机的选取	259
13.4	动力输出装置	262
13.5	发动机驱动和推进器	262
13.6	艇重	263
13.7	浮升气体升力	263
13.8	飞艇尺寸	264
13.9	风的影响	265
第 14 章	改进 (E. Mowforth)	267
14.1	概述	267
14.2	操纵浮升气体进行浮力控制	267
14.3	边界层控制	276
14.4	尾部推进	280
14.5	透镜状的几何外形	282
第 15 章	非传统设计 (G. A. Khoury)	287
15.1	概述	287
15.2	外形	288
15.3	升力	292
15.4	动力	303
15.5	结构造型	309
15.6	浮升气体	315
15.7	控制	316
15.8	载重	321
	参考文献	323
第 16 章	太阳能 (G. Khoury)	327
16.1	概述	327
16.2	“太阳能飞艇”概述	327
16.3	太阳辐射	329
16.4	太阳能驱动的飞行速度	332
16.5	太阳能系统的构成	340
	参考文献	350

第 17 章 用途和经济考虑事项(R. Hillsdon)	352
17.1 概述.....	352
17.2 飞艇用途分类.....	352
17.3 飞艇的潜在用途.....	358
17.4 用途适宜性.....	365
17.5 潜在市场.....	368
17.6 飞艇经济学.....	371
17.7 结论.....	374
参考文献.....	374
第 18 章 综合设计(B. G. Wilson)	376
18.1 概述.....	376
18.2 初论.....	376
18.3 基线设计布局.....	381
18.4 基线赋值.....	383
18.5 设计比选和灵敏度.....	386
18.6 技术趋势.....	391
18.7 综合设计.....	392
中英文名词对照	396

谨以此书献给

Roger Munk 先生

因为他对现代飞艇设计和发展做出了贡献.

第 1 章 绪 论

G. A. Khoury, J. D. Gillett

本书目的是作为对当今飞艇设计、建造和飞行感兴趣的人们的技术指南。在面向未来的同时,当为了强调有关知识时,本书也在适当的地方提及早期的经验。

现代飞艇采用许多先进的技术,如复合材料、计算机化的数字有限元结构分析、计算机辅助设计、现代电子系统、光传飞行控制和最新的空气动力学理论以及稳定性和控制理论等。飞艇现代设计的某些方面借用其他专业的知识,而某几个领域是专门为飞艇而发展的,如艇囊织物和自动系泊系统。大多数的航空资料可在很多的出版物中查到,本书不再重复。因此,本书致力于针对飞艇设计和操作方面的内容。

飞艇有别于其他飞行器的明显特征是其依靠轻于空气的气体的浮力而升起。因此,所有从事飞艇工作的人都应该很好地了解空气静力学的基本原理。在第 2 章基本原理中给出了该学科的简要大纲,在第 8 章空气静力学中给出更详细的介绍。

传统飞艇的裸艇体是经典的流线型状。然而,传统的飞艇基本上是低速飞行器,所需要的功率近似与空气速度的立方成正比。更高的速度要求重量和燃料消耗迅速增加,结构重量增加是为了满足更高的空气动力学载荷。尽管有优美的流线外型,飞艇的空气动力学阻力还是很高。沿轴向稳态飞行的典型飞艇,总气动阻力的一部分来源于裸艇体,剩下的部分由尾翼、发动机和控制舱产生,后边这些附属物产生的阻力不仅是通过它们本身的阻碍作用产生,也通过与主艇体上的气流相互作用而产生。裸艇体阻力大约占总阻力的 60%~70%,而且当附属物相对于艇体较小时,其所占比例随艇体尺寸增大而增加。在第 2 章(基本原理)中概括讨论飞艇空气动力学,在第 3 章(空气动力学)中进行了更详细的讨论;在关于改进的第 14 章中讨论控制。

对现代飞艇稳定性和控制(第 4 章)的发展的最重要的贡献主要来源于计算机技术的发展。进行仿真分析现在是可行的,这在过去即使可能,也是困难的。仿真分析能够获得更高水准的认识和了解,反过来,这又促进了更详细更精确的飞艇空气动力学和动力学模型的发展,形成了非常综合的非线性仿真模型。现在,数字计算机也是空中飞行器控制的可靠保证,是在飞艇上发挥很好作用的电子飞行控制系统(EFCS)的核心。然而不要高兴得太早,EFCS 的性能会受到由其驱动的空气动力学控制面效力的限制。新的发展通过把推进单元的矢量推进控制集成到总控的策略,可以在某种程度上克服这种限制。

在飞艇设计中的各阶段,特别是早期阶段,良好的重量估算与控制(第 9 章)的

重要性怎么强调也不过分. 飞艇超重与固定式或转动翼式飞行器相比, 对性能的影响更直接. 每千克额外重量就损失 1kg 的可用载荷, 另外, 因为飞艇非常耗油, 因额外重量而引起的燃料容量损失会影响飞艇的续航时间, 这种影响比重于空气的飞行器的影响大几个数量级. 因为续航时间长是飞艇的主要优点之一, 因此在许多情况下, 进行精确的初始重量估算和严格的重量控制是很必要的.

航空业一直推动着本世纪材料科学的主要技术的发展, 尤其是在特殊强度方面. 这些发展或进展已经从根本上改变了飞行器的设计, 如重量轻强度高的合金、纤维增强复合材料或蜂窝材料的出现都对飞行器结构的设计产生了重要的影响. 与此同时, 通过合金发展和制造方法改进 (如定向铸造、单晶或金属基复合材料涡轮叶片) 带来的高温特性的提高已经改变了发动机工艺. 这些发展中的许多方面, 特别是更强更轻的材料 (如 Kevlar) 的采用, 通过更轻的货舱、鼻锥、板条和尾翼, 提高了飞艇设计技术. 这些结果是材料科学发展的副产品, 这些发展的目的本来是传统的飞行器结构而不是飞艇. 然而, 正是纺织工程的重要发展对飞艇设计进步起着独特的作用. 因此, 关于材料的第 6 章仅考虑这方面的发展, 其他结构材料的发展在其他出版物中有足够的论述.

第 7 章描述飞艇结构. 早期飞艇的应力分析是手工计算, 非常繁琐, 冒着出现计算差错的风险, 这种差错即使在现在也是可能出现的. 后来, 结构分析大大得益于计算机化的有限元应力分析方法. 另外, 加上在材料科学、连接技术、设计辅助、大气认识和航空方面的发展, 使有实效的现代飞艇有机会以有竞争力的价格被引进.

系统是实现设计功能的物理装置, 它由部件、控制机构和传感器组成. 一些系统其他系统运行所必需的, 如能源系统, 它可以是电力、液压和气动等. 飞艇系统含有在所有飞行器上可以见到的大多数主要和次要组件, 很少几个是浮空飞行器所特有的. 关于系统的第 10 章描述的内容可以在许多飞艇中碰到, 只是设计、复杂性和特定部分可能随飞艇种类不同而大不相同. 某些系统仅限于为特定任务而设计的飞艇, 例如军事应用中飞行中的补给. 第 10 章中没有涵盖的主要系统如稳定性和控制、推进分别第 4、第 5 章中描述.

地面操作和锚泊 (第 11 章) 论题仍被看作飞艇运行中最成问题的方面之一. 然而, 随着推进器和自动系泊系统的发展, 这一领域发生了重大的改进. 地面操作和锚泊要求的未来解决办法与充分控制的保证紧密相关, 这种控制能够保证可靠安全地进行精确的低速飞行. 如果这个问题得到解决, 剩下的问题就是保证飞艇的结构有足够的强度抵抗在锚泊状态预期的载荷.

第 12 章中详细描述驾驶员的任务对于小或中等尺寸, 体积达 2000 立方米的软式飞艇是有效的. 更大的飞艇可能要求修正技术, 因为由于尺寸、重量和转动惯量的不同, 飞艇呈现出不同的特性. 像过去的巨大硬式飞艇一样, 硬式飞艇在压舱物、重量、电力和吊舱位置等方面有更多的选择, 因而表现出不同的特性. 飞艇与固

定式或旋转翼式飞行器在驾驶上的不同包括较低的速度、更慢的响应、对地面操作方面可用性的依赖和可能受某种气象条件更大的影响。每次着陆都因气象、地点和飞艇因素的综合特征不同而不同。因此，飞艇驾驶员几乎不得不再成为一个业余气象学家。似乎旋翼式或固定翼式飞行器驾驶员能成为同样好的飞艇驾驶员，实际不然。一些具有 20 年甚至更长飞行时间、以每小时 400 节 (780km) 的速度飞行的飞机驾驶员在适应低速环境过程中可能会遇到不小的困难，确实不是轻而易举地就能熟练掌握飞艇飞行。虽然他们最终要驾驶那些轻于空气的飞行器，但是他们至少会从重于空气的飞行器的一些基本飞行训练中受益。

在大多数情况下，重于空气飞行器的负荷是由飞机场情况、重量、高度和限制爬高的温度等因素所限制的。与此相反，飞艇的负荷能力通常由在巡航高度上占优的气象条件下浮升气体能获得的升力所限定。这就意味着主要巡航高度、温度环境、有效载荷和任务概貌必须在设计过程的早期就已确定。因为为适应这些因素而进行的修改可能造成飞艇体积的很大变化。起飞性能仅仅在非常狭小的飞行场地才成为限制，这一点和与重于空气飞行器的其他比较在关于性能的第 13 章中阐述，此处首先讨论的是众所周知容易产生误解的不同点。

许多飞艇运行的基本问题与浮力控制函数、燃料消耗函数、界面运动函数有关。着陆、锚泊、载荷变化和起飞等都属于界面运动。最近这些年，对基本飞艇概念进行了一定的修改，这在一定程度上有助于上述方面。一个明显的例子是矢量推进，它最早应用在二战前的许多飞艇上，后来在 20 世纪 80 年代重新引进到飞艇工业公司的“天舟”系列中。用电传飞行或光传飞行传输代替直接张力电缆的试验飞艇，随着驾驶员负担的减轻，控制效率也有提高。20 世纪 30 年代的美国海军硬式飞艇也使用了排气物水回收系统，这在一定程度上成功地减少了飞行中因燃料消耗而造成的重量损失。尽管这种安装还没有呈现出流行趋势，但这项技术也被建议用于现代柴油动力的飞艇项目。除了这些已证实的权宜之计，许多解决浮力、燃油消耗和接口问题的理论方法也被不断提出。但是因为会带来飞艇重量的损失，其中多数是不切实际的。其他想法可能勉强适用于特定情况。不同的研究机构重复性地提出类似的建议。因此，关于改进的第 14 章先是简要回顾，接着批判性地评价这些概念的更普遍之处。

如果设计的主要特征，如总体外形、升力方法、能源、结构构造、浮升气体种类或控制模式，与传统的相比有重大的改变，那么这种飞艇就具有非传统特性。这些内容在第 15 章非传统设计中阐述，该章研究混合型（空气动力、多升力源和旋转体飞艇）、无人驾驶、热空气、太阳能和许多其他设计方法。然而，透镜状飞艇和太阳能作为动力的飞艇案例分别在第 14 章改进和第 16 章太阳能中给出了更详细的数学分析。

飞艇的未来很大程度决定于与飞艇的独特性密切相关的经济可行性、飞艇能

够完成的特殊任务和其市场潜力. 这些是第 17 章用途和经济考虑事项中探讨的问题. 最后一章即第 18 章是关于整个飞艇的综合设计, 综合了前面章节讨论的许多学科, 这也是取得满意设计的必经之路.

第2章 基本原理

E. Mowforth

2.1 概 述

本章以下列标题论述飞艇设计和运行的一些基本参数:

- (1) 空气静力学原理
- (2) 飞艇空气静力学 (参见第 8 章)
- (3) 飞艇空气动力学 (参见第 3 章)
- (4) 非传统设计 (参见第 15 章)

大多数问题将在后续章节中更进一步地阐述, 这里只提供一个概观, 以助于把更详细的内容串在一起.

2.2 空气静力学原理

术语“空气静力学”是指沉浸在大气中的任何物体所受到的静态浮力, 就像流体静力学所描述的在水中的相同作用. 在这两种情况下, 物体所受向上的浮力都等于它所排开流体的重量. 空气中的浮力可表达为

$$B = V\rho_a \quad (2.1)$$

式中:

B 为作用在物体上向上的浮力;

V 为物体的体积;

ρ_a 为物体周围大气的平均重量密度 (ρ_a 由于大气压力梯度的曲率变化, 将会沿物体高度有稍微的非线性变化, 但实际应用工程中, 式 (2.1) 中重量密度均值足够精确).

大气中的所有物体都受到浮力, 但其大小与物体本身的重量相比, 通常可忽略, 例如, 在海平面上, 人体的浮力大约仅有体重的 0.12%. 然而, 如果物体的重量 W 小于所排开的空气重量, 那么将会产生一个向上的静升力 L :

$$L = B - W \quad (2.2)$$

显而易见的例子是囊体积为 V 并充有重量密度为 ρ_g 气体的气球, 气体重量密度小于空气重量密度 ρ_a , 如氢气或氦气, 那么, 系统的总重量为

$$W = V \cdot \rho_g + W_0 \quad (2.3)$$

式中: W_0 为球体及其附件的重量. 在任何真实的情况下, W_0 结构的体积与 V 相比可以忽略, 因此, 合并式 (2.1), (2.2) 和 (2.3) 得

$$L_d = V(\rho_a - \rho_g) - W_0 = L_g - W_0 \quad (2.4)$$

式 (2.4) 中, L_d 是气囊的有效浮力, 为从气囊的总静升力 L_g 中减去固定的空囊重量 W_0 , 有效浮力可用于乘员、燃料、有效载荷, 压载物和补给.

术语 $(\rho_a - \rho_g)$ 表示单位体积的总静升力, 即单位升力, 是囊体内的气体和其外空气的合成. 在国际标准大气海平面, 如果浮升气体的温度和周围大气的相同, 如纯氢气可提供 $11.183 \text{ N/m}^3 (0.07111 \text{ b/ft}^3)$ 的升力, 是氢气密度两倍的纯氦气将产生稍微低点的升力, 为 $10.359 \text{ N/m}^3 (0.06591 \text{ b/ft}^3)$.

静态升力的实际机理如图 2.1 所示, 假定一个无重量的密封的柔性囊体充有重量密度为 ρ_g 的气体并静止在当地平均重量密度为 ρ_a 的大气中. 囊体部分地被压瘪, 它的底表面被向上拉成一个平面, 此处内部的和外部的压力相等 (因为浮升气体的密度小于空气的, 所以压平出现在底部, 如果比空气密度大, 压平将出现在顶部).

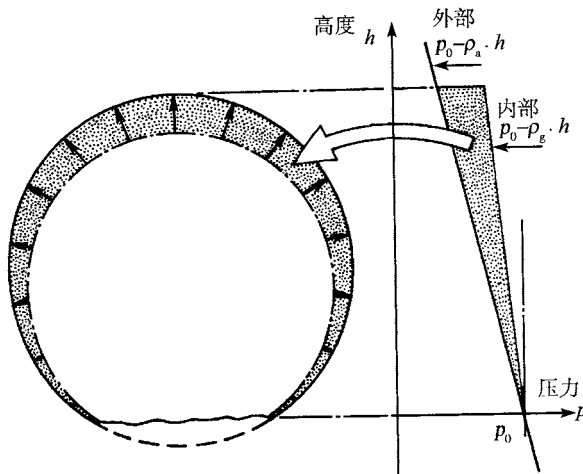


图 2.1 空气升力的机理

从这个水平面开始向上, 内部、外部压力将随高度增加而降低. 降低速率和各自的密度成正比, 因此, 在高出底面 h 处, 内部压力将降低 $\rho_g \cdot h$, 外部压力降低 $\rho_a \cdot h$, 后者的减少更多些, 所以压差 $(\rho_a - \rho_g)h$ 将沿囊皮向外作用; 遍及囊体内表面的楔

形分布压力,不但防止囊体塌陷而且提供一个向上的合力,其由式(2.4)的静升力项 $V(\rho_a - \rho_g)$ 所表示. 压差本身很小,举例来说,在海平面,30m(98ft) 氢气囊的顶端,它仅达到 $335\text{N/m}^2(71\text{lb/ft}^2)$, 大约为大气压的 $1/300$. 对于氦气,压差还要小约 7%.

气囊的总升力由其体积 V 决定,和它的形状完全无关. 然而,自由放飞的气球趋向接近球形的形状,这是因为对于给定体积球形的表面积最小;给定囊皮的压差,球形的囊皮张力最小,这两个因素有益于最小重量设计.

只要囊体中的气体自由膨胀,例如囊体部分地充满,并且气体和空气的温度保持相同,由式(2.4)给出的有效升力 L_a 就不随高度变化. 但气囊上升时,随着压力的降低,气体和空气的密度减小,但气体体积 V 以相同的速率增加. 相反,温度降低倾向增加密度而减小体积,因此两种效应相互抵消.

在任何“真实的”大气中,随着高度的增加,压力的降低比相应的温度降低有更显著的影响. 所以在上升期间,气体不断膨胀直到气囊被完全充满不能再膨胀为止. 出现这种情况的高度被定义为“压力高度”,因为进一步上升将会导致穿过囊皮的压差增加,不过,升力将会减少.

传统的飞艇和气球,为了达到重量最小的目的,气囊皮的设计不能承受远远超过在压力高度之下囊体可以受到的应力. 因此,压力高度被称为运行最高限度. 如果在应急情况下,超过此高度,安全阀将释放气体以保护囊体,防止压爆. 然而,近几年来的高度研究已经逐渐涉及了无人驾驶“压力气球”的使用,即使用具有大余量足够强的囊体,其在超过压力高度时不破裂或不需放气. 这样设计的气球,静浮力是正的,使气球不断上升并超过压力高度;然而,继续的上升则会使静浮力在一个预先确定的平衡高度下降为零;理论上,气球将长期地保持在此高度.

图 2.2 概括了这些高度效应,表明部分充满的气囊离开海平面 A 以恒定的升力向上升起到压力高度 B , 整个过程假定温度平衡.

如果气囊向上超过 B , 它的升力将以一定速率减小,速率取决于是否通过安全阀放气,以防止形成穿过球皮的压差. 如果释放气体,升力下降到 D , 实际上,形成一个减少了气体的新的压力高度,随后的下降将使气囊升力下降到一个恒定的升力点 E . 如果没有释放气体,囊内气体的压力和密度将比通过放掉一些气体使囊内压力比不变时的要高和大. 随后升起到 C 点而不是 D 点的结果是升力减小. 接着的下降过程中,气体压力减小,升力增加直至 B 点,然后,升力返回到它的最初值 A 点并保持不变.

随后,对于相应高度给定的大气压力和温度,压力高度取决于开始时气囊中有多少气体. 这个量可以被定义为“膨胀比” $I = V/V_0$, 式中 V 是被包含的气体的有效体积, V_0 是气囊本身的最大体积. 指定 I_0 为海平面高度的膨胀比.

由于空气和气体密度同样受压力和温度影响,由此得出:

$$I_0/I = \rho_a/\rho_{a0} \quad (2.5)$$

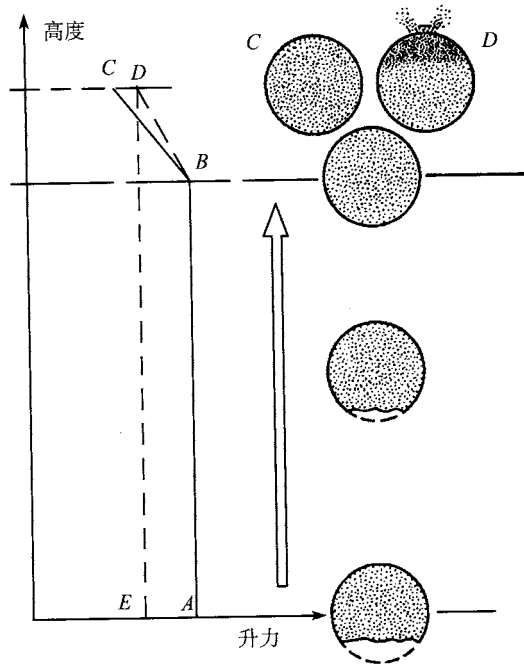


图 2.2 升力随高度的变化

那么压力高度是当 $I = 1$, 即 $\rho_a/\rho_{a0} = I_0$ 时的高度. 对于特定的密度分布, 可以确定各个数值, 如以假定的国际标准大气 (ISA) 作为参照基准, 与高度相关的参数如表 2.1 所示. 对于给定的 I_0 值, 就像前面所说的那样, 升力将保持恒定直至压力高度. 对于气囊在海平面完全充满 ($I_0=100\%$) 的特定情况, 总升力具有最大可能值 $V_0(\rho_{a0} - \rho_{g0}) = L_{g0}$, 有效升力也具有最大值 $L_{d0} = L_{g0} - W_0$. 然而, 这是一个单纯理论值, 因为当 $I_0=100\%$ 时, 压力高度是在海平面, 气囊不能上升, 除非损失升力. 实际中, I_0 总是小于 100%, 有效升力由式 (2.4) 得: $L_d = I_0 \cdot L_{g0} - W_0$, 因此, 实际的与理论的最大有效升力之比为

$$L_d/L_{d0} = (I_0 \cdot L_{g0} - W_0)/(L_{g0} - W_0) \quad (2.6)$$

一个典型的飞艇, 空艇重 W_0 大约是在海平面处总升力 L_{g0} 的一半, 因此式 (2.6) 成为 $L_d/L_{d0} = 2I_0 - 1$. 为了说明有效升力随压力高度增加的变化速度, 表 2.1 中汇总了所得到的结果. 由此得出, 气球和飞艇在低高度运行最有效率.

假定浮升气体和空气的温度总是保持相同, 大气温度的增加有增加气囊体积的作用. 与此同时, 以相同的速率降低浮升气体和空气的密度; 于是升力保持不变, 但有效的膨胀比增加, 从而使压力高度变低. 例如, 在国际标准大气“赤道最大”条件下, 空气温度被提高到高于国际标准大气 (ISA) 之上 30°C , 这将增加大约 10% 的

表 2.1 压力高度和有效升力(ISA)

$I_0/\%$	压力高度		$L_d/L_{d0}/\%$
	m	ft	
100	0	0	100
90	1 085	3 555	80
80	2 265	7 425	60
70	3 615	11 865	40
60	5 010	16 440	20
50	6 660	21 845	0
40	8 580	28 155	—

低高度膨胀比. 因此, 为了达到在赤道气候环境的给定压力高度, 初始气体量及相应的有效升力必须小于为了达到在国际标准大气情况下同样高度时的初始气体量及相应有效升力. 在寒冷气候条件下, 相反的结论也是正确的. 在国际标准大气“极地最小”(ISA-30°C)条件下, 同样的温度变化导致膨胀比下降约 10%, 压力高度相应增加.

不同的温度影响是“超热”情况, 即直接暴露于阳光或迅速升起到更冷的区域, 造成气体温度升高到周围大气温度之上. 这导致浮力的增加, 首先是通过体积的增加, 其次是气体密度的减小表现出来. 前者的影响占主要方面. 例如, 在国际标准大气海平面, 10°C 的过热将使氦气囊的浮力增加 4%, 其中 3.5% 是单独由体积变化产生的.

当然, 故意过热的极端情况是热气球, 它通过加热气囊内的空气来产生升力, 加热是借助于在开口处的丙烷燃烧器. 对于能实际使用的温度, 与氦气或氢气相比, 热空气的单位升力要小. 例如, 在 100°C 时, 热空气产生 3.1N/m^3 (0.02lb/ft^3) 的标准国际大气海平面升力, 大约为氢气升力的 30%. 尽管由于升力这么低而需要相当大的囊体, 但相对于体育气球的气体 and 某些类型小飞艇的气体, 热空气具有经济和运行方面的许多优点. 目前, 热空气非常广泛地用于上述空飘物中.

2.3 飞艇空气静力学

飞艇本质上是依靠推力飞行的气球, 但为了产生一个有效率的飞行器, 气球单元必须做重大修改. 对艇体的基本要求是它应为流线型, 以减少空气阻力和提高可控性, 并且应该能够承受由空气动力和推进安装所施加的附加载荷. 这些目标都与飞艇空气静力学系统的设计有重要的关系.

古典的轴对称流线型飞艇分成两种主要结构类型, 即“压力飞艇”和“硬式飞艇”, 如图 2.3 所示.

压力飞艇骨架轮廓由内部的浮升气体的压力保持. 现代压力飞艇没有额外的硬

结构来承受附属用具、发电机和安装物. 这种类型的飞艇定义为“软式”飞艇. 然而, 也有可能加入一个长的结构龙骨以分担弯曲载荷, 这种情况下的飞艇称为“半硬式”飞艇. 后者现在很少, 因为, 许多材料和技术使软式飞艇 (有时也称非硬式飞艇) 可以达到先前必须借助额外的龙骨结构才可达到的大尺度.

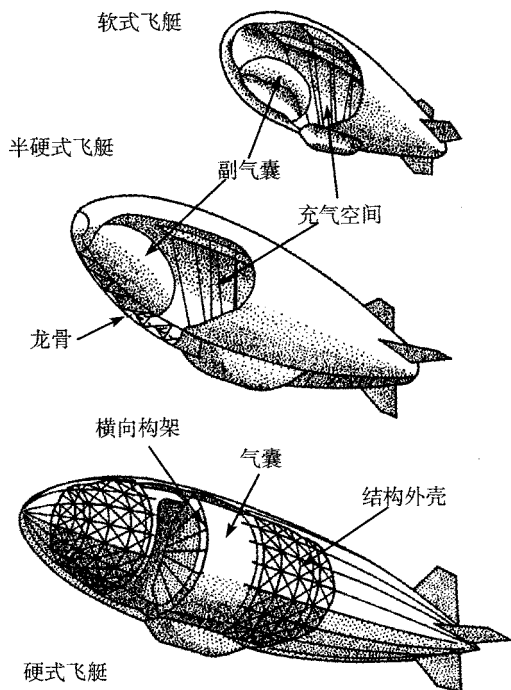


图 2.3 飞艇结构类型

硬式飞艇通过轻量化结构外壳承担所有的外部载荷, 此外壳是线扎的桁架蒙有织物蒙皮. 壳体内部通过一系列线扎横向构架分成几个隔段, 每个隔段容纳一个独立的气囊. 这时, 在保持外部形状上, 浮升气体压力不起任何作用, 因此, 它要比压力飞艇中的压力低很多, 从而可以使气囊更轻. 如果飞艇足够大, 相对于等效的压力飞艇, 硬结构的额外重量更多地由气囊重量的减少抵消. 因此, 硬式飞艇的有效性随尺寸的增大而提高. 这种趋向在 1900 和 1939 年间建造的巨大飞艇中得到体现. 在那个年代, 最后一个全尺寸硬式飞艇——齐柏林 II 交付使用. 这个飞艇是前一个飞艇 Hinderburg 的姐妹艇, Hinderburg 飞艇长 245m(800ft), 气体容量 $200\ 000\text{m}^3$ ($7\ 000\ 000\text{ft}^3$).

压力飞艇和硬式飞艇的原理在“金属壳”(metalclad) 概念艇中得到结合, 它主要包括一个具有非常薄的金属皮的压力艇体, 就像更常用的纺织蒙皮. 这个艇体稳

定抵抗净重和由内压产生的空气动力载荷, 但还必须具有足够的结构刚度以防止排气时塌陷. 1929 年在美国, 小飞艇“ZMC-2”就是依据此原则建造而成的, 并运行了好多年, 因此在现代工程中经常提倡这种概念.

现在我们更详细地考虑压力飞艇的空气静力特性. 穿过压力飞艇艇皮的压差必须足以维持在各种静态运行条件和空气动力载荷作用下艇体的空气动力外形. 这就要求压差高于单独由于内、外压力梯度产生的可用压差, 如图 2.1 中所示的简单气球的情况. 同时, 艇体重量占去了大部分总升力, 并且它是压差的直接函数. 因此, 必须首先估计压差, 然后进行控制. 并且为了安全运行, 要尽可能将压差精确地控制到最小值.

由于空气动力载荷与空气速度的平方成正比, 所以设计压差采取一般形式:

$$\Delta p = A + B \cdot V_{\max}^2 \quad (2.7)$$

式中, A 和 B 对于特定设计为常数, V_{\max} 为最高空气速度, 包括飞艇预期遇到的阵风. 对于现代软式飞艇, 典型的中值为

$$\begin{aligned} \Delta p &= (125 + 0.033V_{\max}^2) \text{N/m}^2 && (V_{\max} \text{ km/h}) \\ &= (2.6 + 0.0018V_{\max}^2) \text{lb/ft}^2 && (V_{\max} \text{ mph}) \end{aligned}$$

对于典型 160 km/h (100 mph) 的 V_{\max} 设计压差大约是 970N/m^2 或 21lb/ft^2 , 即约为 1/100 大气压. 压差沿艇体深度变化, 如对于 15m(50ft) 深的艇体, 由于图 2.1 中所示的梯度机制, 压差大约为大气压的 1/600.

在任何大于 100km/h (60mph) 的风速, 上述压差将不足以防止冲击气流的纯局部滞止压力作用, 柔性艇囊鼻头处被压凹. 实际工程中是用桁条加强鼻部以防止塌陷, 而不是增加沿整个囊皮的压差以抵抗此单个峰值压力. 那么, 囊皮仅需受到由式 (2.7) 给定的较低压力产生的应力, 因而节省了囊皮重量. 鼻锥桁条也起到分散经由鼻锥锚泊附件传递的艇囊载荷的作用.

由于艇体仅以一个小的安全系数设计承受上述压差, 所以, 尽管有温度和压力变化的影响, 也有必要保证压差在一个窄限之内, 这可以通过图 2.4 所示的副气囊实现.

空气副气囊通常是两个, 安装在囊体空间内并连接到外部空气供应处. 供应空气处的空气被压缩到高于大气压力要求压差的气压下. 当副气囊完全膨胀时, 它可占艇囊体积多达 40%, 但在通常运行的高度范围内, 副气囊部分塌瘪, 因此其体积将自由改变. 这种变化自然发生以平衡穿过副气囊囊皮的压力, 从而, 不管外部条件如何, 都会把受控的空气压力传递到浮升气体. 副气囊体积随着大气压力降低而减小, 随着温度降低而增加. 上升的飞艇在任何“理想”的大气中, 前者的影响远超过后者, 并造成副气囊随着飞艇上升而收缩, 下降而膨胀. 过热将减小副气囊体积.

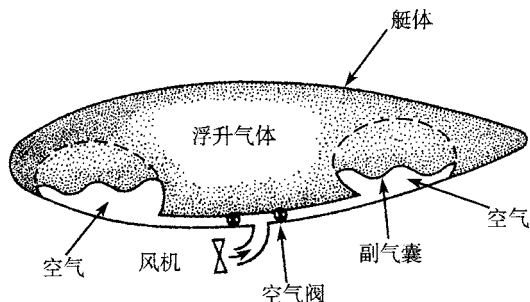


图 2.4 压力飞艇的压力控制系统

压力控制传统上是由控制阀来控制空气通过指向推进器的进气口和导管并最终通向副气囊。然而，一些现代飞艇使用单独的风机。控制阀也可以使前、后副气囊的膨胀程度不同，这样能够控制浮心的位置。

在任何实际情况下，整个系统的压力都非常接近大气压，使得飞艇的气体空间就像稍早分析的在户外大气中可膨胀的气囊那样有效地工作，表 2.1 中的参数也适用于此。例如，如果飞艇中占整个艇体体积 40% 的副气囊在 ISA 海平面被完全充满，则有效的膨胀比 I_0 为 60%，压力高度为 5010m(16,440ft)，然而，与副气囊在海平面 ($I_0=100%$) 被完全排空时的值相比，有效升力减少 80%。压力飞艇的压力高度为所有空气被排出副气囊时的高度，此时，气体空间不能进一步膨胀。超过此点的上升必须有安全阀保护。

为了防止由于吊舱和安装设施的自重造成艇体的过度扭曲，压差下限也要求仔细设计悬挂系统。图 2.5 所示的为 1920 年代起始于 Goodyear 飞艇的系统，在许多现代非硬飞艇上还在使用。悬挂载荷由内部悬链系统和外部悬链横隔膜共同分担，内部悬链系统由一排由应力分散纺织帘连接到上部艇皮的绳索组成，外部悬链横隔膜在一个扩大的艇皮圆周上分布吊舱装置产生的力。在一些现代飞艇中，省略了外部悬链，吊舱直接连接到艇体。

浮力控制也即相对于中间情况的气体静态升力的过多或不足的调节，在这方面飞艇比气球难度小。运动的飞艇通过上下倾斜鼻部可产生垂直气动力，进而可以平衡气体静升力和静态重量之间的偏差。然而，这种可能性随着飞艇减慢到悬停模式而消失。一个在自由气球上没有的附加因素是重量随着飞行过程中燃料的消耗而逐渐损失。为了减少重量抛掉压舱物的古典技术还是可用的，但不能通过释放浮升气体来减少升力，除非在应急状况。因为现代飞艇充的是昂贵的氦气（为了避免使用氢气而带来的固有火灾危险）。

另外两种技术被直接用来控制飞艇浮力。第一种是依靠收集并存储雨水和来自艇体外表的冷凝水，该技术存在很大的不确定性，但在使用时效果好。第二种，是冷凝并收集来自发动机排出物的水，碳氢燃料在空气中燃烧，理论上能产生比原来

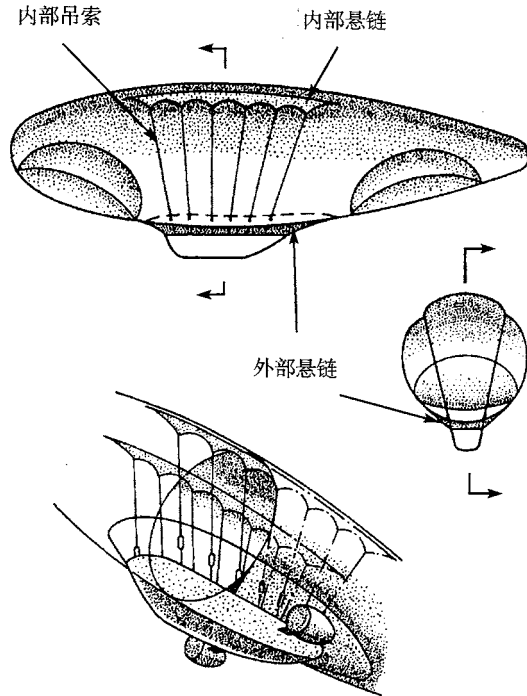


图 2.5 软式飞艇悬挂系统

燃料重得多的水, 该技术更可靠, 但相对复杂. 以此为基础, 人们设计了许多系统以补偿燃烧了的燃料重量, 尽管在实际中, 完全平衡难于达到. 这种技术仅有效地应用于活塞式发动机 (汽油或柴油). 煤气涡轮机有较低的水分排出物、较高的排出物温度和对反压力更敏感, 这些因素不利于任何实际的冷凝器系统. 20 世纪 20 年代和 30 年代排出物冷凝水被用在美国的硬式飞艇上, 并且已建议用于 Westinghouse 飞艇公司的柴油动力软式飞艇 YEZ-2A.

另一种方法是通过外部作用的垂直力平衡过多的静升力或重量. 一种做法是通过运用“重”, 也就是在所有时刻保持重量超过静态升力和通过沿向前飞行的动态升力来补偿此不平衡. 那么, 悬浮是不可以的, 起飞和着陆要求飞艇像普通飞机那样进行地面滑行. 这项技术应用在目前运行的大多数软式飞艇上. 用在一些现代飞艇中的另外一种方法是通过绕水平轴旋转的推进器来提供一个垂直推力分量. 此系统被称为“矢量推进”, 允许开着油门的悬停并且大大有利于低速机动. 但是, 这也意味着额外的重量和复杂性. 此系统应用在飞艇工业公司所有的天舟 500 和 600 系列上, 也用在 Loral Goodyear 公司的以煤气涡轮作为动力的 GZ-22 飞艇上.

第三种原理成功地用在齐柏林飞艇上 (1928~1937 年), 通过燃烧与空气密度相同的煤气燃料来避免因燃料消耗产生的重量损失. 用于齐柏林飞艇的燃料是“不滞

煤气”，一种丙烷衍生物。最近有人提出以液体燃料和天然气组成的“恒重”混合物为燃料，但这样的系统还没有进行过试验。许多其他浮力控制方案也已经提出，但一牵扯到重量、安全性或可控性，所有的方法基本都不可行。

2.4 飞艇空气动力学

第 3 章将很详细地介绍飞艇空气动力学性能，但为了解释飞艇设计和运行的某些方面，这里适当地概括一些显著的特性。

飞艇基本上是低速飞行器，大多数飞行速度低于 160km/h (100mph)，并且通常认为合适的速度上限为 $130\sim 150\text{km/h}$ ($80\sim 95\text{mph}$)，这取决于任务。更高的速度带来重量和燃料消耗的急剧增加。更高的空气动力学载荷要求结构重量增加；能源重量随着输出动力而增加，动力需求大致与空气速度的立方成正比；飞过一个给定静空气距离，所需的燃料随着速度变化，是速度平方的函数。尽管流线型很优美，空气动态阻力却很高，艇体本身的阻力通常大于由连接的吊舱和安装的设备产生的阻力。吊舱和其他安装设备干扰艇体上的气流，反过来也影响它们本身的阻力分量。

经典流线型裸艇体具有方向不稳定性，总是倾向转动舷侧面到运动方向。固定的垂直尾翼阻抗在水平面内的这种偏离，若其尺寸足够大，将具有风向标稳定性。但是从可控能力和结构重量出发，尾翼通常做得比较小，不能产生这种效应。若放之不管，飞艇倾向于漂浮成一个大圆形轨迹，这种倾向容易通过铰接到垂直尾翼的方向舵的间歇小运动修正。在垂直平面内有一个相应的倾向性，倾向非控爬高或下降，然而，这种倾向受到悬挂装置摆锤效应的约束，进一步受到水平翼作用而减小。这些尾翼也可能尺寸过小，使得飞艇具有平缓地升起或降低鼻部的剩余能力。这种倾向又可通过铰接到水平翼尾部边缘的升降舵间歇调整进行修正。典型尾翼排布参见图 2.6。

在预先有准备的机动中，方向舵用于转向，升降舵用于倾斜艇体轴，两个都可用于爬升和下降，或者通过动态升力抵消任何不平衡浮力。传统飞艇艇体和尾翼构成一个不是很有效率的升浮一体飞艇。如果攻角，也就是相对飞行路线艇体轴有个鼻部向上的角，超过临界值，飞艇会失举。因而，可用的动态升力受到限制。升力随攻角和速度的平方而变化，所以“重”飞艇在起飞或着陆过程中飞行缓慢时，可能会接近失举，对这些情况，为了获得必要的鼻部抬离地面距离，较低处的垂直尾翼可能做得比较高处的垂直尾翼要小。选择之一是将尾翼按对角“X”形或者倒“Y”形布局排列，为了诱导转向、爬升或者下降，要求协调所有控制表面的运动。多数飞艇的控制操作是手动，响应缓慢，要求在相当长时间内进行大控制运动。一些现代型号，驾驶员的劳动强度可由使用“电传飞行(fly-by-wire)”或“光传飞行(fly-by-light)”信号的伺服助力器减轻，但这些技术在很大程度上还处于试验阶段。

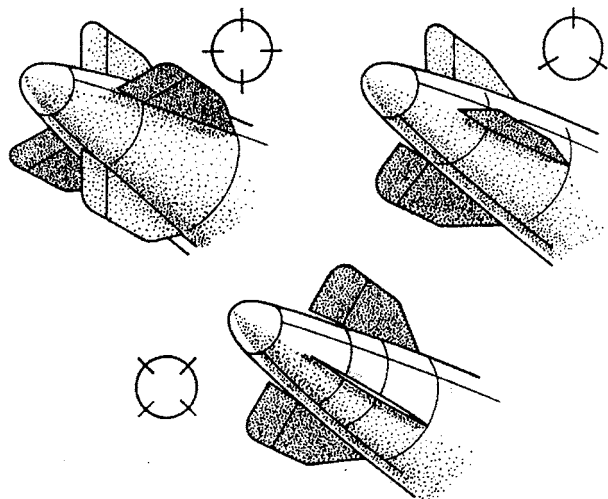


图 2.6 控制表面排布

就关心的飞行运动来说,经典的流线型艇体形状,即一个轴对称的拉长泪珠形状,保证了结构要求和气动要求的理想折中.然而,这种形状也带来了地面操作上相当多的问题,地面操作技术将在第 11 章详细叙述.锚泊通常受到艇体鼻端到固定鼻塔的连接和为了保持吊舱下的独脚轮与地面接触而在飞艇上加的压舱物的影响.但风向改变时,飞艇可能会绕鼻塔自发地进行风标运动.此过程的这些问题首先产生于飞艇连接与鼻塔,其次产生于抵抗阵风作用,阵风作用会产生严重的通过鼻塔传递的摇摆力.

2.5 非传统设计

目前商业运行中的飞艇通常是上面描述的经典流线型,仅在技术细节上不同于 20 世纪 30 年代发展的软式飞艇.为了使此概念在实施中更灵活,或者使其适应于某种特殊应用,已经提出了各种可供选择的外形.

这些新的方法大致可分为两类,都是现有外形的外推.它们是结合了经典飞艇和飞机或者直升机的特点的“混合”布局.两种布局不只免去了压舱物,并且大大有利于地面操作和载荷交换.

第一种混合布局是增加艇翼或改进艇体几何形状来形成更有效的起升物体,试图增加传统飞艇的气动升力.因此,飞艇就像飞机那样能够通过动态升力携带很大比例的有效载荷.带“翼”的或“升浮一体”的选择方案如图 2.7 的最简单形状所示.这样结构的飞行器需要用于起飞和着陆的地面跑道,但与携带相同载荷的飞机相比,要求的空间小得多.另外,它们的外形使安全的地面操作远不像传统飞艇那

么复杂.

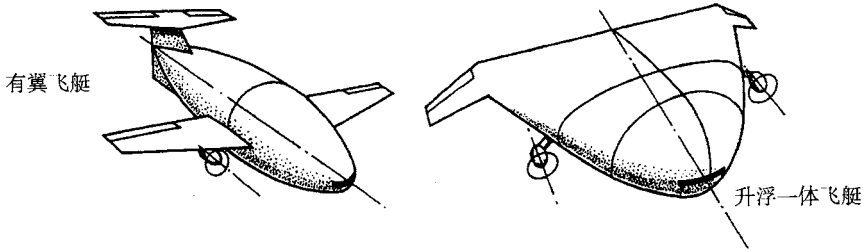


图 2.7 有翼的和升浮一体飞艇概念

在 20 世纪 70 年代提出的这个领域的研究项目包括“艾姆斯百万起升者”(Ames Megalifter) 和“艾荣动力飞艇”(Aereon Dynairship), 如图 2.8 所示.

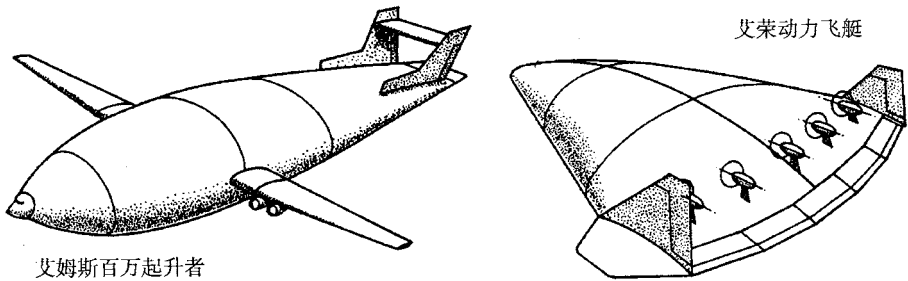


图 2.8 有翼的和升浮一体的飞艇设计方案

“百万起升者”具体方案为一个环绕大型货舱的可容纳 $200\,000\text{m}^3$ ($7\,000\,000\text{ft}^3$) 氮气的柔软囊体. 传统的机翼上安装推进涡轮机或涡轮扇叶, 以提供 330 km/h (205mph) 的巡航速度. 最大负荷和航程分别是 180t 和 $16\,000\text{km}$ ($10\,000\text{mi}$), 跨度和长度分别是 162m (530ft) 和 198m (650ft).

空气动力飞艇靠其轮廓为三角形的艇体提供起升动力. 一系列飞行器都是基于这个理论的, 最大的是 183m (600ft), 可携带的最大负载量为 1000t . 这种飞行器曾被期望能够携带 340t 载荷以 200km/h (125mph) 的速度穿过大西洋.

一种流行的升浮一体概念是透镜状的艇体或“飞碟”, 已有各种部门进行了探讨. 然而, 已证明这种几何形状的结构和气动性能难于满足.

“百万起升者”的研发还处于绘图板阶段. 用于演示“动力飞艇”几何形状的小型有人驾驶飞艇于 1971 年成功地飞行, 但随后再也没有什么发生. 1975 年, 热天舟公司飞行了一个模型“碟”, 1988 年透镜状直径为 32m (105ft) 的 6 座墨西哥飞艇 (MLA-32-A) 进行了短暂飞行.

图 2.9 展示了上面提到的第二种混合型飞艇 (即直升机飞艇) 的工作原理. 用

于调节浮力的矢量推进器在一些现代飞艇上的采用已经顺理成章,更进一步,是一个马达系统携带大部分或者所有负荷. 这样的混合型也被看做气动静力加强的直升机,如果没有载物的直升机净重过去通常由旋转升力承担,而现在靠空气静升力维持,那么,马达的全部起升能力可用于有效载荷和控制.

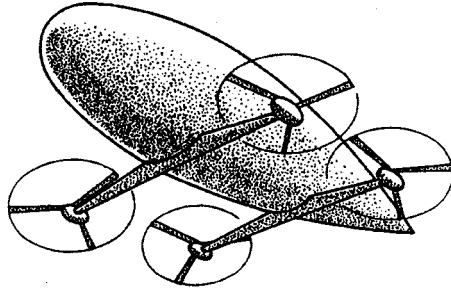


图 2.9 具有起升马达的飞艇

许多研究都基于这个原理. 直升-静力飞艇 Piasecki 首先在 1974 年提出,经过许多年耽搁后,于 1986 年完成了原理样机. 图 2.10 所示的这种飞行器基本上是一个演示飞行器. 它包括了许多现成单元,主要单元包括一个长为 105m(343ft)、容量 $28\,000\text{m}^3(1\,000\,000\text{ft}^3)$ 的美国海军 ZPG-2 旧飞艇和 4 架前美国海军 Sikorsky H-34 直升机. 直升机的尾部马达由用于前进推进的轴向推进器所代替,系统的总马达升力可望达 25t. 在早期的试验中,该机意外地毁坏.

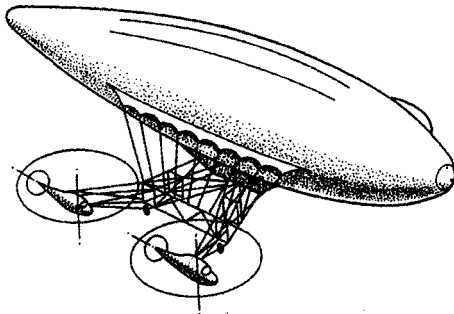


图 2.10 Piasecki 直升-静力飞艇

其他不寻常外形也时有提出,其中值得关注的是 1974 年泛美工程公司的 Aerocrane 飞艇,该飞艇完成了模型试验; Aerolift 公司复杂的 Cyclocrane 飞艇 1984 年作为一个演示飞艇飞行; Magnus Aerospace 公司的项目是利用回转球形 Magnus 升力,1981 年完成模型试验.

关于非传统飞艇设计的进一步内容在第 15 章中给出.

第3章 空气动力学

I. Cheeseman

3.1 基本假定

当一个物体与它沉浸的空气有相对运动时就产生了空气动力。根据空气动力是否随时间变化,可以分为定常和非定常。例如,当物体在静止的大气中做匀速运动时,就产生定常力,在机动过程中或由于大气涡流就产生非定常力。气动力和力矩产生于局部表面压力,这些力和力矩的和就是整个物体的合力和合力矩。因此,必须确定局部压力。

作用在物体上一块非常小的面积 δA 上的力由静压力 p_s 和 δA 的乘积给出。应用牛顿定律于流体运动产生伯努力方程,对于稳定运动的非黏性不可压缩流体,形式如下:

$$p_s + 0.5\rho V_s^2 = p_a + 0.5\rho V^2 \quad (3.1)$$

式中, p_s 为局部静态压力;

V_s 为研究点的局部速度;

p_a 为静态压力;

V 为远离物体的流体速度;

ρ 为各处流体的密度。

从式 (3.1), 可清楚知道, 如果 $V_s > V$, 那么 $p_s < p_a$ 。围绕此点的小面积上的力, 相对物体静止局部静压力为 p_a 时的力, 其大小为 $(p_s - p_a)\delta A$, 此力为负, 因此垂直向外作用。无量纲压力系数可给出不同流动条件或形状物体之间的比较。无量纲压力系数定义为

$$C_p = (p_s - p_a)/0.5\rho V^2 \quad (3.2)$$

当 $V_s = 0$, 即流动在表面上是静止时, C_p 值为 1.0。当 $V_s > V$ 时, C_p 为负值。一个圆柱体周围压力分布如图 3.1 所示。由于沿着前部 (从 $-270^\circ \sim 90^\circ$) 和后部 (从 90° 和 270°) 压力分布的对称性, 很明显, 在自由气流方向没有净力, 比如没有阻力。这种理想的不可实现的结果出现的原因是忽略了黏性力。

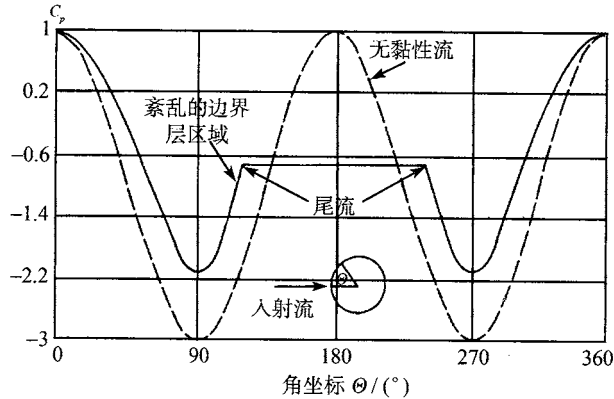


图 3.1 圆柱体周围压力分布

空气具有非常低的黏性, 在 300K 时为 $18.325 \times 10^{-6} \text{N} \cdot \text{s} \cdot \text{m}^{-2}$, 但水的黏性为 $1.0 \times 10^{-3} \text{N} \cdot \text{s} \cdot \text{m}^{-2}$. 然而空气的黏性足以在沿着物体表面的气体中产生一个剪切作用. 与物体直接接触的气体相对于物体处于静止状态. 对于层流, 空气连续层以增加的速度平行于表面运动, 直到获得无黏性流体速度. 然而, 这种正常排列最终要被打破, 流动变成涡流, 产生的漩涡带走自由气流的气体并且将其与已经停滞在那里的空气相混合. 无论是层状还是涡流处的较低流速空气区域都成为边界层. 在边界层处空气流速的损失导致力矩和拖拽力的损失, 拖拽力通常被称为表面摩擦阻力.

边界层的发展受物体上压力的影响. 图 3.1 说明静态压力在 $0^\circ \sim 90^\circ$ 的前端部区域减小. 此压力梯度加速包括在边界层内的所有流体. 因此, 边界层的厚度增长得更慢. 然而, 在 $90^\circ \sim 180^\circ$ 的区域, 可观察到正面的作用, 导致流体减速. 接近表面的流体已经具有低速, 减速造成它沿着局部自由流相反方向运动. 当内边界层的静局部速度变为零时, 守恒定律意味着流体向外方向运动. 因此, 边界层与物体表面分离形成尾流 (图 3.1 连续线). 尾流内物体表面上的静压力不再遵从理想的局部速度, 但大致保持边界层分离处速度值. 沿着物体前后压力分布的对称性被破坏, 导致一个拖拽阻力. 这种作用被称为形状 (或压力) 阻力.

形状阻力可以通过物体尾部的流线型状而改变. 选择的形状应减少局部静态压力在此区域增加的速度.

空气动力学升力是垂直于自由气流的压力分量. 总升力通过沿整个物体积分此分量得到. 对于图 3.1 中的两曲线, 上部和下部表面压力分布的对称性导致零静升力. 为了产生升力, 物体上表面的局部流速必须大于下表面的流速, 也即产生不同的静态压力分布. 这种压力差别通常由物体与自由气流成一角度的飞行产生. 压力分布的变化影响边界层发展, 从而影响上边讨论的阻力分量.

接着的讨论假定在自由气流方向测量的压力分布, 对于所有与自由气流方向成

直角(对于飞机翼为沿翼弦方向和沿翼展方向)的位置是相同的. 所有真实的升浮体都是有限大的. 在升浮体的翼展方向限度内, 不可能承受上下表面的压差. 空气从下表面流向上表面, 这会导致一个尾迹涡流. 高速飞行的飞机的蒸汽尾迹就是一个例子. 尾迹涡流强度在物体上产生一个垂直于自由气流的速度, 该速度使入射流稍微向下倾斜. 垂直于入射流的升力矢量以相同的量向后倾斜. 沿着垂直于实际自由气流方向分解升力将在阻力方向产生一个分力, 由于它是由一个有限尺寸物体升力所引起的, 所以被称为诱导阻力. 典型的飞艇艇体承受所有这些作用. 很容易认识到物体周围的三维流动, 当它与入射流成一角度倾斜时, 会导致一个复杂的开口涡流尾迹, 并与物体上的横向流有关.

上述讨论集中于物体上的力, 但是局部压力产生绕参考坐标轴的力矩, 这些力矩在确定飞行器的控制需求时起主要的作用. 当需要时将进一步讨论.

3.2 阻 力

给定的升力由一个体积比飞艇小很多的机翼产生, 然而, 机翼必须向前运动才产生升力, 因此, 阻力具有第一位的重要性.

3.2.1 裸艇体

用无量纲的形式表示物体上所有气动力和力矩具有优越性. 这些气动力与入射流 V 的动态头和参考面积 A 相除. 因此, 升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 表示为

$$C_L = \text{Lift}/(0.5\rho V^2 A) \quad C_D = \text{Drag}/(0.5\rho V^2 A)$$

在这两个表达式中仅 A 不能明确无误地确定. 飞机升力几乎全部由机翼产生, 所以相应的面积 A 是机翼平面面积. 浮空器的升力直接与其体积相关, 所以 A 经常定为浮升气体体积的 $2/3$ 次幂. 然而, 由于浮空器的巨大表面积, 表皮摩擦占了总阻力的绝大部分. 因此, 许多报告中阻力系数使用的是表面积. 当比较来自不同出版物的无量纲系数时, 必须小心, 要检查是否使用相同的变量.

对于特定形状类型, 有可能确定两种无量纲形式之间的转换系数, 对于长度为 l , 最大直径为 d , 并且体积恒定的回转体:

$$d^2 \cdot l = \text{常数}$$

Young(1939) 计算了基于 R101 形状物体, A/l^2 作为 d/l 函数的变化(比值 l/d 是物体的长细比. 然而, 用比值 d/l 产生阻力或其他力更简单的近似公式. 比值 d/l 为厚度比. 尽管 d/l 是比值, 但是它以 d 作为 l 的十分点值来表示). 对于 $0 < d/l < 0.35$, 结果几乎为一直线:

$$A/l^2 = 2.33d/l$$

Young 也指出体积满足下列关系:

$$\text{Vol}/l^3 = 0.465(d/l)^2$$

如果 C_{DV} 和 C_{DA} 分别是通过 $(\text{Vol})^{2/3}$ 和表面积 A 作为无量纲化所得到的特定物体的阻力系数, 那么:

$$C_{DV}/C_{DA} = A/(\text{Vol})^{2/3} = 3.88(l/d)^{1/3} \quad (3.3)$$

该关系用 Reid(1987) 给出的 Skyship500 飞艇数据进行了检查. 尺寸如下:

$$\text{Vol} = 5131\text{m}^3$$

$$A = 1782.92\text{m}^2$$

$$l = 50\text{m}$$

$$d = 14\text{m}$$

因此, $A/(\text{Vol})^{2/3} = 5.976$ 和 $3.88.(l/d)^{1/3} = 5.928$, 相对误差为 0.8%. 因此, 运用式 (3.3) 进行两种无量纲系的转换是足够精确的.

对于给定的表面光洁度, 最小表皮摩擦阻力来自于最小表面积. 给定体积的最小表面积为球形. 尽管球具有一些结构优点, 但是由于其形状阻力大, 向前运动时具有高阻力. 改变沿着飞行方向坐标轴的回转体形状可减小形状阻力. 一些结构上的理由要求保持关于飞行直线的轴对称形状. Young 分析了当厚度比 d/l 变化时阻力的变化. 利用实验导出的压力分布数据, 他计算了由于表皮摩擦和形状阻力产生的作用. 通过比较体积相等因而具有相等流体静力学升力的不同物体, 他导出了表 3.1 结果.

表 3.1 等体积的不同回转艇体阻力随厚度比的变化

d/l	A/l^2	$Re \times 10^7$	C_{DA}	C_{DV}
0.05	0.114	2.360	0.00271	0.0285
0.10	0.229	1.491	0.00301	0.0251
0.15	0.342	1.138	0.00329	0.0240
0.182	0.413	1.000	0.00347	0.0237
0.20	0.456	0.940	0.00356	0.0236
0.25	0.570	0.810	0.00386	0.0237
0.30	0.692	0.716	0.00422	0.0244

最后一栏中的 C_{DV} 是通过使用式 (3.3) 由 Young 的 C_{DA} 值得出的. 比较 C_{DA} 和 C_{DV} 的值, 可以看出 C_{DA} 随 d/l 单调增加, 而 C_{DV} 有最小值. Young 提出当 $d/l = 0.182$, C_{DV} 有最小值, 而表 3.1 中第 5 栏值更接近, 建议 $d/l = 0.2$. 最小值

很明显非常平缓, $d/l = 0.258$ 的天舟 SK600 与最优解比较, 仅有小量的阻力损失. 必须记住: 低阻力仅是优化设计中的一个要素. 例如, 增加厚度比可减小结构弯矩. 这可导致较低的结构重量, 从而大大弥补阻力和最后因阻力增加而造成的燃料载荷增加.

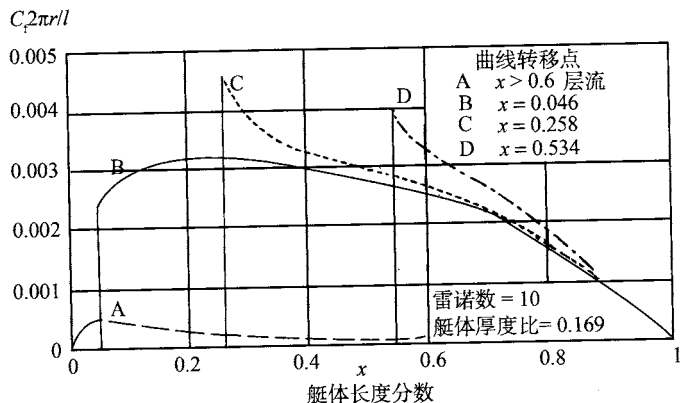
Young 研究了其结果对于某些重要参数的敏感性, 具有相同厚度比的回转体形状的少量变化会导致表面积有明显变化. 然而, 总的阻力几乎不受影响.

研究了局部表皮摩擦系数 C_f 相对于从层流向湍流边界层转变的位置和雷诺数 Re 的变化. 对于厚度比 $=0.169$ 和 $Re = 10^8$ 的物体, 后者对应于英国飞艇工业公司的 SK600 飞艇以 31m/s 飞行的情况, 图 3.2(a) 说明 $C_f 2\pi r/l$ 对距离鼻端距离 x 的三个转折点. 通过积分曲线 A 下从 $x = 0$ 到曲线 B, C 和 D 开始点的面积, 然后把每个曲线下面积求和, 可以获得总的表皮摩擦阻力系数 C_f . 图 3.2(b) 示意了 C_f 和总阻力系数 C_a 对转换点位置的变化, 清楚表明表皮摩擦对总阻力的贡献.

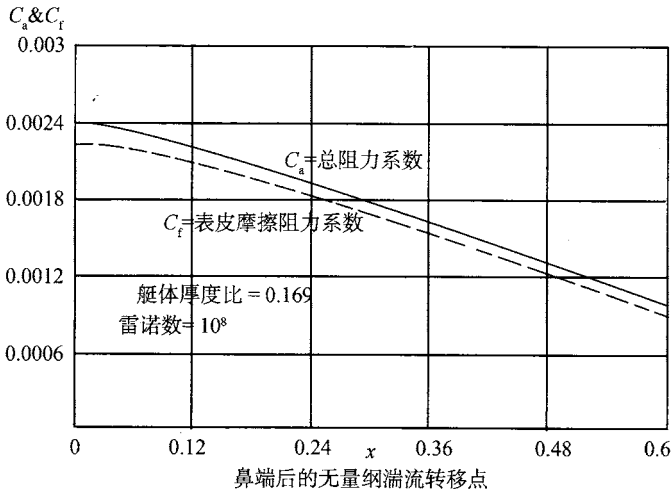
Young 重复计算了具有不同厚度比的物体, 结果如图 3.3 所示. 对于给定厚度比, C_f/C_a 几乎不随转换点位置变化, 因此, Young 建议对于简单的性能估算, 下列直线近似每个厚度比的平均值是合适的:

$$\frac{\text{表皮摩擦阻力}}{\text{总摩擦阻力}} = 0.6d/l \quad \frac{\text{形状阻力}}{\text{总摩擦阻力}} = 1 - 0.6d/l \quad (3.4)$$

雷诺数 (随后在计算流体动力学一节中讨论) 在确定物体气动性能上起着重要作用. Young 指出: $Re = 10^7$ 适合于比 SK600 小和飞行更慢的飞艇, 在此条件的阻力系数比在 $Re = 10^8$ 时的值将增加约 55%. 当 Re 增加且超过 10^8 时, 阻力系数继续下降.



(a) 局部表皮摩擦分布



(b) 总阻力系数及表皮摩擦阻力系数随转移点位置的变化

图 3.2

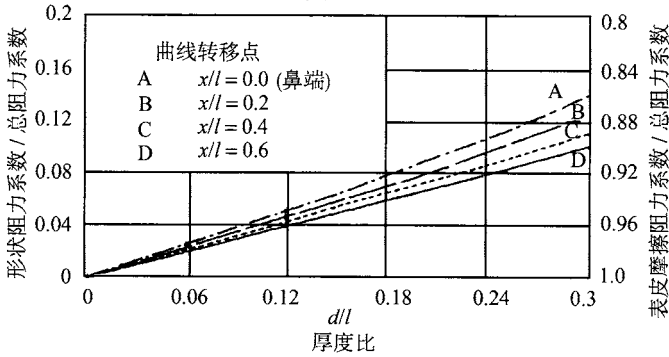


图 3.3 形状阻力系数和表皮摩擦阻力系数随厚度比的变化

如果边界层在尾翼前面的表面明显分离, 那么形状阻力将增加, 公式 (3.4) 不再适用. Young 引用 Ower 和 Hutton(1929) 的风洞实验结果, Ower 和 Hutton 发现没有任何证据表明厚度比为 0.33 时, 流体有分离现象, 此厚度比刚好在图 3.3 所示的范围之外.

为了提出可以用来评价物体阻力的经验公式, Hoerner(1957) 分析了实验数据并与理论值比较. 在其专著 6c 节中, 他研究了流线型物体的阻力. 对多数飞艇, 其艇体上的气流是湍流, 对于这些情况可导出:

$$C_{DV}/C_f = 4(l/d)^{1/3} + 6(d/l)^{1.2} + 24(d/l)^{2.7} \quad (3.5)$$

当厚度比 $d/l = 0.217$, 公式 (3.5) 具有最小值. 此值大于 Young 的 0.182, 但在最小值范围内, 两曲线非常平缓.

Hoerner 提出对于实际水准的表面光洁度和 $Re > 5 \times 10^6$, C_f 遵从:

$$C_f = 0.043/Re^{1/6} \quad (3.6)$$

综合式 (3.5) 和 (3.6) 给出:

$$C_{DV} = \{0.172(l/d)^{1/3} + 0.252(d/l)^{1.2} + 1.032(d/l)^{2.7}\}/Re^{1/6} \quad (3.7)$$

对于表 3.1 中的 d/l 值, 用公式 (3.7) 计算 C_{DV} , 所得结果与 Young 的结果如表 3.2 所示. Young 的工作主要是理论上的, 而 Hoerner 主要用实验证据, 因此一致性是可接受的.

表 3.2 由 Young 和 Hoerner 给出的典型艇体 C_{DV} 值

$D/l \rightarrow C_{DV} \times 10^2 \downarrow$	0.05	0.10	0.15	0.182	0.20	0.25	0.30
Young	2.85	2.51	2.40	2.37	2.36	2.37	2.44
Hoerner	2.78	2.46	2.36	2.35	2.35	2.42	2.55

英国国家物理实验室提出了艇体的一种低阻力形状. 沿着对称轴的横截面由数学公式确定, 由公式确定的形状如图 3.4 所示, 从艇首到艇尾曲率半径增大, 从而减少气流分离的可能性. Reid(1987) 指出后来的天舟飞艇 (Skyship) 设计与此形状类似, 只是在艇尾处被修整成圆形, 因为艇尾过尖充气结构将下垂.

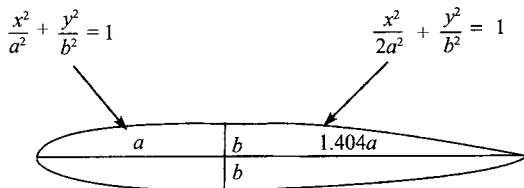


图 3.4 NPL 低阻力系数飞艇艇体形状

即使没有升起或左右摇摆飞行时, 裸艇体仅代表部分飞艇阻力, 现在考虑其他部件对总阻力的作用.

3.2.2 附属物对裸艇体的影响

为了制造运行飞艇, 有必要提供控制面、推进单元和容纳乘员的设施. 当这些物体单独测量时, 每一件都具有阻力. 装配到艇体上后, 由于它们处于艇体流场中工作, 需要修正其阻力. 相反地, 每个部件将影响艇体周围的气流, 从而改变其气动力. 必须对每个设计进行风洞实验和流体动力学计算.

Durand(1934) 的文章中含有三艘飞艇的零部件阻力数据, 这些数据重新整理在表 3.3 中. 每组零部件的阻力表示为相同阻力的平板面积, 也给出每组零部件的阻

力所占总阻力的百分比. 裸艇体阻力约占总阻力的 50%. 虽然低艇体阻力是一个重要目标, 但整个设计的阻力最小值才是最终的目标.

表 3.3 中的数据用各种方法进行过仔细的核对, 但还有必要逐字重复 Havill 的格言: “通过分配从非直接证据推导出的各种零部件数据不同等级的重要度, 结论可能会稍微有所改变.”

表 3.3 三个飞艇的阻力明细表

没有水回收飞艇的估计阻力面积明细	Bodensee		U.S.S. Los Angeles		U.S.S. Macon	
	m ²	%	m ²	%	m ²	%
裸艇体	9.4	47.0	21.8	53.0	39.0	57.1
尾翼和舵	2.5	12.5	4.9	12.0	14.0	20.5
机翼、动力吊舱、艇外支架、起落架、悬挂、梯子、支杆、罩、散热器、排气装置、消音器	2.8	14.0	6.8	16.6	10.7	15.7
有扶手和缓冲器的尾部动力吊舱	2.4	12.0	2.2	5.3		
有扶手和缓冲器控制吊舱、旅客舱	2.4	12.0	4.5	11.0	2.8	4.1
各种突出物, 锚泊桅杆设备、护罩等	0.5	2.5	0.8	1.9	1.8	2.6
总计	20.0	100	41.0	100	68.3	100
(体积) ^{2/3}	790		1845		3528	
阻力系数 <i>C</i>	0.025		0.022		0.019	

为了说明吊舱引起的艇体压力变化, 由 Gomes(1989c) 文献中包含的数据生成的图 3.5 表明 Sentinel5000 艇体和带有不同吊舱情况下沿着风洞模型顶部和底部的压力分布. 曲线 C 和 D 为净艇体的, 在零度迎角时它们几乎相同. 曲线 B 为装有吊舱的艇体顶部. 如所期望的, 曲线 C 和 D 几乎无变化, 然而, 对于装有吊舱的较低表面, 曲线 A 显示相当大的改变.

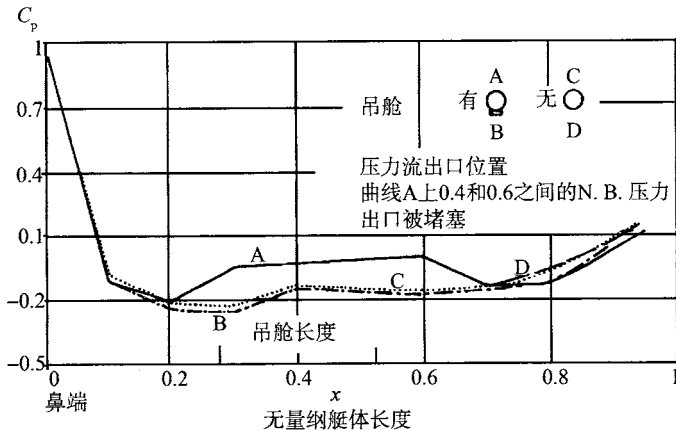


图 3.5 两头尖艇体对 Sentinel 5000 飞艇的压力分布的影响

可能如所预计的, 吊舱前端压力升高. 不幸的是, 最接近吊舱的两个静态流出口被堵塞, 因此其上的压力曲线不可知. 在吊舱尾部, 气流加速到比没有吊舱情况稍高的速度. 吊舱上静态压力提高将有助于飞艇的气动升力. 没有这方面的证据表明吊舱影响艇体尾部的气体.

Curtiss, Hazen 和 Putman(1976) 已经收集了尾端阻力与裸艇体阻力比较的资料, 参见表 3.4. 表中的最底一行表明结果有很大变化. 这可能是获得数据的方法精确性造成的, 但它反映了发生了不同的气动干扰. 作为一阶近似, 表 3.4 底行中的数据回归直线是

$$\frac{\text{单位面积尾翼阻力}}{\text{单位面积艇体阻力}} = 3.56 - 0.195/(l/d) \quad (3.8)$$

表 3.4 尾翼阻力与裸艇体阻力之比

飞艇	Bod.	R29	R32	R33	R38	L.A.	Akr.
厚度比	0.149	0.098	0.122	0.122	0.122	0.145	0.167
艇尾浸湿面积	~0.1	0.08	0.06	0.06	0.07	0.07	0.11
艇体浸湿面积							
尾翼阻力	0.27	0.18	0.07	0.12	0.07	0.22	0.24
艇体阻力							
单位面积尾翼阻力	~2.7	2.2	1.2	2.0	1.0	3.1	2.2
单位面积艇体阻力							

注: Bod. = Bodensee, L.A. = Los Angeles, Akr. =Akron.

在气流中把两个物体连在一起导致每个物体的气流都发生变化. 飞艇上的尾翼导致艇体上的局部速度在边界层外由于尾翼的气流阻碍作用而增加. 这导致表皮的摩擦阻力的增加, 也影响局部压力分布. 同样来自 Gomes(1989c) 文献的图 3.6 和图 3.7 表明了艇体在尾翼附近的压力.

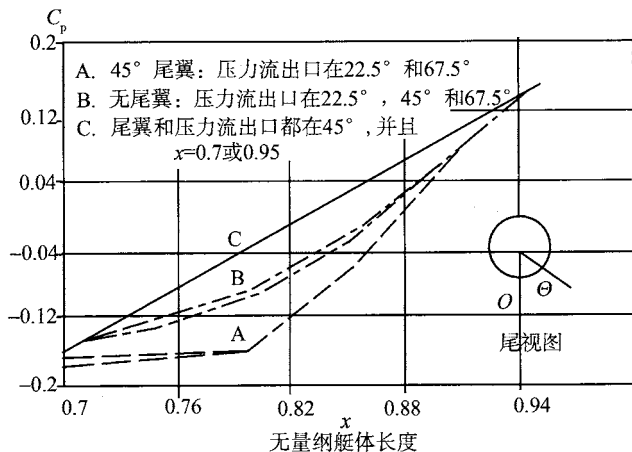


图 3.6 不变形的方向舵对艇体压力分布的影响

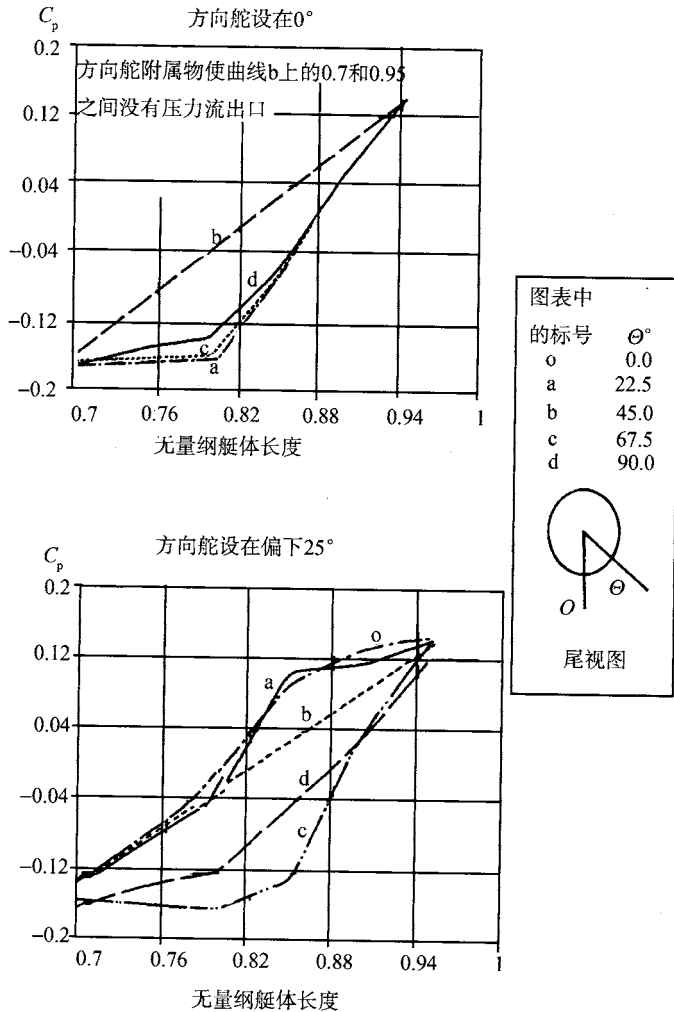


图 3.7 方向舵变形对艇体压力分布的影响

尾翼沿通过中间子午线上 45° 点的直线排列. 图 3.6 中的三条曲线, 标号 B 的对应于裸艇体. 如所预计的那样, 对于零迎角的对称体, 它们实际上相同. 增加堵塞 $x = 0.8$ 和 0.9 之间的静态出气口的尾翼, 所以曲线 A 仅说明尾翼的上下游的压力类似于曲线 C 中所示的静态行的压力. 通过比较曲线 A 和 B 可以看出, 由于尾翼引起的静态压力明显减小, 表现出来就是较高的速度. 由于艇体的斜坡产生一个向后分量的力, 此速度的变化将增加形状阻力. 速度梯度的变化也通过改变边界层分离影响阻力.

图 3.7 说明了当控制面弯曲变形时表面压力的进一步变化. 曲线 o 和 a 静态压

力的增加和曲线 c 和 d 相对于左侧的右侧曲线压力的减小是由于绕方向舵环流产生的升力造成的. 此项表明: 当所有控制面以同样程度弯曲变形时, 尾翼控制面就像升降舵那样作用; 当对角的一对差不多反对称变形时, 尾翼控制面就像方向舵那样作用.

边界层在艇尾厚归因于艇体长度. Hoerner(1957) 提供了在与风向平行的回转体上, 边界层厚度公式 (即离开速度是局部无黏性自由气流速度 99% 的表面的距离). 如果最大物体直径 d 在鼻端后 x_m 处, 那么,

$$\begin{aligned} s &= 0.02x && \text{当 } x < x_m \\ s &= 0.02x(d/d_x) && \text{当 } x > x_m \end{aligned} \quad (3.9)$$

式中, d_x 是鼻端后 x 处艇体的直径. 常数 0.02 是对于飞行器机身表面光洁度导出的, 相对标准的变化将改变此值. 在边界层之内, 速度降低会导致尾翼阻力减小. 此公式给出 YEZ-2A 飞艇中间尾翼大约 3m, 也即近似于尾翼高度一半处的 s 值. 然而, 位移厚度, 也即有像实际边界那样的集中速度缺陷的表面上迟滞流体层的厚度, 大约是 s 的 1/4, 或者像 YEZ-2A 飞艇一样大约为尾翼的 12%.

可以用 Hoerner(1957) 文献中基于座舱形状的实验所得到的信息估计控制舱的阻力. 他的计算结果是基于控制舱前端面积的阻力系数为 0.09, 他用下面一句话证实此情况: “然而, 考虑实际建造的舱罩的间隙、棱角和其他表面不规则性, 其阻力可能高达光滑的风洞模型上得到结果的两倍.” 用于转换阻力系数到阻力的速度值是艇体周围局部速度.

现代飞艇还没有公开发表的阻力明细. 然而, Skyship500 飞艇的总阻力系数根据飞行试验由 Bailey(1985) 确定为 0.032. 此值比表 3.2 给出的相对要高, 但 Skyship 飞艇小, 因此是在较低的雷诺数下运行.

用式 (3.7) 计算的裸艇体阻力系数为 $C_{DV} = 0.017$, 刚好为 Bailey 的实测值一半. 这与表 3.2 中引用的例子非常一致, 用式 (3.8) 计算的尾翼阻力使艇体的值增加 29%. $C_D = 0.18$ 的控制室的阻力使 C_{DV} 值增加 0.0064. 这样, 给出总阻力 $C_{DV} = 0.0283$. 还要加上更多的作用, 包括推进单元、起落架和锚泊附件. 与 Bailey 的值一致性可以接受.

3.3 动 态 力

运动的物体, 即使在理想流体中也排开流体. 每个流体微团在运动的方向被排开. 其运动的幅值与离开物体轨迹的距离相关, 因此, 流体获得可以用势流理论计算的动能. 不熟悉该理论的读者可参考标准的教科书, 如 Milne-Thomson (1955) 编写的教材.

3.3.1 视质量的确定

如果 w 是流体复势, 那么流体的动能 T_f 为

$$T_f = -0.25i\rho \int w d\bar{w} \quad (3.10)$$

式中, i 是 $\sqrt{-1}$, \bar{w} 是 w 的复共轭.

对于半径为 a 的圆柱体情况:

$$w = Ua^2/z, \quad \bar{w} = Ua^2/\bar{z}, \quad d\bar{w} = Ua^2 d\bar{z}/z^2$$

在圆柱体上 $z = ae^{i\theta}$, 将这些表达式带入式 (3.10) 得到

$$T_f = 0.5\pi\rho a^2 U^2 \quad (3.11)$$

由圆柱体排开的单位厚度流体质量是 $M' = \pi\rho a^2$. 如果 M 是单位厚度圆柱体质量, 流体和圆柱体总动能是

$$T = 0.5(M + M')U^2 \quad (3.12)$$

令 F 为圆柱体上合外力, 那么:

$$FU = dT/dt = (M + M')U dU/dt \quad (3.13)$$

由于动能变化率等于合外力所做的功, 重新排列给出:

$$F - M' dU/dt = M dU/dt \quad (3.14)$$

没有流体就没有第二项, 将得到通常的动力学运动方程. 由于每单位厚度流体的功, 圆柱体承受对其运动的阻力 $M' dU/dt$. M' 被称为附加质量. 可以说, 如果 U 恒定, 那么就没有附加质量. 此过程的物理学由 Milne-Thomson (1955) 引用的 Darwin 给出最好的解释. 下面内容是基于那本书的有关节.

假设半径为 a 的圆柱体以速度 U 在密度为 ρ 的理想流体中作定常运动, 图 3.8 表明圆柱体从 $-\infty$ 移动到 $+\infty$, 三个流体微团相对固定的观察者的运动.

流线的方程为

$$1/R = 4(y - v/2)/a^2 \quad (3.15)$$

式中, R 为曲率半径, v 是流线变量, 当圆柱体位于 $-\infty$ 时, 所有微团处于图中左侧间断曲线位置. 当圆柱体到达 $+\infty$, 所有微团处于右侧间断线上. 曲线上的号码表示当圆柱体已经前进到离开中心位置半径远时, 这些微团的位置. 很明显, 一定质量的

流体在圆柱体通过时, 漂向曲线的右边. 任意微团的“漂移”可通过考虑相对于看作固定的圆柱体的运动来计算. 那么, 漂移 ξ 为

$$\xi = \int_{-\infty}^{+\infty} (U + dx/dt)dt \quad (3.16)$$

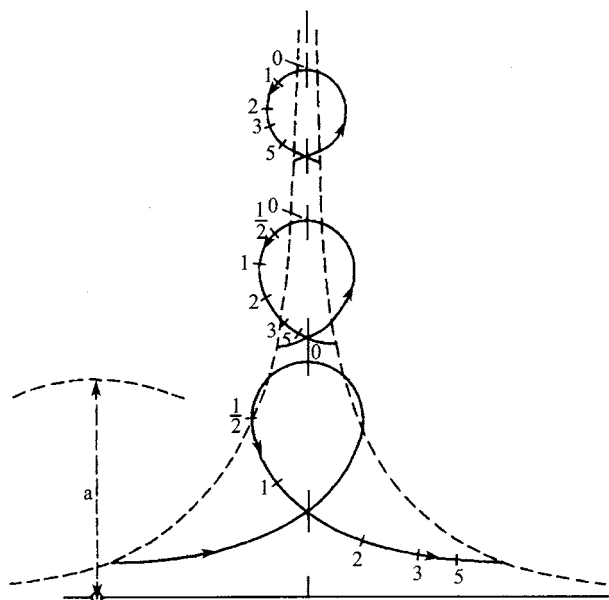


图 3.8 在圆柱体通过时流体微团轨迹

根据椭圆函数可计算此积分. 对于单位厚度已经漂移流体的质量为

$$\rho \int_{-\infty}^{+\infty} \xi dv$$

式中, v 是流线变量. 根据估计, 漂移质量等于圆柱体排开流体的质量, 此值与上边式 (3.11) 中得到结果相同.

用视质量 ($M + M'$) 代替物理质量 M 的重要性取决于圆柱体和流体的相对密度. 对于浮空飞行器, 这些密度非常接近, 视质量很重要.

利用复势得到微团的附加质量已经应用于二维和三维形状. Milne-Thomson (1955) 给出了下列物体的结果.

对于短轴为 $2b$, 主轴为 $2a$, 以角度 α 向气流倾斜的圆柱体, $M' = \rho\pi(b^2 \cos^2 \alpha + a^2 \sin^2 \alpha)$. 注意, 这与一个圆的面积相对应, 该圆的半径等于椭圆向垂直方向的投影宽度.

对于方程为 $x^2/a^2 + y^2/b^2 + z^2/c^2 = 1$ 的椭球体,

$$M' = 1.33\rho\pi abc\alpha_0/(2 - \alpha_0) \quad (3.17)$$

式中,

$$\alpha_0 = \int_0^{+\infty} abc \, d\lambda / \{(a^2 + \lambda)^{1.5}(b^2 + \lambda)^{0.5}(c^2 + \lambda)^{0.5}\}$$

可用椭圆积分计算一般解. 然而, 对于当 $b = c$ 时, 这相当于飞艇的回转椭圆柱体, 那么:

$$\alpha_0 = 2\{(1 - f^2)/f^3\}\{0.5\text{Ln}[(1 + f)/(1 - f)] - f\}$$

式中, $f = (1 - b^2/a^2)^{0.5}$. 限于球形情况, 当 $b = a$, $\alpha_0 = 2/3$, 那么附加质量是排开流体质量的一半. 如果椭球体平行于 y 或 z 方向运动, 那么存在类似于 α_0 的表达式. 如果椭球体绕 z 轴转动, 即偏航, 也可得到一个表达式.

Munk(1924) 应用这数据确定了作用在飞艇上的力和力矩. 读者可以更容易在 Duran(1939) 的书中查找其工作. 他的方法是用一个参考附加质量的惯性系数来修正微团质量. 二维问题和三维问题他都做了研究.

对于二维情况, 如在横向流内的艇体截面, 形状接近椭圆. Munk 提出 η 的定义如下:

$$\eta = \pi c^2/4S \quad (3.18)$$

式中, c 是在与考虑的方向成直角时的最大密度, S 是横截面积. 如果截面为圆形 $\eta = 1$. 他指出: 甚至在物体为梨子形状时, 这种近似的误差也不大, 视质量的面积为 ηS .

艇体的视质量受其几何形状影响, 艇头和艇尾形状对轴向运动有重要作用. 这也不足为奇, 因为随着外形变得更接近流线型, 环绕流的扰动减小. Munk 提出了三维微团的两种计算方法.

第一种方法解决沿物体主轴的入射流, 对于横向运动, 物体被分成许多平行于入射流的切片. 然后, 用式 (3.18) 计算每片的惯性系数, 通过积分得到总体系数.

第二种方法适合回转椭球体, 与艇体相同的子午横截面面积为 S' 和长度 L 的艇体形状, 那么厚度比为

$$b/a = 4S'/\pi L^2$$

惯性系数 k_1, k_2, k' 分别为椭球体在轴向、横向和绕 z 轴的转动运动、偏航运动的系数, 通常可以计算得到. 轴向运动相应公式在式 (3.17) 中给出. 对于横向运动和转动情况, 等价表达式可以类似地导出或在 Milne-Thomson (1955) 书中 485 页 16.52 节和 16.53 节中找到. 表 3.5 给出了几个不同回转椭球体惯性系数的值. 如果

艇体横截面不是圆的, 那么恰当的惯性系数是 $\eta k_1, \eta k_2$ 和 $\eta k'$, 其中横截面的 η 通过式 (3.18) 给定或者为整个长度上的平均值.

表 3.5 回转椭球体惯性系数

厚度比	运动方向		
	轴向	横向	旋转
0.1	0.017	0.96	0.89
0.111	0.02	0.955	0.87
0.125	0.025	0.95	0.83
0.143	0.03	0.94	0.81
0.167	0.05	0.92	0.77
0.2	0.07	0.89	0.70
0.25	0.09	0.86	0.61
0.333	0.12	0.80	0.47
0.5	0.21	0.70	0.23
1.0	0.50	0.50	0.00

3.3.2 体力和力矩的确定

如果物体稳定地在流体中移动, 其运动可以由平动矢量 U 和转动矢量 ω 来确定, 这两个运动矢量是相对固定在物体上的坐标轴的运动, 如果 ξ 是动量矢量, λ 是动量矩矢量, 那么, 运动的普通方程式为

$$\delta\xi/\delta t = \omega \times \xi + X, \quad \delta\lambda/\delta t = \omega \times \lambda - U \times \xi + L \quad (3.19)$$

式中, X 和 L 分别表示外部力和力矩.

3.3.3 迎角飞行

假定一个旋转体以迎角 α 稳定飞行, 如果单位正交矢量 i 平行于物体对称轴 j 和 k , 分别朝向侧面和向上, 那么:

$$U = ui + wk = U(i \cos \alpha + k \sin \alpha)$$

如果在两个矢量方向的视质量为 A 和 B , 那么:

$$\xi = AU i \cos \alpha + BU k \sin \alpha$$

代入式 (3.19), 注意, 当运动方程式左侧为零, 且 $\omega = 0$, 那么:

$$X = 0, \quad L = U \times \xi = (B - A)U^2 \cos \alpha \sin \alpha j \quad (3.20)$$

在艇体上不产生力, 但有鼻端俯仰力矩. 如果 α 为正, 此力矩将转动艇体直到其对称轴竖直立起. 但 $A = \rho(\text{Vol})k_1$ 和 $B = \rho(\text{Vol})k_2$, 所以鼻端俯仰力矩 M 的大小为

$$M = 1/2\rho U^2(\text{Vol})(k_2 - k_1) \sin 2\alpha \quad (3.21)$$

式中 (Vol) 是艇体体积, 俯仰力矩在稳定飞行中必须抵消, 这通过尾翼面来实现. 这些面产生大小等于 M/l_1 的升力, 其中 l_1 是尾翼矢量中心到艇体中心的距离. 因此, 尽管我们期望像非黏性流体模型显示的那样, 在艇体上不产生升力, 但是如果艇体以一定迎角飞行, 飞艇总要产生一定的动态升力.

3.3.4 稳定圆周飞行

如图 3.9 所示, 飞艇绕一个半径为 r 的固定圆形航线飞行. 飞艇的重心沿着飞行轨迹切线方向以速度 V 运动, 艇体中心线以偏航角 ϕ 飞行. 为了维持这种姿态, 艇体有一个角偏航速度 $V \cos \phi/r$, 因此, 横截面 S 的速度分量 U_x 和 U_y 为

$$U_x = V \cos \phi, \quad U_y = V \sin \phi + xV \cos \phi/r$$

物体单位长度动量变化率为

$$d(\rho S U_y)/dt = U_x d(\rho S U_y)/dx = \rho V^2 \sin 2\phi dS/dx + (S + x dS/dx) \rho V^2/r \quad (3.22)$$

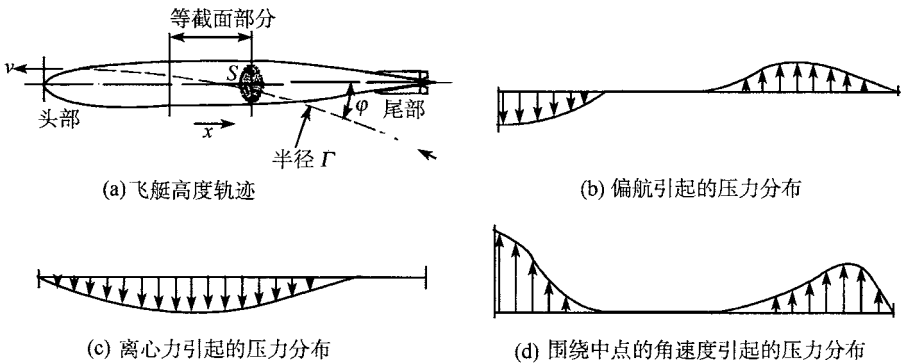


图 3.9 曲线飞行时飞艇上产生的作用力

图 3.9 示意了相应每一项沿着艇体的力分布. 图 (b) 是偏航产生的压力分布, 这产生本节讨论的力矩. 该力矩倾向于拉紧旋转半径, 需要方向舵的变形来保持半径不变. 此情况下, 迎角是偏航角. 第二项图 (c) 表示气动力, 此气动力抵抗由于曲线飞行产生的离心角速度, 而图 (d) 是第一项的等效力, 但迎角是由物体的角速度引起的. 值得注意的是方向舵的迎角随艇体的角速度而增加, 该角速度提高方向舵的效率.

飞艇的固有不稳定性绝没有通过尾翼彻底改正. 部分原因是尾翼质量和尺寸的限制, 后者是地面操作和吊架尺寸. 另外, 由于不稳定性使鼻端摇摆进转圈时, 更容易诱导飞艇转向. 由此带来的问题是舵手或者控制系统必须修正由头部变化诱导的任何扰动. 已发现气动力的增加比相对 ϕ 线性时的增加更快. 因此, 对大约为零变形的方向舵运动响应有一个滞后效应, 图 3.10 给出了示意 (Arnstein and Klemperer, 1934).

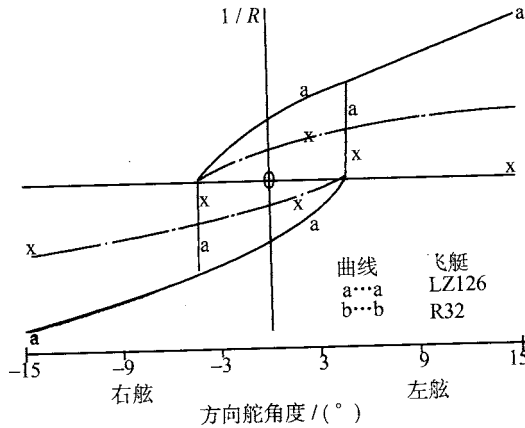


图 3.10 飞艇飞行路径曲率与方向舵角的关系

3.4 柔性体理论

在计算像飞艇艇体那样的回转体上的力时, Munk 假定其为柔性体. 如果与最大半径相比长度很大, 而且沿长度方向直径变化率很小, 此物体为柔性体. 最后的条件允许假定在所有截面处速度的轴向分量与自由流分量相等. 因此, 在垂直长轴的平面内, 横向流为二维. 对于圆形横截面, 可容易地计算出非粘性流中压力分布.

对于任何圆形截面, 速度势 Φ 为

$$\Phi = -U_y(r + R^2/r) \cos \theta$$

式中, U_y 是横向流速度, R 是横截面半径, r, θ 为极点在圆心的极坐标. 如果 β 为轴向 x 的表面坡度, 即 $\beta = dR/dx$, 那么, 圆形横截面上任意点的压力 p 为

$$(p - p_0)/\rho = \int_0^{2\pi} 2U_x U_y (R/r) \tan \beta \cos q \sin 2\alpha - 0.5U_y^2(1 - 4 \sin^2 q) \sin^2 \alpha \quad (3.23)$$

如果 $P = (p - p_0)/\rho$, 那么, 式 (3.23) 可写为

$$P = P_{\alpha=0} + 2 \tan \beta \sin 2\alpha \cos \theta + (1 - 4 \sin^2 \theta) \sin^2 \alpha \quad (3.24)$$

式中, $P_{\alpha=0}$ 为 $\alpha = 0$ 处圆截面上的压力分布. 由于物体迎角作用, 横截面上单位长度的力 f 可由式 (3.25) 给出:

$$f = (P - P_{\alpha=0})R \cos \theta d\theta = q_0 2\pi R (dR/dx) \sin 2\alpha = q_0 dS/dx \sin 2\alpha \quad (3.25)$$

式中, S 为半径为 R 的横截面的面积.

Ward (1949) 指出这个力处于垂直于回转轴方向和垂直于风向的方向之间, 即为 $\alpha/2$. 因此, 式 (3.25) 乘以 $\cos \alpha/2$.

为了考虑黏性的影响, Allen 和 Perkins (1951) 推广了此分析. 他们用式 (3.24) 计算了沿艇体几个截面周围的压力分布, 并与 Freeman (1932) 在 Akron 飞艇 1/40 比例风洞模型上测得的实验数据比较. 图 3.11 引自他们的著作. 图中清楚示意气流分离发生在反向压力梯度处. 在 $x/L = 0.111$ 处压力梯度为负, 该处艇体向前的截面上, 计算和测量结果吻合得很好. 离开物体中心, 有一个反向梯度, 可能发生气流分离. 截面越接近尾翼, 分离越严重, 如图所示为 $x/L = 0.867$ 情况. Allen 和 Perkins 认识到如果从鼻端到尾翼顺序观察物体压力分布, 非常类似于当气流由静止开始计算时一个圆柱体上压力分布的过程. 在那个流动状态, 涡流在圆柱体后面消失, 该气流的照片示意在 Milne-Thomson (1955) 书的图版 1 中. 三维观察涡流, 来自每个物体截面的元素合成而形成沿物体长度方向的线涡流. Allen 和 Perkins 发现在导弹和其他柔性体上拍摄的气流可视化照片显示了这些尾迹涡流. 由于气流的细节和阻力系数取决于雷诺数, 因此, 他们建议将一个附加项加到式 (3.5) 中, 以近似轴向黏性效应, 此项是在雷诺数为 Re , 即流速为 $U \sin \alpha$, 在沿长度方向 x 处直径为 $2R$ 圆柱体的阻力. 式 (3.25) 变成

$$f = q_0 dS/dx \sin 2\alpha \cos \alpha/2 + 2RC_D(Re)q_0 \sin^2 \alpha \quad (3.26)$$

式中, $C_D(Re)$ 是相应的阻力系数.

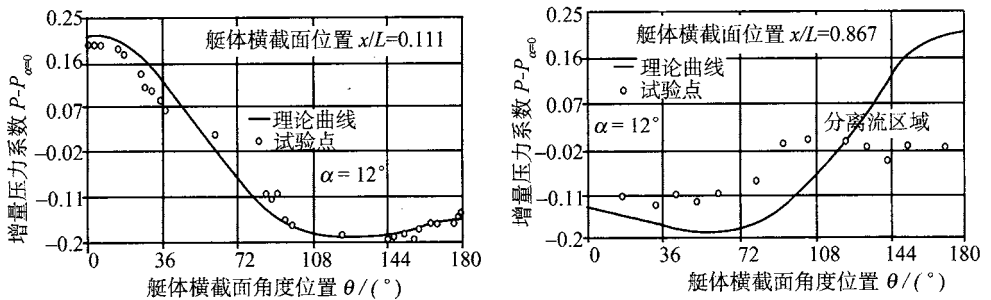


图 3.11 美国 Akron 飞艇的理论和实验增量压力系数比较

3.5 总体气动力和力矩的计算方法

Jones 和 DeLaurier (1981) 一直用式 (3.16) 提供估算飞艇力和力矩的方法. 他们在 Munk 之后注意到飞艇艇体为锥形, 这意味着横截面上表面压力不但产生水平力还有轴向力. 式 (3.21) 以系数 $(k_2 - k_1)$ 考虑此影响, 所以式 (3.26) 成为

$$q_0 dS/dx(k_2 - k_1) \sin 2\alpha \cos \alpha/2$$

他们所用的飞艇稳定状态模型简图如图 3.12 所示. 假定艇体从鼻端到尾翼的起始点长为 l_h . 那个位置之后属于尾翼动力学的研究范围. 艇体上的力通过用 Allen 和 Perkins 的公式计算位于 l_i 和 l_{i+1} 之间的典型截面上的力, 然后求和得到. 尾翼上的力用有限翼方法之一计算, 这种方法很多并且很容易建立. Jones 和 DeLaurier(1981) 用 Wardlaw(1979) 方法得到 $(C_{Dc})_h$ 和 $(C_{Dc})_f$ 的值. $(C_t)_f$ 是对 Wardlaw 结果的修正, 因为尾翼没有尖锐前缘. 这些结果为了考虑尾翼对艇体的影响乘以有效系数 η_k 和 η_f , η_k 为考虑尾翼对艇体的影响, η_f 为考虑艇体对尾翼的影响. 这些系数通过最小平方拟合实验数据经验获得.

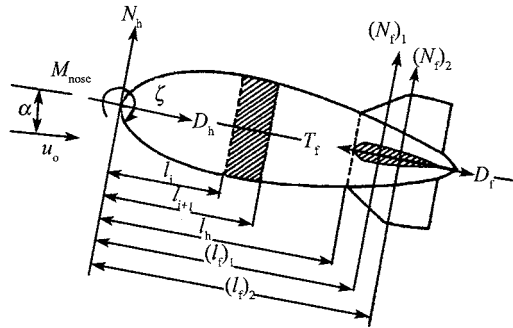


图 3.12 稳态解析模型示意图

法向 C_n , 轴向 C_D , 力和俯仰力矩 $(C_m)_{nose}$ 系数公式为

$$C_n = [(k_2 - k_1)\eta_k I_1 + 0.5(C_{n\alpha}^*)_f \eta_f S_f] \sin 2\alpha + [(C_{Dc})_h J_1 + (C_{Dc})_f S_f] \sin \alpha \sin |\alpha| \quad (3.27)$$

$$C_D = [(C_{Dh})_0 S_h + (C_{Df})_0 S_f] \cos^2 \alpha - (k_2 - k_1)\eta_k I_1 \sin 2\alpha \sin(\alpha/2) - (C_f)_f S \quad (3.28)$$

$$(C_m)_{nose} = - [(k_2 - k_1)\eta_k I_3 + 0.5(l_f)_1 (C_{n\alpha}^*)_f \eta_f S_f] \sin 2\epsilon - [(C_{Dc})_h J_2 + (C_{Dc})_f (l_f)_2 S_f] \sin \alpha \sin |\alpha| \quad (3.29)$$

式中, $C_n C_D$ 通过 $q_0(\text{Vol})^{2/3}$ 无量纲化;

$(C_m)_{\text{nose}}$ 通过 $q_0(\text{Vol})^{2/3}$ 无量纲化, 其中 L 整个艇体长度;

S_f = 图 3.13 的尾翼参考面积 $S_f/(\text{Vol})^{2/3}$;

S_h = 艇体参考面积/ $(\text{Vol})^{2/3}$;

S = 在 ξ 位置艇体的横截面面积;

$$I_1 = \int_0^{l_n} dS/d\xi \quad d\xi/L, \quad I_3 = \int_0^{l_n} \xi dS/d\xi \quad d\xi/(\text{Vol})^{2/3} L$$

$$J_1 = \int_0^{l_n} 2r d\xi/L, \quad J_2 = \int_0^{l_n} 2r\xi \quad d\xi/(\text{Vol})^{2/3} L;$$

$(l_f)_1$ 和 $(l_f)_2$ 关于 L ;

$(C_{Dc})_h$ = 艇体横向流阻力系数 / $J_1 L$;

$(C_{Dc})_f$ = 尾翼横向流阻力系数 / S_f ;

$(C_{n\alpha}^*)_f$ = 孤立的尾翼法向力系数关于 α 和 $\alpha = 0/S_f$ 的导数;

$(C_{Dh})_0$ = 艇体零度角轴向阻力系数 / S_h ;

$(C_{Df})_0$ = 艇体零度角轴向阻力系数 / S_f ;

$(C_t)_f$ = 通向边缘的尾翼吸力系数 / S_f ;

积分仅取决于设计的几何形状。

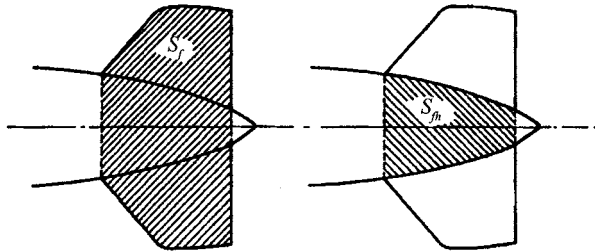


图 3.13 尾翼平面面积定义

尾翼几何形状如图 3.13 所示. 自从 1910 年 Prandtl 和 Fuhrmann 指出由球体分开的两个尾翼比直接连到一起的尾翼多产生 60% 的升力, 由穿过分开的艇体的尾翼产生的遗留升力就一直受到重视. 前面讨论的图 3.6 和 3.7 说明了这种影响. 由 Akron 飞艇模型和 R101 模型上分别得到的数据给出像图 3.14 所示的稍低值, 此图取自 Curtiss, Hazen 和 Putman(1976) 文献.

图 3.15 所示的 η_k 和 η_f 取自 Jones 和 DeLaurier (1981) 文献. Γ 是尾翼二面角. 艇体涡流与由产生升力的尾翼产生的涡流相互作用可能产生剧烈的局部气动尾翼载荷. 取自 Freeman(1932) 的 Akron 模型实验的例子如图 3.16 所示.

Jones 和 DeLanurier 的模型自然引出气动力和力矩的计算. 这本来能够进一步发展, 但因为缺乏可用来检验和改进该方法的大量数据库而受到阻碍. 打算利用此技术的读者可以参考原文. 物体上稳定的气动载荷分布在积分前可用公式计算. 对于结构设计师来说, 这些内容是重要的.

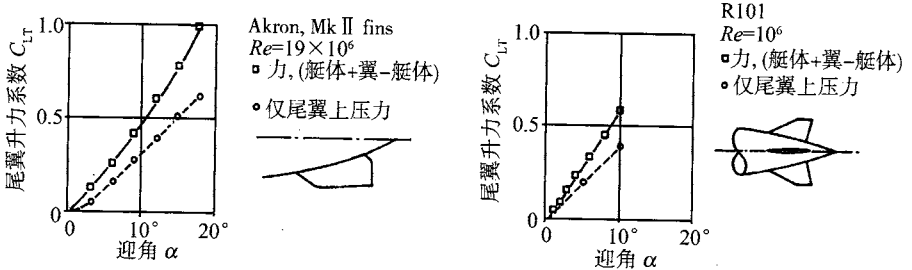


图 3.14 “遗留”升力对尾翼升力系数的影响

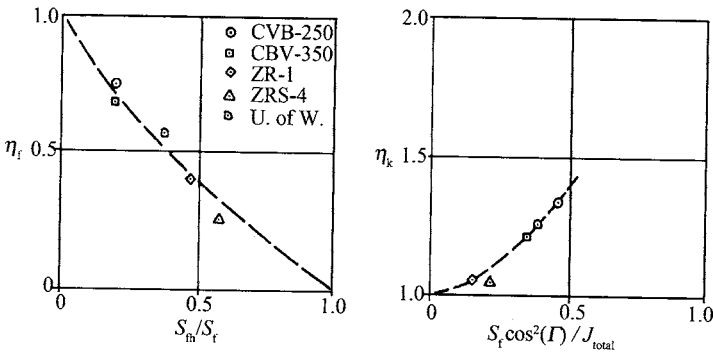


图 3.15 由实验数据导出的尾翼和艇体有效系数

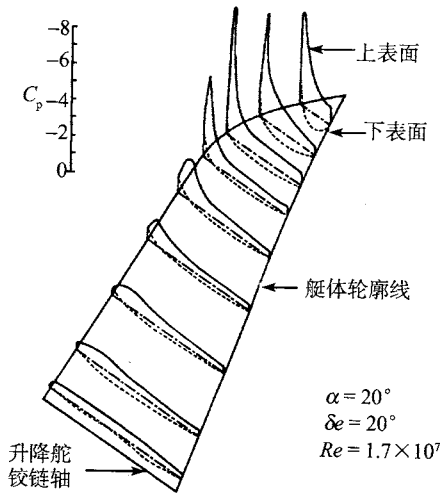


图 3.16 Akronft 飞艇 1/40 比例模型尾翼上压力分布

3.6 非稳定空气动力学

在严酷的大气涡流条件下, 飞艇的结构会失效, 如 Shenandoah 飞艇, 这促进了这些工况下结构载荷估算方法的发展. 这些计算方法有风洞实验支持, 后者将在风洞实验一节中讨论.

涡流的特性是在某点测量的压力本质上是随机的. 因此, 表达这种气流比前面讨论的稳定流更困难. 某点的时变压力 (或速度) 可表示为一系列正弦波, 每个正弦波具有特征幅值 Γ , 频率 ω 和在适当参考系内的方向. 例如, 处理阵风 w_g 的垂直分量, 对于频率为 ω 的阵风分量, 在距离固定在飞艇内的原点 ξ 距离处的值为

$$w_g = U_0 \Gamma \exp \{i\omega t - i\omega \xi \cos(\alpha_0/U_0)\} \quad (3.30)$$

式中, α_0 是稳定迎角, U_0 是飞艇速度.

对每个涡流分量的响应可以进行评价, 例如通过将 w_0/U_0 (其为在 ξ 处的局部迎角) 代入到前面的式 (3.27)~(3.29). 然后, 基于准静态模型是合理的假定, 可计算最终的力和力矩. Owen(1973) 给出了这种方法的例子并解释了结果, 他用柔性体理论计算了数学简化的飞艇状刚体的响应. 既然柔性体理论仅使用横截面积 S 的变化, 他利用抛物线规定沿其长度 l ($0 \leq x \leq l$) 的变化:

$$S(x) = 16S_m x^2(l-x)^2/l^4 \quad (3.31)$$

式中, S_m 是 S 的最大值, 图 3.17(a) 示意了物体的形状.

涡流速度的垂直分量规定为频谱函数 $\phi(\chi)$, 其中波数 $\chi = \omega/U_0$, 图 3.17b 说明频谱由式 (3.32) 给定:

$$\Phi_w(\chi) = w^2 l(1 + 3\Omega^2 l^2)/\pi(1 + \Omega^2 l^2)^2 \quad (3.32)$$

式中, l 是涡流积分尺度, w^2 为垂直速度的根均方.

如果 $l=330\text{m}$, 那么表达式适合飞行中记录的数据. 在艇体上产生的升力频谱由下式给出:

$$\Phi_L(\chi) = \rho^2 U_0^2 \Phi_w(\chi) S'(\xi) S'(\eta) \exp \{i\chi(\xi - \eta)\} d\xi d\eta \quad (3.33)$$

式中, $S' = dS/dx$ 为对于式 (3.31) 中的简单物体形状, Owen 解析地求解了式 (3.33). 图 3.17(c) 表明 $\Phi_L(\chi)/\rho^2 U_0^2 \Phi_w(\chi)$ 为 χl 的函数. 对于当 $l=1$ 情况, 波动升力频谱如图 3.17(d) 所示. 飞艇长度选自 Sir Barnes 项目设计. 如果 $(w^2)^{1/2} = 1\text{ms}^{-1}$, 那么艇体均方根升力为 $0.06 \cdot 1/2\rho U_0^2 S_m$, 以 3° 迎角飞行也能产生这么大的升力. 图

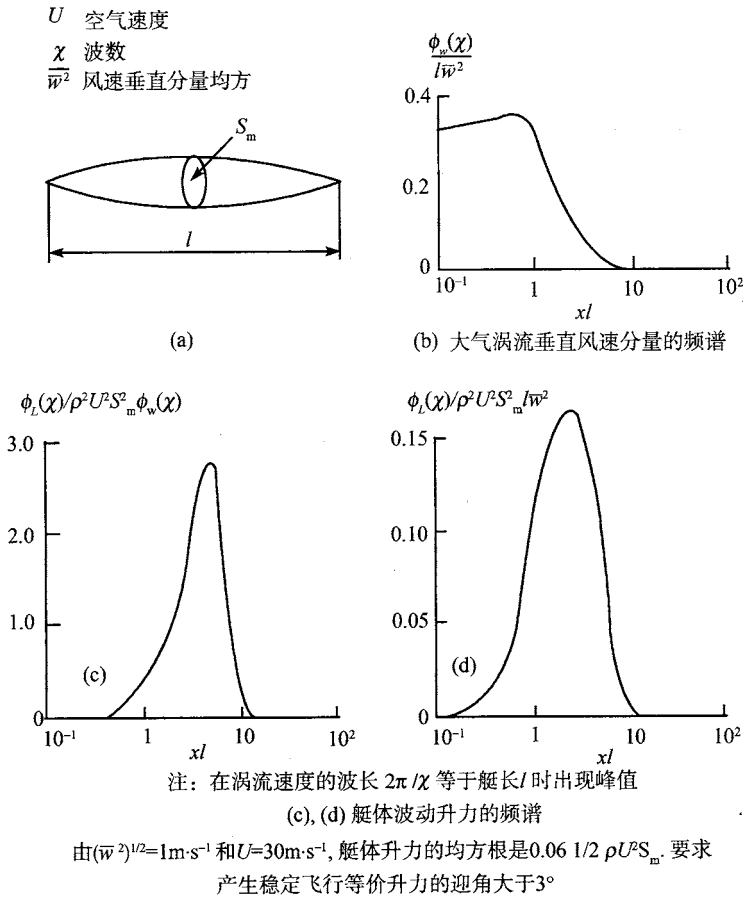


图 3.17 艇体对大气扰动的响应

3.17(c) 说明当涡流波长等于艇体长度时升力频谱为尖峰. Owen 用图 3.18 解释了此现象, 涡流的垂直速度在艇体中心改变符号. 然而, 可通过乘以 S' 得到升力, 这也改变在艇体中点的符号. 因而, 两半艇体上的升力为正. 其他涡流波长会经历某种升力消失. 在图 3.18 所示的情形, 任何尾翼面将产生负升力, 此力将使飞艇鼻端抬起, 因而增加总升力. 实际升力的增加取决于快速摆动模态的周期.

DeLaurier 和 Hui (1981) 使用类似的方法, 但通过计算在各种天气条件下飞艇的寿命使分析更进一步. 利用总体气动力计算一节中讨论的气动力和力矩计算方法, 并结合 Von Karman 的涡流功率谱模型 (Press and Meadows 1955), 他们使用了涡流比例长度 l 和强度 σ 的值, 这些值由飞行试验数据得到, 试验数据结合了 Etkin(1980) 的任务分析技术; 他们确定了各种设计的可能寿命. 分析表明: 在进入强涡流时, 飞艇减速有益于飞行器寿命. 这与齐柏林船长遇到强涡流时的习惯动作

一致, 这无疑有益于他们的良好飞行安全记录. DeLaurier 和 Hui 给飞艇设计师的武器库增加了一个有用的武器.

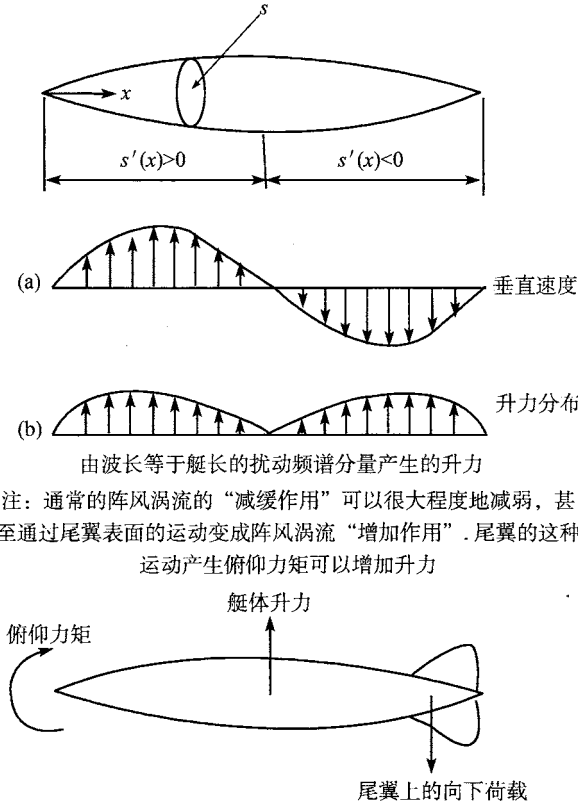


图 3.18 波动诱导升力在飞艇上的分布

3.7 气动参数设计

前面涉及了一些计算飞艇气动力和力矩的问题, 计算结果已经和风洞实验和飞行测量结果作了比较. 由飞行数据推导力和力矩超出了本章的范围, 但要讨论风洞实验. 前面采用的简化气动力学数学模型现在正由更强大的方法补充, 计算机能力的极大提高使之成为可能, 下面简要叙述这些方法.

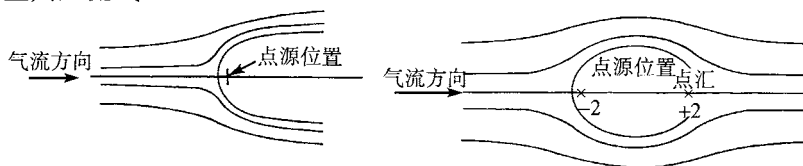
3.7.1 计算流体力学 (CFD)

为了获得整个物体或其重要部分形状的流线型气流, 人们很早就一直研究使用势能流体模型. 众所周知, 为了得到要求的边界流线, 基本流体动力学元件, 即: 汇、源、偶极子和涡流的使用已经超过了—个世纪. 这些方法的精彩描述在许多教科书中都有, 如 Milne-Thomson (1955) 的著作. 针对不熟悉这种技术的读者, 在简要描

述更一般的方法之前,先给出一个简单的例子.

如果设计师想要最小化飞艇结构重量,鼻端周围的压力计算非常重要.位于稳定流中的流体动力源是一个有用的起点.点源定义为这样一个点:即从该点,流体在所有方向同等射出.点源的强度 m 定义为单位时间内输出流体的体积.点汇是负点源.来自点源的流线是距离原点的半径.应用体积流守恒,距离点源 r 处的速度与流体流过的表面面积成反比减小.因此,二维流速度以 $1/r$ 变化,三维流速度以 $1/r^2$ 变化.

稳定流由沿着流动方向的平行线表示.对于黏性流可通过添加个别气流产生新的多簇流线.作为一个简单的二维例子,一个强度为 m 的点源位于稳定流的原点,稳定流从平行于 x 轴的 $-\infty$ 处以速度 V 流来.图 3.19(a) 示意了对应 $m/V = 1$ 的值的一些典型流线.



(a) 稳定流中的点源周围的气流流线型状 (b) 稳定流中的点源及点汇周围的气流流线型状

图 3.19

当气流仅沿一条流线发生时,一个无摩擦固体表面可以替代任何流线或气流面.曲线 AA 类似飞艇鼻端.改变比值 m/V 就改变形状,该值的增加使鼻端更钝.

通过以 $x = -a$ 处的强度为 m 的源和 $x = a$ 处强度为 m 的汇代替图 3.19(a) 中的源,很容易就产生封闭的流线型状,对于 m/V 和 a ,流线如图 3.19(b) 所示.改变 m/v 和 a ,使物体的厚度比可以进行调整.所有这些流动的数学表达式已知,因此,可计算沿任意流线的压力.为了建立更复杂形状的模式,Lamb(1945) 首先描述了此技术的扩展.他的成果的普遍应用是以计算机的发展为基础的.要建立模型形状由网格覆盖.流体动力源、汇、偶极子和涡流排列在网格内.为了给出在某些网格点处垂直物体表面的零速度,要调节强度.选择合适的网格节点数以通过生成的一组协调方程的解确定源和涡流强度.随着网格节点数增加,近似精度提高.网格面包涵一个源(沉或偶极子),涡流沿边缘存在.涡流循环被如此保持,在网格的尾边缘,涡流消失.对于固定翼飞机翼端点,这些涡流顺流动方向无限扩展,最终解的精确性取决于网格设计者的技巧和计算机程序的先进性.

这些方法在飞艇上的应用很少公开出版,Wong, Zhiyung 和 Delaurier (1985) 的文章非常合适.图 3.20 示意了用于建立艇体和尾翼涡流网格面的源面的总体布置.图 3.21(a) 示意源面,图 3.21(b) 更详细的示意了涡流网格面.为了表现在总体气动计算一节中提到的遗留升力,涡流面连续穿过艇体.假定尾翼很薄,不需要用源面

模拟体积效应.

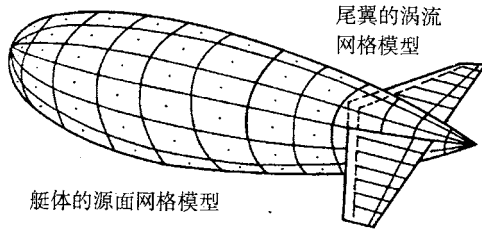
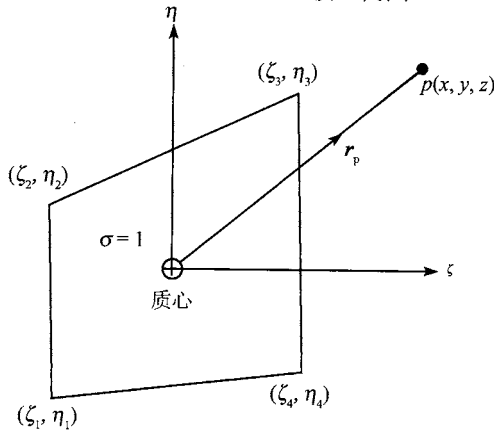
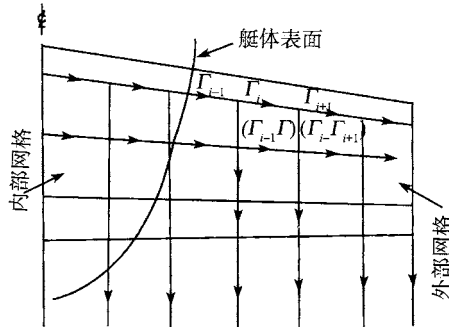


图 3.20 飞艇 CFD 模型简图



(a) 源面的几何模型



(b) 涡流网格的几何模型

图 3.21 Akron 飞艇由单独艇体的 CFD 源面网格模型获得的计算结果和 Freeman(1932) 的风洞试验结果的比较

图 3.23(a) 和 3.23(b) 给出了应用整个模型到 5 个假设的飞艇计算有效系数 η_k 和 η_f 所得的结果. 这些参数在总体气动计算一节中进行了定义, 并且在图 3.15 中 也在此图上给出了显示. 通过对 ‘Akron’ (ZRS-4) 类艇体添加不同的尾翼排列产生了 5 种设计. 图 3.15 的曲线是由包括 Akron 飞艇的数据在内的数据经验推导出的. 一致性令人满意, 这提供了一个希望, 即计算流体动力学能够计算以前依赖于经验

估计的情况.

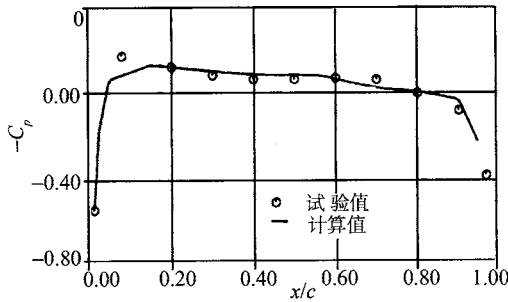
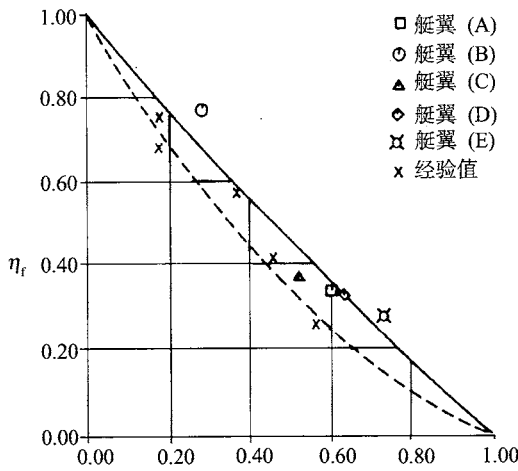
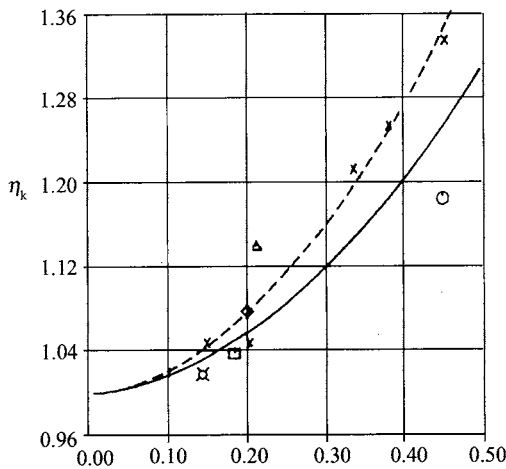


图 3.22 单独飞艇艇体的 CFD 模型和试验值数据的比较



(a) 被艇体覆盖的尾翼部分



(b) 有效尾翼面积 / 艇体投影面积

图 3.23 从 CFD 模型和实验数据中得出的艇翼有效系数 η_T 和艇体有效系数 η_K 的对比

3.7.2 风洞实验

为了验证特殊公式需要完成风洞实验. 为了测得飞行器的总体升力、阻力和力矩需要在非涡流气流下进行试验. 为了确保满意的操作, 来自控制面的力和力矩提供一些确保满意支配的内容. 控制系统工程师需要这些控制面的铰链力矩, 为了优化飞行器结构, 结构设计组需要详细的力分布. 因为非稳定空气动力学一节给出的理由, 需要飞行器对非稳定流的响应来进行这些实验. 下面简要概括出与此试验有关的一些问题和方法. 对于现代飞艇实验结果和此学科的更完整讨论, 读者可参考 Gomes(1989a~d 和 1990) 的文献. Gomes(1990) 概括了其他参考文献所补充的工作.

风洞实验的基本问题是模型必须要连接到风洞结构上. 连接物改变模型周围的气流, 因此, 必须多加小心以便不影响临界流面积. 物体上的总体力和力矩可以通过附加装置进行测量, 通常是用一个记录高达 6 个分量的应变规平衡桥. 不要求物理连接物的唯一技术是磁悬挂. 调节安装在风洞壁上的固定电磁铁强度以使模型在风洞中保持固定的姿态和位置, 磁场强度决定模型上的力和力矩. 多数采用此技术的实验设施都很小, 不适用飞艇艇体实验, 下一节将给出解释. 模型中零部件可能有小的力和力矩平衡, 如用于控制面的零部件. 模型上的一般力分布可以通过测绘面上的压力求得. 为了完成表面冲洗, 从模型内向外插入穿皮管, 管子的另一端接到压力传感器, 记录模型表面的静压力. 由于管中压力滞后, 此技术仅适用稳定流情况.

3.7.3 稳定流实验

为了保证风洞实验再现全尺度特性, 某些无量纲组对模型和全尺度必须有相同的值. 通过量纲分析决定有哪些组. 对于稳定流模拟, 通常需要考虑的变量是流速 V 、密度 ρ 和黏度 μ 、流体中声速 a 、结构的材料密度 σ 和弹性模量 E , 特征长度 l 和重力加速度 g . 必须保证的无量纲组有: V/a , ρ/σ , $E/\rho V^2$, V^2/lg 和 $\rho V l/\mu$. 第一组是马赫数, 第四组是弗劳德数, 最后一组是雷诺数. 最简单风洞利用大气压强和温度下的空气. 这种情况下模型和全尺度的 ρ 和 μ 具有相同值. 只有像旋转臂那样的实验台, 视重力加速度才改变, 所以 g 是常量. 那么, 很容易看出为了满足各组的相等, 模型必须是全尺度. 因此, 选择就在于是使用更复杂的风洞, 例如加压的或低温的实验设施, 还是证明为什么对于特定实验, 某些组不重要. 对于像飞艇这样的低速飞行器, 因为不存在压缩性效应, 可以忽略马赫数. 既然模型不必是漂浮的, 因此, 既不需要保留 ρ/σ 也不需要保留佛罗德数. 如果弹性力对气动力的比值 $E/\rho V^2$ 很大, 那么刚性风洞模型可以接受. 这样只剩下雷诺数需要保留.

在大气压强风洞, 保留雷诺数就意味着 $V_m l_m = V_f l_f$, 式中 m 代表模型, f 代表全尺度. 在 Gomes (1989a~d 和 1990) 著作中, 飞艇模型是全尺度的 $1/75$. 因此, 为了保留雷诺数, 风洞速度为全尺度的 75 倍, 或者说大约 2250m/s, 这清楚地表明马赫数为主要误差源, 它也严重地限制了许多合适的实验设施. 因此, 没有保留雷诺数

相同,但其他技术可用于最小化误差.在讨论这些技术之前,先探讨模型尺寸限制.

模型尺寸必须与风洞工作部分的尺寸联系起来,以使模型周围的气流与自由飞行中经历的近似.如果模型相对风洞的尺寸大,那么,模型周围的空气速度将高于自由飞行中的速度,表面压力也低.因此,气动力和力矩也有误差.考虑 Gomes(1990)在 Granfield 航空学院的 8×6 ft 风洞中所完成的 Skyship600 和 YEZ-2A 飞艇 1:75 比例模型的实验,后者模型最大横截面尺寸大约是风洞工作部分的 3.3%,这意味着在模型段,静压力增加 6.7%,这样的误差是可接受的.对于像飞艇那样小厚度比的模型,需要在大俯仰和/或偏航角下试验,必须选择模型的尺寸既不使鼻端也不使尾部靠近风洞壁.对于 YEZ-2A 模型,单独和一起进行了达 30° 角的偏航和俯仰.对于 6 ft 风洞宽度,在 30° 角时,模型的鼻端或尾部离风洞壁 1.7 ft,这是可接受的尺寸.具有这种程度风洞阻塞的飞艇模型是可接受的.

错误的雷诺数问题依然存在:全尺度的值为 2.1×10^8 ,而模型实验的雷诺数为 6×10^6 .在飞艇阻力小节中包含了许多关于错误雷诺数造成的表皮摩擦和形状阻力误差的论述.由于边界层的不同发展产生了这些问题.长久以来人们建立了这样的观点:最主要的目标是保证从层流向涡流边界层的过渡发生在模型上大约准确的位置.通常用某种额外的表面粗糙度“急流丝”边界层做到这一点.这会改变物体的表皮摩擦系数,但保持了形状阻力和升力.在裸艇体小节中指出:艇体阻力控制表皮摩擦阻力,所以由于粗糙模型表面产生的阻力可能是不可忽略的误差. Gomes(1989a 和 1990)为了保证他的实验尽可能符合实际,遇到很多麻烦,本章从头到尾都在引用其实验.对于 Skyship600 模型驾驶实验,他用渔网或精细网格的人穿袜子材料覆盖模型.精细网格袜子抑制了早期流体分离,但因为它增加了表皮摩擦系数,阻力超过全尺度的 60%.为了获得精确的阻力值,因而,必须精细调整粗糙度.从 YEZ-2A 模型, Gomes 判定由于模型的尺寸使用袜子是不合实际的.因此,他通过从距离 60cm 处用灰色漆喷涂聚氨酯艇体,以获得要求的表皮粗糙度.这样给出的粗糙度感觉就像几乎再现了用于 Skyship600 使用的精细网格袜子表面粗糙程度.

由 Gomes 完成的 YEZ-2A 飞艇实验项目通过安装到控制面变形轴的应变仪天平获得的控制面铰链力矩,以及一些流动可视化大约产生 1700 个整个模型的力和力矩系数数据点、来自 96 个围绕艇体和沿着尾翼四分之一弦线布置的压力导出孔的压力分布数据.获取压力分布的需求对能够使用的表面粗糙度提出了进一步要求.如果通向安装压力导出孔的流动路径受到阻挡,那么流体或者在孔上分离或者替代性地产生一个直接流向孔的漩涡,因此,将得到错误的读数.图 3.5 和 3.6 示意了此工作的压力分布.

来自 Gomes(1989a)文献的图 3.24 示意了在 10° 迎角时 Skyship600 飞艇周围的压力分布.连续曲线是独立进行 CFD 计算的结果.这是非常少的公开发表的比较之一,风洞实验和 CFD 计算处于发展的可比状态,一致性好.

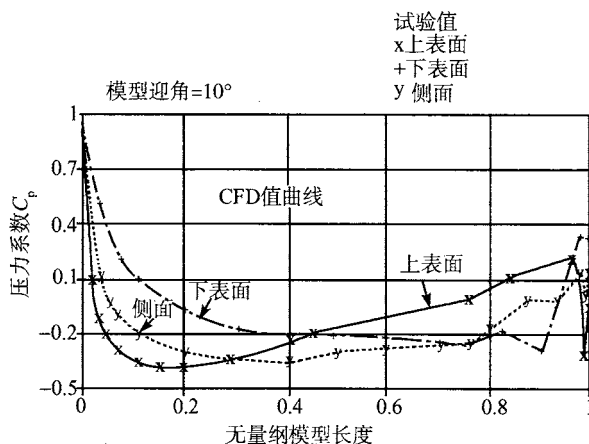


图 3.24 CFD 计算与 1/75 比例 Skyship600 模型风洞实验结果比较

3.7.4 非稳定流实验

在扰动状态飞艇遇到的一些困难在前面非稳定空气动力学一节已经讨论过, 讨论了有关此物体的一些计算工作. 在首次飞行之前, 独立进行飞艇响应评价的优点是显而易见的.

为了使工作段的扰动最小化, 风洞设计者做了些传统意义上的巨大努力. 大气扰动造成建筑物失效的, 为此人们发展了许多方法以产生风洞工作段规定的速度梯度和涡流频谱. 为了产生控制的速度缺陷和成比例的涡流, 在模型的上游放置障碍物是一种技术. 图 3.25 示意了在 Grandfield 学院风洞中安装的全部设施. 可辨认出三种障碍物形状. 在风洞的远端, 在高的库尼汉牙齿 (Coonihan Teeth) 的后面是一个白色城堡形障碍物. 最后, 小玩具 “Lego” 板小心地分布在模型前头. 有关设计和涡流尺度校准的进一步内容可以在 Cook(1987 和 1988) 文献中找到. 这是 YEZ-2Z 飞艇的 1/200 比例模型, 模型安装在竖直支撑上, 通过模型内部的应变天平测量



图 3.25 在 Grandfield 学院 8ft×4 ft 边界层风洞中的飞艇模型

绕物体体心的力和力矩. 为了使风洞诱导的扰动和全尺度飞艇必须经历的大气扰动具有相同的关系, 必须选择物体尺寸. 为了使物体上的扰动诱导力可测, 物体必须轻. 由于模型小, 雷诺数低, 边界层必须脱开. 如前面关于稳定流实验小节中所描述的, 通过用精细网格袜子包裹模型可以做到这一点.

通过位于鼻端前面 1.5 倍模型最大直径处的高压风速表测量垂直的、向前的和向后的扰动速度. 这提供了关于作用力函数的信息, 同时记录由应变规天平测量的物体响应. 为了确定不同扰动频率下力和俯仰力矩的响应, 对这些数据进行了分析. Gomes 限定地发表他对垂直扰动速度 w 的升力和俯仰力矩响应的分析. 结果表示为每种实验条件下的三条曲线. 传函是输出 (在这种情况下为升力和俯仰力矩) 的功率谱密度对输入 (这里为速度分量 w) 功率谱的比值, 其是波数 Ω 的函数. 在前面非稳定空气动力学一节进行了定义. 尖峰说明升力和力矩响应最大.

遗憾的是, 并不是所有的峰都是由于速度分量 w 产生. 峰也可能由于扰动速度分量 u 和 v 产生, 也可能是因为模型应变规天平组合装置共振产生. 必须注意的是要通过仔细设计和在验证实验中识别后者的影响.

通过计算输入和输出之间的相位角和它们在每个 Ω 角的相关性, 评价每个峰的重要性. 如果传函中的某个峰伴随有大致与 Ω 相同的明显的相位移动, 表明响应更可能是由于输入函数引起的. 相关性表示输入和输出之间的相互关系, 变化从 0~100%, 后者数字表示完全相关. 来自 Gomes(1989e) 著作的一个例子如图 3.26 所示, 为艇体和尾翼组合体的升力响应. 表 3.6 给出了 Gomes 对这些曲线所作的分析.

表 3.6 对于 0° 偏航和俯仰扰动响应结果总结

高相关性的间隔	传函峰值点	注释
$\Omega = 1.8 \sim 8\text{m}^{-1}$ $\lambda = 5.4 \sim 1.2L$	$\Omega = 5\text{m}^{-1}$	伴随一个明显的相位移, 最重要的单一结果
	$\lambda = 2L$	
	$\Omega = 8.9\text{m}^{-1}$	两者出现在低相关区间, 因此可能不是由于 w 速度.
	$\lambda = 1.1L$	
	$\Omega = 11.5\text{m}^{-1}$	
	$\lambda = 0.9L$	

这类实验的价值很清楚, 与前面非稳定空气动力学一节所描述的分析合在一起提供给飞艇设计师重要的气动数据.

$\Omega =$ 扰动波数

$\lambda =$ 扰动波长

$L =$ 飞艇模型长度

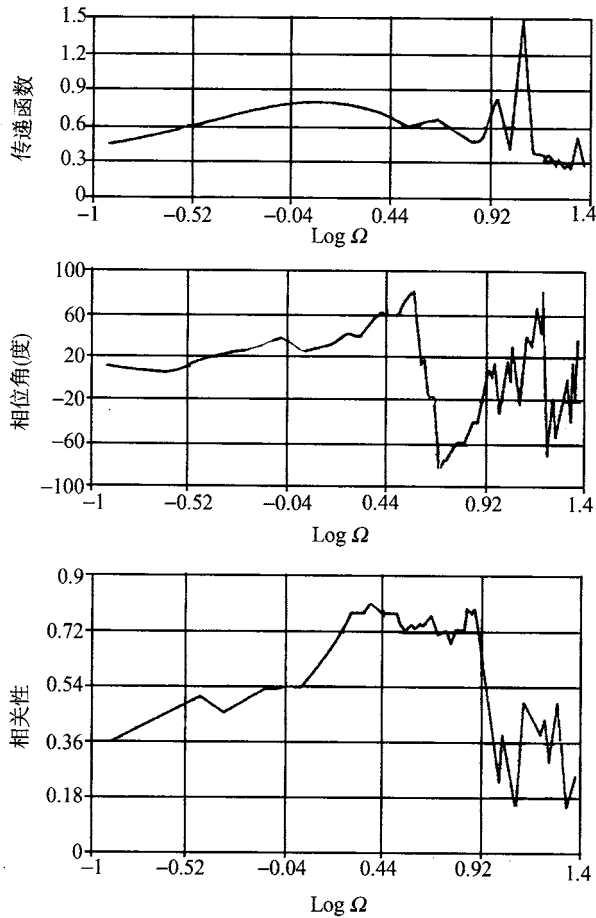


图 3.26 在零俯仰和偏航下垂直扰动速度升力传函、相位角和相关性作为波数对数的函数

参考文献

- Allen, H.J. and Perkins, E.W. (1951). *A study of effects of viscosity on flow over slender inclined bodies of revolution*. NACA Report 1048.
- Arnstein, K. and Klemperer, W. (1934). *Aerodynamic Theory* Division R. (ed. Durand, W.F.) Berlin: Julius Springer.
- Bailey, D.B. (1985). *Patrol airship concept evaluation (PACE)*, Final Report. Naval Air Development Center Rpt. No. NADC-85019-60.
- Cook, N.J. (1987). *Determination of the model scale factor in wind tunnel simulations of the adiabatic atmospheric boundary layer*. J. Industrial Aerodynamics, 2.
- Cook, N.J. (1988). *Wind tunnel simulation of the adiabatic atmospheric boundary layer by roughness, barrier and mixing-device methods*. J. Industrial Aerodynamics, 3.

- Curtiss Jr., H.C., Hazen, D.C. and Putnam, W.F. (1976). *LTA aerodynamic data revisited*. J. of Aircraft, 13 No. 11.
- Delaurier, J.D. and Hui, C.K. (1981). *Airship survivability in atmospheric turbulence*. Proc. AIAA Lighter-than Air Systems Technology Conference. Annapolis, Maryland.
- Durand, W.F. (ed.) (1934). *Aerodynamic Theory*. Berlin: Julius Springer.
- Etkin, B. (1980). *The turbulent wind and its effect on flight*. UTIAS Review, No.44, Univ. of Toronto.
- Freeman, H.B. (1932). *Pressure-distribution measurements on the hull and fins of a 1/40-scale model of the U.S. Airship "Akron"*. NACA Report 443.
- Gomes, S.B.V. (1989a). Task 1 Report: *Surface roughening technique investigation for airship wind tunnel testing and pressure distribution around a Skyship 600 model*. CoA Report No. 8901, Cranfield Institute of Technology.
- Gomes, S.B.V. (1989b). Task 1A Report: *Investigation of alternative hull and fin combinations for the Sentinel 5000 aircraft*. CoA Report No.8902, Cranfield Institute of Technology.
- Gomes, S.B.V. (1989c). Task 2 Report: *Measurement of forces and moments, pressure distribution and hinge moments on a 1/75 scale model of the Sentinel 5000 airship*. CoA Report No.8903, Cranfield Institute of Technology.
- Gomes, S.B.V. (1989d). Task 3 Report: *Measurement of some aerodynamic damping derivatives for the YEZ-2A airship*. CoA Report No.NFP 8909, Cranfield Institute of Technology.
- Gomes, S.B.V. (1989e). Task 4 Report: *Measurement of a YEZ-2A airship model response to low altitude turbulence*. CoA Report No.NFP 8910, Cranfield Institute of Technology.
- Gomes, S.B.V. (1990). *An Investigation of the Flight Dynamics of Airships with Application to the YEZ-2A*. PhD thesis, College of Aeronautics, Cranfield Institute of Technology.
- Hoerner, S.F. (1957). *Fluid Dynamic Drag*. New Jersey, Published by the author, (Midland Park).
- Jones, S.P. and Delaurier, J.D. (1981). *Aerodynamic estimation techniques for aerostats and airships*. Proc. AIAA Lighter-than-Air Systems Technology Conference, Annapolis, Maryland.
- Lamb, H. (1945). *Hydrodynamics*. Sixth edition. New York, Dover Publications.
- Milne-Thomson, L.M. (1955). *Theoretical Hydrodynamics*. London, Macmillan.
- Munk, M.M. (1924). *The aerodynamic forces on airship hulls*. NASA Report, 184.
- Owen, P.R. (1973). *The aerodynamics of aircraft and other things*. J.R.Ae.Soc. 77.
- Ower, E. and Hutton, G.T. (1929). *Investigation of the boundary layers and the drag of two streamline bodies*. ARC, R & M, 1271, London, HMSO.
- Press, H. and Meadows, M.T. (1955). *A re-evaluation of gust-load statistics for applications in spectral calculations*. NACA TN, 3540.
- Reid, J.A.I. (1987). *Airship design – some initial calculations*. Airship, 75.
- Ward, G.N. (1949). *Supersonic flow past slender pointed bodies*. Quart.J.Mech. and Appl Math. 2 (1).
- Wardlaw, A.B. (1979). *High angle of attack missile aerodynamics*. AGARD Lecture Series, No.98.
- Wong, K.Y., Zhiyung, L. and Delaurier, J. (1985). *An application of source-panel methods for aerodynamic configurations*. Proc.AIAA 6th Lighter-than-Air Systems Technology Conference, Norfolk, Va.
- Young, A.D. (1939). *The calculations of the total and skin friction drags of bodies of revolution at zero incidence*. ARC R & M, 1874, London, HMSO.

第 4 章 稳定性和控制

M. V. Cook

4.1 概 述

现代飞艇的基本艇体其稳定性、控制和动力学特性与早期的飞艇相比没有明显的不同。举例来说, Bairstow(1920) 的分析在今天就像 1920 年一样有效。然而, 显而易见的是现代飞艇的技术与早期的同类相比大不相同, 正是技术的不同而最有可能潜在地带来稳定性和控制特性的细节不同。本文中, 可能最重要的发展包括艇体形状和刚度、用于控制和推进以及电子飞行控制系统 (EFCS) 的机理。

早期的飞艇或者是形状通常为圆筒形的经典硬性外形, 或者是非硬的扁长椭圆体外形, 这两种类型通常都有较高的长细比。比较而言, 现代飞艇, 不论大小, 主要是非硬性的, 形状上更像椭圆体, 具有较低的长细比。现代艇囊材料改善了气动阻性, 同时具有合适的刚度和较轻的重量。虽然气动性能似乎数年来没有多大改变, 但计算和测量飞艇气动特性的现代方法无与伦比。当今, 能够更精确地计算气动性能, 也就能够更好地描述稳定性和控制特性。

进步较少的是气动稳定性和控制保障措施。尾翼大小和与之相应的动力阻尼和风标稳定性受到限制。一般来说, 从气动效率考虑, 低速要求大尾翼尺寸, 但这是不实际的。因为尾翼结构完全支撑在织物囊体上, 由控制面变形产生的机动载荷必须作用到囊体上且不能造成囊体塌陷。结果是, 实际的尾翼和控制面形状比低, 往往是完全沉没在前体尾迹流中, 因而, 气动效率不是很高。过去, 长距离机械控制运行和大的结构挠性产生了很高的失控运动, 因而恶化了控制效率。当今, 用信号控制安装在控制面上的传感器的电传或光传飞行控制系统对于改善气动控制效率起到了作用。

毫无疑问, 对现代飞艇的稳定性、控制和动力学的发展起到最重要作用的是计算机技术。现在完全能够进行达到新的洞察和了解水平的分析和仿真, 这在过去即使不是不可能也是难以做到的。这又促进了更详细更精确的飞艇气动和动态模型的发展, 达到非常全面的非线性仿真模型之顶点, 如由 Gomes(1990) 提出的模型。现在数字计算机也已稳定地用于飞行器控制, 而且是用在飞艇上效果很好的电子飞行控制系统 (EFCS) 的核心。它能在所有飞行条件下精确地确定基本飞行控制的特性和效率, 能增稳并改善飞行性能, 并能提供自动驾驶功能和导航模式。随着进一步的

发展,它还能更精确地确定操纵性能.然而,当认识到 EFCS 的性能受到它驱动的控制面的有效性限制时,就不能陶醉其中了.通过集成推进单元推进矢量到总体控制策略,在一定程度上的新发展可以克服此限制.

飞艇稳定性和控制的任何科学研究都需要按照一定方程建立起的数学模型,模型的细节对于所期望研究的类型要合理.然而,放在第一位的非常重要的一点是模型不要太细以至于模糊了确定飞艇基本动力特性的基本因素.相对简单的线性模型容易分析并且有助于对本质的了解掌握,因为其动力学特性更一目了然.那么了解这一点后,深入发展成更详细的非线性仿真模型以便更好地了解其基本稳定和控制特性就很自然而然了.

4.2 坐标系和标记

就像普通的飞行器实际工作中那样,很方便定义固定于飞艇并随飞艇运动的右手正交坐标系.为了研究飞艇的动力学特性、稳定性和控制,考虑坐标轴相对初始条件的运动,通常是但不一定要局限于平衡飞行.图 4.1 示意一般构型的体轴系,原点 O 固定在体心 (cv), Ox 轴与囊体的对称轴重合, Oxz 平面与飞艇的轴向对称面重合.因为吊舱的体积与艇体的体积相比可忽略不计,因此假定 cv 位于艇体的对称轴上是合理的.

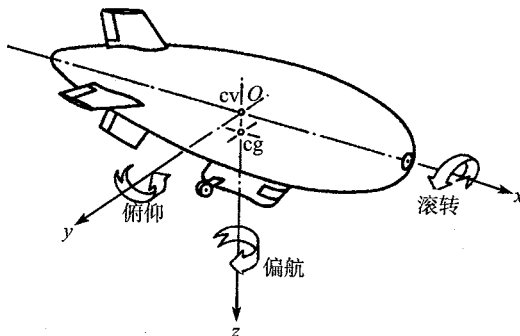


图 4.1 普通构型体轴系

直线飞行

图 4.2 示意了对应于修正的稳态直线飞行状态下的典型坐标符号.总速度和艇体姿态分别由 V_0 和 θ_e 表示.浮力 B 作用在坐标为 (b_x, b_y, b_z) 的浮心处,重力作用在坐标为 (a_x, a_y, a_z) 的重心 cg 处,总的发动机推力作用在 Ox 轴下边的一点上,但其精确位置取决于所安装的推进系统的几何形状.

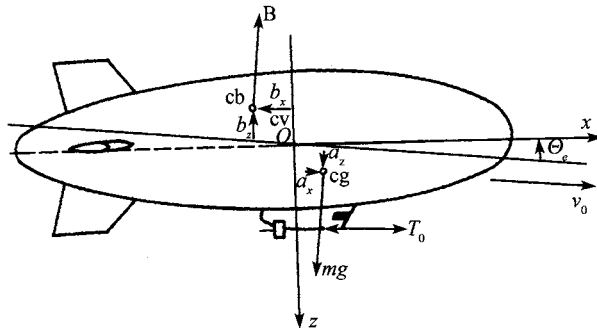


图 4.2 修正的坐标轴符号

稳态飞行总的速度 V_0 分解成三个分量 U_e, V_e, W_e , 并且

$$V_0 = (U_e^2 + V_e^2 + W_e^2)^{0.5} \quad (4.1)$$

对于扰动飞行, 对应的速度分量成为

$$U = u + U_e \quad V = v + V_e \quad W = w + W_e \quad (4.2)$$

式中, u, v, w 和 p, q, r 分别是关于修正的平衡方程的线速度和角速度的扰动分量. 因此, 在非扰动飞行中, 这些扰动变量和它们的导数都是零.

为了获得飞艇有意义的数学模型, 有必要作出一些假设, 以限定问题于实际范围并且通过减少运动方程到一个合理简单的形式来帮助理解动力学特性. 这些假设是:

- (1) 相似的飞行器动力建模方法应用;
- (2) 假定稳态低速直线飞行;
- (3) 假定大气平静;
- (4) 运动描述为一个相对初始修正飞行条件的扰动, 不一定必须很小;
- (5) 飞艇的质量保持不变;
- (6) 仅考虑刚体运动, 忽略气动弹性影响;
- (7) 飞艇关于 Oxz 平面对称, 并且 cg 位于此面, 因此 $a_y = b_y = 0$.

经典的飞艇布局, 具有 4 个互相垂直的尾翼面, 每个都包括气动舵面, 有两个独立控制的推进矢量控制单元, 安装在吊舱后部的两侧.

4.3 运动方程

运动方程遵从常规飞行器惯例, 导数符号用来描述气动效应. 一些主要区别是由于飞艇漂浮并排开大量空气这一事实. 浮力 B 和虚拟质量和惯量项是对常见飞

行器的运动方程的重要补充. 为了计算机仿真使用, Lewis, Lipscombe 和 Thomasson (1984) 发展了沉浸在流体中物体的综合数学模型, Cook(1990) 一直采用这个模型用于飞艇应用, 并提供了目前描述的基础.

可通过气动力和力矩对线性和角加速度扰动的导数描述虚拟质量和惯性作用. 因此, 对这些影响是否应该看作模型气动力描述的一部分或者看作文字上对质量和惯性的补充还有争论. 本书赞成后者, 因为在实际情况下不可能区分物理质量和惯量, 还是附加质量和惯量.

就像所说明的, 考虑由于线性轴向角速度扰动 \dot{U} 中的虚拟质量影响产生的轴向力分量:

$$\text{轴向力分量} = \frac{\partial X}{\partial \dot{U}} = \dot{X}_u \dot{U} \quad (4.3)$$

其中 \dot{X}_u 为尺寸导数符号, 通常为负值, 明显有质量单位. 因此 \dot{X}_u 和类似项在运动方程的推导中可以简单地加到质量和惯量项上, 由此可定义如下:

视质量分量:

$$m_x = m - \dot{X}_u \quad m_y = m - \dot{Y}_v \quad m_z = m - \dot{Z}_w \quad (4.4)$$

视转动惯量:

$$J_x = J_x - \dot{L}_p \quad J_y = I_y - \dot{M}_q \quad J_z = J_z - \dot{N}_r \quad (4.5)$$

视惯性积

$$\left. \begin{aligned} J_{xy} &= I_{xy} + \dot{L}_q = I_{xy} + \dot{M}_p \\ J_{xz} &= I_{xz} + \dot{N}_p = I_{xz} + \dot{L}_r \\ J_{yz} &= I_{yz} + \dot{M}_r = I_{yz} + \dot{N}_q \end{aligned} \right\} \quad (4.6)$$

现在, 由于飞艇相对 Oxz 平面对称, 那么

$$J_{xy} = J_{yz} = 0 \quad (4.7)$$

按每个自由度的牛顿第二运动定律可以推导出六自由度运动方程. 合并由飞艇对称性假设得到的简化.

因此, 力方程可以写成

纵向力:

$$\left. \begin{aligned} m_z \dot{U} + (m a_x - \dot{X}_q) \dot{q} + m_z q W - m_y r V - \\ m a_x (q^2 + r^2) - m a_z p r = X_a + X_b + X_g + X_c + X_p \end{aligned} \right\} \quad (4.8)$$

侧向力:

$$\left. \begin{aligned} m_z \dot{W} - (m a_x + \dot{Z}_q) \dot{q} + m_y p V - m_x q U + m a_x p r - \\ m a_z (p^2 + q^2) = Z_a + Z_b + Z_g + Z_c + Z_p \end{aligned} \right\} \quad (4.9)$$

法向力:

$$\left. \begin{aligned} m_y \dot{V} - (ma_z + \dot{Y}_p) \dot{p} + (ma_x - \dot{Y}_r) \dot{r} + m_x r U - m_x p W + \\ ma_x p q + ma_z q r = Y_a + Y_b + Y_g + Y_c + Y_p \end{aligned} \right\} \quad (4.10)$$

相应的力矩方程可以写为

滚动力矩:

$$\left. \begin{aligned} J_x \dot{P} - (J_y - J_z) q r - J_{xz} (\dot{r} + p q) - (ma_z + \dot{L}_v) \dot{V} - \\ ma_z (r U - p W) = L_a + L_b + L_g + L_c + L_p \end{aligned} \right\} \quad (4.11)$$

俯仰力矩:

$$\left. \begin{aligned} J_y \dot{q} + (J_x - J_z) p r - J_{xz} (r^2 - p^2) + (ma_z - \dot{M}_u) \dot{U} - \\ (ma_x + \dot{M}_w) \dot{W} - ma_x (p V - q U) + ma_z (q W - r V) = \\ M_a + M_b + M_g + M_c + M_p \end{aligned} \right\} \quad (4.12)$$

偏航力矩:

$$\left. \begin{aligned} J_z \dot{r} - (J_x - J_y) p q - J_{xz} (\dot{p} - p r) + (ma_x - \dot{N}_v) \dot{V} + \\ ma_x (r U - p W) = N_a + N_b + N_g + N_c + N_p \end{aligned} \right\} \quad (4.13)$$

在运动方程右侧的项分别是由于气动力效应、静浮力、重力、气动控制和推进产生的力和力矩分量. 在此阶段, 根据要求, 模型可以通过在运动方程的右端添加其他项扩展, 例如, 由于大气扰动产生的力和力矩分量.

$$\left. \begin{aligned} X_a = \dot{X}_u U + \dot{X}_v V + \dot{X}_w W + \dot{X}_p p + \dot{X}_q q + \dot{X}_r r = \\ \dot{X}_u U_e + \dot{X}_v V_e + \dot{X}_w W_e + \dot{X}_u u + \dot{X}_v v + \dot{X}_w w + \\ \dot{X}_p p + \dot{X}_q q + \dot{X}_r r \end{aligned} \right\} \quad (4.14)$$

或者

$$X_a = X_e + \dot{X}_u u + \dot{X}_v v + \dot{X}_w w + \dot{X}_p p + \dot{X}_q q + \dot{X}_r r \quad (4.15)$$

式中, X_e 是轴向气动力的修正平衡分量, 其余项为小扰动简化时非零的动力项. 其他方程中的气动分量可以用类似的方法确定.

因为重力 mg 和浮力 B 为静力, 所以为了简化可以方便地把它们放到一起处理. 由静力产生的力和力矩的分量产生于飞艇的姿态扰动. 以通常的方法, 用符号 ϕ, θ, ψ 表示飞艇的姿态扰动, 那么可以通过利用标准方向余弦分解地球坐标轴的

重力 mg 和浮力 B 成扰动飞艇坐标系下的力, 推导出力和力矩分量. 因此,

$$\begin{aligned}
 X_b + Y_g &= -(mg - B) \sin(\theta + \theta_e) \\
 Y_b + Y_g &= (mg - B) \sin \phi \cos(\theta + \theta_e) \\
 Z_b + Z_g &= (mg - B) \cos \phi \cos(\theta + \theta_e) \\
 L_b + L_g &= -(mga_z + Bb_z) \sin \phi \cos(\theta + \theta_e) \\
 M_b + M_g &= -(mga_z + Bb_z) \sin(\theta + \theta_e) - (mga_x + Bb_x) \cos \phi \cos(\theta + \theta_e) \\
 N_b + N_g &= (mga_x + Bb_x) \sin \phi \cos(\theta + \theta_e)
 \end{aligned} \tag{4.16}$$

气动控制面符号如图 4.3 所示, 假定垂直面被同步化, 操作起来像传统的方向舵, 同样, 水平面也被同步化, 操作起来像传统的升降舵. 因为典型情况下都是假定不考虑滚动气动控制, 所以令升降舵和方向舵表面变形角分别为 δ_e 和 δ_r , 正指向是常规的, 如图 4.3 所示.

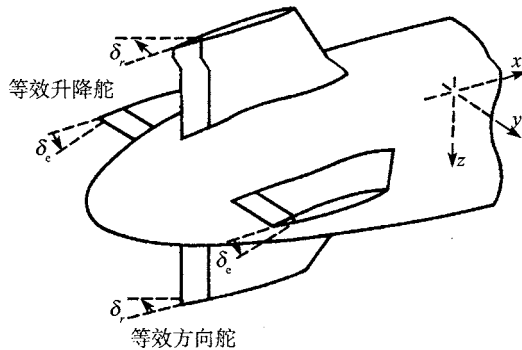


图 4.3 控制表面符号

气动力和力矩分量采用操纵面导数表示如下,

$$\left. \begin{aligned}
 X_c &= \dot{X}_e(\delta_e + \delta_r) & L_c &= 0 \\
 Y_c &= Y_\delta \delta_r & M_c &= \dot{M}_\delta \delta_e \\
 Z_c &= \dot{Z}_\delta \delta_e & N_c &= \dot{N}_\delta \delta_r
 \end{aligned} \right\} \tag{4.17}$$

假定几何和气动对称, 则

$$\left. \begin{aligned}
 \dot{Y}_\delta &= \dot{Z}_\delta, & \dot{M}_\delta &= \dot{N}_\delta
 \end{aligned} \right\} \tag{4.18}$$

并且, 为了方便, 假定修正平衡与条件 $\delta_e = \delta_r = 0$ 对应. 但并不总是这种情况, 特殊情况下, 为了修正, δ_e 可以设定在非零值. 因此, 很明显, 为反映采用的控制策略, 改

变气动控制分量的描述是很自然的事情. 通常情况下, 因为导数 \dot{X}_δ 是由于控制面的微小偏转而产生的阻力分量, 其值很小所以可忽略不计.

图 4.4 示意了典型的推进系统几何形状, 并且两个涵道风扇推进单元对称安装在吊舱后部.

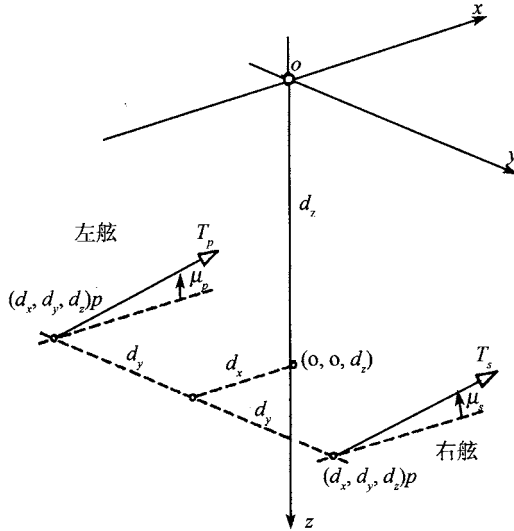


图 4.4 典型的推进系统几何构型

推力器作用点坐标为 (d_x, d_y, d_z) , 并假定在俯仰平面内的推力值 T 和方向 μ 是独立变量, 那么,

$$\begin{aligned}
 X_p &= T_s \cos \mu_s + T_p \cos \mu_p \\
 L_p &= (T_p \sin \mu_p - T_s \sin \mu_s) d_y \\
 Y_p &= 0 \\
 M_p &= T_p(d_z \cos \mu_p - d_x \sin \mu_p) + T_s(d_z \cos \mu_s - d_x \sin \mu_s) \\
 Z_p &= -T_s \sin \mu_s - T_p \sin \mu_p \\
 N_p &= (T_p \cos \mu_p - T_s \cos \mu_s) d_y
 \end{aligned} \tag{4.19}$$

对于正常的飞行, 假定推进对称并同步控制, 因此, 左、右舷在每个方面都相等, 因此有

$$\begin{aligned}
 T_p + T_s &= T_0 \\
 \mu_p + \mu_s &= 0 \\
 T_p &= T_s
 \end{aligned} \tag{4.20}$$

然后,

$$Y_p = Z_p = L_p = N_p = 0$$

$$\begin{aligned} X_p &= T_0 \\ M_p &= T_0 d_z \end{aligned} \quad (4.21)$$

或者用导数符号:

$$X_p = T_e + \dot{X}_t \delta_t, \quad M_p = T_e d_z + \dot{M}_t \delta_t \quad (4.22)$$

式中, T_e 是修正的平衡推进力, δ_t 是同步化的节流阀杠杆角关于修正安置的“扰动”。

运动方程 (4.8)~(4.22) 组合到一起, 可以描述完全耦合的飞艇的动态特性. 这个模型最适合计算机模拟, 但不易于进行数学解析, 数学解析用线性化的小扰动模型更容易完成。

4.4 线性化的运动方程

当假定飞艇的运动限定在围绕修正平衡飞行条件的小扰动时, 那么, 前面一节描述的模型可以大大简化. 特别是, 小扰动变量 u, v, w 和 p, q, r 的积和平方成为可忽略小量, 因为姿态扰动 ϕ, θ, ψ 也很小, 所以它们的正弦和余弦可以近似取为小角度. 在小扰动情况, 假定纵向和横向运动解耦也是合理的, 从而所有耦合的导数可以从方程中去掉。

4.4.1 纵向方程

因此, 线性化的纵向解耦的运动方程写为

$$\begin{aligned} & m_x \dot{u} + (ma_z - \dot{X}_q) \dot{q} \\ &= \left\{ \begin{aligned} & X_e + \dot{X}_u u + \dot{X}_w w + (\dot{X}_q - m_z W_e) q + \dot{X}_\delta (\delta_e + \delta_r) \\ & + \dot{X}_t \delta_t + T_e - (mg - B)(\sin \theta_e + \theta \cos \theta_e) \end{aligned} \right\} \\ & m_z \dot{w} - (ma_x + \dot{Z}_q) \dot{q} \\ &= \left\{ \begin{aligned} & Z_e + \dot{Z}_u u + \dot{Z}_w w + (\dot{Z}_q + m_x U_e) q + \dot{Z}_\delta \delta_e \\ & + (mg - B)(\cos \theta_e - \theta \sin \theta_e) \end{aligned} \right\} \\ & J_y \dot{q} + (ma_z - \dot{M}_u) \dot{u} - (ma_x + \dot{M}_w) \dot{w} \\ &= \left\{ \begin{aligned} & M_e + \dot{M}_u u + \dot{M}_w w + (\dot{M}_q - ma_x U_e - ma_z W_e) q \\ & + \dot{M}_t \delta_t + \dot{M}_\delta \delta_e + T_e d_z \\ & - \theta \{ (mga_z + Bb_z) \cos \theta_e - (mga_x + Bb_x) \sin \theta_e \} \\ & - (mga_z + Bb_z) \sin \theta_e - (mga_x + Bb_x) \cos \theta_e \end{aligned} \right\} \end{aligned} \quad (4.23)$$

4.4.2 修正条件

注意在修正的平衡状态, 扰动变量都为零, 纵向修正条件可减缩, 式 (4.23) 可减缩为

$$\begin{aligned} X_e + T_e - (mg - B) \sin \theta_e &= 0 \\ Z_e + (mg - B) \cos \theta_e &= 0 \\ M_e + T_e d_z - (mga_z + Bb_z) \sin \theta_e - (mga_x + Bb_x) \cos \theta_e &= 0 \end{aligned} \quad (4.24)$$

因此, 通过同时调整推力 T_e 、浮力 B 和体心 b_x, b_z 可获得修正。

4.4.3 小扰动

当合计为零的修正项从式 (4.23) 去掉时, 随之得到描述相对修正状态小扰动的线性化纵向运动方程. 以状态空间形式写出最终方程:

$$m\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{a}\mathbf{x} + \mathbf{b}u \quad (4.25)$$

式中,

$$\mathbf{x}^T = [u \ w \ q \ \theta]$$

$$\mathbf{u}^T = [\delta_e \ \delta_r]$$

$$\mathbf{m} = \begin{bmatrix} m_x & 0 & (ma_z - \dot{X}_q) & 0 \\ 0 & m_z & -(ma_x + \dot{Z}_q) & 0 \\ (ma_z - \dot{M}_u) & -(ma_x + \dot{M}_w) & J_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{b} = \begin{bmatrix} \dot{X}_\delta & \dot{X}_t \\ \dot{Z}_\delta & 0 \\ \dot{M}_\delta & \dot{M}_t \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{a} = \begin{bmatrix} \dot{X}_u & \dot{X}_w & (\dot{X}_q - m_z W_e) & -(mg - B) \cos \theta_e \\ \dot{Z}_u & \dot{Z}_w & (\dot{Z}_q + m_x U_e) & -(mg - B) \sin \theta_e \\ \dot{M}_u & \dot{M}_w & (\dot{M}_q - ma_x U_e - ma_z W_e) & -\{(mga_z + Bb_z) \cos \theta_e \\ & & & -(mga_x + Bb_x) \sin \theta_e\} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

用矩阵 \mathbf{m} 的逆左乘状态方程, 可将其减缩为经典状态方程:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}u \quad (4.26)$$

式中, 在此情况下, 可以方便地写为

$$A = m^{-1}a = \begin{bmatrix} x_u & x_w & x_q & x_\theta \\ z_u & z_w & z_q & z_\theta \\ m_u & m_w & m_q & m_\theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = m^{-1}b = \begin{bmatrix} x_\delta & x_t \\ z_\delta & 0 \\ m_\delta & m_t \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

4.4.4 横向方程

类似地可以推导出线性化的横向运动方程:

$$\begin{aligned} & m_y \dot{v} - (ma_z + \dot{Y}_p) \dot{p} + (ma_x - \dot{Y}_r) \dot{r} \\ & = \left\{ \begin{array}{l} Y_e + \dot{Y}_v v + (\dot{Y}_p + m_z W_e) p + (\dot{Y}_r - m_x U_e) r \\ + \dot{Y}_\delta \delta_r + (mg - B) \phi \cos \theta_e \end{array} \right\} \\ & J_z \dot{r} - J_{xz} \dot{p} + (ma_x - \dot{N}_v) \dot{v} \\ & = \left\{ \begin{array}{l} N_e + \dot{N}_v v + (\dot{N}_p + ma_x W_e) p + (\dot{N}_r - ma_x U_e) r \\ + \dot{N}_\delta \delta_r + (mga_x + Bb_x) \phi \cos \theta_e \end{array} \right\} \quad (4.27) \\ & J_x \dot{p} - J_{xz} \dot{r} - (ma_z + \dot{L}_v) \dot{v} \\ & = \left\{ \begin{array}{l} L_e + \dot{L}_v v + (\dot{L}_p - ma_z W_e) p + (\dot{L}_r + ma_z U_e) r \\ - (mga_z + Bb_z) \phi \cos \theta_e \end{array} \right\} \end{aligned}$$

4.4.5 横向修正条件

像以前一样, 通过设定所有小扰动变量为零, 可以确定横向修正条件. 那么, 式 (4.27) 减缩为

$$Y_e = L_e = N_e = 0 \quad (4.28)$$

因此, 在修正的直线飞行状态, 残余横向侧向力、偏航力矩和滚转力矩都为零.

4.4.6 小扰动

描述围绕修正状态的小扰动的线性化横向运动方程, 可以通过式 (4.27) 中的零修正项获得. 以状态空间形式写出方程为

$$m\dot{x} = ax + bu \quad (4.29)$$

式中, 对于横向运动,

$$\mathbf{x}^T = [v \ p \ r \ \phi], \quad \mathbf{u}^T = [\delta_r]$$

$$\mathbf{m} = \begin{bmatrix} m_y & -(ma_z + \dot{Y}_p) & (ma_x - \dot{Y}_r) & 0 \\ -(ma_z + \dot{L}_v) & J_x & -J_{xz} & 0 \\ (ma_x - \dot{N}_v) & -J_{xz} & J_z & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{b} = \begin{bmatrix} \dot{Y}_\infty \\ 0 \\ \dot{N}_\infty \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{a} = \begin{bmatrix} \dot{Y}_v & (\dot{Y}_p + m_z W_e) & (\dot{Y}_r - m_x U_e) & (mg - B) \cos \theta_e \\ \dot{L}_v & (\dot{L}_p - ma_z W_e) & (\dot{L}_r + ma_z U_e) & -(mga_z + Bb_z) \cos \theta_e \\ \dot{N}_v & (\dot{N}_p + ma_x W_e) & (\dot{N}_r - ma_x U_e) & (mga_x + Bb_x) \cos \theta_e \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

同样地, 用矩阵 \mathbf{m} 的逆左乘状态方程可以将其减缩为经典的状态方程:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} \quad (4.30)$$

式中, 在横向情况, 方便地写成

$$\mathbf{A} = \mathbf{m}^{-1}\mathbf{a} = \begin{bmatrix} y_v & y_p & y_r & y_\phi \\ l_v & l_p & l_r & l_\phi \\ n_v & n_p & n_r & n_\phi \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B} = \mathbf{m}^{-1}\mathbf{b} = \begin{bmatrix} y_\delta \\ 0 \\ n_\delta \\ 0 \end{bmatrix}$$

在推导上述线性化解耦的轴向和横向小扰动运动方程中, 注意下列各点:

(1) 通过有因次导数除以质量和转动惯量项获得的矩阵 \mathbf{A} 和 \mathbf{B} 中的导数, 被称为正则导数, 并以小写字母表示, 相应的方程定义为正则式。

(2) 运动方程包括附加小扰动方程:

$$\dot{\theta} = q, \quad \dot{\phi} = p \quad (4.31)$$

因为用矩阵法求解方程时, 需要规范状态矩阵 \mathbf{A} 的形式。

(3) 如果假定水平飞行, 运动方程可以进一步简化, 这样修正飞艇: $\theta_e = 0$, 假定中心浮力, 那么 $mg = B$ 。

4.5 动力学稳定性分析

飞艇的稳定性和控制特性的综合研究只有通过非线性计算机仿真才能完成, 就像 Gomes(1990) 所进行的研究. 然而, 通过飞行小扰动运动方程可以获得有用的初始研究. 因为方程为线性的, 因此, 它们的解很方便地提供了传递函数, 并可以借助各种计算机软件工具进行分析. 然而, 必须认识到: 基于这样的分析, 飞艇稳定性和控制特性的认识实际上仅限于围绕选定修正条件的小扰动. 认识的保真度与解的价值会随着扰动的幅值增加而恶化.

容易求解具有精确解的状态方程获得相应传递函数. 因为求解涵盖了矩阵的代数运算, 必须先获得假定零初始条件下状态方程的拉氏变换,

$$s\mathbf{x}(s) = \mathbf{A}\mathbf{x}(s) + \mathbf{B}\mathbf{u}(s) \quad (4.32)$$

因为我们感兴趣的运动定义为围绕稳态数据修正状态的小扰动, 因此假定零初始条件是合理的. 容易得到状态方程的解如下:

$$\mathbf{x}(s) = (s\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1}\mathbf{B}\mathbf{u}(s) = \mathbf{G}(s)\mathbf{u}(s) \quad (4.33)$$

式中, \mathbf{I} 是单位矩阵, $\mathbf{G}(s)$ 是传递函数矩阵, 且典型形式如下:

$$\mathbf{G}(s) = \frac{\mathbf{N}(s)}{\Delta(s)} \quad (4.34)$$

式中, $\Delta(s) = \det(s\mathbf{I} - \mathbf{A})$ 是特征多项式, 传递函数的分母. 还有, $\Delta(s) = 0$ 定义特征方程, 其零解或 \mathbf{A} 的等价特征值提供了稳定性的完整描述. 多项式矩阵 $\mathbf{N}(s)$ 包含整个一组传递函数分子多项式, 多项式与状态矢量 $\mathbf{x}(s)$ 中的每个变量有关, 状态矢量 $\mathbf{x}(s)$ 对应输入矢量 $\mathbf{u}(s)$ 中的每个控制变量.

例 1 质量为 86 800kg, 以 39kn(39 海里/小时) 的速度在海平面飞行的中心漂浮非硬飞艇, 其纵向状态方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.0234 & -0.025 & 8.3753 & 0.8264 \\ 6.277E-4 & -0.1485 & 25.014 & -0.0057 \\ 8.287E-5 & 0.0026 & -0.8711 & -0.086 \\ 0 & 0 & 1.0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.5008 & 9.64E-3 \\ -0.7604 & 6.75E-6 \\ -0.0521 & 1.015E-4 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_t \end{bmatrix} \quad (4.35)$$

传递函数分子的矩阵形式为

$$N(s) = \begin{bmatrix} 0.501(s+0.19)(s^2+2.42E-4s+3.15E-5) \\ -0.76(s+0.0226)(s+0.0335)(s+2.551) \\ -0.052s(s+0.0226)(s+0.1865) \\ -0.052(s+0.0226)(s+0.1865) \\ 9.64E-3(s+0.95)(s^2+0.16s+0.0148) \\ 6.75E-6(s+0.0092)(s+0.024)(s+378.2) \\ 1.016E-4s(s+0.0327)(s+0.147) \\ 1.016E-4(s+0.0327)(s+0.147) \end{bmatrix} \quad (4.36)$$

传递函数特征多项式为

$$\Delta(s) = (s+0.0226)(s+0.8634)(s^2+0.157s+0.0148) \quad (4.37)$$

因此,容易得到响应传递函数.例如,对于升降舵的俯仰姿态响应可以给出如下:

$$\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-0.052(s+0.0226)(s+0.1865)}{(s+0.0226)(s+0.8634)(s^2+0.157s+0.0148)} \text{rad/rad} \quad (4.38)$$

并且,可以给出对于推力的速度响应:

$$\frac{u(s)}{\delta_t(s)} = \frac{9.64E-3(s+0.95)(s^2+0.16s+0.0148)}{(s+0.0226)(s+0.8634)(s^2+0.157s+0.0148)} (\text{m/s})/\text{kN} \quad (4.39)$$

很显然,这两个传递函数都可以通过近似的极点和零点互消,进行简化.

例 2 对于相同飞行条件下的同一飞艇,横向状态方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.1355 & -1.4031 & 8.0994 & -2.9513 \\ -0.0035 & -0.2509 & 1.0964 & -0.5277 \\ -0.0046 & -0.0038 & -0.9276 & -0.0070 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.9283 \\ 0.0092 \\ -0.0609 \\ 0 \end{bmatrix} \delta_r \quad (4.40)$$

传递函数分子的矩阵形式为

$$N(s) = \begin{bmatrix} 0.928(s+0.6)(s^2+0.034s+0.67) \\ 0.0092s(s+0.217)(s+6.805) \\ -0.061(s+0.18)(s^2+0.275s+0.524) \\ 0.0092(s+0.217)(s-6.805) \end{bmatrix} \quad (4.41)$$

特征多项式为

$$\Delta(s) = (s+0.128)(s+0.893)(s^2+0.293s+0.543) \quad (4.42)$$

例如, 同样可以给出偏航速度响应对方向舵偏航速率的传递函数为

$$\frac{r(s)}{\delta_r(s)} = \frac{-0.061(s+0.18)(s^2+0.275s+0.524)}{(s+0.128)(s+0.893)(s^2+0.293s+0.543)} (\text{rad/s})/\text{rad} \quad (4.43)$$

同样, 这个传递函数都可以通过近似的极点和零点互消, 进行简化.

例 1 说明, 通常情况下, 纵向特征方程有两个实根和一对复根, 每个根描述一种稳定模态. Lipscombe(1988) 利用一个典型飞艇的数据进行了状态矩阵的数值特性分析, 这对稳定性模态的性质有了相当深的了解. 随后 Gomes(1990) 说明研究的结论与观测到飞艇稳定性特性非常一致.

从悬停到各种飞行速度, 式 (4.26) 中的纵向状态矩阵可以通过式 (4.44) 近似:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} x_u & 0 & 0 & 0 \\ 0 & z_w & z_q & 0 \\ 0 & m_w & m_q & m_\theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.44)$$

无严重的扰动时, 特征方程的零点为

$$\Delta(s) = \det(s\mathbf{I} - \mathbf{A}) = 0 \quad (4.45)$$

简化的状态矩阵 \mathbf{A} 的特征值分析能够对稳定性模态做一个近似的描述.

浪涌模态可以通过 $\Delta(s)$ 的一个实根描述, 并通过 $(s - x_u)$ 近似定性. 速度随时间变化的常量 $T_s = -1/x_u$ 指数下降时, 出现这种模态. 因为 x_u 是由速度引起的阻力变化的度量, 所以它通常很小且为负, 因此, 这种模态对于长时间常量通常是稳定的.

升沉状态的浮升模态由 $\Delta(s)$ 的第二个实数根描述, 并由 $(s - z_w)$ 近似表征. 然而, 随着速度增加, 这种模态发散成俯仰衰减, 在更高速度下该模式由 $(s - m_q)$ 表征.

悬停状态在法向速度随时间常数 $T_h = -1/z_w$ 呈指数下降时出现. 因为在这种条件下 z_w 是由法向速度产生的阻力分量, 所以它为负值且此模态稳定. 随着速度增加, z_w 将包括增加的附加的气动影响, 此影响是由法向速度产生的艇体升力产生的. 因此, 在较低的速度下, 此模态的出现更像具有较短时间常数的稳定迎角下降, 因为 z_w 的值以负向增加, 因而可以提高稳定性. 在较高速度时, 俯仰阻尼效应开始主导模态特性, 并且它趋向于一个具有时间常数 $T_h = -1/m_q$ 的稳定俯降. 通常模态由 $\Delta(s)$ 两个实根中的较大者描述.

纵向摆动模态由 $\Delta(s)$ 的一对复根描述, 它为阻尼二阶摆动, 在悬停状态它由 $(s^2 - m_q s - m_\theta)$ 近似表征. 在悬停状态, 此模态是简单的俯仰摆动, 但随着速度的

增加, 它变成更复杂的俯迎角摆动, 同俯仰衰减模态相互作用, 可由式 (4.46) 表征:

$$\left\{ s^2 + \left(\frac{z_q m_w - z_w m_q + m_\theta}{m_q} \right) s + \frac{m_\theta z_w}{m_q} \right\} \quad (4.46)$$

此模态随俯仰中的稳定低频率摆动而出现. 然而, 在悬停状态, 气动阻尼自然非常低, 而且此模态近似中性稳定, 随着速度增加, 阻尼比快速增加到最高速度下的 0.6 区间中的一个值.

例 3 上面描述的近似纵向模态的有效性通过应用其到状态矩阵例 1 很容易得到证明. 近似稳定模态与精确解比较如表 4.1 所示.

表 4.1 纵向稳定性模态

中心浮力 -86800kg 质量 - 39 节速度 - 海平面				
纵向稳定模态	精确解		近似解	
	根	特性	根	特性
浪涌	(s+0.0226)	定常 $T_s = 44.25\text{sec}$	(s+0.0234)	定常 $T_s = 42.74\text{sec}$
升沉	(s+0.8634)	定常 $T_h = 1.16\text{sec}$	(s + 0.8625)	定常 $T_h = 1.16\text{sec}$
摆动	$\begin{pmatrix} s^2 + 0.157s \\ +0.0148 \end{pmatrix}$	定常 $\omega_p = 0.12\text{rad/s}$ $\zeta_p = 0.65$	$\begin{pmatrix} s^2 + 0.157s \\ +0.0148 \end{pmatrix}$	定常 $\omega_p = 0.12\text{rad/s}$ $\zeta_p = 0.65$

例 2 说明, 就像纵向特性方程, 横向特性方程也有二个实根和一对复根. 就像纵向稳定性那样, 为了识别稳定性的近似描述, Lipscombe(1988) 已经分析横向状态矩阵, Gomes(1990) 已证明结果与观察的飞艇稳定特性吻合.

对于从悬停开始的所有速度, 横向状态矩阵式 (4.30) 可近似表达为

$$A = \begin{bmatrix} y_v & 0 & y_r & y_\theta \\ l_v & l_p & l_r & l_\phi \\ n_v & 0 & n_r & n_\phi \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.47)$$

没有严重的扰动, 特征方程的零点为

$$\Delta(s) = \det(sI - A) = 0 \quad (4.48)$$

进一步, 在悬停状态, l_p 和 l_r 也可忽略. 简化的状态矩阵 A 的特征值分析能够对稳定性模态做近似描述.

偏航衰减模态由一个 $\Delta(s)$ 的实根描述, 并且在悬停状态, 它由式 (4.49) 近似表征:

$$s - \left[n_r + \left(\frac{n_\phi l_v - n_v l_\phi}{y_v l_\phi - y_\phi l_v} \right) y_r \right] \quad (4.49)$$

随着速度增加, 此模态特性变成 $(s - y_v - n_r)$. 指数下降的近似时间常数, 通常是定常的, 可由式 (4.50) 给出:

(1) 在悬停状态

$$T_y = \frac{-1}{\left\{ n_r + \left(\frac{n_\phi l_v - n_v l_\phi}{y_v l_\phi - y_\phi l_v} \right) y_r \right\}} \quad (4.50)$$

(2) 快速状态

$$T_y = \frac{-1}{(y_v + n_r)} \quad (4.51)$$

在悬停状态 T_y 的确非常大, 实际上表明了适合所有实际目的的中立稳定性, 但 T_y 随速度快速减少到在较高速度下的秒级量值. 因为模态特性大大依赖于偏航阻尼导数 n_r , 所以观测完全与速度产生的偏航阻尼的增加一致.

侧滑衰减模态由 $\Delta(s)$ 的第二个实根描述, 在悬停状态, 它由式 (4.52) 近似表征,

$$\left(s - y_v - \frac{y_\phi l_v}{l_\phi} \right) \quad (4.52)$$

随着速度的增加, 模态特性变成这样: y_v 趋于 y'_v , y_ϕ 趋于 y'_ϕ , 式 (4.52) 中,

$$y'_v = y_v - \left(\frac{y_r n_v}{n_r} \right) \quad \text{和} \quad y'_\phi = y_\phi - \left(\frac{y_r n_\phi}{n_r} \right) \quad (4.53)$$

该模态出现横向速度以近似时间常数呈稳定指数下降时.

(1) 悬停状态

$$T_v = - \left(\frac{l_\phi}{y_v l_\phi + y_\phi l_v} \right) \quad (4.54)$$

(2) 快速状态

$$T_v = - \left(\frac{l_\phi n_r}{n_r (y_v l_\phi + y_\phi l_v) - y_r (n_v l_\phi + n_\phi l_v)} \right) \quad (4.55)$$

同样地, 在悬停状态, T_v 非常大, 该模态近似中立稳定. 随着速度增加, T_v 快速地减少到 5s 量级的一个值, 因此, 侧滑衰减由 $\Delta(s)$ 的两个实根中较小者表征.

振荡滚转模态由 $\Delta(s)$ 的一对复根描述, 在悬停状态, 它由下式近似表征,

$$\left\{ s^2 - \left(\frac{y_\phi l_v}{l_\phi} \right) s - l_\phi \right\}$$

在快速状态, 由式 (4.56),

$$\left\{ s^2 - \left(l_p \frac{y'_\phi l_v}{l_\phi} \right) s - l_\phi \right\} \quad (4.56)$$

式(4.56)中, y'_ϕ 在上面的侧滑衰减模态下定义. 该模态通常随滚动中的摆动振荡出现, 摆动振荡由总是为负的 l_ϕ 定义的稳心高度引起. 因为固有的气动滚动阻尼 l_p 通常非常小, 所以有用阻尼的大部分是由侧滑力 l_v 产生的滚动力矩与由滚动角产生的侧向力 y_ϕ 共同提供.

$$\left(\frac{y_\phi l_v}{l_\phi}\right) < 0 \text{ 或 } \left(l_p + \frac{y'_\phi l_v}{l_\phi}\right) < 0 \quad (4.57)$$

并且, 这在很大程度上取决于 y_ϕ 的大小和正负. 此近似的分析表明当飞艇漂浮时, y_ϕ 正在趋于稳定, 或者与此相反. 然而, Gomes(1990) 已说明, 通常此模态从正的经过中立到负的浮力工作范围保持稳定.

例 4 上面描述的近似横向模型的有效性也容易通过应用它到例 2 的状态矩阵所证明. 近似稳定模态与精确解的比较如表 4.2 所示.

表 4.2 横向稳定模态

中心的浮力 -86 800kg 质量 - 39 节速度 - 海平面				
横向稳定模态	精确解		近似解	
	根	特性	根	特性
偏航衰减	$(s+0.893)$	定常 $T_y = 1.12s$	$(s+0.904)$	定常 $T_y = 1.11s$
侧滑衰减	$(s+0.1280)$	定常 $T_v = 7.80s$	$(s + 0.1252)$	定常 $T_v = 7.99s$
滚动振荡	$(s^2 + 0.293s + 0.543)$	定常 $\omega_r = 0.74rad/s$ $\zeta_r = 0.20$	$(s^2 + 0.285s + 0.551)$	定常 $\omega_r = 0.74rad/s$ $\zeta_r = 0.19$

很明显, 对于纵向和侧向动力学, 近似的和精确的稳定模态的对比非常好. 然而, 尽管可能对确认计算机程序的输出有帮助, 近似的模型对产生数值解不是特别有用. 近似模型的实数值可识别那些气动稳定性导数, 这些导数在确定飞艇动力学响应特性时占主导地位. 进一步, 有关导数的分析能够识别与特定模态特性有关的气动、质量和转动惯量特性.

4.6 控制和响应

为了说明飞艇的控制和响应特性, 利用前面描述的例子很方便. 尽管这些例子是关于非常大的非硬飞艇, 但响应特性对许多飞艇相当典型. 然而, 通常期望较小的飞艇对控制响应稍快一些.

图 4.5 示意了对升降舵的纵向响应, 输入指令是一个 $0.2rad(11.5^\circ)$ 升降舵步长, 因而引起鼻端下降响应. 从动力学特性分析, 该输入量是比较大的, 因为范围从 $0.26\sim 0.35rad$ 的角度变化会引起舵面操纵效率的减小, 进而导致失速. 仿真表明响应量的幅值很小, 并且从瞬态到稳定下来所花的时间在分钟级. 这揭示了纵向的操

纵性能低和相当迟缓的响应特性. 飞艇像例 3 所预计的那样相当稳定. 如图 4.5 示, 确定瞬态特性的稳定模态可直观地显示在响应曲线上.

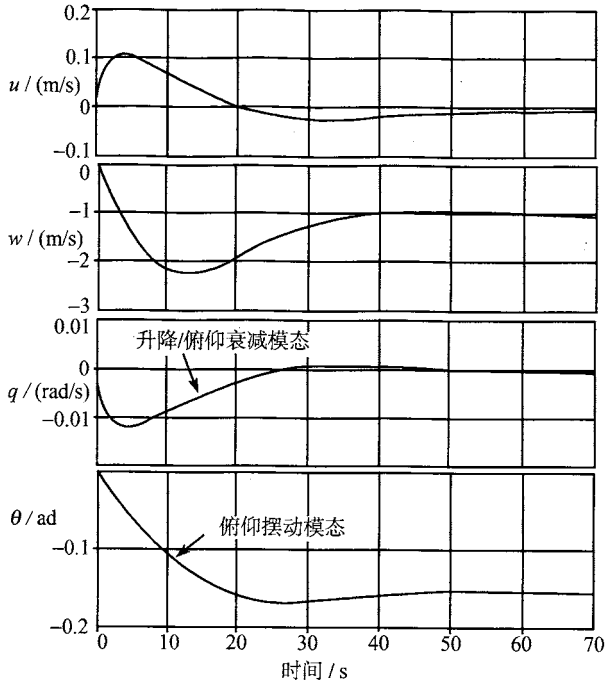


图 4.5 0.2rad 升降舵步长输入下的纵向响应

由于对升降舵的响应主要是俯仰, 所以分析例 1 的合理的传递函数具有指导性.

$$\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-0.052(s + 0.0226)(s + 0.1865)}{(s + 0.0226)(s + 0.8634)(s^2 + 0.157s + 0.0148)} \text{rad/rad} \quad (4.58)$$

浪涌模态极点 $(s + 0.0226)$ 可与 $\theta(s)$, $q(s)$ 和 $w(s)$ 传递函数中的分子零点互消, 意味着此模态可从俯仰角运动中解耦, 因此, 不出现在响应中. $u(s)$ 传递函数分子含有数值很小的可由 s^2 近似的偶对复数零点. 尽管沉浮模态描述了速度响应特性, 但它几乎可由某一零点互消. 这意味着浪涌模态主要不是由升降舵输入激起. 这并不意外, 因为升降舵偏转产生俯仰力矩响应, 伴随着非常小的阻力增量, 这个小的阻力增量激发了浪涌模态.

由极点 $(s + 0.8634)$ 描述的升沉/俯仰衰减降模态, 对驾驶员来说, 似乎是俯仰响应中的一个短时间常量滞后. 这非常清晰可见, 如图 4.5 所示的俯仰速率 q 响应的起始指数增加.

纵向振荡模态由复数偶极点 $s^2 + 0.157s + 0.0148$ 描述, 并且, 所有响应变量对

驾驶员来说像振荡时的良好二阶阻尼, 尽管它可能如所期望的那样, 俯仰姿态 θ 响应最明显.

对于 5kN 推力增量的纵向响应如图 4.6 所示. 很清楚, 尽管发动机适当地安装在重心下面, 但对于推力变化的俯仰响应非常小. 如所期望的那样, 唯一重要的响应是速度 u . 同样, 响应的一般幅值和时间尺度证实纵向控制功率低影响迟缓.

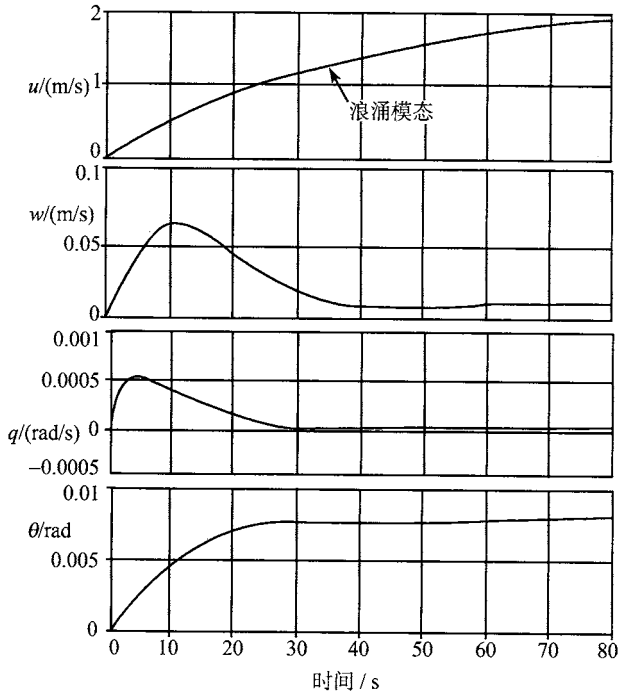


图 4.6 对于 5kN 推力增量的纵向响应

上例 1 中速度对推力的传递函数为

$$\frac{u(s)}{\delta_t(s)} = \frac{9.64E - 3(s + 0.95)(s^2 + 0.16s + 0.0148)}{(s + 0.0226)(s + 0.8634)(s^2 + 0.157s + 0.0148)} \text{ (m/s)/kN} \quad (4.59)$$

或非常近似为

$$\frac{u(s)}{\delta_t(s)} = \frac{0.01}{(s + 0.0226)} \text{ (m/s)/kN} \quad (4.60)$$

因此速度变化是对推力的主要响应, 它完全由浪涌模态的滞后量确定, 相应的指数响应可在图 4.6 中非常清晰地看出.

例 1 中给出的剩余纵向推力传递函数的分析表明在各种情况下浪涌模态的极点由分子零点近似互消. 这简单地证明了早期的观测即浪涌模态可大大地从俯仰

角运动中解耦. 剩余纵向模态在图 4.6 中所示的 θ, q 和 w 响应中相当明显. 然而, 它们的瞬态幅值非常小, 说明对推力变化相当不敏感.

对于 0.2rad 步长方向舵控制输入的横向响应如图 4.7 所示. 同样, 在气动项中这是一个相当大的输入, 因为响应幅值非常小, 所以很明显方向舵控制效率低. 然而, 瞬态在大约 30s 内平静下来, 说明横向响应于纵向响应相比稍缓慢一些. 尽管一些模态耦合明显. 但是横向稳定性模态如图 4.7 所示, 响应相当明显. 多数飞行器都存在非常典型的不同程度的横向模态耦合.

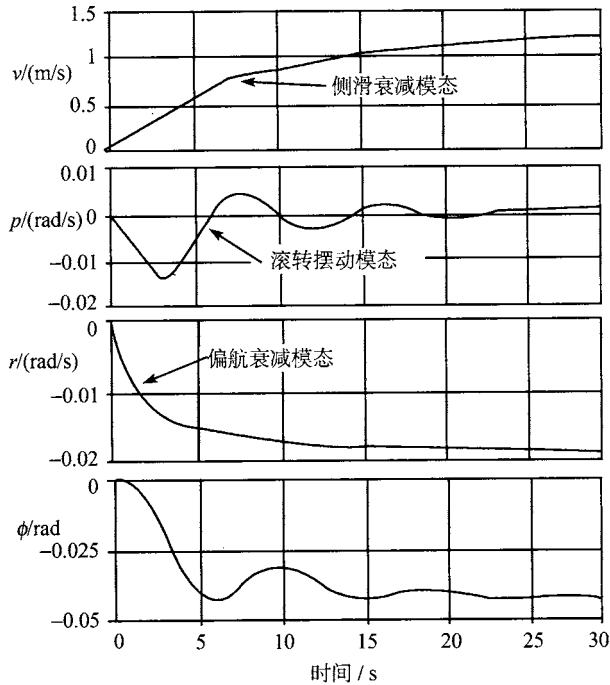


图 4.7 对于 0.2rad 方向舵步长输入的横向响应

例 2 中侧滑响应对方向舵传递函数为

$$\frac{v(s)}{\delta_r(s)} = \frac{0.928(s+0.6)(s^2+0.034s+0.67)}{(s+0.128)(s+0.893)(s^2+0.293s+0.543)} / (\text{m} \cdot \text{s}^{-1} \cdot \text{rad}^{-1}) \quad (4.61)$$

或非常近似为

$$\frac{v(s)}{\delta_r(s)} = \frac{0.928}{(s+0.128)} / (\text{m} \cdot \text{s}^{-1} \cdot \text{rad}^{-1}) \quad (4.62)$$

因此, 对方向舵的侧滑响应由侧滑下降模态控制, 相应的指数特性如图 4.7 所示非常明显.

类似地, 例 2 中偏航速度响应对方向舵传递函数为

$$\frac{r(s)}{\delta_r(s)} = \frac{-0.061(s+0.18)(s^2+0.275s+0.524)}{(s+0.128)(s+0.893)(s^2+0.293s+0.543)} (\text{rad/s})/\text{rad} \quad (4.63)$$

或非常近似为

$$\frac{r(s)}{\delta_r(s)} = \frac{-0.061}{(s+0.893)} (\text{rad/s})/\text{rad} \quad (4.64)$$

在这个例子中, 偏航速度响应由偏航下降模态控制, 迟缓特性在图 4.7 中清晰可见.

由复数偶极 ($s^2 + 0.293s + 0.543$) 描述的滚转振荡模态, 如所期望的那样, 不但在滚转速度响应而且在滚转姿态响应中清晰可见. 例 2 中合适的传递函数的分析表明测滑衰减模态可近似取消, 这意味着它对滚转响应的作用可忽略不计. 这不是具有偏航衰减模态的情况, 迟缓特性与滚转响应有一点耦合在一起, 但图 4.7 中不是特别明显.

在悬停状态的控制和响应不同于正常飞行状态, 因为一般情况下, 仅要求在出现大气扰动或者开始转换的正常飞行时才进行维持悬停. 很明显, 在悬停状态不存在气动控制, 并且对瞬态响应动力学的气动作用小得可忽略不计. 因此, 在悬停状态只能通过推力矢量和差动推力控制才能取得有效控制. 然而, 据报道在最近的飞行试验中, 在各种速度低至 2 到 3 节下有明显的气动控制可利用. 在悬停状态下的控制和响应分析与上面描述的相比需要更详细的线性化模型. 特别是, 式 (4.19)~(4.22) 中推导的推力模型必须包含在线性模型中以明确地保持推力控制变量.

在悬停状态下的动力学响应由稳定性模态表征, 而稳定性模态又由气动特性确定. 因为气动作用小得可忽略, 所以不但纵向而且横向稳定性模态仅是边界定常. 因此, 不但纵向而且横向非振荡稳定性模态具有以小时而不是秒测量的时间常量! 类似地, 振荡稳定性模态的气动阻尼可忽略. 对于上面讨论的飞艇例子, 在悬停状态, 纵向振荡模态具有 0.29rad/s 的频率, 滚转振荡具有 0.73rad/s 的频率和接近零的阻尼比. 这些频率和例 3 和例 4 中给定的频率比较清楚地表明虚拟惯性效应对纵向动力学特性有重要影响, 对横向动力学特性无重要影响.

可以得出结论: 对实际驾驶飞艇的驾驶员来说, 飞艇在悬停状态似乎中立稳定. 仅重要的明显的响应动力学是无阻尼振荡模态. 对于分析, 式 (4.44)~(4.57) 所描述的近似模型提供了悬停状态稳定性特性的充分描述.

Gomes 研究了相对中性浮力条件飞艇质量的典型变化范围内非中立的浮力影响. 通常发现最后的控制、稳定性和响应的变化可忽略. 然而, 在非中性浮力状态, 有必要修正飞艇以便产生平衡中立和浮力之间差别的气动升力. 这又产生了性能上的理所当然的附加阻力消耗.

4.7 自动飞行控制

迄今所知,自动飞行控制系统在飞艇上没有广泛应用,包括在过去大约 20 年间发展的现代飞艇——非硬飞艇。Sentinel 1000 原型飞艇是个例外,它是美国海军战役早期预警雷达平台的技术演示样机。该飞艇的设计从开始就是为了发挥使用先进技术飞行控制系统概念带来的好处。早期的报告认为 Sentinel 1000 飞艇的稳定性和控制特性优于绝大多数以前的不含有任何形式的自动飞行控制的飞艇设计。

重要的是认识到飞行控制系统仅在其物理特性、控制的数量和类型以及控制功率界定的范围内修改飞艇的飞行性能。特殊的,气动控制在低速时不是非常有效,这限制了自动控制的范围。低控制效率意味着对于给定系统性能的高控制系统增益,这又导致一个问题,即机动飞行中控制系统的有效性和系统出现故障时的安全性。此外,在各种速度之下包括系统的完全自动控制将要求除了平常的气动面以外推力和推力矢量的自动控制。

用电传或光传飞行控制 (FBW) 系统代替基本的机械控制可以在相当大的范围内提高基本的飞行和操纵性能。机械系统严重的运动损失已严重降低了早期飞艇有限的控制效率,恶化了操纵性能。例如, Sentinel 1000 飞艇安装有光传飞行控制系统,驾驶员称,优良的操纵性能非常引人注目,并且在各种速度下对驾驶输入的响应也一直很明显。因此,这个消息对未来的飞艇设计者是很明晰的。

自动飞行控制系统的安装使整个设计过程需要更多新的考虑。因为基本的飞行控制系统包括新颖的控制接收器、数字计算机、液力或电控舵面和人工感觉系统,所以牵扯到安全性的变得非常重要。然而,如此一些系统已经成功地用于飞机,技术是现成的,能够以相对较低的研发成本开发用于飞艇。

当飞艇安装有 FBW 系统时,为了提高控制和稳定性而扩展系统功能是相对简单的事情。添加运动传感器,如滚转、俯仰和偏航速度陀螺,能够形成反馈闭环控制。可通过设计反馈增益来达到期望的增稳和提高响应特性。注意完全的三轴增稳要求相应的副翼与升降舵和方向舵的联动控制。另外,除了增稳,为了直接改善操纵性能,控制响应能够单独提高。这也可以通过驾驶员的指令进行滤波获得。应用这些简单但有力的技术对于将来飞艇发展有重大的启示,这些技术能够提高飞艇的操纵性能,减少驾驶员的工作负荷,并拓宽了飞行包线,来执行一些迄今认为不可能的飞行条件下的任务。

为了进一步提高飞艇操纵性能,自动飞行控制系统也能包括自动驾驶功能。像速度保持这样的简单自动驾驶模式减轻了驾驶员单调的飞行任务,然而,复杂的模式如自动飞行轨迹控制能够在各种环境下精确地控制飞艇飞行,这些情况由驾驶员来完成可能是不实际或不合适的。多数自动驾驶功能要求安装适当的传感器和扩展

飞行控制的计算机能力. 然而, 就像前面所描述的飞行控制系统一样, 技术是存在的并且容易用于飞艇. 能预见的困难似乎是受到限制的气动控制效率, 因为这可能限制自动驾驶性能. 因此, 除了最简单的自动模式, 自动推力控制很可能是所有控制中的基本特征.

4.8 飞行和操纵性能

飞艇飞行品质准则没有优先发展到其他飞行器所达到的标准. 传统上, 飞行似乎完全由飞艇基本的气动稳定性和控制特性所决定, 因为它相当稳定因而安全, 所以这一直被认为是可接受的. 现在, 毫无疑问, 在飞艇上应用先进的飞行控制技术能够带来真正的好处. 然而, 该学科还处于摇篮期, 在一些领域和突出的需求上要提高对飞艇飞行品质的认识. 特别是, 需要识别和定量那些被认为决定什么是精良飞行品质的参数.

因为飞行控制系统对整个飞艇性能带来额外的动力学, 所以它由今天所谓的高阶系统所表征. 装备高阶系统后, 不可能为了满足经典的标准而期望简单地通过提高稳定性和改善控制来获得优异的飞行品质. 适合于传统飞行器的先进技术 — 飞行控制系统的设计师已经提到此问题, 新的解决方法和标准即将出现. Gomes(1990)评价了许多相关标准对飞艇的适用性. 他得出结论: 基本原理非常适用, 但定量的标准不是. 因此, 如果最好的研究是将来制造出先进技术飞艇, 那么激动人心的研究挑战正在引人注意.

参 考 文 献

- Bairstow, L. (1920). *Applied Aerodynamics*. London: Longmans, Green and Co.
- Cook, M.V. (1990). *The Linearised Small Perturbation Equations of Motion for an Airship*. College of Aeronautics Report, Cranfield Institute of Technology.
- Gomes, S.B.V. (1990). *An Investigation of the Flight Dynamics of Airships with Application to the YEZ-2A*. College of Aeronautics Ph.D. thesis, Cranfield Institute of Technology.
- Lewis, D.J., Lipscombe, J.M. & Thomasson, P.G. (1984). *The Simulation of Remotely Operated Underwater Vehicles*. Proc. ROV'84 Conference and Exposition, The Marine Technology Society, San Diego, California.
- Lipscombe, J.M. (1988). Unpublished Communication. College of Aeronautics, Cranfield Institute of Technology.

符 号

A 状态矩阵
 B 输入矩阵

N 偏航力矩
 T 推力

B 浮力	T 时间常数
G 传递函数矩阵	U 轴向速度
I 单位矩阵	V 横向速度
I 转动惯量	V 合速度
J 显转动惯量	W 法向速度
L 滚转力矩	X 轴向力
M 俯仰力矩	Y 横向力
N 分子多项式矩阵	Z 法向力
a 状态矩阵	p 滚动速度扰动
a cg 坐标	q 滚动速度扰动
b 输入矩阵	r 偏航速度扰动
b cb 坐标	s 拉普拉斯算子
d 推力坐标	u 输入矢量
g 重力加速度常数	u 轴向速度扰动
l 正交化滚动力矩	v 横向速度扰动
m 质量矩阵	w 法向速度扰动
m 正交化俯仰力矩	x 状态矢量
m 质量	x 正交化轴向力
n 正交化偏航力矩	y 正交化横向力
O 体轴原点	z 正交化法向力
Δ 特性多项式	μ 推力升角
δ 控制角度	ϕ 滚动角
ζ 阻尼比	ψ 偏航角
θ 俯仰角	ω 频率

下 标

a 气动的	r 同等方向舵
b 浮力	r 偏航速率
c 控制	r 滚动摆动模态
e 修正平衡	s 右舷
e 等价升降舵	s 浪涌模态
g 重力的	t 推力
h 举升模态	u 轴向速度
o 总数	v 横向速度
p 滚转角速率	v 侧滑模态

p 俯仰振荡模态

p 进口

p 推进

q 俯仰速率

δ 控制角度

θ 俯仰角

w 法向速度

x 体轴参考

y 体轴参考

y 偏航模态

z 体轴参考

ϕ 滚转角

稳定性和控制导数

有因次导数这样表示 $\dot{M}_q = \frac{\partial M}{\partial q}$ 等

正交化导数这样表示 $y_v = \frac{\partial y}{\partial v}$ 等

第5章 推进系统

I. Cheeseman

5.1 概 述

所有的推进系统必须包括三个部分, 分别是能源(燃料)、主发动机和产生推力以推动飞行器的推进器. 下面将依次介绍这些组成部分. 飞行器的性能要求决定了设计者对系统的选择, 应该知道发动机不仅仅只为飞行器提供推进力, 它们还为附加系统提供动力, 比如为飞行器上安装的仪器提供电力, 或者在飞行器的控制过程中提供电和(或)液压动力. 后面将简要介绍这些附加设备对推进系统选择的影响.

5.2 推 进 器

对于航空飞行器来说, 靠轮子有效利用摩擦来进行驱动是不切实际的. 在空气中, 采用的驱动办法可以是喷出物质以产生与所需的推力方向相反的动量变化率. 火箭就是利用化学反应喷出的气体前进的, 但是大多数航空飞行器都是通过加速空气来进行推进的. 就飞艇而言, 仍有多种推进系统可供选择, 但是要做出选择就必须设定那些决定飞艇特性的基本参数.

动量理论模型是最基础的, 但又是最具说明性的模型. 动量模型假设系统是理想的, 即无质量损失, 当然这在现实中是不存在的. 建立这样的模型后, 就可以通过考察那些影响性能的因素来扩展动量理论.

5.2.1 动量理论

动量理论假设推进器可以用一个无穷薄的圆盘代替. 圆盘面积为 A , 圆盘前后的压力不连续, 上表面静压力为 p , 下表面增加为 $p + \Delta p$.

推进力为 T , 则:

$$T = (p + \Delta p - p)A = \Delta p A \quad (5.1)$$

这个薄圆盘就是推进盘, 如图 5.1 所示. 在无黏流中, 考虑一个来流很远的半径为 R_1 圆形控制面 (A 面), 包含推进器面积 $A = \pi R^2$ (在面 B 和面 C 之间), 并且在面 D 处进入平衡流状态. 通过推进器的来流将包含在上游边界和下游边界(尾流边界)内. 推进器沿轴线方向以速度 V 向前移动, 其相当于在面 A 处的空气以速度 V

流向推进器, 而周围静压为 P_∞ . 在面 B 处, 推进圆盘的上表面压力增加到 p , 速度增加为 $V + v_i$. 圆盘下表面 (面 C) 的静压增加为 $p + \Delta p$, 但是因为速度是连续的, 所以面 C 处的速度与面 B 处相同. 面 D 处的速度是 $V + v_2$, 静压力为 p_2 . 在面 D 处和光滑流线外, 流动速度为 V , 静压为 P_∞ , 因为推进器没有向流线外的空气中加入能量. 流管里的空气在所有面上体积流量是相同的, 设体积流量为 Q , 则:

$$Q = \pi R_1^2 V = \pi R^2 (V + v_i) = \pi R_2^2 (V + v_2) \quad (5.2)$$

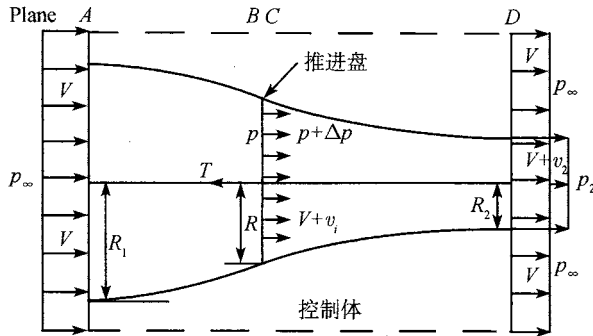


图 5.1 轴向流动推进盘示意图

考察控制体, 可以清楚地看到, 在平面 D 处, 流管外的面积比在平面 A 处的大, 空气肯定通过侧边界进入了控制体. 设进入控制体的流量为 Q_i , 则:

$$Q_1 = \pi(R_1^2 - R_2^2)V + \pi R_2^2(V + v_2) - \pi R_1^2 V = \pi R_2^2 v_2 \quad (5.3)$$

其轴向速度为 V . 下面将考虑控制体表面的总力和动量的变化率.

单位时间内通过边界面 A 和侧边界进入控制体体积的动量为

$$M_{\text{in}} = \rho\pi(R_1^2 V + R_2^2 v_2)V$$

而通过边界面 D 流出的动量为

$$M_{\text{out}} = \rho\pi(R_1^2 - R_2^2)V^2 + \rho\pi R_2^2(V + v_2)^2$$

轴向的动量变化率为

$$M_{\text{out}} - M_{\text{in}} = \rho\pi R_2^2(V + v_2)v_2 \quad (5.4)$$

这等于作用在轴向的总力即推力 T 与平面 A 和平面 D 上的静压力差. 因此:

$$T + \pi R_1^2 p_\infty - \pi(R_1^2 - R_2^2)p_\infty - \pi R_2^2 p_2 = \rho\pi R_2^2(V + v_2)v_2$$

简化为

$$T = \rho\pi R_2^2(V + v_2)v_2 + \pi R_2^2(p_2 - p_i) \quad (5.5)$$

利用式 (5.1)、式 (5.2) 和式 (5.5) 可写为

$$T/A = \Delta p = \rho(V + v_i)v_2 + (p_2 - p_\infty)(V + v_i)/(V + v_2) \quad (5.6)$$

在平面 A 和平面 B 之间, 及平面 D 和平面 C 之间没有对流体做功, 总功不变, 因此可以应用 Bernoulli 方程,

对平面 A 到 B :

$$p_\infty + 1/2\rho V^2 = p + 1/2\rho(V + v_i)^2$$

对平面 C 到 D :

$$p_2 + 1/2\rho(V + v_2)^2 = p + \Delta p + 1/2\rho(V + v_i)^2$$

以上两式相减后, 得

$$\Delta p = p_2 - p_\infty + \rho(V + 1/2v_i)v_2 \quad (5.7)$$

由式 (5.6) 和式 (5.7):

$$\rho(v_2 + 1/2v_i)v_2 = (p_2 - p_\infty)(V + v_i)/(V + v_2) \quad (5.8)$$

经典轴向动量理论假设 $p_2 = P_\infty$, 因此:

$$v_2 = 2v_i \quad (5.9)$$

替换式 (5.6) 中的 v_2 :

$$T/A = 2\rho(V + v_i)v_i \quad (5.10)$$

T/A 是推进器单位面积的推力, 称为螺旋桨载荷或圆盘载荷.

提供给推进器的功率 P 必须与加入流体中的动能的变化率相等. 如图 5.1 所示的控制面, 加到流体的动能是流入与流出率之差.

流出为

$$K_{\text{out}} = 1/2\rho\pi\{(R_1^2 - R_2^2)V^3 + R_2^2(V + v_2)^3\}$$

流入为

$$K_{\text{in}} = 1/2\rho\pi(R_1^2V + R_2^2v_2)V^2$$

因此, 由式 (5.3) 和式 (5.6), 可用 $P = K_{\text{out}} - K_{\text{in}}$ 表示为

$$P/A = T/A(V + 1/2v_2) + 1/2(p_2 - p_\infty)(v_2/(V + v_2)) \quad (5.11)$$

在经典理论中 $p_2 = P_\infty$, 因此, $v_2 = 2v_i$, 得

$$P/A = T/A(V + v_i) \quad (5.12)$$

TV 和 TV_i 分别表示推力 T 在单位时间内做的有用功和无用功.

Froude 系数 ζ 表示有用功对总能量的比率. 定义为

$$\zeta = TV/T(V + v_i) \quad (5.13)$$

将式 (5.10) 中的 v_i 代入式 (5.13), 得

$$\zeta = 2/[1 + (1 + 2T/\rho AV^2)^{0.5}] \quad (5.14)$$

对于给定的飞行状态, V 是给定的. 因此, 唯一的变量是螺旋桨载荷 T/A . 图 5.2 画出了 $T/\rho AV^2$ 和推进效率 ζ 的关系. 从图 5.2 可以看出, 对于给定的高度和速度 V , 效率 ζ 随推进器载荷的增加而减少. 对给定的推进器载荷和压力, 效率 ζ 随来流速度的增加而增加. 这是因为螺旋桨引起的滑流速度变得几乎与来流速度相等. 典型的飞机螺旋桨工作在最高效率附近时 $T/\rho AV^2$ 的值在 1.5~5 之间. 如果大的涡轮风扇发动机要达到同样的效率, 必须工作在更高的高度和更高的马赫数上. 从这个简单的分析中可清楚地看到, 对低空低速飞行的飞行器, 如飞艇, 唯一有效的推进器是螺旋桨——具有低的圆盘载荷.

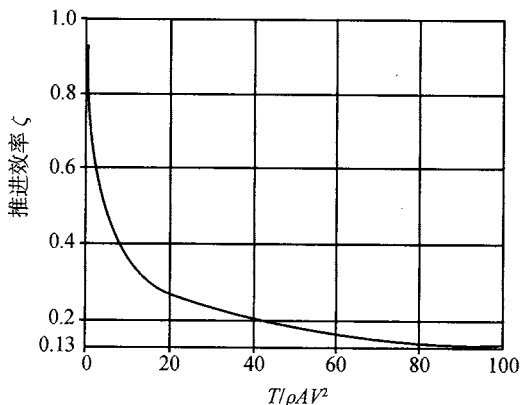


图 5.2 推进效率与 $T/\rho AV^2$ 的关系

飞艇推进系统要求能在悬停时高效地产生推力. 因为没有做有用功, 所以不能用式 (5.14) 来估计一个推进器的静态效率.

然而, 将 $V = 0$ 代入式 (5.10) 和式 (5.14) 中, 得

$$P/T = (T/A\rho)^{0.5} \quad (5.15)$$

图 5.3 用一个函数,画出了在标准情况下,产生单位推力所需的功率 P/T . 图 5.3 同时给出了典型的推进载荷.

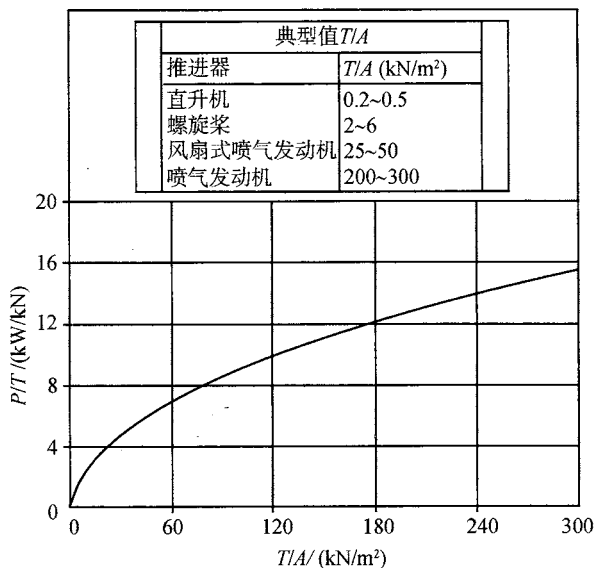


图 5.3 单位静推力 - 推进器载荷

动量理论提供了理想的性能,但实际上是无法实现的. 下面的叶素理论介绍了产生推力的升力面的特性.

5.2.2 叶素理论

螺旋桨桨叶可认为是扭转的机翼. 假设螺旋桨的半径是 R , 到转动中心距离为 r 的桨叶的横截面如图 5.4 所示. 因旋转角速度为 Ω , 则在径向距离 r 处桨叶区段上的速度为 Ωr , 前进的速度为 V , 诱导速度为 v_i . 每单位宽度的翼型上产生的升力和阻力分别为 dL 和 dD , dL 垂直于合速度 W , dD 与合速度的方向相反. 可分解

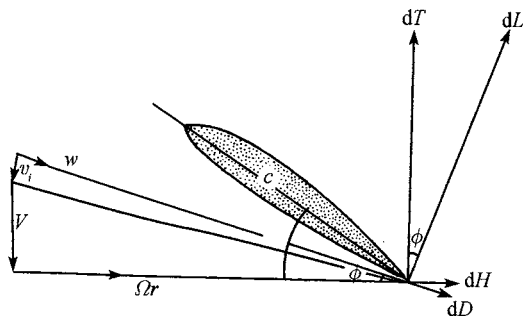


图 5.4 桨叶截面的力系和攻角.

成垂直旋转面的分量 dT 和旋转面内的分量 dH 。桨叶区段的攻角为 θ ，入流角是 φ 。设 a_1 为升力曲线的斜率 $dC_L/d\alpha$ ， C_D 为在当地马赫数 W/a 下桨叶区段的阻力系数， a 为当地声速。则，在翼展方向对 dr 的宽度有

$$dL = 1/2\rho c\Omega^2 R^3 \{ (x + (v_i \sin \varphi)/\Omega R)^2 + (J + \lambda)^2 \} a_1 (\theta - \varphi) dx \quad (5.16)$$

并且，

$$dD = 1/2\rho c\Omega^2 R^3 \{ (x + (v_i \sin \varphi)/\Omega R)^2 + (J + \lambda)^2 \} C_d dx \quad (5.17)$$

其中， c = 当地弦长， $J = V/\Omega R$ ， $x = r/R$ ， $dx = dr/R$ 和 $\lambda = v_i \cos \varphi/\Omega R$ 。

a_1 不是常数而是攻角的函数，且延伸到失速区域。

将这些力沿旋转平面及旋转平面的法向分解，得

$$dT = dL \cos \varphi - dD \sin \varphi \quad (5.18)$$

$$dH = dL \sin \varphi + dD \cos \varphi \quad (5.19)$$

其中，

$$\varphi = \arctan\{ (V + v_i \cos \varphi)/(\Omega R x + v_i \sin \varphi) \} = \arctan\{ (J + \lambda)/(x + \lambda \tan \varphi) \} \quad (5.20)$$

公式中除了 v_i 以外所有的变量均是已知的。对于一般飞机，巡航速度 $v_i \leq V$ ，因此， v_i 在巡航飞行时可忽略。然而，对像飞艇这样的低速飞行器， v_i 不可忽略。实际设计中，相对于 x 而言忽略 $(v_i \sin \varphi)/\Omega R$ 是可以接受的，因此可将式 (5.16)、式 (5.17) 和式 (5.20) 简化为

$$dL = 1/2\rho c\Omega^2 R^3 \{ x^2 + (J + \lambda)^2 \} a_1 (\theta - \varphi) dx \quad (5.21)$$

$$dD = 1/2\rho c\Omega^2 R^3 \{ x^2 + (J + \lambda)^2 \} C_d dx \quad (5.22)$$

$$\varphi = \arctan\{ (V + v_i \cos \varphi)/\Omega R x \} \quad (5.23)$$

推力 T 可以通过将式 (5.18) 沿桨叶长度积分后乘于桨叶个数 b 得到。注意， θ 和 c 可能是 r 的函数， a_1 和 C_D 是攻角和马赫数的函数。为 v_i 赋一个估计值 (v_i 的估计值也许是由式 (5.10) 求得的)，然后用 v_i 的值重新估计 T 的值，经迭代后得到最后的值。最后结果的准确性主要依赖 v_i 的值估算的精度。下面将讨论如何用更好的方法来估计 v_i 的值。

一旦得到 v 的值，就可以用式 (5.19) 来计算螺旋桨的转矩 Q 。转矩值可以通过将 dHr 沿桨叶长度 (包括无升力的桨叶根部) 积分，然后再乘以桨叶个数 b 得到。

从图 5.4 中可以看出, 在螺旋桨旋转方向的反方向上, 诱导速度有一个分量 $v_i \sin \varphi$, 这是涡流速度, 表征推进动量的损失. 更大载荷的涡扇装有进口及出口导引叶片, 以将这种损失减到最小.

对一个已知的设计, 可以用螺旋桨性能估算曲线图来估计推力和功率的关系. 参考书目上列出的 ESDU 的数据单, 这个数据单第一次给出了适合轻型飞机的螺旋桨的近似值.

5.2.3 诱导速度估算

假定可以把桨叶单元 dr 旋转所形成的环面看作产生推力 bdT 的推进盘, 那么, 就可以改进简单动量理论的估算. 同式 (5.10) 相似, 在半径为 r 处环面的公式为

$$bdT = 2\rho(2\pi r dr)(V + v_i)v_i \quad (5.24)$$

v_i 可由式 (5.21) 和式 (5.24) 中得到. 这样得到的方程是非线性的, 除非进一步简化, 即假定 φ 很小. 但对于大多数的螺旋桨而言, 这一假设是不能成立的. 可以用创建完好的数学技术解算在顺翼展方向上每一个环的 v_i . 每一个环上的推力相加即得到总的推力. 类似的, 可以用上节讲述的方法得到螺旋桨转动力矩.

简单动量理论和环模型都假定二维的升力可以一直保持到桨叶顶端. 但是事实并非如此, 在叶尖附近会发生升力损失. 考虑这一损失的一个既简单又能够在一定程度上有效的方法就是假设桨叶在半径 BR 之外不再产生升力, B 是一个小于 1 的系数. 桨叶在 BR 之外的区域仍然产生阻力, 因此计算扭转力矩时的积分必须积到叶尖即到 $x = 1.0$ 处. 普朗特 (Prandtl) 在 1919 年推导出了下列表达式:

$$B = 1 - \sqrt{C_T/b} \quad (5.25)$$

其中, $C_T = T/\rho A(\Omega R)^2$. B 的典型值约为 0.97.

普朗特的分析考虑到了由升力桨叶激发的流动, 推导出了式 (5.25). 旋翼上的升力等于 1/4 弦长处的环量 Γ , 该环量与相应点处单位长度的升力相关. 这个环量分散为涡流, 拖在桨叶后方, 每个涡流受其他涡流的影响.

贝兹 (Betz) 于 1919 年指出, 当桨叶激起的旋涡像坚固的螺旋面一样轴向流动时, 螺旋桨的诱导力最小. 后来西奥多森 (Theodorsen) 于 1948 年证实了这一假设. 普朗特假定贝兹的假设是正确的, 在这种情况下盘面上的下洗速度是均匀分布的. 他进一步假设螺旋面上弯曲的涡线可用一系列的二维涡线代替, 这一假设的前提是, 认为涡线外表面的曲率半径足够大, 以保证可以认为是高阶的无限直片条. 进一步假设桨叶上不产生阻力, 则半径 r 处的微元 dr 环面上的拉力为

$$dT = 2\pi r \rho (V + v_i \cos \varphi)^2 v_i \cos \varphi dr \quad (5.26)$$

由库塔 - 儒柯夫斯基 (Kutta-Zhukoesky) 理论得

$$dT = dL \cos \varphi = \rho b w \Gamma \cos \varphi dr \quad (5.27)$$

其中, W 是合速度 (图 5.4).

注意到, $W \sin \varphi = V + v_i \cos \varphi$ (图 5.4)

消掉式 (5.26) 和式 (5.27) 中的 dT , 得

$$v_i = b\Gamma/4\pi r \sin \varphi \quad (5.28)$$

假设, 当一系列的二维涡线相对周围空气以速度 w 流动时, 产生的复势能为

$$\varphi + i\psi = (ws/\pi)\arccos e^{\pi z/s} \quad (5.29)$$

其中, φ 是速度势, ψ 为流函数, $i = \sqrt{-1}$, $z = x + iy$ 为复变量. 涡线之间的距离 s 可由式 (5.30) 给出:

$$s = (2\pi r/b) \sin \varphi \quad (5.30)$$

保持涡线排列所需的环量由涡线上下速度势之差决定. 为简单起见, 取涡线沿 x 方向, 即 $\psi = 0$, 距离边界 a 处的速度势之差给出的环量为

$$\Gamma = wsk \quad (5.31)$$

其中:

$$k = (2/\pi)\arccos e^{\pi a/s} \quad (5.32)$$

k 称为环量因子. 如果 $v_i = 1/2w$, 由式 (5.30) 和式 (5.31) 得:

$$v_i = b\Gamma/\Gamma 4\pi r k \sin \varphi \quad (5.33)$$

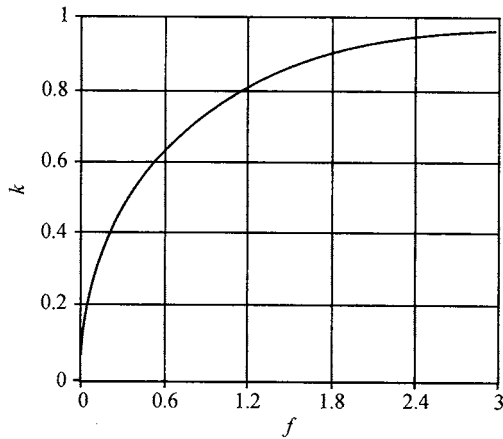
比较式 (5.28) 和式 (5.33), 可知: 已经用 k 代替了桨叶个数的有限值 b 引入 v_i 表达式的分母中. 假设 a 是到翼尖的距离 $R - r$, 则式 (5.32) 可写为

$$k = (2/\pi)\arccos e^{-f} \quad (5.34)$$

其中,

$$f = \frac{1}{2}b(1-x) \sin \varphi \quad (5.35)$$

环量因子与 f 函数关系如图 5.5 所示, 在翼尖 $f = 0$, 由公式 (5.31) 所示, $\Gamma = 0$, f 的值将随桨叶数目而增加 (假定 x 和 φ 是给定的), 这表明环量更加接近理想值.

图 5.5 环量因子与 f 的关系

在对该问题进行了无普朗特涡系简化的情况下, 戈德斯廷 (Goldstein) 于 1929 年解出了这个问题. 戈德斯廷 (Goldstein) 假设来流角 φ 随半径具有一定的变化, 进而得出了比式 (5.35) 中 k 的表达式更复杂的表达式 (实际上为修正的贝塞尔函数的半无限解). k 与 x 在 φ 为常数时的关系曲线以及 b 的值可在他的文章中查得. 洛克 (Lock) 于 1931 年通过假设戈德斯廷的 k 值在一定的精度上适用于任何现实的螺旋桨载荷分布, 提供了性能计算的一般方法, 扩展了上述理论的应用范围.

因为没有考虑如图 5.1 所示尾流收缩的影响, 上述理论可能受到责难. 这种简化意味着, 上述理论只适用于较低载荷的螺旋桨. 西奥多森 (Theodorson) 在 1948 年从最终收缩后的尾流开始, 计算了产生尾流的理想螺旋桨, 并考察了尾流收缩影响. 西奥多森于 1969 年将这一方法用于静态螺旋桨.

上述这些方法均假设旋涡尾流的形式是固定的, 并可由参数 s 描述, 因此, 这种分析被称为“固定尾流模型”. 尾流也可以认为是一系列起始于后缘的旋涡, 每个旋涡的强度由原点各侧的束缚环量的改变量决定, 每个旋涡 (除桨叶上的约束旋涡外) 将在其他旋涡的影响下移动. 在桨叶的后面的一小段内, 旋涡流向叶尖和叶根, 并在那里汇合形成两个集中旋涡拖在螺旋桨的后下方, 如图 5.6 所示. 叶跟和叶尖的旋涡并非像左图所示那样停止, 而是继续收缩并向下移动. 为清晰可见, 图中只显示了第一个循环. 边界环量近似地表示为一系列定值 (如图 5.7 所示), 且尾流也被分成一些直的片段. 这些旋涡中的任何一个在 P 点的诱导速度可由毕奥 - 萨伐尔定律 (Biot and Savart law) 给出:

$$dV = \frac{\Gamma \cos \beta ds}{4\pi r^2} \quad (5.36)$$

其中符号的含义如图 5.7 所示. 此例中在 P 点的 dV 垂直且指向所示平面. 每个片段的位置可由积分得到. 一些加快收敛的办法业已提出, 特别是旋涡片段初始位置

的选择. 读者可参阅 Langrebe 和他的同事的文献以获取更详细的知识.

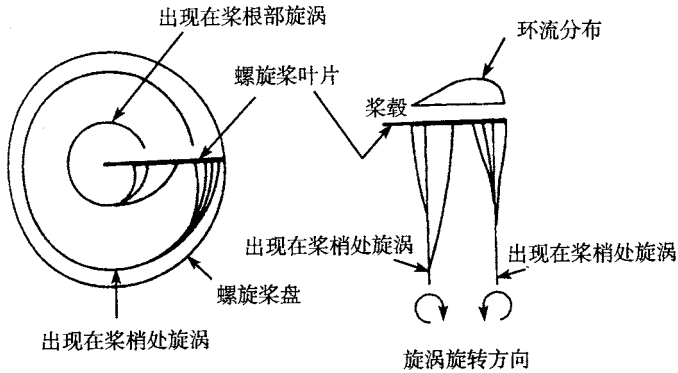


图 5.6 螺旋桨桨叶后旋涡的卷起示意图

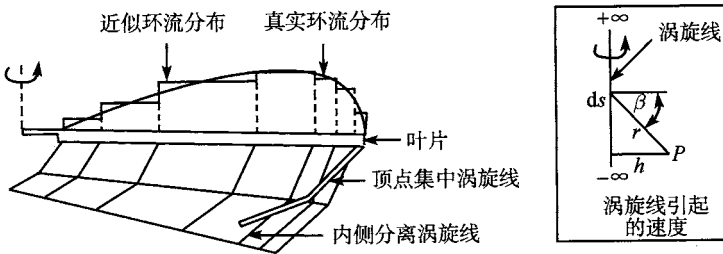


图 5.7 升力桨叶后的旋涡尾流模型

5.2.4 螺旋桨性能 —— 理论与实际的比较

螺旋桨的性能通常都是在试车台上进行的, 并且是在非飞行状态下的开放空间中. 最主要的问题是怎样获得测量所需的非常低的风速条件. 有来流的测试通常在风洞中进行. 测试的螺旋桨的最大尺寸取决于风洞试验段的大小或吹风管道中气流的大小. 对于封闭的试验段, 壁面必须充分远以保证其不会影响螺旋桨所在位置处的流动. 对封闭循环的风洞, 提供给气流的能量必需在气流再一次进入试验段前加入到整个流动内. 否则, 该测试相当于在扭曲的来流中进行的. 如果这些条件都满足, 那么螺旋桨的面积将限制在试验段的面积的 20% 以下.

通常, 都将螺旋桨的预测和测试结果表示为无量纲形式, 即, 推力因子 C_T , 功率因子 C_p , 其中,

$$C_T = T / \rho n^2 d^4, \quad C_p = P / \rho n^2 d^4$$

其中, n 为螺旋桨每秒的转数, d 为螺旋桨的直径. 效率定义为: $\eta = TV/P = C_T J / C_p$. 其中 $J = V/nd = V/\Omega R$. 螺旋桨的可靠性可以用螺旋桨的效用因子 AF 来度量, AF 为桨叶的总面积与推进盘的面积之比, 定义式为

$$AF = \frac{100000}{16} \int_0^1 \frac{cx^3 dx}{d}$$

对飞机, 螺旋桨的活动因子通常为 100~150. 没有滑动时, 螺旋桨的螺距 P 就是螺旋桨旋转一圈时前进的距离. 由图 5.4 可知, $P = 2\pi R \tan \theta$. 对直径为 D 的定螺距螺旋桨, 任一截面的安装角可由下式计算:

$$\theta = \arctan\{(p/D)/\pi x\}$$

图 5.8 和图 5.9 展示了理论与实际结果对比的典型情况. 这些结果由道奇 (Dowty) 航空螺旋桨公司的保罗·梅休因 (Paul Methuen) 提供.

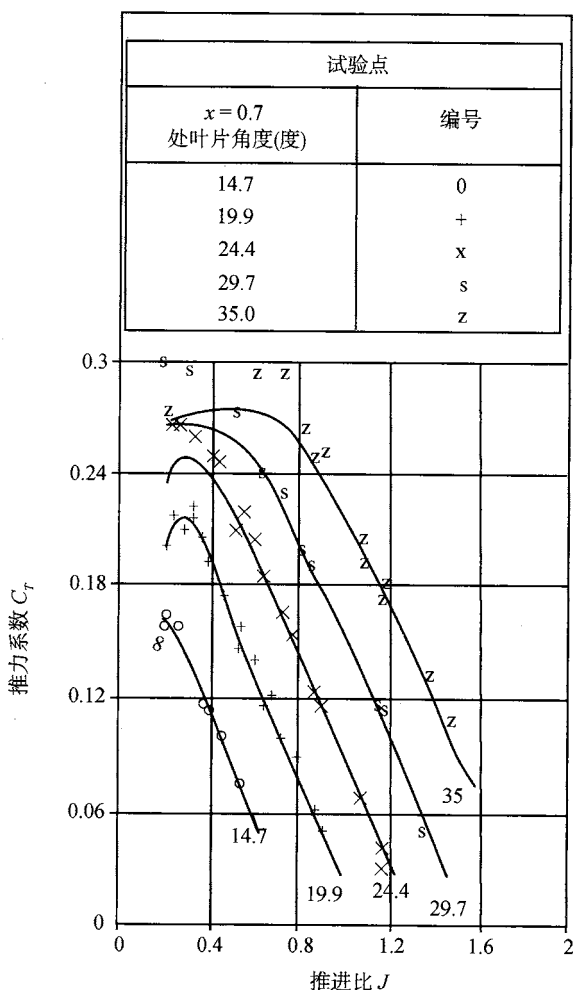


图 5.8 全尺寸螺旋桨测试结果 $C_T - J$

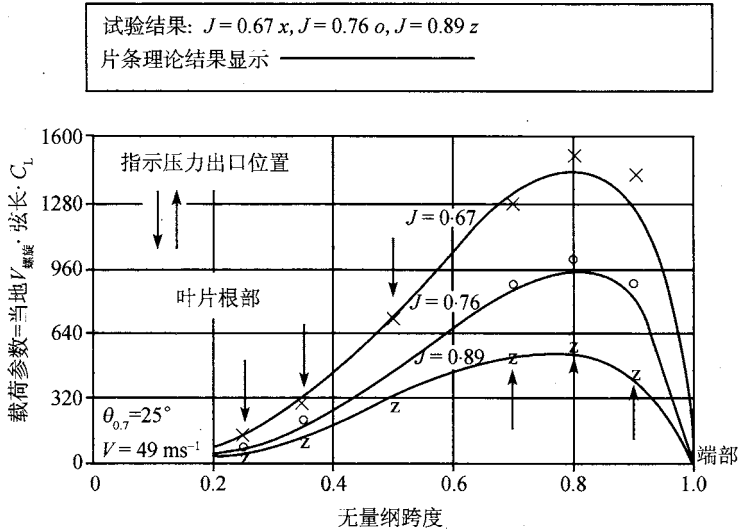


图 5.9 1/4 尺寸四叶螺旋桨排管测压测试结果

图 5.8 显示了片条理论与试验结果的对比, 该试验在英国皇家航空研究中心 (RAE) 的 24 英尺自由射流风洞中完成, 螺旋桨为全尺寸 2.27m 的四叶螺旋桨. 这些曲线表示了不同螺距的螺旋桨, 螺旋桨的螺距一般用 0.7 倍半径处的螺距的值表示, 记为 $\theta_{0.7}$. 图中所示结果为推力因子 C_T 与推进比 J 的关系. 片条理论曲线是通过计算在测定功率下的推力画出的.

结果吻合得相当好, 除在较高的 C_T 值、较低的 J 值和较高的 $\theta_{0.7}$ 值外, 在性能图上, 这些区域正是可能发生失速的地方. 现已着手改善对三维失速性能的估测.

图 5.9 为直径 0.69m 的四叶螺旋桨在南安普敦大学 11 英尺 × 8 英尺的风洞中的测试结果. 分别在三组进距比下, 通过测试 6 个展向位置处的弦向压力, 推导出载荷参数 (升力). 在恒定的 49m/s 风洞风速下, 改变螺旋桨的旋转速度, 从而可以改变 J 的值. 同时, 也根据片条理论进行估算载荷参数, 如图 5.9 中实线所示. 对图 5.8 所作的关于一致性的评述也适用于此.

5.2.5 涵道螺旋桨

图 5.1 所示为开放式螺旋桨, 将其包含在一个涵道内, 即为涵道螺旋桨, 如图 5.10 所示.

涵道的形状是选出的, 以保证上游 A 面处的流动与下游 D 面处一致. 这两种螺旋桨都分别在各自的圆盘面上产生压增 Δp . 因为动量的变化率是一样的, 两个系统的推力也是一样的. 如果 Q 是两种流动中任意界面处的质量流量, 则总推力可由

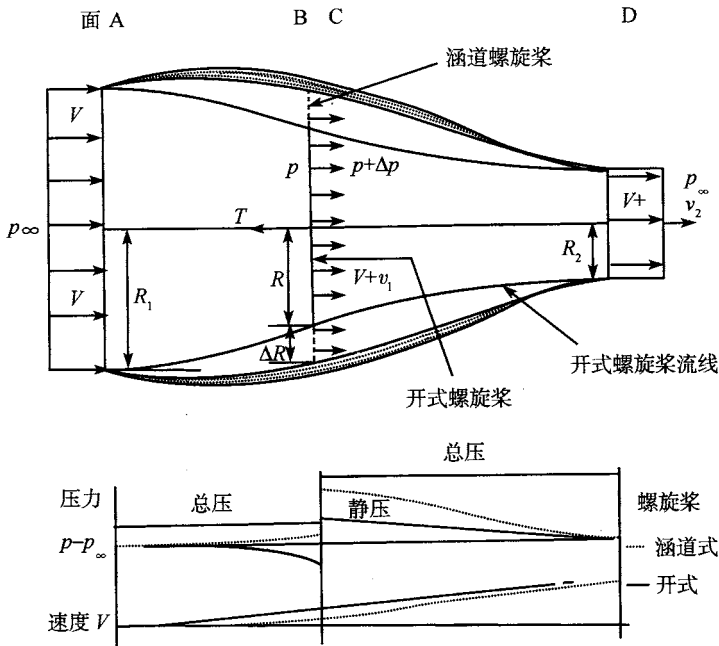


图 5.10 开放螺旋桨与涵道螺旋桨的对比

式 (5.37) 给出:

$$T = Q((V + v_2) - V) = Qv_2 \quad (5.37)$$

由开式螺旋桨产生的推力 T_p 和由涵道螺旋桨产生的推力 T_D 分别为

$$T_p = \Delta p \pi R^2 \quad (5.38)$$

$$T_D = \Delta p \pi (R + \Delta R)^2 \quad (5.39)$$

然而, T_p 必须与 T 相等, 但 T_D 必须包含有涵道所产生的推力. 从式 (5.39) 中减去式 (5.38), 得到涵道产生的负方向推力, 记为

$$T_{\text{duct}} = -\Delta p 2\pi R \Delta R = -T_p 2\Delta R/R \quad (5.40)$$

虽然, 通过两个圆盘的压增是一样的, 但通过两个圆盘的速度并不一样, 通过较大的有涵道的盘面时速度较低. 在 A 面和 B 面之间应用伯努利 (Bernoulli) 方程可得, 有涵道时 B 面处的静压较高. 图 5.10 也展示了两者的压力和速度的比较.

图 5.11 展示了力是如何在管上产生的, 图中的上半部表示一个螺旋桨和两条流线 (实线所示). 插入一个简单的圆柱形涵道, 改变了流线 (虚线所示). 流动将在前后缘处进行调整, 此时, 产生了大小相等但方向相反的吸力. 在管的周围没有剩

余的净环量。然而, 实际情况如图 5.11 下半部分所示. 流动在后缘必须满足库塔 (Kutta) 条件, 在涵道的前缘必须绕行以保证速度的连续性. 因此, 由于涵道前缘周围流动的加速, 导致前缘表面保持一个吸力, 从而增加了推力, 同时, 后缘处的流动将产生随时间变化或者可能是周期性的发散旋涡. 如果出口面处的压力等于 p_∞ 时, 将形成一个稳定的涡线.

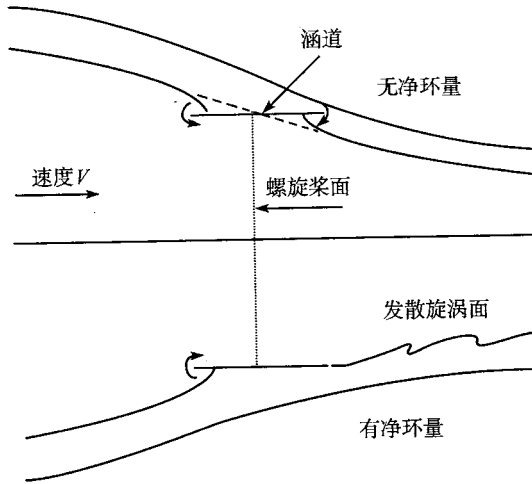


图 5.11 简单涵道对螺旋桨附近流动的影响

随着环量理论的发展, 有人提出可以用一些沿弧线的环形涡作为涵道的模型. 环形涡的强度是给定的, 以保证自由流、螺旋桨和旋涡所合成的流动与涵道的表面在某些点处相切, 这些点的个数与环形涡的个数相等. 魏辛格 (Weissinger) 用一个位于涵道 $1/4$ 弦线处的环形涡建立了最简单的模型. 通过保证合成流动与涵道的 $3/4$ 弦线处相切, 得到这个涡的强度. 该模型的几何形状如图 5.12 所示.

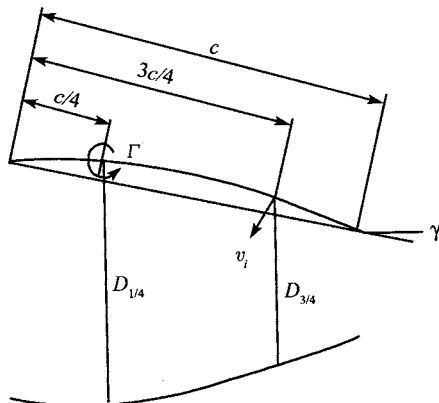


图 5.12 环形翼的近似

诱导速度 v_i 可由式 (5.41) 求得

$$v_i = \frac{\Gamma}{\pi D_{1/4}} f \left(\frac{c}{D_{1/4}}, \frac{D_{3/4}}{D_{1/4}} \right) \quad (5.41)$$

其中, 函数 f 由沿环形涡的积分得到, 给出了 $3/4$ 弦线圆周任一点的速度. 库奇曼 (Küchemann) 和韦伯 (Weber) 于 1953 年得到了函数 f 的值, 如图 5.13 所示. 为了完成计算, 必须确定作为轴向距离函数的螺旋桨气流径向速度的变化.

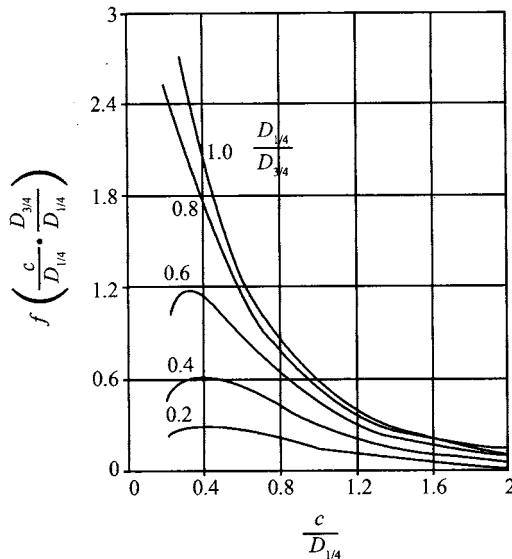


图 5.13 f 随环形翼参数的变化

最简单的方法就是将螺旋桨尾流近似为一个单端点的涡流螺旋线, 其几何形状如图 5.14 所示. 设 P 为螺旋线的螺距, 螺旋角为 θ , 旋涡微元 ds 位于离原点的矢量半径为 R 处. z_p 点到旋涡微元的矢量距离为 r , 由式 (5.42) 给出:

$$\mathbf{r} = iR \cos \theta + jR \sin \theta + \mathbf{k}(p\theta/2\pi - z_p) \quad (5.42)$$

其中, i, j, k 为直角坐标单位矢量.

因为 ds 与 R 垂直, 所以 $ds = (-iR \sin \theta + jR \cos \theta + \mathbf{k}p/2\pi)d\theta$.

用毕奥-萨伐尔定律, 涡强为 λ 的涡在 z_p 处的轴向诱导速度 $v(z)$ 为

$$v(z) = \frac{\gamma}{4\pi} \int_0^\infty \frac{-rx ds}{|r|^3} = \frac{\gamma}{2p} \left\{ 1 + z_p / (R^2 + z_p^2)^{0.5} \right\} \quad (5.43)$$

变量 $v(z)$ 最简单的表示为

$$\frac{v(z)}{v_i} = 1 + \frac{z/R}{\sqrt{1 + (z/R)^2}} \quad (5.44)$$

其中, v_i 是桨盘 ($z = 0$) 处的下洗速度.

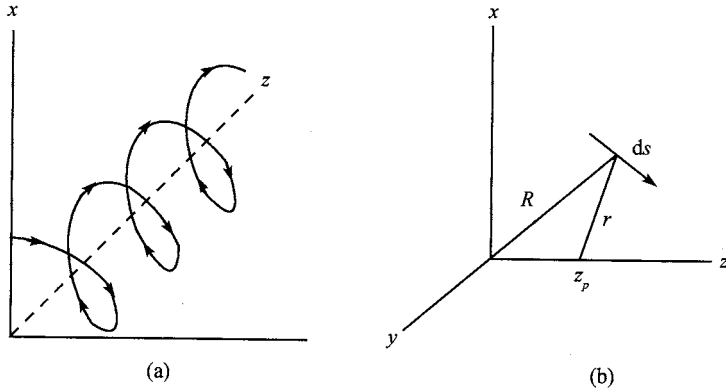


图 5.14 螺旋旋涡的几何形状

应用连续性条件:

$$(V + v_i)\pi R^2 = [V + v(z)]\pi R_z^2 \quad (5.45)$$

其中, R_z 是在 z 处的流管半径.

流管的倾斜度为

$$dR_z/dz = -R[dv(z)/dz]/2[V + v(z)] \quad (5.46)$$

径向速度 v_{iR} 为

$$v_{iR} = [V + v(z)]dR_z/dz \quad (5.47)$$

联合式 (5.45)、式 (5.46)、式 (5.47) 以及由式 (5.10) 提供的 v_i 值, 可用魏辛格 (Weissinger) 提出的近似方法找到涵道产生的推力. 如果 θ 是中弧线在 $3c/4$ 处的切线, 则:

$$(-v_i R_{(3/4)} - v_i)/(V + v_{(3/4)}) = \theta \quad (5.48)$$

其中, $R_{(3/4)}$ 和 $v_{(3/4)}$ 是变量在 $3c/4$ 弧面处的值. 式 (5.41) 和式 (5.48) 中可以忽略 v_i , Γ 由式 (5.49) 给出:

$$\Gamma = \{\pi D_{1/4}/f(c/D_{1/4}, D_{3/4}/D_{1/4})\}[-v_i R_{(3/4)} - \theta(V + v_{(3/4)})] \quad (5.49)$$

则涵道产生的推力 T_p 为

$$T_p = -\rho v_i R_{(1/4)} \Gamma \pi D_{1/4} \quad (5.50)$$

涵道可以增加推力和推力与功率的比值, 特别是在来流速度为零时. 但是, 不可忽略它的阻力, 尤其当设计涵道的目的是为了提提高静推力时. 涵道阻力可以用标准的方法进行估算, 这种估算方法的精确性指标以及涵道阻力的影响如图 5.15 所示

(摘自 McCormick, 1967), 图中也展示了涵道的形状和螺旋桨的位置. 实线表示估算出的性能, 估算时同时应用了涵道的内表面外形和中弧线来决定涵道的环量 Γ . 图中的横坐标是一种以总推力为基础的推力因子. 用内表面外形时的结果更好. 当推力较低时, 考虑涵道的阻力就更为重要. 然而, 如果顾及到数学模型的难易程度, 这种吻合还是合理的. 这说明, 典型的将源用于厚度效应和旋涡分布的模型将得到更好的一致性. 这种模型只有在流体同时附着在涵道的内外表面时才是正确的, 如果这一点不能满足, 得到的结果将比没有涵道的螺旋桨的性能还差.

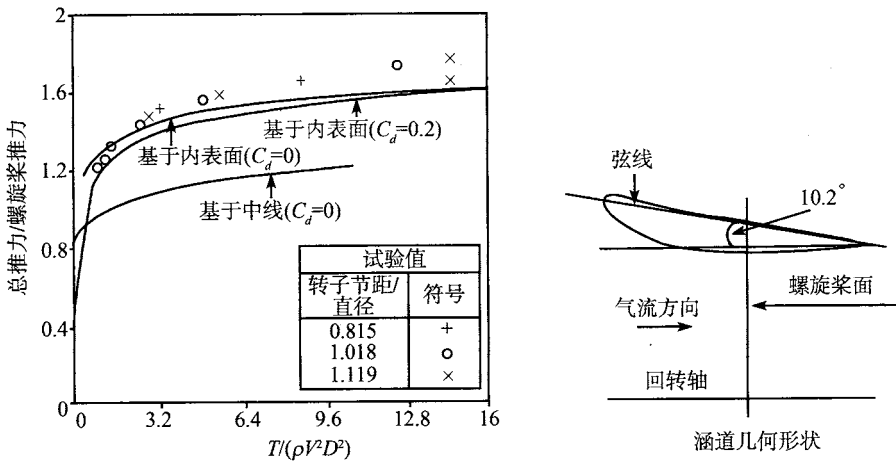


图 5.15 涵道螺旋桨性能

将螺旋桨放入涵道中, 还能提供操作上的便利. 比如, 当飞艇在地面上时, 保护操作人员; 保护螺旋桨免受拖线和地面车辆的损害; 而且还可以在其上安装消声器以减少螺旋桨噪音. 对于重载荷螺旋桨安装进气口、或者是出气口、导向叶片等, 可以减小旋涡从而提高性能.

5.3 主发动机

燃料释放能量, 并转化为能够做有用功的形式, 这一过程可以用一些热力学循环来描述. 现有的发动机主要使用三种循环, 分别是奥托 (Otto) 循环——用于由火花点燃的往复循环的内燃机 (内燃机缩写为 ICE)、狄塞尔 (Diesel) 循环——用于压缩点火的内燃机和焦耳 (英国称为 Joule) 或布雷顿 (美国称为 Brayton) 循环——用于燃气涡轮内燃机. 这里不讨论基本的循环, 这些理论可以在任何一本有关推进的文献中查到. 发动机的选择取决于全部费用——包括初始费用、使用费用 (包括维护费用) 和燃料以及可携带重量的影响, 还取决于能否获得适当的功率

范围, 除非这一项目能够承受专门用于一个部件的研制所需的费用. 这一节将集中用这三种主要循环理论来讨论发动机的基本性能. 三种循环的轴速的变化以及燃油消耗率 (SFC) 随功率的变化如图 5.16 所示.

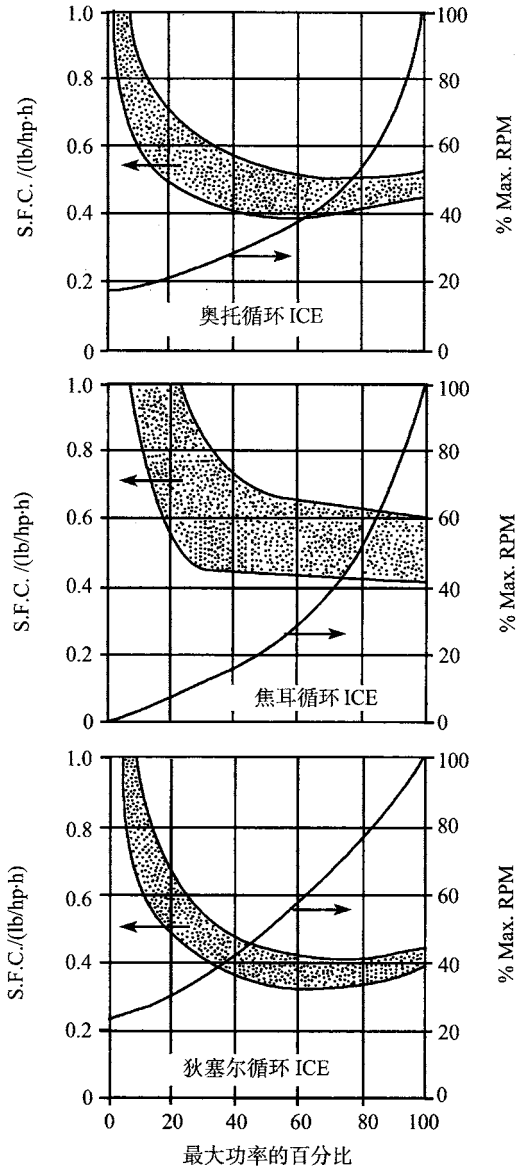


图 5.16 内燃机的主要循环形式的燃油消耗率 (SFC) 随功率的变化

性能比较

功率和轴速之间的关系是由一些离散点构成的曲线,如图 5.16 所示. 燃油消耗率关于功率的函数取决于发动机的大小, 功率大的发动机的热效率可以达到 30%, 但功率较小的发动机只能达到 20%. 每一种情况下, 燃油消耗率都成带状分布. 在 Otto 循环和 Diesel 循环中, 最大的功率并不是和最小的燃油消耗率一致. 三个循环的燃油消耗率, 按性能增加的排序为: 焦耳 (Joule) 循环、奥托 (Otto) 循环和狄塞尔 (Diesel) 循环. 图 5.17 中的阴影区域显示了涡轮轴发动机的比重随轴功率的变化关系. 一些应用不充分的现代奥托循环和狄塞尔循环的飞机发动机产品产生相似的曲线, 图中那些离散的点即是一些例子, 应用焦耳循环的发动机最轻, 而应用狄塞尔循环的发动机最重. 有必要考虑结合在具体任务中发动机和燃料的重量, 来确定首选的发动机类型.

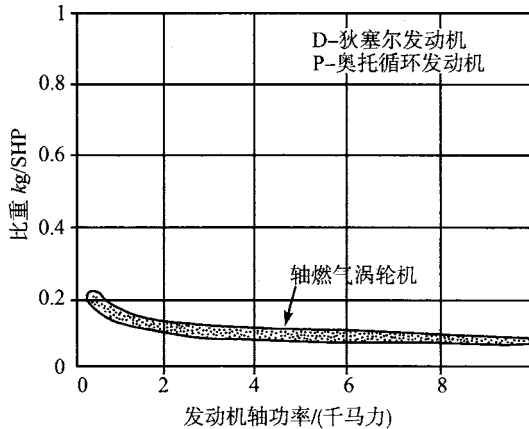


图 5.17 发动机比重 (单位轴功率的比重) 与轴功率的关系

因为特别适用于飞艇操作而常常被引用的任务, 利用了浮力卓越的悬停特性. 许多作者已讨论过这些任务, 读者可参看发表在飞艇协会第十八届年会和第 98 期《飞艇》(期刊) 上的文献. 在这些文献中有一篇文章, 希尔斯顿 (Hillsdon 1992) 简洁地概述了在选择飞艇推进系统时互相冲突的因素. 以下为这篇文章的摘引:

“飞艇的持久性是由允许的最大起飞重量和最小着陆重量的差所决定的. 摆脱这一限制的唯一办法就是在飞行中再添加压舱物.

飞行过程中再加压舱物包括从飞艇表面提取 (这可能与许多监视任务相冲突) 或回收发动机排出的水作为压舱物. 后一过程对燃气涡轮发动机来说是非常难以做到的, 而且对任何发动机的耗油率都是有害的.

在低速飞行时, 监视任务设备和基本服务设施的功率载荷可能大大超过用于推

进的功率. 因此, 对飞艇来说, 系统的发动机效率是最重要的.

对飞艇设计的所有任务剖面, 必须进行总的能量平衡计算, 并与操作区域内的适当的风谱一起, 来制定出飞艇总的功率谱.”

这些要求决定了满足任务所需的基本功率要求的功率装置. 上面论述的第三点取决于速度的要求和为飞艇的操纵以及为有效载荷所能提供的服务. 因此, 为风机、舵机、座舱空调以及雷达、绞盘等各种任务提供动力的水力、电力设备, 都要在确定飞艇的基本载荷时考虑在内. 一定要最有效地提供这些动力. 对在飞艇基本载荷中占比重较大的部件, 将用附加的动力装置为其提供动力, 这些装置以一定的速度持续运行以保持最佳的燃油效率.

发动机失效之后需要针对所要求的任务考虑一系列问题. 如果一个发动机失效之后, 余下的发动机可以在更高的功率点上工作, 或者可以启动一个备用的发动机, 并用它代替失效的发动机, 那么任务可以继续. 在后一情况下, 任务仍能够继续按计划完成, 但所有操作都必须付出代价 —— 携带一个备用发动机从而减少了有效载荷的重量. YEZ-2A 就是采用这种解决方式, 它带有位于艇尾的涡轮螺旋桨发动机, 但各发动机只在特定的飞行阶段使用, 比如在短距离高速行进时或者发生紧急情况时. 为这一任务所选择的比狄塞尔 (Diesel) 主发动机更轻但发热稍微大, 其属于涡轮螺旋桨发动机, 表明了设计者所作出的妥协. 这种选择实施要有对两种发动机供应两种燃料, 这在一定程度上需要技术上和维护上的支持, 除非气轮机可以使用柴油机燃料或者柴油机 JP4.

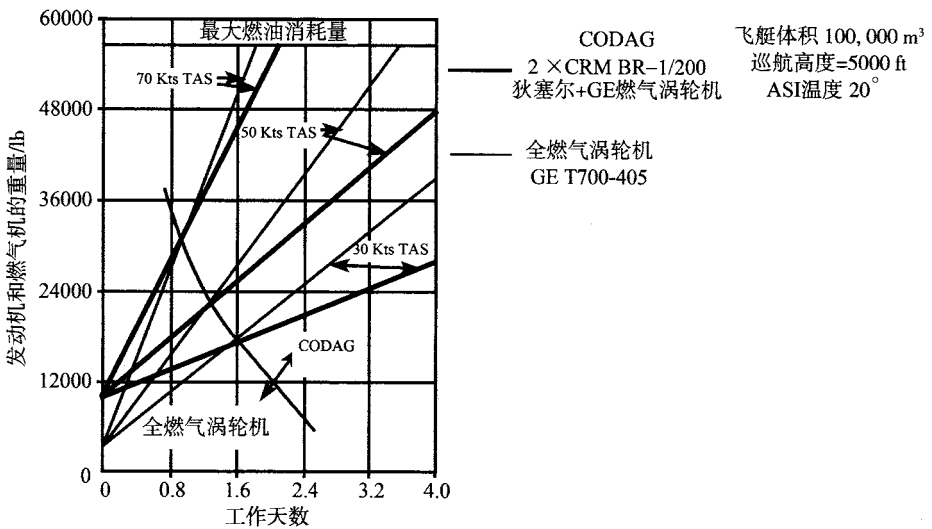


图 5.18 CODAG 和全燃气涡轮机的耐久性比较

YEZ-2A CODAG(柴油机和燃气轮机联合动力装置) 的安装与全燃气涡轮发动

机的安装相比,其优势可以通过计算两个同样的(除动力装置外)飞艇的持久性显示出来.与全燃气涡轮发动机相比,在一某刻之后,驱动的系统比较时,CODAG 发动机燃油消耗率的优势超过了由其安装质量重的劣势,图 5.18(摘自希尔斯顿(Hillsdon, 1986)的一篇文章)显示了这一情况.持久性随所需的可操纵风速的变化而变化,风速越高,所需功率越大,CODAG 系统显示优越性的时间越早.为更长的持久性而在 YEZ-2A 上安装 CODAG 系统的这一选择得到了证明.然而,图 5.18 也表明,对短途的旅客和货物的装卸操作的飞艇,首选安装全燃气涡轮发动机,对其来讲,速度更高但持久性相对较短,正好合适.

飞艇的起飞能力越大,推进器布置的选择越重要.然而,与操纵要求(包括安全性)相称,保持发动机和推进器的个数最少,就这一点来说,飞艇与其他航空飞行器没有什么两样.对飞艇控制来说,推进系统的布置与选择起着更为重要的作用,而且很可能会改善整体的气动性能.这一点将在第 13 章讲述.

5.4 能 源

在固定的温度和压强下,浮力是固定的,那么随着燃料的消耗飞艇将向上爬升,除非用其他的手段调整飞艇.齐柏林飞艇(Zeppelin)使用了与空气密度相近的丙烷与氢气的混合物作燃料,燃料消耗后空间被空气代替,从而保持飞艇的重量近乎不变.

图 5.19 显示了各种适合航空器使用的燃料的特性,图上那些点表示相对于煤油产生单位热量所需的比体积和比重量.很显然,在以煤油为零点的左下方的燃料是人们所乐意使用的.图表中所显示的那些燃料是以硼为基的,会产生有毒的副产品,因此在应用上大打折扣.氢气因为产生单位热量所需的重量轻,而备受关注.但是,必须牢记氢气的储存设备相对于一般的航空燃油箱要贵些,而且体积大、重量大.与传统设计相比,还没有使用氢气作燃料的飞艇设计概念.为找到一些指示受益和损失的指标,洛克希德研究了使用 JP4 的 1011 客机与采用氢气作燃料的改型 1011 客机执行同一任务时的性能,结果对比如表 5.1.结果表明,用氢气作燃料的飞机起飞重量和燃料的重量减少了,但燃料的体积增加了.这明显降低了升阻比.然而,该研究得出结论:如果油性燃料供应不足时,可考虑用氢气作燃料.据此,期待氢气可以成为飞艇的有效能源.

如果可以找到以气体状态储存氢气的更安全的方法,用氢气来增加飞艇在特定阶段的浮力,将会给飞艇带来好处.最近,有报道称(但未经证实),由俄罗斯莫斯科航空协会研制的 ALA600 飞艇的原型艇将使用氢气作燃料,氢气既产生浮力,又能在涡轮推进器中燃烧提供动力.可见在不远的将来,常规的碳氢燃料将出现并普及.

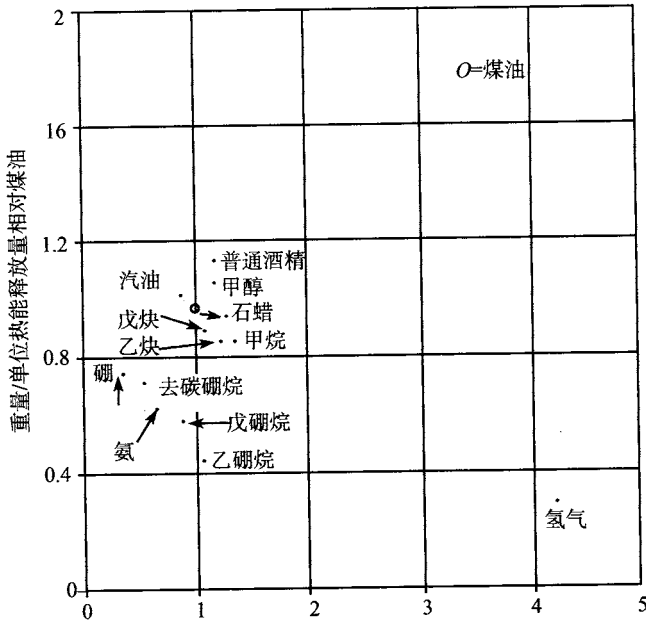


图 5.19 相对于煤油每单位热量所需的重量和体积
每一个黑点·代表一种物质

用↑、→作“指向”

表 5.1 用常规燃料的洛克希德 1011 运输机与用氢气作燃料的改型机的比较

飞机燃油	JP4	氢气	比较 %
毛重/磅	430, 000	318, 000	-26
空重/磅	239, 200	215, 000	-10
燃油重量/磅	137, 000	46, 650	-65.9
燃油体积/立方英尺	2, 920	11, 050	+278
机翼面积/平方英尺	3, 460	2, 830	-18.2
L/D	15.5	12.6	
燃油消耗率	0.677	0.216	

5.5 推进、性能以及控制

在性能比较一节中提到重量对推进系统选择的影响时没有包括潜在的解决方案——利用发动机产生的推力。飞艇工业公司系列飞艇已证实，矢量推进可以提高飞艇的性能和控制。在那些飞艇中，涵道螺旋桨的倾斜度是可变的，以保证推力的迅速改变。除此之外，涵道螺旋桨能从 90° 转到 -120°，以保证推力，同时便于控制。

在矢量推进设计中，发动机和螺旋桨的机械布局可归为两种基本形式之一：发

动机直接推动螺旋桨, 此时当推力器是矢量推进时, 在它旋转时, 发动机可直接驱动螺旋桨. 发动机润滑和燃料补给操作必须设计成能在一个倾斜位置的扩展周期内完成. 大多数的发动机设计没有考虑设计此扩展操作. 而且, 当只有少数发动机需要改变时其花费往往是很高的.

可旋转推进器的惯性大大增加, 相应地要求更大的控制舵机. 燃料和发动机的控制信号必须通过一个旋转连接器提供. 取而代之的方法是, 将发动机安置在不可旋转的参照系中, 并通过直角齿轮箱将驱动力传递给螺旋桨, 但这要以牺牲重量、性能和维护为代价.

发展的趋势是, 接受用直角齿轮带来的缺点, 将发动机安置在软式飞艇的吊舱上或吊舱内. 如在“天舟”(Skyship) 飞艇上, 对称地安装螺旋桨, 使得设计者更自由地选择螺旋桨与横轴的连接, 所有的发动机通过横轴经自由轮和(或)离合器驱动螺旋桨, 以保证在一个发动机失效后两个螺旋桨仍能继续工作.

根据倾斜翼的经验, 得到了一个用于加速螺旋桨滑流倾斜的方法, 这样可以减少所需的机械性倾斜. 内勒(Nayler, 1988)描述了由现代飞艇公司(Advanced Airship Corporation)为 ANR 飞艇提出的方法, 该飞艇正在马恩岛(Isle of Man)上进行制造. 连接在吊舱后面的转向翼可以从 75° 旋转到 -30° , 在每个翼尖有一个螺旋桨和发动机. 通过单个后缘襟翼的倾斜将可以使得螺旋桨的滑流倾斜达 90° , 远离翼尾部由后缘襟翼引起的滑流倾斜将大大减小.

软式飞艇的设计限定推进器安置在吊舱上, 因为这是整个飞艇上唯一能够将推力散向整个飞艇的结构. 设计者通过流过螺旋桨的气流来影响整个飞艇空气动力学特性的想法因此受到限制.

硬式或半硬式飞艇设计有更多灵活性, 从齐柏林飞艇的设计和德国飞艇的设计上可以看到发动机可能安放的位置. 将推进器安装在尾锥顶上有两个好处, 首先, 它吸收了沿外壳发展的边界层. 由式(5.12)可知, 随着螺旋桨上诱导速度 V 减小, 单位推力所需的功率减小(关于边界层的厚度和动量的损失可参看第 3 章). 其次, 推进器拖住了外壳的气流, 加速了边界层, 从而降低了气流分离的风险. 这降低了飞艇外壳的形状阻力, 但对起主导作用的表面摩擦阻力几乎没有影响. 就其自身而言, 这个收益不会引起复杂性、重量和惯性距的增加. 关于边界层在动力设备的吸收方面更深入的介绍, 读者可参看参考书目中库奇曼(Küchemann, 1978)一书第 315 页.

然而, 如果推力是矢量的, 在尾部安装推进器能够提供控制方面相当多的好处. 这可通过改变螺旋桨的旋转来实现飞艇倾斜或偏航控制. 科尔曼(Kollman, 1992)所描述的齐柏林 NT 号飞艇设计中采用了类似系统. 不利方面是, 当需要改变滑流方向时, 安装在固定轴螺旋桨后面的控制面(方向舵或升降舵)可能需要倾转. 这比旋转螺旋桨在机械上要简单得多, 但因为表面阻力和重量因素, 它的效率较低.

就模仿船以及在船头和(或)船尾安装推进器以便于低速时的控制这一话题已

进行过广泛的讨论. 现代飞艇公司设计的 ANR 飞艇, 计划同时在船头和船尾安装推进器, 低速冷空气矢量喷气发动机可以提供倾斜力矩或 (和) 偏航力矩以及垂直力和 (或) 偏航力. 动量理论显示, 为了保持一个可以让人接受的效率, 这样的喷气发动机在低速时必须喷出大量的质量流来得到较大动量变化率. 内勒 (Naylor 1988) 对该系统进行了下列描述:

“低速喷气发动机产生的最小推力为 27kg, 体积流量为 $160\text{m}^3/\text{min}$. 使用了副气囊作为储气罐, 并通过两个风扇增压. 空气传送至高压室, 再从那里传送到一个俯仰涵道和两个偏航涵道中. 随着风扇旋转停止, 当涵道的阀门打开时, 立即可以得到推力.

这个系统可以在低速 (< 10 节) 和处于悬停状态时帮助控制飞艇.”

在推进器上安装风扇在机械上是很困难的, 这样的系统避免了风扇安装的复杂性. 同样, 该系统提供了一个大的高压储气罐, 由风扇维持气体的压力, 并且每个风扇都具有与喷气发动机相同的最大体积流量.

尽管许多年前就发现了可以通过控制吹力或吸力来减少阻力, 但至今仍没有实际的应用. 延迟边界层的转换区以减少表面摩擦阻力, 是一个值得飞艇设计者考虑的方法. 应用这一方法时, 将采用吸力代替大部分的边界层. 将在艇囊下面安置抽气机, 改变艇囊的多孔性以增加边界层在特定区域增长的潜力, 以产生可以应用的持续的吸引压力. 主要问题是, 孔的直径很小使得其很容易被昆虫或大气里的尘埃阻塞. 另一个方式是采用沿气流流向布置狭槽, 以将上游形成的边界层并吸进狭槽中. 这种解决方案在受尘埃影响减少的同时, 却带来机械上的问题. 最大的吸引压力是 1 巴, 为了除去“不流动”的空气, 需要更大的管道, 对飞艇来说, 意味着浮力的损失. 这两个系统都需要真空泵, 并且必须由发动机提供动力.

通过表面的狭槽吹风将动量注入边界层, 不会产生层流边界层. 通过向边界层中加入能量来延迟分离的办法是有效的. 既然高压空气被狭槽吸收完, 因此内部的管道要比吸入系统的小, 从燃气涡轮机那里取到高达 10% 的压缩质量流. 虽然这减少了发动机的输出功率, 但却避免了更多发动机附件的安装.

强制分离要求设计者采用具有较高厚度比和更好结构的外形. 帕基 (Paki) 和皮皮顿 (Pipitone) 已于 1975 做出关于后部使用放射状狭槽的外形的计算和风洞试验. 图 5.20 显示了他们的试验艇形以及得到的速度分布图. 他们已经做到了几乎将气体加速到槽的位置, 以减小边界层的增加. 这个吸槽允许自由来流转过连接处的锐角并保持吸附状态直至尾锥. 在一个体积为 106 立方尺的飞艇上所作的实验表明, 在大多数的运行速度下, 飞艇的持久性可增加 20%~40%. 一个有趣的想法是, 通过吸槽耗尽尾锥顶端的旋转喷嘴喷出的气体, 以改善低速时的控制性能. 这一概念需要进一步详细的研究, 并做一些飞行试验, 以证实以上所阐述的通过控制边界层带来的好处.

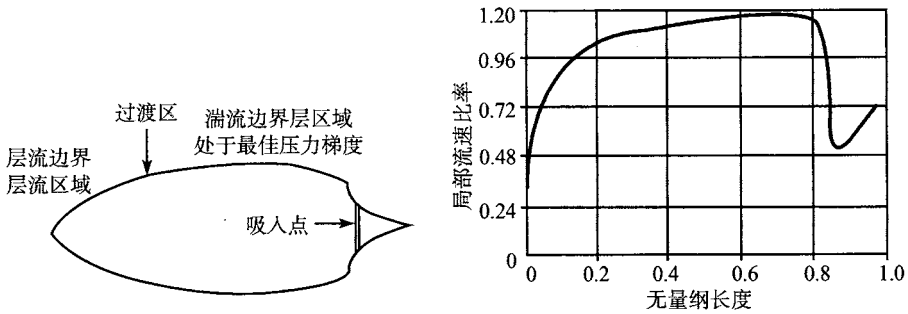


图 5.20 BLC 飞艇外形上的速度分布

参考文献

- Betz, A. (1919). *Schraubenpropellers mit geringstem Energieverlust* Kgt. Ges. Wiss. Nachr. Math.-Physik.
- ESDU Data Sheets. 1. *Estimation of uninstalled thrust of a constant pitch propeller*. Data Sheet 83001. 2. *Estimation of uninstalled thrust of a fixed pitch propeller*. Data Sheet 83028. Engineering & Science Data Unit International Plc.
- Goldstein, S. (1929). *On the Vortex Theory of Screw Propellers*, Proc. Roy. Soc., A 123 p440.
- Hillsdon, R.H. (1986). *The Design Challenge of a Long Endurance Airship*. Airship No. 74.
- Hillsdon, R. H. (1992). *An Analysis of viable Roles for Airship in the 21st. Century*. Airship No. 98
- Kollmann, H. (1992), *Zeppelin NT – A New Development in Rigid Airship Technology*. Airship no. 98.
- Küchemann, D. and Weber, J. (1953). *Aerodynamics of Propulsion*. McGraw-Hill Book Company, New York.
- Küchemann, D. (1978). *The Aerodynamic Design of Aircraft*. Pergamon Press.
- Langrebe, A. J. (1971). *Analytical and Experimental Investigation of Helicopter Rotor Hover Performance and Wake Geometry*. USAAMRDL Tech. Rep. 71-24.
- Lock, C. N. H. (1931). *The Application of Goldstein's Theory to the Practical Design of Airscrews*. British Aero. Res. Council R&M 1377.
- McCormick, B. W. (1967). *Aerodynamics of V/STOL Flight*. Academic Press.
- Nayler, A. W. L. (1988). *Advanced Airship Corporation: The ANR Described*. Airship No. 79.
- Paki, F. A. & Pipitone, S. J. (1975). *BLC for Airship*. Proceedings of Interagency Workshop on LTA Vehicles. Edited by J. F. Vitteck.
- Prandtl, L. (1919). *Appendix to Betz, A., (q. v.)*
- Theodorsen, T. (1948). *Theory of Propellers*, McGraw-Hill, New York.
- Theodorsen, T. (1969). *Theory of Static Propellers & Helicopter Rotors*, Proc. 25th. Annual Forum of the American Helicopter Society.

第6章 材 料

P.Bradley

6.1 概 述

20 世纪材料科学的诸多进步都得益于航空航天工业的发展,尤其在特殊强度领域. 这些发展或进步又从根本上改变了飞行器的设计: 轻质硬合金、纤维增强复合材料或蜂窝材料的采用对飞行器结构设计产生了深远的影响; 合金高温性能改善和先进制造方法的推广 (如: 定向铸造、单晶制造、金属基复合涡轮叶片等) 使得发动机技术得以改进.

这些发展中的多数, 尤其是更强更轻材料的采用, 通过更轻的吊舱、头锥、桁条和尾翼改善了飞艇的设计. 然而, 这些改善仅仅使得飞艇的进步成为材料发展所产生的连带效果. 正是纺织工程的重要发展一直对飞艇设计的进步起着独特作用, 本章只对这一领域的发展进行探讨.

其他结构材料的发展在相关出版物中都有详细说明.

材料科学的发展是一个不断前进的过程, 没有一种出版物可以完全代表科技前沿. 在本章中, 将回顾至今为止纺织材料所取得的成果, 并揭示出纺织物性能对于现代飞艇艇体设计和制造的重要性.

6.2 飞艇纺织材料的理想特性

应用于加压状态的非硬性飞艇囊体的理想材料应具有以下特性:

6.2.1 主气囊材料

- (1) 高强度: 材料的强度决定了艇体可达到的最大尺寸.
- (2) 高的强度重量比: 以减小囊体重量.
- (3) 对来自于温度、湿度、紫外线等自然损耗的抵抗性: 这些因素决定了艇体的寿命以及它的维护要求.
- (4) 高抗撕裂性: 给出破坏极限.
- (5) 低渗透率以减少氦的流失: 氦气的流失将降低操纵性能, 提高操作成本.

(6) 优良的接合技术以确保高强度且可靠的接口, 从而避免蠕变断裂现象的出现.

(7) 低蠕变性: 确保艇体外形在其使用过程中的形状一致性.

6.2.2 副气囊材料

(1) 低渗透率: 减少空气和氦气的流失, 降低氦污染.

(2) 确保渗透率的同时, 应具有良好的柔韧性和抗磨损能力.

(3) 重量轻.

6.3 飞艇纺织材料的发展

随着合成材料的发展, 飞艇制造中所使用的纺织物已发生巨大改变, 下面对从自然纤维到现今的完全合成材料的发展作一介绍.

6.3.1 天然纤维

早期的主气囊材料都只是层合的橡胶涂层织物, 涂层可能是两片或三片用天然橡胶黏合在一起的棉纤维. 棉层之间互相有序的错开, 以增强剪切强度、刚度和抗撕裂性. 橡胶将纤维密封, 虽然可以通过改变中间层橡胶的含量来控制漏气率, 但是由此增多的橡胶会使胶合层变重. 为了进一步降低漏气率, 会在艇体的内表面、副气囊室的内外表面涂抹石蜡以增强密封性能.

主气囊材料由一系列缝合黏接层组成, 主要由缝合来保证接缝的良好接触, 由胶合剂来保证黏结稳固. 尽管如此, 在太阳辐射的影响下, 胶合层会随温度升高而软化, 为防止结合处滑动必须多缝几行, 直到温度回落胶合层才重新固化.

用现在的标准来看, 这种材料的性能低下. Houmard(1986) 指出一个重量为 $650\text{g}/\text{m}^2$ 拥有三层棉纤维的织物只拥有 $0.7\text{kN}/50\text{mm}$ 的强度. 同时由于风化原因, 使得强度会发生迅速的退化, 从而需要引入较大的安全系数, 艇体寿命短暂. 天然纤维织物的有限强度限制了非刚性艇体的最大尺寸, 大约在 8500m^3 左右.

6.3.2 合成材料

采用氯丁二烯橡胶替代天然橡胶作为涂层是主气囊材料中第一次引入合成产品. 尽管氯丁二烯橡胶比重大于天然橡胶, 但是在抗风化能力和防漏气性上氯丁二烯橡胶有明显优势, 从而艇体所需要的维护需求减少, 使用寿命也得以提高. 美中不足的是强度依然无法改善.

由复合纤维制成的基布的引入在满足高强度低重量的要求上前进了一大步. 两种早期的人造合成材料聚酰胺(尼龙)和聚酯(的确良)被制成细纱以用于织成布. 它们与棉的性能对比见表 6.1.

表 6.1 三种纤维的性能对比

	棉	尼龙	聚酯
比重	1.5	1.14	1.39
抗张强度 GPa	0.4~0.55	0.8	1.0
拉伸系数 GPa	—	5	12

通过对比,材料的轻质性和强度的高低显而易见. 聚酯因具有更高的拉伸系数和优良的抗水解性而成为制造飞艇的首选材料.

聚酯是 Goodyear 公司 GZ 20 飞艇使用的最轻的艇囊织物的基本织料, 该艇囊织物为重 $370\text{g}/\text{m}^2$ 的双层涂有氯丁二烯的聚酯织物, 至少具有 $145\text{kN}/50\text{mm}$ 的破坏强度. 过去制造的最大的非硬性飞艇 ZPG 3W, 体积 $42\,500\text{m}^3$, 由双层涂有氯丁二烯的聚酯织物建造成, 径向最小破坏强度为 $2.8\text{kN}/50\text{mm}$, 重量 $560\text{g}/\text{m}^2$.

这些材料相对于天然材料而言的确更轻更强, 但是在抗老化方面仍旧不理想, 需要定时的艇体维护和频繁的涂漆操作. 连接方式也未改善, 接口易于退化.

在这方面的进一步发展是在飞艇工业公司 Skyship 500 和 600 系列中使用的单层聚亚胺酯层合纤维. 而基布仍和以前一样, 是普通聚酯, 在其双面按 550 分特 (dtex) 15×15 织有聚醚型聚氨酯, 在其内表面黏结了一层 PVDC 共聚物 (Du Pont 的莎纶) 以减少氨渗漏. 这种材料的破坏强度达到了 $1.85\text{kN}/50\text{mm}$, 重量为 $370\sim 400\text{g}/\text{m}^2$.

聚亚胺酯层的使用使材料获得了更好的抗老化能力, 因此可以减少艇体的维护需求, 降低重新油漆的频率. 但是这只是对稳定的热带天气而言, 在湿热的回归线中, 聚亚胺酯的退化会加速.

这种材料中的接口方法有了改进. 不同于先前采用重叠的层接缝合方式, 材料在接口的内外侧均采用对接盖板条的形式, 从而利用盖板条承受载荷. 没有缝合线. 内外侧的盖板条具有不同的宽度, 使得接口上的刚度渐进过渡, 引起了应力集中现象. 聚氨酯胶合剂在承受剪切载荷方面十分高效, 因而进行的强度测试, 也往往是材料失效而不是接口被拉开. 这一胶合剂在较高温度下仍保持了它的强度性能, 只有在 75° 以上的高温下才会出现强度下降的现象. 同时, 接口还具有较好的抵抗环境破坏的能力.

这种材料的另一特性就是它允许艇体的结构改变. 以前制作艇体的三角布都是由布条在边缘结合而成, 在垂直于三角布轴线方向产生了大量的接口. 由于材料在卷长方向的强度要高于卷宽方向, 因此将强度方向定为艇体承受较高压力的圆周方向. 应用于 Skyship 500 和 600 系列的主气囊材料是单层的, 在卷长和卷宽方向具有相同的强度, 但是卷长方向具有更好的延展性. 沿卷长方向进行切分具有很多益处: 卷长方向更好的延展性缓解了制作过程中导致的应力集中; 接口数量的减少消

减了制作时间, 缩短了接口长度, 减少了接口遭破坏的可能, 同时还减轻了重量.

6.3.3 层压材料

目前最流行的主气囊材料是层压材料. 层压材料的特性就在于它可以对层压成分进行适宜的选取以达到良好的综合性能. 因此层压材料应由载荷承力层、阻气层和防老化层组成, 各层利用胶粘物质粘接起来. 黏结物质既要有利于层压制造, 又要便于材料黏合. 典型的材料结构见图 6.1.

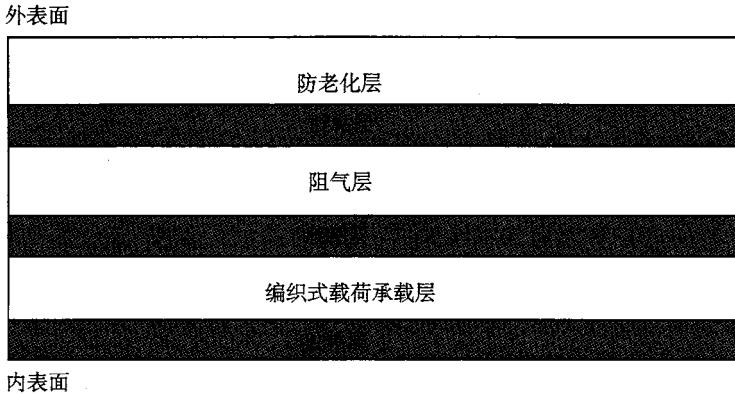


图 6.1 典型层压板横截面结构

结构内外表面在图 6.1 中已标明. 阻气层被夹在载荷承力层和防老化层之间. 这使得接合件可以直接黏结在承载构件上.

6.3.3.1 承力层

艇体材料的柔性需求要求承力层使用编织式结构. 大量的复合纤维可供选择, 在表 6.2 中列出了部分可用材料的相关性能.

表 6.2 可用于层压材料承载部件原料的典型特性

材料	比重	抗张强度/GPa	拉伸系数/GPa	失效延伸率	WSWF g/m ²
聚酯如: 涤纶的确良	1.39	1.0	12	10~15	330
聚酰胺如: 尼龙	1.14	0.8	5	20~25	350
高模数芳香族聚酰胺如: Kevlar49	1.45	2.7	130	2	120
低模数芳香族聚酰胺如: Kevlar29	1.44	2.7	60	4	120

飞艇 ZPG-3W 艇体的承力层由两层聚酯织物构成, 其体积达到 42 500m³. 35 年过去了, 聚酯仍旧是优先选择的织物原料. 原因在于: 聚酯各方面的性能比较平衡, 具有较好的综合指标: 高强度、良好的结构尺寸、水解稳定性等. 当生产这种材料时, 通常用的是低捻度的纤度为 1 000denier(丹尼尔) 的纺丝, 13×13 线、低卷曲

率、稳定的编织,用具有最小伸长率、低经纬屈曲变换以及高的抗扯强度的织料.聚酯也应有稳定的供应源.

与之相比较的纤维在许多方面拥有更为优秀的性能,但是综合评估却远不及聚酯,在某些情况下还会暴露出致命的缺陷.聚酯的这种优势地位可能会随着新优良纤维的出现而有所改变,聚酯不好的特性因而得到改善或者通过其他的办法加以补充.

聚酰胺的强度和聚酯相似,拥有更好延展性的同时拉伸系数却偏低;同时两者都容易遭受水解破坏.用聚酰胺制成的艇体结构稳定性差,使用寿命短.

芳香族聚酰胺拥有更高的强度,更大的弹性模量,更低的失效应变,最初研发的目的是作为碳纤维的廉价替代品来作树脂的增强材料.如果只考虑强度问题,其可以显著减少艇体重量.芳香族聚酰胺唯一也是最大的缺点就在于其易于产生光化学破坏.尽管如此,即使低模量的芳香族聚酰胺也可以制造出具有低失效延伸率的硬质纤维.

芳香族聚酰胺层压板不能缓解大型结构制造过程中必然出现的应力集中现象.应力的集中得不到释放就会因撕裂扩散而引发事故.只有解决掉这个问题,芳香族聚酰胺才有可能用于制造轻质高强度的飞艇艇体.

以高性能聚乙烯为原料制作的纤维与其他类似聚乙烯材料制作出的纤维有很大不同.普通聚乙烯制品,因为有卷在一起的长分子链使得它在彻底破坏之前能扩展到原来体积的数倍.而这种新型纤维聚合体分子链已经伸直并沿其长度方向排列,由此获得更高的强度和低失效延伸率.这种材料太新,还未进行长期的实验研究.但是它具有制造给定强度下最轻织物的潜在性能,其重量甚至可以远远低于聚酯或聚酰胺重量的一半.这种材料和芳香族聚酰胺具有相似的失效延伸率和拉伸系数,有可能出现应力集中无法释放的现象,从而引起裂纹扩散.

聚酰亚胺以其出色的抗火性能而著称,在其他方面和聚酯都比较相似,但是造价相对较高.

编织式玻璃纤维织物在空气支撑物件和抗张结构中被广泛的使用,并且一般采用黏结式而非层压式.这样制作出来的纤维很硬,褶皱时易于损坏,因此需要谨慎的装卸.它不是制作艇体织物的可行性材料.

6.3.3.2 阻气层

阻气层既可以是一个涂层也可能仅仅是一层薄膜.早期的所有材料都需要进行涂层以隔离气体,就像我们现在对副气囊进行涂层一样.随着层压技术的不断发展,阻气层逐步演化为一层薄膜.可用于涂层和制作薄膜的原料分别见表 6.3 和表 6.4.

正如其他的层面可以降低氦气流失一样,阻气层也不局限于一种功能.除了要具备低渗透率以外,阻气层还应拥有较好的剪切强度以增强层压板的整体硬度.同

时作为层压板的中间层它与上下层应确保牢固胶合,与任何一方的粘连失效都将导致层间的剥离。

在实践中,聚酯再次成为最合适的材料,最常见的如聚酯薄膜构件。聚酯薄膜具有低渗透率和相对较高的强度及硬度,因此是目前应用最为广泛的层压成分。

表 6.3 涂层用材料性能 a

材料	比重	硬度	抗张强度	抗摩擦性
天然橡胶	0.93	30~100	(3000)	优良
氯丁橡胶	1.23	40~95	(3000)	优良
丁基	0.92	30~100	(2000)	好
聚硅酮	1.1~1.16	25~80	(1000)	差
氯磺化 P.E (氯磺酰化聚乙烯合成橡胶)	1.12~1.28	50~95	(3000)	优良
聚酯合成橡胶	1.17~1.25	40D~72D	3600~5500	优良
聚氨酯	1.05~1.30	35~100	(4000)	优良
聚氯乙烯	1.20~1.35	40~90	(1500~3500)	优良

涂层用材料性能 b

材料	渗透率	可否热封	抗风化性	与织物的粘连性
天然橡胶	中等	否	差	优良
氯丁橡胶	低	否	好	优良
丁基	非常低	否	优良	好
聚硅酮	中等	否	优良	好
氯磺化 P.E(氯磺酰化聚乙烯合成橡胶)	低	否	优良	好
聚酯合成橡胶	高	可以	好(含添加剂)	好
聚氨酯	低	可以	好	优良
聚氯乙烯	中等—低	可以	好	优良

表 6.4 薄膜用材料性能 a

材料	抗张强度	最终伸长量	气体渗透率	与织物的粘连性
聚亚胺酯	4 000~10 000	400~600	低	优良
聚乙烯氯化物	8 000~16 000	90~250	低	差
聚酯	25 000~45 000	40~120	低	中等
尼龙	10 000~17 000	300~500	非常低	中等
聚二氯乙烯共聚物(莎纶)	7 000~16 000	30~60	非常低	中等
聚四氟乙烯	3000	300	中等	差
低密度聚乙烯	1 000~2 300	90~800	中等	差
聚氯乙烯	1 000~3 000	200~400	中等—低	优良

薄膜用材料性能 b

续表

材料	可否热封	抗风化性	抗弯曲疲劳性	尺寸稳定性
聚氨酯	可以	好	好	差
聚乙烯氯化物	可以 (含添加剂)	优良	优良	好
聚酯	否	中等	中等	优良
尼龙	—	差	优良	优良
聚二氯乙烯共聚物共 (莎纶)	可以	差	中等	好
聚四氟乙烯	可以 (仅某些品种)	优良	好	好
低密度聚乙烯	可以	好 (含加色剂)	优良	差
聚氯乙烯	可以	好	好	差

6.3.3.3 防老化层

许多作为保持气体部件的材料也用于防风化部件,但它们之中有一种具备更为出色的性能,在保护膜制造领域已应用相当长一段时间.这一材料便是聚氟乙烯,简称为 PVF,以其商标 Tedlar (Du Pont) 闻名.它不仅在各种酸、碱、溶剂环境下对温度呈现惰性,同时具备其他许多复合材料无法比拟的光化学稳定性.

以下对 PVF 层压织物和先前使用的涂层材料进行对比:

氯丁二烯橡胶

- (1) 比重高出于聚氨酯或 PVF50%.
- (2) 抗老化能力普通,在频繁养护的情况下使用寿命为 3 年.
- (3) 必须使用黏合剂进行粘接.

聚氨酯

- (1) 非常低的氦气渗透率.
- (2) 良好的装卸性能和抗皱性.
- (3) 较好的抗老化能力,在中度养护的情况下使用寿命为 5 年.
- (4) 易于装卸和接合 (粘接或热熔接).

PVF

- (1) 非常低的氦气渗透率.
- (2) 防霉性好.
- (3) 优良的抗老化能力,在没有养护的情况下使用寿命可达 15~20 年.

飞艇预期寿命的大幅度增长显示出 PVF 层压板的优越性,尤其是 PVF 不需要或需要最少量的维护.延长的使用寿命和零星的维护操作都有效的补偿了艇体原料和制造过程中增多的成本投入.严格的成本分析表明在整个艇体的生产使用循环中,总的资金投入大大减少.

6.3.3.4 胶合和连接

将层压成分组合为一体的胶合剂同时也担负着使材料接合的责任, 因此它是层压板中一项非常重要的组成部分. 一种可溶的胶合剂既要能够有助于层压板的生产, 同时还要求能够增强接口的可靠性. 无论是热熔接还是胶粘, 都无法对接口进行检测, 但是热熔接与胶粘相比有更好的可控性, 因此其产生的接口可靠性相对较高.

拥有要求性能的原料是相当有限的. 由 Du Pont 公司生产的聚酯共聚物, 简称 Hytrel, 已经得到了成功应用. 这一材料的性能符合胶合剂的要求, 同时它还有助于减小层压板的气体渗透率.

胶合剂的这些性质要求在层压板生产中使用到具有腐蚀性的溶剂. 以前曾因为使用某些溶剂发生过问题, 而被健康与安全协会禁止, 不得不采用更为昂贵的物质替代.

典型的层压板接口结构见图 6.2. 使用经过特殊处理的对接盖板条对材料进行接合, 接口会在压力作用下升温冷却. 盖板条承受所有接口载荷, 外面的接板是用抗老化材料做成的, 只起密封的作用. 作为盖板条的板条采用特殊的编制式结构从而在宽度方向获得较高的强度, 并且用胶合剂浸透. 类似的其他用于飞艇特殊连接的 T 型或 X 型板条也用此方法注入胶合剂.

- ▭ 抗老化层
- ▭ 阻气层
- ▭ 承力层
- ▭ 织物对接盖板条
- ▭ 黏合剂

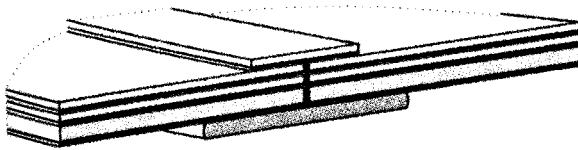


图 6.2 典型多层材料接头的断面

当与聚亚胺酯层合材料相接时, 接口强度甚至大于材料自身. 在相关的测试中, 失效处也往往不是接口部分.

6.3.3.5 层压材料的潜能

层压织物具有制造轻质高强度物件的潜能. 由美国海军设计的 YEZ 2A 飞艇体积达到 70 800m³, 采用的材料由单层涤纶与聚酯薄膜、聚氟乙烯层压而成, 选用 Hytrel 作为胶合剂. 其单向强度达到了 5.25kN/50mm, 单位重量为 440g/m². 对于

这种织物的改进产品正在研发,其单向强度有望达到 14kN/50mm,而单位重量仅 1kg/m² 左右。

设计一艘体为 110 万立方米的软式飞艇,使其材料强度达到以上数值,是完全可行的 (Munk)。

6.3.3.6 副气囊材料

先前部分只是对主气囊材料进行了介绍。副气囊作为艇体的重要组成部分,要求其选用的材料拥有一般的综合性能。副气囊在不断地进行充气、放气运动,运动过程中会与艇体及其自身产生摩擦。尽管主副气囊气体间没有压力差,副气囊不承受压力,但是在飞行运动中易发生气囊晃动,从而导致材料承受载荷。

副气囊材料在确保不增加渗透率的前提下,应具有抗弯折能力和抗磨损能力。目前涂层材料和层压材料都在使用。

涂层材料使用轻质的尼龙或聚酯,内外侧都采用聚亚胺酯覆盖;在某些类型中只在一侧进行涂层,而另一侧利用薄膜替代涂层方式。涂层材料、涂层操作和开放性的编织式结构使得制造物柔顺,并具有良好的挠曲性能。这一点已被各种挠曲试验所证实。但实际上,柔顺的表面将会产生较剧烈的摩擦,因此必须确保其具有足够的抗摩擦性。

层压材料上多了一层厚度为 0.01mm 的物质,这是粘接在涂有聚亚胺酯的密织纤维上的聚酯膜。这种紧密编织的方式和聚亚胺膜的存在使得织物更硬,但是其聚酯表面的摩擦性能降低。材料自身的制造过程更为困难,接合方式也比聚亚胺酯涂层材料繁琐。尽管柔顺性能不及涂层材料,但层压材料硬度较高,其耐用性在实际应用已得到证实。这说明了过去用来检测材料挠曲性能的挠曲试验并未能真正模拟副气囊工作的真实环境。

理论上,副气囊内外并不存在压力差,因此其材料不需要承受持久的振动载荷,从而只需具备适中的强度。但是在某些飞行状态中,气囊会出现晃动,运动加剧,使得副气囊承受较大的载荷。到目前为止,尚无对于这种载荷的观测记录。

6.4 艇体材料的性能

飞艇艇体的设计直接或间接受到材料性能的影响,在一些有争议的问题上必须兼顾各方面的因素。这一部分将对材料的主要性能进行介绍。

从先前的部分可以了解到无论是涂层材料还是层压材料都具有复杂的结构。在通常的工程结构中,整个系统的特性和材料的性质有一定关系,但其主要取决于结构的设计,屋架结构就是一个极好的例子。与之类似,层压板的特性并不能简单的与

其成分性质划上等号. 在这里, 我们使用“性能”来描述整个复杂系统的宏观特性. 制造或结构上的一个微小改变都可能使得系统性能产生巨大变化.

以下部分中, 材料的性能并未给出具体数值, 因为这些数值可能是不标准的, 有些甚至会有误导性. 值得指出的是, 在现在公开发表的论文中, 出于制造者和使用者的商业敏感性, 许多数值都未加以公布.

6.4.1 应力 — 应变性能

单向拉伸强度是气囊材料一个重要的参数, 也是引用最多的一个性能. 但它对于各向异性非线性材料的应力 — 应变性能只给出了有限的信息. 现代应力仿真技术可以为非线性材料提供帮助, 通过这种技术可以获取材料在各种情况下的应力 — 应变性能的具体数据, 其中包括双向受载情况.

6.4.1.1 双向受载

检测编织式材料在双向应力情况下的状态不是一件容易的事情, 并且这种检测没有一个广泛接受的标准试验作为基础. 最近几年, 测试方法正在改进, 也出现了一些专门的测试仪器. 它们通过叠加两个正交的应力场而获得双向应力状态 (Reichardt, Woo and Montgomery, 1953; Niwa, Kawabata and Kawai, 1971; Reinhardt, 1976). 测试仪器是一个复杂的设备, 下面就是一段关于它的描述: “……具有一个 $3\text{m} \times 3\text{m}$ 的刚性框架, 每边都有 10 个液压活塞, 这些活塞可以横向运动并进行独立调节以补偿试样的误差. 试样占据了一个 $50\text{cm} \times 50\text{cm}$ 的方形区域……” (Losch, 1971).

采用这种仪器对材料应力 — 应变特性进行的测试, 既可以用来验证关于纤维性能和织物结构简化特性的理论预见 (Kawabata et al., 1973), 又可以用来验证十字形试样在双向受载情况下建立的有限元模型 (Minami and Nakahara, 1981).

双向应力 — 应变试验数据的获取是一个费时的工作. 试验需要在观测方向的正交方向上保持一定的载荷, 对观测方向的应力 — 应变特性进行测量. 而要获得全面的双向受载实验数据, 需要进行大量的重复试验.

有一点需要特别加以注意: 在对尼龙织物进行双向受载试验时, 迟滞的影响巨大. 测试样品在进行完一次试验后, 必须有 24 小时的恢复时间才能获得复现性的数据 (Render and Bradley, 1986). 如果涂层材料和层压材料也是这种情况, 那么全面的双向受载实验数据的获取不但费时而且成本昂贵. 但是从有限的对双向应力 — 应变性能进行预测的简化方法已被证实了它的有效性 (Kageyama et al., 1988).

6.4.1.2 剪切性能

气囊往往会承受较大的剪切载荷, 各种应力仿真技术也需要剪切应力数据. 正如需要获取可靠的双向应力 — 应变数据一样, 可靠的剪切应力数据也不可或缺.

现已有编织式织物的剪切变形模型 (Kawabata, 1989), 以及建立在相交纤维或纱线弯曲、旋转和滑移基础上的“纤维装配图”(Pan and Carnaby, 1989). 对于未涂层的棉织物来说, 实测剪切变形和预测剪切变形之间的紧密相关性已被证实, 而这种测量方式基于对复杂双向测试仪器的应用 (Kawabata, 1989).

不论是织物的涂层还是胶合在织物上的薄膜都会对物质的剪切性能产生巨大的影响, 表现为剪切强度和硬度的急剧提高. 剪切性能试验的样品往往是加压的圆柱体. 在一项研究 (Alley and Faison, 1972) 中, 加压的圆柱体是由聚亚胺酯包裹的尼龙纤维, 并使其承受单独的轴向载荷或转矩载荷. 这样, 物体的切向、轴向和剪切应力均可独立变化, 而物体的变形是通过贴于圆柱体表面的栅格进行拍照而获得的. 这一测量只对加载情形适用, 因为对于周期性载荷, 物质的应力—应变特性取决于先前的加载过程.

以上提及的对于涂层织物的测量不是最新的研究成果, 而且最近这一方面的论文极少. 总的来说, 如果设计者或是应力分析需要用到详细的剪切数据, 获取这些数据的方法总是存在的.

6.4.2 渗透性

气囊材料并未形成防止气体渗漏的薄膜. 从理论上来说, 膜渗透是由膜两侧的气体压力差决定的, 因此不但氦气可以向外扩散, 同时外界空气和水蒸气也可以渗透进艇体. 氦气作为一种单原子气体, 拥有最小的分子直径, 在相同条件下, 它对于物质的渗透速度要远远大于其他类型气体. 而外界空气的主要成分为氧气和氮气, 分子直径较大, 相对于艇体的扩散很小. 关于这一点实际工作已提供了充分的依据. 从数据上进行比较的话, 氮气相对于材料 PVF 的渗透率仅为氦气相对于此材料渗透率的 0.05%. 可见, 氦气的流失比任何稀释效果来得更快.

从运行角度来看, 氦气相对于艇体的流失是一个需要重点考虑的问题. 这一问题不可避免, 即使是采用铝合金镀层的美国海军飞艇 ZMC-2 也无法将氦气流失降为零.

氦气的流失有两方面的影响:

(1) 导致了升力的下降, 从而使得飞艇的可操控性能降低. 但这并不是一个安全隐患, 因为气体流失量往往具备一个已知比率, 并且可以进行相应调节.

(2) 为了维持飞艇的可操控性, 必须加入氦气, 从而提高了飞艇的运营成本.

根据平方法则 / 立方法则, 氦气渗漏会使飞艇的操纵性能变差 (氦气的流失随着氦气的填充比例的降低而减少). 并且艇体尺寸越大, 在一定渗透率的条件下, 氦气的流失量也越大. 因此, 减小氦气的流失是必需的. 过去, 往往通过增加材料中橡胶的含量或是对艇体进行石蜡涂层以减少氦气的流失, 而现行方式则主要是选取氦气渗透率小的材料.

使用标准方法对氦气渗透率进行测量, 获得的数据往往是变化的, 并且未能与升力减小值相联系. TCOM 对层压艇体材料的氦气渗透率进行了研究 (Ashford et al, 1983). 研究中, 各个实验室采用相同的实验参数和实验方法, 对材料的渗透率进行独立测试, 从而获得了大量的数据记录. 通过对实验细节和操作的仔细研究, TCOM 成功的获取了一套可靠而具重现性的测试方法.

根据层压成分的渗透率, 可以计算出整体材料渗透率的理论值. 比如, 一个由聚酯薄膜、聚氟乙烯和涤纶层压, Hytrel 作为胶合剂的层压板, 理论计算所得的渗透率为 $1.14 \text{ L/m}^2\text{DA}$ (升/平方米·天·气压), 而实际测量所得值为 $0.99 \text{ L/m}^2\text{DA}$.

TCOM 进一步计算出了一个 411000ft^3 的高空气球每天的升力减小值为 12 磅, 而通过对实际高空气球的测量, 证实了其减小值为 14~16 磅. 可见, 对于新型的气囊材料而言, 氦气的损失量基本上完全决定于氦气相对于气囊材料的渗透率.

改进防渗漏膜是进一步减小渗透率的唯一方法. 既然根据成分的渗透率可以预测整体材料, 那么造膜材料的选取应集中在那些低渗透的原料上.

6.4.3 抗撕裂性

新型的气囊材料比以往使用的更为坚韧, 但是仍旧难以量化. 这是因为抗撕裂性的测试方法并未明显改善. 目前为止, 没有关于层压板快速裂纹扩展的数据公布. 对于撕裂强度的测量问题进行背景介绍有助于理解获取足够数据的困难性.

6.4.3.1 撕裂强度的测量

关于撕裂强度和抗撕裂性的测量方法多年来不断发展. Harrison(1960) 发表了一篇关于纺织物材料撕裂强度的综合性论文, 其中包含了从 1910~1960 年的多达 200 篇参考书目.

对于纺织物材料撕裂强度的定量测量可以追溯到 20 世纪头十年, 当时纺织材料是飞行器制造中的重要组成部分. 撕裂是纺织材料的主要失效形式, 其主要来源于粗加工所直接产生的裂纹, 以及遭破坏或孔洞区域的裂纹扩张.

除了飞行器领域, 降落伞、宿营装备、货车顶棚, 甚至于工业箱包生产中, 撕裂强度都占据不可忽略的重要地位.

因此, 人们在撕裂强度的测量方法上做出了许多努力, 至今仍在使用的很多方法都起源于一战时期. 裂缝拉伸试验、单楔形裂口撕裂试验、不规则形试验、裂缝破损试验等经过不断的改善, 至今沿用. 尽管进行了设定裂纹扩展条件的尝试, 所有的这些试验, 都只能给出相对的撕裂强度, 而无法预测给定条件下纺织物裂纹的响应情况.

测试可以得到定性的结果, 并且所有的分析过程都基于以下的假设:

- (1) 撕扯时所有的纤维都单独破坏, 而撕裂强度大致与单纤维强度成正比;

- (2) 虽然是单独破坏,但在即将断裂的纤维周围的纤维会因撕裂而承受拉应力;
- (3) 以这种方式受拉的纤维数量由纤维的间距所决定。

基于这些假设,可以给出不同织物类型的定性描述.而这些描述主要是关于裂缝附近纤维的受力形式的,总结如下:

- (1) 相交纤维间的平滑度和延展度都将影响即将损坏纤维周围的承载情况。
- (2) 纱线的扭合通过改变平滑度和纤维间距而产生影响。
- (3) 使用较为粗糙的纱线会影响到撕裂强度,但是粗糙度的增加会使得破裂强度增大.因此为了提高裂纹的抗张强度,增大粗糙度是必要的。
- (4) 纤维间距的影响不稳定,而且取决于诸多因素,因此对于它的考虑是次要的。

(5) 脆性带来两方面的结果:一个较高的脆性使得织物更具延展性,撕裂强度相应升高的同时,裂纹尖端的应力分布区域更为宽广;然而高脆性纤维的挠曲加强,提高了滑移的发生概率,从而导致撕裂强度的降低.在裂纹破损试验中,通过控制脆性平衡来确保经线和纬线上的延展率一致,将改善猝发压力状况。

(6) 编织方式影响着织物的质量、纤维间滑移的难易程度以及同时遭破坏的纤维数等,粗糙编织方式相对于平滑编织方式的优势由此显露出来。

(7) 最终步骤如冲刷、漂白、染色等都会以改变纤维的强度或改变纤维平滑度的方式而影响抗张强度,这些影响又会带来继发性的问题.而丝光处理和防水蜡的应用会影响“纱线平滑度”,从而促使纤维滑移,改变载荷分布状况。

(8) 涂层从一定程度上限制了纤维的运动,从而降低了撕裂强度.如果将纤维捆绑成团也会得到相似的效果。

Harrison 的理论是对 20 世纪 60 年代知识的全面总结.那时观测工作的主要部分集中在未涂层织物裂纹和不规则形的撕裂试验上.在这些实验中,直接作用于裂纹并使其扩展的载荷被记录下来,而离裂纹较远的部分不受应力作用.如果载荷移除,裂纹停止扩张.裂纹理论在裂纹的扩展分析中,假定了纤维的破坏是独立的,并且只有靠近裂纹区的纤维受力.这一类型的定量分析对基础织物和纱线性能给出了详尽的描述。

然而,在伤口拉伸和伤口破损试验中观测到了一种新的现象.实验中,样品被持续加压,当载荷达到一定程度时伤口开始缓慢扩展.在这一阶段,将载荷移除,扩展现象会中止.持续加压到一个相对较高的数值时,裂纹扩展会剧烈化,达到每秒几百英尺的速度.对于这一现象的原理解释被认定为和惯常的撕裂现象一致,并没有提出特殊的裂纹快速扩展的理论分析。

也许是认为裂纹快速扩展的现象并不重要,Harrison 在他的理论中很少提及.根据 Abbott 和 Skelton(1972) 的研究,裂纹快速扩展更多的存在于涂层织物中.因此,在 1960 年以前,高压织物薄膜中裂纹快速扩展的敏感性并没有得到解决。

关于裂纹扩张的研究在不断发展, 并逐步应用到纺织物 (和以纺织为基础的材料) 领域. 但 Harrison 理论对于现有观点仍具有深远影响.

6.4.3.2 断裂力学方法简介

所有的材料和工程结构都无一例外的具有裂纹或缺陷, 并且这些裂纹或缺陷在一定条件下会剧烈扩展. 这个不可改变的事实引发了断裂力学的产生. 而理论的初步发展是为了解释脆性高强度材料的性能问题, 随后逐步应用到塑性材料方面.

断裂力学的基础是一个包含应力强度因子的函数的确定. 这一函数根据物质的受力状况和裂纹长度确定了裂纹尖端处的应力集中场.

对于线弹性体, 函数具有如下形式: $\sigma_f = K\sqrt{\pi a}$ (6.1)

其中, σ_f 为应力, K 为应力强度因子, a 为裂纹长度的一半.

当应力强度因子低于一定数值时, 裂纹不发生扩展或扩展缓慢; 一旦其高于特定值, 裂纹扩展剧烈化. 而这一临界值 K_c 是一个材料常数, 反映材料强度.

断裂力学理论将各种形式的裂纹分为三种: I 类裂纹为张开型裂纹, II 类裂纹为滑开型裂纹, III 类裂纹为撕开型裂纹.

随着断裂力学理论的出现, 通过对 III 类裂纹进行各种形式的撕裂测试, 纺织物的抗撕裂性得到了更进一步的研究. 并且, 这些测试遵循一定的国际标准. 相对的, 纺织物结构中 I 类裂纹容易产生失效现象. 在这种类型裂纹中, 某些点的裂纹扩展会失去控制. 不同应用领域的区别导致常规的撕裂测试未能对艇体中裂纹的响应提供相应信息. 常规的撕裂测试一般仅作为性能测试, 但即使如此它也常常具有争议性. 因为撕裂强度与单独的纤维强度具有紧密的联系, 些许的变化都会在纺织物抗张强度中表现出来.

6.4.3.3 纺织物中断裂力学方法的应用

20 世纪七八十年代, 断裂力学的原理应用到了涂层纺织材料上. 这一应用来源于高强度涂层纺织材料在两个领域的使用: 气体支撑结构和大跨度的顶板张力结构. 这两种结构中, 裂纹的扩展一旦失去控制往往会带来灾难性的后果. 同时材料易于受到外界物质的破坏, 如强风的侵袭等. 因此, 材料在受力的同时还应具备一定的承受破坏的能力 (Ansell et al, 1984).

在飞艇艇体中, 裂纹的扩展性质远远的重要于裂纹的产生. 大量的文献对于裂纹扩展问题进行了论述. 这里只是对发现成果进行了概述, 细节问题请查阅相关的原始文献.

早期的研究主要是测量裂纹扩展 (Kawabata, 1989) 和加压织物气柱的临界裂纹长度 (Topping, 1973), 提供理论评定方法. 这些研究认为, 通过剪切作用裂纹尖

端处的应力集中被传播出去, 因此材料的剪切硬度是一个重要因素.

人们一直试图得出关于涂层织物的裂纹扩展理论——基于单向或双向加载试件的撕裂扩展 (Minami,1978;Williams 和 Gaafar,1984), 并用理论修正试验结果 (Minami,1978).

Hedgepeth 建立了纤维加强型复合材料中裂纹的应力集中模型. Minami(1978) 在这一基础上应用 Griffith 的能量平衡原理作为失效准则建构了一套理论, 并建立了一个作为硬度量度的函数. 此函数对于不同长度的裂纹来说基本保持不变, 这是对材料硬度进行测量的一个必要条件.

然而, 这些理论无一例外地假定了涂层织物的应力—应变特性是线弹性的. 但事实上这些材料都是各向异性且非线性的. 至今, 仍没有看到有更进一步的理论将材料的非线性考虑进去. 但 Racah(1984) 早已指出, 在公式 (6.1) 中, a 的值只有在在线弹性情况下才等于 0.5.

理论分析和实际研究都表明了裂纹尖端应力集中的重要性, 同时应力集中对裂纹前端 (即塑性金属中裂纹前端的塑性区) 的作用方式也不可忽视. 应力是由黏结层间的剪切力传递的. 受压区的大小和分布受到剪切硬度和拉伸系数的影响. 层压材料越硬, 应力集中区就越大, 从而提高物质的抗撕裂性.

6.4.3.4 单双向撕裂测试

大部分的试验是在单向拉伸的状态下进行的, 然而越来越多的双向拉伸试验涌现出来. 试验表明, 单向拉伸时, 裂纹扩展载荷要比双向拉伸时稍小. 这是因为“单向应力状态下裂纹周围产生的侧向变形在双向应力状态下得到了抑制, 并且双向应力条件下裂纹周围的应力集中现象的重要性有所下降”(Minami and Motobayashi, 1981). Williams 和 Gaafar 已于 1984 年对此做出了理论预测.

这一发现说明单向测试获得的裂纹扩展数据已十分充分, 没有必要再进行双向撕裂试验. 因为双向测试不但操作复杂、成本高, 而且所获得的试验数据不尽人意.

然而, 如果剪切区域 (将裂纹尖端载荷传递出去的区域) 受到试验机夹具或样品边缘的干扰, 那么标准的单向长型裂口拉伸试验将无法获得具有复现性的测试结果. 标准化的撕裂强度测试中, 所使用的试件尺寸较小, 而在实际测试中所使用的试件长度至少是裂缝初始长度的 20 倍, 而宽度也达到它的 5 倍以上 (Racah, 1984). 因此, 试件尺寸不是固定的, 可能要求试件大小为 1m^3 .

至今, 无论是涂层织物还是层压织物中的裂纹扩展问题都未得到解决. 然而, 在确定重要参数的问题上已取得了很大的进展. 相信在这一领域的进一步努力将会给出材料韧性测量的可行方法.

6.4.4 挠曲性能

在先前章节中已经对副气囊材料的要求进行了介绍,其必须能够承受持久的挠曲和摩擦,并且不影响材质的气体渗透率。在概念上的阐述是清晰明了的,然而应用到实际中许多因素无法准确界定:既无法明确这些性能测试究竟有怎样的要求,也无法划定参数可被接受的标准。另外,对于材料渗透率的测量也要求试件在一定的挠曲状态下进行,从而模拟真实工作环境。

总的来说,专门针对主副气囊材料的测试已经进行了很多,并在不断发展。这些测试方法借鉴于其他领域的特殊测验,但也具有其独特性。

关于挠曲的一个早期试验是 Rotoflex 试验,其在美国军方飞艇材料清单中有详细说明。在这一试验中,圆形试样的一个直径面以一定的载荷被夹持,并且夹具会进行 200 个周期的 $\pm 270^\circ$ 旋转。此过程会在多个直径面上进行。经过这样的处理,渗透率的增大不会超过给定的界限,材料的强度也不会发生明显下降。这一操作程序模拟出材料真实使用时的挠曲状态,同时也是对渗透率和强度进行测量前的调试过程。

一种称为扭转—挠曲的调节过程旨在对高空气球材料的性能进行控制。这一过程的实现是相对困难的。两个直径 0.3m 长 1.2m 的圆柱体相连且共轴,对它们进行交替充、放气。每旋转半周充气柱体扭转放气柱体,将它的长度由 1.2m 压至 0.2m。随后过程颠倒过来,将充气柱体中的空气抽出而压入放气柱体中。对于一个高空气球而言,这种过程往往要重复进行 100 个周期。

许多来自于皮革、鞋业工业的测试方法被引入到飞艇制造中,并且某些还具备了国际标准 (ASTM D2097-84, BS 3424, Part9:1980)。

如果仅仅是一个对比试验,或是已经进行了充分的测试将实验结果和所要求的抗挠曲性相联系,那么具体的试验方式并不重要。

6.5 改进的层压材料

近来出现了一种新型的可用于气囊制造的层压材料。这一材料已作为高性能赛艇的帆布原料得到应用。

这种层压材料的基本结构和之前介绍的一样,不同的是载荷承载层是平纹棉麻织物。一般来说,由纱线制作的平纹棉麻织物不采用编织式,层压于两片聚酯薄膜之间,即无扭合也没有脆性。通过对不同重量和不同型号的纱线进行组合,材料能够在不同方向获得所期望的强度和硬度。这样制作出来的层压材料不但轻质、坚硬、稳固,而且具有优良的抗撕裂性。

材料的发展需要进行更进一步的试验,然而目前发布的关于此层压材料性能的

信息却是十分有限的. 尽管如此, 这种层压材料仍有潜力发展为理想的气囊材料.

6.6 总 结

本章主要对飞艇艇体的制作材料进行了介绍.

纺织技术和理论的发展转化为材料性能的改善. 但就目前而言, 一些重要的特性并未能完全掌控, 其对艇体设计的影响也未完全明晰.

无论是涂层还是层压, 编织式纺织材料都被作为一个各向同性的薄片对待, 这一观点是错误的. 纺织物是各向异性的, 具有非线性的应力—应变关系, 相互垂直的方向上应力—应变性能通过束缚条件而相互影响.

工程材料都是按照固有的规则进行响应, 尽管目前人们对这些规则可能尚不明确.

参 考 文 献

- Abbott N.J. and Skelton J. *Crack Propagation in Woven Fabrics*. J. Coated Fibrous Materials. 1, 234, (1972).
- Alley V. L. and Faison R. W. *Experimental Investigation of Strains in Fabric under Biaxial and Shear Forces*. J. Aircraft. 9, 55, (1972).
- Ansell M., Barnes M. and Williams C. *Structural Property Tests for Coated Fabrics*. Institute of Structural Engineers/University of Bath Conference, The Design of Air Supported Structures, Bristol, (1984).
- Ashford R.L., Bata B.T. and Walsh E.D. *Measurement of Helium Gas Transmission Through Aerostat Material*. AIAA Lighter-Than-Air Conference, Anaheim, California, (1983).
- ASTM D2097-84. *Standard Method of Flex Testing of Finish on Upholstery Leather*.
- BS 3424: Part 9: 1980. *Testing Coated Fabrics*. Part 9. Methods 11A, 11B, 11C and 11D. Methods for determination of resistance to damage by flexing.
- Harrison P. W. *The Tearing Strength of Fabrics - A Review of the Literature*. J. Textile Institute. p61 Mar, (1960).
- Hedgepeth J. M. *Stress Concentration in Filamentary Structures*. NASA Tech. Note D-882, May, (1961).
- Houmar J.E. *Maximum Size of a Nonrigid Airship*. AIAA Aircraft Systems, Design and Technology Meeting, Dayton, Ohio, (1986).
- Kageyama M., Kawabata S. and Niwa M. *The Validity of a "Linearizing Method" for predicting the Biaxial-Extension Properties of Fabrics*. J. Textile Institute (1988), No. 4.
- Kawabata S., Niwa M. and Kawai H. *The Finite Deformation Theory of Plain-Weave Fabrics*. J. Textile Institute 64, 21, (1973).
- Kawabata S. *Non-Linear Mechanics of Woven and Knitted Materials*. *Textile Structural Composites*. (Composite Materials Series Vol 3) Piper R. B. (Editor) Elsevier, (1989).

- Losch M. *Bestimmung der Mechanischen Konstanten für Einen Zweidimensionalen, Nichtlinearen, Anisotropen, Elastischen Stoff am Beispiel Beschichteter Gewebe*. Diss. Univ. Stuttgart (1971).
- MIL-C-21189(Aer). *Cloth, Laminated, ZPG2 and ZPG2W Type Airship Envelope*. 15 July (1959).
- Minami H. *Strength of Coated Fabrics with Crack*. J. Coated Fabrics, 7, 269, (1978).
- Minami H. and Motobayashi S. *Experimental Research on Uniaxial and Biaxial Tensile Strength of Coated Fabrics with Various Shaped Defects*. J. Coated Fabrics, 11, 24, (1981).
- Minami H. and Nakahara Y. *Experimental Verification of the Method of Deformation Analysis of Coated Plain-Weave Fabrics by Biaxial Tensile Tester*. J. Coated Fabrics. 11, 11, (1981).
- Munk R. *Private Communication*
- Niwa M., Kawabata S. and Kawai H. *Analysis of the Anisotropic Tensile Properties of Plain-Weave Fabrics*. J. Textile Machinery Soc. Japan. 17, 47, (1971).
- Pan N. and Carnaby G. A. *Theory of Shear Deformation of Fibrous Assemblies*. Textile Research J. 59, 285, (1989).
- Racah E. *Crack Propagation Testing of Coated Fabrics Used in Surface Stressed Flexible Structures*. J. Industrial Fabrics, 3, 4, (1984).
- Reichardt C.H., Woo H.K. and Montgomery D.J. *A two-Dimensional Load-Extension Tester for Woven Fabrics*. Textile Research J. 24, 424, (1953).
- Reinhardt H. W. *On the Biaxial Testing and Strength of Coated Fabrics*. Experimental Mechanics. p71, Feb. (1976).
- Render A. B. and Bradley P. D. *The Development of a Parachute Strain Measurement Technique*. AIAA. . . . Conference, Albuquerque, (1986).
- Topping A. D. *The Critical Slit Length of Pressurised Coated Fabric Cylinders*. J. Coated Fabrics. 3, 96, (1973).
- Williams C. and Gaafar I. *Tear Propagation in Coated Fabrics*. Institute of Structural Engineers/University of Bath Conference, The Design of Air Supported Structures, Bristol, (1984).

第7章 结 构

C.Luffman

7.1 概 述

飞艇按结构划分,通常可分为4类:硬式、软式、半硬式和混合式。硬式飞艇一般具有整体骨架,其承受整体弯曲并保持飞艇外形,骨架外蒙有轻质绷紧涂层材料,以保持飞艇有光滑的气动外形;在艇体骨架内安装一系列密闭的小气囊。其他系统和结构特征由骨架结构承载。那些使用单一外壳,通过内部气体的压力来保持稳定的飞艇是硬式飞艇的一个例外,此类飞艇如1929年制造的ZMC-2型,它以后的类型仍旧是压力飞艇。

软式飞艇同样是压力飞艇,因为它同样是通过艇囊内浮升气体的压力来保持外形,这一点和其他浮空器类似。艇囊通常是由柔性防泄露及抗风雨材料制成,这样在气囊缩小时它可以随之折叠,通常以此类飞艇作为软式飞艇。它没有刚性骨架,因此处于压力下的艇囊需要有残余张力,以便有足够的刚性来抵抗整体弯曲效应和承载所有其他结构,同时不使艇囊的膜张力降为零。

半硬式飞艇结合了硬式飞艇和软式飞艇的特点,特别是提供了一个全尺寸硬式格状梁(即龙骨结构)和一个增压气囊,两者共同承担弯曲效应并保持飞艇外形。在一个足够比例的龙骨结构内,格状梁可以取代单个吊舱为推进器和降落系统提供遮蔽。它加固了飞艇底部,而承受的静压力很低(减少了气体压力的纵向张力);因此能够承载弯曲载荷并将已安装系统的重量传递至艇身全长(Pagon, 1927)。

这三种结构一般设计成“雪茄”外形,使阻力最小,同时能够通过这种气动外形和推进装置来控制飞艇飞行。混合式飞艇不同于传统的飞艇,它没有固定形状,不依靠传统的方法来控制升力和空气动力,在推进系统和结构的布置上也不同以往。尽管混合式飞艇可以应用通用性原则,但并不代表本章所讲述的都明确适用。

7.2 历 史

随着材料科学,接缝技术,分析工具,设计辅助,航空学的发展以及人们对大气的进一步了解,使得现代飞艇有机会变得更为经济,更具有竞争力。

许多教训值得我们注意,即:

(1) 必须了解并关注大气扰动。一些飞艇曾因恶劣的天气和紊乱气流而被破坏(如 Althoff,1990), 甚至包括那些处于锚泊状态同时准备通过艇库大门的飞艇。

(2) 不能低估尾翼表面载荷。R38(Kinsey,1988) 曾因此原因发生结构失效而遭到破坏。

(3) 飞艇在投入服务前需要经过充分地测试。新型号得到权威机构认证前, 绝不能因操之过急或急于获得收入而贸然行事或跳过其中的步骤。这一点需要从 R101(Chamberlain,1984) 的灾难中吸取教训。

(4) 相对软式飞艇的柔韧有弹性来讲, 硬式飞艇更容易遭到损坏。例如, 如果硬式飞艇的尾翼不小心撞到了地面, 一系列结构都可能发生破坏; 而软式飞艇则可以临时发生偏转而避免受到破坏, 并且在载荷消失后恢复原形。

7.3 基本原则和需要注意的事项

这部分向读者介绍飞艇出于结构考虑所需注意的原则和问题。

7.3.1 平衡控制

飞艇的结构必须能够为控制气体浮力下的质量提供工具。应根据不同情况, 随时添加或倾卸压舱沙囊以便维持飞艇的平衡。发生以下情况时可能需要调整质量, 如:

- (1) 飞艇被雨淋湿或雨水从艇体蒸发;
- (2) 因阳光变化或其他天气变化而引起的气体过热;
- (3) 燃料的消耗后;
- (4) 装卸或着陆时上下飞艇。

压舱沙囊的最大重量大致相当于气体升力的 15%, 同时它的位置影响飞艇的平衡; 它对艇体的设计也有很大影响。必须对压舱沙囊的支撑、存放、移出、装卸、数量设置以及防冰措施作出适当的安排。

平衡控制的要求同样影响了对其他服务设施的安排。需要发展专有步骤, 以便以一个项目(如发动机)的安装或移出的形式来改变飞艇和地面之间的补偿质量, 同时便于类似服务性设施的安排。这类细节需要在设计时就尽早进行分类, 因为它们将影响对于上升起重要作用的结构的规划和设计。

另外, 出于应急逃生的目的, 必须有相关设备和程序来确保飞艇在迫降时的安全。这就需要有一个可控的并且快速的排放气体的方法。随着浮力的减少, 艇体重量的支撑将由艇身转移到地面。艇身必须被设计成能够适合飞艇重量的再分配, 同时这种分配应确保飞艇的稳定、能够不倾斜、不阻碍和影响逃生、不伤害相关人员。

重量的转移,起落装置抵抗合成载荷的能力将受到质疑.因为一个飞艇往一个支撑单元,一般用悬摆稳定器来保持飞艇垂直,但用此结构来释放气袋吊舱的倾斜.因此在设计起落装置时,应使其能很好地折叠、不会刺破时能在需要时收起.

桅杆上的运动

的结构设计必须能适应在停泊状态时因气流扰动而引起的持续的运动.从明显地看出设计起落装置、锚泊设施、操作台以及对它们进行维护的设备所在.飞艇的这些运动不可能被完全控制,所以考虑各方面影响,必须确定疲劳准则.同时必须确定限制程序和规定以保证飞艇不受这种非正常流的套可提供飞艇在桅杆上的自动驾驶控制的自主稳定系统,可以有效地限制起的过载.

重要的设计案例是,艇身及其锚泊设备的设计,需要能经受住飞艇以艇首点,尾部上升达到几乎垂直和纵轴等高的运动.已记录的姿态达到了它与 70° 的夹角,如图 7.1 所示.



这可能会偶尔发生, 在锚泊的时候, 因空气扰动而使得锚泊时相对周围建筑的位置发生很大的变化或引起局部凸起。这种近乎垂直的姿态可能是设计吊舱纵向约束的临界情况, 因此而产生的载荷将超过平常飞行时的状态。飞行时姿态角应限制在 $\pm 45^\circ$ 以内。另外, 因为气体的压力随高度而改变, 所以所设计的容气囊应该能够承受因压力差而引起的影响。

除非有艇库, 否则所设计的飞艇在锚泊时必须可以随风而动, 能够在桅杆上像风标一样摆动, 或者可以按照规定的俯仰角从地面升起。否则的话艇身将无法承担约束载荷。如果不能提供合适的艇库 (目前对飞艇来说, 艇库很稀有), 或者因环境原因而使得飞艇无法入库, 那么在锚泊时必须对其进行维护。在这种情况下利用固定的地面设备或车辆来移动飞艇都很危险, 飞艇要么被设计成能够通过必须的障碍, 要么被约束 (约束是很实用的, 记住在平稳状态下——风力强度小于 5 节/时)。

要从飞艇本身开始执行地面相关任务, 而不是从地面开始。例如, 上下艇阶段是从飞艇开始而非从地面开始。因此导致了在飞艇上需要安装一些重于空气飞行器无需安装的结构通道。需要暂时安装在飞艇上的设备是出于以下用途: 上下飞艇、装填、补给食品、供应燃料、更换发动机, 以及其他维护工作。因此, 在设计这些设备时应该与艇身相匹配, 以确保给飞艇结构提供合适附件的同时使得结构能够适应装卸。

上下艇设备应确保人员通过时的安全, 特别是在飞艇在没有警告的情况下发生移动或是因气流扰动而从地面向上。艇身同样需要配备便利的接地点, 以防止飞艇在接近地面时产生静电影响, 尤其是在添加燃料时。

7.3.3 尺度效应

飞艇的绝对尺寸对其设计有很大影响。长度受加工、运输和操纵设备能力的限制, 使用附加连接关节很有必要。大多子部件需要专用的传送关节来加工, 以便能放入标准容器。同时需要提供专用的操作平台以确保升降设备能够携带它们上升到其安装位置。

飞艇结构的整体布置同样受艇库自身建筑和维护的制约。为了能够顺利通过艇库的大门, 需要对飞艇的径长比 (体现容纳浮升气体的能力)、尾翼排列、螺旋桨的安装、起落装置的长度以及吊舱高度、支撑方法进行调整。在考虑原型飞艇以后潜在的发展时, 这些都是必须考虑的。

7.3.4 结构的脆性

由于飞艇通常比其他飞行器大许多, 所以艇身单位体积和质量就相对较小。例如, 体积为 250 万立方英尺 ($70\,800\text{ m}^3$) 的飞艇的四个尾翼中的一个, 其表面积可达 1 300 平方英尺 (121 m^2), 质量大约为 1 750 磅 (794 kg), 即 1.35 lb/ft^2 (6.57

kg/m²). 和其他飞行器对比如下:

滑翔机 1.0 lb/ft² (4.88 kg/m²)

轻型飞行器 2.4 lb/ft² (11.72 kg/m²)

波音 747 20.0 lb/ft² (97.65 kg/m²)

因此, 必须认真考虑飞艇结构的这些固有特性, 特别是在操纵、航运以及其他工作实践中。

用于操纵的板材最小厚度往往决定了结构的类型。同时, 必须考虑仪表盘问题及结构稳定性。为了克服这些问题, 在设计时需要采用有高强度/质量比、大容量轻质的刚性构架。如有必要, 可以采用蜂窝状硬式面板来维持表面的耐用性。

应该将结构抗损坏设计原则应用于实际中, 对于大型结构来说, 要提高其抗破坏能力, 就必须增加其质量。在任何可能的情况下都要应用自动防故障装置的原理。应该避免因疏忽而损坏那些能够导致飞艇结构严重破坏的关键部件, 同时对这些部件应进行检查并制定严格的质量控制程序。

7.3.5 负载系数/空气动力学

相对其他速度较快的飞行器来说, 飞艇在飞行时速度较慢。因此, 负载系数和分布在艇身上的空气动力学小了。在飞行中因阵风或操纵而引起的最大加速度负载系数也仅仅可能达到: 垂直分量 0.75g, 侧向分量 0.5g, 纵向分量 0.5g。即使是像波音 747 这样的大型客机, 在设计时都要考虑承受很大的负载系数。必须仔细理解这点差别, 因为它可以大大减轻飞艇构件的尺寸 (在设计时只需考虑操纵而无需考虑飞行时的负载)。

7.3.6 失效影响

当飞艇在飞行中发生失效时, 如动力完全丧失或完全失控, 此时飞艇相当于一个自由气球。在同样的情形下其他飞行器将坠毁。因此, 它们的设计理念往往是不同的。例如, 飞艇可以在飞行过程中对其发动机进行维修。这就需要飞艇配备附加预备设施 (飞艇结构适合的), 同时去掉一些标准设备。其他一些较小的损坏, 如气囊上有小的孔洞, 也需要在飞行过程中进行临时性修理。

7.3.7 耐久性效应

和其他飞行器相比, 飞艇在耐久性方面的潜力很大。可以将它们设计成连续滞空一周而无需再次添加燃料。在重返基地前如果在空中对其再次添加燃料可使飞艇飞行时间延长至数月。当然, 和重于空气飞行器对其关键部件所制定的严格要求相比, 这会影响维护或检查的周期, 同时也会影响飞艇在设计时的可靠性。如果所设计的飞艇要长期滞空, 则需要沿艇身配备出口和安全线路等设施以便在飞行过程中对其进行检查。

7.3.8 吊舱的剪切力和挠度的考虑

飞艇的吊舱可以沿艇长方向给飞艇以或多或少的连续支撑. 另一方面, 飞机的机身是前后翼的支架. 不同的剪切力和弯矩图致使结构有根本的区别. 飞艇的吊舱更轻也更一致, 同时因其剪流较小, 它的硬度也可以较小. 虽然必须努力减少重量, 但是类似于船体的设计仍是不切实际的. 吊舱结构的类型依赖于飞艇的设计飞行高度 (一定高度时需要对其增压), 同时也取决于飞艇是否需要在水上降落.

7.3.9 气动阻力

由于飞艇的飞行速度相对较慢, 因此由表面外壳线引起的较小的凸起对性能影响很小. 可以考虑使用飞机上不使用的凸起的艇首连接 (在结构上优于埋入的艇首连接)、表面吊带和其他外壳线.

但这并不代表可以接受外部纵梁和褶皱的表面, 因为随浸湿表面积的增加, 表面摩擦阻力将会上升. 造成性能损失的还有操作绳、尾翼拉索以及外部吊舱支撑缆绳 (因为它们长度较长, 并且横穿气流), 因此如果有必要, 则需要将它们拉成符合气动外形或流线型.

7.3.10 紧急出口

因为飞艇可能因浮力或恶劣的天气而迫降, 所以需要设计专用应急逃生设施. 同时, 由于突发事件, 无论是浮升气体释放还是泄露, 艇囊和外壳可能会碰到并罩住乘客和客舱. 在这种情况下, 这些设施必须能够使人员快速安全撤离.

基于以上原因, 传统的重于空气飞行器的逃生滑道 (在发生事故后飞行器固定不动后, 没有碎片阻碍其操作或阻碍乘客撤离) 并不适合飞艇使用. 剪断安全带, 利用专用系索 (它可以延缓乘客下降时的速度并在安全着地后脱离) 从出口位置跳出, 这被考虑作为飞艇逃生的一种选择. 这需要依赖艇上孔洞, 然而, 所提供的设备必须是合适的类型, 便于使用, 同时满足逃生人员所占有的面积.

需要明白的是在这种情况下, 如果有风的影响, 飞艇可能沿风向被拖拽并翻倒, 直到浮升气体损失至吊舱的质量可以发挥作用时才停止. 在气体泄漏时, 需要应急抓钩绳来固定飞艇, 避免其随风移动. 此时不可能提供足够的逃生空间, 这就需要乘客自己快速到达预先安装在吊舱侧部的安全出口 (有多个) 并打开它们.

为了在水上迫降, 需要设计海锚以固定飞艇避免其随风移动. 在设计飞艇吊舱结构时必须使其能够抵抗入水和下沉时流体的动压和静压. 吊舱还应设计有能够防水并且有浮力的舱室以避免飞艇下沉 (浮升气体损失), 同时能够尽量长时间的保持合适的姿态以便逃生.

同时, 需要考虑面对突发事件时应该给予的营救服务问题. 提供预防措施以保证飞艇固定在地面, 在各舱室之间建立安全通道以完成正常的应急功能, 如在艇身

的设计中必须包含有灭火装置. 需要提供必要的专用部件以便地面工作人员在进行操作时释放气体. 对这些备用品必须清晰的标明以防止在未受限的操作中无意中使用了它们. 这些方法需要能够在可控条件下快速放气. 如果可能的话还应该提供一定的方法以避免艇囊放气后覆盖在应急出口上, 这将妨碍进一步的营救行动. 很明显, 有必要装备快速清除碎片工具, 并且它们应便于营救服务和艇上人员使用.

7.3.11 重量、质量分布及平衡

因为在如此大的结构中小的公差往往产生很大影响, 所以很难限制重量并保持整体的平衡. 例如, 如果目前使用的尾翼和设计之初不符, 那么将影响到整体的平衡, 因为尾翼处在飞艇的最后端. 同样, 很难预测飞艇浮心的精确位置. 这是因为气囊的外形 (外形不确定, 理想化为规则体或旋转体) 会随压力、其他载荷、自身材料、惯量和重力的影响而变化.

难免的是, 精确的预测这些值则需要艇首和艇尾添加相当重量的配重, 以便将重心限制在浮心许可的范围之内, 这是一个困难. 因此, 在设计艇首尾结构时应注意提供适当必要的配重. 这需要飞艇增加 2.5% 的气体升力.

作为选择, 允许在安装前从配置上改变吊舱和尾翼的支撑方法. 这种目前尚未尝试过的复杂过程, 在实际中很难做到同时将增加调节装置的重量.

如果不严格控制公差, 将很容易导致结构质量超重. 因为相对重于空气飞行器来说, 飞艇结构强度有很大的余量, 所以设计者可以通过降低结构强度余量来减轻飞艇质量. 通过增加发动机推力来克服超重问题并不是一个可行的方法. 这只有通过严格的质量控制才能完成, 如果质量超出, 则需要增加艇囊容积.

因为飞艇结构相对较脆弱, 所以需要将其集中的质量和较大的剪力分布在尽可能大的面积上. 特别是吊舱、尾翼表面、艇首结构以及推进器的质量和剪力. 这阻止了过量偏移, 同时也为设计更有效的结构提供了可能. 然而, 质量集中不可避免, 尤其是在试图对各系统 (如安装在吊舱内或从吊舱安装的每一件物品) 进行定位并保持它们平衡时. 在对这个面积进行折中后, 才可能确定飞艇最终的种类、设计规划 (硬式、半硬式、软式) 和安装.

7.3.12 雷击及电搭接原理

无论过去还是现在, 对飞艇来说雷击都是一个危险, 因为它的飞行高度正处在易发生闪电的高危险介质中. 所以要采用以下联合方案来预防:

(1) 为了对所有生活的关键部件和系统进行严格的保护, 需要给每一块面积电焊公用的接地系统, 同时给静电放电位置提供传导路径.

(2) 为了降低关键部分雷击附件的电位, 如艇囊、艇首结构、尾翼、拉索、吊舱悬线、操控绳索, 需要将它们制造成绝缘的.

(3) 避开已知的不利于防雷的区域.

第一种方法是传统的重于空气飞行器设计所采用的方法, 即对于像飞艇这么大的结构增加防雷附件的电位. 这是由于胶接的编织品和由此方法产生的部件结构, 它给防雷附件提供了大量的高电势点. 当然, 如果艇身主要由金属及导电材料制成 (如碳加强塑料), 这种方法可能是唯一实用的解决方案. 以往制造的硬式结构需要采用这种方法, 因为它们有着大量的金属骨架结构、长拉杆或控制线. 关键结构部件和控制线的截面应该以能承受合成电荷而不发生失效.

第二种方法更为优越, 因为它降低了第一种情况中的电势. 一旦雷击, 更像是在一个高电势部件上产生了一个附件, 如吊舱 (必须使用第一种方法来保护人员和艇上电子系统等), 从而忽略了艇身上其他部分. 在需要布置电线的地方 (如航行灯或控制系统的电力), 都需要由能够承载闪电负荷的接地辫状带来保护; 在挨着关键结构部位 (如软式气囊) 使用的地方, 需要使用绝缘材料保护以防烧穿.

因防止雷电而产生的电压始终存在, 飞行员不注意就会遇到. 与此同时, 应该使用第三种方法以提高整体的安全性, 应该将它作为和其他方法的结合补充从而减少危险情况的发生.

7.3.13 安全系数

通常, 飞艇艇身的材料和构建方法和重于空气飞行器是类似的, 在设计艇身时必须使用安全系数, 这是很普遍的. 安全系数主要取决于发证机构, 这些规章主要来自于国标以及在民用或军用的实际规则中飞艇是否可控, 但是系数可以改变. 第二三类参考分别代表英国和美国的民用权威的需求, 这些需求已经被发展并且以公式的形式被世界上其他国家当作基本标准来使用. 这些标准定义了飞艇设计中所需用到的各类安全系数及其他必要条件.

通常这些权威机构给出的安全系数是使用最大外载以确定临界飞行和地面操控. 临界载荷是“在正常操作情况下所能预测到的最大载荷”(第二项参考). 外载必须加在能和惯量相平衡的位置, 包括虚惯量——它在一定情况下对飞艇有很大影响. 同时应该使用一种不会低估结果的可靠方法 (在已知的置信度内) 来确定结构的内部载荷. 必要时, 必须把材料的适当标准 (屈服) 和极限系数 (金属典型是 1.0 或 1.5——但对于铸件和缆绳来说应给以更高的值) 必须与其他规定的系数 (如装配系数和形状系数) 结合起来使用. 必须将合成的内部载荷和由材料屈服强度和极限破坏强度所确定的许用载荷相比较, 以保证不超出许用值.

对于合成物或其他非金属材料, 或者有怀疑的材料, 此时要确定合适的安全系数应该咨询相关的认证机构. 考虑服役中性能的下降, 有必要在飞艇使用年限内确保其有足够的剩余强度.

对于飞艇技术中的织物结构来说, 通常要求的极限安全系数为 4. 有必要对基

本材料、织物结构制造组装、服役中性能的下降以及蠕变断裂效应中的不确定性进行说明。同时有必要保持飞艇低的残余应力水平,以免意外撕裂(织物结构上有少量的自然裂口)快速传播的可能性。

在这方面,基本材料的撕裂强度必须被最大化,而且不随使用年限而下降(虽然通常要增加使用年限)。有必要进行大尺度典型方法实验以确定撕裂强度,同时进行标准的小型拉伸实验——包含大量受压气体,以证明裂纹不传播。

所给定的乘客座椅的安全系数(极限加速度),见表 7.1 用于通用设备安装的背带和附件因各国的适航标准不同有显著区别。这些系数都比重于空气飞行器低很多,因为飞艇飞行稳定。目前英国和美国使用的极限加速度系数如下(数据分别取自英国民航适航规范、美国防御司令部):

表 7.1 通常使用的极限加速度系数

	美国	英国
向下	3.0	4.5
向上	0.0	1.5
向前	2.5	4.0
向后	1.0	4.0
侧部	1.0	4.0
最大结果	N/A	4.5
发动机、推进器	N/A	6.0

希望今后这些差别能够趋于一致。另外,座椅及降落伞皮带的安全系数要达到 1.33。

7.3.14 有限元

对比重于空气飞行器工业,对于飞艇传统的基本硬式结构来说,使用有限元方法通常可以减少冗余并确定内部载荷、挠度、振动特性等。有限元法已经被普遍使用并能够从大量书面资料中学到,所以这里不再细讲。然而,要使用此方法来解决织物结构问题,需要使用特殊方法和专用软件。

为了使用有限元方法对织物结构进行更为彻底和完全的分析,专用软件必须有能力解决大位移、非线性问题。同时需要膜元来划分复杂的双曲率外形,这类外形有依赖于应用载荷的双向特性,仅在受拉和最小剪力时起作用。另外,必须尽可能从理论上理想的几何模型来获取这个外形,给它一个初始的预拉伸(改变外形,模拟压力稳定条件),此后随加载而增加:重力、飞行加速度、外部气动压力及内部气体压力分布、集中载荷等,每一载荷阶段都会产生新的形状和边界条件。由于飞艇是织物结构和传统硬式结构的结合,所以软件也必须能够处理这些不同并能为这两类结构的组合提供解决方法。

这些方面都是很有必要的, 因为如果不给织物结构一个预载(预压力)的话, 它不能完成预期的任务, 也不能达到事先定义的外形, 而仅仅是放在地上的一堆褶皱的材料而已。当给定一个稳定的预拉伸后, 织物结构开始形成它的工作形状, 但仍与初始设计制造时的理想形状有相当的差别。施加连续载荷后将使外形有所改变。这些外形采用初始的理想模型创造得来, 理想模型以稳定预载荷作为输出, 这种输出可以用来作为新模型的输入, 在新模型上可以应用其他载荷——每一加载步骤都是重复的。

上述基本假定是: 组合织物结构和理想形状相一致。对于艇囊和气囊这样的复杂双曲率形状, 达到理想情况是不现实的, 因为织品上的三角形布是从平坦的条带上裁下来的。为了构造这些细节, 作为近似将不可避免的导致建模的困难。这时将因为以上近似方法而在织品隔膜上产生预拉伸局部应力。在下面假设情况下这些都可以忽略, 即如果织品材料有合适的特性, 同时优化用于组装的不规则三角形布, 使由此引起的形状不规则降至最小。

很明显, 对类似这样的有限元模型进行确认是必须的, 以此来确保在设计之前使用此方法所得的结果能够在许可范围内。应该对典型结构进行物理性能的实验测试(同时使用有限元方法建模, 并供设计阶段使用), 以验证有限元建模技术以及相关软件预测结果的正确性。随后对实验结果和有限元结果进行比较, 以确定软件的可信度及使用局限。在确定完典型结构的有限元方法可信度后, 便可以对简单的织物结构进行建模(这很容易通过标准方法来验证), 随后逐渐建立更为复杂的模型来进一步验证。

本章的剩余部分重点讲软式飞艇的结构设计。

7.4 主要结构组

软式飞艇的主要结构可划分为以下几类: 艇囊(艇体)、吊舱、吊舱支持系统、尾翼族、艇首结构、起落装置、推进系统。除了最后一项——推进系统的设计方法和其他飞行器的设计类似, 并可以在大量文献中学到以外, 其他各项设计将在以下内容中进行分别的讨论。

7.4.1 艇囊(艇体)

目前, 大多数软式充氦气飞艇的艇囊, 是用以滚压形式生产的涂层织物和(或)层压织物/薄膜制作而成的。这些材料的性能设计, 应满足飞艇在作浮空飞行产生载荷条件下能够容纳浮升气体, 同时能适应飞艇工作区域极度的大气环境条件。制造艇囊所用基本材料经裁减和胶接, 制成用做容纳浮升气体的软气袋(艇囊), 艇囊中充以压缩的浮升气体, 以稳定保持飞艇艇囊的“旋转体”气动外形。

完成后的艇囊设计通常由单层隔膜构成, 内部集成副气囊(软囊)以容纳压缩空气. 作为此类设计的一个补充, 某些飞艇的设计, 是用一种艇体外部气囊来容纳压缩空气, 同时有一个单独的内部气囊来容纳浮升气体. 这种内部气囊形状类似, 由薄膜材料制成.

制造副气囊的材料和艇囊的类似, 但更轻更薄, 副气囊充有空气并和艇囊内的浮升气体隔开. 副气囊由外部补给系统充气, 以便给艇囊增压.

在设计时, 必须保持艇囊对外部空气有过盈的压力, 以防止艇囊因高度、温度或大气压力的改变, 而失去其保持外形能力的“刚性”(变软). 以上可以通过改变副气囊中部分空气量, 来补偿艇囊气体体积的变化. 而通过调节副气囊中的空气而不是调节艇囊中的浮升气体, 如增加或排出副气囊中的空气, 可以保持艇囊压力恒定.

副气囊可以是艇囊内的一系列单独的气袋, 这些副气囊由绳缆系统固定在艇囊承载片上, 也可以是一个整体隔舱, 这个整体通过其上部隔膜连续连接在艇囊的内下表面, 连同艇囊内下表面一起构成一个封闭隔舱. 从维护的角度讲, 第一种方法更有吸引力, 因为它们容易更换, 不过, 缺点是相对较重. 同时在不期望的运动(搅动)发生时, 这些独立的副气囊很难被约束, 而且艇囊的充氦气空间内部表面积也会加倍, 从而导致泄漏率增加.

副气囊通常位于艇囊底部下表面, 因为副气囊中的空气比艇囊内的浮升气体重许多, 所以, 副气囊里的空气总是流向最低点(像水和油的混合同样). 在设计副气囊时, 必须考虑这种效应以防止副气囊晃动, 否则, 当飞艇做俯仰运动时, 飞艇的平衡可能会受到影响. 在飞艇做俯冲运动时, 如果副气囊空气向前流动(流向最低点), 则浮升气体将向后运动以填补空位, 这会引起飞艇浮心后移. 此时, 如果不能将副气囊的晃动限制在适当限度内, 该效应可能影响飞行员纠正飞艇姿态, 而使飞艇俯冲姿态变得越来越陡. 同时, 如果副气囊的形状不合适, 则必须设置若干约束装置以防止副气囊晃动, 但这样会增加系统整体的重量.

副气囊位于艇囊下表面是很有利的, 原因在于这种设计对因炮弹造成浮升气体泄漏的可能性最小. 副气囊的位置又应避免靠在艇囊中的内部缆索(如吊舱悬挂缆索)和其他部件上, 以免因磨损造成破坏. 副气囊空气供气管道也应尽可能短而直, 以使空气在系统中损失最小.

副气囊的大小取决于飞艇要飞行的最大高度和当地大气环境温度. 有代表性的是, 虽然当艇囊处于压力高度时(在此高度时浮升气体完全充满艇囊), 必须确保副气囊在设计时完全无损伤弯曲, 但它们的最大容积仍可以占飞艇艇囊总体积的25%~40%. 在副气囊安装完成后, 艇囊中浮升气体完全充满时, 副气囊所采用的材料应该能使其稍有松瘪以便使艇囊能够承受在载荷下膨胀(副气囊将被压到艇囊内壁上并被迫和艇囊有相同的形状), 否则将导致应力集中, 同时使副气囊自身承受负载.

副气囊的个数可以是 1~4 个. 在不与吊舱悬挂系统发生冲突的情况下, 小型飞艇使用一个副气囊就足够了. 飞行高度较低的中型或大型飞艇使用两个副气囊较为合适. 两个气囊一前一后, 这样可以通过它们 (允许一个充气膨胀的同时另一个松弛) 之间空气的流动使得艇囊内浮升气体发生移动, 从而使浮心平稳过渡. 这只能在接近地面时进行, 因为在压力高度时副气囊几乎是空的; 这样当因低速而很难进行气动控制时, 能够调整飞艇的平衡以适宜起飞或降落. 对于在炎热气候条件下飞行的高空飞艇来说, 必须配备有一个大容积副气囊. 这种情况下可通过两侧的副气囊提供额外容积.

软式飞艇的增压系统非常重要, 因为它是保持飞艇艇囊结构形状的必要手段. 因此, 应该考虑使用一套有单独管道、风扇和控制器的双机系统来确保艇囊工作压力恒定. 另外一种方法是直接把空气抽入浮升气体内以便在紧急情况下对艇囊增压. 这种紧急情况是指艇囊上出现孔洞 (无论由于何种原因) 而导致浮升气体泄漏. 此时应对副气囊充空气, 直到充满恢复原有形状为止. 随后, 充满的副气囊不再自由膨胀, 不能再为艇囊增压, 此时副气囊也就失去了作用.

正常情况下, 副气囊隔膜上的压差很小, 在其最低点达到最大值 (气体前端值最大). 这一点在挂篮式副气囊的设计上尤其重要. 晃动会使压力增加, 因为晃动时副气囊内大量空气将发生运动但又受到隔膜的阻碍, 从而引起了动力学效应. 副气囊的设计压力通常由它们整体的情况来确定, 因为如果风扇持续转动, 而阀门又处于锁定或关闭状态, 会使副气囊增压以至趋于破裂. 由于风扇的功率需要克服管道内的阻碍并将空气送入副气囊, 所以由它们产生的压力需要比正常情况下艇囊及副气囊内的压力大一个量级. 当飞艇必须在艇库内进行维护时, 要特别注意避免因维修而损坏副气囊, 否则, 将需要更大功率的风扇来确保艇囊工作压力恒定.

在设计时, 副气囊空气供给速度必须能够连续, 以便当飞艇以最大速度下降或气候极度变化导致艇囊体积发生变化时, 仍能够向副气囊供气. 这就需要有一个配有大风扇的空气供给系统来移动大量的空气. 在压力条件下, 给副气囊充气最方便的方法是: 利用位于螺旋桨尾流上的通气口, 从飞艇主螺旋桨后方抽进空气, 然后通过管道注入副气囊中. 同时, 需要提供辅助风扇 (矢量方向和通气口不在一条直线上, 推进方式不同或功率较小) 以便在主螺旋桨不工作时能够继续充气.

同时, 也可能需要安装可回收通气口, 以便保持艇囊压力恒定时 (应该在大多数时间保持恒定) 推进器效率不下降. 如果有多个副气囊, 则需要有一个分配系统来引导空气进入指定的副气囊.

为了减少副气囊中的残存空气量, 需要安装大的阀门以便在艇囊压力和外界气压相同时释放空气. 在飞艇上升或因环境改变而增压时, 维持艇囊压力恒定是很有必要的. 因而, 这些阀门必须既能自动打开, 又能手动打开, 同时也应该能够在不同环境压力下进行操控, 以调节艇囊压力. 在气候恶劣以及快速机动飞行时, 需要对

飞艇艇囊增压, 相反, 在艇库及稳定环境条件下则需要降压. 如果要在低压条件下关闭阀门, 则需要较高的操作压力来维持.

需要安装类似的排气阀, 通过它们将艇囊内浮升气体直接排入周围空气, 以此来减少艇囊压力. 在副气囊完全放气或艇囊压力超出允许范围时, 这些安全阀门要能够自主调控. 与此同时, 排气阀需要备有手动开关, 以便在紧急情况下对飞艇着陆或飞行进行控制.

气压安全阀应该安装在合适的位置, 使它们在能够有效排放浮升气体的同时又不会使所有气体逸出. 当把它们安装在艇囊上部时, 容易发生泄露或不能关闭. 同时, 因为它们的使用频率很低, 故容易因为缺乏使用而发生卡住或变硬的危险. 所以设计者在设计时, 需要特别关注阀门的细节问题, 以确保其使用时的可靠性.

气体通过安全阀时流速可能会很高, 为了防止过多气体泄漏所产生的危险, 应开启阀门 (不仅减少了浮力而且降低了维持艇囊刚性的能力, 因为副气囊充满后将填充泄露气体的体积), 同时出于控制的目的, 在自由气球飞行时需要安装一些排气阀. 所设计的这些排气阀, 在它们不能开启或放气时, 通过它们的气体流速将很低, 这样可以延长飞行时间, 保证安全着陆.

这些不同类型的阀门及配件不可避免的都将在艇囊内穿过. 所以, 必须对艇囊进行加强, 以确保其能承受孔洞 (由阀门所产生的) 周围的织物张力及应力集中. 另外, 由于环箍和纵向应力的区别, 孔洞周围囊体的织物张力也是有差别的. 因此, 需要提供硬式边缘环来保持孔洞形状. 同时, 由于阀门一般安装在这些穿入口位置, 所以必须保证它们能够抵抗相关扭曲变形, 而又不影响其操作及性能.

副气囊的连续充放气必将导致它们频繁收缩. 由此产生的挠曲, 连同飞艇晃动对副气囊造成的弯曲, 会对其材料和接缝产生很大的影响——尤其对仅有一个整体副气囊的结构来说, 副气囊和艇囊接缝处受影响很大. 这就需要提供一种能抗弯曲性能好并能防止气体泄漏的材料来克服相关问题. 另外, 接缝处的附加材料也将产生应力集中, 因为在这些位置难免导致艇囊硬度的增加. 因此, 需要对材料定位、骨架层排列和焊接类型进行优化, 从而使应力集中降至最小.

为了计算飞行过程中维持艇囊刚度所需的压力, 必须确定最大弯矩. 这就需要通过质量分布 (包括尾翼、吊舱和鼻锥结构) 对艇囊及尾部的气动载荷进行配平, 质量分布受重力及由操纵、阵风、浮力、推力、阻力等引起的加速度的支配. 随后沿长度方向积分即可得到最大值. 同时需要考虑浮升气体的静压头效应 (从底部到顶部的压力梯度).

作为对上述内容的简化, 过去 (Burgess, 1927) 曾使用经验公式来确定飞艇飞行过程中的最大弯矩. 美国联邦航空局 (美国防御司令部) 也提供了一个计算公式, 如下所示, 设计者可以在缺乏足够理论分析的情况下使用. 这里建议仅在核对、验证飞艇飞行包线动力学分析时使用这些公式 (从中可以得出最大弯矩).

美国联邦航空局提供的弯矩公式：

$$M = 0.029\{1 + [L/d - 4][0.562L^{0.02} - 0.5]\}\rho uvVL^{0.25} \quad (7.1)$$

适用于 $4 < L/d < 6$ 的情况, $L/d < 4$ 时, 按 4 计算。

其中,

L 为飞艇总长/ft;

d 为艇囊最大直径/ft;

ρ 为空气密度/(slugs/cu.ft);

u 为风速/(ft/s);

v 为飞艇当量速度/(ft/s);

V 为艇囊总体积/(cu ft)。

注意: 风速 25 ft/s 时, 达到海平面最大平飞速度; 风速 35 ft/s 时, 应考虑最大风力强度下的设计速度。

为了保持刚度, 艇囊必须在承受最大弯矩及其他压载的情况下仍能保持张紧。假定工程师的弯矩理论是有效的, 同时艇囊横截面半径以“ r ”表示, 则可以写成:

$$f_2 t = Mr(t/I) + (T - p(\pi r^2))/(2\pi r) > \text{or} = 0 \quad (7.2)$$

其中,

f_2 为纵向薄膜应力;

t 为膜厚;

M 为最大弯矩, 包含压力梯度的影响;

I 为膜的截面惯性矩;

T 为推力;

p 为艇囊超压;

π 为 3.142。

对于大半径圆形薄膜可写成如下形式:

$$I/t = \pi r^3 \quad (7.3)$$

当 $f_2 t = 0$ 时, 可以计算出维持飞艇刚度 (即不发生弯曲褶皱) 的最小压力 (p_{\min})。将式 (7.3) 代入式 (7.2), 重新整理后可得

$$p_{\min} = 2M/(\pi r^3) + T/(\pi r^2) \quad (7.4)$$

忽略式 (7.5) 中的推力后重新整理, 可得出克服刚度 (艇囊发生弯曲褶皱) 所需的最小弯矩如下:

$$M_k = (p\pi r^3)/2 \quad (7.5)$$

注意：经实验验证，对于软式飞艇艇囊来说，工程师的弯曲理论是有效的，并能达到适当的精度，所以以上公式是正确的 (Burgess, 1927)。

在确定压力之后，可以把艇囊按圆柱体处理，同时应用压力容器理论，由此可以确定艇囊的制造材料。其中，

$$\text{周张力 } f_{1t} = pr$$

注意：由于织物是由单独的纤维构成，而非均匀材料，所以在处理织物时薄膜应力是没有意义的。如果需要用到厚度，则要用特定计算技术对其进行理想化。所以使用“ ft ”来代替，作为单位宽度的载荷和张力，它通过常规方法就可以求得。

一旦弯曲载荷超出飞艇的刚度，艇囊将发生弯曲。出现的褶皱如图 7.2 所示。然而，移除载荷后，艇囊将恢复原形同时不受破坏，并能在随后再次恢复到起初的刚性结构。当有意外过载的情况发生时，这是很有用的，因为结构并没有遭受永久性损伤，所以仍能保证飞艇继续飞行。有多少种其他飞行器在承受过载时仍能继续飞行？这无疑需要进一步研究。

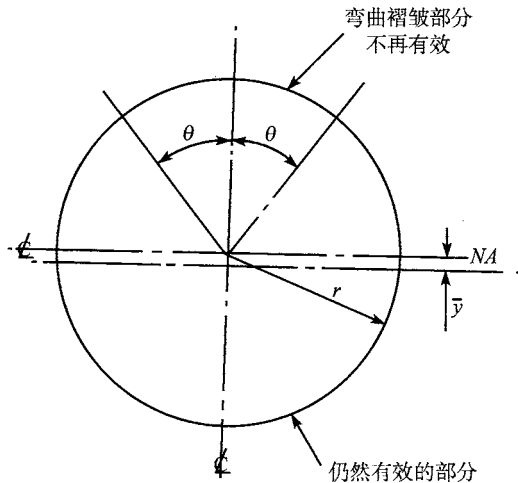


图 7.2 横截面上的褶皱区

当艇囊上的褶皱由一个点扩展到整个横截面后，此处因受弯曲效应的影响，薄膜张力小于零，如图 7.3 所示（没有破坏或浮生气体泄漏），直到达到稳定位置 θ 后，张力值再次变为正。

假定工程师的理论仍旧有效，同时横截面也依旧是圆形，则结果处理如下：艇囊的褶皱部分不再有效，所以应从截面常数中将其去掉。经修正后的截面属性如式 (7.6) 所示：

$$I/t = r^3 [\pi - \theta + (\sin 2\{\pi - \theta\})/2 - 2(\sin 2\{\pi - \theta\})/(\pi - \theta)] \quad (7.6)$$

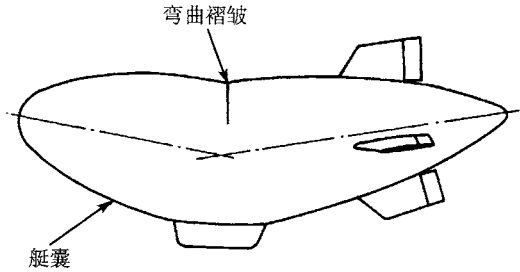


图 7.3 因刚度不足而造成的艇囊褶皱

截面中性轴的位置为

$$NA = r(\sin \theta) / (\pi - \theta) \quad (7.7)$$

在截面中心以下.

然而, 压力中心仍在截面中心处. 略去推力, 为保持平衡可写成如下形式:

$$P / (2rt\{\pi - \theta\}) + PNA(r \cos \theta + NA) / I = M(r \cos \theta + NA) / I \quad (7.8)$$

其中, $P = p\pi r^2$

因此, 重新整理并将 P 替换后可得

$$M / (\pi pr^2) = \frac{\pi - \theta + \cos \theta - \sin \theta}{2[\sin \theta + (\pi - \theta) \cos \theta]} = k \quad (7.9)$$

从 θ 和 k 的对照图 7.4 中, 很容易确定弯矩. 与此同时, 虽然艇囊可能已经出现褶皱但是它仍能够抵抗弯矩. 实际中, 当

$$\theta = 180^\circ, k = 1 \quad (7.10)$$

此时,

$$M = p\pi r^3 = 2M_k \quad (7.11)$$

很明显, 艇囊弯曲到这个程度是不可能的, 因为非线性效应导致了理论不成立. 为了进一步研究这个理论, 将需要研究艇囊反面的纵向应力 (f_2t).

和上面情况相类似, 为保持平衡可写成

$$f_2 = M(r - NA) / I + P / (2rt\{\pi - \theta\}) - PNA(r - NA) / I \quad (7.12)$$

同样, 由上面可得

$$M = Prk \quad (7.13)$$

因此, 将 P, I, NA, M 和 k 用相关公式替换, 并代入式 (7.12) 中整理后可得

$$\begin{aligned} f_{2t}/(p\pi r) &= \{(1 + \cos\theta)[(\pi - \theta)^2 - (\pi - \theta)\cos\theta\sin\theta - 2\sin^2\theta]\} / \\ &\quad \{2[(\pi - \theta)\cos\theta\{(\pi - \theta)^2 - (3\sin 2\theta) + \sin 3\theta[(\pi - \theta)^2 - 2]\}]\} \\ &= K \end{aligned} \quad (7.14)$$

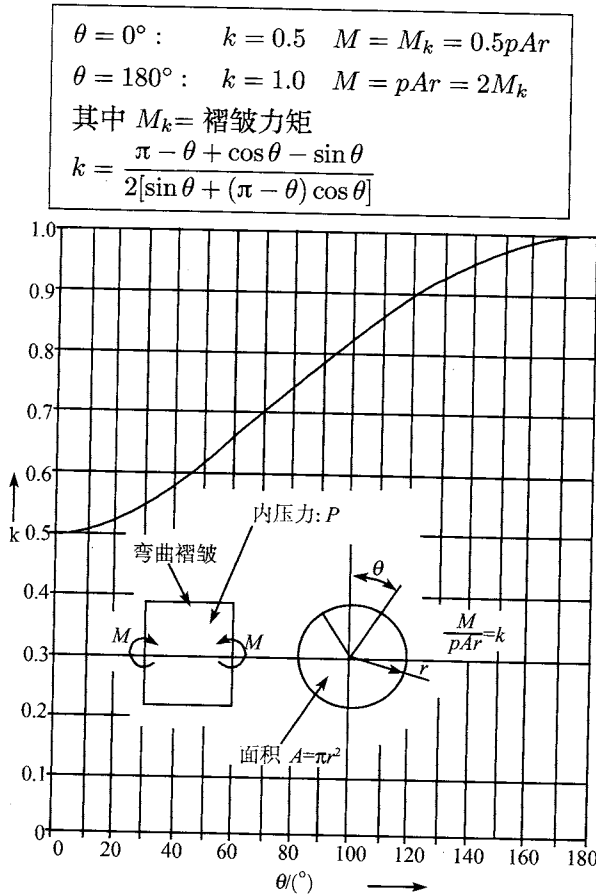


图 7.4 θ - k 对照图 (内压力条件下因弯矩而产生的理论弹性弯曲柱面)

从 θ 和 k 的对照图 7.5 中, 很容易确定纵向应力. 然而, 如图所示, 当 θ 达到 110° 时, 应力将急剧不规则增长直至 180° 时趋于无穷大. 在实际情况中这是不可能发生的, 因为届时要么材料发生实效, 要么受到非线性效应的影响, 这都会导致初始假设不再成立.

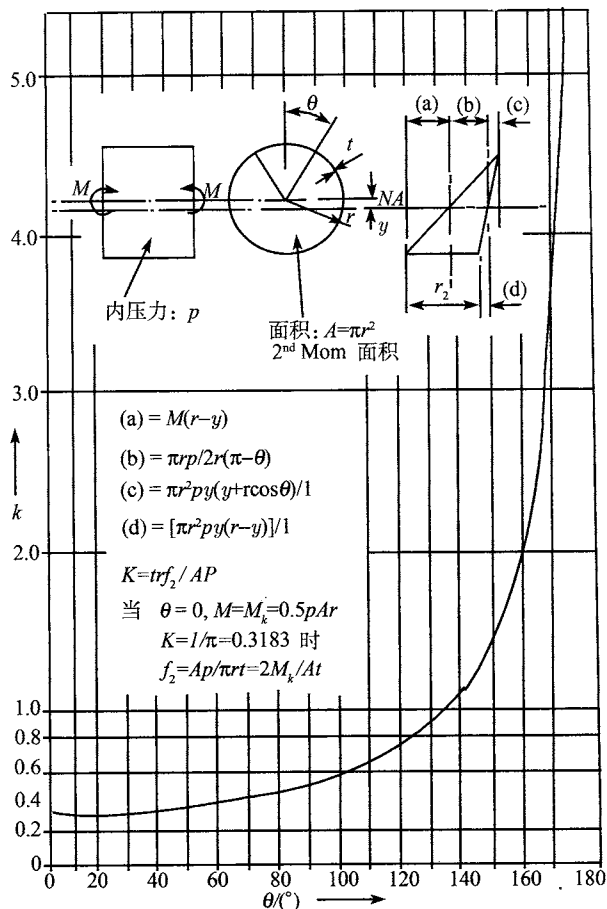


图 7.5 θ - k 曲线 (左舷褶皱状态下充气管理论最大张应力)

当 $\theta = 0, M = M_k, K = 1/\pi$ 时, 可得 $f_2 t = pr = f_1 t$

当 $\theta = 110^\circ, K = 0.63 = 2/\pi$ 时, 可得 $f_2 t = 2pr = 2f_1 t$

上面提供的数据提高了人们对压力稳定气囊潜在益处和效果的认识, 但并不是一个完全的理论解. 在使用它的值之前, 需要用实验验证其有效范围. 利用功能强大的非线性大位移有限元工具可以处理织物结构问题, 同时可以得到一种更为精确的求解方法.

艇囊由条形材料制造而成 (如我们所知道的三角形布条), 可以是连续的纵向条带 (如剥开的橘子皮), 也可以是圆周状条带, 这两种技术以前都已经被使用过. 哪种更为合适取决于用于裁剪的布条的形状, 因为材料起初被制作成平的, 但随后由于内压的作用而被迫成为双曲线形. 很明显, 这会导致应力集中 (一些区域的变形大于其他区域), 此时应保持应力集中为最小值.

所以, 应该使用一种合适的织物. 当条带的宽度确定后, 接缝的数目 (应使其最少) 和应变 (随条带数目的增加而减小) 也会随之达到平衡。

在设计接缝处时, 应使其能够提高织物连接处的全部强度, 同时能保证气体不泄露 (除非使用一个单独的气囊). 目前的织物常采用多层薄膜构成的层结构 (保证气密性), 这种结构很难被黏合并且撕裂强度很低. 因此仅能从一面黏合艇囊材料. 目前的黏合剂, 在接口处无需缝合便可以将材料黏合, 同时经全面测试证明在所有工作环境中它都能保证接缝的完整及安全. 另外, 为了确保接缝符合实际中所要求的标准, 在制造时对其进行质量控制及清洁是极其重要的。

为防止黏合时结构起皱隆起, 需要在相邻条带之间留有小的间隔 (大约 0.30"). 在黏合接口时, 通过一种结构带将其黏合在一起, 并选择艇囊强度较大的一侧进行黏合, 这一侧能够产生最好的接缝 (通常, 对于层压材料来说, 为阻气薄膜的反面). 另外, 在艇囊的另一侧, 必须使用一种由膜材料制成的轻薄非结构带防止气体泄漏. 这种结构带所使用的材料和艇囊材料相类似. 同时为了保证接缝能随艇囊膨胀, 应该沿材料的 $\pm 45^\circ$ 偏斜方向来裁剪制成各种连接带. 另外, 应保证连接带 (用于结构的和用于气密的) 有不同的宽度, 从而减少边缘处的应力集中。

纵向三角形布是纬纱沿圆周方向和经纱交叉编织而成. 如果使用圆柱理论, 则环向张力是纵向张力的两倍. 因此当艇囊充压时, 这些线将试图逆纬纱 (此时产生弯曲) 方向伸长, 同时因载荷作用而被拉伸. 由此导致的结果是: 艇囊内部充压后, 其整体长度改变很小, 但直径将可能增大很多. 而如果三角形布是沿圆周向的, 那么纵向和经向尺寸都会发生改变. 因此在确定艇囊最终体积、艇囊上零件及交界面位置时, 需要考虑上面的这些影响。

假定艇囊是一个旋转体, 外形符合多项式 $y = f(x)$, 那么它的几何属性可以从下面标准数学公式中推得:

$$\text{体积} = \pi \int y^2 dx \quad (7.15)$$

$$\text{棱柱系数} = \pi r^2 \text{ 长度} / \text{体积} \quad (7.16)$$

$$\text{浮心} = \left(\pi \int xy^2 dx \right) / \text{体积} \quad (7.17)$$

$$\text{表面积} = 2\pi \int y \{ [1 + (dy/dx)^2]^{(1/2)} \} dx \quad (7.18)$$

$$\text{重心} = (2\pi \int xy \{ [1 + (dy/dx)^2]^{(1/2)} \} dx) / \text{表面积} \quad (7.19)$$

$$\text{纵向表面长度} = \int \{ [1 + (dy/dx)^2]^{(1/2)} \} dx \quad (7.20)$$

对于圆周形三角形布, Blakemore (1927) 给出了一种方法详细说明了如何剪裁

出这样的形状. 而对于纵向三角形布则制定了一种简单的模版式方法. 把艇囊按旋转体处理, 按下面步骤进行:

- (1) 将艇囊沿轴向分割成一定的数量 (i).
- (2) 对于分割后的每一部分 (x_i), 从多项式 $y = f(x)$ 中计算出截面半径 (y_i), 从而确定艇囊外形.
- (3) 按照上面的表达式计算分割后每一部分 (x_i) 沿艇囊表面的纵向长度 (s_i).
- (4) 对于分割后的每一部分 (x_i), 用表达式 $w_i = (\pi/n)y_i(1 - \{py_i/[Et]\})$ 计算出三角形布的半宽度, 其中 n 三角形布的数量, $[Et]$ 是织物的结构模量.
- (5) 最后以 s_i 和 $\pm w_i$ 为坐标作图便可得出三角形布的形状.

注意:

- (1) $(\pi/n)y_i^2p/[Et]$ 是一个还原项, 它为艇囊在内压下的膨胀提供了修正, 否则将造成体积过大 (因此也就造成浮力过大).
- (2) 对于圆形尾部的艇囊来说, 计算艇囊表面纵向长度的表达式不再适用, 因为在这些位置会出现奇点. 所以为了克服此问题必须采用估算的方法.

7.4.2 吊舱或吊篮

吊舱或吊篮是有空气动力学外形的硬式容器结构, 原理上与重于空气的飞机机身相类似. 吊舱内部容纳驾驶舱机组人员、客舱乘客以及飞艇的其他通用系统. 术语“吊舱”可能出自早期的“齐柏林”飞艇术语 (Chamberlain, 1984), 因其外形和船体近似. 当然, 一些早期的飞艇吊舱也用来确保它能够在水上降落 (Williams, 1974); 这一特点是很有必要的.

虽然采用多个吊舱分开的设置方案可以把集中载荷分布到艇囊的下表面, 但软式飞艇通常仍采用单个吊舱的形式. 过去的硬式飞艇曾成功的采用了发动机吊舱分开的方案, 提供分开的发动机或动力吊舱. 分开的发动机吊舱能够使发动机的噪声及振动与乘客区隔离, 同时能够为螺旋桨推进器及着陆装置提供更大的安装空间. 然而, 它的不足在于: 对于需要做长时间飞行的飞艇, 应向各发动机舱提供维修口; 当燃料用尽或有变载荷作用时飞艇将很难保持平衡; 飞艇吊舱的供热、配电系统及雷电防护装置将很难设计调整. 所以, 应把尽可能多的系统放入一个吊舱中, 这是最方便的选择, 同时从重量与阻力方面来看也是最有效的, 但是一个吊舱方案会导致悬挂质量过于集中, 使飞艇艇囊难以承受从而造成艇囊变形.

当飞艇尺寸增加时, 吊舱的悬挂质量相对于飞艇总质量来说, 将成比例增加, 这会使得飞艇越发难以支撑其吊舱. 与此同时, 为使艇囊不发生严重变形, 应该使吊舱质量增加幅度相对于艇囊尺寸增加幅度略小一些.

简言之, 这是因为艇囊支撑吊舱悬挂质量的能力和织物本身的张力成比例 (即

和“ $\rho x r$ ”成比例),同时吊舱悬挂质量大体和气体升力成比例(即和艇囊体积成比例,进一步说是与“ r^3 ”成比例)。所以,如果半径 r 增大2倍,则悬挂质量将增大8倍。但在新的尺寸下,保持艇囊刚度所需压力的增大倍数小于2(主要因为速度较快),故艇囊支撑吊舱悬挂质量的能力仅增大4倍。也就是说,艇囊支撑吊舱悬挂质量的能力被上面压力增大倍数减少了2倍。所以,吊舱的长度变得越发重要,较长的吊舱将能够把其悬挂质量载荷分布到艇囊足够的长度上。

吊舱的高度大致是由人的身高所决定(在这一点上任何尺寸的飞艇都一样)。吊舱的长度/高度比增加,将降低吊舱的刚度同时增加其弯曲应力。这可以通过安装双层吊舱甲板来补偿,但却是以增加吊舱质量为代价的(使得悬挂系统更难设计)。因此,很明显随着飞艇尺寸的增加,为了优化飞艇的总体设计,对各方面进行协调折中是很有必要的。

根据飞艇的总体布局,飞艇吊舱可以设计成能够安装推进器、发动机、燃料箱、压舱物、水回收系统(如果需要使用的话)、起落架、电气系统、航空电子设备、艇囊供气设备、客舱设备、通用设备、飞艇任务设备及其他系统。同样地,吊舱位于飞艇的工作中心,因此应该根据吊舱内设备排列的不同来设计吊舱相对艇囊的位置。当满载悬挂质量时,吊舱重心(c_g)应大致位于飞艇浮心(c_b ,即浮升气体的浮力中心)下方。一些可变质量(燃油、压舱物、机组人员和乘客等)应放在吊舱之内,以确保飞艇整体的平衡。

吊舱的类型同样取决于在飞艇飞行到一定高度时是否需要对机组及乘客座舱进行增压,因为是否增压将对结构产生重要影响。如果需要增压,则应采用截面为圆形的吊舱,因为它是作为压力容器的最佳结构形状。但这种结构形状不利于安装,因为它与艇囊外形不匹配(艇囊截面也是圆形的),这将使得两者的连接处变得十分复杂,同时使得支撑系统难以布置。与等效的非增压吊舱相比,将不可避免的导致质量增加,因为随着局部结构的复杂和零部件的增多致使整体结构不得不通过增加质量来提高强度,同时也将不可避免的导致可利用空间减少。

为了减少这种截面为圆形的吊舱在艇囊连接处及空间利用上的问题,可以将增压吊舱设计成如图7.6(a)所示的形状。但是必须承认,作为压力容器,它并不是理想的结构形状。这是因为在保持吊舱与艇囊连接截面为圆形时,只有局部处于艇囊的膜张力之下,从而使得较大的弯曲载荷加在了吊舱的主要构件和接头上。因此,要想确定出增压吊舱最佳的结构形状,需要对整个飞艇进行各方面的优化设计,而不仅仅是结构。对于非增压的飞艇吊舱来说,可以采用更为简单的形状,如图7.6(b)所示紧靠艇囊下表面就可以了。

飞艇吊舱的结构类型主要取决于飞艇所要完成的任务。各种不同任务的例子以及它们对吊舱设计有着怎样的影响,可如下所示:

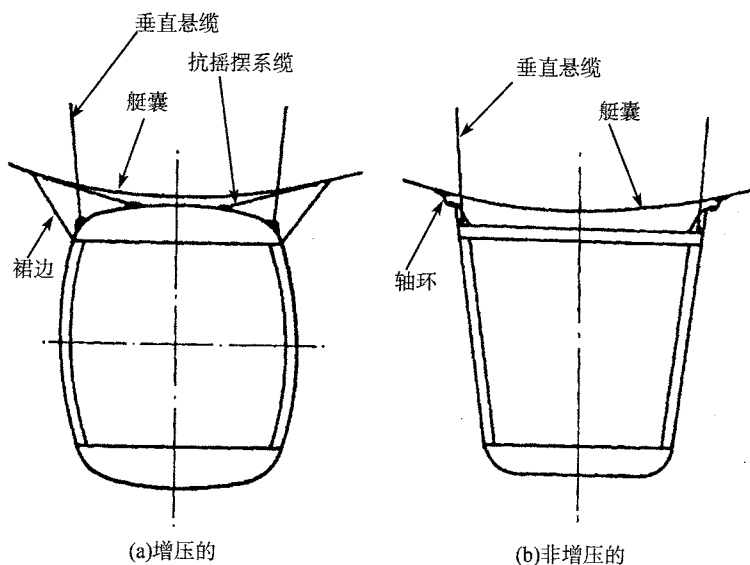


图 7.6 两种吊舱的横截面对比图

例 1 用于飞行员训练的小型飞艇. 此类飞艇吊舱的结构较为简单, 它具有流线型的框架, 框架内安装有飞艇所必须的工作系统及能够容纳教员和受训人员的驾驶舱. 另外, 这种吊舱没必要提供容纳旅客的空间. Thunder & Colt 公司的 GA-42 可以归为此类型.

例 2 用于观光的中型飞艇. 执行此类任务的吊舱, 应配有舒适宽大的座舱、较大的全景窗口, 以及厨房和卫生间等, 以方便乘坐飞艇的旅客. 还应安装标准座椅轨道, 以根据乘客数量的不同而做出相应的调整. 为使乘客有良好的感觉, 吊舱结构应有不错的外形, 以便乘客看到时很有安全感. 另外, 吊舱的设计应能承受一般观光时所遇到的问题. Airship Industries 的 SKS 600 系列飞艇可以归为此类.

例 3 用于协助军事监视的中型飞艇. 此类吊舱的设计要求与例 2 中观光飞艇的相类似, 但它对舒适性要求较低. 座椅轨道仍旧需要, 以便安装用户所需的各种装备. 同时也需要有加强构件, 以便安装特殊设备, 例如: 雷达天线、照相机、探照灯、救援绞盘等. 另外, 可能还需要额外开孔和加宽的舱门, 以适应特殊需要. Westinghouse 飞艇公司的哨兵 1000(Sentinel 1000) 可归于此类.

例 4 用于海洋巡逻的大型飞艇. 此类吊舱可以是例 2 中观光飞艇、例 3 中监视飞艇的比例放大型. 为了满足长时间飞行的需要, 此类吊舱应提供宾馆式的舱内设施、大容量油箱及压载箱, 其地板则应设计成大开口式货舱甲板, 同时配有绞盘以便飞行过程中进行空中补给. 为美国海外开发部 (US ODM) 项目所设计的 YEZ-2A 可以归为此类.

在设计飞艇吊舱时,应借鉴重于空气飞行器设计中已有的标准技术,以进一步满足吊舱的设计要求.关于这类技术,可以从很多相关文献中查得,如 Bruhn (1973), Peery 和 Azar (1982) 及 Niu(1988) 是其中可供参考的几个.

7.4.3 吊舱支撑系统

早期的 (Abbott, 1989) 飞艇吊舱支撑系统一般采用外部支持的方法,将吊舱用缆索吊挂在艇囊下表面的加强补片上.这种方法有许多优点,如:

(1) 方法简单 - 易于安装及维护 - 不需要穿过或进入艇囊,否则将需要配备艇囊通气设备,同时增加了结构的复杂性.

(2) 易于吊舱的拆卸、安装、更换,能够在普通厂房中进行改装或安装新设备.

(3) 大大减少了飞艇着陆载荷对艇囊的冲击.因为吊舱与艇囊是分开的,同时用于悬挂吊舱的缆索是松弛的,于是防止了载荷传入艇囊.

为了把吊舱的悬挂质量分布在艇囊下表面足够大的面积上,并产生一个必须的切向载荷输入,吊舱通常吊挂在艇囊下方.与之比较,这种连接系统也存在以下缺点:

(1) 飞艇总高度增加,需要较高的艇库和锚泊桅杆.

(2) 使得必须安装的操控系统接口难以布置.

(3) 由于大部分吊舱浸湿表面面积处于艇囊边界层外,导致了气动阻力的增加,同时由于缆索在气流中的总长也较长,因此使得艇囊与吊舱之间的气动干扰变大.

(4) 由于缆索是松垂的,因而限制了飞艇俯仰姿态的变化范围.

(5) 降低了整个飞艇的重心,增加了吊舱的单摆稳定性,使得飞艇更难于机动.结果,需要更大更有效的操控面才能克服此影响.

(6) 吊舱不易安装大的任务系统天线,而对于目前执行监视任务的飞艇来说,安装此类天线是很有必要的.

现代飞艇一直试图用配置紧密连接的悬挂系统,使吊舱能够直接连在艇囊上,以此来解决这些问题.有些飞艇(如 Goodyear 公司于 20 世纪 50 年代设计的 ZPG-3W 型)已经通过囊体上的大孔洞,部分地把吊舱放入艇囊中.飞艇悬挂系统最终所采用的构型,主要取决于飞艇所要完成的任务、飞艇本身的尺寸及吊舱的截面形状.

对于携带轻型航空设备(广告牌或照相机支架)、航时又少(8 小时)的小型飞艇($60\,000\text{ cu ft} - 1\,700\text{ m}^3$)来说,可以将飞艇总质量成比例缩小,以此作为吊舱悬挂系统的质量.这会导致织物张力成比例增大,同时对比中大型飞艇,它受环境因素的影响也将增大.因此,需要考虑添加一个简易的外部支撑系统,就像美国 Blimp 公司的 A-60 轻型飞艇一样.

对于较大的飞艇来说,需要更大的艇囊面积来承载其吊舱悬挂质量,因为这不按是按比例缩小,所以艇囊下表面难以提供这么大的面积.为了克服艇囊承力面积不足的问题,可以采用内悬式系统,即由艇囊上表面内侧支撑吊舱.因为它利用了艇

囊较大直径处所形成的内表面, 所以使得吊舱载荷分布在更大的面积上. 如果将缆索的张开角度限制在垂直方向 15° 以内, 则作用在艇囊上表面的合成载荷将不会超过艇囊的薄膜张力.

- (1) 主要由内部悬挂缆索系统来承受吊舱的垂直质量.
- (2) 由吊舱与艇囊下表面的接口来承受吊舱的水平剪切力.

如图 7.7 所示, 悬挂缆索通过连接装置安装到吊舱上部侧壁上, 然后通过导槽罩到达艇囊下表面, 下表面同时还起着调节界面移动及密封艇囊的作用. 缆索再继续向上连接到拱形载荷帘(黏结在艇囊表面上, 供缆索连接用的加强织物)上, 通过载荷帘把载荷传递至艇囊上表面.

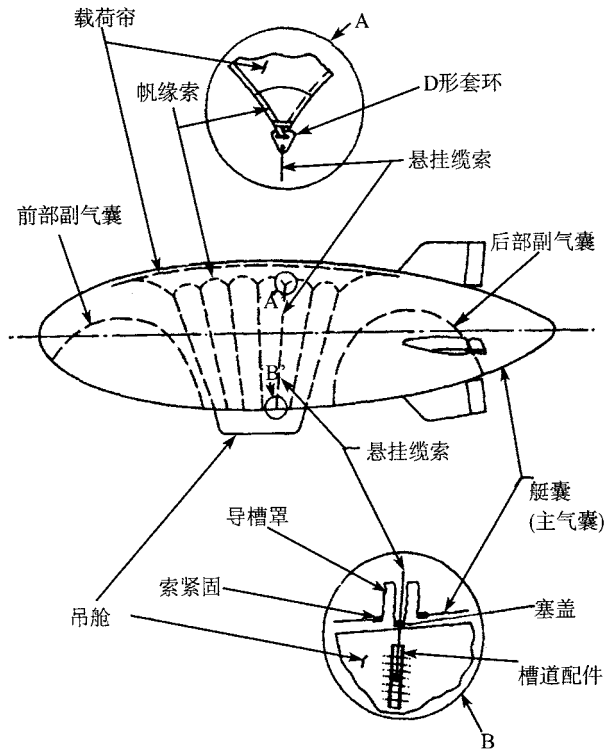


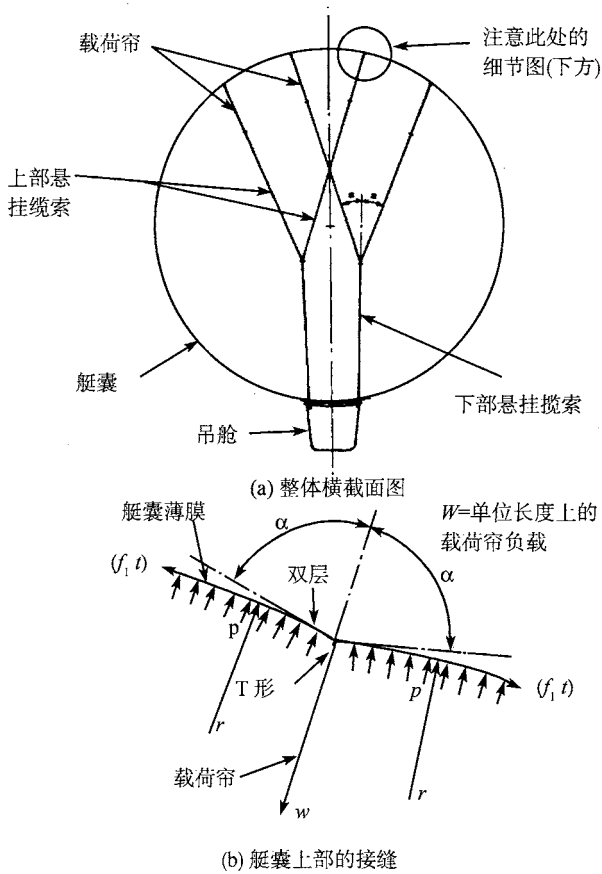
图 7.7 典型的紧耦合支撑系统图

拱形载荷帘是纵向织物结构, 它悬挂在艇囊上表面, 如同一个反向的吊桥, 在设计时应注意将缆绳负载均匀的分布在其长度方向上. 连接在尖端的输入缆绳负载, 通过连续的帆缘索(负载带), 沿其下边缘将负载传回载荷帘. 如有必要, 还可以通过尖端的指状贴片来支撑. 周围临近的缆索在它们之间围绕帆缘带, 沿长度方向趋于平衡, 类似于绳索穿过滑轮. 但是在每一条缆索末端, 不稳定的帆缘索载荷必将通

过安装在艇囊上的载荷补片影响艇囊, 这一点值得注意.

为了防止缆索一侧载荷过大, 应在顶端将其等分成两半. 另外, 应该确保每一条缆绳顶端夹角的精确, 以便使作用在帆缘索上的载荷减少至最小并阻止载荷快速传入载荷帘. 为了支撑后端, 帆缘索的材料应该具有较高的弹性模量, 以便使载荷在较长的一段长度内保持不变.

载荷帘的数量取决于缆索的排列, 缆索的排列在不同的阶段会出现分叉或合并, 这会帮助减少附着点的输入. 如果在吊舱两侧安装有多个载荷帘, 为了尽可能保持载荷帘和艇囊表面正交, 缆索必须分叉并交叉, 如图 7.8(a) 所示是一个四载荷帘系统.



$$(f_1 t) = pr$$

又因为 $w = 2(f_1 t) \cos \alpha$

所以 $\alpha = \arccos \left(\frac{w}{2pr} \right)$

图 7.8 四条载荷帘悬挂系统布局图

为了防止交叉缆索间的相互摩擦,应把载荷帘错开排列:即在飞艇一侧的载荷帘朝前移动一小段距离,而在另一侧的载荷帘则向后移动同样的距离。

和在一条直线中点悬挂重物相类似,如果在艇囊中间施加一个垂直载荷,那么将造成艇囊的偏斜,形成如图 7.8 所示的凹陷。艇囊张力在反方向上的分量可以起抵消载荷帘负载的作用。和延长线不同,作用在艇囊内的张力不会随变形或载荷的增加而增加,因为它没有固定的末端约束。艇囊薄膜内的张力是由压力容器所决定的,所以随艇囊张力的连续,薄膜也将继续弯曲,直到尖端集中至达到平衡为止。为了避免在艇囊上表面出现更深的褶皱,载荷帘的数量应该随飞艇尺寸增加而增加。

艇囊下表面连接处的设计主要取决于以下几个方面:

- (1) 吊舱的局部形状(见图 7.6)。
- (2) 相对垂直位置(大间隙,嵌套的或嵌入的)。
- (3) 吊舱悬挂质量和长度的比值,对比艇囊承受剪力的能力。

如果吊舱和艇囊之间有小的缝隙(2.5~10cm),同时吊舱的侧边延伸到交接面,那么有必要安装一个简单的经过裁剪的环状领圈。领圈是一个由艇囊材料制成的约 20cm 宽的条带,它完全将吊舱缠了起来,其上下边缘分别和艇囊及吊舱连续相接。另外,领圈没有有效的抵抗剪力的能力,所以在载荷作用下它将发生弯曲,倘若限制其宽度,则允许交界面有小的运动直到出现一条对角线张力场为止(类似于一个细的悬壁梁的弯曲),因此就把作用在吊舱上的剪力转移到了艇囊上。

对于艇囊来说,剪流(单位长度的剪力)应控制在允许的范围之内(为了避免褶皱出现,应在抗拉强度的 10%左右),这样就不再需要其他的连接物。一个短的艇囊,可以通过附在吊舱末端的板条(类似于鼻锥处的那些板条)来对其进行加长。另外,位于吊舱前后端的领圈中的一小部分将协助艇囊承受纵向载荷。这仅在一段作用有张力,另一端松弛时发生。

如果间隙较大或吊舱的形状不适合小宽度领圈的安装,那么仅仅领圈本身将不再能够承受交界处的运动。艇囊下的吊舱将随连接在它们之间的四条锁链的运动而运动。因此,需要设计专门的方法来解决此问题,可以将连在艇囊补片(以斜桁撑竿的方式进行排列,用于支撑吊舱)上的缆索和把载荷传递给艇囊的板条合并成一体。对于预张力,这种排列方法同样是必要的。

在这个应用中,如果使用低表面拱形载荷帘,则抗剪领圈更为有效,因为它通过一个附加的内部悬挂系统,承受了垂直悬挂质量部分。它在艇囊和吊舱之间还起着整流罩的作用,使气动特性得以加强。这里,需要使用质量较轻的挡风条来封闭此拱形结构,挡风条可以通过折叠来进行维护。

如果吊舱是通过一个大的缝隙、部分地嵌入到艇囊下表面内,那么剪力可能直接通过连接处以最小挠曲的形式进行传递。在设计艇囊下表面缝隙时,应该遵循同设计拱形载荷帘相类似的原理(上面已经讲过),在载荷帘和吊舱连接处使用连续的

帆缘索. 如有必要, 同样可以在补片上增加附着点. 出于对绳索的考虑, 连接部分的长度应该是可调的. 同时, 应该利用吊舱来承受艇囊张力 (张力由气压产生), 这些张力从缝隙一侧到另一侧. 另外, 需要使用密封膜来封闭拱形体和吊舱之间的缝隙. 对于上述的外部载荷帘来说, 同样需要使用挡风条.

同时, 在设计艇囊 (作为压力容器) 下方的缝隙, 最后一种方法可能会导致一些问题, 如增加艇囊膨胀的复杂程度, 在考虑飞艇所执行的任务时这些是需要注意的. 毕竟, 这已经被美国海军的 ZPG-3W 型飞艇 (42500 立方米) 证实过了. 这种方法的一些优点如下:

(1) 较大的缝隙可以用来在艇囊内安装大型设备, 如任务天线或附加燃料箱.

(2) 艇囊内的装置可以直接和吊舱相连接, 吊舱可以作为其稳定支架, 从而不再需要其他附加设备穿过艇囊.

(3) 可以避免各种安装在吊舱上方并穿入艇囊的设备之间的相互影响, 这些设备有: 悬缆、检视设备、通道、副气囊气体供应系统等等.

(4) 使得穿入艇囊的通道也更为安全和简单, 即在吊舱顶端安装一个带有密封门的转动架和一个额外的空气供给设备. 这个转动架同样可以用来进行艇囊内部的检查.

(5) 使飞艇的重心上移, 改善了飞艇的操纵性能.

(6) 在考虑螺旋桨的设计后, 还可以减少飞艇的高度, 从而使得飞艇修理库的大门得以简化.

无论采用哪种方法, 都应该配备有自动保险装置. 艇囊内缆绳的失效很难被发现, 尤其是在飞艇的尺寸较大, 照明条件以及检视设备较差时. 所以, 在发生这样的失效时仍能保证其他系统安全工作是很重要的.

7.4.4 飞艇的尾部结构

飞艇的尾部结构通常由一组固定尾翼组成, 尾翼后缘的铰链托架上安装有操纵翼面. 这些尾翼位于飞艇艇囊的末端, 在飞行过程中通过可动后缘翼面实施对飞艇的操纵. 从原理上讲, 飞艇的尾翼和飞机的尾翼相类似. 尾翼族通过外部支撑系统进行固定.

如何确定尾翼在飞艇艇体上实际位置, 需要协调以下各种影响因素, 在对它们进行比较优化后最终确定:

(1) 尾翼越靠后, 力臂就越大, 因此可使用小翼面尾翼.

(2) 尾翼越靠后, 艇体直径越小, 将导致艇体前端靠后的位置气流流动较差, 同时引起很厚的湍流边界层出现, 这就需要较大面积的大展弦比翼面来克服此类影响.

(3) 尾翼越靠后, 艇体直径越小, 气动力影响就越小, 气动力和尾翼载荷的分布密切相关, 因此需要较大面积的尾翼来进行补偿.

(4) 尾翼越靠后, 艇体直径越小, 艇囊的织物张力和总截面面积就越小, 这将影响艇囊支持尾翼的能力, 因此需要较大的尾翼连接面积、连接接头和强度尽可能大的尾翼, 以便使载荷更为分散。

(5) 尾翼越靠后, 超重尾翼越有效, 这就需要在艇首添加较大的配重以便保持整体平衡。

除尾翼的位置外, 还必须确定其(尾翼及操纵面)数量、圆周布局、展弦比、截面轮廓、设计形状等。在这些设计参数确定后, 需要开始进一步的结构设计。进行结构设计的目的在于, 使所有尾翼面具有相同的结构, 以降低制造成本。

比如, 对于一种尾翼布局(如十字形布局)来说, 它的下翼面位于对称的纵向中心线上, 所以在设计安装下表面尾翼时应该注意避免因飞艇起降而与地面发生碰撞。同时, 需要安装缓冲装置以减少飞艇接触地面时引起的冲击。在进行尾翼布局时还应注意使雪不易落在尾翼表面或者容易清扫。图 7.9 所示为典型的飞艇尾翼结构及布局图。

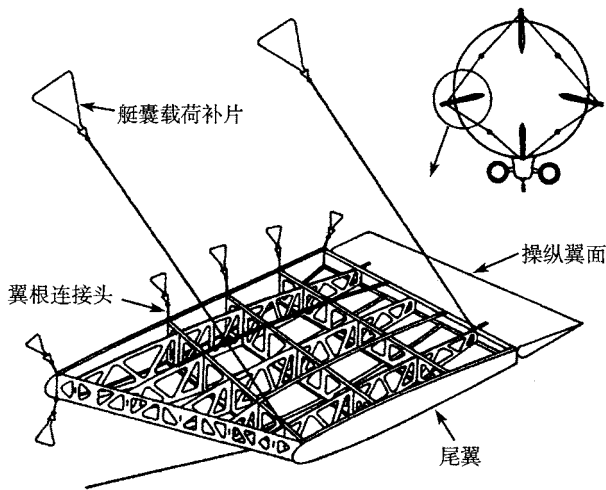


图 7.9 飞艇尾翼结构及布局图

尾翼通常由一系列相互锁接的加强杆和翼肋组成, 它们以稀疏的格框形式进行排列, 整体形成一个刚性结构(布局类似于装鸡蛋的盒子)。在实际中, 为了避免结构复杂化, 应该把格框设计成方形。同时考虑到尾翼的尺寸, 它应该能够由几个可拆装的大组件构成, 以便于运输。

通常在格框表面覆盖织物蒙皮, 蒙皮上涂有绝热的并能够防止收缩的涂料, 以保证尾翼有一个平滑的气动外形。美国过去使用的 NACA 0008 系列翼型, 其相对厚度为 8%(最大厚度与弦长的比), 位置在弦长的 30%处。同时有必要在内部安装交叉

撑条以保持格框布局. 还应该在蒙皮下表面容易积水处打一些小的排水孔.

应该对尾翼前缘进行加固, 以抵抗气动压力并防止磨损. 这可以通过使用材质较轻的标准薄片, 加工成字母“D”形, 而后通过斜拉杆进行固定. 同时, 应该在尾翼的第一根翼肋和最后一根翼肋之间采用同样的方式进行固定, 以防止尾翼因自重过大而压入艇囊. 另外, 最内侧翼肋的形状应保持和艇囊轮廓相一致, 即保证有平滑的外形及良好的曲率边缘, 以防止因接触而造成损坏.

在艇囊表面上安装尾翼时, 应该在尾翼根部和外表面安装相关设备, 如在根部安装防剪切设备、在外表面安装支撑缆索. 另外, 有必要安装能够将尾翼提升到固定位置的相关装置, 同时安装铰链支架, 支架从尾翼后部加强杆处继续向后延伸, 以承载操纵翼面.

操纵翼面类似于一个挡光板, 通过其前方铰链和尾翼相连接. 这样的布局, 需要大的气动触角和较强的调整片, 以减少作用在铰链上的力矩, 同时便于操纵系统(可能会很重并运转缓慢)的安装. 另外, 水平倾斜面需要有平衡配重来阻止其弯曲下垂, 同时使用弹簧来保持平衡, 但这可能影响尾翼的气动特性.

一种更为精密的方法是将操纵面设置在气动中心和质心略微靠前的地方, 大约在弦长的 30%处. 如果设计精确, 将无需安装调整片、气动触角、配重以及弹簧等平衡装置, 只需安装一个较为简单的轻型装置就可以提供相对较好的操纵特性. 尾翼操纵翼面的面积一般约为尾翼总面积的 25%.

另一种方法是调整尾翼轮廓以便使它有一个连续的后桁架. 然后, 配置一个断面连续的铰链和尾翼后桁架相平行的操纵翼面. 这使得翼肋容易构建, 桁架更连续同时更容易排列成方形(接头标准化). 对于飞艇整体的气动性能来说, 由此安装所产生的小偏差是可以忽略的.

假定选择带有铰链的操纵翼面, 结构主要基于一个抗扭翼盒(大致是方形), 翼盒由前后封闭的桁架组成, 外面罩有标准薄蒙皮. 随后, 还可以在其中添加桁架, 这些添加的桁架表面覆盖有绝热防收缩织物. 尾翼前缘还需要安装裹有织物的边缘衬条, 同时前缘要覆盖轻质标准薄蒙皮以保持其外形.

操纵翼面应能在约 25° 角范围内绕其连接轴自由运动. 但在约 30° 位置上应设置限位部件以防止超出规定位置而失控. 这些控制指标主要由飞艇的尺寸及它所要执行的任务来决定. 另外, 应设定中间位置以锁定操纵翼面, 以便于维护, 同时在飞艇锚泊时, 它还可以用来限制不必要的运动.

过去曾经使用的传统缆索操纵系统, 相对便宜而且简单, 但对于软式飞艇来说, 由于挠曲和长度因素的存在, 有时会引起操纵效能和响应的下降, 进而造成飞艇的失控. 再有, 飞艇的操纵载荷有时会很高, 并往往与大的操纵运动耦合, 这将给飞行员带来很重的工作负荷, 特别是在恶劣的气候条件下, 会严重地降低飞行员的体力消耗和忍耐力.

现代飞艇通常采用遥控系统,配以机械传动装置,以此来控制和操纵飞艇翼面的运动。此系统能保证飞行员发出的翼面运动度数信号可靠地作用在操纵翼面上,这就改善了飞艇的操纵性能和响应性能,进而降低了飞行员的工作负荷,使飞行员能够进行长时间持久的飞行,还可以与自动驾驶仪系统交互工作。无论采用哪种操纵系统,在设计操纵翼面和它们的工作方式时,在刚度和惯性方面应避免出现颤振或结构共振。

尾翼面可用缆索固定在适当位置上,缆索连接在尾翼各边的外侧,以约 45° 角与艇囊上的载荷补片相连接。同时设计自动防故障系统,以避免出现灾难性故障(导致飞艇破坏)。此外,飞艇尾翼应在根部翼肋周围与艇囊紧密连接,以承担纵向和横向剪切载荷。这可以通过强度较大的缆索,在尾翼接口和艇囊补片之间系几个圈,然后打结即可。这种方法需要在飞艇寿命周期内,每隔一定时间更换一次缆索,以确保安全。

7.4.5 飞艇艇首结构

对于软式飞艇来说,当出现下列情况时,需要对其艇首进行加强:

(1) 当艇囊的内部压力不足以抵抗飞艇飞行过程中的气动压力时,艇囊有可能发生破裂。这种情况下,艇囊应选择强度更高的材料(但同时造成重量增加),以承受过高的艇囊内压。

(2) 当需要在艇首安装一个与地面锚泊装置相连接的结构时。

(3) 当需要对飞艇进行牵引操作(使用缆索),或安装一些与海上、地面锚泊操作相关的设备时。

(4) 当需要安装配重或压舱物时。

(5) 当需要安装艇首推进器时(用于协助转向)。

很明显,安装一个数量经过优化的、能覆盖艇首的全包围式鼻锥结构是很有必要的。最简单的艇首形状,其鼻锥加强结构,一般由一系列安装在艇首外部的、类似于车轮轮辐、排列规则的同构件组成,并沿艇囊纵向中心线圆周分布。它们通常从艇首中心毂(上面安装有锚泊接头)开始向外发散,沿艇囊纵向朝后延伸一定距离,这样可以使艇囊内压稳定地承受施加在其上的载荷。一般来说,这种鼻锥结构件约占艇囊全长的 8%,上面用于增强结构强度的构件,可采用多段缆索束紧的方式与艇囊连接。在设计时,需要使其能够承受沿加强件方向的纵向载荷,以避免产生滑移,同时保证它们被束紧在艇囊表面。

飞艇在地面锚泊期间,有时会发生不可控的运动,这就需要设计强度较高的艇首罩,以防止因撞击而造成艇囊头部被刺穿。这种加强艇首还可以装载附加压舱物(根据需要),以保持飞艇平衡,或者装载其他附件。艇首罩可以采用轮辐的形式,当从飞艇前端观察时,形状和艇囊头部相同,在它的中心处安装有锚泊接头;也可

以采用相对简单的锥形结构,但这会导致外围载荷较高(因为它的偏移量较大)。同时为了保证气动外形,在艇首罩的表面通常覆盖有绝热防收缩的织物材料(应便于维修)。

一般来说,艇首罩的尺寸约占艇囊全径的10%~15%,设计时应将锚泊装置的反作用载荷分布到艇囊表面尽可能大的面积上。艇首罩的设计应做到:

(1) 沿其边缘进行束紧,并将它与艇囊表面连接起来,主要承受艇囊横向剪切力。

(2) 其纵向桁条主要承受艇囊的纵向末端载荷。

桁条保证了艇首罩轮辐的纵向连贯性,也可以按上面提到的方式连接在艇囊表面,以提供纵向加强。如果桁条的附件是以铰接的方式和艇首罩相连(允许接头随艇囊有一定的膨胀或收缩),那么因锚泊装置横向反作用力而造成的变形如图7.10所示。

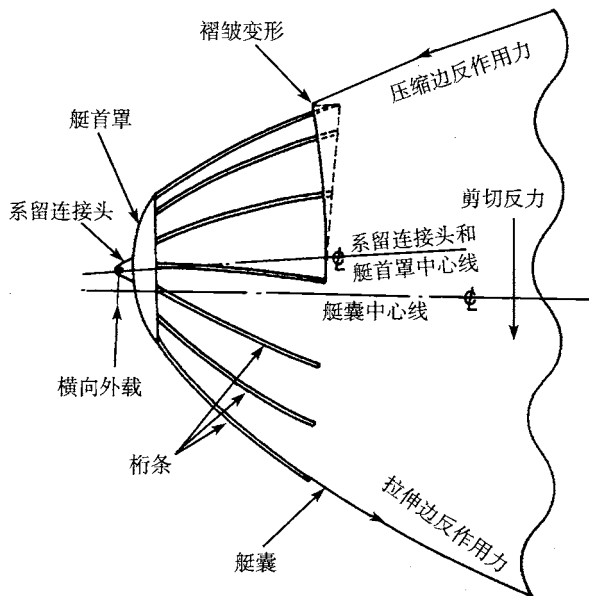


图 7.10 飞艇艇首加强结构变形图

从图上可以看出,结构类似于四杆链的形式,一侧压缩另一侧拉伸。与此同时,中间的桁条向一侧偏移,这是因为桁条环绕艇囊所以造成了自身的扭转。基于以上原因,桁条应该设计成管状结构。另外,在受压的一侧,对艇首罩进行束紧的系带受桁条活动的影响,可能发生松动进而造成艇首罩脱落,这会使得桁条末端穿入艇囊。在这些部位艇囊会发生褶皱。为了避免这种情况的发生,桁条应设计的尽可能平滑,同时其末端也应尽量张开并成圆形(不要出现尖头)。

在软式飞艇艇首受压时, 其艇囊在加强件末端处可能出现褶皱变形. 压皱载荷 F 由下式给出:

$$F = p\pi r^2 \quad (7.21)$$

式中, P 表示艇囊内压, r 表示加强件末端的艇囊半径.

一旦载荷高于此压皱载荷, 前端结构将进一步被压入艇囊, 就像在套筒中运动的活塞一样, 实际上载荷连续并保持不变. 当载荷被移出后, 前端结构将恢复原形, 而不会有明显的损坏. 在特殊情况下, 也可以利用这一机理来作为飞艇吸收冲击能量的手段, 用以缓冲来自飞艇锚泊装置的载荷.

如果采用有限元方法分析艇首加强结构, 应该使用大变形及非线性理论. 这是因为对它建模时, 使用的是弹性织物结构. 同时还要用实验来验证分析的正确性, 因为很多情况是其他方法所无法预测的. 这一点必须引起我们的重视, 因为飞艇公司的飞艇可能就是由于一个艇首与地面锚泊装置的加强结构没有设计好, 而被暴风雨在一夜之间全部损毁.

7.4.6 飞艇的起落装置

早期飞艇使用的起落架是缓冲袋, 或称浮筒, 类似于船只上安装的缓冲装置. 它们采用充气这种简单易行的方法, 来缓冲飞艇与地面接触时所产生的撞击. 实际上, 对飘浮在空中的浮空飞行器来说, 对艇体进行保护以及在靠近地面时 (如同船靠近码头) 进行维护操作都是很有必要的. 这种缓冲袋, 还能起到使飞艇在水上稳定漂浮的作用.

实际上, 对于飞艇来说, “着陆” 可能不是最恰当的术语. 因为浮于空中的飞艇 (类似于水面船只), 通常始终保持着在空气中的飘浮 (并非真正意义上的着陆), 即使在它们离地面很近时也是如此. 另一方面, 对于重于空气的飞行器来说, 它们在飞行时重量由空气动力承担, 但当着陆后其重量则通过起落架传到地面, 由地面承担. 所以, 把飞艇的这种独特的起落装置称作是地面缓冲器可能更为合适. 之所以强调这一观点, 主要是帮助人们理解飞艇起落架本身的特点及其基本设计要求.

对于重型飞艇来说, 通常需要附加气动升力才能帮助其升空, 这种飞艇在其起飞和着陆时往往需要采用多轮式起落架以减小地面阻力. 特别是当飞艇不具备矢量推力时, 其起飞需要在地面进行短距滑跑 (与飞机滑跑类似), 以达到足够的速度进而产生足够的气动升力. 与此同时, 地面阻力的减少有利于进行相关的地面操作, 还可以防止飞艇移动时尾部发生侧滑. 另外, 考虑地面阻力对于控制飞艇在地面的运动也是很有用的.

飞艇起落架的数量和位置, 取决于艇体及推进器 (螺旋桨等) 部件的总体布局, 设计时应从防止飞艇与地面撞击, 同时有助于飞艇保持水平姿态出发. 在飞艇重心下方安装起落架来承受飞艇重量是一个最基本的要求. 通常, 由于飞艇本身浮力的

作用, 飞艇仍保持平衡状态, 但是如果不安装其他约束装置, 飞艇会自然地产生约 $\pm 8^\circ$ 的俯仰角和约 12° 的滚转角。

如果飞艇不具备矢量推进同时又偏重, 那么它要么利用滑跑起飞, 要么以起落架为“弹簧”, 弹离地面。在后一种情况中, 不安装反冲阻尼器的起落架更有助于帮助飞艇起飞。对于大型飞艇来说, 后一种方案不太实用, 因为它需要大量的地勤人员。在飞艇着陆时, 为了防止飞艇以弹跳的方式弹离地面, 需要设计有反冲阻尼器。在确定起落架的反冲速率时, 需要使它与飞艇的弹跳模式频率相一致, 否则当飞艇返回地面时, 吸振器有可能还处于压缩状态。

化简后, 飞艇起落架吸收的着陆动能 E , 可由式 (7.22) 给出:

$$E = (Mv^2)/2 \quad (7.22)$$

式中, M 表示飞艇总质量, V 表示飞艇着陆时的垂直下降速度。

对于由外部悬挂系统支持的悬挂吊舱式飞艇来说, 艇囊与吊舱之间存在有很大空隙, 这时的 $M = m_g$ 。

其中, m_g 表示吊舱悬挂质量。

对于吊舱与艇囊紧密连接的飞艇来说, 吊舱质量 M 相当大, 这是必须考虑的, M 值由式 (7.23) 给出:

$$M = m_g + m_h + m_i \quad (7.23)$$

式中, m_h 表示艇体质量 (包括艇囊、尾部、艇首结构等, 还包括副气囊中的空气和艇囊中的浮升气体); m_i 表示飞艇的虚拟惯性。

这些附加质量对起落架设计的影响程度, 取决于吊舱与艇囊接口的刚度及整个艇囊的刚度。与重于空气飞行器相比, 飞艇的虚拟惯性 m_i 是非常重要的一项, 因为它可能比飞艇本身的质量还要大。 m_i 主要通过艇囊起作用。对飞艇起落架的系统分析如图 7.11 所示。

需要对飞艇起落架作全动力分析, 以便精确地确定其最大反作用力。为此, 一个较为简便的方法是将艇囊视为刚体, 并与吊舱刚性连接。但这样的假定会造成一定的误差。

除动能以外, 飞艇起落架还必须吸收由最大净重引起的势能 PE :

$$PE = wz/2 \quad (7.24)$$

式中, w 表示飞艇最大净重; z 表示起落架总垂直位移。

飞艇压缩起落架所做的功 W , 为

$$W = Pz/2 \quad (7.25)$$

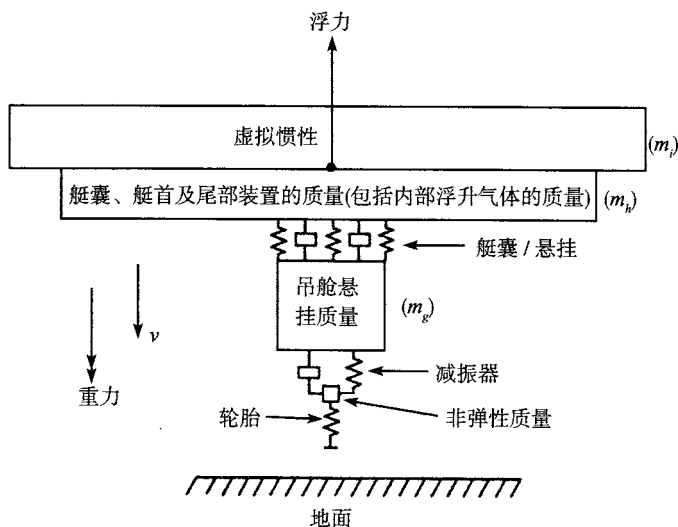


图 7.11 动力分析模型图

式中, P 表示起落架垂直反力。

为了确定起落架垂直反力 P , 可以令压缩起落架所做的功等于它要吸收的动能与势能之和, 则可得:

$$Pz/2 = Mv^2/2 + wz/2 \quad (7.26)$$

化简后可得

$$P = w + Mv^2/z \quad (7.27)$$

与飞艇净重的最大值相比, 这个反作用力的值是非常大的。飞艇的最大净重约为气体最大升力值的 5%, 而当下降速度为 1.524m/s 时 (把艇囊视为与吊舱刚性连接的刚体), 起落架所承受的最大反作用力约为气体最大升力的 60%。这与吊舱的悬挂质量处于同一量级, 同时其大小取决于飞艇着陆时的垂直位移。如果吊舱能够与艇囊隔离悬挂, 则反作用力仅为约气体最大升力的 25%。由此可以很明显地看出, 吊舱和艇囊的连接方案是需要研究的一个重要问题。

受这种反作用力的影响, 安装单起落架的大型飞艇需要使用一个大的低压轮胎或多个机轮, 以便在着陆时和地面有足够大的接触面积, 从而能够承受着陆载荷。因为此时飞艇的静载荷非常小, 如果飞艇处于中性平衡状态或本身重量很轻, 那么其静载荷甚至可能为零, 这样的话就没必要安装制动刹车装置。设计机轮装置时, 应使其能自由旋转 360° 到任何位置, 以便于地面操作和起飞。在飞艇起飞后, 需要让机轮沿飞艇中心线方向向后收起, 以减小飞行阻力同时随时准备降落时使用。这就需要设计一个附加的机轮收放装置。

与重于空气飞行器相比,飞艇需要很大的垂直位移(轮胎加减振器)以便使它在地面之间的反作用载荷降至最小.这就需要安装黏性阻尼构件,使其作用于起落架的整个压缩过程中,并通过保持其峰值来提高效率.此时艇囊内的浮升气体也可以发挥作用,因为飞艇吊舱载荷传递到地面的时间被延长了,这就使得地面传回吊舱反作用力的时间也被相应的延长了.

很显然,飞艇的下降速度(7.27式中的平方项)要尽可能地低.权威机构规定飞行下降速度值应不超过 0.914m/s .该值已成功用于英国“天舟”500(SKS500,1979年设计)型飞艇最初的起落架设计之中,但依据个人经验,在很多情况下这是不成功的(包括那些在锚泊时因天气原因引起的失效).Blakemore(1927)推荐使用的下降速度值为 2.44m/s ,这导致了载荷超出原来的7倍,但这不仅在自由飞行着陆时有必要,在锚泊非受控时也同样有效.英国的Airship Industries飞艇公司随后提出:对于安装有矢量推力装置的飞艇来说,最终的下降速度可以是一个较低的值.他们同时提出,如果飞艇处于锚泊静止状态,那么出现严重冲击的可能性会很小.在此时,使用 1.52m/s 的速度值较为合适.需要强调的是,最终使用的实际值必须通过对自由飞行及锚泊两种状态进行实验和分析模拟才能确定.

在设计起落架时,还要考虑飞艇在锚泊状态时的俯仰和风标的运动,防止起落架遭受不必要的载荷.为了适应飞艇的这种运动,当飞艇绕锚泊装置旋转时,机轮应横向排列,同时应避免其转动.但每次当飞艇与地面接触时,会出现一些问题.图7.12(a)为锚泊装置约束飞艇艇首时飞艇的运动.很显然,此时机轮不会垂直运动,因为飞艇被锚泊约束,所以机轮只能做圆弧运动,更准确地说,机轮是以图7.12所示的相切角运动,并与地面发生接触.当轮胎和减振器被压缩、起落架吸收动能时,机轮与地面接触的接触位置总是朝前运动的,如图7.12(b)所示,这就需要在 90° 位置上拉住机轮,使其保持固定姿态.这种侧啃胎作用会导致轮胎横向受载(企图把它们从固定处拉出),同时受运动轨迹和锁定位置的影响,起落架将承受扭矩.

如果起落架向前倾斜,那么减振器与相切角平行,侧啃胎作用将被降至最小.但是,这个角度还是会超出地面反作用力所能承受的范围;角度的大小取决于飞艇总体构造,大约与垂直方向成 20° 夹角.当轮胎与地面摩擦阻力较低时(比如和冰面接触),地面对轮胎仅在垂直方向起作用;当飞艇由锚泊状态降落到地面时通常也只有垂直运动.因此具有很大向前倾斜的起落架,它上部的配件将承受较高的挠曲变形,同时由于运动轨迹和载荷分量的影响,侧啃胎运动造成起落架的另一面受扭转.

解决方案是对因侧啃胎产生的力与起落架倾斜产生的载荷之间取个折中,即正常状态下,扭矩中等大小.因此,需要大约 10° 的倾斜角.

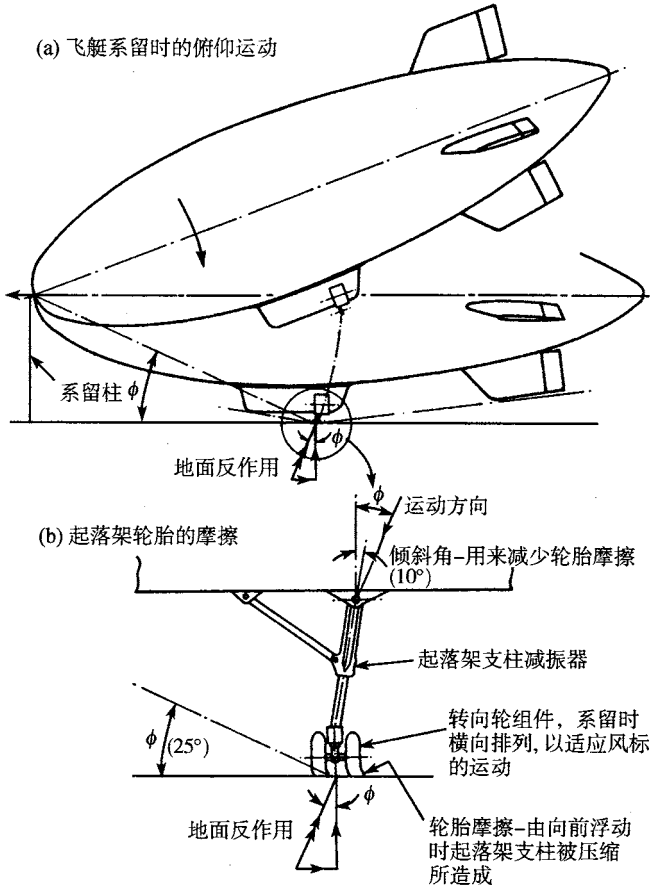


图 7.12 飞艇垂直着陆示意图

参 考 文 献

Abbott, P. (1989). *The British Airship at War, 1914-1918*. Lavenham: Terence Dalton Ltd.

Airship Design Criteria - FAA-P-8110-2, Federal Aviation Administration, US Department of Transportation.

Althoff, W.F. (1990). *Sky Ships - A History of the Airship in the United States Navy*. New York: Orion Books, (Crown Publishers Inc.) and Shrewsbury: Airlife Publishing Ltd.

Blakemore, T.L. (1927). *Pressure Airships Part I (Nonrigid Airships)* New York: The Ronald Press Company. *British Civil Airworthiness Requirements - CAP471, Section Q - Non-Rigid Airships*. Civil Aviation Authority, UK.

Bruhn, E.F. (1973). *Analysis and Design of Flight Vehicle Structures*. Indianapolis: S.R. Jacobs and Associates, Inc.

Burgess, C.P. (1927). *Airship design*. New York: The Ronald Press Company.

第 8 章 空气静力学

J. Craig

8.1 概 述

本章通过对飞艇空气静力学的评估,着重介绍了飞艇的质量特性及操作特性.在第 2 章中,我们已经介绍了空气静力学的基本原理.第 13 章关于飞艇性能的介绍中也有一些类似的内容.在这里对相关内容的重复以及本章内容的过于简化表示歉意.作者认为掌握这些内容对读者理解飞艇的基本原理是很有必要的.本章前面的一些篇幅主要是针对初学者,即使如此,对于已经从事飞艇研究很久的人来说,它同样可以帮助你纠正一些你在以往理解时所存在的误区.

本章的目的是为了使读者了解飞艇为什么能浮升,如何飞行,以及如何计算其浮升性能.同时,本章也告诉读者在飞艇飞行的各个阶段,它的浮升将受到多种不同情况的影响.

在本章的末尾会给出本章所使用的全部缩写和符号.这里先给出其中一些主要的:

L_g = 总静升力/kg;

L_n = 净静升力/kg;

T = 温度/(K 或其他);

M = 气体总质量/kg;

M_a = 副气囊内空气质量/kg;

M_g = 艇囊内浮升气体质量/kg;

P = 压力/(N/m²);

ρ_a = 空气密度/(kg/m³);

ρ_g = 艇囊内浮升气体密度/(kg/m³);

ρ_n = 净密度或升力密度/(kg/m³) = $\rho_a - \rho_g$.

主要的下标有

0= 国际标准大气 (ISA), 海平面环境;

S= 标准环境 (温度分布线由国际标准大气确定);

A= 非标准环境 (对比国际标准大气, 在同一高度上压力相同但温度不同).

-
- Chamberlain, G. (1984). *Airships - Cardington*. Lavenham: Terence Dalton Ltd.
- Kinsey, G. (1988). *Pulham Pigs*. Lavenham: Terence Dalton Ltd.
- Niu, M.C.Y. (1988). *Airframe Structural Design*. Hong Kong: Conmilit Press Ltd.
- Pagon, W.W. (1927). *Pressure Airships Part II (Semirigid Airships)*. New York: The Ronald Press Company.
- Peery, D.J. and Azar, J.J. (1982). *Aircraft Structures*. U.S.A.: McGraw-Hill Book Co.
- Williams, T.B. (1974). *Airship Pilot No. 28*. U.K.: William Kimber and Co.

8.2 大 气

飞艇主要依靠浮力升空. 浮力的大小取决于飞艇所排开气体的密度和体积, 所以, 要特别关注流体本身的特性. 这种情况下, 飞艇所使用的浮升气体应轻于空气. 即使在飞艇飞行时所处的相对较小的区域, 大气特性变化也很大. 因此, 要掌握飞艇的空气静力学, 理解大气特性的变化是非常有价值的, 也是必要的.

在下一段中, 将给出关于这方面的说明, 同时解释测定大气特性所必须采取的步骤.

空气是混合气体, 主要由氧气和氮气组成. 飞艇飞行时所处的大气环境, 从传统空气动力学的角度讲, 大气特性的改变是很小的, 因此基本上可以认为大气是均匀气体. 在对飞艇进行分析时, 一般只需考虑大气层的底部, 即对流层, 通常位于海拔 11 000 米以下.

8.2.1 国际标准大气 (ISA)

大气的物理属性变化很大. 通过大气属性的一些数据, 尤其是对比后的数据 (如升力等), 可以知道, 确定一个基准线是很重要的. 因此, 制定了国际标准大气 (ISA) 作为标准. 它是多年来对温带大气属性测试后所确定的近似值. ISA 详细定义了平均海平面上的温度和压力以及温度随高度的变化. 从温度的变化可以推出大气的其他参数 (压力 p , 密度 ρ). 而非标准大气的数据可以通过对 ISA 添加一个温度变化常数 (正值或负值) 来确定. 通过以上定义, 就可以确定标准大气和非标准大气在任意高度上的压力值. 注意: 这部分中所采用的单位为国际制单位系统 (S.I. 单位系统), 应确保使用时单位保持一致.

8.2.1.1 国际标准大气的平均海平面环境 (T_0, p_0, ρ_0)

ISA 中所有理想大气都是以海平面环境为起点. 温度 T_0 为 288.15K (15°C), 注意, 所有用于推导大气属性的公式均使用开氏温标 —— K (0°C = 273.15K). 海平面的压力 p_0 为 101 325 N/m², 大气密度 ρ_{a0} 为 1.225kg/m³.

8.2.1.2 国际标准大气的属性 (T_S, p_S, ρ_S)

大气的密度和压力由特定高度上的温度所确定. ISA 详细描绘了大气层各部分的温度梯度. 这里关注的是对流层, ISA 给出了一个斜率为 -0.0065K 每米的高度的线性梯度公式 (即高度上升 1m, 温度下降 0.0065K). 因此, 按照 ISA 的标准, 对流层温度随压力高度 H_p (m) 的变化关系如下:

$$T_S = 288.15 - 0.0065H_p \quad (8.1)$$

因此, 1 500m 高度上的温度 T_s 为 $288.15 - 0.0065 \times 1\,500 = 278.4\text{K}$ (5.25°C).

密度随温度比的指数变化关系为

$$\rho_s = \rho_0(T_s/T_0)^{4.3} \quad (8.2)$$

式中, 指数 4.3 是一个近似值 (具体值见式 (8.27)~(8.30)). 因此, 1 500m 高度上大气的密度为

$$\rho_{as} = 1.225(278.4/288.15)^{4.3} = 1.0565\text{kg/m}^3 \quad (8.3)$$

同样, 压力随温度比的指数变化关系为

$$P_s = P_0(T_s/T_0)^{5.3} \quad (8.4)$$

式中, 指数 5.3 也是一个近似值 (具体值见式 (8.27)~(8.30)). 在 ISA 中, 任意高度上的压力和密度都可以认为是仅与温度有关.

8.2.2 非标准大气

非标准大气通过一个和 ISA 不同的温度进行定义. 各个高度上温度的差别是连续的.

非标准大气的属性 (T_A, p_A, ρ_A)

无论是标准大气, 还是非标准大气, 压力的定义都是相同的 (如 ISA 在 1 500m 上的压力等于 ISA+15 在 1 500m 上的压力, 都为 $84\,428\text{N/m}^2$). 密度则取决于非标准环境和标准环境的比值, 即:

$$\rho_A = \rho_s \left(\frac{T_s}{T_s + \Delta T} \right) \quad (8.5)$$

式中, ΔT 是标准环境和非标准环境之差 (对于 ISA+15 来说, $\Delta T = 15$).

举例说明, 要推得 ISA-5 在 1 200m 高度上的相关参数, 首先要先确定 ISA 在 1 200m 高度上的相关参数:

$$\begin{aligned} T_s &= 288.15 - 0.0065 * 1200 = 280.35\text{K}(7.2^\circ\text{C}) \\ p_s &= 101325 \left(\frac{280.35}{288.15} \right)^{5.3} = 87609\text{N/m}^2 \\ \rho_{as} &= 1.225 \left(\frac{280.35}{288.15} \right)^{4.3} = 1.089\text{N/m}^3 \end{aligned} \quad (8.6)$$

随后, 可得 ISA-5 在 1 200m 高度上的相关参数:

$$\begin{aligned}\Delta T &= -5 \\ T_A &= 280.35 - 5 = 275.35\text{K}(2.2^\circ\text{C}) \\ p_A &= p_s = 87609\text{N/m}^2 \\ \rho_{aA} &= \rho_{as} \left(\frac{280.35}{275.35} \right) = 1.089 \left(\frac{280.35}{275.35} \right) = 1.109\text{kg/m}^3\end{aligned}\quad (8.7)$$

8.2.3 相对密度 σ

相对密度是特定环境下密度 ρ_{aA} 与 ISA 海平面上密度 ρ_0 的比值, 即

$$\sigma = \frac{\rho_{aA}}{\rho_0} \quad (8.8)$$

非标准环境下 σ 随高度的变化范围如图 8.1 所示.

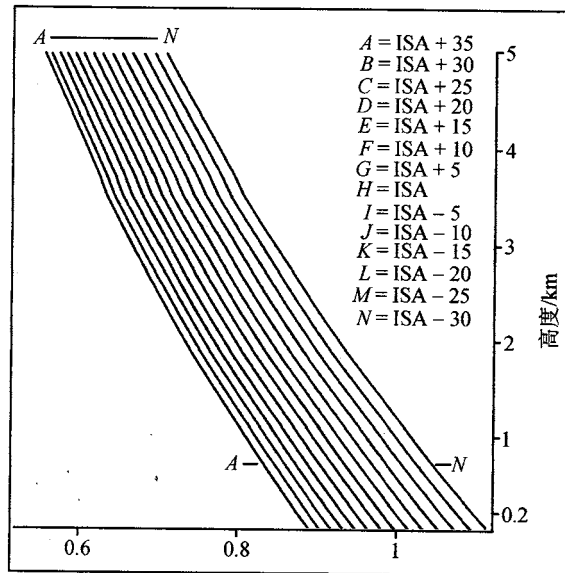


图 8.1 非标准环境下相对密度 σ 随高度变化图

8.3 艇囊内的浮升气体

艇囊内的气体, 通常也称为浮升气体, 其特性就像大气一样会发生改变, 应用相同的计算.

在本节中, 假设艇囊内容纳的浮升气体是氦气. 它的纯度不可能达到 100%, 里面含有的杂质往往是空气. 同时, 我们必须清楚地认识到: 由于艇囊织物的多孔性, 以及一些装置的泄漏, 氦气的纯度将在使用过程中逐渐降低.

计算海平面标准大气条件下氮气的密度 ρ_g , 可使用式 (8.9):

$$\rho_g = k \times 0.169 + (1 - k) \times 1.225 \quad (8.9)$$

式中, 系数 1.225 为海平面标准大气条件下的空气密度 (kg/m^3); 系数 0.169 为海平面标准大气条件下, 纯度为 100% 的氮气的密度 (kg/m^3); k 为氮气纯度的百分值 (例如, 若氮气纯度为 97%, 则 $k = 0.97$). 通过用海平面标准大气值乘以有关的相对密度, 就可以简单得到氮气在任何高度上的密度 (标准及非标准环境).

然而, 浮升气体还会受其他条件的影响. 首先, 它的压力要高于周围的大气压. 由此产生的影响是连续的但却较小, 通常可以忽略. 但是, 由过热引起的影响不能被忽略. 过热是因为浮升气体的温度和周围空气温度不同造成的. 由此产生的影响很大并贯穿飞艇飞行的全过程. 在本章后面将对这些情况的具体细节做更多介绍.

8.4 浮力和静升力

这里是一些空气静力学中常用的术语. 下面对这些术语做简单的解释.

8.4.1 浮力 B

浮力的大小等于物体 (部分或全部浸没) 排开同体积流体的质量, 方向与重力方向相反, 即垂直向上. “浮力” 这个术语主要应用于流体静力学, 而在空气动力学中大多使用 “静升力” (static lift) 这一术语. 为了保持一致, 在本章后面部分, 将使用术语 “静升力” 而不使用 “浮力” 这一术语.

8.4.2 总静升力 L_g

总静升力与浮力这一术语完全等效, 其大小等于艇囊体积所排开的空气质量, 由下式可得

$$L_g = V_g \times \rho_a \quad (8.10)$$

式中, ρ_a 为空气密度;

V_g 为艇囊总体积 (艇囊的全部体积, 包括其中副气囊的体积).

艇囊体积 V 可以是总体积 V_g , 也可以是净体积 V_n (艇囊的全部体积减去副气囊的体积). 使用哪个体积取决于艇囊/气体系统看做是开放式系统还是封闭式系统 (这将在随后给予解释).

8.4.3 净静升力 L_n

净静升力是指总静升力 (L_g) 减去艇囊内包含气体的重量 (M). 同样, 选择的系统不同, 净静升力也会随之改变:

$$L_n = L_g - M = V_n \times \rho_n \quad (8.11)$$

式中,

$$\rho_n = \rho_a - \rho_g \quad (8.12)$$

净密度 ρ_n , 通常也被称为“升力密度”。

8.4.4 浮心 (CB)

飞艇的浮心是指它所排开空气的重心. 它是静升力的作用点.

8.4.5 重心 (CG)

飞艇的重心是物体质量的中心, 是重力的作用点.

8.4.6 静态重量 (SH)

飞艇的静态重量是指飞艇各系统的总重 (W_{airship}) 减去净静升力 (L_n). 飞艇的各系统包括: 飞艇本身、所有的液体 (燃料及水压载等)、机组人员、有效载荷 (货物、设备及乘客) 和压舱物.

$$SH = W_{\text{airship}} - L_n \quad (8.13)$$

当飞艇各系统的总重等于净静升力时, 飞艇将保持平衡. 若净静升力超出飞艇总重, 静态重量将为负值. 出于对控制的考虑, 通常希望飞艇有一定的重量, 但发生紧急情况时, 往往希望飞艇能尽快达到或趋近平衡. 这就需要排出水压载, 必要时还需排放艇囊内的浮升气体.

8.4.7 飞艇的压力高度

需要注意的是: 不要将飞艇的压力高度同大气的压力高度 (H_p) 弄混, 飞艇的压力高度是指副气囊完全放气后飞艇所达到的高度, 即在艇囊不出现过压或漏气的情况下, 飞艇所能爬升到的最大高度.

8.5 飞艇操控概要

对于大多数飞艇来说, 其升力都由艇囊浮力所提供. 一些飞艇虽然安装有矢量推进器, 但这通常是为了抵消飞艇本身的重量. 浮力的大小由飞艇排开气体的密度所决定, 而气体 (大气) 的密度往往变化很大. 下面将讨论大气密度的改变会给飞艇操控带来怎样的影响, 或者说是飞艇如何应对这些变化. 和前面所提到的一样, 这部分仅阐述基本原理, 同时假定大气环境为国际标准大气. 至于其他一些影响飞艇浮升性能的因素将在随后给予介绍.

前面已经提到过, 随着飞艇的上升, 艇囊内气体的温度和压力都将发生变化. 由气体定律可得:

$$\frac{p_1 V_1}{T_1} = \frac{p_2 V_2}{T_2}, \quad \frac{p_1}{p_2} = \frac{T_1}{T_2} \times \frac{V_2}{V_1}, \quad \frac{V_1}{V_2} = \frac{T_1}{T_2} \times \frac{p_2}{p_1} \quad (8.14)$$

从上式不难看出, 如果气体的温度和压力发生变化, 那么其体积也将随之改变. 但是如果体积不发生变化而温度增加, 那么压力也会随之增加; 反之减小.

对于大多数软式或半硬式飞艇来说, 艇囊内外压之间的差值 (内压值减去外压值) 必须保持在一个有限的合理范围内. 一旦偏离这个范围, 将会导致艇囊表面应力过大 (差值过大时) 或使得艇囊失去其结构完整性, 即艇囊变瘪 (差值偏低时).

因此需要采取一定的措施, 以保证浮升气体密度、体积的变化不会产生对艇囊有害的压力. 通常采用在艇囊内设置副气囊的方法. 副气囊是艇囊内独立的、与外部大气相连通的囊体. 随着浮升气体密度的增加, 艇囊体积将会减少, 这时需要向副气囊内充气以保持压差. 反之, 浮升气体密度减小时, 艇囊体积将增大, 此时需要副气囊放气.

如图 8.2 所示的飞艇艇囊, 其升力是一个确定值, 可以通过计算或测量给出一个十分接近实际情况的真实值. 此时飞艇的总升力等于艇囊总体积 (即艇囊内浮升气体所占的体积) 乘以这一时刻周围空气的密度. 净升力 (即承担飞艇本身、各系统及有效载荷的升力) 为总升力减去浮升气体的重量, 也等于净体积乘以净密度, 如式 8.15 所示. 注意: 净密度是空气密度与浮升气体密度之差.

随着飞艇的上升 (图 8.2(b) 所示), 浮升气体将不断膨胀. 按照上述的气体定律, 当艇囊膨胀至一定程度后, 初始压力的增大将危及艇囊结构的完整性. 为了保证艇囊不会因此而发生破裂, 需要副气囊排出部分空气. 这意味着净体积 V_n 将发生变化. 同时, 因为浮升气体的质量一定 (这里假设没有泄露), 所以变化后艇囊的体积可由浮升气体来确定. 从式 (8.16) 可以看出, 如果浮升气体不泄露, 那么总升力和净升力都不会发生改变.

这种情况 (副气囊随飞艇升高而缩小) 一直持续到飞艇达到其压力高度为止 (图 8.2(c) 所示). 此时, 浮升气体完全填充艇囊, 同时副气囊被压扁. 在上升的过程中, 浮力始终保持不变. 但是, 一旦飞艇超出其压力高度, 浮升气体将无法继续膨胀, 这要么增加压差要么继续排出空气. 这就是前面所提到的, 一些轻于空气的飞行器在设计时需要考虑增加压差以防止此类情况的发生. 通常使用安全阀门来保持艇囊压力不超出极限值. 如果飞艇上升超过其压力高度, 那么它所排开空气的密度下降; 但排开气体的体积此时已达到极限, 不会再增加. 这就导致总升力 ($V_n \times \rho_a$) 下降. 为了保持压差在一个安全的范围内, 就必须在飞艇上升时排出部分浮升气体. 因此, 浮升气体的质量将减少.

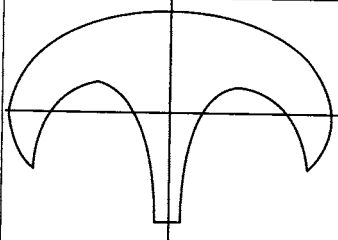
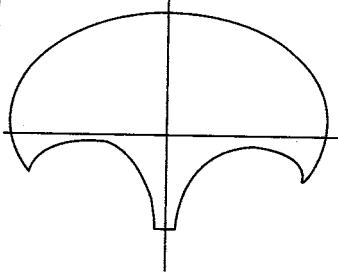
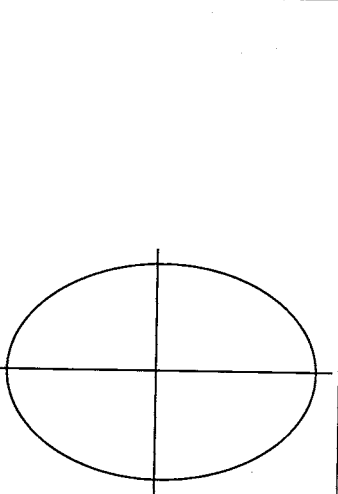
 <p>(a) 初始状态</p>	<p>总升力 = 排开气体体积 × 密度, 故, $L_g = V_g \times \rho_a$, 其中, $V_n = V_g - V_a$, 净升力 = 总升力 - 浮升气体重量, $L_n = L_g - M$. 其中, $M = M_g = V_n \times \rho_g$ $L_n = V_n \times \rho_a = V_n \times (\rho_a - \rho_g) = V_n \times \rho_n$ (8.15)</p>
 <p>(b) 上升状态</p>	<p>气体膨胀 (气体质量一定, 没有气体泄漏) $L_g = V_{ns} \times \rho_{as}$ 其中, $V_{ns} = \frac{M}{\rho_{gs}}$, $\rho_{gs} = \sigma \rho_{g0}$ $L_g = \frac{M}{\sigma \rho_{g0}} \times \sigma \rho_{a0} = M \frac{\rho_{a0}}{\rho_{g0}}$ $L_n = L_g - M = M \left(\frac{\rho_{a0}}{\rho_{g0}} - 1 \right) = \frac{M}{\rho_{g0}} \rho_{n0}$ $L_n = V_n \times \rho_n$ (8.16)</p>
 <p>(c) 飞艇的压力高度</p>	<p>在压力高度 $V_n = V_g$, 净升力 $L_n = V_n \times \rho_n$ 时, 下面给出的下标“1”的情况表示飞艇达到压力高度, 下标“2”的情况表示飞艇超过压力高度: $L_{g2} = V_g \times \rho_{a2} = V_g \times \sigma_2 \times \rho_{a0}$ $L_{g1} = V_g \times \rho_{a1} = V_g \times \sigma_1 \times \rho_{a0}$ 所以 $\Delta L_g = L_{g2} - L_{g1} = V_g \times \rho_{a0} \times (\sigma_2 - \sigma_1)$ $L_{n2} = L_{g2} - M_2$, $M_2 = V_g \times \rho_{g2} = V_g \times \sigma_2 \times \rho_{g0}$ $L_{n1} = L_{g1} - M_1$ $M_1 = V_g \times \rho_{g1} = V_g \times \sigma_1 \times \rho_{g0}$ $\Delta L_n = L_{n2} - L_{n1} = L_{g1} - L_{g2} - (M_2 - M_1)$ $\Delta L_n = V_g \times \rho_{a0} \times (\sigma_2 - \sigma_1)$ $\quad - V_g \times \rho_{g0} \times (\sigma_2 - \sigma_1)$ $\Delta L_n = V_g \times \rho_{n0} \times (\sigma_2 - \sigma_1)$ $L_g = V_n \times \rho_{as}$ $L_n = L_g - M_{gs} = V_n \times \rho_{as}$ $\quad - V_n \times \rho_g = V_n \times \rho_n$ (8.17)</p>

图 8.2 飞艇上升过程中相关的空气静力学参数 (从初始状态至压力高度)

升力的下降等效于飞艇重量不断增加。如果飞艇下降, 需要填充空气的体积将比上升时明显减少, 但需要安装更多的副气囊以便在不同的压力高度都能保持平衡。因此, 需要关注飞行超过压力高度的飞艇, 其副气囊是否留有足够的剩余空间来保证飞艇顺利着陆, 也就是说飞艇到达地面前副气囊不会被 100% 充满。

上述讨论都是基于国际标准大气环境。

8.6 影响升力的其他因素

上述对于飞艇操作的介绍非常简略。实际飞行过程中, 浮升性能受很多因素的影响。这些因素可以分为两类: 第一类是因参数测量误差引起的变化, 这些参数包括副气囊体积、艇囊体积、内部气体温度和压力等 (对于由这些误差所造成的影响只做简单说明); 第二类是气候因素及当地大气参数变化造成的影响。

8.6.1 内压

以往的计算通常都忽略内压差值, 即忽略了内压高于周围环境这一事实。假设压力差值是 2 英寸 WG (水柱压力计), 那么浮升气体密度所产生的影响在海平面上时为 0.5%, 3 000m 时增至 0.7%。虽然需要考虑它的影响, 但由于变化不大, 所以在计算时可以忽略。

8.6.2 过热

过热指的是艇囊内温度高于周围环境温度所造成的影响。这一影响类似于“温室”效应。过热将造成氦气密度的下降, 这就使得其体积增加, 因而导致副气囊体积减小。同时, 因为氦气质量一定而副气囊内空气减少, 所以气体总质量将有所下降。这使得净升力显著增加, 因为净升力等于总升力减去气体总质量。随着副气囊体积的减小, 飞艇的升力将明显提高, 这就使得飞艇的压力高度也随之显著增加。过热通常发生在飞艇锚泊时 (日光直射)。飞艇飞行时过热现象将减小或消失, 这又会造成相反的影响, 即净升力减少、飞艇质量增加。因此, 要确保考虑到了飞行过程中各阶段的过热影响。最后要说明的是: 也可能发生温度过低 (即氦气温度低于周围环境的温度) 现象, 但通常不会达到和过热影响相同的程度。

8.6.3 天气状况

除了过热, 还要考虑天气状况的影响, 尤其是雨雪冰霜天气。在地面时, 任何的雨雪或冰霜都将导致飞艇重量的增加, 从而使得有效载荷下降。例如, 一个体积为 6500m^3 的飞艇, 如果表面的 $1/7$ 覆盖有 $1/10$ 英寸的雪, 那么重量将增加 100kg。因此, 在飞行前必须对其进行清理。除此之外还要有一定的预留量以防止飞艇在飞行过程中遇到这些状况。同时, 由于飞艇表面积过大而且速度较低, 所以可能会在局部产生积水, 从而导致飞艇整体质量的增加。

8.6.4 湿度

湿度的增加将造成空气密度的降低. 这使得飞艇排开空气的质量有所减少, 因而总升力减少. 温度越高, 湿度的影响越大.

8.7 封闭式系统或开放式系统

本章前面部分都将艇囊视为开放式系统, 即副气囊与大气连通, 而且不将其作为艇囊体积的一部分. 这里还有一种可供选择的、分析飞艇及其空气静力学的方法, 即将飞艇视为封闭式系统. 在封闭式系统中, 将艇囊视为封闭的, 副气囊作为艇囊中质量可变的独立气袋. 这两种系统都能得到理想的分析效果, 并各有优势.

图 8.3 是两种系统的比较. 可以看出: 推导出的净静升力结果完全相同 (式

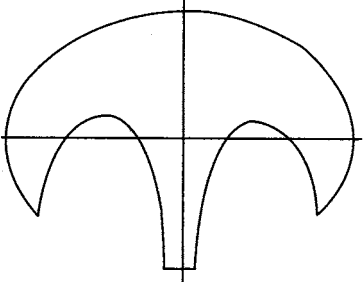
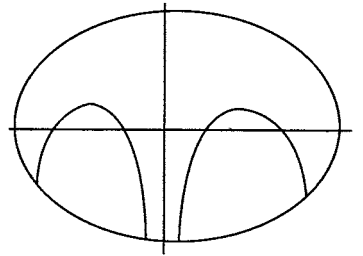
<p style="text-align: center;">开式系统</p> 	<p style="text-align: center;">但是,</p> $\begin{aligned} L_g &= V_n \times \rho_a \\ L_n &= L_g - M \\ M &= M_g \end{aligned}$ <p style="text-align: center;">其中,</p> $\begin{aligned} M &= V_n \times \rho_g \\ L_n &= V_g \times \rho_a - V_n \times \rho_g \\ L_n &= V_n \times \rho_n \end{aligned} \quad (8.18)$ $\rho_n = \rho_a - \rho_g$
<p style="text-align: center;">闭式系统</p> 	<p style="text-align: center;">但是,</p> $\begin{aligned} L_g &= V_g \times \rho_a \\ L_n &= L_g - M \\ M &= M_g + M_a \\ M &= V_n \times \rho_g + V_a \times \rho_a \end{aligned}$ $\begin{aligned} M &= V_n \times \rho_g + (V_g - V_a) \times \rho_a \\ M &= V_n \times (\rho_g - \rho_a) + V_g \times \rho_a \\ L_n &= V_g \times \rho_a - V_n \times (\rho_g - \rho_a) - V_g \times \rho_a \\ L_n &= V_n \times (\rho_a - \rho_g) \\ L_n &= V_n \times \rho_n \end{aligned} \quad (8.19)$ <p style="text-align: center;">注意: M 也可以用式 (8.20) 表示</p> $\begin{aligned} M &= M_g + M_a \\ M &= V_g \times \rho_g + V_a \times \rho_n \end{aligned} \quad (8.20)$

图 8.3 开放式系统及封闭式系统对照图

(8.18) 和式 (8.19)). 从封闭式系统的公式中可以看出: 艇囊内气体的质量 (包括浮升气体及副气囊中的空气) 可以看成是艇囊总体积乘以浮升气体的密度, 再加上副气囊的体积乘以静密度 ($\rho_a - \rho_g$), 式 (8.20) 所示. 在后面内容中, 这个公式将十分有用. 对于简单的升力计算, 使用开放式系统较为方便. 而考虑保持飞艇平稳时, 使用封闭式系统则更方便.

8.8 飞艇平衡

飞艇的空气静力学基础及其应用在前面已经考虑过了. 下面需要意识到的是: 保持飞艇的平衡及平稳同样重要. 对于各类飞行器, 无论是固定翼式还是旋翼式, 它们的重心 (C_g) 都应保持在事先规定的范围内. 如果重心不在指定的范围内, 将使飞行器失稳或不可控, 进而导致灾难性后果. 对于飞艇来说, 在重心 (C_g) 和浮心 (C_b) 之间存在有一定的参数关系 (但仅知道重心的位置而不清楚浮心的位置是不足以确定这个参数的).

处于静止状态的飞艇 (这里忽略气动及推进影响), 重心应位于浮心的正下方. 任何的水平偏移量都将导致飞艇出现一个俯仰角 (见图 8.4). 理论上讲, 这个角度线会同时穿过重心和浮心, 并影响飞艇的操控特性: 间隔越大, 飞艇越稳定 (尽管这样将需要更大的输入来控制俯仰和滚转操作). 同时, 重心和浮心之间的垂直间距也会影响其水平间距, 它们之间的关系服从图 8.5 中所示的简单三角形关系 (即对于一个可接受的角度 α 来说, 相对于浮心, 重心越靠下, 两者之间的水平间距就越大). 当需要给定重心范围时, 这是必须牢记的.

在设计阶段, 必须要考虑飞艇满载时的情况, 以确保重心尽可能接近最佳位置. 然而, 实际上重心位置受很多因素的制约; 再加上飞艇上需要安装不同的有效载荷, 这将导致重心位置偏离设计位置. 很显然可以通过改变浮心位置来调整重心位置. 这就需要通过载荷及压舱物来使重心尽可能接近浮心. 具体可参见第 9 章中相关列表 (关于重量、平衡及载荷). 同时, 还需要通过副气囊来调节飞艇, 保证其水平.

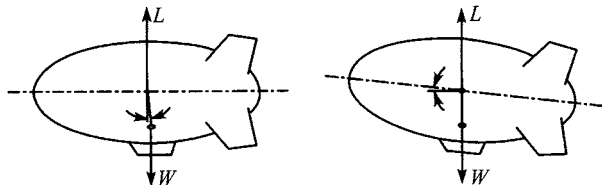


图 8.4 重心与浮心水平偏移对飞艇造成的影响图

目前, 我们比较认可的是: 飞艇的静稳定取决于重心和浮心之间关系. 由图 8.6(将飞艇视为一个封闭式系统) 可以看出飞艇的不平衡力矩分量. 图 8.6 的左侧

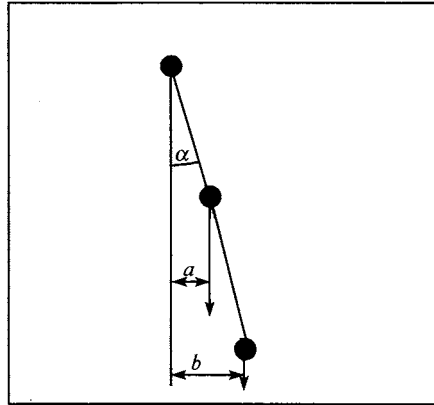


图 8.5 重心位置与浮心位置的垂直关系图

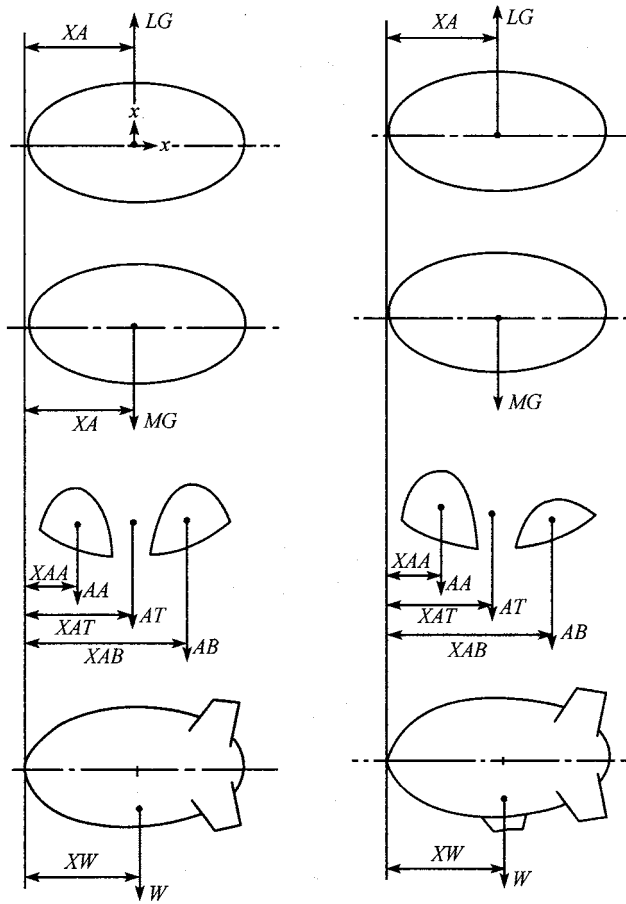


图 8.6 封闭系统的力矩图

是带有等效副气囊的飞艇. 这是最初需要考虑的情况. 其中, 最上面的图显示的是作用在浮心上的总升力, 下面的三幅图则显示了和总升力相平衡的重量. 需要计算出重量对浮心的合力矩. 很明显, 如果不考虑副气囊, 浮心的位置是固定的 (对比图 8.6 中的左右两列). 因此, 可以通过其中的一些数据来测量重力分量. 从右侧图中可以得出浮升气体的重心, 和浮心一样同样不考虑副气囊, 所以浮升气体对浮心的力矩为零. 由于仅剩下了副气囊中空气、飞艇本身及有效载荷引起的力矩, 因而使得计算大大简化.

如果飞艇平衡, 那么由副气囊中空气所引起的力矩将抵消飞艇的力矩, 即

$$W_a \cdot x_a = -W_S \cdot x_S \quad (8.21)$$

$$W_{a_1} \cdot x_{a_1} + W_{a_2} \cdot x_{a_2} = -W_S \cdot x_S \quad (8.22)$$

但是如果不平衡, 则可以通过调整前端副气囊, 使其质量转移到后端, 或者调整后端副气囊使其质量转移到前端, 这都是通过空气的移动来完成的.

从浮心的角度来讲, 前后副气囊具有相同的尺寸和容积是很有益处的. 如果它们大小不同, 那么合力矩会随之发生很大的变化. 因此, 假设它们是不同的, 那么

$x_{a_1} = -x_{a_2}$ (见下面注示 1), $W_{a_1} = W_{a_2}$, 所以

$$\left. \begin{aligned} W_{a_1} \cdot x_{a_1} + W_{a_1} \cdot (-x_{a_1}) - \Delta W [x_{a_1} - (-x_{a_1})] &= -W_S \cdot x_S \\ 2\Delta W \cdot x_{a_1} &= W_S \cdot x_S \end{aligned} \right\} \quad (8.23)$$

$$\Delta W = \frac{W_S \cdot x_S}{2x_{a_1}} = \Delta V \cdot \rho_n \quad (\text{见下面注示 2})$$

注示 1: 由于浮心是资料数据, 所以必须是正值或负值.

注示 2: ρ_n 见图 8.3、式 (8.20).

因此, 实际情况中可以利用副气囊来进行调节. 必须注意的是: 随着飞艇的上升, 空气净密度会减少, 除非体积差 ΔV 增加, 否则力矩将会减小进而导致飞艇失稳. 当其中一个副气囊干瘪时, 这种情况将尤为严重. 它不仅使得净密度下降而且造成体积差 ΔV 减小.

图 8.6 所示为封闭式系统, 图 8.7 则为开放式系统. 开放式系统较为简单, 因为副气囊空气是一个小量. 对比左右两侧的图可知, 不同的副气囊其浮心的位置也不同. 这意味着必须重新计算浮心的位置, 同时力矩位置也发生变化. 这个不仅理解起来有困难, 而且在计算时也容易出错.

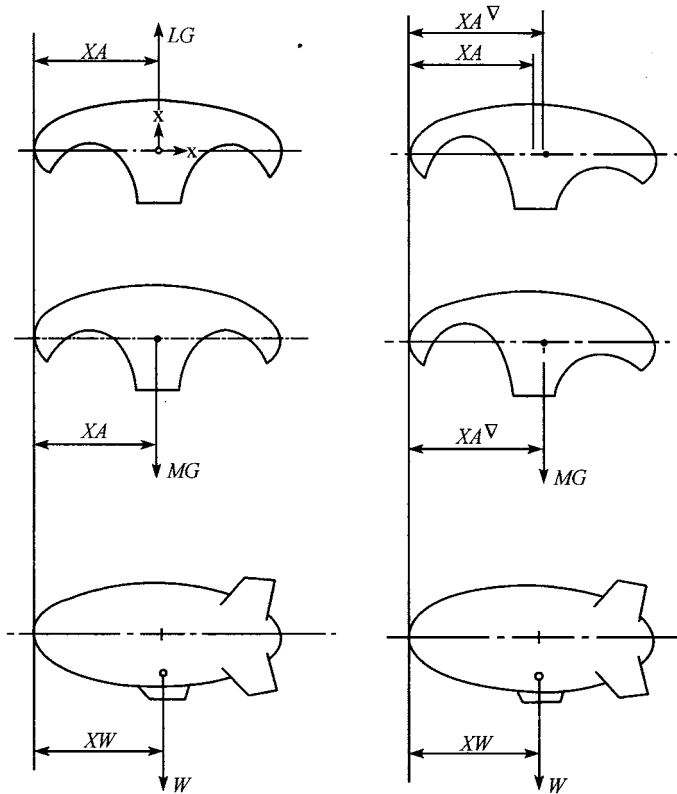


图 8.7 开放式系统的力矩图

8.9 气体特性的推导

8.9.1 介绍

本章前面部分对大气的特性做了简要介绍。这部分不仅给出了在标准和非标准情况下大气密度的具体推导，还给出了艇囊内浮升气体密度的相关推导。这里的计算主要针对对流层大气，即 11 000m 以下的大气。同时假设大气静止（相对于地球），并且是理想气体，没有潮湿现象。

为了使文章和公式尽可能简练，这里使用了很多缩写词。本章末尾列出了所有这些缩写词。必须注意的是：使用这些缩写词时要确保单位正确，同时应正确的使用相关常量。下面列举出三个常用的下标：

0 = 国际标准大气 (海平面)；

S = 国际标准环境 (11 000m 以下)；

A = 非标准环境.

8.9.2 标准大气

下面使用的温度是 K(绝对温标). 在绝对温标中, 冰点温度 (0°C) 是 273.15K. 从 $^{\circ}\text{C}$ 到 K 只需加 273.15 即可.

气体特性可由式 (8.24) 温度 - 高度曲线来定义:

$$T = T_n + A_n(H - H_n) \quad (8.24)$$

其中, T_n 代表以大气第 n 层为基础的 H_n 高度上的温度, A_n 是第 n 层上的温度梯度.

这种情况下, 第 0 层 (0~11 000m) 的公式可表达如下:

$$T_S = T_0 + A_n \cdot H \quad (8.25)$$

因此, 如果 $T_0 = 288.15\text{K}(15^{\circ}\text{C})$, $A_n = -0.0065\text{K/m}$, 并且 $H_n = 0\text{m}$, 那么 T_S 为

$$T_S = 288.15 - 0.0065H \quad (8.26)$$

高度 H_p 上的压力 p_s 可由式 (8.27) 给出:

$$p_s = p_0 \left(\frac{T_S}{T_0} \right)^{\frac{-g_0}{A R_a}} \quad (8.27)$$

其中: $p_0 =$ 标准海平面上的大气压 $= 101\,325\text{ N/mm}^2$;

$g_0 =$ 标准海平面上的重力加速度 $= 9.80665\text{ m/s}^2$;

$A =$ 温度梯度 $= -0.0065\text{ K/m}$;

$R_a =$ 空气的气体常数 $= 287.05287\text{ N}\cdot\text{m/kg}\cdot\text{K}$.

以上公式来自于工程科学数据组织 (ESDU 68046). 将式 (8.24) 与式 (8.27) 合并后可得

$$p_s = 101\,325 \left(\frac{288.15 - 0.0065H_p}{273.15} \right)^{5.2558797} \quad (8.28)$$

压力高度 H_p 时的标准大气密度 ρ_s 可由式 (8.29) 给出:

$$\rho_s = \rho_0 \left(\frac{T_S}{T_0} \right)^{\left(-1 + \frac{g_0}{A R_a}\right)} \quad (8.29)$$

其中: $\rho_0 =$ 标准海平面上的空气密度 $= 1.225\text{ kg/m}^3$

$g_0 =$ 标准海平面上的重力加速度 $= 9.80665\text{ m/s}^2$;

$A = \text{温度梯度} = -0.0065 \text{ K/m};$

$R_a = \text{空气的气体常数} = 287.05287 \text{ N}\cdot\text{m/kg}\cdot\text{K}.$

以上公式来自于工程科学数据组织 (ESDU 68046)。因此:

$$\rho_s = 1.225 \frac{288.15 - 0.0065 H_p^{4.2558797}}{288.15} \quad (8.30)$$

8.9.3 非标准大气

在标准大气温度曲线上添加一个连续增量 ΔT , 即可得到非标准大气的温度曲线:

$$T = T_n + \Delta T + A_n(H - H_n) \quad (8.31)$$

其中, ΔT 是来自于国际标准大气的增量.

这种情况下, 第 0 层 (0-11000m) 的公式可表达如下:

$$T_s = T_0 + \Delta T + A_n H \quad (8.32)$$

其中, $T_0 = 288.15 \text{ K} (15^\circ\text{C})$, $A_n = -0.0065 \text{ K/m}$, 并且 $H_n = 0 \text{ m}$.

因此,

$$T_s = 288.15 + \Delta T - 0.0065 H \quad (8.33)$$

非标准大气的压力和国际标准大气压力的定义相同, 故:

$$p_A = p_s \quad (8.34)$$

由气体定律可得

$$\frac{p_1}{\rho_1 T_1} = \frac{p_2}{\rho_2 T_2} \quad \text{或} \quad \rho_2 = \rho_1 \frac{p_2}{p_1} \frac{T_1}{T_2} \quad (8.35)$$

同时, 因为 $p_1 = p_2$, 所以可得

$$\rho_A = \rho_s \frac{T_s}{T_s + \Delta T} \quad (8.36)$$

8.9.4 相对密度

相对密度是指任意标准或非标准大气密度与海平面国际标准大气密度的比值, 即

$$\begin{aligned} \sigma &= \frac{\rho_s}{\rho_0} \quad \text{标准环境下的公式} \\ \sigma &= \frac{\rho_A}{\rho_0} \quad \text{非标准环境下的公式} \end{aligned} \quad (8.37)$$

8.9.5 内部浮升气体环境

内部浮升气体明显轻于空气. 在实际情况中, 最常使用的浮升气体是氦气. 一般的说, 氦气的纯度不可能达到 100%, 往往含有一些以空气形式存在的杂质. 通常以百分比的形式表示气体的纯度. 例如, 纯度是 98% 的氦气是指氦气体积为 98%, 空气体积为 2%. 因此, 海平面标准大气压下氦气的密度为

$$\rho_{\text{total}} = k\rho_{\text{gas}} + (1 - k)\rho_{\text{air}} \quad (8.38)$$

其中, k 是以小数形式表示的氦气纯度百分数 (如纯度 98%, 则 $k = 0.98$). 例如, 如果氦气纯度是 98%, 那么密度 $\rho = 0.98 \times 0.169 + (1 - 0.98) \times 1.225 = 0.19012 \text{ kg/m}^3$. 式中: 系数 1.225 kg/m^3 为海平面标准大气压下的空气密度, 0.169 kg/m^3 为 100% 纯度氦气的密度.

无论是标准情况还是非标准情况, 气体的密度都可以通过乘以前面给出的、海平面标准大气压下气体的相对密度来求得.

浮升气体的压力可以看做是大气压力加上艇囊内外的压差, 同时根据这个压力值可以给出艇囊的抗压强度:

$$p_{\text{gas}} = p_A + \Delta p \quad (8.39)$$

$$\frac{p_1}{\rho_1 \cdot T_1} = \frac{p_2}{\rho_2 \cdot T_2}$$

所以,

$$\rho_2 = \rho_1 \cdot \frac{p_2}{p_1} = \rho_1 \cdot \frac{p_1 + \Delta p}{p_1} (T_2 = T_1) \quad (8.40)$$

Δp 应该始终保持为正值 (否则艇囊将发生破裂). 压差的影响将导致浮升气体密度增加, 同时因为气体的质量保持不变, 所以体积 V_n 将减小, 这还将导致总升力和净升力的减小, 但影响不大. 例如, 压差为 2 英寸水柱压力计 (498 N/m^2) 时, 气体密度的增加导致升力的下降不足 0.5 个百分点. 即对于一个 10000 m^3 的飞艇来说, 相当于升力减少 50kg. 在飞艇正常运转时, 压差是一个常量, 它的影响可以忽略——压差变化的影响大约为 0.1%. 通过测量可以确定飞艇的浮升性能, 而通过称量或其他方法可以得出压差的影响.

浮升气体与空气之间的温差 (过热) 对系统的影响较大. 同时由于在操作时不断变化, 对飞行也有重要影响, 所以必须考虑. 由气体定律可得

$$\frac{p_1}{\rho_1 T_1} = \frac{p_2}{\rho_2 T_2}$$

所以,

$$\rho_2 = \rho_1 \cdot \frac{T_2}{T_1} = \rho_1 \cdot \frac{T_1}{T_1 + T_{\text{SH}}} (p_2 = p_1) \quad (8.41)$$

它的影响与压差相反,即如果温差为正(和压差不同的是温差可以是正值也可以是负值)那么密度减小。上面已经提到,温差(过热)即可为正也可为负。正过热(即内部温度高于外部温度)发生于飞艇在地面上阳光直射,此时艇囊如同一个温室,其内部气体温度上升。与此相类似,如果飞艇在艇库中停放一宿,然后飞行前拉出来到阳光中,那么艇囊内部温度将低于外界大气温度一段时间(即为负过热)。随着飞艇飞行,温差将减少并趋于稳定。另外,如果飞艇运行使它从热到较冷情况,从天晴到阴情况,或者相反,那么过热可能会发生几次变化。因此,必须重视过热和其对飞行的所有重要阶段的影响(起飞、降落、悬停等)。

飞艇在开始飞行时有几分过热,随后飞行早期阶段会逐渐减小或消失。

如果飞艇在起飞时正过热,这将导致气体密度降低。同时净体积将增加,升力如式(8.42):

$$L_g = V_n \cdot \rho_a \quad L_n = V_n \cdot \rho_a - M \quad (8.42)$$

这使得升力有所增加。但是,在飞行过程中,过热现象将减小并朝相反的方向发展(即升力减小,净重增加)。如果开始没有考虑过热的影响,那么在着陆时飞艇的最大重量将超出限度。因此,在起飞时就必须确定由过热引起的升力值。

相反地,如果开始时飞艇为负过热,那么就会出现与上面所述相反的情况。飞艇的升力会有所增加或本身变得更轻。不论是在起飞、降落,还是在飞行过程中,都要考虑温差对飞艇的影响,以确保温差不超过设计和操作极限。过热的影响很重要,因此有必要尽可能精确的确定它的大小。

本章所使用的术语及缩写

下面给出本章所使用的术语及缩写。单位以国际制单位系统为主,等价的英式/美式单位以圆括号的形式给出。

A 温度梯度 [-0.0065K/m ($-0.0019812^\circ\text{K/ft}$)]

g_0 海平面标准重力加速度值 [9.80665m/sec^2 (32.1740ft/sec^2)]

H_p 气压高度 [m (ft)]

H_z 位势高度 [m (ft)]

k 氦气纯度 [%]

p_a 大气压力 [N/m^2 (1b/ft^2)]

p_{a0} 海平面标准大气压 [101325N/m^2 (2116.22lb/ft^2)]

p_{as} 标准大气环境下的大气压 [N/m^2 (1b/ft^2)]

p_{aA} 非标准大气环境下的大气压 [N/m^2 (1b/ft^2)]

p_g 内部浮升气体的压力 [N/m^2 (1b/ft^2)]

- p_{g0} 海平面标准大气压下浮升气体的压力 [N/m^2 ($1\text{b}/\text{ft}^2$)]
 p_{gs} 标准大气环境下浮升气体的压力 [N/m^2 ($1\text{b}/\text{ft}^2$)]
 p_{gA} 非标准大气环境下浮升气体的压力 [N/m^2 ($1\text{b}/\text{ft}^2$)]
 Δp 外界大气与浮升气体之间的压力差 [N/m^2 ($1\text{b}/\text{ft}^2$)]
 R_A 空气的气体常数 [$287.05287\text{Nm}/\text{kg}\cdot\text{K}$ (3089.8114 $1\text{b}\cdot\text{ft}/\text{slug}\cdot\text{K}$)]
 R_G 混有氮气的空气气体常熟 [$\text{Nm}/\text{kg}\cdot\text{K}$ ($1\text{b}/\text{ft}/\text{slug}/\text{K}$)]
 T_0 海平面标准大气压下的温度 [288.15K]
 T_S 标准大气环境下气压高度上的温度 [K]
 T_A 非标准大气环境下气压高度上的温度 [K]
 T_g 内部浮升气体的温度 [K]
 T_{SH} 稳定飞行状态下, 艇囊内外气体的温度差 (过热) [K]
 ΔT 非标准大气环境与标准大气环境之间的温度差 [K]
 ρ_a 空气密度 [kg/m^3 (slug/ft^3)]
 ρ_{a0} 海平面标准大气密度 [1.225 kg/m^3 (0.002376892 slug/ft^3)]
 ρ_{aS} 标准大气环境下气压高度上的空气密度 [kg/m^3 (slug/ft^3)]
 ρ_{aA} 非标准大气环境下气压高度上的空气密度 [kg/m^3 (slug/ft^3)]
 ρ_g 内部浮升气体的密度 [kg/m^3 (slug/ft^3)]
 ρ_{g0} 海平面标准浮升气体的密度 [kg/m^3 (slug/ft^3)]
 ρ_{gS} 标准大气环境下气压高度上的浮升气体密度 [kg/m^3 (slug/ft^3)]
 ρ_{gA} 非标准大气环境下气压高度上的浮升气体密度 [kg/m^3 (slug/ft^3)]

第 9 章 重量估算和控制

J. Craig

9.1 飞艇质量特性

9.1.1 概述

本章主要讨论飞艇设计和操作中的重量及其重量特性方面的问题。但本章的重点不在飞艇初始尺寸的设计，即利用公式和图表来推出飞艇的初始重量，而在相关方法的有效性、功效和精确性上。

在飞艇设计的整个过程中，特别是在初始阶段，良好的重量估算和控制十分重要，但也不能过分强调。许多从事飞机工业（甚至包括从事浮空器领域）的人有时会简单地从飞艇定义出发，认为不必过于关注轻于空气的飞艇的重量问题。然而实际上，飞艇的重量，特别是超重部分的重量，对飞艇性能的影响比对飞机/直升机的影响更大更直接。对于飞艇来说，附加重量每超出 1kg，就意味着减少 1kg 的有效载荷，同时飞艇结构重量的增加，会使飞艇载油量减少，这将直接影响到飞艇的续航时间，而且这种影响将会是重于空气飞行器的几倍。由于续航时间长是飞艇的主要优点之一，在许多情况下它是使用者选择飞艇的唯一理由。所以，良好的初步重量估算和严格的重量控制，对于飞艇设计者来说至关重要。

9.1.2 重量定义

在飞艇界，对于飞艇的各种重量的定义，一直存在着一些混乱，这与借用重于空气飞行器的术语有关。因此，需要对其进行相关的整理，下面给出建议使用的术语目录。

9.1.2.1 飞艇空重

飞艇“空重”包括：飞艇结构、动力装置、工作系统和内部规范设施（适合于各类特殊飞艇的设施）等。无论是军用还是民用，这些特殊类型的飞艇并没有太大的区别。

9.1.2.2 飞艇悬挂空重

飞艇的“悬挂空重”包括：吊舱结构和吊舱中的动力装置、工作系统以及内部

规范设施的重量。

应当注意的是：在飞艇设计时，悬挂空重是一个重要的设计准则。因此，“悬挂”等价物包含在上面提到的大多数定义中。在定义中提到的“悬挂重量”，指的就是通过悬挂系统作用的所有项目的重量。

9.1.2.3 飞艇出厂空重

飞艇的“出厂空重”包括：飞艇结构、动力装置、工作系统和其他设备的重量，还包括封闭系统中填充流体的重量。

9.1.2.4 飞艇出厂悬挂空重

飞艇的“出厂悬挂空重 (MEW)”包括：吊舱结构和吊舱中的动力装置、工作系统和内部设施的重量，还包括封闭系统中填充流体的重量。

9.1.2.5 飞艇基本空重

飞艇的“基本空重 (BEW)”指的是出厂空重加上标准项目的重量。

9.1.2.6 飞艇基本悬挂空重

飞艇的“基本悬挂空重 (BSEW)”指的是出厂悬挂空重加上标准悬挂项目的重量。

9.1.2.7 标准项目

飞艇基本空重中的“标准项目”包括设备和填充液体，这些设备和填充液体对于构造飞艇来说并不完整，在相同的配置中也不发生变化。这些标准项目具体包括：

- (1) 备用燃油和其他液体。
- (2) 发动机润滑油。
- (3) 固定的压舱物。
- (4) 卫生间液体和化学药品。
- (5) 飞艇的应急设备。
- (6) 厨房结构等。
- (7) 补充的电气和航空电子设备 (用于特殊结构)。
- (8) 不包括在“出厂空重 (MEW)”中的固定任务设备和军械。

9.1.2.8 飞艇使用空重

飞艇的“使用空重 (OEW)”指的是基本空重加上使用项目的重量。

9.1.2.9 飞艇使用悬挂空重 (OSEW)

飞艇的“使用悬挂空重 (OSEW)”指的是基本悬挂空重加上悬挂使用项目的重量。

9.1.2.10 使用项目

飞艇的“使用项目”包括人员、设备和必要的补给,但不包括基本空重。这些具体使用项目包括:

- (1) 可自由支配的压舱物。
- (2) 机组人员和行李。
- (3) 使用手册和导航设备。
- (4) 艇舱、厨房和餐柜等可拆卸设备。
- (5) 食品和饮料。
- (6) 不包含在基本空重中的可用液体。
- (7) 人员应急设备。
- (8) 不包含在基本空重中的特殊任务设备和武器挂架等。

9.1.2.11 飞艇使用起飞重量

飞艇的“使用起飞重量 (OTW)”指的是飞艇使用空重加上起飞时可自由支配的重量。

9.1.2.12 飞艇可自由支配载荷

飞艇的“可自由支配载荷”根据不同的操作需要而变化。其中包括乘客、行李和货物、附加的操作人员及手提式行李箱等。

9.1.2.13 飞艇最大使用起飞重量

飞艇的“最大操作起飞重量 (MOTW)”指的是经授权的最大起飞重量。它受机场、飞艇操作和相关规定的限制。

9.1.2.14 飞艇最大使用降落重量

飞艇的“最大使用降落重量 (MOLW)”指的是经授权的最大降落重量。它受机场、飞艇操作和相关规定的限制。

9.1.2.15 飞艇最大设计悬挂重量

飞艇的“最大设计悬挂重量”指的是飞艇悬挂系统所能悬挂或支撑的最大重量。

9.1.2.16 飞艇最大设计使用重量

飞艇的“最大设计使用重量 (MDOW)”指的是飞艇在相关限制下, 可以进行任意使用的最大重量. 它的大小不应低于飞艇的最大使用起飞重量.

9.1.2.17 飞艇总重

飞艇的“总重”指的是包括封闭气体 (艇囊中的浮升气体和副气囊中的空气) 在内的飞艇重量之和. 它等于飞艇总静升力加上飞艇静态重量.

9.2 重量设计的考虑内容

9.2.1 概述

虽然有时估算并不太合理, 但在进行任何配置和计划前都要对飞艇的重量进行估算, 这种估算也许会比较含糊, 但却是有意义的. 此时对于飞艇重量的估算, 除了尽可能多的进行简化以外, 还必须明确那些对飞艇重量有影响的因素, 同时做一系列必要的假设.

9.2.2 初步设计阶段

无论进行何种设计, 都必须进行可行性研究. 对于飞艇来说, 需要考虑更多的内容, 其中许多都是将来设计时必须考虑的. 对于所有这些研究来说, 使用正确的研究方式是很重要的. 第一步要确定其可行性. 如果提议完全不切合实际, 那么就没必要继续研究下去. 但同时也要注意: 许多提议初看起来似乎不合实际, 但在进行一些研究后将会发现其是可行的. 第一阶段必须征求客户的意见, 从飞艇的任务和设计需求出发, 并达成书面协议. 只有将这些需求尽量细化后, 才能够进一步制定飞艇重量的估算标准.

9.2.3 设计标准

在进行设计和估算工作之前, 必须制定详细的设计和估算标准. 可以将这些标准划分为几类: 强制必须执行的和首选执行的 (非强制). 这些基本的设计标准包括:

- (1) 有效载荷 (明显的和不明显的).
- (2) 续航能力.
- (3) 性能.
- (4) 使用环境 (高度和温度).
- (5) 最大重量.

在对这些标准进行定义时, 要尽量确保定义准确同时容易理解, 这将避免在以后的设计阶段中出现大的问题. 以上标准中的一部分细节将在本书其他章节中进

行讨论,下面主要介绍重量的估算.

9.2.3.1 有效载荷

有效载荷包括了飞艇上的所有设备(固定的和可移动的),这些设备有任务设备、辅助系统以及支撑结构(用于完成一些任务,可能并不是飞艇本身的一部分).有效载荷可以是民用的,也可以是军用的.对于那些不太明显的有效载荷来说,尽管它们位置不明显,也要确保它们能够正常使用.在下面的列表中给出了一些使用指南.

民用项目

- (1) 坐椅 — 数量和型号,即高负载或很昂贵.
- (2) 内部的装修级别.
- (3) 卫生间设备.
- (4) 额外的飞艇工作人员.
- (5) 厨房设备.
- (6) 点心、饮料.
- (7) 安全设施 —— 救生衣、救生艇等.
- (8) 辅助的广告 —— 横幅、夜航标志.
- (9) 附加的电子设备 —— 虽然这些设备安装位置不明显,但并不意味它们不重要,例如:在进行“目视飞行规则(VFR)”所允许的夜航时,需用附加的电子设备(和照明设备).

军用或准军用项目

- (1) 辅助电子/任务设备.
- (2) 通信、导航设备等.
- (3) 电子电力需求:附加的发电容量和相关的补给类型(变极器、相位程序装置等).
- (4) 额外的工作人员.
- (5) 安全设施 — 救生衣、救生艇等.
- (6) 工作人员的生活设施:坐椅、卫生间、厨房、铺位等.
- (7) 航行过程中的补给品:取决于续航时间及操作需要.
- (8) 附加燃油:同样取决于操作需要,在设计时可能需要进行多次迭代才能确定最优方案.
- (9) 防护设备:被动防护(秘密行动技术、装甲部队等),主动防护(导弹等).
- (10) 使用/飞行时维修的需要.

在对有效载荷或任务需求进行估算时,如果估算不完善或不精确,会导致重量被低估,从而对方案的可行性估算造成影响.必须要重视这个问题,但也不能过度

夸大它的影响。

9.2.3.2 续航能力

在考虑飞艇的续航能力时,不仅要考虑飞行所需的燃油,还要考虑相关的有效载荷,如工作人员的数量。例如,在执行任务期间是否需要双倍的工作人员及相应的设施(供工作人员和乘客使用)?是否需要提供铺位及热的食物?同时必须意识到操作环境对续航能力有很大的影响。例如,要考虑续航是针对飞行的全程还是空中待命?如果是空中待命,那么它的运输需求是什么?应该如何考虑风力环境?飞艇的续航能力和它的性能有很大关系,是选择发动机型号和配置的主要因素。

9.2.3.3 性能

性能、续航能力连同任务的有效载荷一起构成一项任务的全部内容。任务概述包括了有效载荷、最大浮升能力、压力高度、悬停时间、速度等。首先需要进行估算的是艇囊和副气囊的体积、吊舱尺寸以及发动机类型(数量、功率和配置)。这是开始一个新设计前必须进行的第一步。虽然它不是很完善,而且在最终的设计当中也会存在很多折中,但这一步仍旧十分重要。对于这部分内容更为详细的讨论可以参看第 13 章。

9.2.3.4 操控环境(高度和温度范围)

在对飞艇进行操控时,必须对压力高度和温度的变化范围(包括每天的温度变化)给予足够的重视,以确保飞艇有足够的浮升能力,同时确保副气囊有足够的调控能力。

9.2.3.5 最大重量

应尽早确定飞艇的最大重量。飞艇的最大重量包括最大设计操控重量和最大设计悬挂重量。这两个重量在早期的设计阶段都将被用到,同时还要避免它们在后面的阶段发生变化。

最大操控重量的大小至少应等于相应操控环境下的最大可用升力。在大多数实际应用中,通常艇囊应采用的值为 $0.9\sim 1.0 \text{ kg/m}^3$ 。

将按照悬挂系统的大小对最大设计悬挂重量进行分类。有必要固定这些值以避免其随后发生变化(包括设计和制造的修正),同时避免出现“超值”的情况。

9.3 重量估算

9.3.1 概述

本章的目的不是要教会读者如何去使用具体的公式和图表进行推导,而是给出

如何对现代飞艇各组成部分进行初步的重量估算。正如前面所提到的，主要确定可行性和精确性。与重于空气飞行器相类似，飞艇同样要避免超重。飞艇重量控制的主要手段之一，是尽可能精确地做出飞艇的初步重量估算。若飞艇重量的初步估算不切合实际，会给以后的设计过程带来诸多问题。

人们对飞艇初始的重量估算产生质疑的原因如下。首先是因为缺少相应的原始数据，无论是软式飞艇，还是半硬式和硬式飞艇都缺少有价值的科学数据，这无疑增加有关飞艇重量参数关系计算和推导的复杂性。而实际上，与此相关的技术要求却越来越复杂了。这些技术要求，降低了飞艇在空中和地面上工作人员的工作量，也改善了飞艇的飞行可靠性、安全性和机动性，却增加了飞艇的重量。此时如果使用以往的飞艇设计经验作为基础的参变数据，往往会导致重量评定值偏小。另外，在设计飞艇时有许多配置需要考虑，这比传统的固定翼式飞机更复杂。最后，不能将飞艇和其他固定翼式或旋翼式飞机进行比较，也不能从中借鉴经验。

在对飞艇重量估算的一些疑问进行说明之后，下面将给读者介绍我们希望从重量估算中得到什么。目的在于指导工程师和设计者如何根据飞艇任务来估算其重量。随后，作者将给出足够的用以估算飞艇重量的数据信息。这些信息包括如何对重量估算进行推导，做什么样的假设合理以及什么是应该避免的。

9.3.2 艇体重量估算

由于缺少硬式和半硬式飞艇艇体重量估算的有效数据，所以这里主要介绍软式飞艇艇体的重量估算。希望读者从中不仅学会如何进行初始的重量估算，同时明确影响艇体重量的因素。

测量时需要注意：对于有同样外形的艇囊，线性尺寸的比例关系如下：

$$L_2 = L_1(V_2/V_1)^{1/3}, \text{ 面积为 } A_2 = A_1(V_2/V_1)^{2/3}.$$

9.3.2.1 艇囊设计标准

和飞艇其他方面的设计相类似，为了对艇体的实际重量进行估算，有必要制定相应的设计标准，这一点很重要。所以对下面的信息应有所了解，或者至少在该使用它们的地方保留文献信息。

(1) **艇囊体积**。出于对艇囊各组件进行估算的目的，通常需要在艇囊最大体积的基础上再增加 6%。这等效于增加 2% 的线形尺寸。注意：这个假定仅用于艇体重量估算，不能用于升力计算。

(2) **副气囊体积**。取决于飞艇的操控环境，主要是压力高度。建议使用 +6% 公差。

(3) **副气囊的配置**。即采用前后式或吊篮式，以及相对体积等。

(4) **悬挂系统的零部件**。主要的最大悬挂重量（吊舱）、主要的悬挂配置（内部或

外部的、可调整的等配置)、次要悬挂/连接件, 根据任务需求是否需要在艇囊内部或表面安装附件, 如夜航标志等。

(5) **通道和维修的必需品**. 例如, 如果想要将大型设备运入艇囊, 必然需要大的检修窗. 与此相类似, 如果在飞艇飞行过程中需要维修, 那么就需要有通入艇囊的通道。

9.3.2.2 软式艇囊重量

表 9.1 给出了体积为 $10\,000\text{m}^3$ ($350\,000\text{ft}^3$) 和 $70\,800\text{m}^3$ ($2\,500\,000\text{ft}^3$) 两类飞艇艇体各部分重量的详细分类. 这些数据以设计良好的小型飞艇的相关数据为基础, 其中的一些是实际重量. 这些数据将在随后的段落中使用到. 表 9.2 给出的基本上是同样的数据, 同时附上了各主要局部装配的百分比。

表 9.1 艇体装配重量细目分类

飞艇体积 艇体装配	组件重量/kg	
	10 000m ³	70 800m ³
织物结构	1 497	7 024
悬挂系统	110	927
鼻端加强组	209	1 244
导槽罩	8	160
通道/维修设备	12	280
导管	30	96
其他	32	95
上述项目的总和	1 898	9 826
空气阀/氦气阀和锁紧圈	90	460
所有项目的总和	1 988	10 286

9.3.2.3 织物结构

织物结构是艇囊的最大组成部分, 它由以下几部分组成:

- (1) 艇囊蒙皮;
- (2) 副气囊蒙皮;
- (3) 空气管路;
- (4) 悬线帘布;
- (5) 补片和加强件等。

要想得到“最终”结构的具体重量, 就必须考虑周全 (包括何时制造和称量). 在下面章节中将给出足够的信息, 希望可以帮助读者准确的进行早期的重量估算, 其中有些地方可做适当修正。

表 9.2 主要子装配的百分比分析

飞艇体积 局部装配	组件重量百分比/%	
	10 000m ³	70 800m ³
织物结构	75.3	72.5
艇囊		49.0
副气囊 -24%		
副气囊 -36%		13.7
载荷帘		7.4
加强补片等		2.4
悬挂系统	5.5	8.8
鼻端加强件	10.5	11.8
通道/维修设备/导槽罩	1.0	2.4
导管	1.5	0.4
锁紧圈	4.5	3.0
其他	1.6	1.0

艇囊蒙皮

艇囊蒙皮由布条、接缝、补片和加强件一同构成。其重量可简单由蒙皮表面积乘以蒙皮密度得到。

由于艇囊蒙皮对飞艇整体重量的影响较大，所以应尽可能精确的确定其表面积。如果已知轮廓的定义公式，那么可以使用辛普森法则 (Simpson's Rule) 积分求得艇囊表面积。需要注意：使用的基本长度是 ds 而不是 dx 。如果错误的使用了 dx 的话，将导致表面积严重偏小，进而使得重量偏小（作者曾多次看到很有经验的工程师也会犯这样的错误）。

如果没有给出艇囊轮廓的定义公式，那么可以使用下面的公式对表面积进行大致的估算：

$$\text{Area} = 9.719p(V/10.917)^{2/3} \quad (9.1)$$

其中， V = 艇囊总体积

蒙皮的净面积密度还包括公差所允许的接缝、补片等，其值的范围应在 $0.35 \sim 0.52 \text{kg/m}^2$ 之间；艇囊体积越大，密度就越高。建议使用表 9.3 中所列举的数据，而不要使用密度与体积对应的直线图。

副气囊蒙皮

由于副气囊的形状相对更为复杂，所以如果没有详细的资料，就更难精确的估算其重量。另外，副气囊的布置形式也有多种。这里所提供的数据是基于传统的前后式副气囊和吊篮式副气囊。和艇囊重量的估算相类似，副气囊的重量也是用蒙皮表面积乘以密度得到。

表 9.3 艇囊体积所对应的蒙皮面密度值

体积/m ³	面密度/(kg/m ²)
0 ~ 16 000	0.35
16 000 ~ 30 000	0.40
30 000 ~ 60 000	0.46
60 000 ~ 85 000	0.52

在考虑副气囊的表面积时, 必须仔细. 因为即使是相同体积的副气囊, 如果安放在体积不同的艇囊中, 那么它们的表面积也会不同. 这里所提供的公式并不能很好的给出副气囊的表面积. 对于前后式副气囊来说, 可以由下式计算出其近似表面积:

$$\text{Area} = 1.07pV^{2/3}$$

同样吊篮式副气囊表面积可由下式估算:

$$\text{Area} = 3.75p(3V/5p)^{2/3}$$

副气囊蒙皮的净面积密度 (包括接缝) 在 0.275~0.305kg/m² 之间, 副气囊越大, 净蒙皮密度就越小.

空气管路

空气管路是将空气导入副气囊的织物导管. 重量仅占艇囊蒙皮重量的一小部分, 约 2%~3%.

悬链线

悬链线是悬挂缆索的织物结构. 重量取决于其自身的复杂程度, 一般大约在艇囊蒙皮重量的 9%~14%之间, 飞艇越大, 这个百分比值就越高.

补片、加强件等

主要取决于艇囊的复杂程度, 允许有 2%~5%的公差 (占艇囊蒙皮重量). 同样飞艇越大, 允许的公差值就越高.

9.3.2.4 悬挂系统

悬挂系统包括连接吊舱与艇囊的所有部件, 也包括悬链线本身. 但是悬挂系统的配置和连接方式有多种. 通常来说, 无论初始情况如何, 在进行估算时都会与原计划发生一些冲突 (对于本章所讨论的大多数初始重量估算), 如果在不进行初始重量估算的前提下就这样做, 势必给以后阶段带来困难. 但是如果坚持这样做的话, 建议每 1 000m³ 艇囊体积使用重量在 10~13kg 之间的悬挂系统, 这样较为合适. 对于更大、更复杂的悬挂系统来说, 这个值也就更高. 这些数据来源于传统吊舱, 这类吊舱悬挂在艇囊下方用于承载几乎所有的有效载荷 (使悬挂重量直接和升力, 即艇囊体积成比例).

9.3.2.5 鼻端加强件

鼻端加强件包括鼻锥、锚泊探针和板条结构等。结构外形不允许有公差，因为还可能其他附加系统需要安装在艇首。另外，出于艇囊体积的考虑，往往允许每 $1\ 000\text{m}^3$ 艇囊体积，艇首加强件重量在 $17\sim 21\text{kg}$ 之间。对于小型飞艇来说（大约 $6\ 000\text{m}^3$ ），这个值更高；而对于大型飞艇（ $70\ 000\text{m}^3$ ）来说，这个值略低（可根据其他艇囊体积通过线形外推法来求得）。

9.3.2.6 通道/维修设备

这不仅取决于飞艇的大小，还和飞艇的用途有关。例如，小型民用飞艇使用小尺寸地面维修和检查通道即可（带有一些观察孔）；而长航时的大型军用飞艇，则不仅需要艇囊通道，还需要相关的维修设备。所以在估算艇体重量时，必须注意这方面的内容。上述小型飞艇的重量限额在 $10\sim 15\text{kg}$ 之间，即小于艇体总重量的 1%；而大型飞艇则在 300kg 左右，约占艇体总重量的 3%。

9.3.2.7 其他

在考虑上述设备的同时，还要注意安装在艇囊上的其他各类设施，不管它们的大小和复杂程度如何。这些额外的设备包括通过导槽罩和缆绳导管的阀门、接缝系统。建议将它们的重量限制在艇体的 5% 之内，再另外提供 3%~5% 作为补充，以备意外情况发生。

9.3.2.8 涂料

应尽可能避免在艇囊上喷涂。因为很难准确的估算其重量，甚至在相同面积上使用同一种涂料，但由于飞艇不同，重量也可能存在很大的差别。但是，有时对艇囊表面进行喷涂是必须的，这主要是出于艇囊蒙皮环境保护的需要。在艇囊上喷涂时，可以按 $0.08\sim 0.12\text{kg}/\text{m}^2$ 来进行。必须注意：要在喷涂过程中记录下使用涂料的重量，因为在艇囊喷涂完成后就很难称量其重量了。

如果是出于装饰的目的对艇囊进行喷涂，那么需要注意贴画纸的使用。虽然在改变装饰图案时，去掉原来的贴图并不会对初始重量造成太大的影响。但是，因为每次改变贴图时都要重新进行喷涂，这会使得飞艇的空重逐渐增加。

9.3.3 尾翼组重量估算

在对尾翼组进行重量估算时，必须十分小心。由于其力臂较大，所以如果对尾翼组的重量估算不精确，不仅会影响飞艇整体重量的估算，还将影响其平衡。一旦飞艇不能保持平衡，就要重新定位尾翼或吊舱的位置，或者简化操控特性或添加压舱物。如果可以把压舱物安装在艇首，那么艇尾压舱物的加权误差大约为 80%~100%。

尽管在飞艇尾部添加压舱物十分重要,但却增加了尾翼重量(添加压舱物后的尾翼组提高了飞艇的平衡性能,但对整体重量却是一种浪费,因为尾翼组重量的增加势必造成有效载荷重量的下降).

尾翼结构

典型的尾翼结构内部由结构骨架支撑,外部裹有织物蒙皮(以保持气动特性).从过去 20 年的经验可知,尾翼结构的重量密度在 $4.9\sim 5.4\text{kg}/\text{m}^2$ (对于完整的尾翼结构来说,包括操纵面)范围内较为合适.但是在近来的一些设计中,密度达到了 $5.6\sim 6.6\text{kg}/\text{m}^2$.这主要是由尾翼高负载对性能和机动性要求的提高所致.目前在进行飞艇设计时,对于尾翼重量(不包括其他设备,并假设骨架和蒙皮为标准配置)的估算应遵从: $4.9\text{kg}/\text{m}^2$ (小型、性能一般的飞艇); $5.9\text{kg}/\text{m}^2$ (中小型 $5,000\sim 20,000\text{m}^3$ 性能较高的飞艇); $5.6\text{kg}/\text{m}^2$ (大型飞艇).尽管这些值的差别不大,但还是需要注意它们的影响.例如:一个 $10,000\text{m}^3$ 的飞艇如果密度增加 $0.5\text{kg}/\text{m}^2$,尾部整体结构重量将增加 70kg ,到浮心的力矩将增加 $1,700\text{kg}\cdot\text{m}$.同时如果还要安放一些用于平衡的压舱物,那么总重量将增加 125kg (相当于一两个人的重量或足够几小时巡航飞行的燃料).

另外一个可供选择的设计方案是由美国 ARDCO 公司发明的压力等高线尾翼.这种方案的优点在于可以将尾翼的结构重量降低 20%.另外,如果向这些增压尾翼里充氦气,那么一个艇囊体积为 $10\,000\text{m}^3$ 的飞艇可以比原来多填充 100m^3 的气体(必须注意尾翼中氦气的泄漏将产生不平衡力矩).注意:在经过生产环境验证之前,始终要留意对设计类型和联合重量所进行的假设.

根据设计类型来考虑以下组件:

(1) **操控面.** 操控面可以是整条状的也可以是裂开的.如果是裂开的,结构重量将大大减轻,但却需要附加的操控面制动器.

(2) **操控面制动器.** 随后,本章将讨论制动器和制动方法.尾翼上必须要安装制动器和防雷击装置,尤其是当尾翼由复合材料构成时.

(3) **闪光灯和导航灯.** 尽管是小型设备,但还是必须要考虑闪光灯和导航灯的安装.

(4) **尾翼缆索.** 应该给连接垂直尾翼的缆索预留大约 $4\%\sim 5.5\%$ (占尾翼整体和操控面结构重量)的重量.注意:这不包括安装在艇囊蒙皮上加强补片的重量.

9.3.4 吊舱及相关结构的重量估算

飞艇、吊舱及等价的有效载荷本身相当复杂,并可以进行多种配置的选择.但这些复杂配置的细节并不是本章说明的重点.本章主要讨论影响吊舱设计及其重量的相关因素.同时还将介绍传统的悬挂式吊舱的相关内容.

9.3.4.1 所需考虑的因素

在设计时,需要仔细考虑结构的要求及其对重量的影响.下面的清单仅作为一个参考,无需全面考虑.若要仔细考虑,那么其中的许多项目都可以作为进一步的研究方向.

(1) **结构及吊舱的位置.** 如前所述,结构及吊舱位置的选择有多种方案,这里不作详细说明.重要的是在选择时要考虑飞艇的静平衡和吊舱的安装位置.

(2) **和艇囊相联结的悬绳及附件.** 这里需要考虑的是吊舱如何悬挂?如果使用悬挂缆绳,那么怎样设置其安装位置和角度才能使得结构的长宽最小?

(3) **飞艇的用途.** 如果设计飞艇的目的是用来运送乘客,那么需要考虑保护措施;如果是用来运输特殊设备,则需要考虑安装一些骨架式结构.如果是一个封闭式结构,那么吊舱的实际体积是多少,是否需要增压?这些都需要考虑.

(4) **飞行员的位置.**

(5) **推进系统.** 将推进系统部分、还是全部安装在吊舱上(需要凸出的悬臂梁来支撑)?

(6) **燃油箱.** 对于附在吊舱上的燃油箱来说,需要考虑其体积大小.

(7) **压舱物.** 是否需要预留一定的空间并设计相应结构供压舱物(尤其是水)使用?

(8) **起落架.** 所选择起落架的配置?

(9) **其他系统.** 哪些系统需要安装在吊舱内?

(10) **外部装备.** 根据任务来确定是否需要安装雷达、其他传感器、辅助燃油箱等外部装备?

9.3.4.2 结构重量近似估计

很明显,通过一系列不含有多个变量的公式不可能对吊舱的结构重量进行精确的估算.可以考虑使用图表来进行辅助推导.同时,可以从传统的飞机设计知识中得到较为恰当的重量估算.如果吊舱所使用的材料为高级复合材料,则需要进行更为细致的估算,并考虑突发的偶然情况.

舱室重量

舱室作为吊舱结构的一部分,包含的有效载荷有乘客、货物和其他与任务相关的设备.在考虑舱室结构时,需要注意的是:飞艇和舱室越大,其结构也就越复杂.特别是在结构发生比例缩放时,更要注意这一点.目前,已经对从 $30\sim 350\text{m}^3$ 大小的吊舱做了统计,确定了其重量随尺寸的变化关系,希望能够由此得出舱室横截面积与重量的对应关系.实际上,由于结构复杂程度的增加,所有研究得出的每平方米(按科学和航天委员会的规定)舱室结构的重量很接近.通常允许使用的飞行甲

板结构,重量在 $10.5\sim 11\text{ kg/m}^3$ 之间.

(1) **地板和天花板.** 需要注意的是: 这些板及其支撑的重量很容易被低估.

(2) **门窗.** 门窗的重量,尤其是门的重量可以比预期的大许多. 但必须对其周围的结构进行局部加强.

(3) **隔声及绝热装置.** 对于需要进行长航时飞行或要达到飞行高度的飞艇来说,隔声装置和绝热装置相当重要. 这些装置要么安装在结构内部,要么安装在设备组中.

(4) **舱壁.** 内部结构面板. “装饰”舱壁通常安装在设备组内部.

(5) **修饰面板.** 这些是外部结构的内部面板.

(6) **压舱物结构.** 对于较大的吊舱,可以利用地板下的结构来储存水囊压舱物. 如果有其他需要,还可以在地板下安装其他附加装置.

(7) **设备底座.** 如果打算在舱室内安装一些专有的任务设备,那么应该留有一定的空间用于固定和加强.

燃料箱

对于燃料箱来说,通常需要特定的附加结构,所允许附加结构的重量一般为舱室重量的 $35\%\sim 50\%$. 这个数字还不包括燃料囊、管道等设备的重量(它们都是燃料系统的一部分).

发动机舱

由于发动机舱对整体重量有重要影响,所以必须仔细考虑其结构. 考虑的内容包括:

(1) **发动机支架.** 需要安装简单结构,还是较复杂的子结构?

(2) **消防设备.** 安装在吊舱内的发动机需要有防火隔板作保护.

(3) **通道.** 是否需要安装附加的制冷通道和维修通道等?

(4) **吊架.** 需要将推进器安装在某种吊架上. 某个附加装置需要安装在这个外伸吊架上,如何将其和吊舱连接?

其他因素

(1) **设备舱.** 用于存储艇载设备和任务设备,包括重型航空电子学机架. 为何这些设备需要如此多的钢?

(2) **安装在外部的重型设备.** 如雷达、绞盘、辅助燃料箱等.

(3) **艇上的一些装置.** 即电子设备、气动系统、环境控制系统、存储压舱物的容器.

(4) **起落架设备.** 包括重要的加强件.

9.3.5 推进系统的重量估算

9.3.5.1 概述

无论是选择发动机类型, 还是设计推进系统, 都要认真考虑其重量问题. 要根据发动机上的连接 (与推进器上组件相连) 及任务所需的可燃物负载来选择发动机. 在最初选择时, 重量较轻的发动机可能有更大的吸引力. 但是, 如果轻型发动机的燃油消耗率高于重型发动机的燃油消耗率, 那么轻型发动机的整体重量 (发动机加上所需的燃油) 可能会高于重型发动机. 本章着重强调的是: 在进行设计之前必须明确飞艇的任务需求.

和前面所有进行重量估算的章节相类似, 在对发动机进行选择、配置、定位等操作之前也必须对其重量进行必要的估算. 如果没有飞艇设计者的协助, 进行重量估算的工程师是不能确定哪一种推进系统是最合适的. 进行重量估算的工程师必须明确的是撞击效应将使重量有所增加, 因此在设计推进系统时要留有一定的余量. 下面的内容就是针对此做的相关介绍.

9.3.5.2 发动机的选择

类型

目前, 活塞式发动机 (柴油机和汽油机) 和涡轮式发动机都已应用于飞艇. 下面将介绍选择发动机类型时所需注意的内容.

功率和转速

除非重量远远超出规定的重量, 否则工程师没必要关注发动机的输出功率. 以作者的经验, 通常出现的问题是发动机功率不足. 虽然工程师可以通过适当的调整来增加功率, 但势必造成整体重量的增加. 选择发动机功率时要考虑各个飞行阶段的飞行需求. 例如, 如果飞艇以低巡航速度飞行, 或处于空中悬停状态, 那么选择低功率发动机或第三巡航发动机较为合适.

燃油消耗量 (燃油类型)

很显然, 燃油消耗量这一概念十分重要; 对于一个飞艇来说, 其燃油消耗量是固定的 (浮升时的消耗量很小). 因此在考虑推进系统的设计时, 要注意包括推进系统本身的重量以及任务所需的燃油量, 例如, 如果选择的发动机轻于其他发动机 50kg, 但需要的燃油量却多出其他发动机 100kg, 这就没有什么意义了.

另外, 要注意燃油的类型. 在选择燃油时, 不仅要选择不易挥发的燃油, 还要能在必要时倾倒燃油 (如果燃油可以当成压舱物使用) 来进行补偿.

定位

在定位飞艇推进器位置时, 性能是首要考虑的因素. 同时还要考虑推进器位置对飞艇结构和各系统的影响.

可以考虑将马达安装在吊舱内(推进器安装在舱外),这种安装形式有以下优点:

- (1) 可以使附加的支架结构/安装结构重量最小.
- (2) 减少了燃料系统的供给量.
- (3) 减少了控制、指示及警报系统的运转.
- (4) 提高了其他辅助系统(如电子、充气和水压系统)的效率.
- (5) 简化了维护设施的同时,也省去了其他相关结构和设备.

但是,这种安装形式也存在以下缺点:

- (1) 防火保护的需要.要采用较厚的防火隔板,这将使得结构重量增加.
- (2) 防止噪声(隔振)的需要.由于发动机安装在吊舱内部,所以无论是处于乘客的考虑,还是军事及准军事任务的需要,都要采取隔音(隔振)措施.
- (3) 传动系统的需要.可以确定的是至少需要一个变速箱来改变运动方向.变速箱不光重量大,还容易影响发动机的性能.
- (4) 冷却的需要.安装在吊舱内的发动机需要外部设备来进行冷却(润滑系统).
- (5) 比起在尾部安装的推进器,这种安装形式的重量较大(因为增加了舱外突出的桁梁).

接下来我们考虑吊舱外定位这种方式.可以考虑将发动机直接安装在推进器后方.由于发动机应该安装在螺旋推进器所产生的气流内,因此这样的结构配置形式仅适合前缘面积较小的发动机.它在重量上有以下优点:

- (1) 小型传送系统可以直接安装在推进器上,同时也可以提高发动机的效率.
- (2) 不再需要在吊舱内预留多余空间,因此可以减少相当大的结构重量(即使考虑了增加后吊架的重量).
- (3) 改善了发动机冷却,因此减少了冷却系统的需求.
- (4) 减少了舱室的噪音和振动.
- (5) 改善了防火措施.
- (6) 改进了用于维修的通道.

但是,不可避免存在一些缺点:

- (1) 由于气泵、电机等辅助设备的添加,增加了发动机的复杂性.
- (2) 增加了控制电缆和燃油管道的长度.

从上面列举中可以看出,相对于其缺点来说,这种发动机安装形式的优点更为明显.

下面考虑艇囊外侧定位这种方式.尽管这种安装方式更适合硬式和半硬式飞艇,但也可将其应用于软式飞艇.这种排列方式最大的优点在于提高了推进器的效率,还有一些其他的优点:如降低了离地距离(因此减少了起落架重量)、降低了噪

音、改善了隔振。但也存在一些缺点：增加了支架结构、需要辅助的发动机隔舱、增加了控制电缆和燃油管道的长度、增加了维修的难度。

最后一种定位方式是艇囊尾部定位。这是效率最高的一种定位方式，但受其他因素的制约，它又是最难实施的定位方式。此定位方式最适合巡航式发动机。

各种液体

要认真考虑飞艇所使用的液体、燃油和冷却剂，尤其对于安装有大功率发动机、同时需要进行长航时飞行的飞艇。高耗油量的发动机在进行长航时飞行时需要携带更多的润滑油。

上面介绍的内容主要想说明的是：在设计推进系统时要注意从多方面进行考虑。不同设计估算得到的重量差别很大，因此只有当进行重量估算的工程师了解更多的细节后，才有可能做出更好的决定。

可以很容易的从参考手册中得到发动机本身的重量（空重）。空重在使用时受到一定的限制，原因在于其安装后的重量应该用于比较。正如上面所提到的，要考虑发动机安装时的组合重量和任务所需的可燃物负载。下面给出相应的性能对比表（表 9.4）。

表 9.4 发动机安装重量允许值

	小型/(kg/hp)	大型/(kg/hp)
组装前的发动机 (发动机空重 + 底座重量)	0.65	0.90
组装后的发动机 (组装前发动机重量 + 排气装置的重量 + 冷却系统的重量 + 初始重量 + 润滑油重量等)	0.90	1.20

注：上面的数字不包括传输系统、推进器等装置（这些主要由配置决定）。这些数据主要是针对往复发动机。对于小型涡轮发动机，组装前发动机的重量要高于这些数字，而组装后发动机的重量则相对较低。

9.3.5.3 推进器

主要指螺旋桨推进器及其涵道。给螺旋桨推进器加装涵道在提高推进器的效率的同时，也可以提高其安全性。如果推进器发生破坏，可以利用它们对飞艇结构进行附加保护（好的保护系统对地勤人员和乘客都有帮助），同时还可以减少推进器的噪声。虽然添加涵道会使重量有所增加，但这些增加的重量已经通过发动机效率的提高抵消掉了。

螺旋桨越大，重量越小；对于涵道来说恰恰相反，即涵道越大其重量越大。需要强调的是这些数字都是近似值，还要根据所提供的信息作进一步的计算估算（见表

9.5).

表 9.5 推进器重量及涵道重量的近似

推进器	重量/(kg/hp)	注释
非涵道螺旋桨	0.14~0.21	最小 120 hp
涵道螺旋桨	0.10~0.15	仅螺旋桨, 最小 120 hp
涵道	0.30~0.45	仅涵道

9.3.5.4 传动系统

受任务需要及发动机、推进器配置的影响, 不同传动系统之间将存在很大的差别. 如果发动机和推进器安装在一条线上, 那么应设计小型变速箱. 对于一个舱内安装发动机、舱外安装推进器的系统来说, 需要配置有传动轴、辅助驱动变速箱等设施来改变传输方向.

如果采用的是发动机安装在舱内/推进器安装在舱外的形式, 则可以通过以下假设来进行近似:

(1) 对于一个简单的、没有独立辅助变速箱的传动系统来说, 可以使用的重量在 0.14~0.20kg/hp 之间.

(2) 对于一个复杂的、带有辅助驱动的传动系统来说, 可以使用的重量在 0.25~0.30kg/hp 之间.

9.3.5.5 矢量推进系统

在现代飞艇设计中, 越发广泛的采用了矢量推进技术 (即推进器可以旋转). 尽管它的重量仅占整个推进系统的一小部分, 大致在 4%~6%之间, 但仍需要考虑. 由整个推进系统的重量可知: 矢量推进系统的重量为 0.12~0.16kg 每公斤矢量重量.

9.3.5.6 燃油系统

燃油系统包括燃油箱、管道及配件、燃料补给和排放系统、监控装置等. 另外, 随飞艇尺寸或燃油量的增大, 系统的复杂程度也将进一步增加. 例如, 小型飞艇使用单一燃油箱及小型化传输管道即可, 而大型飞艇则需要配置多个燃油箱及复杂的管道和燃油传送系统. 在估计油箱容积时, 要预留输油口和放油口空间, 同时还要考虑一些潜在的需求, 如辅助燃油箱、必要的附加设备等.

9.3.6 控制系统的重量估算

控制系统主要是指飞行控制系统 (FCS). 另外, 还包括增压、配平和发动机功率控制等设备. 飞艇越大、应用的先进技术越多, 控制系统就越复杂. 对于大型飞艇来说, 由于控制系统复杂性增加, 需要使用计算机进行处理和控制.

9.3.6.1 主要飞行控制系统

主要飞行控制系统负责操控面运动(及监测). 可以通过缆索直接进行控制, 也可以通过遥控来控制. 对于小型飞艇, 从重量的角度考虑, 使用简单的缆索控制即可. 然而, 如果操作较为复杂, 尤其是军事及半军事任务, 再使用缆索进行控制就会发现很多缺陷. 在估算缆索控制系统的重量时, 要考虑缆索的数量(系统中的备份)、飞行员输入(控制钳和踏板盒)及应急操作.

在使用遥控系统进行控制时, 则需要考虑更多的组件及需求, 即:

(1) **制动器动力**: 可以是电力的或气动的. 目前, 气动制动器不适用于紧张的控制面应用, 因此可以使用电力驱动的制动器. 电力驱动的制动器最大缺点是需要电力供应. 电力供应重, 电缆及考虑雷击传输的编织套会使系统的重量有所增加. 出于必要备份标准和系统安全的考虑, 通常要安装至少两条电缆. 一种解决方案是制动器单独供电, 电池不仅非常重而且因为使用寿命有限不实用. 一个较为实际的方法是在尾翼上安装由气动带动的小型发电机. 这样做在提供气体动力源的同时, 也使得尾翼重量有所增加. 如果这些气动驱动的发电机还为闪光灯和导航灯等设备供电的话, 那么所有非常重的电缆和电缆编织套被非常轻的用于传送气动供应的塑料管线所取代. 关于气动供应系统的细节, 将用独立小节进行介绍.

(2) **制动器**: 由于力矩效应, 在对制动器进行重量估算时, 应尽量准确. 建议先估计来自控制面的载荷, 再考虑制动器的大致尺寸. 同时建议尽量摸清可能需要局部安装的电子设备, 如驱动单元、过滤器等.

(3) **信号电缆**: 电缆既要能发送控制输入信号给制动器, 也要能返回状态数据, 如控制面的位置. 这可由光纤处理, 可以减轻对吊舱和尾翼之间电力连接的需求. 然而, 使用光纤需要通过计算机系统来解码信号

(4) **计算机系统**: 对于上面所描述的, 该驱动系统需要使用某种计算机控制系统.

9.3.6.2 艇囊增压装置

控制艇囊增压的组件主要有: (a) 空气和氮气阀的控制; (b) 副气囊空气分配装置(即引导空气向前或向后流动); (c) 气流收集器(常常在推进器后方聚集气流). 以上所有组件都需要配有相应的驱动装置, 并可以通过手动进行控制. 气流收集器和T形箱一般安装在吊舱内, 或附在吊舱表面, 因此可以使用电力制动器. 空气/氮气阀及控制面传动器位于艇囊表面, 如果它们要使用电力制动器, 就需要配置相应的动力电缆, 这在增加了重量的同时, 也增加了防雷击装置的复杂程度. 无论是手动还是电动, 使用电力制动器都是一个较为合理的选择.

9.3.6.3 压舱物

同样, 抛压舱物系统也需要一些驱动装置, 可以采用手动、电力或气动的方式. 对于手动系统, 除了需要缆索外, 还要考虑控制手柄的重量. 而电力的和气动的操作, 需要制动器, 通过简单的开关就可以进行控制.

9.3.7 电气及电子系统的重量估算

9.3.7.1 电气系统

和所有其他系统相类似, 电气系统的重量估算主要取决于其使用需求. 由此做简单的分析, 可以把电气系统分为以下几类:

- (1) 发电系统;
- (2) 配电系统;
- (3) 应急时需要使用的电气设备;
- (4) 其他各种电气设备.

发电系统

在估算电力发电系统的重量时, 有许多需要考虑的因素. 首先, 要考虑电力的类型. 如何驱动发电系统, 是仅靠主发动机还是同时需要辅助动力装置等进行协助? 飞艇本身和任务系统各需要多少电能? 在飞行的哪个阶段需要? 另外一个需要考虑的因素是电力发动机燃料的使用.

为了简化初期的重量估算, 我们可以将重量和发电能力以 kVA(千伏安) 的形式联系起来. 从重量的角度讲, 发电机越大其效率越高. 对于较大的电力需求来说, 有必要使用辅助动力装置来提供部分电力, 这使得整体重量有所提高. 下面给出的发电系统的重量都是针对发电机本身及与其直接相关的设备(控制器、冷却装置等)的重量. 以推进器发动机作为驱动的发电机, 重量范围从低需求时的 2.3 kg/kVA(有时 2×10 kVA) 下降至高需要时的 0.875 kg(如 350+ kVA). 如果一部分电力由辅助动力装置提供的话, 还可以将以上数据增加 50%~75%.

配电系统

配电系统主要由配线、配电部件、操控板等组成.

单从练习的角度讲, 配线可以分为电力电缆和配电电缆两类. 很显然, 配线的重量取决于发电机系统和需要消耗电力系统之间的相对位置. 为了简化, 假设所有的发电机和大多数的配电装置都安装在吊舱内.

将电力电缆和耗电装置相连, 电缆的重量应该在 1.2~1.6kg/kVA 之间; 电功率越高系统的效率越高(即对于高电能系统来说, 使用 1.2kg/kVA 更为合适). 而对于配电电缆, 假设没有特殊要求, 那么吊舱舱室每米长度(长度包括飞行甲板、设备隔舱, 但不包括推进器面积)的使用重量为 5.5kg. 如果电子装置较多, 那么所需的电

缆还将继续增加。

很难估算配电系统其余部分的重量(如控制板等),因此应该预留一定的重量,通常小型飞艇预留 90kg,大型飞艇预留 350kg。

上述的重量估算与飞艇设计的复杂程度有关。小型、不太复杂的飞艇设计(如广告用飞艇),对此无需做过多考虑。

应急时需要使用的电气设备

应急电气系统不仅取决于任务的使用需求,还取决于电气系统在设计时的配置和冗余度。应急时需要用电的设备包括:副气囊鼓风机(确保对艇囊增压)、飞行控制系统、电子照明设备等。还要考虑权威的看法,无论他们认为发电系统完全失效还是双发动机失效,都要认真对待。例如,由主发动机带动的发电机和辅助动力装置同时完全失效的可能性较小,因此无需安装附加电力设备。但是,如果由主发动机带动的发电机完全失效,那么必须考虑如何对损失的电力进行补偿。此时,就需要提供附加的供电装置,如电池等。电池的大小取决于任务需要(如副气囊鼓风机所需的电力)。由于电池的重量往往很大,因此应尽量使其轻量化。

其他各种电气设备

需要用到的其他电气设备包括:照明设备、相关辅助设备(如厨房设施)等。如果不知道确切用途,就很难对这些设备进行估算。由于这些设备仅占整个电气系统重量的一小部分,所以无需花费过多的时间来对其进行重量估算。

9.3.7.2 电子设备

这部分仅针对飞艇上的电子设备,而非附加任务的专用设备。由于这些电子设备一般都是标准件,因此应尽可能的给出其精确重量。可以通过手册来确定其重量,也可从供应商处直接得到。这里唯一需要注意的是天线和雷达的安装位置。

9.3.8 压舱物的重量估算

压舱物是飞艇设计和操作时的重要组成部分,是必须配备的。

9.3.8.1 需要使用的压舱物

飞艇需要携带压舱物主要有三个原因。第一个原因是为了保持平衡。假定在设计飞艇和吊舱时,通过重量估算来确定重心相对于浮心的位置。如果飞艇尾部结构的重量超过 50kg、位置位于浮心后 30m,那么将在浮心处出现一个 1500 kg·m 的力矩,这是不希望发生的,它等效于重心以 8 800kg 的操作重量向后移动了 0.17m。如果不使用压舱物进行调整的话,将影响飞艇正常操作状态下的平衡,使飞艇的性能受到制约。另外一个原因是为了对吊舱进行重新布置。但是,在大多数零部件已经被生产和确定后,再进行重新布置有些为时过晚。此时,较为实用的办法就是在一

个合适的位置添加一定重量的压舱物；很显然，力臂越大所需压舱物的重量反而越小。以上所举的例子当中，如果在艇首（浮心前 27m 处）放置压舱物，那么其重量一般为 55kg。这些压舱物是飞艇的无用负载，因为它减少了所能达到的有效载重量。

使用压舱物的第三个原因是为了保持飞艇必须的重量的重量。例如，一个可以提供 2 500kg 有效升力的飞艇，目前仅有 1 800kg 重的有效载荷，此时节余的 700kg 升力可以通过选择携带 700kg 的压舱物来进行配平。飞艇可以通过排放氦气来减少升力，但这种方法花费较大而且不太切合实际，因此可以考虑携带压舱物。要尽量给压舱物提供一个合适的安放位置，这个位置应尽量接近有效载荷的安放处，以保持平衡状态不发生改变。

最后需要说明的是，有时飞艇需要尽可能快的减重，尤其是在类似发动机失效这样的紧急情况发生时。一个可行的方法是倾倒燃油，但这往往不切实际，不可行。此时更为合适的方法就是卸载压舱物。如果希望连续均匀的卸载压舱物，最好的选择是使用水作为压舱物的填充介质。紧急情况发生时，将水囊打破即可。像前面所提到的，用于配平的压舱物要便于拆卸。无论携带何种类型的可拆卸压舱物，都要考虑以下几项（连同压舱物本身）的重量：

(1) 存储处。无论是使用水箱还是隔间，都要做一定的结构预留。另外，还要使用一些传感器来进行测量和显示，同时可以利用加热器和多个存储箱来移动压舱物（水）。

(2) 投弃物。必须保证投放任何压舱物都不会给飞艇造成危险。

(3) 投放装置。需要一些手动或自动（气动、电动等）投放装置。

9.3.8.2 航行中的压舱物补给

执行某些任务时，需要在飞行过程中携带附加的压舱物（用于补给）。下面举一个简单的例子。随着燃油的使用，飞艇将越来越轻。所以有必要用附加的压舱物来作为燃油减少的替换。

这里有两个可供使用的方法。一种方法是从水面收集水作为附加压舱物。这可以形成一个飞艇航行时的燃料补给系统。另外一种方法是安装水循环系统。这种方法使附着在发动机表面的潮湿水蒸气液化。第一种方法需要飞艇在一定阶段低飞以尽可能的接近水面，第二种方法则贯穿于飞艇操作的许多阶段。

无论采用哪种方法，都必须为附加压舱物预留专门的储藏室。

9.3.8.3 水循环系统

水循环系统使附着在发动机表面的潮湿水蒸气液化。这里需要强调的是水循环系统更适用于往复式发动机（活塞式），而非涡轮式发动机。尽管涡轮式发动机同样可以使用水循环系统，但其运行效率却很低，实际上讲，这不太合适。从理论上讲，每

燃烧 1kg 的燃油, 就应该产生 1kg 的冷凝物, 理想的情况下这不会导致飞艇重量下降。但是, 这是十分复杂的, 需要有相当大功率的系统才能完成。对于大型飞艇 (主发动机功率超过 3000 hp 的飞艇) 来说, 要留有 0.75kg/hp 的余量。对于小型发动机来说, 还要做一些其他工作以便更为精确的确定所需的预存量。这里不再给出这些值 (对于小型飞艇来说可能不太切合实际)。作为水循环系统的参考, 必须考虑以下附加因素:

(1) **体积:** 设计上述的水循环系统需要占有相当大的空间。另外, 需要提供尽可能大的截面用于冷却。

(2) **所需功率:** 系统所需的功率也是必须要考虑的。同时需要提供相关设备, 如冷凝器和鼓风机。

(3) **管道。**

(4) **控制器。**

9.3.9 充气系统和水压系统的重量估算

9.3.9.1 充气系统

气动功率可以作为提供功率的一部分来被选择。许多控制仪器、传动装置都可以使用气动功率或电功率。另外, 空气还有其他用途, 如用于发动机启动。可以用压缩机或高压空气储藏库来提供气动功率。仅用储存的空气, 所能提供的功率很有限。在考虑重量时, 既有优点也有缺陷。提供气动功率的设备往往比较重, 假设需要一定的发电能力 (而不是仅仅用于存储), 就需要安装压缩机、干燥器/过滤器、储液器、控制阀等设备。设备重量的分配 (尤其对于艇囊来说), 应尽量轻便, 并方便维修。

9.3.9.2 水压系统

水能和气动能一样, 也可以作为一种合适的能量源。但是它在很大程度上受到液压机液体本身的制约。同时, 由于容易和艇囊结构发生反应, 所以不太适合在其周围安装抽水泵。另外, 还要考虑液压机液体的重量。在目前技术的支持下, 可以将水能视为一种高能量能源。

9.3.10 其他器件的重量估算

在估算飞艇的操作重量时, 有许多条款容易被遗忘。严格地说, 它们不能算是飞艇“出厂空重”中的一部分, 也不能被当成有效载荷来看待。

9.3.10.1 标准件

通常把标准件定义为设备和所需液体, 这些设备和液体不能作为飞艇配置的一个完整组成部分。对于某些结构来讲, 它们是不能变化的。这些标准件包括:

- (1) 艇载燃油和其他艇载液体;
- (2) 发动机润滑油;
- (3) 固定的压舱物;
- (4) 卫生间用品及化学药品;
- (5) 飞艇应急设备;
- (6) 厨房设备;
- (7) 辅助的电气和航空电子设备;
- (8) 不包括“出厂空重”中的固定任务设备和军械。

虽然上述条款中的前两项属于飞艇的组成部分,但却不是“出厂空重”的组成部分,因此必须从有效载荷中扣除其重量。剩余的几项通常取决于飞艇的任务,因此同样取决于有效载荷。即使不与有效载荷同时考虑,也仍要为其预留一定的重量空间。

9.3.10.2 有效载荷/任务需求

如上所述,在考虑有效载荷时,除了明确规定的项目外,还有许多需要考虑的内容。

民用有效载荷主要是指运送乘客,虽然有建议说根据任务需求(如其他的体积)来确定,但这样做较为复杂,不做过多介绍。很显然,运送乘客就必须安装座位。因此,要考虑座椅的数量和类型。例如,一个豪华的座椅(安装于商务机)通常是标准高密度飞机座椅重量的三倍。另外,还要安装地毯(或地面覆盖物)和饰墙布。其他设备,如厨房和卫生间等,主要由飞行的航时和飞艇类型来决定。和仅提供三明治等简单食品相比,如果要提供热的食品和饮料,则需要安装其他设备,这将使得系统的重量有所增加。卫生间的设备也是如此。在进行军事操作时,需要使用门帘和化学药品(用在卫生间),而在民用时这些物品的费用则主要由乘客支付。较为合适的卫生间设备包括:组合式梳妆盥洗盆、水槽、镜子等,同时还要备有一定量的水和花露水。另外,根据航空规章的规定,还要考虑机舱乘务人员的使用设备。

如果用于军事或准军事用途,那么系统的重量将大幅度增加。应尽可能给出一个完整的清单,如果没有给出实际设备,那么要说明使用需求,例如有多少条信息通道(甚高频、超高频、安全性等)。对于军事和准军事条款的详细信息,在本章开头已经做了介绍。

9.3.10.3 操作项目

关于操作项目的说明,可以在前面找到。在确定任务需要的升力时,很容易忽略这些项目。因此,为携带的食品和饮料(供机组人员和乘客使用)预留一定的重量十分重要,尤其对于进行长航时飞行的飞艇。

9.4 重量监测和控制

在飞艇的设计和制造阶段,控制其重量是一项很艰巨的任务.这是制造小型和专用飞行器时经常遇到的.必须严格控制飞艇的重量,因为任何超重都将给飞艇的性能造成严重影响.飞艇空重增加 5% 将使得有效载荷降低 20%~25%.

通常的方法是使用经济的、重量略重的商用组件,而不是将新的、符合航空重量标准的零件引入到设计当中.应尽量避免后一种方法.实际上,对于原型组件来说,飞艇是一个很好的试验平台.

9.5 建造重量控制和实际飞艇的重量确定

9.5.1 概述

必须能准确的给出飞艇的实际重量,并确定完全充气后飞艇的重心.这在实际情况中是很难测量的.要得到飞艇的实际重量,就必须在制造过程中测量所有的组件.作为核对,在艇库中执行这些操作是最为理想的.同样,很难准确的测量出飞艇的实际体积和总浮力.

9.5.2 建立重量控制

在飞艇全寿命过程中,建立重量控制是一项重要操作;它定义了飞艇空重,同时也是对飞艇寿命进行修正的固定点.仅仅对各项目进行称量和记录是不够的,还要给它们建立具体的标准.可以分三组建立飞艇的重量.首先,吊舱重量优先于艇囊附件重量;其次是艇体重量;最后是组装和最终构造重量.

9.5.2.1 吊舱重量(传统的悬挂式吊舱)

完成后的吊舱是一个典型的结构和系统的复合体.通常是在吊舱安装于艇囊之前称量其重量.这种方法已经使用过多次.目前,仅仅知道吊舱的重量是不够的,还需要知道其构建标准(即什么是固定的、包括的修正有哪些、冗余等).没有这些数据,仅仅知道重量是无用的.

要从外形和结构出发,来确定吊舱重量.这应该是在吊舱制造完成后,并且在没有安装任何系统和辅助结构的情况下进行.应仔细考虑其建立标准(即修正制图和冗余或附属物).除非飞艇的制造周期特别长,否则每一个吊舱都应该完成这项工作.这是由于吊舱之间的差异很大,尤其是对于组合结构的吊舱.

由于在安装吊舱时需要用到空中吊运车及相应的夹具,所以要认真确定称量的步骤和资料数据的使用.

9.5.2.2 艇体重量

必须测量艇囊的重量, 同时还要精确的给出其建立标准. 所有的设备、补缀、绳索等都要称量, 以确定艇体重量.

在艇囊充气后测量其重量是不可行的, 必须在其干瘪时称量. 但是这样做却不能得到艇囊的重心. 后者仅在建立后才能通过测量进行估算, 此时还可以大致检查艇囊的体积. 体积检查可以在飞艇修理库中进行. 关于这部分的细节将在后面讨论.

9.5.2.3 最终装配重量

一旦将艇囊和吊舱连接, 那么将不太可能再次称量飞艇的重量. 因此, 对飞艇的各组成部分进行分别的称量和记录是十分重要的. 这必须落实成为最严格的规定.

9.5.3 在艇库内称量

通常在制造完成后, 再对飞艇进行称量. 如果能够仔细监测其重量, 同时认真测量, 那么就可以很好的估算出飞艇的浮升能力. 尽管很难得到其精确的重量, 但还是可以对重量做一定的检测和控制. 为了称量其重量, 需要采用以下步骤, 并记录或推导相关数据. 使用设计合理的载荷表将对此步骤有很大帮助.

(1) 推导飞艇的操作重量. 飞艇的基本重量应从重量与平衡手册及机组人员、飞艇携带的燃料、压舱物等设备中获取. 另外, 还要在重量与平衡手册中建立一定的标准, 记录下相应的偏差.

(2) 应该通过添加或移除压舱物来保持飞艇的平衡. 同时要记录压舱物的改变.

(3) 应该通过改变压舱物的位置、调整副气囊的充气量来保持飞艇的稳定.

(4) 应该记录氮气的特性 (纯度; 如果可能的话, 还有体积、内部压差和过热)、当地的大气特性 (温度、大气压、相对湿度等) 和副气囊的充气量.

(5) 确定飞艇的净升力.

(6) 飞艇平衡时, 重力应该和升力相等.

在测量艇囊和副气囊体积时, 容易出错. 艇囊的体积可以通过物理方法测得. 相对艇囊来说, 副气囊的体积更难确定. 提高测量可靠性的方法是进行校准飞行. 需要注意的是: 在飞艇第一次进行多月飞行时, 艇囊的体积一般都要增加.

9.5.4 对艇囊体积和副气囊体积进行校准

可以通过在压力高度飞行来校核艇囊体积. 通常在天气状况较为平稳、干燥时进行校核, 以减少湿度、湍流等的影响. 由于这主要取决于精确的重量, 一般在飞行前就应填写好载荷表. 在压力高度, 应该对飞艇净重做一个估算. 由于此时副气囊往往是瘪的, 所以可以从方程式中去除这一主要变量, 并且可以进行较为精确的升力估算.

通过使飞艇在预先确定的高度上飞行,可以绘制副气囊的校准图表(通过测量副气囊的填充并计算其升力)。

9.6 飞艇运行的重量内容

9.6.1 概述

这部分并不关注飞艇的浮升性能。主要目的在于突出重量或与重量相关的输入的分类。

和其他飞行器相类似,飞艇在飞行、操作时也要受到一定的限制。这些限制将包括重量、平衡标准以及下面所述的内容:

(1) **最大设计使用重量**: 这是飞艇能够飞行的最大重量(指的就是本章前面所定义的“最大使用起飞重量”),在最初设计时就应该确定,以便能准确进行飞艇的静力和气动力计算。

(2) **艇囊重心**: 应该允许艇囊重心在飞艇能够飞行的重量范围内变化。飞艇由于配有副气囊,其配平能力有所提高。因此,在重心问题上,飞艇比固定翼飞机有更多的灵活性。然而,飞艇也有其自身的危险性,比如在副气囊中的空气尚未完全释放(副气囊不干瘪)时,才能通过对其进行充放气来保持飞艇的配平。一旦飞艇副气囊中空气完全释放,飞艇就达到了其压力高度;超过这个点,飞艇就不能再通过副气囊进行操作来实施飞艇的配平了。

(3) **最大设计悬挂重量**: 许多时候,该重量比最大设计使用重量更重要。这是因为,飞艇的悬挂系统恰恰是依照飞艇的最大设计使用重量这个指标来设计的。

(4) **最大悬挂重量矩**: 为了使悬挂系统受力均匀,对悬挂重量产生的重心范围也要有相应的要求。

(5) **最大净重和净轻**。

重要的是:对于上述这些飞艇重量的设计准则,应在设计过程中寻找出可行的方法,保证飞艇在使用过程中不超过指标。在飞行员进行飞行前,应该绘制出一份完整的载荷图表(使用重量手册中的重量和平衡数据)。这在飞行器中已经成为了标准,尽管对于飞艇来说其复杂性有所提高,但对于飞艇的飞行员和操作人员来说仍应该认真执行。

9.6.2 重量和配平手册

手册应该包括空飞艇和所有将要安装到飞艇上的任务装备和操作零件的重量和相关的重心。一种飞艇可能有相当多的构型,不依靠设计单位就能够精确快速地得到各种构型飞艇的重量和重心是非常重要的。手册中应该包括所有新设备和对现有设备的修改,以及所有重心的变化范围。

9.6.3 载荷表

载荷表应该由飞行员在飞行前做好. 目的是为了确保飞行器的载荷状况在所有的飞行状况下都在操作和设计的限制范围内. 一个正确设计的载荷表至少应该满足如下几点:

- (1) 易于填写初始数据, 如飞艇基本空重、基本悬挂空重和相关的重心或力矩.
- (2) 易于将变量相加 (如乘客、燃油、可任意处理的压舱物等), 以便快速得出飞艇的使用重量和使用悬挂重量.
- (3) 能够快速确定计算后重量是否在限制之内.
- (4) 表明飞艇的配平状态 (具有中等副气囊的充气程度).
- (5) 表明使飞艇达到要求的配平状态所需要的副气囊充气程度.
- (6) 能够估算起飞、着陆和恶劣飞行阶段时飞艇的静态重量.
- (7) 能够近似估算可用升力, 以便与前次飞行做比较.
- (8) 能够确定飞艇携带的可任意处理的压舱物的量, 并能确定该装载量是否足以满足飞艇在紧急情况下的静态重量要求.

因为载荷表要显示很多信息, 所以要尽可能使载荷表清楚明了, 而且应做到尽量少用文字描述和计算数据, 尽量多用图表资料. 关于制作和使用载荷表的细节已经超出了本章研究的内容.

第 10 章 系 统

N.Mayer

10.1 概 述

系统指的是实现设计功能的物理装置. 系统由零件、控制机构和传感器组成. 一些系统设备对于其他系统设备的运行是很重要的, 比如能源系统对电子, 液压和气动系统. 飞艇系统包括多数在飞机上可看到的主要和次要组件, 很少几个是轻于空气飞行器所特有的.

这里所要描述的系统可以在绝大多数飞艇上找到, 但是设计、复杂性和安装位置随着型号的不同而变化. 一些系统为针对特殊任务而设计的飞艇所独有, 比如用于军事用途的空中加油系统. 因为在第 4 章和第 5 章进行了叙述, 有些主要系统包括飞行控制系统和推进系统在本章中不再介绍.

因为现在所有的飞艇都是软式飞艇, 所以我们的重点也是针对这种飞艇, 对压力系统的讨论是最多的. 许多其他类型的飞艇也同样依赖加压艇物或艇囊来保证结构的整体性, 比如半硬式, 压力硬式 (金属蒙皮) 飞艇. 因此, 所有飞艇都要求压力控制系统以某种形式存在.

人们选择特殊的设计来代表现在的工艺水平. 过去的某些飞艇有值得提及的特点的 (在现在的设计中没有了), 也在本章中对其进行了描述.

10.2 压力控制

浮升气体的超压是系统功能中感应到的主要参数, 压力控制系统也因此而得名. 该系统包括很多部件, 大多数都和大量空气的进气、分布、储藏和处理相连接, 大量空气是为了补偿气体体积的改变.

浮升气体的密度的变化符合 Boyle & Charles 法则. 因为气体压力要保持在相对狭窄的范围, 其变化主要表现在体积的改变. 飞艇必须维持一个固定的外在构型, 因此体积的调节必须在内部完成. 主要靠在艇体里保留可变质量的空气来达到上述目的, 以释放或者添加空气和非浮升气体. 值得一提的是许多二次大战使用的所谓假目标气球, 为了保持气动外形, 改变了它们的外部形状.

、历史上的半硬式飞艇在艇体和主气囊之间设置一个空气栅栏. 当主气囊膨胀

或者收缩的时候,周围的空气体积便改变来进行补偿 (Blakemore and Pagon, 1927). 这种系统拥有这样的优势: 仅仅需要一个气密的外艇体或艇囊, 允许飞艇超过副气囊尺寸所限制的海拔高度. 不利的一面包括外部和内部艇体和主气囊的复杂度、悬挂装置的妥协、以及更高的建造和安装费用.

现代飞艇都倾向于运用副气囊系统. 这种系统将一个或者多个柔性的副气囊安装在艇体的较低部分. 当浮升气体体积改变时这些副气囊被排空或者充满空气. 图 10.1 说明了这一原理.

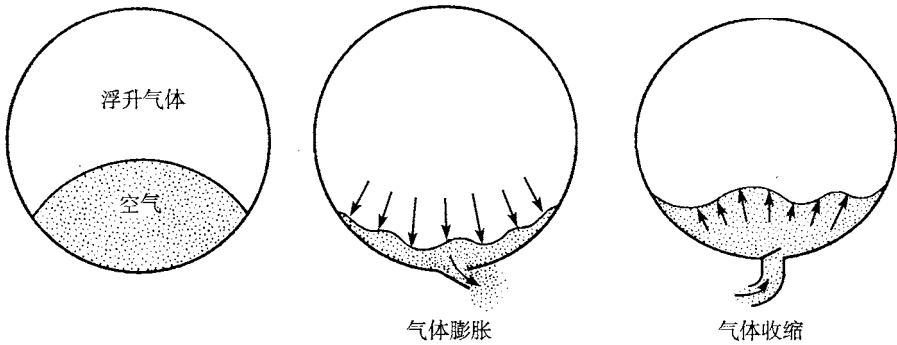


图 10.1 副气囊的压力和形状控制原理

副气囊的大小和压力系统的裕度由飞艇设计达到的最大压力高度和上升下降速率决定. 副气囊的容积是由海平面和最大压力高度之间的密度比决定的. 体积改变率由下面的公式决定 (Burgess, 1927):

$$V = \frac{RdV}{60 \times 1000}$$

式中, V = 体积的变化 - 立方英尺/秒 (cu ft/s.);

R = 爬升或者行驶速率 - 英尺/分钟 (ft/min.);

d = 密度的变化;

V = 艇体体积 - 立方英尺 (cu ft).

例如, 一艘一百万立方英尺的飞艇以 2 500 ft/min 的速度爬升, 在第一个 1 000 英尺上升中, 必须在 24s 内释放 33 000 立方英尺的气体.

相同的计算也可应用在所有的飞艇上, 而不用考虑气体体积的改变是怎样计算的. 例如硬式飞艇必须通过调节阀门来调整主气囊的超压. 同样地, 给外包敷层足够的通风可以保持空气空间的压力与周围环境相近. 混合式类型, 比如压力硬式飞艇 (金属包层的或者更近的齐柏林 NT 概念飞艇) 必须使用一种副气囊系统.

空气被补充进副气囊或者从副气囊中释放是通过由进气口、管道和阀门组成

的联合装置完成的. 当需要大量气体时, 超压就会比较低, 压力值可能在 0.1 个大气压量级. 进气口必须要有足够的尺寸, 使得在没有明显摩擦损失时, 可以在要求的速率下得到所需要的空气. 推荐的流通率是 $50 \text{ ft}^3/\text{sec}$. 或者稍小.

由螺旋桨滑流放大的冲压空气是进气的主要来源. 导气罩因此安置在螺旋桨的后面. 在低速情况下, 可以使用由电力驱动的鼓风机. 一个鼓风机对于小飞艇足够用, 而大型飞艇就需要多个鼓风机. 鼓风机的容量视具体情况而定. 在 Westinghouse Sentinel 1000, 一艘 353 146 立方英尺的飞艇上, 两个鼓风机可以提供 $1\ 200 \text{ ft}^3/\text{min}$. 的下降速率. 在一个计划的设计中, Sentinel 5000, 一艘 250 万立方英尺的飞艇, 就需要四个鼓风机以达到每分钟 600 英尺的下降速率.

在一些多发动机飞艇上, 发动机或者螺旋桨被支撑在弦外支架上, 使用的是牵引式螺旋桨, 弦外支架的迎风边缘很适合安装进气口. 这种方法被应用在德国 WDL 飞艇公司制造的飞艇上, 同样被运用在 Goodyear Aerospace 公司为美国海军所造的飞艇上. 那些安装涵道式螺旋桨和推进式发动机的飞艇, 需要安装后置的进气罩.

安装在进气道的舌状单向阀是一个弹簧预紧的设备, 用来阻止气体的反向流动. 空气通过长长的织物管道被导引到一个或者更多的气室, 并最终到达副气囊. 单瓣或者双瓣阀设计的阻尼器由飞行员控制, 用来选择合适的副气囊进行填满. 现代设计使用双管道, 阻尼装置使其中任何一个管道都可以引导空气进入前副气囊或后副气囊. 管道也被称为主干或者空气线, 在现代的设计中管道只作为空气进气的通道. 空气的释放通过安装在副气囊下的阀门实现. 在美国空军的飞艇中, 空气线同时提供了进气和排气功能.

图 10.2 描述了 Sentinel 1000 飞艇的空气供给管道. 图 10.3 说明了 Sentinel 5000 飞艇的管道布局, 这是与中心副气囊一起安装的. 图 10.4 展示了一个典型的中央配气室 (T 型腔).

为了得到所需要的流速率, 大口径阀门是必需的. 阀门的敞开面积可以用下式来表达 (Blakemore and Pagon, 1927):

$$A = \frac{V}{c\sqrt{2p/\rho}}$$

式中, A = 敞开面积;

c = 由实验决定的排气速度 (现代设计达到 0.75);

ρ = 密度 (slugs).

很小的飞艇每个副气囊只需要一个阀门. 尽管可以制作任何大小尺寸的阀门, 实际中还是使用多套安装. 目前使用在 Westinghouse 飞艇上的阀门的口径从 20 英寸到 42 英寸不等. 副气囊的底面, 即艇体, 是安装空气阀门的位置. 浮升气体阀门被安置在艇体边上, 靠近艇体赤道线的附近. 过去的美国空军飞艇装备过两个或者更

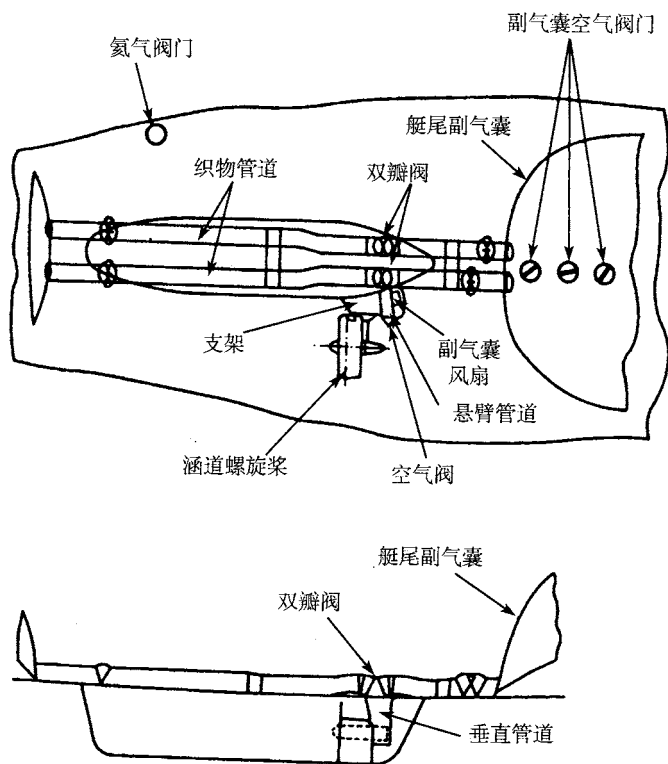


图 10.2 副气囊送风通气系统 (Sentinel 1000)

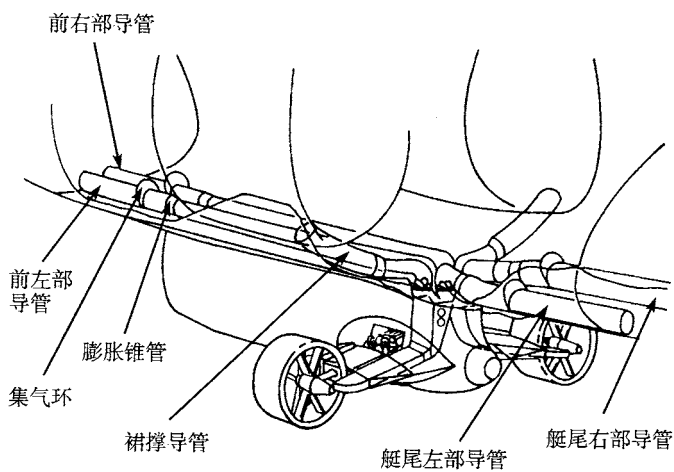


图 10.3 艇囊织物结构 - 副气囊导管 (Sentinel 5000)

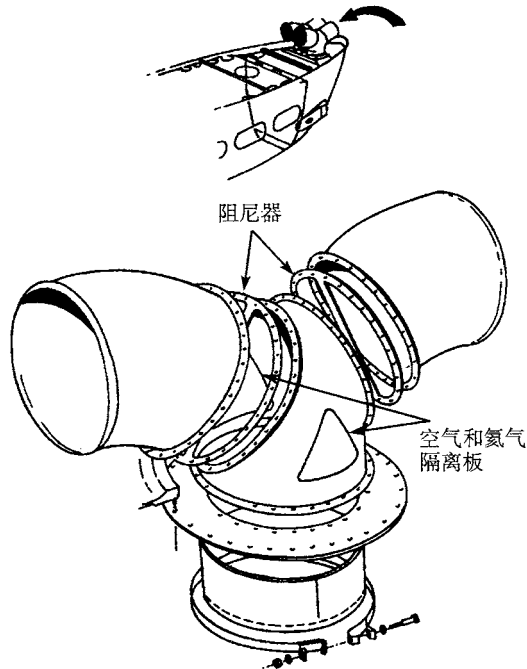


图 10.4 T 型腔 (分解图)(Sentinel 1000)

多的 36 英寸口径的空气阀门, 这些阀门安装在吊舱的上部. 这种布局可以便于维护以及保护空气阀门免受天气的影响 (因此需要双路流空气管路). 在 ZPG-3W, 一艘 150 万立方英尺空中预警飞艇的布局中, 氮阀门同样被安置在吊舱中.

阀门启动压力设置有各种不同的值, 这样可以使阀门组有顺序地工作. 在一个双副气囊飞艇中, 通常的做法是设置前阀门或者后阀门的启动压力低一些, 使得在水平飞行时, 空气可以不打扰配平而连续循环. 安装了中央副气囊的飞艇可以通过前后两个气室保持配平, 使用中央副气囊保持压力.

要想压力系统正常工作, 阀门的可靠动作是很关键的. 当空气或者浮升气体的压力超过阀门的阈值时, 阀门便会自动打开. 安装的一套弹簧和杠杆机构可以使阀门快速完全的打开, 并且不用额外增加压力. 当压力下降时, 阀门可以迅速的关闭. 阀门的结构必须要有足够的刚度, 不能有翘曲, 重合度要高, 否则将会导致阀门的泄漏. 图 10.5 为 Sentinel 1000 飞艇中所用的阀门的结构图.

阀门还可以进行手工操作, 当需要某些运行工况时, 飞行员可以打开或者关闭空气阀门. 阀门的手动操作是通过绳索连接实现的, Sentinel 1000 飞艇是通过气动传动实现的. 气动系统同样可以用来操作阻尼器和导气罩. 在美国空军的一些飞艇上也安装了电驱动的组件.

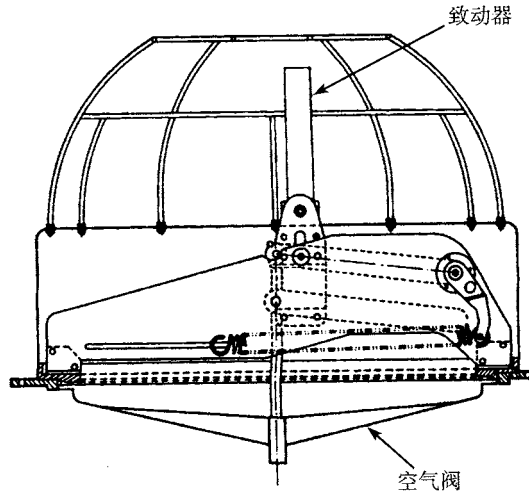


图 10.5 副气囊空气阀门详图 (Sentinel 1000)

外表面上安装的阀门会受由艇体周围气流引起的减少的静压的影响, 从而导致阀门在较低的压力下开启. 安装半圆形栅栏状空气坝可以消除这种影响.

副气囊的数量一般由飞艇的尺寸大小来决定, 其他因素也会有一些影响, 其中之一是在部分膨胀副气囊里空气的运动. 这种运动被称为晃动, 对飞艇的控制和配平都有影响. 副气囊的膨胀和收缩都应当不干扰或者不受内部部件的干扰, 比如悬挂系统. 这种考虑通常要求至少有两个副气囊. 两个副气囊安装在吊舱的前后两个部位时, 可以方便地配平飞艇. 过去美国空军的 ZPG 系列飞艇和计划的 Sentinel 5000 飞艇设计的是前后和中央一共三个副气囊. 中央副气囊被称为“背篓”, 安装在靠近重心的艇体的任意一侧, 这样体积的改变便不会对配平有任何影响了. 这样的设计也会产生很好的自动压力控制. 美国 Blimp 公司的轻型飞艇设计的是单副气囊. 这是一个 68000 立方英尺的小飞艇, 没有内部的悬挂系统.

副气囊由弹性涂覆尼龙织物或者层和薄膜构成, 例如 Saran 或者 Mylar, 以及 nylon 或者聚酯织物. 材料的选择主要考虑柔性和漏气性 (阻气). 虽然平均压力比较低, 但晃动和体积的改变会导致基础接缝和空气线接头处的应力集中. 通过加强和增加可膨胀部件, 可以对这些效应作出防备.

Westinghouse 飞艇中有一种改进的副气囊设计. 采用更长的基本尺寸和测地线 (geodesic) 模式, 能够消除副气囊和安装副气囊的艇体外蒙皮之间的安装不匹配. 图 10.6 表示的这种设计允许应力自由嵌套 (stress-free nesting), 可以减少晃动, 更轻, 而且可以提高制造效率.

压力系统的另一个组件是空气 - 氮气套管或者裂缝板. 它可以在紧急状况下使空气直接吹进氮气囊中 (参看紧急系统).

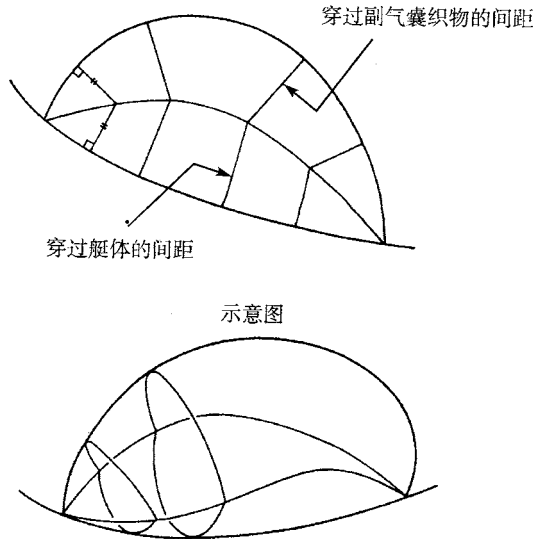


图 10.6 副气囊设计-测地线方法

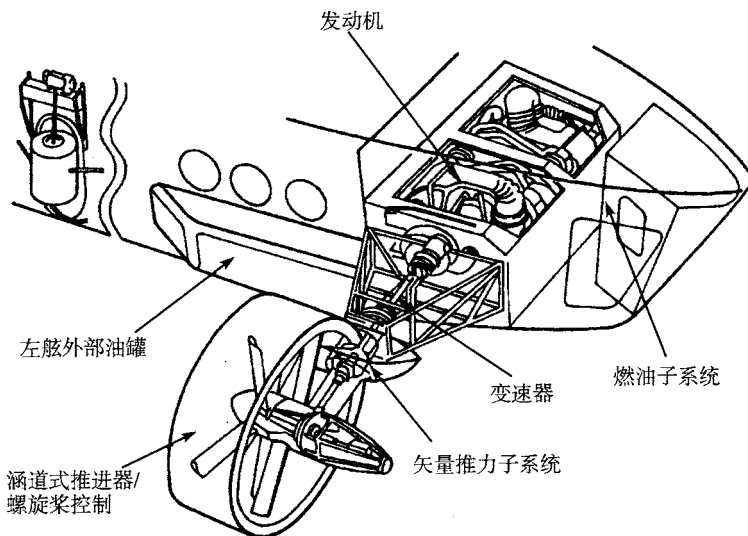
10.3 燃油系统

燃油系统由储油罐和连接发动机的运输管道组成,还包括必需的选择器、关闭阀、控制装置以及防止燃油耗尽和滴落的防护措施.在绝大多数飞艇中,确定储油罐在燃油燃烧时对配平影响最小的位置是很重要的.因为飞艇有巨大的尺寸,储油罐的安装位置有很大的选择余地,设计准则变化很大.一艘小飞艇也许只需要在吊舱的发动机附近布置一个储油罐就可以了.大容量的燃油存储必须分配到不同的储油罐中.美国空军 ZPG-3W 飞艇的两个 1150 加仑的储油罐,悬挂在从艇体顶上垂下的长钢索上,安置在吊舱的前后两个部位.其他七个储油罐安置在吊舱中.其中的五个是滑动储油罐,也就是说整个储油罐和它所存储的燃油可以在紧急情况下抛弃.其中一个储油罐作为燃油和压舱物的混合储藏器.燃油系统将所有的燃油全部供给一个常用储油罐,由这个储油罐泵入发动机.通过选择性的使用燃油,可以达到最佳配平效果.

在 Sentinel 5000 飞艇的设计中,燃油系统有着不同的布局:所有的燃油储藏在固定的储油罐中,储油罐以垂直方式安置在吊舱的货物室的一边,这样就接近飞艇的重心.紧急情况下,可以快速排出所有燃油.

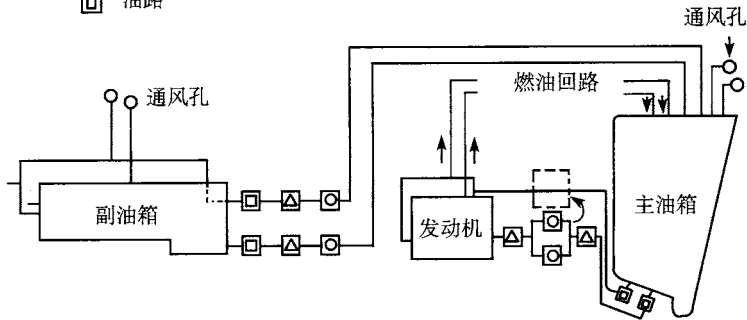
Sentinel 1000 飞艇的燃油系统布局如图 10.7 所示,原始的设计被运用在早期较小的 Skyships 500 和 600 飞艇上,包括一个可以容纳 168 加仑的主储油罐.在吊舱侧面安装两个额外的储油罐后, Sentinel 1000 飞艇的续航能力会大为提高.这里还

展示了一种实验型燃油提取系统. 德国的 WDL 飞艇安装了两个储油罐, 悬挂在吊舱的支撑绳索上, 位于艇体的中央副气囊内部.



(a) 燃油系统布局 - Sentinel 1000

- 油泵
- △ 滤清器
- 油路



(b) 燃油系统布局图 - Sentinel 1000 飞艇

图 10.7

为了增加航程和续航能力, 经常会使用外部安装的储油罐. 美国空军的 ZPG-2/2W 飞艇安装了四个圆柱形的储油罐, 这四个储油罐安置在艇体上距底部 45° 两边处和吊舱的前后两处. 两个储油罐由短悬帘和钢索两侧外部支撑. 当装满燃油时, 每个重 2100 磅.

常规的飞行器标准也被用在飞艇燃油系统设计中, 包括通风、排水和燃料的倾

泻。大多数系统要求压力供油。因为燃油又可以作为压舱物，所以对燃油的抛弃要有预防措施。这可以通过高速排油阀和前面提到的滑动储油罐实现。后一种方法成为了美国空军所有飞艇的标准特征。大约 30%~35% 的燃油是通过这种方法储藏的。

储油罐的构造不尽相同。在 Westinghouse 飞艇上，用的是由周围吊舱结构包围的软油包。也可以使用铝和玻璃纤维加强塑料（复合材料）。硬式储油罐通常都需要经过振动和液体晃动的测试。

发动机所需要的润滑油来自油箱。这些油箱近距离安置或者就在发动机舱里。油泵入到发动机里，通过一个散热器散热后回到油箱。

10.4 压舱物

飞艇的重量可以通过压舱物来调整。这个过程包括添加或者移去为此所携带的重物。燃油、水、沙子和弹药都是通常使用的压舱物。只有在紧急情况下，才可以将燃油作为压舱物抛去，而且是严格控制的。由于潜在的危险，除了使用水做压舱物，设计师更愿意使用滑动储油罐。水是最常用的压舱物。固体材料比如沙子和弹药，一般在小型飞艇上作为压舱物，在起飞前可以精确地调整飞艇的静平衡。这些材料一般储藏在地面和飞行人员可以接近到的隔舱里。水一般储藏在罐子或者包裹里。

升力和重力通常受环境情况和装载重量改变的影响，例如燃油的消耗。所有的这些影响都通过配平补偿成一个正的或者负的攻角。有效率的飞行要求保持俯仰角度为零，也就是说将平衡保持在静止状态。一个设计适当的压舱系统必须可以增加或者移去重物。美国空军软式飞艇使用了一种方法，用一个低于海面的织物袋，装满了水，然后提升到吊舱上，水全部排进储藏罐。这种操作不仅要求飞行员有相当的技术，而且要求在有利的情况下使用。

因为水是燃烧的副产品，发动机排出气体可以冷凝成水，回收的这些水便可以用作压舱物。这一方法在过去的硬式飞艇上得到了成功应用。但在软式飞艇上，这一方法因为复杂度和重量的原因并没有得到应用。在硬式飞艇上，这种方法大约占到净重的百分之五。现代技术和较新的设计概念可以设计出更有效的水回收系统，在大型软式飞艇上得到了应用，比如 Sentinel 5000 飞艇。

水的回收包括发动机排出气体的冷凝过程。回收温度随着燃油的类型以及燃烧时燃空比的不同而变化。从前的飞艇以氢含量为特征。海拔、周围环境的温度和相对湿度都影响回收率。Sentinel 5000 飞艇的水回收系统是按照平均海拔 5000ft，周围环境 77F 和 30% 的相对湿度来设计的。柴油发动机假定在燃空比为 35:1 的情况下工作，排出气体为 680F，这会产生几乎和所消耗的燃油相同质量的水。这些数值如果有偏差的话，会或多或少影响回收的效果。经过预冷器和最后阶段氟利昂热交换器的作用，初始温度会下降很多。

由回收系统产生的热量可以用来控制飞艇内部的温度, 或者可以产生浮升气体的人工超热, 或者就排出去. 在寒冷季节里, 为了防止水压舱物结冰, 必须采取预防措施.

排出水回收系统对维修问题很敏感. 排出的气体含有腐蚀性的化合物, 通常还有相当数量的含碳物质 (煤烟). 柴油发动机比汽油发动机产生较少这样的物质. 在此系统的设计中, 材料的选择是很重要的, 一定要便于清洗和维护.

其他的压舱回收系统也进行过实验, 比如牵引泵和软管. 但是到目前为止, 还没有被证实是有效的. Sentinel 5000 飞艇还设计使用艇体顶端的雨槽 (这些雨槽在德国齐柏林的兴登堡飞艇上使用过), 这些雨槽将会和一个织物管道相连, 将收集的雨水通过管道运到储藏罐里.

10.5 电力系统

电源对现代飞艇的其他系统来说都是很基本的. 在设计阶段, 必须分析一下电力载荷, 这样可以确定所要求的发电机, 辅助电源设备和电池的数量和大小. 大型飞艇比如携带雷达和其他监测设备的飞艇会要求很多的电力供应, 而民用小型飞艇的要求就会少很多. 这些都反映在驱动发电机的马路上. 处于低速飞行监测模式下的军用飞艇经常将大多数发动机马力用在供应电力上而不是推进上. 表 10.1 表明了两种现代飞艇设计的显著不同.

表 10.1 Sentinel 1000 和 5000 飞艇之间的不同

	Sentinel 1000	Sentinel 5000
艇体体积 - cu ft	353 146	2 500 000
电源供应 - kVA	7.8	450
类型	28V DC	115V 400Hz

在维持基本的飞行功能方面, 电力系统一般要设计的比较富余, 因此要安装好几个发电机. 在通常的操作中, 每个发电机承担载荷的一部分, 分配电力到各个总线, 然后到不同的部件和系统. 各个总线是单独或者平行工作的, 因此当发生局部故障时, 敏感和重要设备不会发生电力中断. 电池提供紧急电源和启动电源, 也可以通过地面的电力单元得到启动电力. 发电机一般由推进发动机驱动. 间歇性电力需求一般由辅助电源设备满足.

28V DC 系统是现在很多小型飞艇上的标准. Sentinel 1000 飞艇从四个发动机驱动的发电机获得电力能源. 其中两个提供 100 A, 另外两个提供 40 A. 每个发动机上都安装上述类型中的一个. 电力输出到独立的总线上, 再通过支线传输到不同

的系统上. 当发动机出现故障或者发电机不能正常工作时, 电力载荷就自动转到相反的发动机的发电机上. 三个 43 A 的铅酸电池提供备用的紧急电源. 图 10.8 表示了飞艇的一种电路框图.

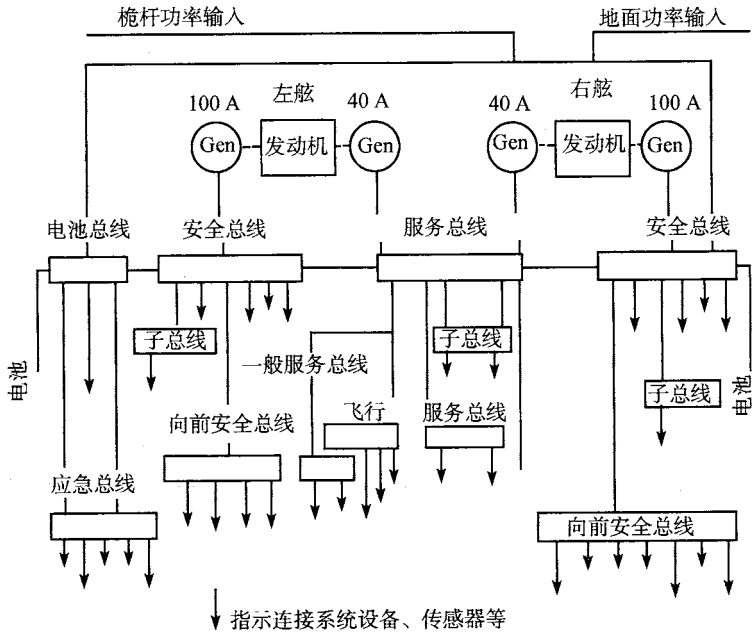


图 10.8 电路框图 - Sentinel 1000

Sentinel 5000 飞艇, 在军用配置下, 使用五个 90kVA 发电机, 通过逆变器提供直流和 400Hz 交流的电力. 每个发电机可以短时间内提供 150kVA 的电力. 图 10.9 表示了这种设计的电力分配和共用. 特殊任务的电力由一个 APU(辅助动力装置) 提供.

广告用途的小型飞艇可以安装一个便携的 APU, 用于晚间电照明信号的电力供应. 例如美国软式飞艇公司 (American Blimp Corporation) 的轻型飞艇吊舱上安装的是本田 (Honda) 电力设备, 可以输出 2000W, 110V 的电力. 这个飞艇有一个透明的艇体, 艇体上贴上多彩的横幅, 横幅上展示着赞助商的信息. 艇体里的探照灯可以照亮那些横幅. 当飞艇用于电视转播时, APU 也是很需要的.

在 Sentinel 5000 飞艇上安装的永久 APU 是军事任务装置的电力来源, 当军用载荷取下后, APU 还可以作为紧急电力能源使用.

当飞艇在地面上时, 有必要维持一些艇上功能. 一般这都靠使用地面电力设备来完成.

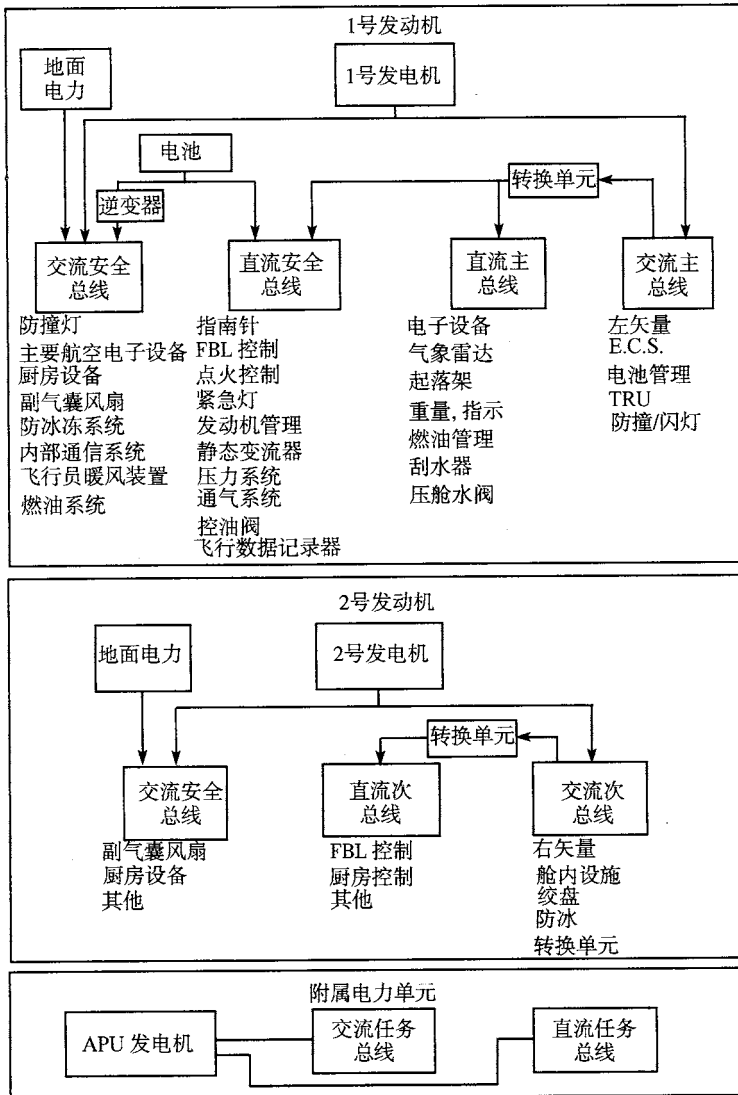
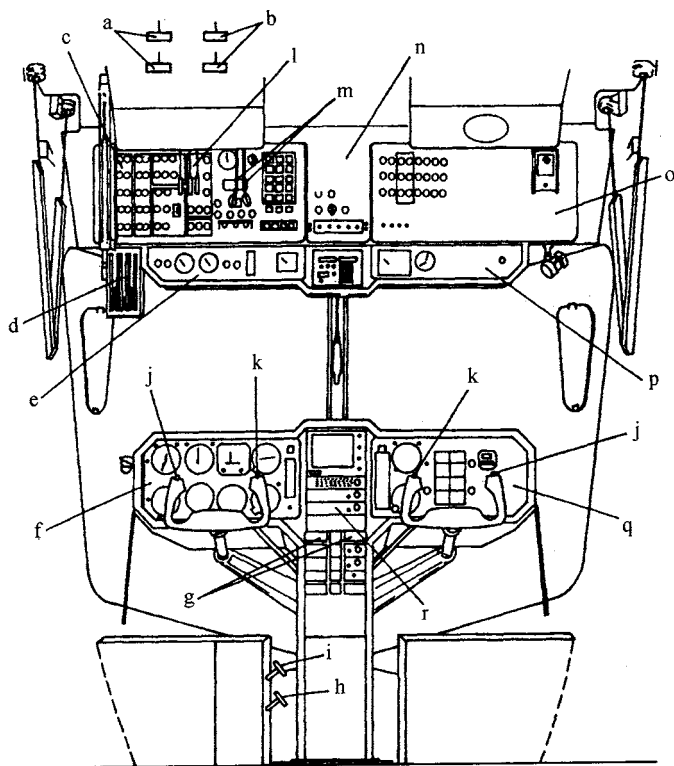


图 10.9 电力分配图 - Sentinel 5000

10.6 飞行人员

人员膳宿供应随着飞艇的大小和任务的不同而不同. 小型飞艇只需一两个飞行员, 占用一个合适的驾驶舱或飞行甲板, 里面装有所有必要的控制器和仪表. 乘客的座位是可以拆卸的, 这样可以调整内部空间用于其他用途. 图 10.10 表示了一个

典型的驾驶舱布局. 压力系统的控制机构安装在上面, 与飞行员侧面的头位置相平. 副气囊的挡板控制机构是杠杆操作的, 安装在左侧控制面板上. 氮气阀门的开关手柄安置在头顶上. 连接空气阀门钢索的推杆安置在飞行员的左侧. 一排压力表悬挂在左板, 这些压力表以水的英寸深度表示压力. 这些压力表可以表示副气囊和主气囊的压力. 显示艇体 (主气囊) 压力的刻度表安装在左侧飞行仪表盘上, 水压舱物释放控制机构位于飞行员座位的右侧. 氮气温度和外界空气温度显示在左侧指示面板上. 飞行员可以通过比较这些读数确定过热的值. 当氮气压力超过或者低于所允许的极限值时, 将会产生一个声音信号, 在仪器盘上的警告灯还会同时发亮. 倾斜仪通常安装在飞行员身边并与头水平. Sentinel 1000 飞艇还安装了滚转和俯仰指示计.



- | | |
|--------------------|----------------|
| a. 左舷氮气阀 | j. 矢量开关 |
| b. 右舷氮气阀 | k. 无线通信 |
| c. 断路器仪表板 | l. 左舷到右舷供给燃油控制 |
| d. 压力表 | m. 副气囊节气门控制 |
| e. 左舷指示仪表板 | n. 中央窗眉控制仪表板 |
| f. 左舷飞行仪表板 | o. 右舷控制仪表板 |
| g. (左、右舷发动机) 功率控制杆 | p. 右舷显示器 |
| h. 压舱水入口 | q. 右舷飞行仪表板 |
| i. 压舱水出口 | r. 无线通信及雷达 |

图 10.10 典型的驾驶舱布局

飞行控制系统的主要改进被用在了 Sentinel 1000 飞艇上。这是一个光学信号飞行控制系统, 称作“光传飞行”。它使用光导纤维直接向控制面发送控制信号。它同样还可以用到稳定性增强系统和自动驾驶功能。一个侧控制手柄代替了操纵杆。飞艇上的阀门、阻尼器和进气口都是气动执行, 由驾驶舱里的开关控制。

长续航能力和军事用途的飞艇必须有为各种专家准备的设备, 和飞行员(一般有几个飞行员)的待遇一样。如果飞行任务包括高海拔操作, 设计中就必须包括增压舱。设计中必须要有饮用水的存储设施, 卫生环境系统, 足够的通风装置以产生适宜的加热或者制冷过的空气, 还要有膳宿(吃和睡)设施。

电子设备在使用时会产生热量, 这些热量可以用来给吊舱加热或者排到舱外。

10.7 通道和维修

通道对于飞艇的各个部分的维修和保障是非常重要的。即使在小型飞艇上, 这也不是一个容易的任务, 因为即使和飞机相比, 飞艇的尺寸也是相当巨大的。在修理库里, 现代液压驱动平台已经使这一工作很容易了。和以前相比, 接近外部部件的危险性已经大为降低。除了在副气囊检查和修理时, 艇体内部对于大多数人来说是不能进入的。可以通过艇体底部的织物管道进入艇体内部。艇体的其他部分一般不需要进入。安装在艇体底部的圆盖型窗户 - 在吊舱的天花板上 - 可以在飞行或者锚泊时对艇体内部进行目测。这个装置对飞行时确定副气囊的充满程度很有用。

艇体外部的上部通常从锚泊锥到尾部配有刚性带。当飞艇在修理库外面的鼻塔时, 这些刚性带就可以使索具装配人员进行安装操作。

垂直管道(干管)用在硬式和大型软式飞艇上, 这样可以使修理人员到达艇体的顶部, 甚至在飞行过程中也可以。美国空军的 ZPG-2W 和 ZPG-3W 飞艇采用了这种设备, 可以对顶部雷达设备进行维护和检查。图 10.11 表示的是 Sentinel 5000 飞艇上这种部件的位置。这些管道一般由气密的织物制成, 有间隔布置的圆环作为攀爬时的把手和台阶。这个管道系统是由艇体顶部和缆索支撑的

充气阀和放气阀可以安装在艇体的前端和后端, 这样当初始膨胀和稍后完成膨胀时或者清洗加氦时, 可以方便地连接氦气管道。

为了进行飞行过程中的维修服务, 特别是对大型耐航飞艇的服务, 设计者选择了内部(吊舱里或者外壳里)安装发动机。这在过去的美国空军硬式飞艇和 ZPG-2/2W 系列飞艇中成为一个特征。这种设计方法同样用在了现在的 Westinghouse 飞艇和处在方案设计中的 Sentinel 5000 飞艇中。尽管这种布局可以很方便工作人员在内部接触到发动机, 但和弦外支架安装发动机相比, 卸除和更换这种布局的发动机比较麻烦。

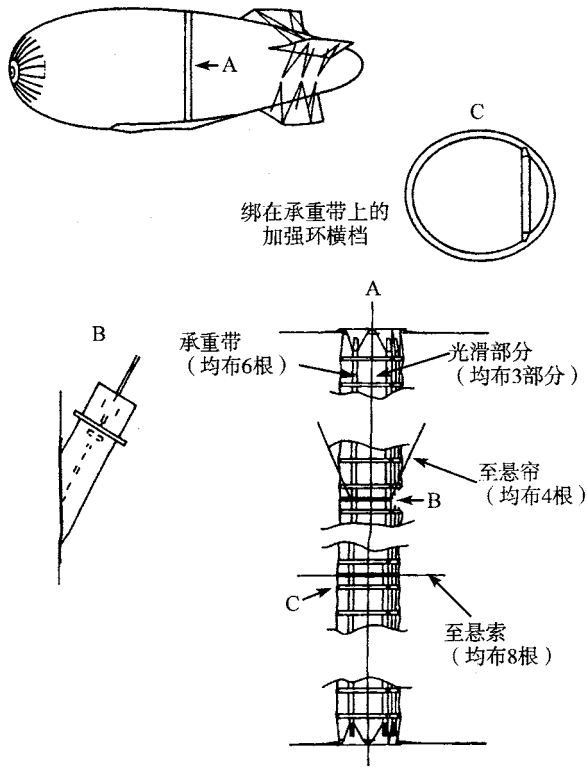


图 10.11 Sentinel 5000 的上艇囊干路管道

民用飞艇特别是广告飞艇的运行经验表明, 室外操作是大部分运行时间里的正常模式. 所有的例行保养和维修都是在飞艇锚泊的时候完成的. 一年中需要安排时间移入修理仓库进行一次或两次的大修, 大修一般需要两个或者三个星期.

对主要和次要部件快速的小修是飞艇操作的重要部分, 应当在设计阶段就予以重视. 要预留出足够的空间用来移去和安装部件. 如果需要, 还要为特殊的操作传动装置 (handling gear) 做好准备. 军事技术要求通常包括所需要的时间和维修以及移动一些部件所需要的人员数目.

10.8 紧急情况

有时会发生紧急情况, 要求快速的释放艇体内的气体. 有时要求在没有地面人员和锚泊设备的情况下无动力的着陆. 快速排气通过最上面的放气裂缝实现. 这由一个纵向的开口和一个长窄形的开槽组成, 设置在艇体的上表面上. 边缘都由钢索或者粗绳索加强使得面板包含裂缝. 开口覆盖着织物, 并且在末端有一个切断机构. 这个可能包括一个粗壮的带子, 当拉通的时候, 可以切断覆盖的织物. 在 Westinghouse

飞艇上,使用的是一个有锋利边缘的切割器. 连接切割机构的是绳子,一端连接艇体的底部直到吊舱里飞行人员可以碰到的地方. 舱首的另一个出口可以连接锚泊塔. 为了预防意外,两条绳索都打了好几个结,这样在切割动作发生之前,必须拉下相当长度的绳索. 在小型飞艇上,使用的是人工来拉绳索. 在 Sentinel 5000 飞艇的设计中使用的是一个手摇绞车,用来确保足够的拉力. 图 10.12 表示的是 Sentinel 1000 飞艇的安装位置和—些装置细节. 过去有些飞艇有两个放气裂缝. 现在的做法一般是使用艇体顶部中线大约 6%~7% 的长度作为放气裂缝. 这个面板可以在一分钟内放出一半的浮升气体.

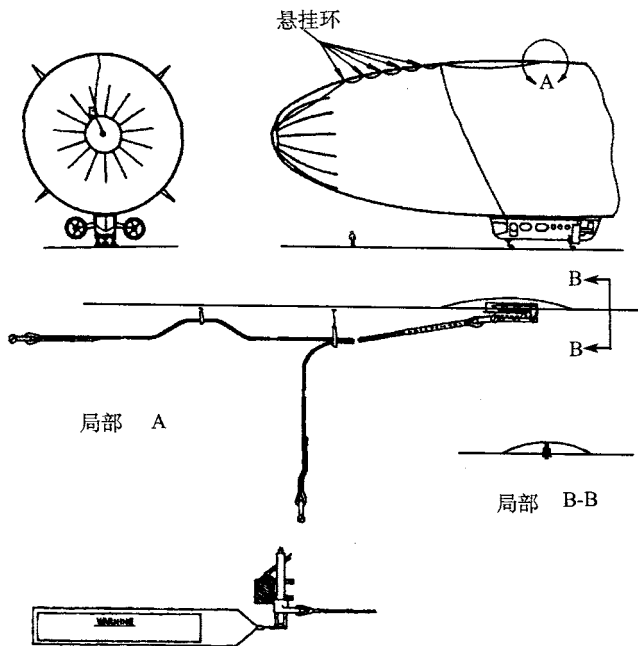


图 10.12 艇囊裂缝系统和鼻端裂缝装配 (Sentinel 1000)

冬天的天气会造成地面上的飞艇有一个特殊的问题. 当积雪积累到相当多的数量时,会使起落装置陷入雪里,或者使飞艇翻滚到一侧. 由于飞艇的高度,除去积雪是很麻烦的. 目前使用的方法是用一条长线扫过艇体顶部或者用灭水火龙带清洗. 但这两个方法都不能完全令人满意. 在 Sentinel 5000 飞艇上建议使用的一个新系统将会沿着艇体顶面布置管道,这些管道可以喷出防冻溶液.

必须在设计中做好碰撞着陆的预防措施. 座位和支撑结构必须能经受起可能产生的加速度载荷的冲击. 表 10.2 是英国和美国关于惯性力的民用鉴定要求.

载有大量人员的军用飞艇都规定有防撞间. 这些设施一般不容易因为冲击而损坏变形,而且靠近出口. 民用飞艇除了有入口门,还使用可拆卸的窗户作为紧急出

口。

表 10.2 英国和美国极限惯性力规定

载荷方向	极限惯性力/g	
	英国	美国
向上	1.5	0
向下	4.5	3.0
向前	4.0	2.5
向后	4.0	1.0
侧向	0~4.0	1.0

当飞艇排出空气同时排出浮升气体时,很有可能体积的缩小超过了副气囊的补偿能力,这种情况被称为超越副气囊极限。这会使艇体在到达更低的海拔高度时变形。通过向氦气空间直接吹空气,可以防止这种情况发生。在空气供给系统中提供的一个特别的管道或者放气裂缝可以实现这种功能。

10.9 辅助推力系统

为了增加对飞艇的控制,特别是在低速飞行时,已经使用或者提出了几种方法。有一些比较著名的例子,如法国的 Oehmichen Helicostat 飞艇使用了多个方向的推进螺旋桨,所有的螺旋桨都用一个发动机驱动。还有意大利的 Oehmichen Helicostat 飞艇在舱首和舱尾都安装了高压喷气发动机。这两个飞艇都是在 20 世纪 30 年代早期建造的。更近的例子是,混合式 Piasecki Helistat 飞艇将四个直升机与转让的美国空军 ZPG-2 艇体结合起来。所有的这些飞艇都是试验设计。到目前为止,最成功的布局是主推进装置垂直方向矢推,直接得到向上或者向下的推力。这一概念运用在过去的几种飞艇上,包括早期的英国飞艇和美国空军的 ZRS-4 和 ZRS-5 硬式飞艇。现在,这种方法应用在所有的 Westinghouse 飞艇和 Goodyear GZ-22 飞艇上。

想改变推力矢量可以如 Westinghouse 飞艇设计的那样,转动喷气管道和螺旋桨,也可以像 Goodyear 飞艇设计的那样,转动整个发动机和推进装置单元。Goodyear 飞艇在外部安装了 Allison 涡轮推进发动机,便于实现这种转动。Westinghouse 飞艇将几个发动机安装在吊舱里,通过长轴驱动螺旋桨。所使用的齿轮箱匹配标准直升机尾部螺旋桨装置。推进管道由电力驱动的转动轴确定推力矢量方向。交叉耦合的转动轴可以确保两个管道的同时旋转。当一个转动轴发动机失效时,另一个转动轴发动机还可以驱动两个管道。当动力完全失效时,应该允许人力的操作。

当这些矢量推力系统达到一个垂直推力角度时,有个很迫切的需求,即在低速情况下,通过在艇首或者艇尾加推力,可以得到改进的多方向推力控制。高效和低阻

力的推进装置安装是个问题,但是可以期待试验将会沿着这些路走下去.

10.10 补给系统

与海军水面舰船合作的军用飞艇可以安装空中补给设施.空中补给包括燃油、武器和生命保障物品(食物等)的运输,以及人员的交换.水面舰船装载着所需要的物品,通过使用飞艇上的绞盘来完成传输.美国空军 20 世纪 50 年代使用这种补给方式.现代军事型号如 Sentinel 5000 飞艇也有同样的设计.

加油可以在飞行高度 300 英尺时进行,从飞艇上放下一个绳索到水面舰船的甲板上.加油喷嘴系在绳索一端.输油管被提升到飞艇上,固定在燃油系统接收口处,然后燃油就可以从船上泵入飞艇了.如果飞艇超过了规定的运动和位置极限,以至输油管的张力增加,燃油的输送就会自动中止,输油管就会迅速的回收.当加油完成后,飞艇将会释放掉一些水压舱物.

另一种加油方式是使用燃料包.在水面舰船上有一些大型的柔软的枕头状容器中装满了燃油,可以直接提升到飞艇上,也可以先放到海面上,飞艇再拉升上去.这种加油方法可以快速提供大量燃油,也不需要油泵,而且可以在需要时立刻抛下燃料包.然而,这种系统还是包括了更多的危险,在飞艇和水面舰船上都需要大量的人力和准备工作.实践证明这些方法都是可行的.

人员的输送可以使用储藏在飞艇上的小吊舱或者吊篮.实践证明一次提升四个人是可行的.

过去,美国空军飞艇的起吊间位于飞艇吊舱的后端,绞盘和燃油系统的连接处.在现代 Sentinel 系列飞艇设计中,补给间被安排在了吊舱的中间.

绞盘应当配备至少 1000 英尺的绳索以及能够吊起任何所需物品的承载拉力. 3000 lb.基本上就可以满足所有的拉力要求了.在现代设计中,一般使用或者计划使用液压驱动的绞盘马达.

参 考 文 献

Blakemore, T.L. & Pagon, W.W. (1927). *Pressure airships*, New York: The Ronald Press Company.

Burgess, C.P. (1927). *Airship Design*. New York: The Ronald Press Company.

第 11 章 地面操作和锚泊

D. Howe

11.1 概 述

飞行器的设计、制造和操作中所遇到的困难是直接与其基本概念相关的。回顾 20 世纪上半叶获得的经验, 这种说法对飞艇也是真实的, 基本上所遇到的三个主要问题都对地面操作和锚泊有直接影响。

11.1.1 浮升气体管理

充满氢气的飞艇很有可能导致灾难性的火灾, 特别是当飞艇接近地面时。这是由使用易燃气体和控制飞艇浮力的方法直接导致的。后者很少考虑到可能的火灾的危险性, 仅仅主要由设计和操作的简单性决定。因为下降时易燃氢气频繁的随意释放, 加上与地面接触时静电放电的可能性, 飞艇着陆可能是一个特别危险的时刻。1937 年在 Lakehurst 发生了“兴登堡”灾难, 一张著名的照片显示灾难发生时锚泊绳刚刚系好。有趣的是, 最成功的硬式飞艇“Graf Zeppelin 1”通过使用一种和空气密度一样的燃气, 将释放氢气的需要降低到了最小。在现代飞艇设计概念里, 氦气作为唯一的浮升气体, 完全克服了这个难题, 而且因为费用的原因, 排除了直接释放浮升气体的做法。

11.1.2 结构设计

要想制造出一个令人满意的轻量级的结构是非常困难的。对于大型硬式飞艇就更难了, 经常是相当微小的破坏都会导致灾难性的失败。软式飞艇是靠内部压力来稳定艇体, 较少受这个问题的影响。但是因为可选材料的属性, 必然会在尺寸大小上受到限制。特殊问题是很多因素综合作用的结果, 这包括对结构载荷知识的匮乏(特别是由大气扰动产生的结构载荷)、可选材料力学性能的局限性以及非常有限的分析手段。虽然材料属性得到了很大改进, 计算工具也足够, 但是集中载荷点的处理仍然是一个问题。同样, 天气的变化无常也是个问题。对这两种问题的考虑都与地面操作和锚泊有特殊的关系。硬式飞艇 R-33 的事故揭示了飞艇锚泊时结构失效的后果, 尽管这架飞艇后来成功地修复了。

11.1.3 地面操作

对飞艇的地面操作总是暴露出问题. 可以很确切地说, 在大型飞艇上还没有一个完全令人满意的方法. 在很多情况下, 靠的是使用大量的人力. 从 R31 飞艇 (图 11.1) 的照片上可以看出精确控制对于维护人员的困难. 即使使用更自动化的技术, 还是有问题出现.



图 11.1 R31 飞艇的人力操作 (经皇家战争博物馆许可)

在大型飞艇时代, 动力装置的设计为解决这一困难做出了显著贡献. 因为相对较低的合适的发动机的功率/重量比值不可能提供达到真正有效水平的矢量推力, 所以也不能在通常的地面操作阶段提供帮助, 尽管人们已经意识到这种潜力, 而且也尝试了一些应用. 地面操作的整个领域毫无疑问是飞艇设计和操作中最突出的困难所在. 足够的技术被使用在小型软式飞艇上, 但对于大型重型的飞艇, 这些技术并不能让人完全满意. 因此对这个问题要考虑更多的细节.

11.2 地面操作问题调查

飞艇对空气静升力的依赖使垂直起降具有了可能性. 然而, 正是这种依赖性给地面操作带来了问题. 为了得到有效的起升能力, 飞艇必须要有巨大的浮升气体体积, 这意味着巨大的表面积. 因此飞艇就会对大气压引起的压力非常敏感, 无论这些压力是由个别的狂风还是更柔和的随机的扰动引起的. 更进一步地说, 飞艇因为其天然属性, 不飞行时必须通过某种方法抛锚固定在地面上. 比空气重的飞行器只是把这个当作次要的考虑.

控制飞艇的方法是需要重点考虑的. 飞艇在飞行过程中, 应用气动力来控制是比较简单的, 所有的设计都会利用这一点. 一些飞艇也会利用有限的推力矢量. 当为了地面操作减少前进速度时, 气动产生的控制力的幅度和响应都会减少. 因此在提供抵消气动干扰的作用的控制方面, 这些设备的作用是可以忽略不计的. 事实上, 当赋予垂直起降的能力时, 对气动力控制的依赖与气动升力的主要优点发生了冲突. 当采取短距离起降时, 可以做一些改进. 但是这一方面的任何折中方案都会使飞艇

失去主要操作优势。

考虑到地面操作的基本困难, 波士顿大学的 Morse 教授 (New Scientist; 7 April, 1966) 建议使用核动力的飞艇, 这种飞艇在整个使用周期里都能待在空中有效的工作。他建议利用比空气重的机器向地面或者从地面运送人员和补给品。这种想法主要用于军事, 在英国和美国都是技术的先驱。

11.3 地面操作和锚泊要求

下面对地面操作的各个方面的要求做适当的更详细的说明。

11.3.1 艇库停放

很显然, 为飞艇的装配和整修提供一个工棚是很必要的。当飞艇长时间不运行时, 通常也需要保护飞艇免受天气的损坏。不幸的是, 移动和入库过程是最危险的操作, 如果天气状况允许, 最好还是将飞艇放在室外。飞艇的巨大体积意味着飞艇库内停放需要巨大的建筑。图 11.2 显示的是 Cardington 两个库棚的一个。这个仅仅可以从一个库棚去考虑, 因此可以证实这是操作能力上的一个局限。

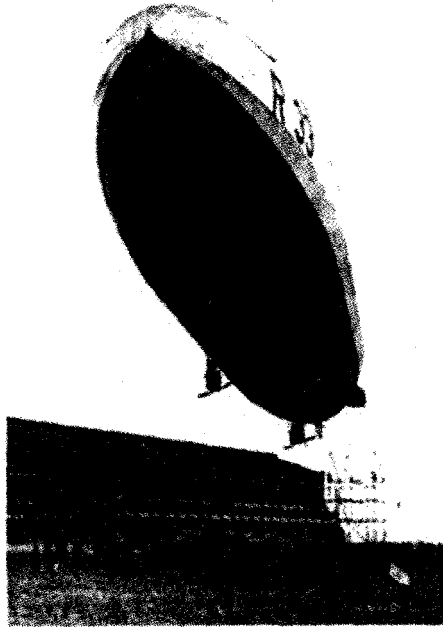


图 11.2 飞艇 R33 正在离开 Cardington, 背景为库棚 (经皇家战争博物馆许可)

不管怎样, 还是有折中的可能性。例如 1926 年当人们在 Spitzbergen 岛操作

“Norge” 飞艇时, 将飞艇定位于两面平行的墙之间, 这样可以免受不利天气的影响。因为将飞艇移入和移出艇库的危险很大, 就需要一个很宽的建筑, 防止一阵狂风将飞艇吹到墙上。为了减少横向风的影响, 设计的艇库要尽量和最大风的方向一致。

11.3.2 地面移动

正如前面章节所述, 将飞艇从艇库里移出来是一个危险的过程。有种想法是控制飞艇使得任何阵风都不会使飞艇明显的偏离它预定的轨迹, 但这会产生更多的问题。大量的载荷将会出现在控制的连接点上。除非飞艇的结构可以接受很大的载荷重量, 否则有可能产生连续的破坏。甚至当飞艇移出工棚后, 严重的困难依然存在。还是需要一些约束和主动力来驱动飞艇到计划的地点。如果飞艇与用来锚泊的设备一起移动, 接下来的操作会简单很多。

11.3.3 锚泊 - 加载和卸载

除了 Morse 提出的概念之外, 飞艇在不飞行时还是需要锚泊的。锚泊可以是为了载人和给飞艇补给, 或者仅仅是在飞行间隔做频繁的停留。对锚泊系统的基本要求是其必须能使飞艇在任何可以预料的天气状况下都安全, 不能将无法接受的载荷强加到飞艇上。在采用锚泊系统技术和决定结构强度两个方面, 这个要求都被证明是应当作为中心考虑的。锚泊概念不仅影响飞艇从艇库调动到锚泊点的方法, 而且更影响着陆时回收的过程, 锚泊概念也受着陆时回收过程的影响。

11.3.4 离地升空

就整体而言, 这是飞艇地面操作中要求较少的一个方面。尽管在这个关键阶段很有必要提供足够的控制, 直到飞艇达到正常的操作高度和速度, 但是其他方面的考虑可以确保这点。原理上说, 所要做的就是将飞艇从锚泊处释放, 但是操作起来远比这个复杂得多。特别是, 操作控制必须确保飞艇没有接触地面设备的危险。短距离起飞技术常常被采用以得到空气动升力, 而不是靠额外的空气静升力, 来产生向上的加速度和控制, 这时需要特别的考虑。

11.3.5 回收阶段 - 着陆

从艇库移动飞艇和地面回收对地面操作要求的最多。在这方面飞艇与其他比空气重的飞行器是没有区别的。比空气重的飞行器的着陆被证实是飞行过程中最危险的部分, 主要是因为要将水平和垂直的能量减小到零, 这些能量是与着陆方法相关的。从表面上看, 将水平和垂直的能量都降到零对飞艇来说似乎更容易实现。因为基本上飞艇有一个升力来平衡它的重力, 并且升力与向前的速度无关。问题是飞艇对风向变化的敏感性和对控制要求的迟钝反应以及与传统飞艇相同的特性——都有较低的翼面载荷。将飞艇精确定位并固定在锚泊设备上是一个艰难甚至冗长乏味的

过程. 提升和装载重物时, 精确定位飞艇在静止模式是更困难的操作. 如果允许短距离的滚动着陆, 危险性将会大为降低, 但是仍然需要拴住飞艇让它停止下来. 正如前面所述, 回收技术和锚泊技术有密切的关系.

11.3.6 小结

从地面操作要求的调查研究中可以得出结论: 一旦飞艇离开了艇库, 最重要的就是要提供足够的低速控制. 回收和锚泊的原理指导着设计概念, 其他方面基本上可以充分涵盖. 倘若在任何可能的天气条件下锚泊都可以令人满意, 那么就可以尽量避免使用艇库.

11.4 地面操作技术的历史回顾

11.4.1 19 世纪

最早尝试将气球发展成可以在某种程度上控制飞行的飞艇是在 19 世纪末. 在飞艇发展的这个阶段, 很少考虑地面操作事项, 有点碰运气地依赖能力或者人力来释放飞艇, 因此很少安全地回收飞艇.

11.4.2 先驱时代

真正的飞艇发展始于 20 世纪初, 那时建成了齐柏林伯爵 LZ-1 飞艇. 或许可以说这是第一艘设计时仔细考虑了操作各个方面的飞艇, 对地面操作也进行了认真的思考. 齐柏林意识到他的大型轻型飞艇会对风向的改变敏感, 并且计划在康士坦茨湖面进行地面操作. 除了提供一个空旷和整齐的平面区域外, 水面也使飞艇的地面操作更容易. LZ-1 飞艇是在一个特殊的流动的艇库里建成的, 这个艇库固定在浮船上. 飞艇有两个由梁连接的吊舱. 这一方面是为了锚泊飞艇, 另一方面为了将载荷分配到艇体结构中. 水面上操作可以使艇库的方向与风的方向保持一致, 这样可以使移动飞艇的困难降到最小. 这个操作可以通过拖拽浮船实现. 就像看到的那样, 主要依靠人力在起飞阶段释放飞艇和在飞行结束后回收飞艇. 释放锚泊绳的同时飞艇就起飞了, 如果需要, 还可以同时释放水压舱物以确保飞艇爬升. 回收过程是一个更困难的过程, 包括垂直高度的控制, 这主要通过释放浮升气体, 如果需要还要再一次释放压舱物. 这个过程相当依赖飞艇艇长的技术和地面人员抓住锚泊绳的勇气. 发动机功率的调整对水平面产生的控制很有限. 据报道, LZ-1 飞艇的第一次飞行是有一些问题的, 并且是在远离基地的地方无控制地着陆的. 飞行一开始就不顺利, 前端绳索过早的释放了, 纵向的平衡就不可靠了.

六年之后, LZ-2 飞艇准备飞行了, 它的命运昭示了地面操作的问题. 当它从艇库里运出来时就受到了一些损坏, 当狂风吹了一整晚后, 锚泊的飞艇完全被破坏了.

虽然 LZ-3 飞艇成功了, 但 LZ-4 飞艇因为突然断开绳索离开临时锚泊的地方被大火烧毁了。一般早期的齐柏林飞艇保留着同样基本的概念, 即主要都是从吊舱锚泊。

1911 年, 英国空军一号飞艇使用的是和上述飞艇相同的锚泊原理。这架飞艇是由 Vickers 在 Barrow 一个流动的艇库里建造的, 拖到外面进行操作。它和 LZ-1 飞艇明显的区别是, 飞艇从其鼻端锚泊到锚泊塔, 并且通过两个吊舱上的浮筒在水面上支撑。锚泊塔安装在一个浮筒上, 可靠地连接到混凝土地基上, 这样可以旋转使锚泊的飞艇顺着风的方向。这种概念被证明是很成功的, 可以经受 40 mph 的大风。不幸的是, “蜉蝣”——如它知名的——有一点重, 第一次尝试飞行失败了。这也许是因为这是第一架不使用木结构而使用硬铝合金的飞艇的缘故。这架飞艇重新运回了艇库进行修改, 包括为了减轻重量而进行结构的修改。当这架飞艇从艇库运出来时, 悲惨的灾难发生了。一阵狂风使艇体扭曲, 并最终使飞艇后部破坏了。尽管“蜉蝣”并没有飞起来, 但却使锚泊技术有了重大进展。

其他从地面操作的飞艇必须从艇库里“走出来”。与浮动的艇库相比, 这个过程更危险, 并且将飞艇从艇库里受限制的空间里运出来时需要很多人协调努力。当飞艇最终离开了艇库的保护时, 这个操作对阵风是非常敏感的。

人们不久便意识到地面操作的主要问题是缺乏方向上的控制。巡航时使用的传统气动力控制在低速阶段是无效的。唯一可选的控制力来源是动力装置。使用矢量推进的概念被引入到英国军用飞艇“Gamma”上。“Gamma”飞艇在 Farnborough 的军用飞艇工厂建造, 是一架相当小的软式飞艇。为了试验的目的, 原来使用的单一的发动机被替换成两个较小的发动机单元, 每一个都可以驱动螺旋桨, 这种螺旋桨可以在垂直平面内旋转 360°。因此, 发动机的功率可以用来增加或者减少升力, 还可以提供相反的推力。试验是成功的, “Gamma”飞艇可以起飞, 并且除了需要一个小的操作小组外, 不需要别的保护措施。

同时在 1909 年, 齐柏林伯爵 (Count von Zeppelin) 建立了世界上第一条航线——DELAG, 并且提供了好几条飞艇。在最开始的一批中, 至少损失了三架飞艇, 所幸没有飞行人员和乘客受到伤害。例如, LZ-8 飞艇在着陆和系泊的时候损坏。在 1911 年, LZ-10 “Schwaben”, 一架新飞艇被引进。这架飞艇的设计吸取了以前事故的经验。创新的方面是运用了操作轨道。操作绳索固定在轨道上的小车上, 这样在风更大的情况下只要很少的人也可以对飞艇进行控制。尽管 1912 年 LZ-10 飞艇在艇库里毁于一场大火, 但它的三艘姐妹飞艇继续成功的运行着, 直到 1914 年一战爆发。

11.4.3 锚泊塔的发展

早期的很多飞艇都通过两条或者更多的链子锚泊, 就像船系在船坞上。当预计有不利天气来临时, 就将飞艇移进艇库。这种操作的危险性在两个操作问题中是比

较小的. 人们很快意识到多点锚泊在阵风情况下会导致很大的结构载荷, 便开始研究锚泊系统. 研究的主要进展是前面提到的英国“蜉蝣”飞艇, 它使用了旋转锚泊塔. 在垂直方向上由两个浮动的吊舱支撑的飞艇使用的是混合式布局, 因此可以允许接触到飞艇的表面. 这种系统只能在水承载操作时使用, 很快单点锚泊方法就被接受了. 在这个技术中, 飞艇只在前端约束住, 允许飞艇绕这个点做偏航和俯仰运动, 这样就可以使稳态的风载荷降到最小. 在飞艇完全响应的短暂时间里, 阵风还是会产生很大的载荷. 单点锚泊的不利之处在于, 必须为飞艇的 360° 旋转即悬停准备足够的空间.

单点锚泊的出现也引入了锚泊高度的问题. 在第一个实例里, 有一种倾向, 飞艇锚泊靠近地面使人们容易靠近它, 同样也可尽量减少锚泊塔的高度. 虽然这个系统明显有一些主要优点, 可是却意味着飞艇将受显著的俯仰力矩的约束, 也有可能因为接触地面而产生严重的破坏. 有两种明显的方法可以克服这些困难:

(1) 通过使用第二条系链, 安置在飞艇的尾部. 如果系链固定在小车上, 它就可以在侧向上移动得自由点. 这种方法限制了飞艇的俯仰, 允许侧风导致的偏航运动, 侧风是产生最严重载荷的原因.

(2) 通过使用足够高度的锚泊塔, 可确保即使在最严重的情况下, 飞艇也没有撞击地面的危险. 这种方法的不利处是锚泊塔的结构必须相当坚固, 装载和卸载东西也会产生较多的困难. 不过大部分的大型英国硬式飞艇是通过高锚泊塔操作的. 合适锚泊塔的可用度限制了操作的灵活性.

参考图 11.3 ~ 图 11.5, 可以看出英国发展锚泊塔的一些想法.

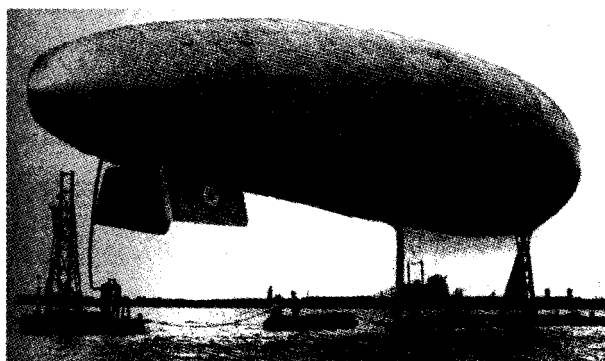


图 11.3 Barrow-in-Furness 水基锚泊试验. 试验导致了陆基锚泊的优先选择
(经皇家战争博物馆许可)

这些照片的第一张展示了早期的水基概念, 第二张表示的是 R-33 飞艇锚泊在它的 Pulham 基地. Pulham 锚泊塔尽管纤细却是非常令人满意的. 在 1921 年从晚冬到初夏的 96 天里, R-33 飞艇都一直锚泊在这个锚泊塔上. 这个飞艇成功的经受

住了 55mph 的大风. 应当指出的是在这样的操作中, 必须有机组人员在飞艇上, 他们的任务是在气象条件需要的时候使飞艇“飞”起来. 后来, 在 1925 年四月, R-33 飞艇在 Pulham 锚泊塔锚泊时遭受了几次非常严重的狂风的袭击, 导致了飞艇前端结构的失效, 紧接着飞艇就脱离了锚泊塔. 经过了整整一天与恶劣天气的对抗, 机组人员使飞艇又回到了 Pulham 锚泊塔, 飞艇又经过了修理和加强. 图 11.5 展示了英国在高锚泊塔领域的最终发展水平: R-101 飞艇锚泊在 Cardington. 从图上可以看出安置在锚泊塔里的螺旋梯子和中央的升降机. 这些设施使得人们可以到达锚泊塔的顶端和飞艇里. 飞艇是由人操纵飞到锚泊塔上的, 这是个漫长乏味的过程.

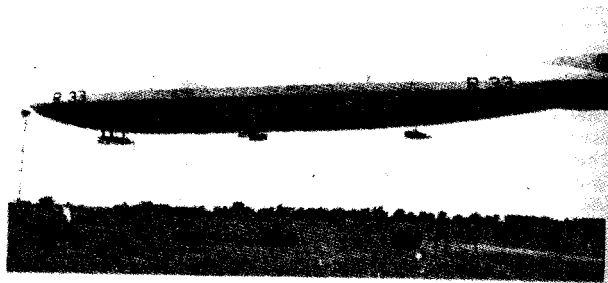


图 11.4 锚泊在 Pulham 锚泊塔上的飞艇 R33(经皇家战争博物馆许可)

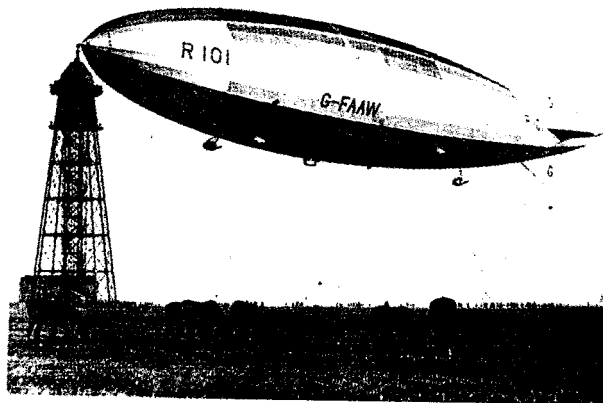


图 11.5 锚泊在锚泊塔上的 R101 飞艇 (经皇家战争博物馆许可)

锚泊塔在美国也得到了发展. 例如, 美国最近的硬式飞艇“Macon”使用的是一个巨大的坚固的锚泊塔. 系泊之前, 锚泊绳固定在飞艇上, 这样使飞艇通过绞盘绞动靠近锚泊塔. 这种技术比 R-101 飞艇使用的技术要少很多危险.

很明显这种整体锚泊塔结构只适用于固定基础的操作, 在其他的环境中必须应用较轻和较低的锚泊塔. 通常水上的操作很少会导致严重的向上和向下的狂风, 低一些的锚泊塔就可以满足要求. “Los-Angeles”飞艇成功降落在美国航空母舰

“Saratoga”后立即就锚泊在“Patoka”船上,这就没有利用锚泊塔的益处.已经证明,对较小的软式飞艇,相对较轻的和移动式的锚泊塔使用起来非常令人满意.

回收到低锚泊塔通常需要使飞艇缓慢的着陆,起初这是受人力约束的.后来,飞艇“走”到锚泊塔边或者移动式锚泊塔靠近飞艇.最近大多数飞艇都有一个轮式起落架,简化了这一过程.高锚泊塔就可以使飞艇在没有外部帮助的情况下顺利回收.无论如何,通过很多飞艇发现,有限的人力协助会大大简化这一过程.

11.4.4 低速控制

在锚泊技术发展的同时,人们也尝试提高飞艇的低速控制特性,主要利用动力推进装置实现.

英国飞艇 No.9 是由倒霉的 No.1 飞艇直接派生出来的.除了拥有改进的结构设计,它还使用了第一次由“Gamma”展示的矢量推进器.在最初建造的时候,这架飞艇安装了四个 180 马力的发动机,每个发动机都驱动一个推进器,每个推进器都可以向上或者向下旋转,还可以从船头转向船尾.不幸的是,这架飞艇有一些超重,解决这一问题的一个步骤就是移去了旋转齿轮.这奠定了未来英国飞艇的模式.虽然设计者和操作人员清楚地意识到矢量推进的潜在优势,但看起来由相对低马力的发动机产生的有限的力在操作上与相关的重量和复杂度并不匹配.飞艇 No.23 和 R-26 是 No.9 飞艇发展的产物,同样装配了四个发动机,每个发动机有 250 马力.在前吊舱里的发动机被用来驱动一对转动推进器,如图 11.6 所示.中央和后置发动机驱动标准的推进器. R-25 飞艇,另一个同系列的在 Armstrong-Whitworth 而不是在 Vickers 建造的飞艇,开始飞行的时候,在四个发动机的前后两个发动机上都安装了一个转动推进器.但是,后来转动传动装置被移去了. R-25 飞艇的发展物 R-29 飞艇也采用了相同的策略.



图 11.6 飞艇 No.P6 控制舱展示旋转推进器 (经皇家战争博物馆许可)

英国的下一代飞艇, R-31, R-33, R-34, R-38 和 R-80 没有安装矢量推进器. 不过, 这些飞艇都在一些发动机上安装了换向齿轮, 因此可以在回收过程中提供精确的纵向操作. 例如被证明是最成功的英国硬式飞艇的 R-33, 安装了五个 275 马力的发动机. 它的发动机排列与众不同. 在前部控制舱后面有一个单独的发动机, 在飞艇中部有一对发动机, 还有两个后置发动机用齿轮啮合在一起驱动直径 19 英寸的推进器. 中部的两个发动机每个驱动直径 16 英寸的换向推进器.

可能除了一个例外, 后来的硬式飞艇都选择安装一些换向推进器而不选择矢量推进器. 例如 R-10 飞艇安装了六个发动机, 每个发动机 670 马力, 分成三对, 每对有一个牵引和推进式螺旋桨. 推进螺旋桨是可以反向的. R-101 飞艇是一个例外. 虽然这架飞艇因为其灾难性的结局而名声不好, 但它却是一架有很大潜力的飞艇. 它集合了一些新颖的特征. 不幸的是, 正如在 No.9 飞艇上发现的那样, 这些新特征导致了过大的重量, 而且没有时间很好的解决这个问题. 这些新特征包括柴油发动机驱动的矢量推进器.

11.5 锚泊状态作用在飞艇上的力

在锚泊或者地面操作时, 飞艇受到的力和力矩由以下几个因素产生:

- (1) 操作时因为自身质量产生的惯性作用;
- (2) 稳定风的作用;
- (3) 大气的干扰.

这些因素中第一个因素直接在操作系统的控制之下. 同时, 在某种程度上, 稳定风的情况是可以预测并且是允许的. 然而, 一般的干扰是随机的, 并且包括离散的狂风. 这些一般是不可预测的, 不管在频率还是幅度上. 这也是地面操作主要困难的产生原因. 不管是在技术上还是在经济上, 尝试设计符合所有的可能情况的飞艇结构和锚泊系统都是不切实际的. 因此很有必要建立一种基于大多数给定重复概率的严重情况的设计案例. 这绝不是简单的事情, 因为自然界很可能产生预料不到的情况.

在地面操作时, 飞艇向前的速度与风速相比比较低, 锚泊时速度是零. 由风产生的气动力效应部分由锚泊或者操作引入的约束抵消. 当飞艇对所加的力做出反应时, 这些气动力部分由惯性效应抵消. 在巡航飞行阶段, 气动力干扰效应与固有的稳定性、控制和惯性效应发生作用. 因此, 情况是完全不同的.

图 11.7(a) 表示的是飞艇在垂直平面内稳定力的情况. 图上的飞艇锚泊在两个点上, 因此可以避免多点锚泊所带来的复杂性.

使用两点锚泊可能意味着假定飞艇没有平动和转动. 由风的效应引起的气动

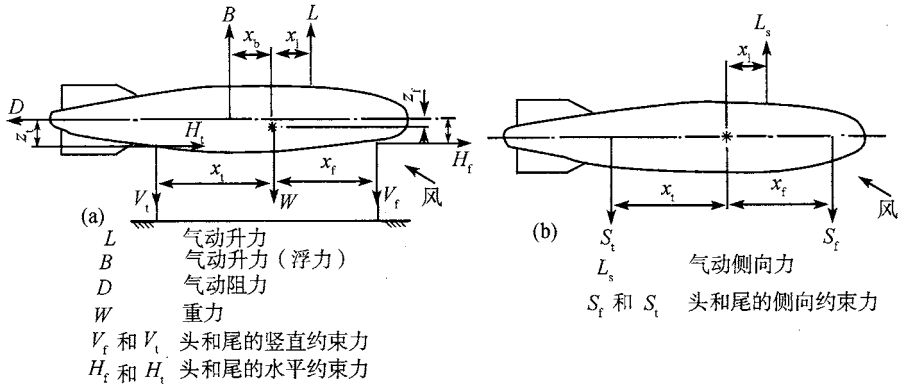


图 11.7 锚泊飞艇所受的力

升力, 在图上表示的是加载中心的压力. 在水平方向上的力的分解如下:

$$H_f + H_t - D = 0 \tag{11.1}$$

垂直方向上力的分解:

$$W + V_f + V_t - L - B = 0 \tag{11.2}$$

重心的力矩平衡:

$$Lx_1 + V_t x_t - Bx_b - V_f x_f + H_f z_f + H_t z_t = 0 \tag{11.3}$$

解这些方程会遇到一些问题, 因为气动阻力的反作用力 (方程 (11.1)) 依赖于飞艇和锚泊装置的结构阻尼刚度. 但是这些问题也有可能解决, 比如如果假定是尾部锚泊, 并仅仅有垂直载荷响应, 那么:

$$H_t = 0 \quad D = H_f$$

方程 (11.2) 可以写为

$$V_t = L + B - W - V_f \tag{11.4}$$

将 H_f 和 V_t 代入方程 (11.3):

$$V_f = [L(x_1 - x_t) - B(x_b + x_t) + Wx_t + Dz_f]/(x_f + x_t) \tag{11.5}$$

式 (11.5) 可以通过给定的所加力的值和方程 (11.4) 计算得出, 然后再用来计算得到 V_t 的值.

通常来说, 侧向风会引起加在飞艇上的侧面力, 这比垂直平面内的力严重得多. 图 11.7(b) 表示的是一种简单的情况.

横向力的平衡方程:

$$S_f + S_t - L_s = 0 \quad (11.6)$$

力矩平衡方程:

$$S_f x_f - S_t x_t - L_s x_1 = 0 \quad (11.7)$$

将 S_t 从方程 (11.6) 代入方程 (11.7) 可得

$$S_f = L_s(x_1 - x_t)/(x_f + x_t) \quad (11.8)$$

气动侧向力通常会作用在锚泊点之上, 这会产生一个滚转的趋势. 这个趋势的反应是一个复杂的力的交互作用. 这些力是侧面和正面的气动力, 还包括垂直尾翼上的力. 通过提高鼻端锚泊点到与侧向升力相同高度和设计后端锚泊点, 可使之不会与侧向载荷发生作用, 从而防止滚转趋势的产生.

与单点锚泊相关的情况可以从上面的方程推导得出. 从方程 (11.1) 得出侧面方程:

$$H_f = D \quad (11.9)$$

从方程 (11.2) 得出

$$V_f = L + B - W \quad (11.10)$$

从方程 (11.5) 可以得到力矩平衡方程:

$$V_f = [Lx_1 - Bx_b + Dz_f]/x_f \quad (11.11)$$

结合方程 (11.10) 和方程 (11.1) 可以得到

$$L(x_1 - x_f) - B(x_b + x_f) + Wx_f + Dz_f = 0 \quad (11.12)$$

当没有任何所加载的气动力时:

$$x_f = Bx_b/(W - B) \quad (11.13)$$

这就意味着当浮力等于重力以及浮心和重心重合时, 在没有风导致的力的情况下, 锚泊点的位置不影响飞艇力矩的平衡. 使用状态方程 (11.2) 可以导出:

$$x_f = \left(x_1 - \frac{L}{D} z_f \right) \quad (11.14)$$

这里 L/D 是定义飞艇的一个特性参数.

如果使用前端锚泊点, Z_f 作用为零, 方程 (11.12) 变为

$$\frac{L}{W} = \left[\frac{B}{W}(x_b + x_f) - x_f \right] / (x_1 - x_f) \quad (11.15)$$

因为 X_f 是在这种情况下定义的, 方程右边的其他变量也是这样, 所以很有必要让飞艇飞起来, 以确保 L/W 拥有产生平衡的值. 而如果没有风, 升力是零, 将会得出:

$$\frac{B}{W} = \frac{x_f}{(x_b + x_f)} \quad (11.16)$$

这样在所有情况下都可以确保力矩平衡. 回代入方程 (11.15), 这就意味着这样的飞艇一直处于零升力状态.

单锚泊点安置在或者靠近飞艇前端的主要好处是可以使飞艇顺着风向. 因此可以消除稳定状态的侧向力. 侧向阵风导致飞艇在转换阶段受到侧面的载荷, 然后飞艇回到稳定方向状态. 参看图 11.8, 可以看到单点锚泊所带来的顺风设备的重要性. 这表明了长径比为十的量级的构型的飞艇中力系数作为侧向风角度的函数的变化. 为了保证相通性, 系数是基于正面面积的. 可以看到 90° 侧风引起的力的数值是零度时的两个数量级, 后者就是常见的阻力. 在侧风角度大约 45° 时压力中心从飞艇前端移到浮心, 然后基本保持位置不变, 这样就可以得到与这个力相关的力矩.

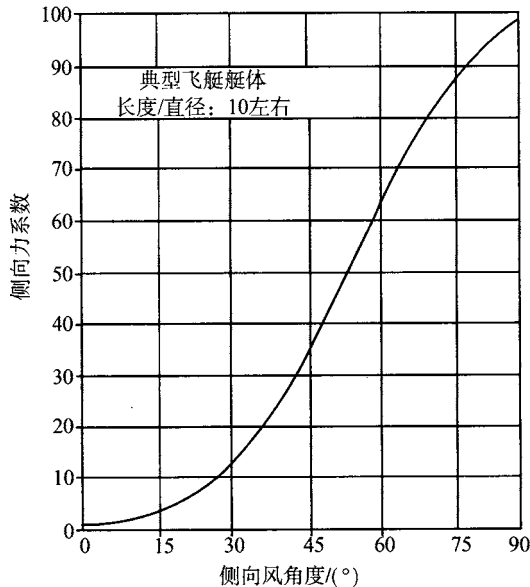


图 11.8 飞艇艇体侧向力系数与侧向风的角度的变化图

11.6 尺寸对地面操作的影响

平方立方法则的简单应用足以说明飞艇尺寸大小对与地面操作相关的力和力矩的影响。

浮升能力是体积的函数, 因此对第一阶来说:

$$(1) M(\text{Mass}) \propto \text{Volume} \propto l^3$$

这里 l 是象征性的尺度, 比如长度。

(2) 气动力是面积的函数:

$$F_A \propto l^2 \propto M^{2/3}$$

(3) 气动力引起的力矩是

$$M_A \propto F_A \times l \propto l^3 \propto M$$

(4) 飞艇对所加力矩的响应是有效转动惯量的函数, 包括排开空气的虚拟质量。如下式:

$$I \propto Ml^2 \propto M^{5/3} \propto l^5$$

(5) 气动力矩所产生的响应加速度与下式成正比:

$$\frac{M_A}{I} \propto \frac{M}{Ml^2} \propto l^{-2} \propto M^{-2/3}$$

(6) 飞艇的阻力, 在巡航速度下被等同于推力, 与面积成正比:

$$D \propto l^2 \propto M^{2/3}$$

从以上可以得出:

(1) 所加的扰动力矩或多或少直接与飞艇的质量成比例。

(2) 扰动力矩的响应率与质量的三分之二次方成反比。

(3) 相反地, 飞艇在相同速率下恢复所需要的力矩与质量的三分之五次方成正比。等效力与质量的三分之四次方成正比。也就是说, 随着尺寸同比例的增加, 需要更大的控制作用来维持相同的响应速率。

(4) 在给定速度下巡航所需要的功率随着尺寸以质量的三分之二次方增加而减少。因此, 在给定尺寸大小的情况下, 提供巡航的功率正好足够为控制提供矢量推进, 当尺寸增加时, 安装的功率要求与控制要求成比例:

$$M^{4/3}/M^{2/3} = M^2$$

因此, 增加尺寸在减少相对阻力和巡航飞行所需功率方面有明显的优点。反过来也是正确的, 功率可以用来为控制提供矢量推进。

11.7 未来的地面操作系统

11.7.1 系泊系统

最近几年,为了征服飞艇操作中至今仍被看作问题最大的领域,人们提出了很多建议.很多想法不切实际,也没有对未来的考虑,但还是有一些有前景的概念,这些概念大体上说都是对过去应用技术的有效发展,而且总是有关锚泊塔的形式建议,加上高水平的自动控制,用来简化系泊过程.典型的想法是使用基于地面车辆形式的移动系统或者精心制作的固定系泊系统.

移动系泊系统的构型装配了一种装置,当飞艇飞到其上时,这种装置可以自动的抓住飞艇.所建议的装置包括长的有捕获能力的机械臂、通过绞盘操作的绳索和直接接触的弹簧锁.后面的系统,弹簧锁不可避免地要安置在飞艇较低的面上,这在靠近中心安置的低锚泊塔效果最好.为了成功,所有的系统要求飞艇可以精确的飞行到锚泊车辆的上方,与锚泊车辆的相对速度是零或者很小.这些建议中的大多数在机械上是复杂的,对大型飞艇的工程人员是很困难的.

固定系泊系统同样要求对飞艇进行精确的控制.这种概念的推进要归功于 R P Gibbins (RAeS Symposium on Airship Design and Operation; Nov. 1986; Paper 18-‘Support Systems for New Lighter than Air Vehicles’).在这个建议中,飞艇飞到一个转台或者锚泊环上进行回收,如图 11.9 所示.飞艇通过系泊探针的啮合固定住,再通过锚泊栓加固.系泊装置是可以自由转动的,以跟随风的情况.这种想法可以结合铁轨传输系统,就可以在同一时间对几个飞艇进行操作.

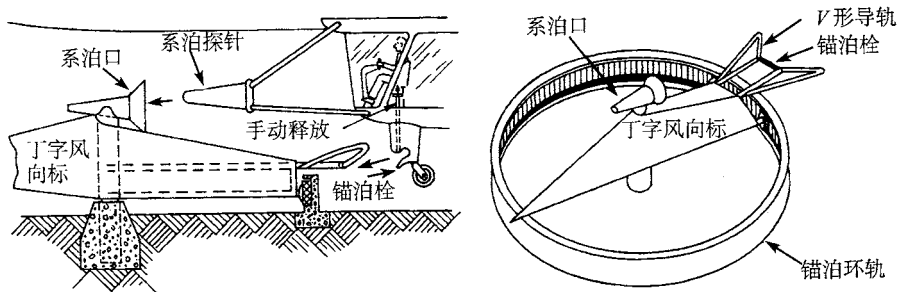


图 11.9 自动系泊系统 (Gibbins)

11.7.2 低速控制

正如前面所说的,大气扰动加在飞艇上的力与质量相比是很大的,原因是不可避免的低密度和巨大的表面积.从稳定状态开始的运动可以是快速大幅度的.要抗衡这种运动,就需要有相对应的巨大的控制力,而且要求快速的响应时间.很明显,

传统的气动控制不能满足这样的要求, 甚至即使某些阵风传感器可以提供预先警告也是不行的. 结论是, 所要求的控制力必须由某种形式的内部驱动的推进器系统提供. 存在的可能性是:

(1) 传统有换向定向装置的推进器: 这样的系统有优点也有缺点. 主要的优点是这种系统的基础已经存在了, 即向前推进所需的技术. 缺点是复杂性比较高——尽管现有技术使得其已经比以前小多了——还有动力的需求. 用于有效的低速控制的推进力要比巡航时所需要的推进力大的多. 人们意识到, 可以通过使用分离的动力单元进行浮升、俯仰和偏航模式控制, 这样可以减少推进定向系统的复杂性. 可变的俯仰、换向推进器现在是传统的航空装置.

(2) 气体推进器: 如火箭单元、气体涡轮或者甚至压缩空气喷射器. 火箭可以在短时间里产生很大的推力, 看起来很有优势. 然而, 火箭也是潜在的危险装置, 并不适合常规的操作. 用燃气轮机来产生推力, 就短时间的应用来说, 体积很大而且很昂贵, 被用在低速操作上. 压缩空气喷射器在产生给定推力所需要功率方面效率比较低. 对这些可能性进行更具体的分析, 定性的条件显著的表明这些基本上都不适合.

(3) 转子系统: 可以从两个方面与推进器相区别. 第一, 圆盘载荷较低, 这会在给定功率的情况下产生较大的推进力. 第二, 通过使用循环俯仰控制, 有产生推力矢量的潜力, 而不用倾斜主动轴. 缺点是相对大的尺寸以及复杂性, 尽管对新技术没有什么要求.

给定足够的低速控制, 不同的操作和锚泊概念变得实用了. 这同时包括固定和移动锚泊塔. 可能还存在的最大困难是将飞艇从艇库移进和移出. 因此, 需要尽量减少操作的需要, 相应的意味着飞艇的结构必须设计得使飞艇在锚泊时足以经受住可能的恶劣天气.

11.7.3 装载和卸载重物

飞艇的质量会随着有效载荷值和艇上燃油质量不同而有相当的变化. 这就使得传统的飞艇地面和空中操作复杂化了. 当飞艇的角色是提升重物时, 这种情况特别严重.

当飞艇锚泊的时候, 如果重心没有不适当的前后移动, 这个问题可以很容易得到解决. 当有空中加油的需求时, 这就变得困难许多, 特别是要将重的载荷提上放下时. 解决这一问题的有前景的方法是采用直升机/飞艇混合概念. 在这种情况下, 转子不仅仅用来低速控制, 还可以提供总升力来补偿载荷和燃油. 空气的静升力支持着飞艇的空质量, 因此通过少量的调整, 空飞艇实际上要比空气重. 事实上, 它被看做一个空气静力放大的直升飞机或者一个空气动力放大的飞艇. 因为可卸载荷通常要比空飞艇质量小, 所以后一种描述更确切一点. 这些基本的概念并不是新的. 早

在 1921 年, 就有人尝试将空气静升力和空气动升力结合在一起。

更近的例子, Piasecki Heli-Stat 飞艇是基于同样的原理。不幸的是, 为了减少开发费用, 四个转子都是来源于现存的直升机, 机组人员的责任在四个之间分配。正如也许会预测到的那样, 这样做的结果可以被认为是造成事故的直接原因, 其中一个直升机着了火, 这很不幸, 尽管基本概念很好。

一种更现实的方法是使用全自动控制系统, 这种方法在低速时与任何模式操作的足够控制一样, 提供人为稳定。阵风也有可能减轻结构载荷。锚泊/系泊通过使用闭路电视会变得简单些, 甚至可以变成完全的自动化。这样的飞艇如图 11.10 所示 (Howe D and Blythe A A - RAeS Symposium 'The Future of the Airship', Nov. 1975 - Paper 1)。虽然要发展这种方法很昂贵, 但所需要的技术都是已经用在传统飞艇上的技术。飞艇的天然特性使它可以不像飞机那样需要某种程度的软件鉴定和复用, 就可以建立安全失效模式。

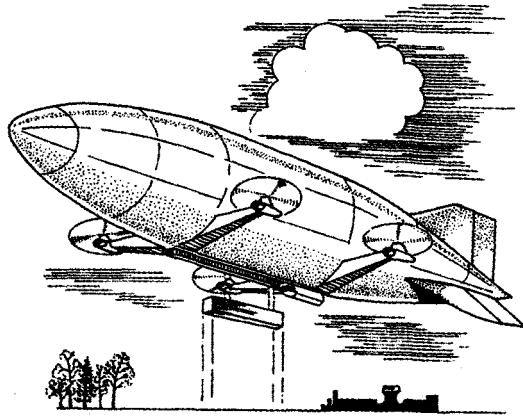


图 11.10 可能的混合式飞艇概念 —— 大型起重机

11.8 结 论

未来满足地面操作和锚泊要求的解决方案与提供足够可靠和安全的能够得到精确的低速飞行的控制是紧密相关的。在这种情况下, 剩下的问题是关于确保飞艇的结构有足够的强度, 以在飞艇锚泊时抵抗预计的载荷。

第 12 章 驾 驶

D. Burns

12.1 概 述

驾驶飞艇是非常特殊的经历. 因为飞艇飞得很慢, 人们通常都认为驾驶它是非常简单的任务. 有些乘客或者客人有幸在飞行过程中操纵他们的飞艇, 他们的说法又加强了这种观点.

如果飞行员具备下列条件, 在空中驾驶飞艇确实是简单的: (a) 经过合适的训练并且有经验; (b) 知道现在和预计的天气情况; (c) 为了计划的飞行给飞艇合适的加载和压舱; (d) 已完成了安全的起飞; (e) 知道位置并且为了取得成功的着陆能够飞到训练有素的地面操作人员的位置, 进行成功的降落. (f) 飞艇没有明显的技术故障. 事实上, 这些与任何固定翼或者旋转翼飞行器的要求几乎完全一样, 主要的区别在于对降落地点的选择更少、依赖地面操作人员的可达性和某些气象条件会产生更大的影响.

从各个背景对飞艇飞行员进行训练, 表明旋转翼和固定翼飞行器飞行员都可以成为很好的飞艇飞行员. 同样地, 男飞行员或者女飞行员都是很好的候选者. 然而, 一些飞行员有多于二十年的每小时 400 节的飞行经验, 却有可能在适应低速环境时遇到一些困难, 甚至可能不能完全掌握飞艇的驾驶. 从头学起的飞行员至少会从重于空气的飞行器的一些基本飞行训练中受益, 他们最终要驾驶那些轻于空气的飞行器.

在转换阶段的初期, 飞行员将会从热气球飞行的短期课程中学到很多. 他(或者她) 将会被介绍低海拔风的变化、地形的影响、浮升气体的管理, 当然还有与浮力飞行有关的运动. 学员将会注意到对地面操作人员的依赖性. 未来的飞行员将会被介绍这章描述的飞艇飞行的其他方面的内容. 这些大多数简单易懂, 但仍然明显地重点强调了着陆技术和实践以及气象学.

每一次着陆都会因为不同因素的联合作用而不同: 平衡的轻微改变、静态重量随着燃油消耗和(或)过热效应而改变、风速的轻微改变、不同的涡流或者热气流、飞行轨迹的轻微改变、下降速率或者对地速度, 很多这些因素互相影响, 综合起来就使每一次的着陆都不一样. 有时这些因素使得无法完成一次安全的着陆. 飞行员必须进行复飞, 这在他的飞艇驾驶生涯中要进行很多次, 要比固定翼或者旋转翼飞

飞行器频繁得多。无论如何，飞行员自始至终都要使飞艇保持正确姿态，能考虑到各种因素，并做一次成功的降落。如果他选择并且执行了一次好的方法，他一定可以有更好的成功机会。

飞艇飞行员可以说是个兼职的气象学家。如果他可以察觉到风速的轻微变化、监视设备的变化和云移动的迹象，意识到温度逆变发展的合适条件或者当地风象等等，他会做得更好。在这些天气状况下，飞艇不一定易损坏，但是操作的效率降低。

本书其他地方介绍了飞艇工作的理论和细节。飞行员的本职工作是：检查状况是否适合计划的飞行；将飞艇从锚泊塔分离；对副气囊空气进行控制，比如在起飞和爬升过程中，浮升气体扩张，副气囊空气释放；按照要求操作和控制飞艇，维持艇体的压力在指定的水平；在着陆过程中对副气囊空气进行控制——注意到任何配平的效果；执行一次安全的降落；协助地面操作人员确保飞艇锚泊在锚泊塔上。

接下来的部分将会对这些操作和考虑进行详细的描述。这些技术对直到 20000 m³ 体积的中小型尺寸的软式飞艇都有效。更大的软式飞艇因为尺寸、质量和惯性的原因会表现出不同的特性，这就要求对这些技术进行修正。重量指标值主要针对典型的从 5000 ~ 8000 m³ 飞艇，更大或更小的飞艇可进行比例调整。

硬式飞艇要求不同的技术，因为硬式飞艇在压舱物、质量、动力设备和吊舱位置上有很大的选择余地，正如去年的大型硬式飞艇那样。

12.2 控制机构的作用

飞艇的操纵面是非常大的，这样可以在速度很低的情况下提供良好的控制响应。将这些与很长的控制缆索（运行时常需要的）相结合，飞行员手动控制飞艇产生的控制力可能是非常高的。通过正常的空气动力学方法，比如空气动力平衡、平衡调整片等等，以及飞行员控制轮、操纵杆和踏板的合理设计，由飞行员反应的最终载荷会明显改变。通过安装电操纵（电传）和光操纵（光传）的控制系统对操纵面进行电激励，控制载荷也可以减少。一个中等尺度的飞艇比如 Skyship 600 飞艇，在控制应用和飞艇观察到的响应之间明显有几秒钟的延迟。这可以通过安装带动力的控制略微减少这种延迟，但也会由于索缆伸长等原因丝毫没有减小控制偏差。

在通常的飞行过程中，需要或多或少的连续控制输入来维持平直的飞行——特别是方向舵的输入——在有湍流和热活动的正常天气。当飞艇尺寸和质量增加时这些输入可以减少。在非常平稳的空气中，比如在夜晚或者在开阔的水面上，只需要偶尔给方向舵很小的输入就可以了。

只要配平能力不受副气囊低容量的限制，传统拥有前后两个副气囊的飞艇可以在俯仰方向上配平，实现水平飞行而不需要控制载荷。这样的限制通常都是因为飞艇飞行在气压高度或者接近气压高度。这种操作通过改变每个副气囊中空气的相对

数量实现。但是注意到如果海拔和艇体压力维持一定的話，空气的全部数量是恒定的。然后飞艇为这个海拔高度配平，如果在俯仰方向上被扰乱，就会通过副气囊空气系统正常自动操作回到配平后的海拔高度。

如果需要爬升或者下降，必须选择合适的俯仰角度。可以通过偏转升降舵产生一个俯仰姿态，并且保持这一偏转克服钟摆效应。钟摆效应会使飞艇回到水平姿态。释放俯仰控制将会使飞艇回到原来配平的姿态。通过将空气从副气囊中泵进泵出，可以减少爬升或者下降的俯仰力矩。但是注意到配平只在某一时刻是正确的，过程也是连续的。装置了动力控制设备的飞艇可以使用电力方法来减少人工控制感应到的力矩，但是应当注意必须调整副气囊达到最终的配平。

在稳定空速下配平和在合适的飞艇净重/轻下配平，当飞艇建立适度爬升或者下降时，空速的改变不会被记录。

方向舵的控制通常要求有很大的初始偏移，用来激发在要求方向上所需速率的转向。高偏航角速度是可以得到的，但空速可能会因为增加的阻力而减少，特别是在更高的空速情况下。飞艇在转向机动中会滚转到一个合适的倾斜角度，产生平稳的转向。飞艇没有方向舵配平系统。转向的次生效应，即艇首倾，通常是很明显的。

12.3 静态重量

静态重量是衡量飞艇偏离静态平衡状态或者中性浮力的一种偏差，通常用公斤或者磅测算。如果飞艇比空气重，就说是净重，如果飞艇比空气轻，就说是净轻。飞艇通常就在最大净重和最大净轻确定的边界内运行。

飞艇在静态平衡状况下可以进行最大的移动，因为任何的净轻或者净重都必须由空气动力来支撑，而产生空气动力的倾角也会产生阻力。飞艇一般飞行起来比空气要重，这是为了使飞行员在平常操作特别是着陆操作中容易一些。

重量通常包括：

(1) 压舱物，通常飞行员要求携带着使特殊任务容易些，比如着陆，或者达到重量的限制。

(2) 有效载荷，在紧急情况下可以丢弃，比如燃油。

(3) 天气效应，比如艇体上的湿度或者浮升气体的超热。

现在大多数的飞艇运行时都要求在主要紧急情况下能得到静态平衡。但是更大的飞艇，比如说 $10\ 000\text{m}^3$ 的飞艇运行时可以没有这种要求。因此飞艇用有效载荷装载达到静态平衡，其后加上压舱物得到所要求的重量。如果要考虑丢弃部分有效载荷，就可以用较少的压舱物，因为可丢弃的有效载荷加上压舱物将会至少等于净重。无论如何，天气效应也必须考虑进去。

因此在起飞时要知道净重, 飞行员一直都要注意到大概的静态情况, 这样他才可以紧急情况、正常操纵和准备降落时做出正确反应. 他可以通过考虑燃油的消耗情况确定当时的净重, 也可以通过天气参数和有效载荷的变化, 或者进行一次飞行时的“称重”. 为了完成“称重”, 他应当确保飞艇大约在中性静态配平状态, 然后将飞艇停下, 同时保持较高的艇体压力. 发动机空转, 那么飞艇将爬升或者下降, 其速度是与飞艇的静态重量成比例的, 对于中型飞艇, 发现每 100kg 的静态重量会有每分钟 200 英尺的速度.

当重量增加时, 将会带来额外的问题. 起飞距离和标准 50ft 无障碍空间都会随着重量的增加而明显的增加, 飞艇必须产生足够的空气动力来支撑重量. 矢量推进可以明显的减少这些距离, 但当重量增加时, 发动机提供的有效功率成为决定最大净重的主要因素. 起飞操纵时, 单发动机失效的后果以及认证或者运输许可证对这种后果的可接受性都是要考虑的. 静止空气状况当然是最重要的, 甚至一阵微风都会产生明显的进步.

如果飞艇可以在重量给定的情况下安全起飞, 它能够在相同状况下着陆. 在净轻的情况下, 在起飞距离上不存在明显的问题. 飞艇在净轻的极限值准备起飞会引起一些问题. 当飞艇不得不飞行在高空速下时, 着陆距离会相当的长, 这种空速会产生足够的空气动力向下载荷, 在飞艇接近着陆人员时(参看“着陆”章节), 用来抵消静轻. 对于矢量推进飞艇, 存在同样因高净重带来的问题, 除了由推进器提供的作用于向下推进器上的限制, 它对艇体来说是个可接受的缓振.

如前面所述, 飞艇在静态平衡时可以得到最佳性能. 当偏离中性浮力的净重/净轻增加时, 必须增加功率以维持同样的空速. 在净重/净轻值比较低时这种效应是微小的. 实际在这些状况下, 想维持这种空速和姿态也许是不可能的. 这可能会限制计划的操作.

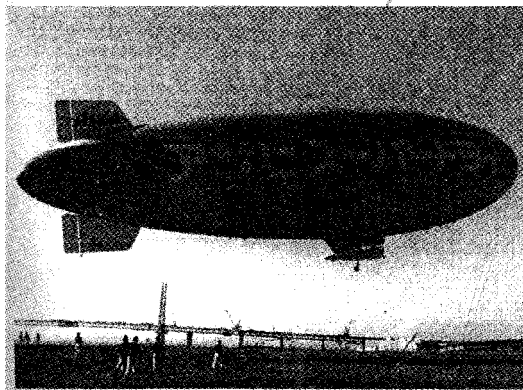


图 12.1 WDL-1 飞艇 JA1005 从东京附近的横滨起飞

虽然飞艇通常飞行时比空气要重,但飞行员应当注意避免飞行时过重,着眼于几个小时后提供着陆时的理想重量. 这会比他计划用低燃油载荷进行较轻的飞行产生更高的燃油消耗,在平衡附近或者静态轻的情况下着陆是可以接受的.

12.4 风 的 影 响

因为飞艇巡航时的低速度,风在飞艇的整个性能和操作上都扮演了一个很重要的角色. 不过,不是所有的效应都是负面的. 除了顺风带来的明显好处外,适度或者较强的风可以使飞行员的任务容易些,比如固定位置留守,一些机动操作特别是着陆.

在途中时,性能和有效载荷的范围明显受到风的影响. 现在的飞艇用大约 35 节的速度巡航,风分量改变 2 或 3 节就意味着对地速度增大一倍. 对于长航程的飞艇,两点之间的驾驶路线,可能与高速巡航的飞艇选择的驾驶路线不同,如旧的长航程飞艇的压力模式飞行路径所展示的那样.

通过爬升超出湍流层,即使风速提高性能也会有明显改进. 在这一新层,频繁的大控制挠度的阻力效应要比风速增加带来的影响大,控制挠度是为了保持飞行路线和减少方向偏差. 最近轻型可靠的远距离无线电导航系统和卫星导航系统设备的发展对决定巡航的最佳海拔高度有很大的效果. 考虑海拔时,风向会有明显的改变.

增加巡航速度,会增加燃油的消耗率,从而减少航程. 可以通过减少有效逆风分量明显的增加对地速度来完成航行. 比如从 A 地向正北飞到 B 地,150 海里的距离,风速超过 320°/20 kt. Skyship 600 飞艇的典型燃油消耗率见表 12.1.

表 12.1 巡航速度和燃油消耗量

	巡航速度 /kt	燃油消耗率 /(kg/hr)
a	30	25
b	40	40
c	50	70

结果见表 12.2:

表 12.2 对地速度和燃油消耗量

	方向	对地速度 /kt	时间 (A-B)	燃油消耗量 /kg
A	333°	11	13h 39m	341
B	341°	22	6h 49m	273
C	345°	33	4h 31m	316

注意到每增加 10 节的空速将会增加 11 节的对地速度, 空速从 30 节增加到 40 节对地速度会增加一倍, 这将会在 A - B 间消耗较少的燃油。

非常大的顺风会带来不同的问题。比如当越野飞行时, 地勤支持人员也要进行同样的旅程。我有一次飞行一段很重要的 200 海里的越野飞行, 顺风的风速是 35 节, 需要将飞艇转个方向, 逆风飞行 25 节, 来得到所需要的沿着航迹前进的速率。

飞艇起飞和着陆对风速的限制由地面操作人员安全操纵飞艇离开和靠近锚泊塔的能力决定。同样地, 双发动机飞艇的最大单发动机的空速应当大于飞艇运行时的最大风速。除非当着陆地点横风或者顺风时, 认为飞艇的一个发动机失效, 失去飞艇是可以接受的。

12.5 天 气

天气的每个方面都对飞行时或者锚泊在地面上的飞艇有影响。

12.5.1 雨

雨对飞艇的影响是使飞艇变重, 因此会减少可用升力, 成为有效载荷效果的一部分。这种影响主要通过三种主要方式来作用: 在飞艇平面面积上雨滴落下的力, 湿气在飞艇上的沉积, 超热因为蒸发冷却造成的减少。

除了非常小的飞艇, 小雨造成的力的效应基本上是可以忽略的。因为随着飞艇体积的增加, 暴露在雨滴的正面积也在增加, 而总的升力会增加的更多, 远远抵消了面积增大的影响。然而对中雨和大雨, 这种影响是很明显的, 特别是对于锚泊或者低速飞行的飞艇。当速度增加时, 正面积明显会变少, 因为雨滴落下时更倾斜了。

如果面积很大的话, 甚至艇体上和尾翼面上薄薄的一层水也会增加相当的质量。从赤道线向下一段距离, 安装一个雨帘 (一个小的屋脊或者一个附着在外壳周围的艇体织物的薄片), 将会使雨滴在从艇体上向下流时改变方向, 阻止雨水落在艇体上成为艇体的一个明显部分。此外, 当速度增加时, 更多的水会被排出。锚泊的飞艇 Skyship 600, 如图 12.2 所示, 下大雨时典型的质量是 600kg。雨停后质量是 400kg, 额外的湿气吹干后, 质量为 150kg。飞行中下大雨时增加的净重是 250kg。中雨时为 100~150kg。

因为艇体上的湿度蒸发到附近空气中, 超热会减少。下雨时, 超热值会降低。当雨停时, 超热值会很快的恢复, 这依赖于周围的光亮度。

12.5.2 逆温

温度的倒置或者标准温度梯度随着海拔高度任何明显的改变, 飞艇飞行员都需要认真考虑。

首先考虑一种情况, 靠近表面有一层冷空气, 还有一层较热的空气在上面, 这种情况经常出现在冬天反气旋的情况, 例如山谷里或者在晴朗的春天或者秋天日落后的几个小时里. 飞艇在这种情况下进场着陆时, 将会突然表现的好像净重比计算的或者着陆前称量的变轻了. 随着温度明显的倒置, 当飞艇尝试进入冷空气时, 因为浮升气体将会在标准超热下突然表现出明显的提升, 飞艇可能几乎从冷空气顶层反弹起来.

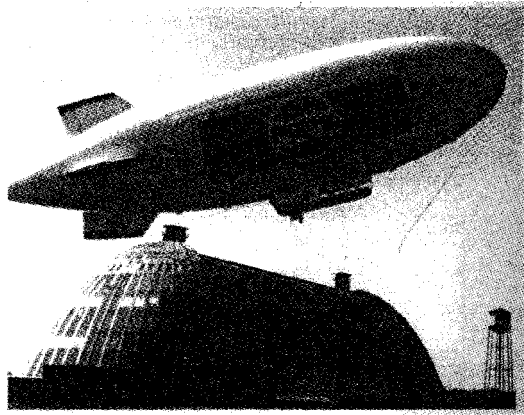


图 12.2 Skyship 600 G-SKSJ 飞艇从 Weeksville 起飞, NC, USA

为了完成降落, 飞行员应当钻入冷空气中, 悬停一会, 使氮气的温度降到新环境的温度. 如果需要立刻降落或者冷空气层比较浅的话, 任何一种后面描述的降落技术都可以使用, 这些技术是净轻飞艇在微风或者无风的情况下降落时使用的. 注意, 飞艇在操作和刚降落后会变重一点.

对于在这种情况下起飞的飞艇, 当离开逆温层时, 将会突然表现出净重增加. 然而, 浮升气体的温度将会很快地调节, 消除这些效应的影响.

通常和这种情况相关联的是在这层上有比较大的风的区域. 风将会从表面漂流中往各个方向吹. 有时会在几千英尺高空遇到相对较温暖的空气层. 这一层的风速可能是不同的, 这或许会帮助飞行员完成任务. 但也包括更多的湍流. 这一层还为飞艇在冰雪的情况提供庇护.

12.5.3 雪和冰

如果飞行时遇到雪的情况, 依据雪的类型飞行员有几种选择. 如果飞行穿过干雪, 虽然一些微小的沉降物将会堆积在某些空气动力驻点, 但只会有很少的雪附着在艇体上或者其他的表面. 通过俯仰、偏航和偶尔改变空气速度的方法改变飞行轨迹, 可充分的防止产生任何明显的积雪.

如果遇到湿雪,飞行员可以爬升到较冷的环境寻找干雪环境或者降低到较温暖的空气中使沉淀物在较低的高度成为水。湿雪更有可能附着在艇体和操纵面上,这会很快地增加静态重量。如果希望尽快摆脱这种情况,空气速度的增加将会帮助减少附着在飞艇上的雪的重量。

如果飞艇在锚泊时遇到了下雪的情况,有几种方法可用。最实用的方法是向艇体反复的喷射水或者防冻溶液。移去所有的压舱物,减少吊舱的重量将会有助于减少下雪时飞艇全部的静态重量。但是必须小心确保飞艇不变成头重脚轻或倾倒。首先应当从飞艇的顶部将积雪移去,然后同等的从每个侧面向下移去积雪,这样可以防止飞艇失去平衡。

同样地,也应当尽可能地避免结冰,可以通过爬升或者下降到较温暖的空气中。垂直尾翼的前沿可能会结冰,这就要求用加热单元或者气体防冰罩来将冰去掉。艇体可能遭受冰的积累,一些冰会因为连续的挠曲和内部压力的变化而脱落,这在更高的空气速度飞行时有帮助。

12.5.4 阳光

阳光的作用是给氦浮升气体加过热直到超过周围空气的温度,提供增加了的气体浮力和减少压力高度。增加的幅度随着太阳的高度、大气的透明度和艇体上方的气流而变化。外壳的颜色同样也是一个因素,从反射阳光的白色到吸收热量的黑色。每 3°C 超热,升力增加大约 1%。

很明显,超热的最高值是在太阳入射角度大、干净的空气和无风的情况下得到的。实际的超热会因为大气中的烟雾、灰尘、水蒸气和云彩而减少。超热的典型值在欧洲北部可能是 $6\sim 8^{\circ}\text{C}$,在北美可能是 $10\sim 12^{\circ}\text{C}$ 。这些值在无风的情况下会增加。当云移动遮住太阳或者突然一阵微风吹起时,这些值将会迅速的降低 $6\sim 10^{\circ}\text{C}$ 。

尽管在阴暗的天气里超热可以忽略不计,但在多云的天气它还是会表现出来。晚上,因为热量向大气中辐射,会明显有一些轻微的负超热,特别是当艇体覆盖上湿气的时候。

为了实现飞行计划的目标,飞行员通常要估计超热,用来起飞、途中飞行和着陆以及考虑预计的天气情况和着陆的时间等等。这些正常的变化不太可能给飞行员带来明显的问题,除了下面这种情况:在白天较晚的时候起飞,并打算第二天着陆。在这些环境下,需要仔细计算起飞重量、燃油的消耗、可能的天气和着陆净重。为了调节氦浮升气体达到着陆时所允许的净轻的范围,需要采取不寻常的调节阀门的步骤。

当接近气压高度操作时,太阳从云层里或者地平线出现将会迫使飞行员降低海拔高度,以维持艇体的压力在上限之下,这是因为飞行员觉察到超热增加了。

12.6 矢量推进

矢量推进的发展提高了飞艇野外操纵性能并且大大简化了飞行员的任务。然而如果使用不当, 矢量推进在着陆时会大大增加飞行员的工作负荷。

理想的矢量推进系统应当是可以 360° 旋转工作的。工程复杂性以及造价都使这不可能实现, 因此一个典型的范围是 $+70^\circ$, -45° 或者 $+120^\circ$, -90° 。推力的标准正角度以水平方向为准。任何时候的推力矢量的角度都随飞艇的飞行状况、静态重量状况和风速的变化而变化。

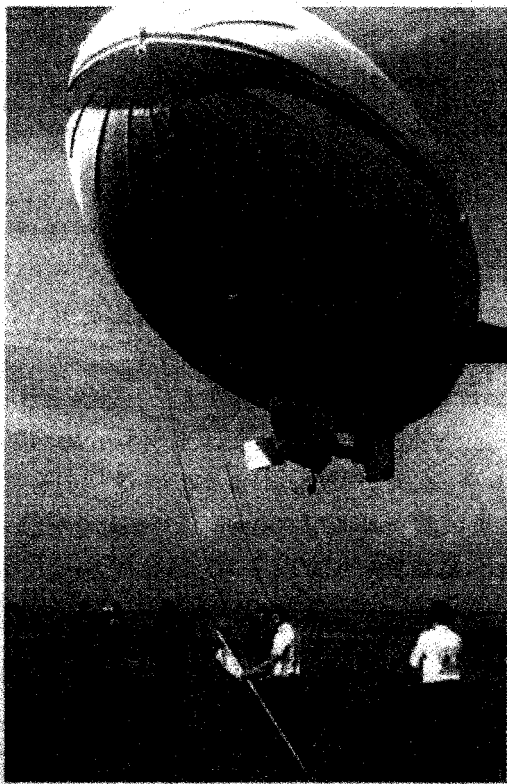


图 12.3 Skyship 500 G-BIHN 飞艇正在微风情况下着陆

12.6.1 地面操作

在地面操纵阶段通常并不使用矢量推进。然而, 在阵风的情况下, 当飞艇被阵风吹到一边时, 选择小角度的向上矢量 (15°), 与顺风发动机的正常功率应用一起, 可以使飞艇处于控制之下。向下矢量角度用来使飞艇着陆, 完成净轻的着陆后, 向下

矢量还会保留使用,以保持飞艇与地面接近.这时装载压舱物,使飞艇达到正常的稍微净重的情况,以便于地面操作.

12.6.2 起飞

一艘安装了矢量推进的飞艇将会比相同的没有安装矢量推进飞艇表现出更高的起飞特性.对于每个类型的飞艇,推力矢量与水平方向的最佳角度应由全面的飞行试验来决定,大体上取决于可用推力、发动机推力特性、静重和风速.

12.6.3 巡航

在飞行的巡航阶段和正常的爬升或者下降阶段通常不用推力矢量.为了完成一个低速的巡航,且飞艇净重太大无法承受这种速度时,可以应用推力矢量.净重的一部分因此将会由推力的垂直分量来支撑.注意:这种情况下,燃油消耗比给定巡航速度下预期的要高.在净轻的情况下,同样的操作可以用来支撑低速度的巡航.

矢量推力可以用来进行有限的爬升或者下降,此时要求维持接近水平的姿态或者试验时特别低的飞行速度.

12.6.4 着陆

着陆将会在后边的“着陆”一节中充分考虑.通常来说,矢量推力允许着陆在比固定推力方向更小的区域,且有更大的静重范围.对地面操作人员的作业和强度要求也同样地减小.

12.6.5 其他应用

如果飞艇用于营救、收集或者投放物体在地面上或者移动的船上,或者其他任何类似的表面上,就需要给飞行员提供宽范围的矢量和反向推力.这将会使他可以更可靠和精确地定位,抵消侧向阵风的影响,特别是在艇尾或者艇首推进器的帮助下.

12.6.6 悬停

“悬停”,或者更准确的说法是位置保持,在矢量推进飞艇上也大大简化了.在中度风或者强风的情况下,以及适中的净重,都不太需要推力矢量.在这种情况下,飞艇飞行速度等于风速,产生了足够的气动升力用来克服净重.当风速增加时,能够支撑的净重也增加了.同样地风速减少时,可允许的净重也降低了.改变飞行攻角以提供所要求的垂直升力,改变推力以与风速相匹配.

在正常风的情况下,为了维持位置的精确,小姿态和功率的调整几乎是连续的.爬升出湍流层,比如白天是海拔 2000ft,夜晚是 1000ft,可能会给予更稳定的状态.而且工作负荷会低很多甚至不用人力干涉.

较轻的风和/或者较大的净重意味着需要推力矢量来保持位置。此外空气速度必须与风速相匹配，推力的垂直分量必须与飞艇的任何气动升力相结合，以支撑净重。注意，更高的净重要求更高的功率，消耗更多的燃油。因此，以较低的净重起飞，可以完成相同的任务以及给出相近的着陆静态重量。随着风向的改变，改变功率或者矢量角度是相当苛求的任务，向前和向上的推力分量也将改变。精确性的要求会决定工作量。

非矢量推进飞艇也可以在微风中悬停，但是如果要求延长悬停时间的话，就需要调整静态重量。这可以通过精确的调节浮升气体的阀门或者倾倒掉压舱物来维持飞艇在中性浮力附近。如果飞艇不要求精确的位置固定，非矢量推进飞艇可以通过缓慢的绕轨道飞行，增加可接受净重的变化范围来完成这个任务。

12.7 地面操作

地面操作时，飞行员的任务是帮助地面操作人员或者操作“骡子”，将飞艇从锚泊塔安全地移动到起飞地点，或者从着陆区域移动到锚泊塔。飞行员必须执行适当的压舱/装载和配平，在地面操作指挥的控制下，使这种机动安全完成。

在微风或者无风的情况下，飞行控制将是无效的。这时通过使用作用在多发发动机机器上的空转/差动推力，地面操作人员可以得到少许帮助。当风是和风且相对正向时，飞行员就要通过使用飞行控制力和一些推力来帮助地面人员阻止飞艇向后滑动。

随着风的强度增大，可以认为飞艇正在飞行，很小的控制动作都会引起很明显的运动。飞行员要选择与经历的风速相匹配的功率。保持位置和向前移动所需要的向前推力必须由外部操作者来提供。以鼻部向下的姿态为特征，一些型号的功率不足会使飞艇会向后滑行。正如空中的情况，飞行员执行控制动作后，飞艇响应有几秒钟的延迟，因此必须小心避免飞行员的动作与地面操作指挥人员的命令不同步。如果允许飞艇前端抬起，风可以将飞艇很好的升起，离开地面操作人员的控制。在这个阶段，出于安全考虑，飞行员可以选择起飞。同样地，如果飞艇的前端允许落下，可能会因为风而迫降，妨碍实现一个安全的起飞。

在狂风和阵风的情况下，飞行员要将精力集中在同步功率应用和控制的输入上，还要留心可能的风的改变或者阵风的外部预警。通常这些预警都是由水，或者尘土、烟、雾、树木发出的信号或者其他的提示。飞艇可以提升起来或者迅速横向移动，因此地面操作指挥人员或者飞行员认为最好将飞艇的控制交给飞行员。然后飞行员通过应用起飞功率和选择向上矢量（在安装了矢量推进的飞艇上）以及倾倒压舱物来进行紧急起飞。

着陆后,当接近锚泊塔障碍时,为了机动或者减少误差,要同样考虑空间问题.对于移动的锚泊塔,是锚泊塔靠近飞艇,接下来将会在预定的位置系住绳索,这可以大大减少在地面操作阶段的时间.

如果飞艇遭遇到了侧向阵风,应当采用满舵和顺风发动机的高推进将飞艇的前端重新置于新风向中.有时飞艇需要移动相当大的距离才能重新与风向保持一致.为了推动船尾转动到风的方向,安装艇首推进器,或者更适宜的安装艇尾推进器会给地面操作过程带来极大的帮助.通过可选择低速开关或者相似装置与方向舵协调工作,这项工作可以很容易的完成.

12.8 起 飞

在起飞性能方面,安装了矢量推进的飞艇要比没有安装矢量推进的相似飞艇有更大的优越性.

将飞艇移动到指定地点后,起飞前的重要操作也都已完成,起飞操作就可以开始了.起飞方法包括滚转起飞,矢量起飞和“艇上”起飞,接下来会依次讨论.

12.8.1 滚转起飞

没有安装矢量推进器的飞艇必须使用这种方法或者“艇上”起飞;甚至那些安装了矢量推进器的飞艇有时也会采用这种技术.

飞艇开始总是与风向一致,飞行员应用功率进行滚转起飞.飞艇在地面上的初始轨迹由地面操作人员控制,直到他们释放操作绳索.功率应用率和飞艇在地面上的轨迹依赖于飞艇的构造、风速和可用的起飞路径.起飞运动一直会继续,直到飞艇产生的全部气动升力等于净重;然后飞艇将会通过略微抬升前端飞走.通过仔细选择升降舵或者释放前副气囊的空气来产生飞行倾角,静态轻的飞艇通过地面人员释放和应用功率就可以飞向天空.

在传统布局的现代飞艇上,必须要控制好动力,以防止自动上仰引起的尾部撞击.这种自动上仰是由突然的推力应用所诱发的.极小风的情况下,这种情况是最严重的.但是随着风强度的增加,有些功率只用来维持静止,升降舵控制会发挥作用,从而减少和控制任何自动上仰.这就允许更迅速的功率应用和更短的地面滑行.当飞艇起飞后,在初始阶段还要仔细控制俯仰角度,以防止尾部着地.如果是短飞艇或者那些使用 X 或者倒 Y 尾部布局的飞艇,自动上仰会明显变小.尾部轮或者相似的装置都会起到帮助.

起飞滑行路径理想上应当是平滑和逆风的.但是操作起来,有经验的飞行员可以使用不和风向一致的平滑面,由方向舵来控制偏航角,以使飞艇按照指定路径飞行.如果使用跑道的話,必须注意确保操作绳索不碰到任何的灯或者类似障碍物.

安装了矢量推进器的飞艇偶尔也使用这种方法来起飞。当飞艇在延长的地面滑行中暴露在侧向阵风和向下气流时,使用滚转起飞会有很多的危险。验证使用这项技术的飞艇是非常复杂的,因为这包括很多变量,主要是动力应用的大小和时机,这些变量会导致起飞距离调整的困难。在起飞滑行阶段,发动机发生故障后的操作也依赖于很多变量。

12.8.2 矢量起飞

这种方法几乎被用于安装了矢量推进的所有飞艇。一旦飞艇位于指定的起飞地点,那么也就选定了合适的矢量角度、应用功率以及在飞艇升起的合适时刻释放地面操作绳索。起飞后飞艇的前端可能会被地面操作人员拉向一边,使用前端操作绳索来优化爬升方向。各个类型飞艇所选择的矢量角度由全面飞行试验来决定,并且将会根据主要的平均风速编制成表。飞行试验也会决定操作时的最佳点,以减少矢量角度和功率。

飞艇工业公司 (Airship Industries) 的 Skyship 500/600 系列飞艇,在静态配平角是 0° 时,起飞的最佳矢量角度是 45° 。当矢量角度小于这个值时,飞艇通过动力抬头并且以适当的静态重量向上缓慢地离开地面。如果一个发动机出现故障,飞艇将会下沉。矢量角度大于 45° 时,飞艇将会干净地离开地面,但是飞艇前端会逐渐地向下俯仰,飞艇加速会很慢。这些都会导致起飞性能较差。Loral GZ-22 飞艇采用了更小的矢量角度,通过关掉基本用电并加速起飞,使可用功率变高并发挥很大效力。

当飞艇达到足够的飞行速度产生气动升力时 (对于 Airship Industries 公司的飞艇大约 22 节),矢量会返回到水平的角度。这种操作会使飞艇上仰到最佳的爬升姿态。增加的风速会减少达到飞行速度所需要的时间和距离。如果飞艇是在 (地面操作的) 限制风速 25 节时起飞,仍然要使用标准技术。飞艇一旦离开地面,矢量就回到几乎水平的位置。

在 Airship Industries 公司的飞艇中,如果在起飞时一个发动机发生了故障,在飞艇飞过地面操作指挥员之前 (他站在飞艇前端的下方),起飞将会被终止,飞艇将会回到地面上——可能投下压舱物和选择更高的矢量推力角度,用有效的发动机功率来缓冲着陆。地面操作人员必须重新控制飞艇。如果发动机故障发生在飞艇飞过地面指挥员之后,起飞将会继续,在选好着陆位置之前,可能丢弃压舱物和在与正常的提示下减少矢量角度到零。

12.8.3 “艇上”起飞

这种方法要求吊舱地面操作人员将飞艇从静止的或者以低速向前的速度推向空中。吊舱必须直接向上推然后释放,或者在最后一次向上推成功前在起落架上来

回顶几次. 这种方法只在具有低中净重的飞艇上实用, 当飞艇向上行进和爬升时, 飞行员必须应用所有的功率. 随着功率的应用飞艇前端上仰时, 升降舵用来控制俯仰, 这也给尾部以附加的升力. 如果飞艇开始向地面下沉, 一定不能将飞艇前端拉起来. 这是固定翼飞行员的直接反应, 但是必须要维持大约水平的姿态. 这样可以使飞艇在坚固的起落架上反弹, 而不会如前所述的在飞起前撞击尾部. 同样地, 如果在此操作中, 一个发动机发生故障, 飞艇有可能会下降并且接触地面, 在飞起前以控制的姿态反弹. 当风速增加时, 性能会提高很多.

12.9 压力高度 (海拔高度)

压力高度 (或者气压海拔) 是海拔高度, 在这个高度所有的空气副气囊都是空的, 艇体压力不再能用副气囊空气阀来控制. 艇体压力通常比正常值高.

在这一高度上飞艇的明显爬升, 将导致浮升气体损失及升力的减小. 这是因为压力的增加穿过了高压警报装置和浮升气体压力安全阀装置时, 艇体自动压力安全阀便会工作. 浮升气体可以通过手动调节阀来控制, 以使飞艇在压力高度附近运行. 爬升到压力高度的过程中, 通常要完成副气囊阻尼阀门的关闭, 特别是当接近压力高度时更是如此. 达到压力高度时艇囊压力显示高于正常值, 而且副气囊压力计或者压力表显示的压力比艇囊压力低.

初始达到的气压高度短后会降低, 这是因为飞艇在爬升过程中进行了绝热膨胀, 而后浮升气体温度会升高. 虽然由于没有配平可用 (副气囊空了), 失去了平衡的控制力使得工作量比较大, 但飞艇还是很有可能会长时间运行在气压高度或者接近气压高度处. 应当注意保持姿态, 以防止爬升超过气压高度, 否则会导致浮升气体的自动阀门调节或者浮升气体高压警告信号的重复出现.

在运行服务中, 要有规律地爬升到气压高度, 目的是得到艇体所载气体体积可能的最精确的值. 这一段时间内, 这样可以指示艇体的状况. 这时, 需要通过艇体观察穹顶检查悬缆机构和附件, 以及艇体织物, 看看有没有洞或者穿孔. 为了进行比较, 应当一直记录压力高度, 也就是高度计的读数, 辅助刻度设置成 1013 mb. 29.92 in. 浮升气体的温度也应当记录下来, 用来计算标准浮升气体体积, 以检查有效载荷以及进行比较. 高浮升气体体积可以有高的有效载荷能力及低的气压高度, 气压高度随着周围温度的增加而减少. 在给定体积下, 浮升气体纯度的减少也会导致有效载荷能力的减少.

在飞艇设计和鉴定阶段, 确定重心位置和计算装载量时都要考虑压力高度上的静态配平角度. 如果静态配平角度是前端向上的, 在应用功率使飞艇飞离之前较重的飞艇应该被允许下降, 以使飞艇不会爬升而穿过压力高度. 静态轻的飞艇应该立刻恢复到飞行速度. 注意, 传统外形飞艇上的功率应用将会使前端抬的更高.

12.10 自由气球飞行

如果飞艇在飞行中全部推进单元都失效了,那飞艇将会作为自由气球而飞行。这意味着要立刻采取步骤保持艇体压力和丢弃压舱物或者释放浮升气体,以调节静重接近中性浮力的状态。一些特殊的情况下,可能要求飞艇立刻爬升以避免碰到障碍物。也就是说,要求先调整到静态轻,然后再调整到中性。

当姿态和艇体压力在控制下时,并且飞行员已经确定直接的顺风轨迹可以接受,他应当尽力找到发动机失效的原因然后重启发动机。假设这些都没有成功,他必须做好最终进行自由气球着陆的准备。他可能想调节静重或者改变姿态来利用不同强度和方向的风的好处,以避免湍流或者下降到前方的云层下。飞艇将会随风飘动,通常风是在飞艇的侧面。

超热和静态重量在自由气球飞行期间可能会改变。当飞艇随风运动而不是穿越风而飞行时,超热最初可能会上升以致不再需要冷却效应。由于云朵移动遮住太阳引起的超热的波动,会以静态重量的改变表现出来。如果这种波动引起缓慢的爬升或者下降并且持续较短时间,就不需要采取任何措施。如果是其他情况,就要相应抛放一些浮升气体或者压舱物。要注意到飞行员不太可能说出外壳是否在太阳的直接照射下,除非他看到地面的阴影。

如果飞艇在发动机失效前处在直接降水下,将会有额外的净重,这是因为湿度的增大和雨滴对飞艇大表面的撞击作用。飞行在中雨时,这种效应的典型值是:4 000m³艇体是 200kg,7 000m³艇体是 300kg,10 000m³艇体是 400~450kg。低水平湍流和热活动会和上述效应结合,给飞行员混乱的信号。

在非常微风或者无风的情况下,并且地形也有利,可能需要等待地面操作人员重新定位以使合理的着陆顺利进行。通常,飞行员必须向顺风的方向看,选择一个区域,可以用最少的外部协助进行自由气球降落。理想的区域是一个大的开阔区域,没有电线、电线杆或者类似的障碍物,以及在沿着风向的远处没有与预计的风向垂直的宽阔的树林。这样的区域的顺风距离随着风强度和海拔而变化,两个因素共同决定所要求的下降速率。

可以通过调节浮升气体阀门使飞艇静态重,以产生要求的下降速率,其稳定下来和停下都需要一些时间。比如如果释放 100m³的浮升气体,会使飞艇产生 100 kg 的静态重量,并产生 200ft/min 的下降率。在抛放 100 kg 的压舱物使飞艇回到静态平衡之后,排出其他所有因素,飞艇还会在恢复水平之前继续下降 100~150ft。下降率应当低些,这样可以通过电池供电的副气囊风扇维持艇体压力和艇体形状。

当飞艇靠近地面并接近目标区域时,拴在压包上的拖绳或风筝线会被放下,绳端安全地拴在吊舱结构上。这根绳索有减少净重和降低速率的作用,在压舱物着地

后产生拉力。这种方法不应该在大风中使用，因为其效果会大大降低。应当使飞艇刚好降落到紧挨树排，该排树可以当作屏障，以防止飞艇继续随风飘。在最后的阶段，艇体压力会降到相当低的值，但是这不重要。飞艇应当在降落前将电力全关闭，使失火的危险降到最小。

当飞艇接触到地面时，乘客和机组人员应当从上风向的一侧疏散。同时拉艇体的撕裂绳和浮升气体安全阀。拉线或者可用的操作绳应当拴在任何合适的锚泊点上，以帮助约束住飞艇。在风速低的情况下，可以不启动氦气撕裂绳，拴住飞艇直到进一步的地面帮助赶来。

如果地面人员没有能力提供帮助，不太可能通过无线电召唤到有效的帮助。有限的电池电力应当用在副气囊风扇上以维持艇体压力、空中交通指挥异频雷达收发机以及和任何主要机场的简短无线电通话或者紧急服务组件上。

12.11 着 陆

应用在飞艇上的着陆技术依赖于很多因素，包括可用空间、障碍物、风速、静态重量和矢量推力的可用性。飞行员可以选择两种主要技术：气动着陆和矢量着陆。着陆所要求的结果是一致的。也就是说，将飞艇交给地面操作小组，以较低或零的向前、垂直和水平速度接近地面，并且大体上水平配平。

实际上，飞艇将会因为风或者后面描述的静态重量情况而带有速度地进行着陆。这时要使用联合技术。很多飞行员也会对下面的基本技术进行他们自己的修正。

12.11.1 空气动力

在非矢量推进飞艇上必须使用这项技术，其他飞艇也可以使用。在用这项技术完成成功着陆时，配平是一个非常重要的因素。在静态轻的飞艇上，有意将飞艇配平成前端重，而静态重的飞艇配平成（更小的角度）前端轻。这会使得飞艇在静态轻的情况下，表现得比实际静态重量重，从而可以使用较低的接近速度。同样地，静态重飞艇将会表现得比实际净重轻。

飞行速度减小时，气动控制会消失，飞艇姿态轻微调整到静态配平的状况，这对着陆的各个方面都有帮助。很明显，当飞艇接近地面时，配平角度必须由为艇首和艇尾维持足够的地面间隙的要求所限制。还要注意，在传统布局的飞艇上，反向推力的使用会减少飞行速度，从而使飞艇前端进一步下沉。

实际上，飞艇通常着陆时只有轻微的净重，为了达到所要求的状况要抛放水压舱物。通常不用阀门调节浮升气体来减少净重。具体的技术随着盛行风的具体情况而变化。

12.11.1.1 微风或者无风

在这种情况下,净重非常大的飞艇要求最大的场地长度.当飞艇向下飞,靠近或者到达地面时,在减少空气速度之前,必须尽可能保持气动控制和空气速度以协助地面操作小组.如果飞艇向地面下降,飞行员必须使飞艇在坚固的起落架上弹起,不要尝试通过拉起飞艇前端来使飞艇不靠近.拉起前端肯定会导致尾部的撞击.如前面所述,在这些条件下,通常会抛放水压舱物来减少净重.随着净重的减少,进场速度会在静态平衡下减少到几节.气动升力消失后,由低净重产生的低下降速率很容易被着陆装置吸收.比如 50kg 静态重飞艇将会产生 100ft/min 的下降速率.

在这些情况下,飞艇的惯性特性特别的好.在选择动力闲置后,空速/地面速度将会有有一个非常缓慢的减少.为了降低地面速度以配合地面操作小组,还需要大量的预估计.5 000m³ 飞艇和 7 000m³ 飞艇之间以及 7 000m³ 飞艇和 10 000m³ 飞艇之间的惯性差异是非常显著的.

当净轻增加时,进场速度必须再次增加,以产生足够的负升力,与前面所述的前端重量配平相结合,在进场的最后阶段将飞艇向下牵制.着陆净轻的限制由配平角度决定.这样的配平角度在无风的情况下可以接受.

在这些情况的接近过程中,飞艇可能会遇到热空气、风向的变化或者明显的侧向阵风,这时应该放弃进场或者避开一次,以便飞行员再试一遍.

12.11.1.2 和风

这可能是飞行员最喜欢的风的状况了,他/她可以以合理的空气速度接近,给予很好的气动控制,在飞艇重量变化的范围内完成成功的着陆.如果在进场过程中不能确定合适的动力设置,动力杆应当设为空转,以观察地面速度/空气速度如何改变,然后再调整动力.例如如果空气速度减少到 15 节,地面速度为零,必须设置动力来产生略大于 15 节的空气速度,以接近地面操作小组.然后当地面操作小组赶到时,降到 15 节.频繁的小动力调整不是必需的.为了维持地面位置,相同的最终动力设置大约正确就可以了.

为了抵消净重或者净轻,配平角度应当减少到超过微风的情况,因为控制在整个过程中都会保持有效,并且不希望在这种微风情况下保持错误的配平.飞艇的惯性不像微风时那么明显.

12.11.1.3 强风

在这种情况下,飞艇在整个进场过程中(包括着陆)都可以得到很好的气动控制.一旦当风速与选择的合适的动力匹配时,通过使用小姿态变化来调整下降率,可以在整个重量的范围内进行真正的垂直着陆.

12.11.2 矢量化

在矢量推进飞艇上, 这些技术通常优先于气动技术. 可用矢量范围和任何相关的动力限制都会影响一些步骤.

为了在任何风的情况下都能着陆 —— 除了垂直着陆 —— 需要应用一个非常成功并且已被证明有效的方法, 建立一条选择好的路径, 并飞向地面操作人员, 同时保留像传统的跑道具有的指示灯一样的视场. 不同的速度下, 可以使用浅的、正常的或者陡峭的进场路径. 适当考虑进场中的障碍物或者飞艇系统的限制, 比如副气囊空气系统对下降率的限制. 应当仔细监控接近着陆点时的速度. 在到达那个点时, 这个速度应当是非常低的.

12.11.2.1 无风和微风

对于大致处于平衡的飞艇, 并不要求矢量推力, 主要目的是向下飞向地面操作人员, 并且在他们捕获飞艇时保证较低的地面速度. 安装了反向推力的飞艇可以更快的进场, 然后在进场后期减少速度. 但是如果这不可用的话, 就必须在进场的早期形成正确的空气速度, 同时适当考虑特殊飞艇的惯性. 在完成的最后阶段, 一些飞行员可能会选择使用小的向上矢量角度与反向推力相结合.

当净重/轻从平衡位置处增加时, 发动机必须提供合适的向上/向下推力与矢量角度, 这样向前的推力分量会产生所要的低地面速度. 在无风的情况和达到最大净重/重时, 矢量可用角度大于 90° 的要求是最好的. 120° 可以产生小的延迟力, 或者允许动力脉冲使下降停止, 而不用产生向前的加速度. 此外, 可以通过抛放水压舱物减少净重, 而静态配平应当是中性的.

12.11.2.2 不稳定的微风

在这种风的情况下, 因为方向舵在低进场速度时不是特别有效, 很需要使用微



图 12.4 飞艇编队飞行在长岛上空, New York, 1986 年 7 月

风推力以对抗侧向阵风和控制进场路径。在大致的静态平衡状态, 飞行员不会选择使用矢量系统, 而是像前述那样着陆, 使用动力脉冲来抵消进场过程中任何偏航或者横向偏差。同时必须使用反向动力来帮助抵消偏航和减少空气速度。短时间不对称的动力脉冲不会使空气速度产生明显的升高。

当净重/轻增加时, 必须采用偏离水平位置更大的矢量推力角度。由于要求较低的进场速度, 推力的向前分量通常比较低。如果允许或可以得到, 矢量角度也可能比较大。当遇到侧向阵风时, 矢量角度必须减少, 因为动力被用来抵消偏离, 可能会在相反的发动机上选择反向推力。矢量角度必须迅速减少到 30° 以下, 所要求的动力也要有明显的增加。如果较早的感应到阵风, 并立刻采取反应, 偏差会非常小。在其他情况下, 可能要求飞行员避让。当接近地面时, 选择向下矢量角度应用高动力设置时要格外小心。

艇尾或者艇首推进器的安装将会大大简化和提高这种情况下近距离的操作。增加了质量的飞艇会较少受给定阵风的影响。

12.11.2.3 和风

如前所述, 这是飞行员最喜欢的风。如果飞艇在平衡位置附近, 很可能不会产生任何的矢量偏差。不管怎样, 当飞艇轻微静态重时, 一些飞行员更愿意选择正矢量角度着陆, 用俯冲的升降舵来对抗净重。如果需要的话, 这样避让更迅速。

现在考虑静态重的情况。当飞艇按照选择的进场路径向下飞时, 空气速度和以前一样减少, 从而减少了地面速度。目的是: 在靠近地面操作小组时, 得到低速或者零速的向前速度。随着空气速度的减小, 气动升力消失, 下降速率增加, 这通过抬升前端来抵消。但是随着速度进一步减少, 净重必须由矢量推力分量来抵抗。

如果是恒定动力, 选择向上矢量将减少向前的推力, 但会产生一个垂直的向上向量。飞行员必须不断地评估下降速率和地面速度, 根据需要调节动力和矢量角度的设置。着陆时, 飞艇的矢量角度和动力设置要从中到高的变化, 以维持与地面速度匹配的向前分量。从稳定的进场注意到, 分三个阶段渐进的选择矢量到 45° 或者 50° , 并使用恒定动力装置, 将会减少向前的分量和增加向上的分量; 通过升降舵可以微调下降的速率。

如果要求垂直着陆, 飞艇应当被带到着陆场地, 通过调节动力和矢量角度实现垂直下降, 并且要确保有足够的向前推力分量来维持地面位置。姿态调整可以对下降速率进行再次的轻微调节。矢量应当在飞艇接地时返回到水平位置, 动力要调节到与地面风速相匹配。

对于静态轻的情况, 可以使用相同过程的镜像。当空气速度在进场过程中降低时, 通过升降舵来降低飞艇前端, 可以维持下降率, 紧接着选择和改变向下矢量角度

和动力设置, 以产生正确的垂直和向前速度.

12.11.2.4 强风

对于宽范围的净重/净轻, 飞行员不太可能用矢量控制. 这是因为升降舵产生的俯仰控制很微弱, 需要很大的向前的推力分量. 惯性的作用不是很明显, 并且如果进场设置的读数起点高, 飞艇将会对动力改变做出反应.

接近净重/净轻的上限, 矢量可以在和风的情况下应用. 但是由于采用高功率设置, 要求角度小, 比如达到 30° . 此外, 在着陆时, 减少矢量角度到零和维持动力以匹配地面风速是很重要的.

第 13 章 性 能

R. Hunt

13.1 任务注意事项

在多数情形下,对于重于空气的飞行器而言,其有效载荷取决于飞机场场地、重量、高度和温度限制的爬升等因素.相反,飞艇的有效载荷一般取决于巡航飞行高度上盛行的气候条件下的可用浮升气体.这意味着在设计过程早期就要确定出关键的巡航高度、温度条件、载荷和任务剖面,否则它们的变更会导致飞艇体积的很大变化.只有在很短的机场跑道下,起飞性能才成为一个限制条件.其他特点与重于空气的飞行器对比如下:

(1) 飞艇发动机通常采用的功率体系不同于重于空气的飞行器,生产商提出的燃油消耗率(SFC)一般不可依赖.

(2) 相比重于空气的飞行器,动力输出装置对驱动轻于空气的飞行器的部件和任务设备的影响有更大的意义.

(3) 市场上供应的发动机和推进器一般是为具有更高飞行速度的重于空气的飞行器设计.

本章针对以上不同点进行阐述并探讨一些解决方法,下面首先解释几个易于混淆的概念.

13.2 最大飞行使用燃油

用于飞行时的最大燃油量取决于起飞和降落的重量之差.

起飞重量高于平衡状态时的重量,要可以(对于具有多发发动机的飞艇,其中一台发动机在临界点失效)保障飞艇在飞行路径上任意点都不损失高度地爬升至 50 英尺.该重量也可能受到结构最大重量或者跑道长度的限制.对于最先进的垂直起落飞艇,该临界点通常在飞行员掠过机组组长头部位置时为可接受点.

飞行手册中给出了最大净轻(Maximum lightness).它一般低于平衡重量,高于当中等驾驶能力的飞行员不容易控制飞艇时候的飞艇重量,尤其对降落阶段做了特殊强调.

当把水配重系统装配到活塞发动机的动力设备中时,可供通常使用时的燃油总

量会增加. 水替代了消耗的燃油重量. 理论上, 添加了该配重系统后, 飞艇可以起飞并巡航在任意的速度直至最大速度, 并保持平衡. 但实际上, 该系统更消耗能量, 因为它的重量较大 (或者, 据前面的例子, 安装水箱使阻力增加), 对其进行发展和验证也很昂贵. 就目前技术水平而言, 设计者可以选择一种方案使飞艇以最大净重起飞, 并以最大连续功率进行巡航. 然后启用配重系统, 虽不能 100% 补充燃油的消耗, 但足以保障设计中所运载燃油的全部使用, 这也是最坏的情形. 如果以较低的速度进行巡航, 就不需达到最大净重. 因为随着发动机功率的减小和燃油的消耗, 在一些设计功率低于最大巡航功率 (MCP) 时, 配重可达更大百分比, 甚至达到 100%.

由于涡轮增压发动机排出的废气中含有高质量流且低位悬浮的水, 有人提出一个实用的建议, 就是回收不足量的水.

另一个替代水回收的方法是: 飞艇下降到地面并拾起压舱物. 是否采用这种方法取决于具体的任务, 实际操作起来可能不可取.

在突发情况下, 也可以释放氦气来减小浮力. 该方法代价较高, 不适用于通常的情况.

对推进方式的创新, 比如利用太阳能或燃料电池, 可能会在将来技术成熟并且可以以其较轻的重量与传统动力单元相媲美时得到解决.

图 13.1 进行了总结, 假设载荷表允许, 可以运载燃油的量至少为最大净重与最大净轻之差.

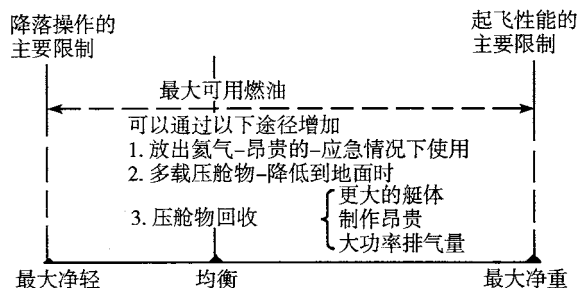


图 13.1 最大飞行使用燃油

13.3 发动机的选取

飞艇水平飞行时需要的功率范围一般远远超过重于空气的飞行器. 性能工程师在为飞艇选择发动机时比较困难. 发动机厂商提出的燃油消耗率是基于重于空气的飞行器的要求, 除了关掉动力的情况, 飞行中的功率一般超过起飞时功率的 50%. 厂商通常针对最大巡航功率、最久持续功率或起飞功率 (TOP) 提出燃油消耗率 (SFC). 最大巡航功率 (MCP) 至少为起飞功率 (TOP) 的 80%. 图 13.2 表明以上两

种情况的燃油消耗率存在差别, 而且与重于空气的飞行器的满功率范围存在微小的不同.

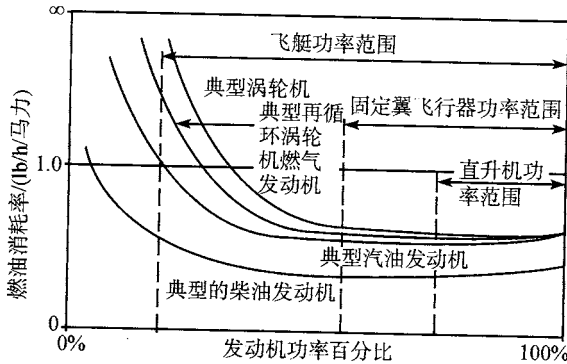


图 13.2 不同种类飞行器的燃油消耗率

另一方面, 飞艇使用起飞功率的时间很短, 一般不超过 30s, 以获得较短跑道长度和高起飞重量. 巡航时所用功率的百分比更低.

一架小型飞艇以 30 节的速度巡航时所用的典型功率不到起飞功率的 20%. 图 13.2 表明: 在低功率时, 所有发动机的燃油消耗率相当高, 尤其是涡轮发动机在起飞功率或最大巡航功率下的燃油消耗率相当高, 均达到高功率时的 4 倍之多.

涡轮发动机在低功率时的高燃油消耗率可能是由自身持续地面空转的燃油消耗导致的. 一种最受欢迎的小型涡轮在地面空转 (0 马力) 时的燃油消耗量为 34 千克/小时/台 (75 磅/小时/台). 装有类似尺寸的活塞式发动机的小飞艇, 消耗相同的燃油, 可以达到的巡航速度超过了 35 节.

涡轮发动机在低功率时的高燃油消耗率可以通过运行单台发动机来减小, 不过这会增加不对称阻力. 活塞式发动机的飞行器获益同此. 能否获益取决于具体的发动机/推进器组合, 包括燃油消耗率同功率的关系曲线和推进器效能的影响, 以及后面讨论的动力输出装置的影响.

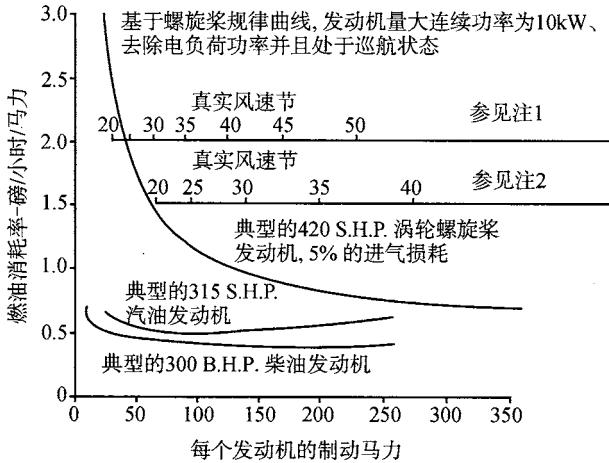
图 13.3 表明不同具体情况下操纵一台或两台发动机的效能.

因此在为飞艇选择最终的动力设备前, 应确定每台发动机的燃油消耗率曲线.

如果仅为短航时飞行做设计, 使用涡轮发动机有优点. 相比普遍使用的活塞发动机, 它具有较轻的安装重量 (也可安装在外侧, 如果供油系统允许, 可进行矢量转向). 但是, 涡轮发动机驱动飞艇与往复式运动的发动机驱动飞艇相比, 飞行持续时间上不是很有吸引力; 巡航速度增加时, 持续时间更差. 这是由于超过此飞行持续时间, 涡轮发动机驱动飞艇较高的燃油消耗量抵消了其安装重量轻的优势. 发生这种变化的飞行持续时间点可以通过构建一个类似图 13.4 的考虑了飞艇尺寸和动力装置的航时关系图确定. 该图要计算所有工作的发动机, 包括不对称情况.

这张表只提供特定的发动机的资料, 飞行速度在30KTAS (节), 一对发动机或单个发动机的燃油量分别是:

a) 典型的涡轮螺旋桨发动机:	187 & 134 Lb/Hr.
b) 典型的汽油发动机:	63 & 69 Lb/Hr.
c) 典型的柴油发动机:	53 & 51 Kb/Hr.



1. 净重200 kg吊舱上安装2个发电机的13000m³飞艇发动机所需要的近似制动马力B.H.P.
2. 一个单独的不对称发动机大约需要巡航的B.H.P.

图 13.3 不同巡航条件下涡轮螺旋桨和活塞式发动机的功率 - 燃油消耗率 - 速度关系

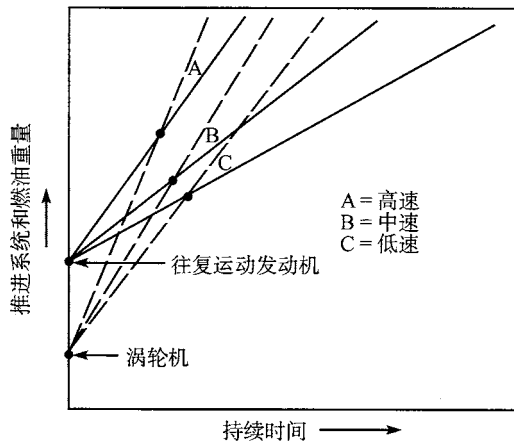


图 13.4 不同种类发动机的推进系统和燃油总重量与飞行时间关系

如果没有任何形式的压舱物回收, 在正常使用情况下, 使用的燃油重量 (包括储备量和当作压舱物抛掉的) 决不应该超过最大净重和最大净轻的差值。

为得到类似图 13.4 的图表, 应对考虑的每个推进器系统组合进行计算, 如果不含任何形式压舱物回收, 应考虑最大净重加上最大净轻.

13.4 动力输出装置

现在某些系统, 比如观光游艇的空调或配合军事行动的任务, 要用电力来驱动, 其需求量比以往几年更大. 这是因为相比重于空气的飞行器, 驱动飞艇需要的功率较低, 这些系统消耗的功率占总功率的比例很高.

相比重于空气的飞行器 (需要发动机总功率的 5%~15% 来驱动电子设备), 经调查, 某飞艇军用系统的电量需求已超过飞艇以低 - 中等速度巡航所需总功率的 65%. 这意味着最大飞行使用燃油包括两部分. 相比于推进需求的燃油, 用来产生电力需求的燃油确定续航时间的作用更为显著.

因而在确定如何产生这些动力时应多加注意. 现在标准的重于空气的飞行器, 辅助动力装置总是由耗油率高 (按 LTA 标准) 的小型涡轮发动机提供动力, 这些辅助动力装置产生大量的废气而不是电力, 而飞艇所需要正是电力. 用活塞式发动机提供动力的辅助动力装置来驱动电力发电机通常要花费很高的代价研发专门应用设备. 如果可能, 最好的解决方法是由推进发动机来驱动发电机, 这总是给出最低耗油率 (和安装重量). 但是由此产生的匹配发动机/发电机转速范围的燃油使用量可能会产生问题, 这取决于所用发动机的型号. 而且, 所需的起飞动力可能要重新计算, 这取决于起飞阶段所需的电力.

13.5 发动机驱动和推进器

发动机可装于吊舱内, 通过传动装置连接到推进器, 利用轴或皮带传动等来改变方向和降低转速. 或者, 可以直接与推进器结合到一起并安装于吊舱或艇体的外侧. 两种情况均可选择推力矢量.

发动机通过传动装置驱动推进器, 有可能获得合理的推进器效率. 但飞艇处于正常巡航速度时, 这个效率不太可能超过 65% 到 70%, 除非使用很大的低转速推进器. 如果用重于空气的飞行器的发动机直接驱动推进器, 而不经中间变速箱, 则推进器的效率正常巡航时可达 50% 到 55%. 这是因为它们的输出转速是为更高的重于空气的飞行器速度而设计, 尤其是涡轮发动机. 很多设计研究引用的安装效率远超出实际可达到的, 这因为推进器性能与发动机输出转速和飞艇速度的匹配存在困难.

为获得最高的效率, 要求发动机、推进器和飞艇厂商之间在设计早期阶段就要密切合作. 其原因是为了得到更低的正常巡航速度.

13.6 艇 重

本书第 9 章研究重量, 飞艇用于推进的燃油总量是非常节省的. 这是值得注意的 (对设计完成重于空气飞行器相同工作的飞艇), 因为这种节省取决于速度, 飞艇单位超重对续航时间的影响, 可能是重于空气的飞行器的 200 倍或更多.

在设计阶段, 如果没有重量数据库可用, 在初始构造时就应该使用仅有的经过验证过并且在役的飞艇的相关数据, 然后再使用飞行手册中验证过但没公开的数据. 已经建造好但没有试飞或鉴定的飞艇的重量数据绝对不能使用, 除非是亲自校验过. 对设计研究推导出的重量数据更是绝对不可使用.

无以往记录供借鉴时, 生产商设计和或制造的飞艇比设计空重重 30%. 特别地, 系统似乎是太经常过分乐观的地方.

空重就超出 30%, 不仅所有留给燃油的初始余重消失, 连最初计划很可观的有效载荷量也会不见了, 最初所谓的操纵性能也毫无意义.

重量的估算和控制对于飞艇设计的重要性远远超过了重于空气的飞行器.

13.7 浮升气体升力

对于一定体积的艇囊, 不超热, 浮升气体的升力主要取决于艇囊所充气体的压力高度和温度条件, 这影响到 I.S.A 海平面条件下充气的比例. 氮气的纯度也会改变升力. 设计最初应确立巡航高度、氮气纯度和温度条件.

为允许温度、超热度和大气压力的变化, 压力高度一般选择高于要求巡航高度一千英尺. 这可保证满足大部分时间内巡航高度的要求.

现代艇囊材料具有更高的性能来维持氮气的纯度, 因此相比过去, 设计时允许使用更高纯度的氮气. 目前 97.5% 的纯度较合适.

表 13.1 给出了每 1000m^3 体积的气体升力在 97.5% 氮气纯度时, 随压力高度和温度的变化的关系. 其他气体纯度会改变数值.

为了达到设计的目的, 为特殊的压力高度和温度条件制定充气量时, 气体升力保持常量 (氮气纯度和超热的改变除外) 直至压力高度, 与飞艇飞行处的温度和高度无关.

降低温度的影响是增加了压力高度, 反之, 温度增加, 压力高度降低.

地面超热通过用一些较轻的氮气替代空气来增加升力, 但在飞行中超热消失后, 该方法不可使用, 艇重一定不可超出最大静重. 如果飞行中所有超热没有消去, 则压力高度减小. 在设计时, 如果超热可能不存在, 就一定不要考虑.

表 13.1 每 1 000m³ 艇囊体积的浮升气体升力

温度	ISA-	ISA-	ISA	ISA+	ISA+	ISA+	ISA+4
	20 °C	10 °C		10 °C	20 °C	0 °C	0 °C
压力高度/ft	浮升气体升力 (千克每 1 000 立方米艇囊体积)						
0	1 107	1 067	1 030	995	963	933	904
1 000	1 075	1 036	1 000	966	935	905	877
2 000	1 044	1 006	971	938	907	878	851
3 000	1 014	977	942	910	880	852	825
4 000	985	948	915	883	854	826	800
5 000	956	921	887	857	828	801	776
6 000	928	893	861	831	803	777	752
7 000	901	867	835	806	778	753	729
8 000	874	840	810	781	754	729	706
9 000	848	815	785	757	731	706	684
10 000	822	790	761	733	708	684	662
15 000	702	674	648	624	602	581	561
20 000	597	572	549	528	508	490	473
25 000	504	482	461	443	426	410	395

在全世界范围内, 离开海岸距离大约 50 海里, 水上面的温度很少超过 I.S.A. +13 °C, 每日的温度变化也相当小. 在这样的位置, 使用 I.S.A. 浮升气体升力在大部分时间是可以接受的. 采用高于要求的巡航高度 1 000ft 的压力高度也是正确的.

陆地, 尤其是在山区的沙漠区域, 温度变化很大, 在白天温度可能超出 I.S.A. +30 °C, 在这些地方应使用精确的温度 (在海平面至 9 000ft 压力高度飞行——可能存在 40 °C 的温度变化范围——为获得最佳的起飞性能, 要求 34% 体积的副气囊并选择白天最冷的时刻起飞).

在计算气体升力时, 应牢记要处理的是通常由柔韧的布来维持的体积, 相比于刚性材料, 尺寸上的控制非常困难. 线性公差的控制不可能比 $\pm 2\%$ 更精确, 而该范围对应的理论上测定体积的扩展为 $\pm 6.12\%$. 实际上, 由于材料的结构, 测定体积的公差一般不超过 $\pm 2\%$. 因而, 为保障任何情况下的升力值, 包括以负尺寸误差计算得到的升力, 在生产时, 线性尺寸将超出计算所得体积的 2%.

13.8 飞艇尺寸

确定必需的飞艇尺寸的一种方法是, 画出飞艇体积对应可用燃油重量的曲线, 并与特定任务所需求的燃油重量画在同一张图上. 图 13.5 为某假定交叉曲线图.

对于初始估算, 仅三个点即可提供足够的准确性. 对于不同的艇体体积, 需要计算升力, 然后减去艇重, 包括任务设备、装置、机组人员、食物和所有其他计划携带

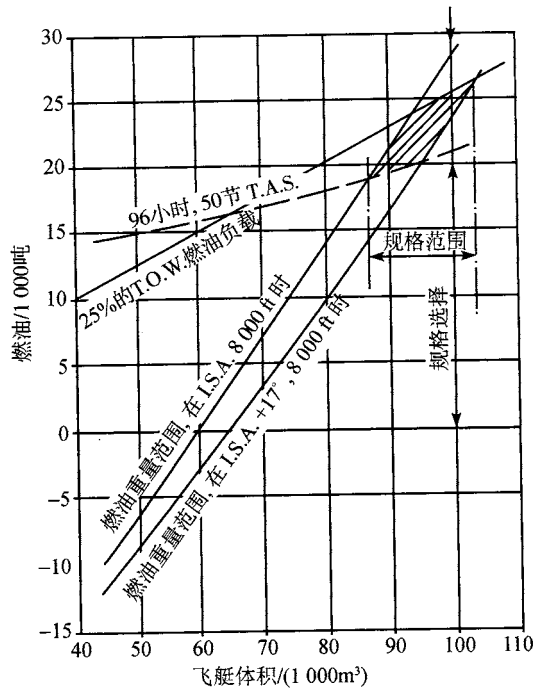


图 13.5 原始飞艇尺寸图

的载荷重量, 这样就可以得到所有可携带燃油的总量. 通常, 重量等于水和其他颁证机构认可的可用压舱物的质量. 在某些情况下, 机构允许燃料作为可释放的压舱物. 这时, 飞艇达到最大重量, 去掉任意其他的可释放压舱物 (比如释放艇头压舱物), 其重量可以加到上面说的燃油总重上. 如果燃油允许作为可释放的压舱物 (目前世界范围内均有此需求), 最大起飞重量一定不可超出最大结构重量和起飞时携带燃油的 80% 加上任意别的压舱物的总重量二者的较小值.

对于每一体积, 制定任务所需的燃油量可由阻力、推进器效率和发动机功率 - 耗油率曲线计算得到.

在完成吊舱、推进系统、尾翼、起落架等重量的估算后, 再计算飞艇的体积, 是比较合适的. 但不幸的是, 由于艇囊相对来说成本较低, 追求经济效益的目的决定了先从这项开始.

把估计艇重时的百分比误差添加到图 13.5 估算的艇重上, 就可确定出修正这些误差所需的体积修改.

13.9 风的影响

飞艇在执行一般的巡航、监控, 或广告和游览任务时, 风的影响并不大. 这是因

为它们的飞行航线往往是环形的, 如果有需要, 还可飞大气“等压线”航线.

但当飞艇运送乘客时, 风对性能则有较大影响, 这是因为飞艇的空速较低.

举例, 图 13.6 给出了约 90 000 m³ 体积的飞艇逆风飞行时的影响范围. 每一架运送乘客的飞艇都应制作出类似的图表. 注意该例运用了水回收.

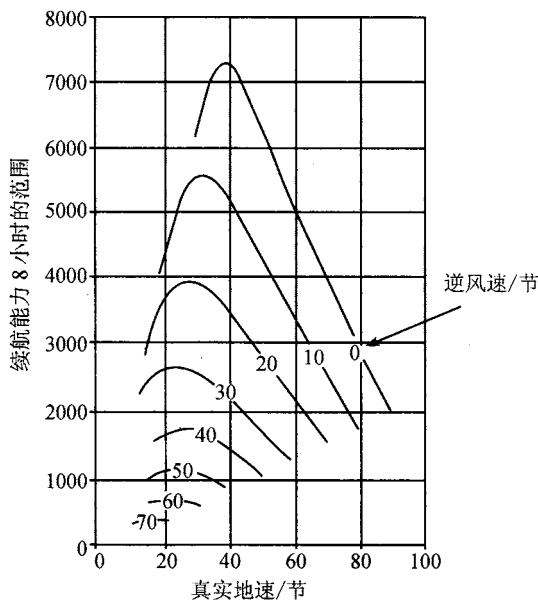


图 13.6 不同逆风速度下对应真实地速的范围

图中的巡航速度, 即以节为单位的真实空速, 由风速和真实的地速叠加得到.

按照美国气象局 41 号技术报告, 1961 年 6 月“北半球上空的风象”指出, 伦敦上空 5 000ft 处的平均无向风 (50 百分点) 在 12 月到 2 月风速超过 26 节, 6~8 月为 19 节. 无向风意思是风来自任意方向, 同时期内 90 百分点的无向风对应的风速分别为 48 和 33 节. 一条航线一般以 90 百分点的逆风作为实际飞行的航线来安排航线时间表.

不过飞艇不能以这种方法来制定航线和时间表. 在运送乘客时, 它们的操纵更像快艇一样, 不管风向如何, 都尽量利用风的优势.

第 14 章 改 进

E. Mowforth

14.1 概 述

飞艇的许多基本操作问题都与浮力控制、燃油消耗以及界面运动 (例如着陆, 锚泊, 负载调整, 起飞等) 等功能密切相关。

近年来, 有人对飞艇的基本概念提出了一些改进, 在某种程度上对上述领域有所帮助, 一个明显的例子就是矢量推力. 1920 年以前矢量推力已经开始应用在一些飞艇上, 1931~1933 年曾用于美国海军的“阿克伦”号上, 1933~1935 年曾用于“梅肯”号上. 20 世纪 70 年代, 它又被重新应用于飞艇工业公司的“天舟”(Skyship) 系列飞艇中. 伴随着控制效率的提高, 飞行员的工作强度得到了降低. 在试验飞艇上还使用了电传飞行或光传飞行传输方式来替代直压电缆.

20 世纪 30 年代, 美国海军制造的硬式飞艇使用了回收废水技术, 以减少飞行时由于燃料的消耗造成的重量损失, 并取得了一定的成功. 这项技术曾被提议用于现代的柴油机动力飞艇项目中, 虽然这种飞艇从未试飞过.

关于浮力、燃油消耗和界面运动等问题, 除了以上这些经过验证的策略, 人们不断提出许多其他的理论研究方法. 由于重量的原因, 其中很多提法都是不切实际的, 还有一些建议只能勉强应用于一些特殊的例子中. 不同的机构不断重复地提出这些建议. 本章将简要地考察和评估一些较为普遍的概念.

14.2 操纵浮升气体进行浮力控制

通常采用操纵浮升气体的方法, 来实现软式飞艇在飞行过程中的浮力控制. 本节将讨论该技术普遍采用的形式.

14.2.1 浮升气体增压

增压的目的是通过提高副气囊的输入压力, 从而提高浮升气体的压力. 当然这个过程是可逆的, 可以通过减少浮升气体的体积, 增加浮升气体的密度, 或者在一定程度上也可以通过增加副气囊内空气的密度, 来降低浮力.

图 14.1 对比了软式飞艇的艇囊 - 副气囊组合的两种情形.

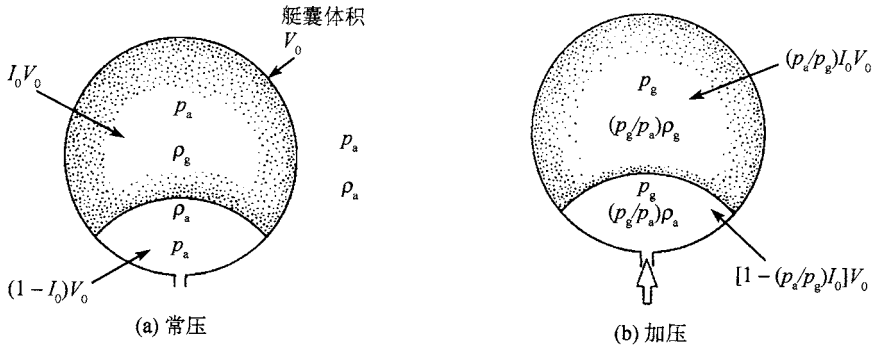


图 14.1 浮升气体增压的机理

在图 14.1(a) 中, 设副气囊和气体的平均压力为一个大气压 p_a (忽略空气的静力梯度), 艇囊的最大体积为 V_0 , 膨胀系数为 I_0 , 静升力为 L_0 , 则:

$$L_0 = I_0 V_0 (\rho_a - \rho_g) \quad (14.1)$$

气囊内的浮升气体压力为 ρ_g , 其中, ρ_a 和 ρ_g 分别为在标准大气压下空气和浮升气体的密度。

在图 14.1(b) 中, 副气囊内的空气压力增加到一个更高的值 p_g (假设整个加压过程是等温过程), 则浮升气体的密度升为 $(p_g/p_a)\rho_g$, 体积将减为 $(p_a/p_g)I_0 V_0$ 。与此同时, 副气囊的体积将升至 $[1 - (p_a/p_g)I_0]V_0$, 内部空气密度变为 $(p_g/p_a)\rho_a$ 。

则加压后的系统的总升力为

$$L_p = (p_a/p_g)I_0 V_0 [\rho_a - (p_g/p_a)\rho_g] - [1 - (p_a/p_g)I_0]V_0 \rho_a (p_g/p_a - 1) \quad (14.2)$$

其中, 第二项表示副气囊中空气的增加重量。

因增压引起的升力减少的比例为 $(L_0 - L_p)/L_0$, 简化为

$$\delta L/L_0 = (\delta p/p_a) / \{I_0 [1 - (\rho_g/\rho_a)]\} \quad (14.3)$$

其中, δL 表示由压力微分 $\delta p (= p_g - p_a)$ 引起的升力减少值。

为方便起见, 设升力的减少值与零压可用升力成比例, 取 $L_{d0} = k_d \times L_0$:

$$\delta L/L_{d0} = (\delta p/p_a) / \{k_d I_0 [1 - (\rho_g/\rho_a)]\} \quad (14.4)$$

为了储存更高压力的气体, 必须增加艇囊重量, 从而减少了可用升力, 这个减少的量必须加以考虑。

可将艇囊重量看作是由固定的成分组成的, 并且与压力差相互独立。这些组分包括不同的附件、防护层、加强结构和基本艇囊组分 (代表抗拉艇囊承受内部压力)。

最后一个组分 W_s , 可以认为与艇囊表面的压力差成比例, 即 $W_s/L_0 = k_s \times (\delta_p/p_a)$. 如果预先知道需要加压, 艇囊的重量要满足预计的压力增加值, 即使使用时并没有加压也是如此. 因此最大可用零压升力为

$$L_d = L_{d0} - W_s \text{ or } L_d/L_{d0} = 1 - (k/k_s)(\delta_p/p_a) \quad (14.5)$$

取一些典型值 (国际标准大气海平面):

$$I = 0.9;$$

$$\rho = 0.170 \text{ kg/m}^3 \text{ (氮气密度);}$$

$$\rho = 1.226 \text{ kg/m}^3 \text{ (空气密度);}$$

$$k = 0.4;$$

$$k = 10.$$

由式 (14.4) 得

$$\delta L/L_{d0} = 3.225(\delta_p/p_a) \quad (14.6)$$

由式 (14.5) 得

$$L_d/L_{d0} = 1 - 25(\delta_p/p_a) \quad (14.7)$$

式 (14.6) 和式 (14.7) 的结果如图 14.2 所示, 通过该图可以清晰地看出: 为保证艇囊强度而增加的重量, 在很大程度上阻碍了通过增加浮升气体压力来控制浮力这一方法的应用.

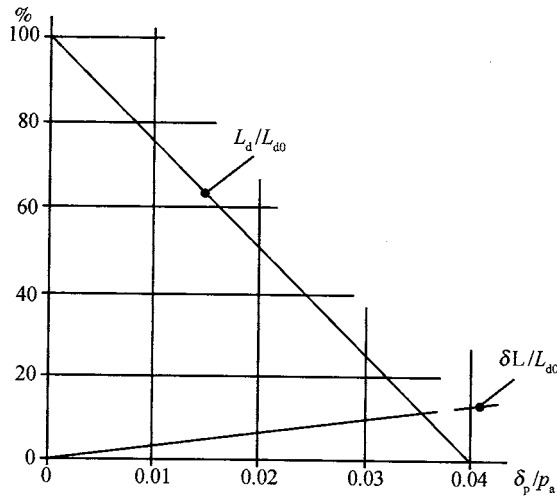


图 14.2 浮升气体增压的效果

取 k_d 的值 0.4, 该值可将可用升力降至典型值 $0.3L_0$ 的情况下. 一般操作时的工作压差大约为 0.01 个大气压, 进一步加大压力差会造成可用升力急剧损失. 假设艇囊设计成可以承受的压力差为 0.04 个大气压, 可用升力将消失.

当然, 以上的值是建立在假设方程中的一些参数为常值的基础之上的, 但是还没有合理的偏离这些值的数据能够确认所建议的系统的生存力.

14.2.2 浮升气体加热

在这个建议采用的系统中, 浮升气体不能够产生在环境温度下正常飞行所需的升力. 因此, 在飞行之前, 加热浮升气体以使升力达到要求的水平, 这样就可以通过进一步加热或者冷却来控制浮力.

应用该机制的软式飞艇, 通常利用副气囊的空气进行加热, 比如使用发动机排放的废气. 图 14.3 说明了这种系统的参数. 在该系统中, 假设浮升气体和副气囊的空气在“冷状态”(图 14.3(a)) 以及为了增加浮力而加热的“热状态”(图 14.3(b)) 具有相同的温度, 在所有状态下, T 代表绝对温度, 所有变化过程都是等压变化过程.

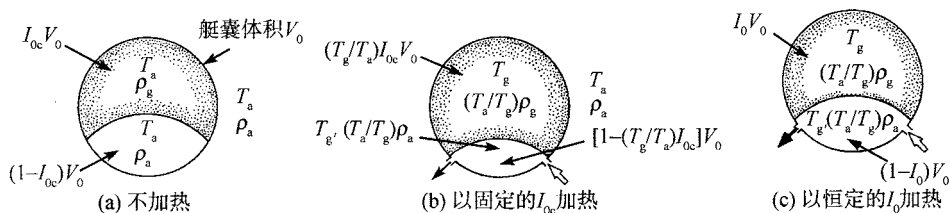


图 14.3 浮升气体加热的机理

图 14.3(a) 中的温度始终是标准大气下的绝对温度 (T_a/K), 相应地, 空气密度是 ρ_a , 浮升气体密度为 ρ_g . 同 14.2.1 节一样, 静升力由式 (14.1) 求出. I_{0c} 表示在海平面位置处“冷状态”下的膨胀系数.

副气囊和浮升气体的绝对温度升至 T_g , 导致膨胀系数增加为 $(T_g/T_a)I_{0c}$, 同时浮升气体和副气囊空气的密度将以相同的比率减少. 根据图 14.3(b), 总升力变为

$$L_t = (T_g/T_a)I_{0c}V_0[\rho_a - (T_a/T_g)\rho_g] + [1 - (T_g/T_a)I_{0c}]V_0\rho_a[1 - (T_a/T_g)] \quad (14.8)$$

式中第二项表示副气囊的浮力.

升力成比例增加到 $(L_t - L_0)L_0$, 简化为

$$\delta L/L_0 = [1 - (T_a/T_g)]/\{I_{0c}[1 - (\rho_g/\rho_a)]\} \quad \delta L = L_t - L_0 \quad (14.9)$$

或者, 依据“冷状态”的有效载荷 $L_{d0} = k_d L_0$:

$$\delta L/L_{d0} = T/\{k_d I_{0c}(T_a + \delta T)[1 - (\rho_g/\rho_a)]\} \quad (14.10)$$

其中, δT 是温度差, 即 $T_g - T_a$.

取一些典型的值 (国际标准大气海平面):

I_{0c} 为 0.9;

ρ_g 为 0.170kg/m^3 (helium);

ρ_a 为 1.226kg/m^3 ;

k_d 为 0.3 (参照 0.01 个大气压下的参数 δ_p);

T_a 为 288K.

式 (14.10) 化简为

$$\delta L/L_{d0} = 4.3/[1 + (288/\delta T)] \quad (14.11)$$

图 14.4 所示的结果似乎暗示着, 只要增加一点温度, 有效载荷就会有相对来说很大的增加. 不幸的是, 温度的增加将会降低压力高度: 副气囊的体积为 $(1 - (T_g/T_a)I_0)V_0$, 如果取 $I_{0c}=0.9$, 当 $T_g = T_a/0.9 = 320\text{K}$ (表示温度差 T 只有 32°C) 时, 该值就变为零, 也就是说压力高度降至海平面.

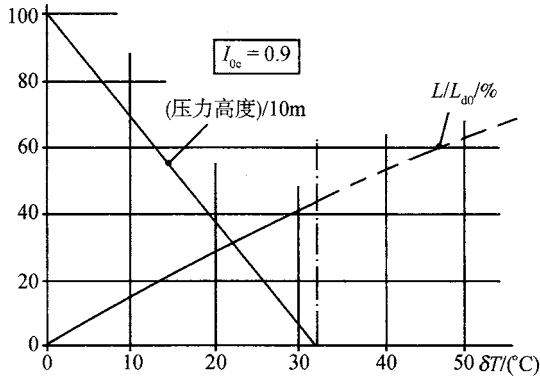


图 14.4 在固定膨胀系数 I_{0c} 下的气体加热效果

为了能够正常运行, 必须维持一个固定的压力高度. 也就是说, 在海平面高度上, 不论在什么样的工作温度下, “热”膨胀系数必须保持不变. 设膨胀系数为 I_0 , 那么相应的“冷”膨胀系数 $I_{0c} = (T_a/T_g)I_0$, 因此, 温度从 T_a 升高至 T_g 将会导致膨胀系数由 I 增加至 I_0 . 这会相应地节省浮升气体 $[1 - (T_a/T_g)]$, 效果可能很显著, 但也可能没有效果.

对于固定的 I_0 , 加热后的升力变为 (参照图 14.3(c)):

$$L_t = I_0 V_0 [\rho_a - (T_a/T_g)\rho_g] + (1 - I_0)V_0 \rho_a [1 - (T_a/T_g)] \quad (14.12)$$

这将导致升力相应地增加, 参照“冷状态”下的可用升力 L_{d0} , 当 $I_{0c} = I_0$ 时, 增加

比例为

$$\delta L/L_{d0} = (1/k_d)[1 - (T_a/T_g)]\{1/[I_0(1 - (\rho_g/\rho_a))] - 1\} \quad (14.13)$$

代入已知的几个量, 将变为

$$\delta L/L_d = 0.97/[1 + (288/\delta T)] \quad (14.14)$$

式 (14.11) 所表示的固定膨胀系数 I_{0c} 的增加量仅仅为 22.5%, 但是它提供了大约 1000m 的固定压力高度, 同时节省了 $100/[1+(288/\delta T)]\%$ 的氦气. 图 14.5 画出了式 (14.14) 计算的结果. 由图可以看出, 当工作温度差为 25°C 时, 将会增加 8% 的可用升力, 并节省相同比例的氦气.

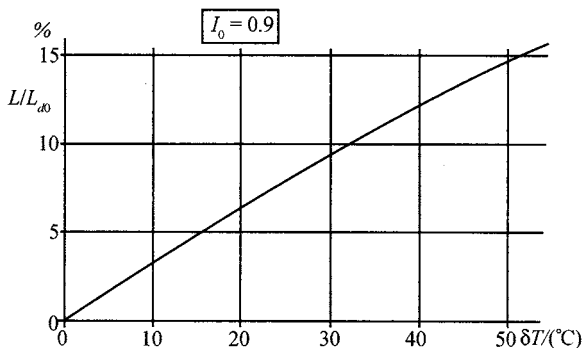


图 14.5 在固定膨胀系数 I_0 的情况下加热气体的效果.

判断这样的增量在真实的情况下是否值得, 必须考虑这一过程带来的损失, 即加热所需的能量及重量等. 在着陆时, 如果可以降低浮升气体的温度的话, 将大大影响着陆时间, 而在起飞时必须重新加热. 为了保持温度差, 地面上的一系列操作将会消耗相当大的能量.

如果简单地把发动机废气转移到副气囊里进行加热——就像通常所提议的那样——可以实现的话, 整个装置的安装重量可以做到很小. 问题是这个过程到底需要多少热量. 由于艇囊材料的静态热交换特性可能在一个较大的范围内变动, 而且在飞行过程中这些值也会随着飞行速度的变化而变化, 这里仅仅能够提供一个非常近似的估计.

给温度一个增量 δT , 表面的热量损失为

$$H = k_s S \delta T = k_s (NQ^{2/3}) \delta T \quad (14.15)$$

其中, k_s 为表面传热系数.

S 是艇囊表面积, $S = NQ^{2/3}$ (Q 为艇囊的体积), 为方便起见, 设热量流与推进功率 P 相关, 近似关系为

$$P = \rho_a Q^{2/3} V^3 K_p \quad (14.16)$$

其中, V 表示空速, K_p 表示飞艇的总体性能系数.

通过式 (14.15) 和式 (14.16) 可以得到

$$H/P = \{[k_s N K_p] / \rho_a V^3\} \delta T \quad (14.17)$$

假设:

$$k_s = 2 \text{ W/m}^2 / ^\circ\text{C};$$

$$N = 8 \text{ (典型外形情况下);}$$

$$K_p = 55 \text{ (基于现有中型飞艇的统计数据).}$$

式 (14.16) 给出

$$H/P = 700 \delta T / V^3 \text{ (近似值)} \quad (14.18)$$

假设飞艇以 100km/h 的速度巡航飞行, 式 (14.18) 表明, 要保持 25°C 的温度差, 热量流动需要消耗推进功率的 80%. 对于典型的活塞发动机来说, 其排出的尾气也是热量的 80%.

如果不增加结构重量和复杂的热交换系统, 从尾气中获取一半的热量都是绝对不可能的. 副气囊内的空气必须至少加热到浮升气体的 2 倍, 以保证所必需的热量流过相对较小的副气囊表面. 而且, 这样的简单加热的效果将随着副气囊体积的减小 (因为随高度的升高, 空气密度减小, 压力减小, 浮升气体体积变大, 使得副气囊空气体积减小) 而降低. 在更低的飞行速度下, 废气释放的热量将会更显不足.

一个可能的补救办法是采用双层艇囊来减少热交换系数, 但是这样艇囊的重量至少会增加 50%, 将导致可用升力损失至少 15%, 抵消了由于加热而产生的升力的增加. 以上的分析是很粗略的, 但是要想通过在任何合理范围内调整假设的数据得到一个浮升气体加热系统, 使其可用性得到肯定似乎不太可能.

1975 年, 在古德伊尔 (Goodyear) 的一篇调查报告中提出了一种更加乐观的从推进系统中获取废气的热量的估计. 假设通过一个效率为 60% 的热交换装置直接加热气体, 显然, 除了利用了废气中的热量外, 还利用了发动机冷却系统中的热量. 这将增加相当大的安装重量. 报告中没有提到压力高度因素.

14.2.3 压缩气体的储存

试图储存足够重的压缩气体来平衡整个有效负载是不现实的, 但逐渐储存压缩气体有好处. 这些好处表现在可以平衡燃料消耗损失的重量, 或者在处理过热或者雨冰的影响时, 可以在适当范围内进行浮力的控制.

这样的系统是否可行, 还要考察压缩气体所消耗的功率以及存储装置的重量和体积. 为了评估这些参数, 假设将气体存入一个体积为 Q_c 的容器中, 质量流量为

m_a , 并且该值很低, 以保证整个过程为等温压缩过程. 为简单起见, 假设周围环境为国际标准大气海平面, 此时, 大气压用 p_a 表示, 绝对温度用 T_a 表示. 设普适气体常数为 R_a , 那么流动开始前容器内的气体的质量就可以表示为

$$M_{a0} = (p_a/Q_c)/(R_a T_a) \quad (14.19)$$

经过时间 t 后, 容器内气体的质量将会变为 $m_a t + M_{a0}$, 在等温条件下的压力比为

$$R_p = 1 + (m_a t/M_{a0}) \quad (14.20)$$

这一情形下, 压缩气体所做的功为

$$U = p_a Q_c (R_p - 1) \ln R_p \quad (14.21)$$

时刻 t 的功率为

$$P_t = dU/dt$$

或者,

$$P_t = (p_a Q_c m_a / M_{a0}) [1 - 1/R_p + \ln R_p] \quad (14.22)$$

假设空气存储在圆柱形的长管里, 由上式可看出, 为了存储足够的气体 (飞行时间为 T), 这样管子的最小重量 (不考虑它的直径或者压力比) 大约是:

$$W_c = 2m_a T R_a T_a (\rho_c / \sigma_{\max}) \quad (14.23)$$

其中, ρ_c 和 σ_{\max} 分别表示容器材料的密度和设计张力.

为了明示, 设上述参数是储存压力比 R_p 的函数, 假定虚拟艇的艇囊体积是 $50\,000\text{ m}^3$, 以 80 km 每小时 (36 m/s) 飞行 $T=10$ 小时, 假设在国际标准大气海平面条件下飞行, $\rho_a = 10^5\text{ N/m}^2$, $R_a = 287\text{ J/kgK}$, $T_a = 288\text{ K}$.

根据式 (14.16), 飞艇需要的推进功率大约为 1500 kW (2000 马力).

假设平均燃油消耗率为 $10^{-4}\text{ kg/kW}\cdot\text{s}$ ($0.5\text{ lb/bhp}\cdot\text{h}$), 补偿这部分流动的质量流量 m_a 为 $1,500 \times 10^{-4} = 0.15\text{ kg/s}$ (0.33 lb/s). 10 小时内, 总的燃油消耗为 $m_a T = (0.15 \times 10 \times 3,600) = 5,400\text{ kg}$ (5.4 t). 根据式 (14.20), $M_{a0} = 5400/(R_p - 1)$, 根据式 (14.19) 得 $Q_c = 4,463/(R_p - 1)\text{ m}^3$.

随着压力的增加, 压缩空气所需要的功率将会增加, 当最终达到比率 R_p 时所需功率值达到最大. 根据式 (14.22), 这个例子中, 总的功率为

$$P_T = 12.4(1 - 1/R_p + \ln R_p)\text{ kW} \quad (14.24)$$

表 14.1 给出了由式 (14.24) 得到的峰值功率:

表 14.1 压缩气体所需的峰值功率

R_p	2	4	6	8	10
P_T/kW	14.8	26.5	32.6	36.6	39.7
P_T/hp	19.7	35.3	43.5	48.8	52.9

假设空气存储在工作张力强度为 $3 \times 10^8 \text{N/m}^2$, 密度为 1800kg/m^3 的长纤维缠绕玻璃钢管中, 式 (14.23) 给了管子的净重为 5356 kg. 实际上, 加上管道、阀门、支座以及单独的空气压缩机装置, 总重至少为 6000 kg, 或者说达到可用升力的 30%~40%. 直接采用经济可用的材料来减少容器重量不太可能, 有可能的是通过直接从活塞式发动机的增压器或者涡轮燃气机的压缩机中传送气体来减少压缩机装置的重量的重量.

存储装置的体积 $Q_c (= 4,463/(R_p - 1) \text{m}^3)$ 也可能相当大, 见表 14.2.

表 14.2 压缩气体的储存体积

R_p	2	4	6	8	10
Q_c/m^3	2 232	1 116	719	558	446
Q_c/ft^3	78 120	39 060	25 165	19 530	15 610

例如, $R_p = 8$ 时的体积, 需要直径为 1m 的管子的长度超过 700m.

压缩需要的功率是最小限的——绝对不会超过推进功率的 3%, 但是对于任何现实飞行时补偿的燃油损失方法, 容器的重量和体积 (太大) 将使该系统变得很不现实.

式 (14.23) 表明, 容器的重量与所存储的空的重量成比例, 所以, 如果控制范围为 1t, 将需要 1~1.5t 的储存重量. 然而, 这只是总升力的 2%, 只能起到很小的作用.

14.2.4 浮升气体的压缩存储

如果从艇囊中除去质量为 m_g 的浮升气体, 升力将损失 $(m_g/\rho_g)(\rho_a - \rho_g) = m_g[(\rho_a/\rho_g) - 1]$. 如果将抽取的气体是储存在艇上的容器中, 容器的质量将会增加 m_g . 于是, 总的升力的损失将是两部分之和, 即 $(\rho_a/\rho_g) m_g$.

根据上述对压缩气体的分析, 假设升力的损失率等于燃油的消耗率:

$$m_g = (\rho_g/\rho_a)m_f \quad (14.25)$$

接着求容器的重量, 在上述情形中已经得知, 容器的重量是一个关键因素. 与式 (14.23) 类似推出:

$$W_c = 2(\rho_g/\rho_a)m_f T R_g T_a (\rho_c/\sigma_{\max}) \quad (14.26)$$

使用上节已经提供的 (飞行时间为 10 小时的) 数据, 氮气的 $R_g = 2080 \text{ J/kgK}$, 公式 (14.26) 给出了容器最小的重量为 5380 kg , 非常接近于气体压缩系统的重量 5356 kg , 所需的体积也相似. 因而, 看起来氮气压缩存储系统会遇到与空气压缩系统同样的问题. 而且, 氮气系统在任何情况下都需要一个单独的压缩机, 或许还需要一个加热装置, 以防氮气从压缩容器流回艇囊时降低浮升气体的温度.

14.2.5 液氮存储

要确定液氮存储系统的数据, 哪怕是像上几节所述的近似的数据都是不太可能的. 虽然通过释放液氮增加升力这个提议是严肃的, 但是在飞行过程中液化氮的技术还没有进一步的研究.

针对飞艇设计出尺寸合理的足够轻的液化装置看起来是不可能的, 特别是由于从艇囊中回收氮气不可避免地会受到空气的污染, 液化过程相当复杂.

相反过程, 即释放氮气到气囊中, 看起来似乎很容易, 但要求有一个加热装置将氮气加热到周围环境温度以保持静浮力的稳定.

14.3 边界层控制

对于沿轴向做定常飞行的一般飞艇, 总气动阻力中有一部分是由自身的裸艇体产生的, 其余的则由尾翼、发动机和控制吊舱产生. 后者所产生的阻力不仅包括它们自身的阻力, 还包括它们同主艇体之间的气流干涉所引起的阻力. 这种相互的干涉使得不容易单独衡量不同元件对总阻力的影响; 有数据表明“裸艇体”的阻力占总阻力的 $60\% \sim 70\%$, 这个比例随着飞艇的尺寸增大而增大, 因为附属物变得相对较小. 因此任何可能有效减少裸艇体阻力的方法都是值得考虑的.

裸艇体的阻力主要决定于边界层的性能. 在理论上, 可以通过限制边界层沿着外部壳体的增长大幅度的降低裸艇体的阻力. 图 14.6 通过一个简化模型描述了艇体阻力产生的机理.

全尺寸的飞艇在轴向飞行时, 从层流边界层到湍流边界层的转换发生在离艇首很近的地方, 然后湍流边界层的厚度沿着艇体逐渐增加. 增长的快慢主要由当地的静压力 P (沿艇体的法向) 决定, 图 14.6 展示了静压力系数 $C_p \{= p / (1/2 \rho_a V^2)\}$. 压力系数随离艇首的距离的变化而变化, 在长度的 40% 处降到最低值, 然后开始上升. 在逆压梯度下, 边界层的厚度 δ 迅速增加. 由于逆压梯度和艇体周长的降低, 在艇尾处, 边界层厚度急剧增加. 最后, 边界层转化成轴对称的两个尾涡, 离开艇体, 拖在艇尾后面. 尾流的速度低于飞艇的速度, 因此为了维持尾涡的前进, 就需要有能量源源不断的输入尾涡. 因为艇囊表面的摩擦阻力诱发了边界层和尾涡流动, 所以通常称因尾涡消耗能量而产生的阻力为“表面摩擦阻力”.

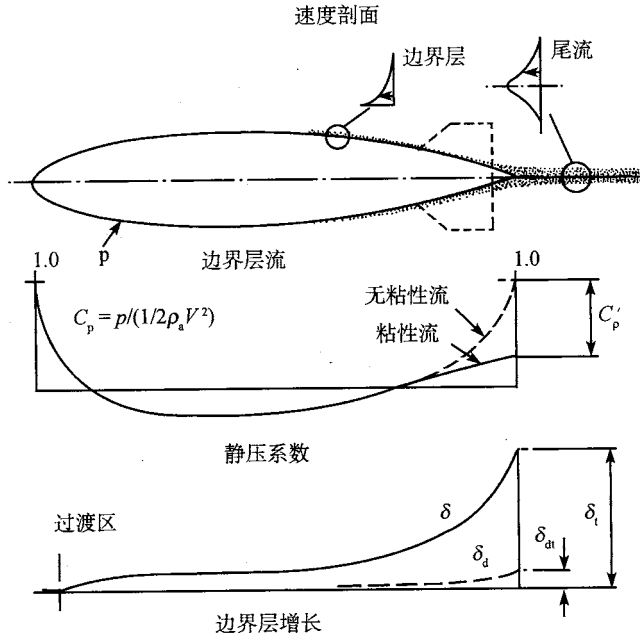


图 14.6 飞艇艇体的气动阻力

流向艇尾的厚边界层的存在,也对这个区域的静压力分布起着相反的作用:边界层有效增加了艇尾的空气动力学外形,因此压力的恢复要小于理想无粘状态下的;并且边界层降低了由尾锥压力引起的向前推力.这种效果表现为一种附加的阻力,称为“形状阻力”.在理想无粘状态下,因为没有边界层,压力恢复将会消除这种阻力.

因为边界层内部速度的分布是渐近线型的,所以不能精确得到其真实厚度 δ .通常将边界层内的流动速度相对于飞艇表面达到自由流速的 99% 时外边界的高度定义为边界层的厚度.另一个有用的参数为“位移厚度” δ_d ,如图 14.7 所示,边界层内的流动改变了原艇体的物面流线,从而形成新的“理想的物面流线”,原物面流线上到新的物面流线的距离即为位移厚度.这条理想的物面在假想的无粘流中所产生的静压力分布同真实的物面在实际粘性流中的一样.从图 14.7 中还可以看出,如果通过位移厚度的流速与自由流速一样,那么通过位移厚度的质量流量同通过真实边界层内的一样.

图 14.7 中的简化模型,可以形象地说明该系统.图中用等于当地位移厚度 δ_{dt} 的半径取代了艇尾的艇体外形,设尾涡的半径等于边界层厚度 δ_t ,飞艇的前进速度为 V ,假设尾流区域 ($= \pi \delta_t^2$) 内的流体均匀; v_{wdt} 和 d_{dt} 分别为艇尾的边界层的值和位移厚度,如图 14.6 所示.

形阻是由作用在预计转换区域 ($\pi \delta_{dt}^2$) 的压力损失 p' 引起的,

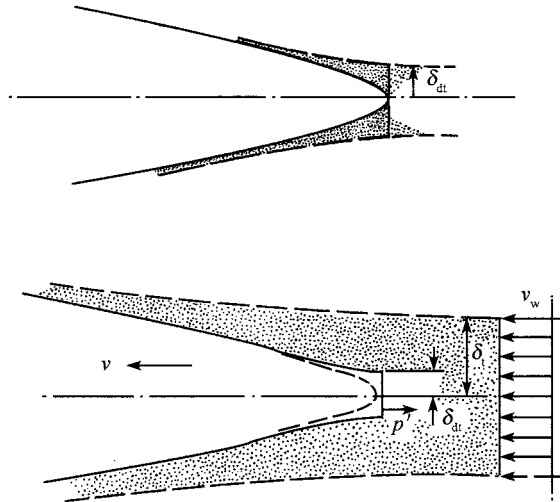


图 14.7 理想化的阻力模型

其中, $p' = \beta \rho_a V^2 C'_p / 2$, β 是依赖于尾部外形的外形因数, 其值在 0.5~0.9 之间.

假设认为表面摩擦力是由总动量流分散到尾涡中的那部分产生的. 总裸艇体的阻力 D_{h0} 可以近似表示为

$$D_{h0} \approx [(\beta \rho_a V^2 C'_p)(\pi \delta t^2)/2] + \rho_a (\pi \delta t^2)(V - v_w)v_w \quad (14.27)$$



(形阻)



(表面摩擦力)

$$= \rho_a V^2 (\pi \delta_{dt}^2) \{ \beta C'_p / 2 + (\delta_t / \delta_{dt})^2 (v_w / V) [1 - (v_w / V)] \} \quad (14.28)$$

或者, 裸艇体的阻力系数可表示为

$$C_{Dh0} = D_{h0} / \{ [\rho_a V^2 Q^{2/3}] / 2 \} \\ = (\pi \delta_{dt}^2 / Q^{2/3}) \{ \beta C'_p + (\delta_t / \delta_{dt})^2 (2v_w / V) [1 - (v_w / V)] \} \quad (14.29)$$

其中, Q 是艇体体积.

上面公布的大部分数据是由典型的硬式飞艇的风洞试验得出的, 这些风洞实验很少有全尺寸的边界层测量, 也很少使用带有全部附件的完整飞艇.

通过模型试验, 为简化起见, 设边界层轮廓线为 1/7 次幂, C'_p 约为 0.8, 对于尖形尾部的飞艇 β 约为 0.5, δ_t / δ_{dt} 值为 8, v_w / V 值为 1/8, 那么由式 (14.29) 得:

$$C_{Dh0} \approx 45 (\delta_{dt} / Q^{1/3})^2 \quad (14.30)$$

同样,可以看出表面摩擦阻力大约是形状阻力的 40 倍. 模型数据表明,当 C_{Dh0} 的范围在 0.01~0.02 之间(这一范围包括了几乎所有的模型数据)时, $\delta_{dt}/Q^{1/3}$ 值约为 0.015~0.02. 因为全尺寸飞艇的雷诺数较高,所以其 C_{Dh0} 值可能会降低 15%~25%.

上述近似分析中作了关键的省略:裸艇体的形状阻力与表面摩擦力相比可以忽略,并假设形状阻力大致与艇尾处的边界层厚度的平方成正比. 由此得出的任何可以减小艇尾边界层厚度以及延迟艇体边界层厚度增加的方法,将显著的减小阻力,从而减小在给定飞行速度下所需的推进功率. 然而,任何诸如此类的系统的生存力决定于节省的推进功率与边界层控制系统所需的内部功率的比较. 同时,还必须考虑控制装置的重量.

对于边界层控制最有雄心的提议设想整体的层流流动通过整个艇体表面的吸气孔或狭槽的吸收作用阻止边界层的过渡. 这种装置的复杂性不容小觑,1975 年波音伏托直升机公司 (Boeing Vertol) 的一项研究给出了与这一系统相关的数量的概念,这项研究考察了将类似系统应用于假想飞艇上的一些参数,该假想飞艇为传统外形的硬式飞艇,艇体体积为 85000m^3 .

研究表明,如果整个裸艇体上都是层流流动,可以使裸艇体的阻力减少约 85%,总阻力减少 65%. 然而,在给定的空速下,有边界层控制时的推进功率与无边界层控制的推进功率的比率,在速度为 93km/h 时大约为 6.56,在 186km/h 时为 1.59,在 372km/h 时为 0.55. 比率为 1 时的速度大约为 240km/h,显然这样的高速在经济上是不可行的. 更严重的是,控制装置自身的重量将会达到飞艇总升力的一半左右.

对于硬式结构的艇体,这种装置的重量可能会更小一些. 因为硬式结构中,可以在现有的夹层中心植入导管. 然而,总的来说,整体层流的概念还没有出现在经济上可行的飞艇上.

1974 年,一篇论文中描述了一个非传统但更有前途的方法. 这篇文章描述了早期古德伊尔 (Goodyear) 的研究,其装置如图 14.8 所示.

不论是层流还是湍流边界层的生长,都被逆压梯度所抑制. 如图 14.8 所示,通过保证从艇首开始静压持续降低,可以使得艇体物线在大部分长度方向上的增长达到最小. 当到达艇尾处时,艇体突然缩小,压力相应地急剧上升,边界层通常将急剧增厚或者完全分离. 此时,可以通过涵道螺旋桨形成的环形通道的吸附作用将边界层彻底除掉,并将其转化为推进气流喷出.

通过局部化边界层的生长以及仅在临界位置使用吸收方法进行边界层控制所需的功率与在整个艇体上都使用吸收系统所需的功率相比要大大降低. 有关研究表明,在一定速度下,这一概念所需的总功率比相同体积的传统飞艇要节省 15%~25%. 然而,这一概念会牵扯到一些几何结构的问题,因为它将尾翼重量和推进系统同时安置在了艇体的尾部. 同时,螺旋桨将工作在一个复杂的流场内,因此需要进行结构的最优化设计.

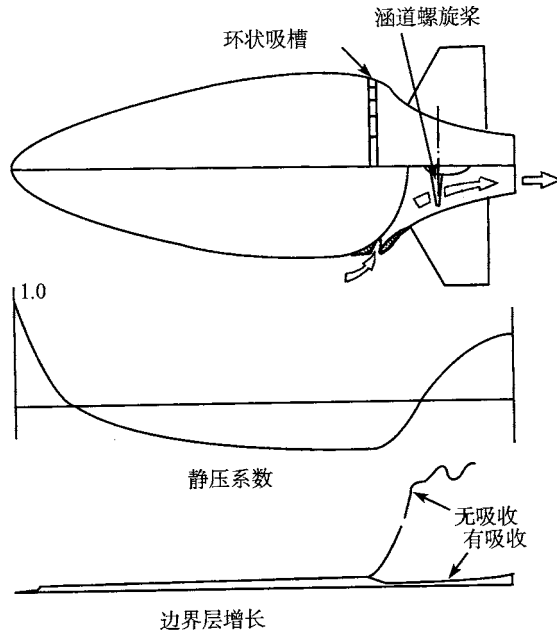


图 14.8 BLC 飞艇

14.4 尾部推进

传统螺旋桨的推进效率随着入射流速的增加而减少. 因此, 如果将飞艇的螺旋桨从通常安置的位置——艇体的侧面 (相对于螺旋桨, 侧面的流速可能比飞艇的速度增加 10%)——移开, 并安置到尾锥后的尾涡中 (尾部的平均相对速度比飞艇速度低 10%~15%), 那么, 在给定的推进功率下, 可以使得推力得到提高.

然而, 这种可能的增加还决定于许多因素, 其中一个就是螺旋桨的圆盘载荷. 图 14.9 表示传统的飞机螺旋桨每个单位功率的推力 (T/P) 随轴向流速在不同圆盘载荷因子 (P/D^2) 下的变化, 其中, D 为螺旋桨的直径.

图 14.9 表明, 在给定速度的减小值时, 推力的增加幅度将随螺旋桨圆盘载荷的增加而减小, 并且在非常高的负载下有可能是负增长. 因而, 后置螺旋桨所带来的推力增加可能受到限制. 这一限制来自用横向的涡流包含螺旋桨以得到合适的流速减小值的需要; 并且, 螺旋桨的直径将相对较小, 圆盘载荷将相应地增大, 尤其是在高速飞行时.

下面用一个非常简单的模型解释艇尾推进的空气动力学机理. 在该模型中, 将艇尾螺旋桨所需的功率与假想的传统侧面安装系统所需的功率进行了对比. 侧面安装的有效流动速度为 $1.05V$, 其中 V 代表飞艇的速度, 并根据传统飞艇的历史数据,

取圆盘载荷 $P/D^2 = 40 \text{ N/m}^2$.

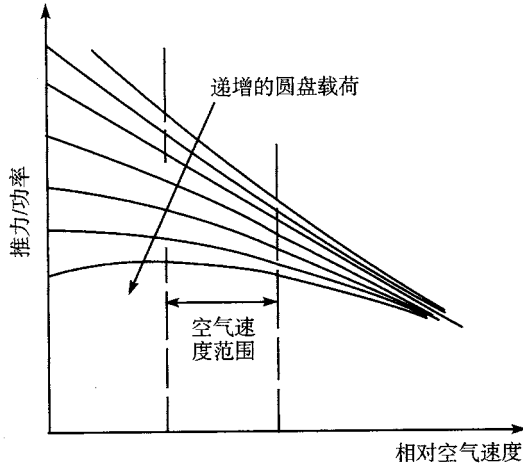


图 14.9 传统推进特性

设尾部的尾涡直径为 $0.2Q^{1/3}$ (其中 Q 为艇体体积), 尾部螺旋桨的直径为尾涡直径的 80%. 假设尾流速度分布符合 $1/7$ 次幂指数规律, 并设平均有效桨盘速度为桨叶半径 $2/3$ 处的真实速度, 该值在考虑的条件范围内大约为 $0.9V$. 使用近似于图 14.9 所示的校准曲线, 则有可能构建图 14.10 所示的近似曲线, 该曲线表明: 使用尾部推进所需功率按比例降低的幅度, 可以作为是空气速度和艇囊体积的函数进行估算.

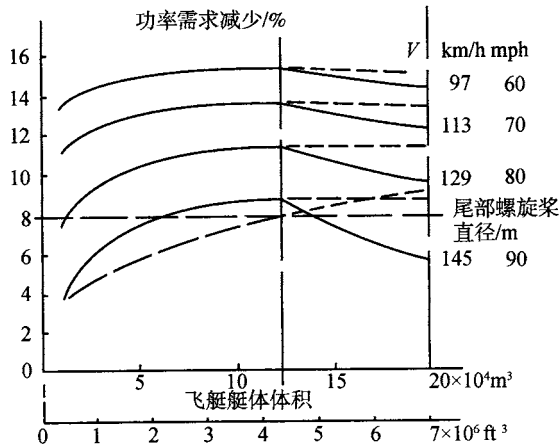


图 14.10 使用艇尾推进功率需求减少

图中也表示了单个螺旋桨需要的直径, 该尺寸随着飞艇尺寸的增大而增大. 为

了更好地说明问题, 假设该直径在实际应用中限制在 8m 以内, 当飞艇体积为 $125\ 000\ \text{m}^3$ 以上时, 圆盘载荷的增加将大大削减功率优势。

曲线表明对于大尺寸的飞艇, 采用尾部推进后可以节约的功率, 在速度为 97km/h 时大约为 15%, 在速度为 113km/h 时为 13%, 在速度为 129km/h 时为 11%, 在速度为 145km/h 时为 9%。这似乎证实了大尺寸飞艇采用尾部推进后节约功率大概有 10% 的观点, 这一优越性优势会被引用。该增量在小尺寸的飞艇上是非常小的, 因为飞艇外部的装置所产生的阻力占总阻力的比例相对较大。对于给定的艇体体积来说, 将导致尾部螺旋桨的圆盘载荷更高。

然而, 图 14.10 中总结的结论, 很大程度上决定于一些变量。首先, 功率优势涉及的传统系统采用了常规侧面安装的螺旋桨, 并且该螺旋桨的形式基本是为飞机上的应用而设计的。现代飞艇可以采用更大的低速宽弦螺旋桨或者涵道螺旋桨装置来提高效率。因此, 实际应用时, 上述有效基本圆盘载荷可能会从 $40\ \text{N}/\text{m}^2$ 减少到 $30\ \text{N}/\text{m}^2$, 而仅这一项差不多占去所有改进比例的一半。因为受直径的限制, 针对侧面安装的螺旋桨提出的方法无法应用于艇尾安装螺旋桨。针对艇尾推进, 有人提出使用涵道螺旋桨, 事实上, 可以考虑应用图 14.8 所示的边界层控制 (BLC) 外形。

艇尾的螺旋桨同样会影响尾部附近的边界层, 螺旋桨逆流产生的低压减小了尾锥处的逆压梯度, 从而抑制了边界层的生长。于是, 尾涡的直径将更小, 相应地螺旋桨的直径也将更小。桨盘的圆盘载荷将随之增加。上述分析中, 如果尾涡的直径减少 20%, 假设侧面安装的螺旋桨的圆盘载荷从 40 减到 $30\ \text{N}/\text{m}^2$, 那么在 80km/h 的速度下, 尾部推进带来的功率减少的明显优势将会消失, 在更高的速度下还会出现副作用。

可以得出这样的结论: 虽然总的来说艇尾推进可能有利于推进功率的改善, 但是, 只有在关于特殊飞艇的系统设计参数的优化设计平衡了装置重量和复杂性的问题时, 这样的提高才有意义。

到目前为止, 关于艇尾推进的为数不多的测试的效果, 同样都不太确定, 而且揭示了当艇尾推进飞艇倾斜飞行时, 推力损失会很严重, 因为此时动升力将会带来浮力减少。不论如何, 尾部推进器在由尾翼、上游外部单元和矢量推进器产生的湍流中所表现出的性能都比理想情况下要差。虽然尾部推进可以提升方向舵和升降舵的性能, 但它不能像两侧安装的矢量推进装置那样程度, 用来调节浮力。

14.5 透镜状的几何外形

虽然人们依然普遍地认为传统的飞艇外形是解决结构、飞行动力学和负载需求相冲突的最优化的折中方法, 但是对侧向风的敏感性还是给地面操纵带来很多问题, 而且目前依然没有找到完全令人满意的解决方法。

针对地面操纵问题, 可供选择的解决方法就是减少飞艇的侧面轮廓, 在结构不产生超重的情况下, 达到侧向风锚泊的目的. 为此, 人们提出了各种各样的宽体或多艇体的几何外形. 其中的一些设计是类似对称的凸透镜, 有时不准确地描述为“飞碟”. 下面将对这种构形作大致分析.

首先, 考察透镜状裸艇体的空气动力学特性. 可以发现, 当空速非常小的时候, 其摆动稳定性变得不足以平衡其空气动力学俯仰力矩, 在任何速度下, 裸艇体在倾斜飞行时都不稳定. 图 14.11 显示了当透镜状的裸艇体水平移动时 (速度为 V , 小攻角 α , 图中的 α 被放大了) 艇体上的载荷.

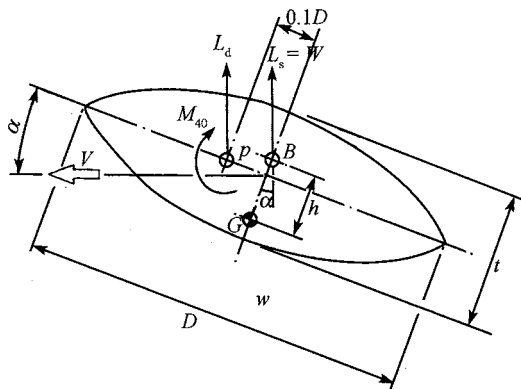


图 14.11 倾斜飞行时的透镜状艇体

假设升力是分布在中面上的, 则作用在浮力中心 B 的静升力 L_s 等于通过重心 G 的重力 W , B 和 G 同在对称轴线上. 空气动力中心 P 在 40% 弦长处, 相应的俯仰力矩是 M_{40} , 通过 P 的动升力为 L_d . 假设 α 足够小, 其余弦值可以忽略不计, 则关于 B 点的总俯仰力矩为 $M_{40} + 0.1DL_d - Wh\alpha$, 展开为

$$M_b = 1/2\rho_a V^2 (\pi D^3/4) (\partial C_{M40}/\partial C_L) (\partial C_L/\partial \alpha) \alpha + 1/2\rho_a V^2 (\pi D^2/4) (0.1D) (\partial C_L/\partial \alpha) \alpha - Wh\alpha$$

静升力 L_s 是 $I_0 Q_g (\rho_a - \rho_g)$, 其中, I_0 是海平面处的膨胀系数, Q 是艇体体积, $Q = (t/D)\pi D^3/6$, 取 $t/D = \beta$, $h = nt = n\beta D$, 可以看出, 当速度超过某一临界速度 V_{crit} 时, 艇体倾斜时将变得不稳定. 临界速度 V_{crit} 由式 (14.31) 给出:

$$V_{crit}^2 = 80I_0 g [1 - (\rho_g - \rho_a)] \beta^2 n D / \{6(\partial C_L/\partial \alpha) [1 + 10(\partial C_{M40}/\partial \alpha)]\} \quad (14.31)$$

当 $\beta = 0.325$ 时, 模型的风洞数据给出的近似值为

$$\partial C_T/\partial \alpha = 1.03, \quad C_{M40}/\partial \delta C_T = 0.4.$$

取 $I_0 = 0.9$, $\rho_g - \rho_a = 0.138$, $n = 0.4$, 式 (14.31) 可以化简为

$$V_{crit} = 0.912\sqrt{D} \text{ m/s} (D \text{ 的单位为米}) \quad (14.32)$$

式 (14.32) 表明: 一个直径为 100m、厚度为 32.5m、体积为 $170 \times 10^3 \text{m}^3$ 的透镜状艇体倾斜飞行时, 在速度仅为 33km/h 的时候就变得不稳定了. 对于直径 50m 的艇体, 临界速度降为 23km/h. 临界速度的边际增长可以通过一些手段得到保证. 比如, 把有效负载、燃料、驾驶舱以及发动机舱集中在艇体下面以增加高度 h , 或者通过重新安置内部的副气囊使 B 的位置前移. 然而, 不能期望通过这些手段将临界速度提高到一个合理的巡航速度值, 而又不发生令人不能接受的升力、重量的损失或阻力的增加.

这种几何结构的主要问题主要在于修正不稳定性的难度, 与自身不稳定性也有一定关系. 虽然传统飞艇的裸艇体在倾斜和偏航方面都不稳定, 但是修正这些缺点的方法已经被普遍采用了——使用从边界层延伸到自由流的尾翼. 在透镜状艇体找到安装控制面的有效位置而不带来结构重量的大幅增加是非常困难的.

图 14.12A 表示, 在圆盘的后缘安装操纵副翼. 这些副翼必须非常主动, 也就是说, 副翼必须持续摆动, 倾斜偏移一出现就将其抵消; 襟翼位于边界层最厚和速度最缓慢的部分. 为了达到上述效果, 副翼的摆动范围必须足够大; 这将导致总的流动在铰接处分离, 除非副翼内含有一些吹气装置以为临界区域的边界层增加能量.

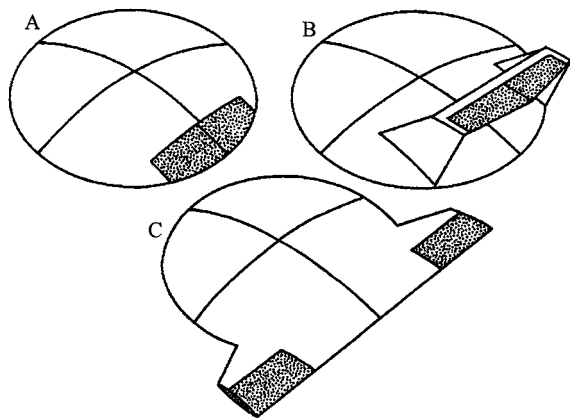


图 14.12 透镜状艇体的稳定性

图 14.12B 展示了一个更有效的设计, 通过两个或更多的垂直尾翼将一个水平副翼架置在边界层之上. 如果足够大, 这种装置可以提供被动的方向稳定性, 但是结构的重量会相当大. 上面使用的修正升力和倾斜力矩的数据表明, 压力中心大概处于盘体的前缘. 因此, 对于给定的倾斜角, 尾部后缘上的水平翼必然产生与裸艇体一样的升力. 例如, 考虑 $\partial \delta C_L / \partial \delta \alpha = 5$ 的矩形翼, 艇体参数 $\beta = 0.325$ 时, 所需的机翼面积大约为 $0.16D^2$. 这样, 一个直径为 50m 的透镜状艇体需要的尾翼面积为 400m^2 (长 40m、宽 10m), 这样的面积再加上支撑结构将增加相当大的重量.

这种设计下的空气动力载荷同样会变得很重要。比如，速度为 130km/h、俯仰角为 10° 时，机翼上的向上的载荷大约为 28t。飞艇总动升力将是其两倍，将产生大小约为 2.8g 的向上的重力加速度。而对同样体积的传统艇体，相应的动升力和加速度大约只有上述数值的 1/3。悬置的稳定器——水平尾翼——还有一个问题，即，当飞艇浮升失速时，将把尾翼包含在一个失速流场内，从而使它丧失修正俯仰姿态的能力。

从空气动力学的观点看，最好的解决办法如图 14.12C 所示，水平尾翼从尾部后缘延伸到边界层区域和尾流影响区域之外的自由流中。然而，为了延伸到倾斜飞行时沿艇体的轴向边缘产生的大的顶端旋涡的中心线之外，尾翼的跨度必须比艇体的直径略大，这些旋涡内部的流动将会减少尾翼的有效入射角及其恢复升力。因为需要承载与图 14.12C 所示的突起的机翼大致相同的载荷（上例中为 28t），这些尾翼将承受巨大的弯曲作用，因而需要相对较大的结构重量。

再一个问题就是：相同体积下透镜状外形的阻力比传统艇体的外形阻力要高。阻力的升高不仅因为其具有更高的表面积—体积比（一般比值大约为 1.3~1.5），还因为如图 14.13 中所示的阻力产生的机理。

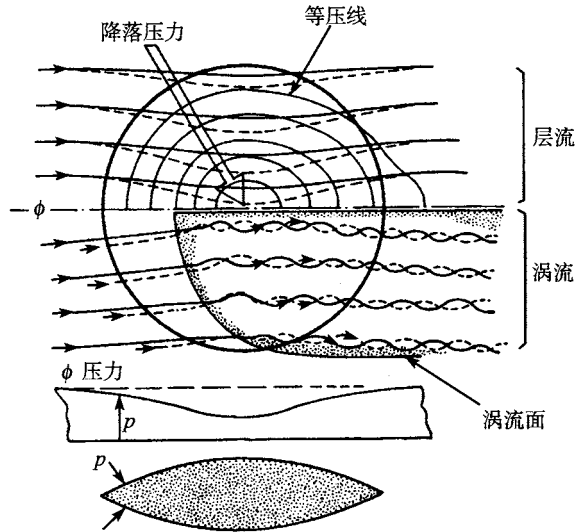


图 14.13 透镜状艇体的阻力

在倾斜飞行时，透镜状艇体表面的静压力 P 沿着轴向和侧面直径在平面中心降至最小值。后者的影响产生一个压力梯度，推动流线在前半部分向里发展，在后半部分再向外发展，如图 14.13 的上半部分所示。

相对于艇体，边界层中的空气层越接近艇体表面，移动就越慢，压力梯度将使这

些更近的点转移到更大的范围,如图中虚线所示.如果边界层能够保持层流状态,则上述的流动将不会产生影响.然而,在实际中,边界层中产生的横向速度涡线将使流动变成一些小的涡线,如图中下半部分所示,而且这种涡线吸收能量,从而产生比同等轴对称外形大得多的阻力.

上述的因素中没有一个能够阻碍实用型透镜状飞艇的实现.但是,对于给定的速度,它们都可能需要增加更大的结构重量和功率,这意味着需要更重的推进装置和燃料.相对于简单的地面操作的经济性优点,我们不得不考虑总的有效载荷的损失.

第 15 章 非传统设计

G.A.Khoury

15.1 概 述

牛津词典里把“非传统”这个词定义为不受常规和习惯限制。在飞艇术语里，将一切新颖设计广义定义为非传统设计。当一种设计及其产品和应用在一段时期内与主流一致时，这种设计便被视为传统设计。

然而，传统飞艇技术的发展通常包括材料、组件和系统的现有技术水平的引进。例如，光传飞行、自动系泊的艇首推进器 (bow thrusters) 及吊舱中纤维材料的应用。

对于飞艇来说，主要特征有别于传统的设计都认为非传统的。比如，总体外形、升空方法、动力来源、结构构造、浮升气体类型或控制模式等。

由于飞艇设计的多样性，只能对其进行宽泛的分类，如表 15.1 所示。值得一提的是，飞艇的分类无法包罗万象，它因人而异，也与历史发展有关。

本章具体介绍了一些非传统设计，在相应标题下，对非传统设计中的有别于传统设计之处做了简要讨论。透镜状 (Lenticular) 飞艇和太阳能飞艇更详尽的数学分析分别在第 14 章和第 16 章中介绍。

表 15.1 飞艇传统设计和非传统设计比较

设计参数	飞艇	
	传统设计	非传统设计
外形	椭球体	箭状
		三角状
升力	空气静力学 增大升力 (Lift-augmented)	扁平体
		透镜状
		多气球
		多艇一体
		球状
		环状
		有翼体
		混合的 (动力、载重)*

续表

设计参数	飞艇	
	传统设计	非传统设计
动力	燃油	电力 人力 氢燃料 微波 核能 太阳能 金属蒙皮
结构	软式 硬式框架 #	增压(膨胀)管 刚性单体艇体 半硬式 #
浮升气体	氦气 氢气 #	热气 甲烷
控制	人力操纵	无人遥控制导: 低空/高空
载重	<50t	50~500t(超重)

#最初使用于第二次世界大战前;

* 空气动力 (Dynastats): 空气动力飞艇, 巨型升力艇 (Megalifter), 巨型艇 (Dinosaure), 空中观光艇;

多升力源 (Rotastats): 直升平台, 静升力辅助直升机, 直升飞艇, 直升机卡车 (Helitruck), 扁平飞艇 (SLAB), 环形飞艇;

旋转艇体 (Rotating Hull): 循环式 crame, 航空起重机, 马格努斯空运艇;

附注 (非原文): Helitruck——国外称这种组合式飞艇为直升机卡车 (Helitruck) 和直升穿梭运输机 (Helishuttle). 就直升机与飞艇的组合而言, 可根据实际需要由 2, 4, 6, 8, 10 架直升机与飞艇进行组合, 也非完全对称布局, 甚至可奇数配置, 有分有合灵活组编。

15.2 外形

15.2.1 传统外形

气囊外形将对飞艇整体性能产生重要影响. 理想情况下飞艇表面积相对于体积应尽可能的小, 因为气囊重量与其表面积大小成比例, 而升力和体积成比例. 外形经过合理的流线设计, 空气阻力也主要由表面积决定.

球形外形具有最佳升力效率, 因而如果不是采用球形外形, 在体积相同时应尽量选用圆弧形结构以尽可能的减小飞艇的表面积. 图 15.1 表明, 传统的流线型设计在这方面比包括多艇体和透镜状飞艇有明显的优点.

传统的飞艇外形接近于流线型绕纵轴所得旋转体, 这种体形一般被认为是兼顾空气动力学、静升力和结构要求的最佳折中. 这种几何体在流体中的运动效率是最

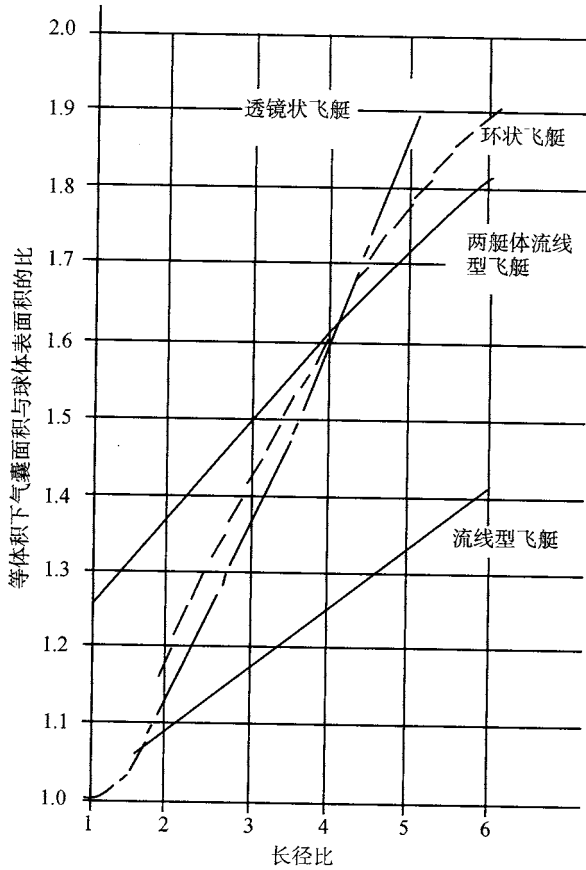


图 15.1 等体积下几种形状的气囊面积与球体表面积比较 (Howe, 1991)

好的。在传统飞艇的设计中，艇体的长径比是一个很重要的几何参数，它可以在给定的体积下根据空气阻力和结构重量来进行优化。

然而，飞艇传统外形的升力效率要低于球体，且在锚泊状态或低速巡航时，由于其对侧向风的敏感会造成其他潜在危险，容易让人联想起以前的一些失败设计。因而，从功能、成本及风格考虑，不断有人尝试改进气囊外形。

15.2.2 透镜状外形

其中，人们最常提到的结构外形是基于绕垂直轴旋转形成的气囊几何体，这种“透镜状”外形通常描述成旋转飞行的碟子。这种飞艇具有前卫外观和升降体外形，它的有效载荷空间并不沿狭长的龙骨延伸，它减小的侧面截面降低了侧风影响，因而其在停泊时不易引起结构超载。这种概念化设计的难点之一是在给定封闭体积的情况下如何设计使其长径比最小化。裸露的透镜状艇体稳定性还不能够平衡由空

气动力引起的艇体瞬间俯仰。与传统设计的艇体相比,透镜状概念艇存在的另一个问题是在同体积下它的气动阻力要比传统飞艇高。虽然存在这些问题,在增加的结构重量和给定速度下增加动力方面,透镜状艇体仍然有积极意义,这在第 14 章已做详细介绍。图 15.2 所示为几种“透镜状”飞艇设计,包括:

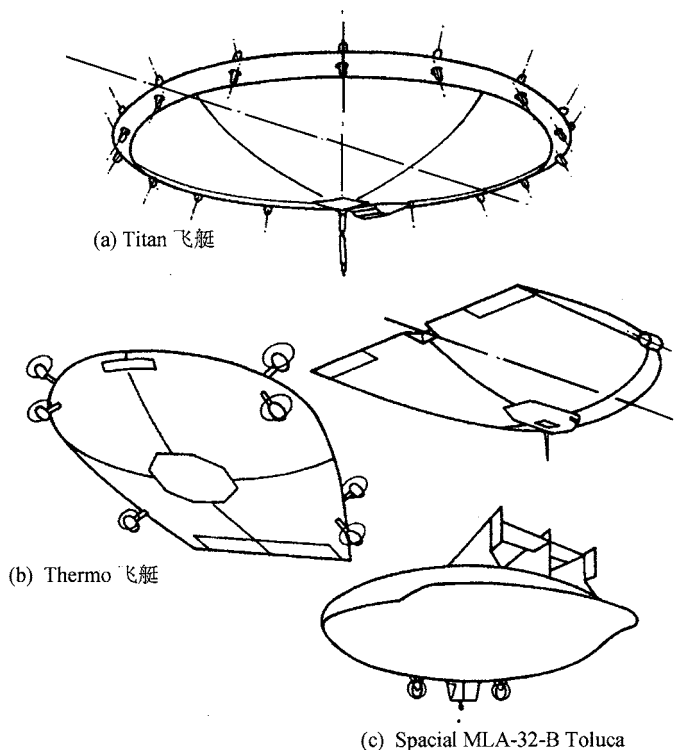


图 15.2 透镜状飞艇设计 (Mowforth 1991)

英国的 skyship 飞艇, 1975 年由 West 设计. 由 Thermo Skyships 公司制造, 长度为 9m, 无线控制的模型艇, 于 1975 在 Cardington 的飞机修理库中飞行.

法国的 Pegasus 和 Titan 飞艇, 1975 年由 Balaskovic 设计. 它们都是双巨型透镜状设计, 直径分别为 300m 和 235m, 20 世纪 70 年代初期由法国科学技术研究中心率领的一个团队进行研究. Pegasus 飞艇设计用于 21km 高空地球物理研究, 它的推力由“实时推力”矢量推进器提供, 该推进器的直流电动机采用氢电池供电. Titan 飞艇的别名是“飞鹤”, 它有一套内置的载重系统, 能将 900t 的货物运送到 1000km 之外. 它由柴油机螺旋桨反推空气提供动力. 以上这两种设计都未投产制造.

墨西哥的 Spacial MLA-32-B Toluca 飞艇, 1986 年由 Roldan 设计. 该公司制造了一艘全尺寸直径 32m, 容积 5940 m³ 的碟形飞艇, 可用于低空载重 2.2t, 并有一名

驾驶员和 5 名乘客。该艇体由凯夫拉蒙皮覆盖, 采用铝框架结构, 装有 6 个气囊, 由两个 67kW 的发动机提供动力, 可以 75 km/h 的速度续航飞行 3 小时。1980 年该飞艇完成了第一次制造及仅有的一次有人驾驶飞行。

俄罗斯的 Thermoplane 飞艇, 1993 年由 Ishkov 和 Panyaev 设计。它被设计用于向那些没有复杂的基地设施、艇库和锚泊塔的俄罗斯偏远地区运送重物资。设计者声称该飞艇采用了世界上最大的碳带合成结构 (carbon ribbon composite structure)。草图显示, 他们把升降副翼设计在了最佳位置, 有关它的介绍参见第 14 章。

15.2.3 三角状, 有翼体, 扁平体

大多数传统飞艇都会利用其椭球艇体产生的升力。然而, 在许多提议中, 对传统飞艇气囊外形进行了很大的改动, 产生了比通常情况下可获得的升力大得多的升力。于是有人提议给艇体安装副翼, 例如美国埃姆斯的巨型升力艇 (Megalifter)(1974 年, Fink 设计)。但大多数人建议降低飞艇气囊的展弦比, 例如 Aereon 公司的 Dynairship 飞艇 (1975 年, Miller 设计; 1985 年, Sheldon 设计), 或是采用类似于空天飞机的外形。1984 年 Gibbens 提出了扁平体设计概念, 如图 15.3 所示, 这种艇形能有效减小侧风的影响, 同时所需的艇库比传统飞艇所需艇库小许多, 但是它的结构效率相对要差一些。

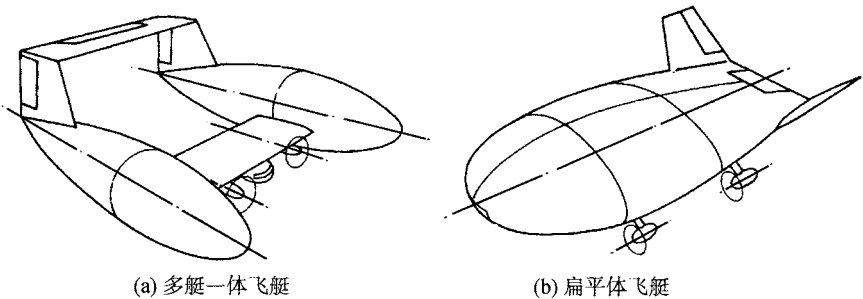


图 15.3 扁平体飞艇和多艇一体设计 (Mowforth 1991)

15.2.4 箭状

1995 年, 日本 Onda 设计的高空大范围观测平台 (HALROP) 看起来呈箭状, 它具有一个长长的尾臂, 尾臂端部有一个十字架尾翼。采用这一结构能使飞艇在大气中长时间滞留。为了达到这个目的, 该设计通过达到一个很高的推进效率使飞艇在疾风中具有良好的性能, 但是这是以降低可操作性和悬停能力为代价的。

15.2.5 多艇一体

多艇一体 (图 15.3 所示) 也许具有更小更简单结构的好处。然而也存在额外增重的问题, 因为同体积和给定长径比时, 这种结构的飞艇的气囊面积要比单一艇

体大. 减小尺寸或许会达到减重目的, 但是多艇一体在湍流中同样难于控制, 这种飞艇在大气中的悬停与一条稳定漂在水面上的多船一体船有很大的不同.

美国 Aereon 公司在 20 世纪 60 年代早期曾设计开发了三艇一体飞艇以充分利用艇体的气动力, 然而他们得到的结论是三角形外形的升力效率比该艇要好.

双艇一体飞艇 (White, 1973, Andoh, 1989) 采用混合结构, 利用螺旋桨提供升力, 1974 年 Allen 曾描述了一个用于林业的双艇一体飞艇.

15.2.6 球体

升力效率、造价是重要的参数, 而速度不是的应用需求, 建议采用球状外形. 与传统雪茄状外形相比, 它具有很大的阻力, 这限制了它的最高巡航速度约为 30 节.

TCOM 公司 (Baesha. and Euler, 1992) 提出了一系列关于它的设计参数, 包括最佳升重比, 其表面最大轴向应力是同直径圆柱体的一半, 制造简单, 没有尾翼, 绞盘构造简单, 不考虑天气要求的锚泊系统.

位于安大略湖的 Newmarket 21 世纪飞艇有限公司于 1994 年试飞了一个直径 19.5m 的球形飞艇 SPAS-4, 它可载一名驾驶员和 10 名乘客旅游观光. 双引擎动力给飞艇提供了可与直升机媲美的操作性, 它能够在空中悬停和做 360° 转弯. 包括操纵和高度控制都不依靠尾翼、方向舵和升降舵. 驾驶员和乘客座位设置在气囊内部宽敞的空间内, 并设置了 13 个彩色窗口. 这些措施使得它的阻力系数从 0.25 减小到 0.18, 并给乘客提供了宽敞、安静、舒适的观光环境. 设计者声明, 这种结构与传统雪茄状飞艇相比, 无论造价还是操纵费用, 都要便宜.

稍后将介绍一种能提供马格努斯升力的旋转球形飞艇.

15.2.7 环状, 多气球 (Multi-balloon), 扁平飞艇 (SLAB)

相比巡航效率, 所需升力更受重视, 基于此人们尝试提出了其他几种非传统设计. 下面将对多气球艇、巨型扁平艇及环状旋转体飞艇提供升力的动力结构做详细的介绍.

15.3 升 力

15.3.1 传统设计

传统飞艇是一个具有起飞和着陆功能的简单车辆, 但实践中, 空气动力对低速和高速控制来说都是必要的. 传统飞艇依靠其气囊外形的变化或矢量推力增加动态升力, 但其结构和有效载荷却主要由静升力运载. 因而, 传统飞艇对升力的控制变化幅度不能超过矢量推力所能提供的升力.

尽管飞艇具有运载超大载荷的潜力和以适当速度运载的经济性,但这需要相对很大的飞艇,并且伴随而来的还有结构设计和低速控制的问题。

传统飞艇在地面易受风的影响,并且装载和卸载都很困难。

15.3.2 混合飞艇

本节前面讲述混合飞艇的概念,它兼有轻于空气和重于空气飞行器的特点。短距离起降的空气动力混合艇是飞艇和飞机的结合,可垂直起降的多升力源混合艇兼有飞艇和直升机的特点。空气动力混合艇最适合于运输,相比之下,多升力源混合艇如同“飞鹤”,它更适宜用作低速大载荷短距离运输。图 15.4 所示是它们的简单示意图。

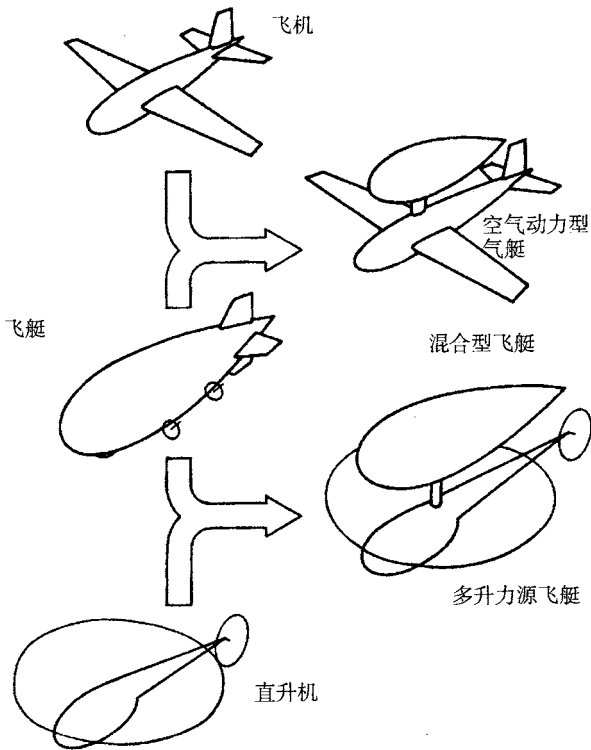


图 15.4 混合艇类型 (Mowforth, 1991)

这两种混合艇都利用了压舱物,在地面服务和装卸载方面都做了很大改进。它们的外形尺寸比同载荷下的传统飞艇要小。

一时间,人们提出了很多新奇而又富于想象力的各种设计,他们在传统飞艇矢量推进的基础上对动力系统做了很大改进。在这些混合艇中,所充气体主要用于承载卸载之后的重量,而大升力则主要用于有效载荷载重。

混合艇对艇体中重于空气飞行器的一些不足之处做了改进. 例如, 直升机的一个基本问题是它需要其中一部分升力来平衡其自重 (Sikorsky 64 直升机总重 20t, 自重 11t), 同样, 飞机需要足够长的跑道供其起降.

垂直/短距离起降飞艇航空性能示意图如图 15.5 所示. 垂直/短距离起降飞艇各种类型的相对速度是以直升机作为参照比较的. 速度的增长依赖于复合直升机垂直起降的喷气推力和垂直/短距离起降飞艇的风扇推力. 如果只看重升力, 运货飞艇可以通过结合重型直升机和混合飞艇的各自优点来设计 (Howe, 1991).

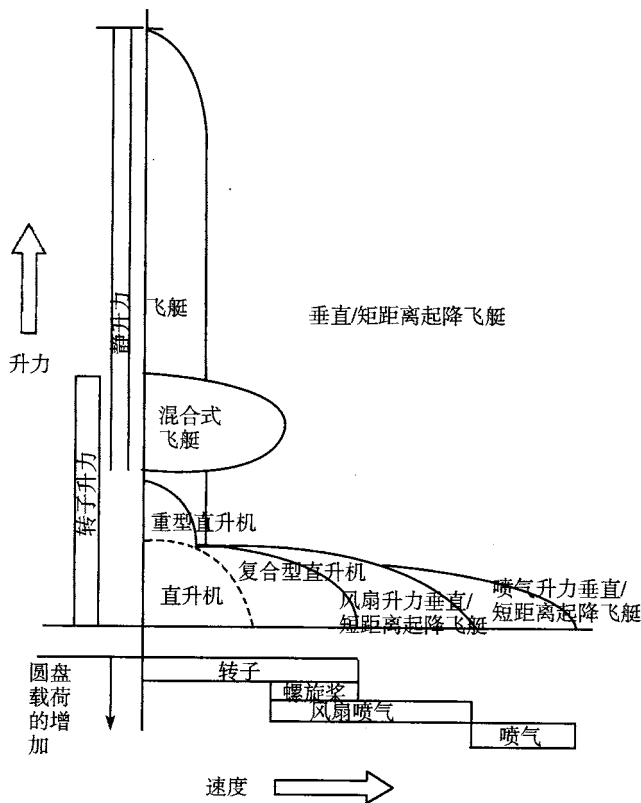


图 15.5 垂直/短距离起降飞艇航空性能示意图 (Howe, 1991)

15.3.3 空气动力飞艇 (Dynastats)(有翼艇, 三角状飞艇, 透镜状飞艇, 平板体飞艇)

如果短距起降艇的性能比垂直起降艇更容易接受, 那么我们可以设计一个空气动力效率更高的飞行器. 将浮升气体用于平衡静载荷, 而空气动力升力则用于运载任意形式的载重, 完全可以不用压舱物.

图 15.6 所示为几种航空器每单位升力下的动力与速度关系图. 空气动力混合

飞艇速度可达 100~200mile/h, 正好填补了传统飞艇和亚音速飞机之间的速度空白。

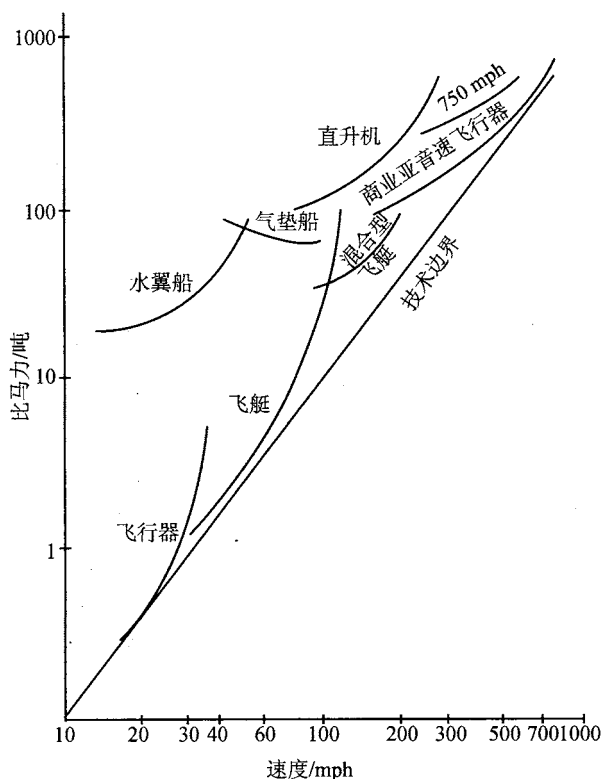


图 15.6 几种航空器飞行动力和速度关系示意图 (Shaw, 1991)

速度相同情况下, 空气动力混合艇的燃油效率明显高于直升机. 上图同样说明了传统飞艇是速度在 30~120 节之间的效率最佳航空器 (Shaw, 1991).

与传统飞艇相比, 空气动力混合艇的优势在于, 它在着陆和装载阶段更易于操作, 就如同一个短距离起降航空器完成了一次有效的低空飞行装载. 可垂直起降的传统飞艇的优点在于它能在给定静升力的情况下提供足够大的升力, 易于实现低速控制. 然而一个短距离起降混合艇就没有垂直起降能力, 同时结构的耐压也是设计所要面临的问题. 空气动力混合艇提案有以下四种结构形式:

有翼体 (如图 15.7 所示): 容积为 20 万立方米的 Ames 巨型升力艇 (Megalifter) (Fink, 1974) 是在传统飞艇的机身上安装了一对副翼, 它的一半升力是空气动力产生的, 该飞艇最后并没有用于生产. 该计划曾试图利用大量标准的航空器结构来设计一个软皮浮空体. 有翼体飞艇飞行特性接近一般飞机, 机翼集中安装在机身上, 预期中的较高速度使得结构的加固很有必要, 这样就额外增加了艇重. 因此, 有翼飞艇

无法跟传统飞艇一样,分散自身轻微的结构重量.

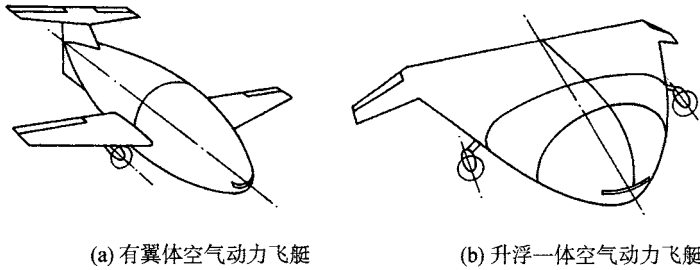


图 15.7 有翼体空气动力飞艇和升浮一体空气动力飞艇 (Mowforth, 1991)

升浮一体飞艇 (图 15.7 所示): 升浮一体飞艇易于侧风停泊及便于停泊时掩护, 但是机构比传统飞艇低效. 升浮一体飞艇的气动升力比有翼空气动力艇分布更均匀, 然而很大的面积/容积比使得它仍然存在质量损失 (weight penalty).

Aereon 公司提出的 Dynairship 混合飞艇是一个有效的升浮一体飞艇, 它的外部轮廓俯视呈三角状飞行翼, 如图 15.8 所示. 1971 年成功试飞的有人驾驶小型试验艇是一个空气动力学试验原型概念机. Keith Stewart 提出了空中观光艇方案, 它的基体搭建在一个空心桁条框架上, 这一结构不但具有足够的强度, 同时也富有弹性. 首次用于商业的 (空气动力飞艇) 预计 60m 长, 可以 60 km/h 的速度进行巡航观光, 也可以 322 km/h 的速度进行用作商业运输.

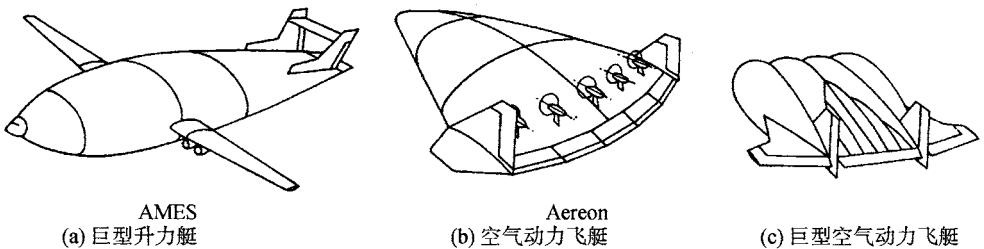


图 15.8 巨型升力艇, 空气动力飞艇, 巨型空气动力飞艇 (Mowforth, 1991)

透镜状 (如图 15.2 所示): 另一类流行的升浮一体概念艇的艇体呈透镜状, 如上和第 14 章所述.

多囊 (图 15.8 所示): 在 EERM 的指导下, 一个法国组织在 20 世纪 80 年代初期便提出了 Dinosaur 概念, 它是多囊软式飞艇, 几何外形由内部气压保持, 主要用于大气探索研究. 当它停泊时即可用安装在艇体下部的吸气机抽走气囊中的气体, 它成功采用了半尺寸无线电控制模式. 多囊艇操作起来具有和空气动力艇一样的翼型特性, 但由于很大的面积/容积比, 使得它存在质量损失 (weight penalty).

15.3.4 多升力源 (四发动机、双发动机和单发动机)

多升力源混合飞艇实质上是飞艇和直升机的结合,它利用飞艇的空气静升力来平衡结构重量,而利用直升机提供的垂直动力来承载有效载荷,因而保持了垂直起降能力的优势.但这是以巡航效率和燃油需求为代价的.

20 世纪二三十年代, Zodiac 和 Orehmichen 在许多法国飞艇设计中应用旋翼提供升力控制,各个独立的推进器提供轴向推力.20 世纪 70 年代后,这种结构本质上有四种形式.

四个旋翼 (图 15.9) 安装在传统飞艇艇体底部,该设计包括“最小改进旋翼飞艇”(Howe 1975 年设计), Goodyear 的设计方案 (Phoenix, 1976) 及 Bothe 在 20 世纪 80 年代早期提出的德国/美国刚性“直升车”飞艇 (图 15.10)(Behrendt and Skudelny, 1985).

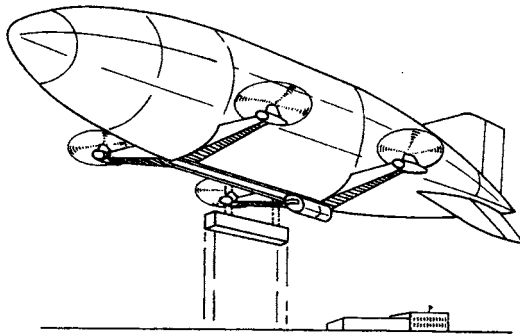


图 15.9 四升力源飞艇 (Howe, 1975)

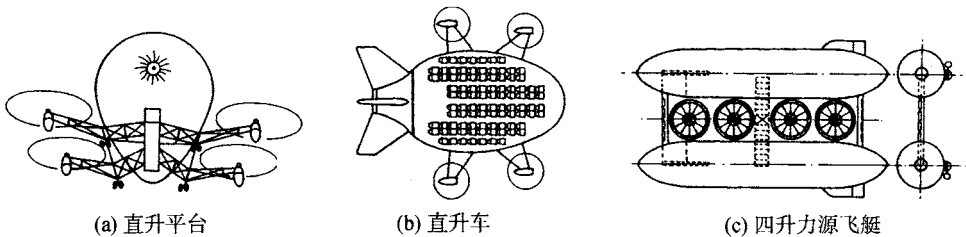


图 15.10

美国“直升平台”飞艇方案最早是由 Piasecki 于 1974 年提出的,主要用于森林伐木运输.该艇原型是在传统飞艇艇体上安装四个直升机,并于 1986 年制造成型,如图 15.11 所示.然而,该原型艇却在试验阶段失事,失事的原因在《飞艇》杂志 1986 年 9 月卷和 1988 年的 6 月卷中发表.调查报告指出,一个故障破坏了连接销,使得着陆操纵变得困难,不当的设计也是导致此次失事的原因之一.

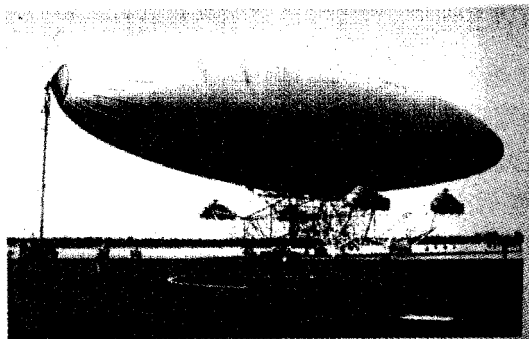
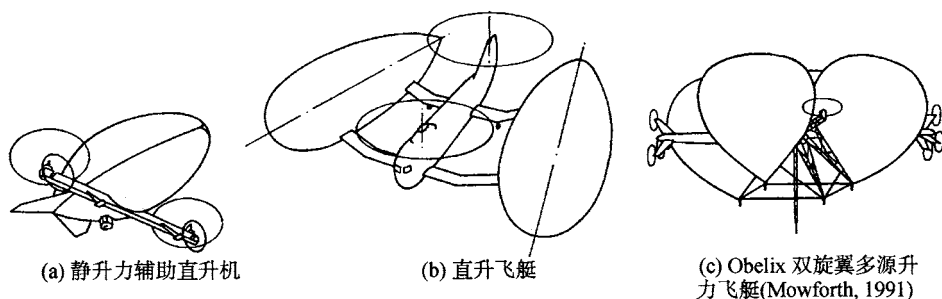


图 15.11 Piasecki 的“直升平台”飞艇

新西兰 K. Stewart 设计了一个总体有很大改观的四动力方案(《飞艇》1985 年 6 月卷)。它由双体飞艇和安装在双艇之间的四个升力风扇组成, 逆时针旋转的风扇用以稳定, 四个独立可倾转涵道推进器 (tiltable ducted propellers) 提供前进升力和操纵机动性。

双旋翼混合艇 (如图 15.12 所示): 四旋翼直升平台的失败启示人们, 或许双旋翼系统有更大的实用价值。双旋翼直升飞艇将旋翼安装在艇体两边或者一前一后安装在双艇之间。例如, 早先设计的法国静升力辅助直升飞艇 (Air et Cosmos, 8 Jan. 1977), 后来又又有日本的双体直升飞艇 (Andoh, 1989)。



(a) 静升力辅助直升机

(b) 直升飞艇

(c) Obelix 双旋翼多源升力飞艇(Mowforth, 1991)

图 15.12

直升飞艇模型在测试飞行中只有在其轴向与风向一致时才不会失控。较之静升力辅助直升机, 尽管直升飞艇解决了旋翼连接问题, 但是其在湍流中存在问题, 因为为了给减小的旋翼留出空间, 要求 2 个全长才 70m 艇体中心相距 40m 布置。

Obelix“飞鹤”概念艇由四个连接在艇体呈十字分布的气球组成, 是 1974 年一个法国空间飞行组织设计的, 主要用于短距离运输整体的巨型载荷, 它有 6 个旋翼提供水平推力, 2 个垂直旋翼用作位置控制, 并不是真正意义上的多源升力飞艇。

Cheeseman 和 Taylo 于 1991 年提出了静升力空气动力平板体飞艇方案, 它把

直升机 (较好的控制性能和净重比率) 和飞艇 (相对经济的气囊和氦气) 结合起来. 平板体飞艇 (图 15.3) 本质来说属于半硬式飞艇, 它的浮升气体充在已成型的气囊中, 气囊外观垂直的来看呈对称结构, 气囊外形是气球状有效外形和流线翼型的折中. 平板状飞艇在所占水平空间是同体积传统雪茄飞艇的一半. 设计者提供了三种旋翼平板体结合方案:

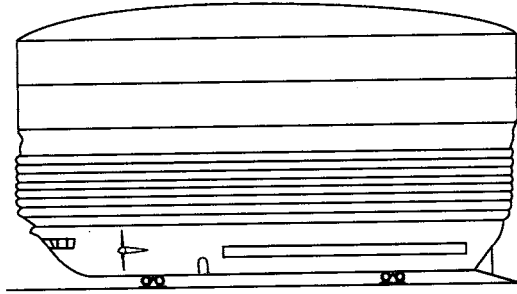


图 15.13 双旋翼平板体飞艇 (Cheeseman & Taylor, 1975)

- (1) 平板体装上直升机;
- (2) 斜置旋翼牵引平板体;
- (3) 有集成主发动机的平板体.

平板体飞艇自身没有空气动力控制, 因为它的动力系统在各种飞行方式下, 都能提供快捷而又准确的控制. 设计者们声称这种飞艇设计方案要比大型直升机和专用飞艇便宜.

单旋翼环状设计 (如图 15.14 所示) 用于提供垂直推力, 主要设计在环形混合

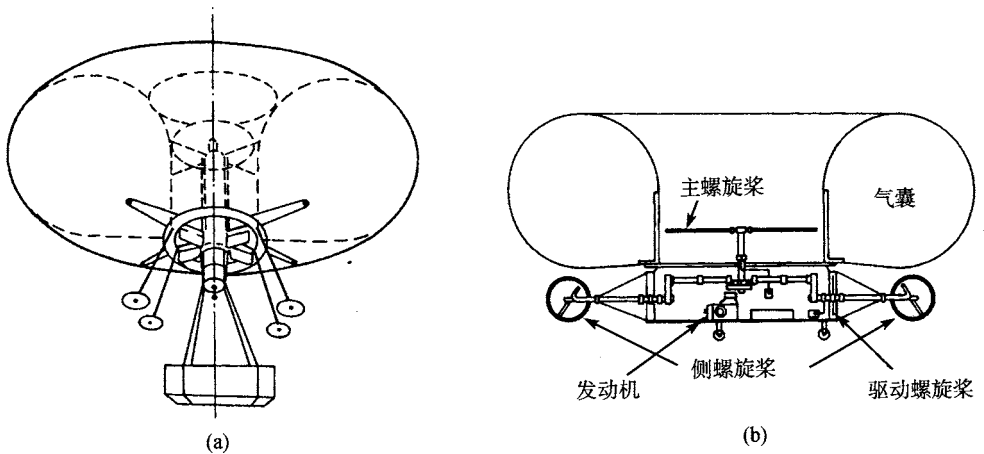


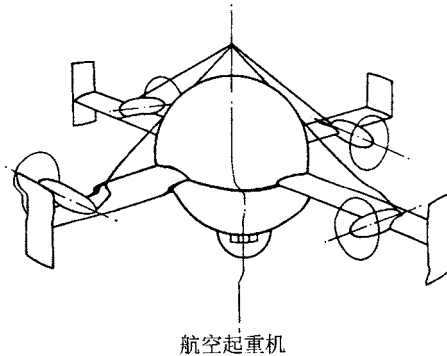
图 15.14 环形翼飞艇设计

飞艇里面。这种飞艇有加拿大的环状气球概念艇和日本的环状半浮力飞艇平台 (Tachibana, et al., 1991, 1993)。

15.3.5 旋转体艇体 (航空起重机, 旋转起重飞艇, 马格努斯空运艇)

可以通过旋转不同结构外形的艇体来提供载荷升力。这里利用了推进器、空气动力学外形和马格努斯升力效应的共同作用。

航空起重机概念艇是由全美工程公司 (All Americal Engineering Corporation) 于 1974 年首次提出的 (图 15.15), 主要用于短距离起降。该概念艇由一个中央球形气囊和沿周边呈放射状布置的四个可变倾角机翼组成, 每个机翼都相应自配一个螺旋桨涡轮机。飞艇整体 (除了控制室和吊重) 将绕垂直轴旋转。吊在不旋转的吊舱下面的载荷, 通过改变艇翼的角度来提升。这样就产生一个较宽范围的升力。侧动由轮转控制尾翼产生。但是一个总体直径 12.2m 的模型是不易控制的, 因为气动和陀螺效应之间存在复杂的相互作用。



航空起重机

图 15.15 航空起重旋转混合飞艇

图 15.16 所示为 20 世纪 80 年代由航空空运公司研发的另一款同样复杂但更为成熟的“旋转起重 (Cyclo-Crane)”飞艇。该飞艇是由一个绕水平轴旋转的椭球体组成, 在悬浮时将以 13 转/分钟的速度旋转。动力和旋转升力由沿径向布置在艇体的四个机翼提供, 这几个不同倾角的机翼呈 T 型, 发动机和推进器就安装在两个翼面端部。不动的控制室和有效载荷挂在沿艇体轴线的前后两端。

巡航时艇体将停止旋转, 前进动力主要由一对水平安装在飞艇尾部的机翼提供, 如图 15.17 所示。1984 年试飞成功的一个小型试验艇艇体长 42m, 容积 9340 立方米, 能够载 2 名机组人员和 2t 物资。包括挂载车, 该旋转起重飞艇高 79m, 它的两个 112kW 的活塞发动机能提供 64 km/h 的巡航速度。

马格努斯空运球形飞艇利用了与航空起重飞艇和旋转起重飞艇都不相同的原理, 提供了额外的空气动力, 它基于高尔夫球的自转现象即球体旋转与它周围气流产生“马格努斯升力”效应。如图 15.18 所示。

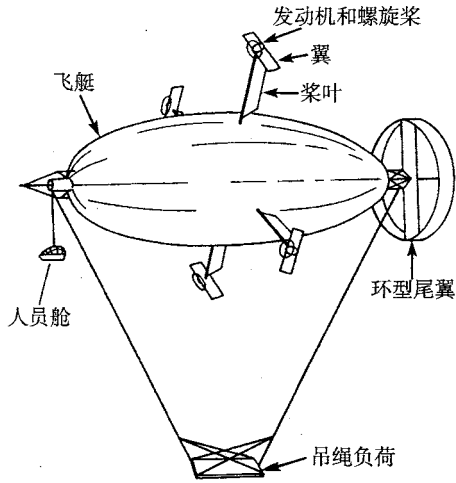


图 15.16 空运旋转起重艇

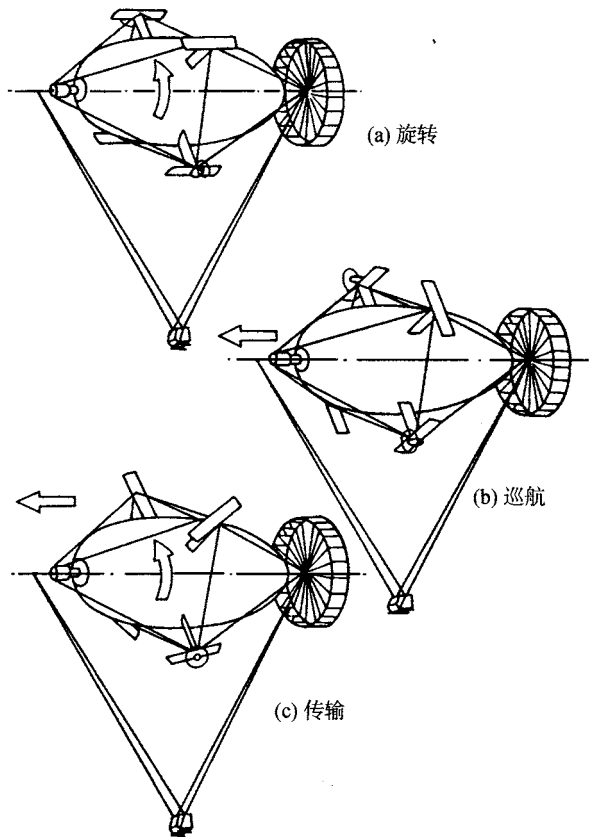


图 15.17 旋转起重飞艇的飞行模式 (Morris, 1985)

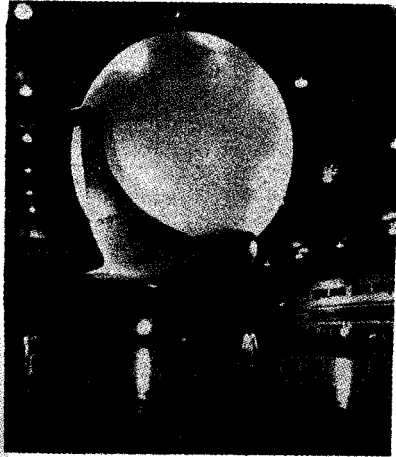


图 15.18 正在进行飞行测试的 LTA 20-1 球形旋转飞艇模型

LTA 20-1 马格努斯空运飞艇主体由绕水平轴旋转的充气的球体组成, 球体的旋转方向垂直于前进方向, 运载是通过共轭安装在旋转轴上的悬浮装置实现的, 如图 15.19 所示. 该艇有两个发动机, 以便在静空悬停过程中不能产生马格努斯升力时转动球体和必要时产生矢量推力. 1981 年试飞了一个直径 6m 的无人驾驶小型验证艇, 由两个 1.1kW 的电动机提供动力, 总升力为 96kg, 有效载荷 15kg. 同比例利用马格努斯效应产生升力的全尺寸艇 (球径 49m, 容积 59 500 m³) 能以 92 km/h 的速度巡航, 空气静升力为 63t, 产生的升力为 13t, 是总升力的 17%(马格努斯升力加静升力). 61m 的该艇模型以 135 km/h 的速度巡航, 有效载荷为 50t 时, 它的燃油消耗高达 11t/h(1.63 kg/capacity tonne-km). 另一个问题是, 当推力改变时, 由于推力方向与重心分开会使得设备发生短暂的摇摆. 同时, 马格努斯效应将使轴向阵风转化为垂直升力的起伏 (Mowforth, 1991).

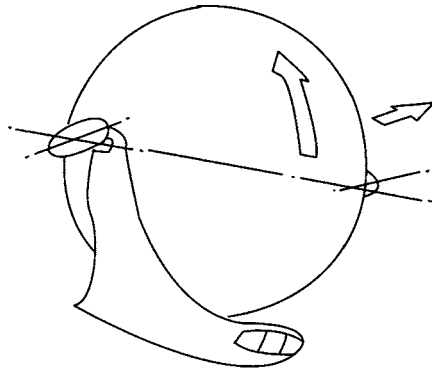


图 15.19 LTA 20-1 中的球体旋转和发动机旋转座架

15.4 动 力

一个理想飞艇飞行阻力大约与其速度的平方成正比, 因此最佳巡航速度不是很高. 事实上, 通常设计的飞艇速度都不超过 40 m/s (144 km/h). 如果不用于巡航, 比如用于广告, 则对速度的要求更低. 这样, 就要求尽可能地利用低功耗能源, 比如太阳能驱动的电动机. 但是这种电动机除了需要太阳能外, 还需要由随艇携带的能源补给能量.

15.4.1 电

尽管给传统飞艇提供动力的是燃油内燃机, 但有趣的是, 1884 年试飞成功的世界上第一架飞艇 La France 是以电力作为动力的, 该飞艇由 7kW 的电动机驱动, 同时携带了 460kg 的蓄电池, 以 20 km/h 的速度巡航了 4 小时.

从那以后, 蓄电池提供动力的最大问题是其很低的能重比. 关于使用电池、燃料电池和飞轮电池的价值和优点将在第 16 章做进一步介绍.

15.4.2 太阳能

太阳能是一种分布于广阔空间中的能源. 在太阳照射最强的时候, 海平面太阳辐射强度是 1000 kW/m^2 . 然而, 由于飞艇具有很大的表面积, 对动力要求不高, 因而在晴朗的天气里可以利用太阳能给飞艇提供适宜的速度. 可以将太阳能转化为电能给飞艇提供推进力, 决定可利用能量的关键因素是太阳能电池的转化效率 (详见第 16 章). 太阳能飞艇是指那些利用太阳能为其提供主要推力能源的飞艇, 这些飞艇会携带蓄电池以便在夜晚和有风时候使用. 太阳能飞艇的设计轮廓是 1972 年首次提出的, 如图 15.20 所示, 有关它的详细介绍, 将在第 16 章叙述. 太阳能作为辅助能源同样能够用在其他类型的飞艇中.

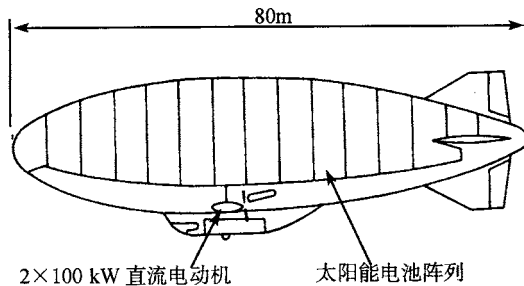


图 15.20 太阳能飞艇概念机轮廓 (Khoury and Mowforth, 1978a&b)

在如今这个环保时代, 太阳能有很大的吸引力. 阳光是可再生的、免费的、无污染、不需燃烧的“燃料”. 太阳能飞艇不需要燃料补给, 因此它能在世界偏远地带

阳光充足的地方或高空使用,且能工作很长时间. 一个太阳能飞艇是一个恒重系统,它不存在因燃料消耗而调配平飞艇的问题.

因此这一项目无论在低空应用 (Khoury and Mowforth, 1978a&b) (Khoury, 1986) (Knaupp and Schafer, 1993) (Kampf, 1993) (Schafer, 1993) (Rehmet and Knaupp, 1993) (Rehmet, 1994) (Remet *et al.*, 1995) (Kroplin and Schafer, 1995) (Gasbag, 1996) 还是高空应用 (Ward and Taluy, 1991) (Onda, 1992) (Onda, and Morikawa, 1992) (Air & Cosmos, 1993) (Ford and Onda, 1996) 中都受到人们的普遍关注也不足为奇.

计算表明,一个位于回归线附近的 80m 长的飞艇 (容积 22000 m³), 在没有云的情况下艇体可接受到的太阳能总功率为 2614kW, 包括直射、反射和散射. 在传统飞艇中,常使艇体外面覆盖物呈白色或银色,以避免飞艇过热. 考虑到太阳能电池的转化效率是 15%, 如果包括电及推进系统, 总能量转化效率是 7.9%, 可用动力系统最大功率可达 205kW, 相应的飞艇速度能达到 101 km/h.

飞艇的动力和速度的关系是这样的,随着飞艇飞行中方向的改变及太阳因一天中不同时间和季节照射强度的变化,太阳能输入也会改变,相应影响到飞艇的速度衰减. 有关太阳能飞艇更详细的叙述将在第 16 章做具体介绍.

LTAS 公司的 Michael Walden 于 1978 到 1979 年设计了两个无线电控制的太阳能动力飞艇试验模型,在内华达州的沙漠中试飞. 他后来设计了直径 24m 的球形模型.

美国 Tokyo-Sanyo 公司制造一个 7m 长的“太阳蛋”无人驾驶飞艇. 它使用一种能重比为 200mW/g 的非晶硅太阳能电池. 该无人驾驶飞艇模型携带一个照相机,以 10km/h 的速度于 1992 年试飞 (Airship, no. 99, March 1993).

在各种设计相继公布的时候,定型为 LOTTE(图 15.21)的一系列三原型无线电控制的太阳能飞艇也进行了制造和试飞. Stuttgart 大学的 Michael Rehmet 从 1991

最大长度	16 m	太阳能发电机面积	7.02 m ²
最大直径	4 m	输出峰值	1123 W
体积	109 m ³	电池电量	1080 Wh
最大功率	1500 W		
最大速度	46 km/h		
最大爬升率	10 m/sec		

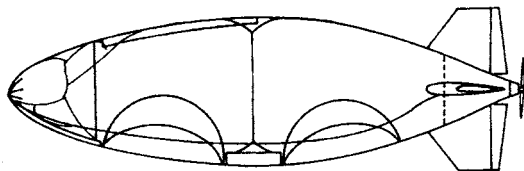


图 15.21 LOTTE 太阳能电池飞艇 (Remet *et al.*, 1995)

年就开始进行这项工作了. 该系列的第一个模型 LOTTE-1 于 1993 年 4 月试飞, 同年 6 月因为在艇库中发生雷暴而毁坏. 重新制造的 LOTTE-2 在 LOTTE-1 的基础上做了点小改动, 并参加了 1993 年在澳大利亚举行的世界太阳能汽车大赛, 在不到 4 天的时间里飞行了 330km, 但是由于在降落时其无线电控制受到军用机场仪表着陆系统定位器的干扰而坠落在树上. LOTTE-3 型与早先的模型一样, 只是在无线电控制方面做了改进, 采用了双频率并行和飞行数据采集遥测系统. 它长 15.6m, 气囊容积是 109m^3 , 可载重 20kg. LOTTE-3 巡航速度能达到 45 km/h, 它使用转化效率为 15% 的太阳能硅电池, 电池有效面积是 $6 \times 1.17\text{m}^2$. 由于系统内其他损失, 太阳直射的总能量转化率大约降到 10% 为可用的推进功率. 电动机功率是 800W, 短时可达 1.5kW, 电动机每分钟 4000 转, 减速到推进器为每分钟 800 转, 使用镍铬电池组 ($6 \times 4.5\text{kg}$) 能提供 $6 \times 180\text{Wh}$ 的能量容量.

加拿大的泛大西洋航宇公司 (The Pan Atlantic Aerospace Corporation) 提出了以安装在艇上表面的太阳能电池提供能量的长航时有人驾驶太阳能飞艇, 约 43m 长, 直径约 6.7 m (Airship, no. 105, September 1994).

太阳能被提议用于高空无人驾驶飞艇, 比如 20km 的高空. Masahiko Onda 经过五年筹划, 制造出了一个 20m 长, 体积为 181m^3 的太阳能无线电控制飞艇 HALROP-20, 该艇安装有 36 个电池帆板, 使用镍锌电池, 如图 15.22 所示. 日间, 长度超过 20m, 总浮力为 20t 的全尺寸飞艇 HALROP 使用安装在艇体顶部表面的太阳能电池提供推进动力, 并存储一部分电力在重达 5t 的昂贵的可再生燃料电池中, 以供晚上使用. 艇体表面 15% 的面积被高效的太阳能电池覆盖, 有作者声称, 它能达到 112 km/h 的速度, 以抵抗风速并使之停留在东京上空一固定点 (Onda 1992, Ford and Onda 1996).

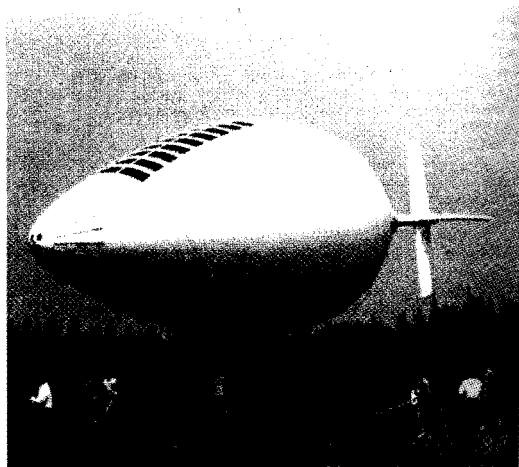


图 15.22 太阳能高空飞艇 (Onda, 1996)

15.4.3 人力

1878 年 C.F. Ritchel 首次成功实现了人力飞艇的首飞, 它的速度达到了相当于在静止空气中的 5.6 km/h. 此前, 英国人 Hugh Bell 曾尝试制作了一个 2m 的飞艇, 法国人 Dupuy de Lome 曾试图制造一个 5.7m 由 8 个乘员提供动力的飞艇.

近些年, 有三个组织制造了人力飞艇, 如表 15.2 所示.

表 15.2 人力飞艇特性

设计者	飞艇	长度/m	气囊容积/m ³	直径/m	速度/(km/h)
Watson	White Dwarf	14.6	176	1.63	13
Geiser	Zeppy 1	12.5	115	2×3.0	15
	Zeppy 2	20	600	2×4.6	20~25
Dorrington	D2-bis	20.2	218	2.2~2.6	10~11
	D3	21.0	266	2.2	11~13

美国人 Watson 研制的 White dwarf 飞艇长 14.6m, 气囊容积为 176 m³, 飞行速度能达到 13 km/h.

法国人 Geiser 研制的 Zeppy I 飞艇长 12.5m, 容积为 115 m³, 空重只有 25kg, 人力巡航速度为 15 km/h, 最高可达 25 km/h. 稍大一些的 Zeppy II 飞艇由两个脚踏板乘员 (pedallers) 操纵, 巡航速度为 20~25 km/h, 顺风飞行速度会更大, 如图 15.23 所示. 该飞艇长 20m, 气囊容积为 600 m³, 浮升气体为氦气和空气混合气体, 总重 85kg, 碳纤维筒形船骨提供额外的强度. 轻量太阳能电池给无线电通讯提供电能, 同时给副气囊和水泵 300W 的电动机提供电能. 1992 年进行了试验飞行, 并于 1993 年尝试了跨大西洋飞行, 但是遭遇失败. 一阵狂风把飞艇卷入了大海, 两名驾驶员 Feldzer and Hulot 很快得到了随行的护卫船的营救 (Airship, no. 100, June 1993).

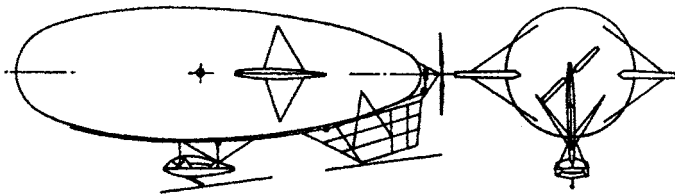


图 15.23 Zeppy II 人力飞艇 (Airship, June 1993)

英国南安普顿大学的 Dorrington 在学生的协助下设计了“D”系列飞艇. D2-bis 飞艇长 20.2m, 气囊容积为 218 m³. 1992 年该艇在 Solent 出海口往返航行 5.5 海里, 速度达到了 10 km/h. 称作“森林之魂”的 D3 飞艇长 21m, 氦气囊容积为 266 m³, 可承载一个驾驶员, 试验设备及用于矢量推力间歇供电的铅酸电池. 它能达到的最大飞行高度为 26m, 借助人力飞行速度可达 12 km/h, 在电动机的辅助下可达到 19 km/h. D3 在 Sumatra 森林上空用作照相平台. 1995 年, 一个 400m³ 的飞艇在马来

群岛的 Sabah 试飞, 动力采用人力或纯粹的电力。

Dorrington 发表了一个关于人力飞艇需重点考虑的八个方面的清单, 它们包括: 在近空间的全面飞行测试; 包括氦气泄压阀的高排气率; 在上升暖流中推力能力的垂直速度至少为 1 m/s ; 天气情况的准确预报; 安全设备 (救生衣, 绳索和安全带); 得到许可的无线电收发器、高度计和气压计. 基于最差的动态装载情况考虑, 飞艇应注重安全系数, 且应保证安全系数至少不小于 5. 同时, 应取得航空当局的飞行许可 (Dorrington 1993).

15.4.4 微波

微波能量被认为能为高空飞艇提供动力源. 原理是将足够的微波能量传递给飞艇以维持其正常运转. 主要的不确定因素是其成本以及关键时刻如果风速超过最大设计速度飞艇能否被吹离微波束. 相对于高空无人驾驶飞机, 飞艇在这方面的应用具有独特的优点. 这是因为在飞艇上可以使用更大的硅整流二极管天线, 从而使其具有较高的微波接收效率.

日本在 20 世纪 90 年代曾发展了高空无人驾驶飞艇 HALROP, 该飞艇的动力由一个 10kW (最大) 的微波束提供, 微波束由地面的一个直径 3m , 焦距为 0.75m 的抛物面天线发射, 如图 15.24~ 图 15.26 所示. 飞艇外面安装有 3 m^2 的硅整流二极管接收天线, 最大输出功率为 5kW , 结构呈蜂窝状, 厚度小于 16mm . 因为跟踪异常或受风的影响, 飞艇接受的能量也会发生变化. 为此, 飞艇需携带一个补充能源, 以便给推进发动机提供补充能量.

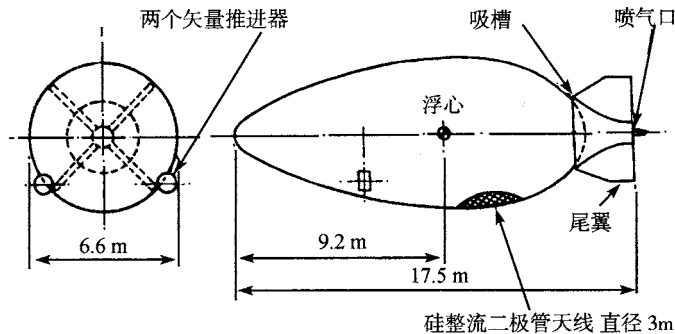


图 15.24 高空微波动力飞艇外形图 (Onda, 1995)

15.4.5 氢

氢燃料被认为是地面车辆 (如轿车、公共汽车) 的理想燃料, 因为它的燃烧气体有较小的污染, 同时也是当今石油储量短缺时一个很好的替代品. 根据 EURO II 标准, 氢燃料发动机比同等汽油或柴油机产生的氮氧化物少 90%, 而产生的 CO 和碳

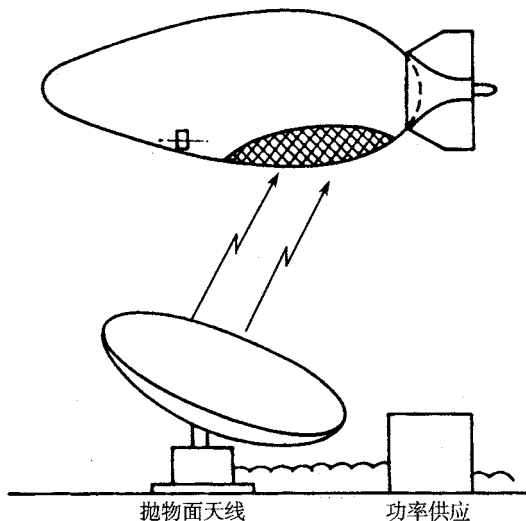


图 15.25 飞艇悬停测试中微波传送构想图 (Onda 1995)

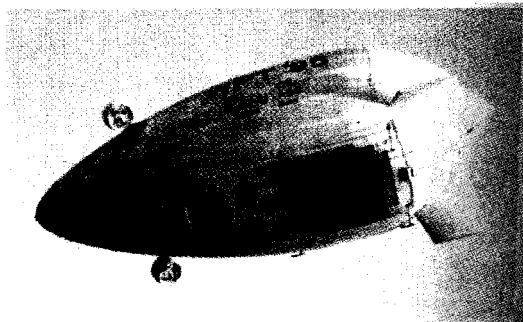


图 15.26 微波飞艇原型照片 (Onda 1995)

氢化合物少近 100%.

由于历史原因, 飞艇中不再使用氢气. 尽管如此, 有相当一部分人仍然提议使用氢气作为飞艇燃料, 且作为浮升气体.

Howe 于 1971 年提出了使用氢燃料电池, 并以 1000 吨硬式飞艇的氦电池为基础. 在辅助发动机内燃烧氢以补偿由发动机使用柴油机燃料带来的质量损失. 但是单靠氢不能提供足够的能量驱动飞艇.

由美国海军资助, 洛克希德情报系统 (Lockheed) 提出了一个 21km 高度大范围长滞空飞艇, 发动机燃料由氢提供 (Airship, no. 57, September 1982).

新奥尔良的 Buz 飞艇公司主席 Brecht 指出, 基于花销, 有必要重新考虑使用氢作为浮升气体和燃料, 可以在刚性框架内使用轻量级耐火材料以提供足够的防火能力. 从气体燃料电池进入发动机的氢气将有助于浮力控制.

15.4.6 核能

不止一个设计者提出核动力飞艇(例如 1966 年美国 Morse, 20 世纪 70 年代早期澳大利亚人 Von Veress). 1966 年 Morse 提出了一个传统硬式飞艇的建议, 它长 299 米, 气体容积为 $357\,000\text{ m}^3$, 巡航速度可达 150 km/h , 动力由安装在艇体中的压水核反应堆产生, 输出功率为 4.5 MW . 除去设计中存在的技术问题, 环境污染问题使得这一计划无法得到实践认可.

15.5 结构造型

在二次世界大战以前, 结构设计中的变动比 20 世纪后半叶更平常, 当时主要有硬式结构、半硬式结构和软式结构. 而后来, 软式结构成为结构设计中的主导设计形式.

在 1900~1970 年, 先后制造了 850 架软式飞艇, 从 1900~1940 年, 制造了 162 架硬式飞艇, 这些硬式飞艇绝大多数是由意大利制造的, 少数一部分由其他国家制造.

重量是结构设计中的主要方面, 图 15.27 所示是三种型号飞艇的空重和总重之比及飞艇容积对照表. 空重包括发动机和设备以及结构. 与期望相反, 空重并没有随着尺寸和容积的增加而降低来显示增加尺寸的好处. 同时, 并没有明显的界限表征一种类型从该界限开始优于另一种类型. 从图中仅仅可以看出建造坚固的飞艇(比如 R100 和 R101) 比那些被证明结构比较脆弱的飞艇(比如 R38) 具有更高的空重百分比. 因而, 结构重量仍然是飞艇设计中最重要因素. 就飞艇的经济性而言, 总升力指标不应超过 30%.

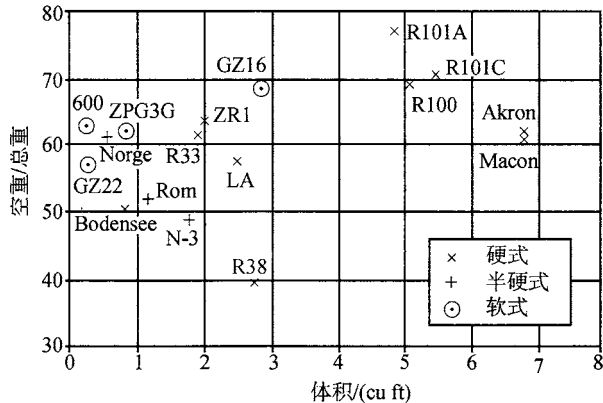


图 15.27 飞艇的空重与总重比

一般来说,软式结构更适合于小型飞艇,而硬式结构则适合于大型飞艇,最大的软式飞艇 ZPG-3W 起飞时最大载重可达 40t。“哨兵 5000”可载重 50t。

在二次世界大战前制造的硬式飞艇在空间结构和应力分析中存在问题,同时在设计制造过程中所需要的密集的劳力也显得很经济。为了解决以上问题,我们可以:

- (1) 采用简单框架,如最近的齐柏林新技术飞艇;
- (2) 采用硬壳式结构,比如 Gas Transporter;
- (3) 采用金属壳压力飞艇,如 R30。

尽管如此,在机载预警设备中还是使用了有钢架框和金属蒙皮的 3.5 ft^3 的加压刚性结构,它的设计者声称其静重比传统硬性飞艇重约 5.5%。

在刚性壳式艇体设计中,蒙皮所有点处于双向弯曲而稳定。随着飞艇尺寸的增加和壳体曲率的降低,蒙皮呈现出薄板特性,即当平面上有施加集中应力或剪切力时变得不稳定和易皱褶失效。为了克服这些问题,蒙皮必须硬化以抵抗弯曲,或必须施加足够的二轴向的张力场以克服在操作加载过程中施加的压力。早先的设计一般采用单体式结构,而后来的设计多采用加压金属蒙皮结构,如 ZMC-2 飞艇。

15.5.1 刚性单体构造

在许多方面,单壳构造在飞艇结构中最吸引人的。在航空宇航应用中,硬式表面准确高效的设计程序得到了长足的发展。因为结构形成了连续的艇体,所以可以同时完成包容气体和结构梁的功能。刚性单体壳式构造的另外一个优点是,它能够承受因没有额外重量损失的横向剪切和扭载荷引起的很高的剪切应力。气动效率的提高则依赖于覆盖在外表面的柔性织物,以便能够达到较高的速度。设计飞艇外形也能提高它的气动升力。这些认识既可以使用在大型飞艇结构一体化设计中,如 Gas Transporter,也可用于小型飞艇,比如洛克希德情报系统 Starship 小型硬性飞艇。

但不幸的是,理论上的优点多数都难于付诸实践。尽管在设计中采用大弯矩设计,在壳体表面载荷强度的减小也是微乎其微的,这是因为结构直径也很大。这将带来很低的结构效率,即使是最优设计。此外,由于具体尺寸要求(比如蒙皮厚度)被证明非常小,理想的最优在实践中不能付诸实际,只存在理论上的脆性结构 (Richards, 1975)。

刚性单体壳式艇体由夹心面板组成,夹心面板由两层薄金属(或复合物)和中间轻质蜂窝核心层(或塑料泡沫)构成。夹心层稳定了蒙皮,使其能承受足够的压力、剪切和弯曲应力而免于破坏。像 Gas Transporter 这样大型的飞艇,夹心板仍然由内部环和横梁构成,但这种结构也比传统桁架金属丝网系统更便于制造和维修。然而分析表明,传统方法使用先进材料仍然会使重量轻于单体设计,这主要是因为起稳定作用的夹心层增加了重量,但它并没有直接承重。这提醒人们,在现代齐柏林新技

术硬性飞艇中使用骨骼结构 (如图 13.29~13.31 所示) 与以前的硬性飞艇相比, 一些刚性单体硬壳式设计中结构质量所占比重超过了 40%, 因而它也超出了经济性考虑极限 30%. 齐柏林新技术飞艇中简化的三角形框架结构降低了劳动力和制造成本.

15.5.2 内部单体式结构

为了克服单体式结构和金属壳飞艇结构的重量问题, 1975 年 Richard 提出了内部单体式结构, 它可使结构重量降低至低于升力的 35%, 该概念保留了单体式设计的理想特征, 同时避免了上面提到的缺点.

在该设计中, 装有浮升气体的多囊织物结构形成艇体结构外形, 如图 15.28 所示. 封闭织物气囊的多边单体化壳提供足够的强度和刚度. 多边形边的优化数目是 16 边, 织物覆盖物由一系列径向挡板把内部横向框架和外部壳体表面连接起来.

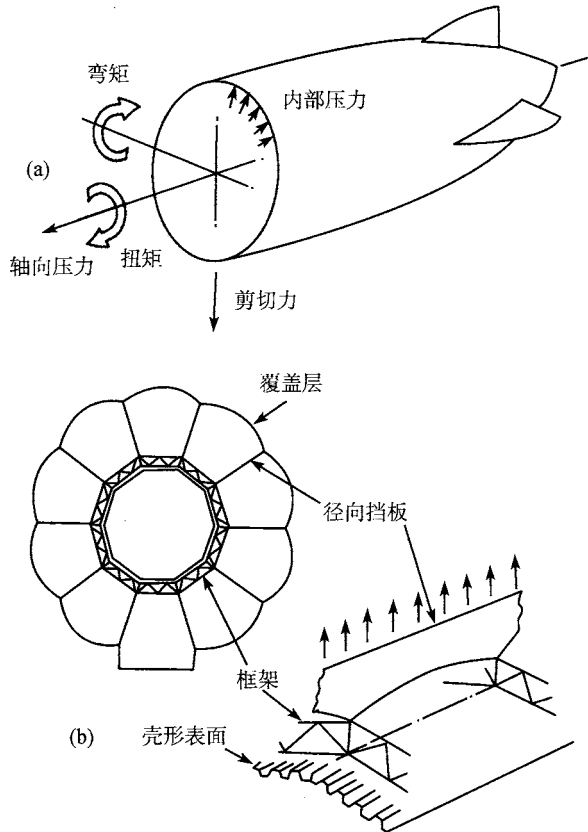


图 15.28 内部单体构造飞艇 (Richards, 1975)

艇体表面由梯形皱褶薄铝片制造, 横向构架紧固在框架上. 如果不考虑铝片表面的气动效果, 就可以利用皱褶固有的结构高效的特点. 单利用这点, 就可以节省

15% 的艇体重量。横向构架用来承载横向剪切力增量和径向压载,同时防止艇体失稳。这一设计的重要好处是它可以独立于飞艇直径而选择艇体直径。所有的这些重量约占有效升力的 34%,如果用复合材料取代艇体铝结构,这一比重可下降至 28%(Richards, 1975)。

15.5.3 金属壳

金属壳飞艇的优势在于与传统硬式结构相比具有简单的结构;与外部蒙皮采用织物的飞艇相比具有较长的维修周期和服役寿命。在有弯曲力矩的地方,内压使得薄壳更稳定。气压所得周向应力与艇体直径成正比,因此,在大型飞艇中,应把内压严格控制在较低水平,以避免结构因此失效,并导致结构额外的重量损失。

金属壳概念利用内压稳定,采用金属连续薄壳取代传统飞艇织物气囊。金属壳蒙皮厚度取决于整体弯曲影响而不是气动压力。因此,理论上比传统柔性结构飞艇飞行的更远,但要消耗更多的燃料。不同于织物气囊,金属壳蒙皮不允许压力降低,因此内部结构必须避免降压以免导致失效。设计的本质问题是建立最低的实用整体结构重量,以便在内压不足或飞行中遇到突发降压时飞艇仍然能保持外形。然而,只要没有超过屈服应力,薄金属蒙皮有能力从起皱纹的地方弹性恢复。金属壳飞艇主要的设计风险在于它与内部硬式结构集中相连的薄壳加载的应力分析,以及多种载荷加载时集中应力的正确预报。

第一架真正意义上的金属壳飞艇是 1987 年由 Schwarz 设计制造的,它使用刚性铝框架结构,外面覆盖的铝蒙皮厚度不超过 2mm。1929 年,金属壳飞艇公司制造了一架压缩柔性结构金属壳飞艇 ZMC-2。气囊容积 200 000 ft³,气囊金属壳面板主体由 0.24mm 厚的表面涂有铝的硬铝合金组成,使用了 3 百万个铜钉固定。为了使蒙皮能够抵抗剪切和集中力,剖面轮廓采用了较低的长径比,其长径比为 2.93,这样曲率是整体表面的两倍。ZMC-2 预期使用寿命是 12 年,但由于短而粗硬的结构外形使得它在反复无常的天气里难于驾驭。Woodward 1989 年提出了一个用于空中预警的金属壳飞艇。对于金属壳飞艇 ZMC-2 来说,它的结构重量占总升力的 50%(Richards, 1975),超过了经济使用价值极限 (limit for economic viability)30%(Howe, 1991)。

15.5.4 半硬式

半硬式飞艇结合硬式飞艇和软式飞艇的特点,在大尺寸飞艇中保持柔性结构的优点。压缩气囊压力相当于相似柔性结构压力的 30%~50%。仅仅在飞艇底部从头到尾的里面或外面布置框架或龙骨,以支撑底部结构、尾翼、吊舱、燃油、发动机和机械设备。在气囊薄弱点,龙骨协助承载和分散静、动载荷,这在组件的设计和位置布置中允许较低的内压且有更多的自由度。龙骨导致的额外重量和造价部分抵消了节省织物的重量和造价。

过去的半硬性结构和软式结构及刚性结构就空重 / 总重的百分比在图 15.27 中进行了很好的对比. 沿着这个方向发展, 或者扩展软式结构的吊舱形成龙骨, 都是很值得的.

一个很重要的问题是细节设计, 尤其是柔性和刚性构件的连接问题. 从概念机未来的发展应用来看, 与以往相比, 半硬性飞艇需要更简单的设计和操作系统.

美国近代提出半硬性飞艇设计的有 1922 年 Blenn 和泛世界航空公司 (Worldwide Aeros Corporation) 的 AEROS-50. 德国齐柏林飞艇公司应用了他们关于半硬性飞艇的专利设计. 俄罗斯自动化设计局设计了多用途半硬性飞艇 DKBA DP-800(Airship, no. 105, September 1994).

15.5.5 齐柏林新技术飞艇结构

齐柏林新技术飞艇的设计理念源于刚性飞机机架的设计原则, 如图 15.29 所示. 简易三角框架 (图 15.30 所示) 考虑到了结构的有效性和低重量. 纵梁和框架分别由铝合金和碳纤维合成物组成. 纵梁和框架连接点 (图 15.31 所示) 的设计要经受得住特殊载荷, 也要便于组合安装. LZ N07 飞艇长 68.4m, 最大直径 14.2m, 气囊容积 7200m^3 , 巡航高度是 1000m, 最大总重 6950kg, 有效载荷 1700kg(Zeppelin GmbH, 1996).

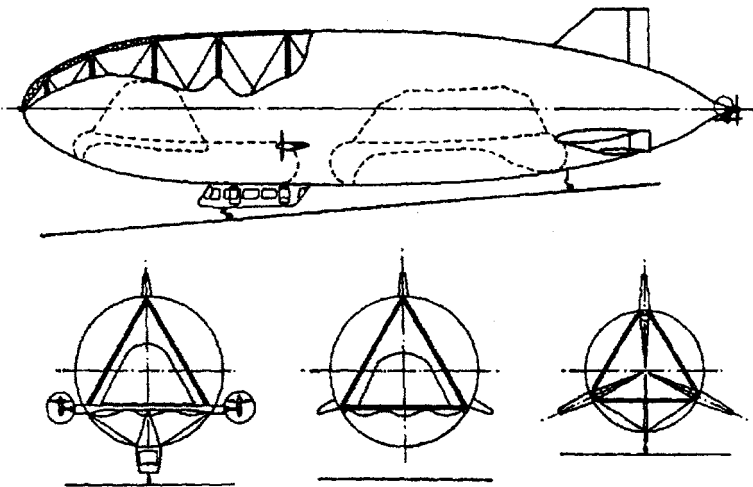


图 15.29 LZ-NT 飞艇的外部结构 (Schlenker et al., 1993)

15.5.6 加压管

由加压管结构构造的硬式飞艇, 在受到冲击时表现出弹性特征, 假若尖物没有扎破加压管, 结构能够恢复原来的形状. 持反对意见的人们认为需要证明它的可操作性. 一个遥控的 7.2m 长的“汽船”模型于 1990 年试飞, 它有一套轻质的加压管结

构, 由 43 个独立单元组成, 如图 15.32、图 15.33 所示.

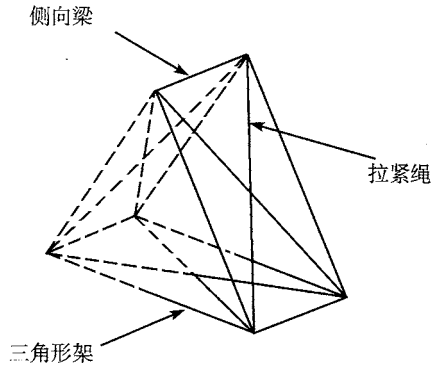


图 15.30 齐柏林新技术硬性飞艇内部结构 (Schlenker et al, 1993)

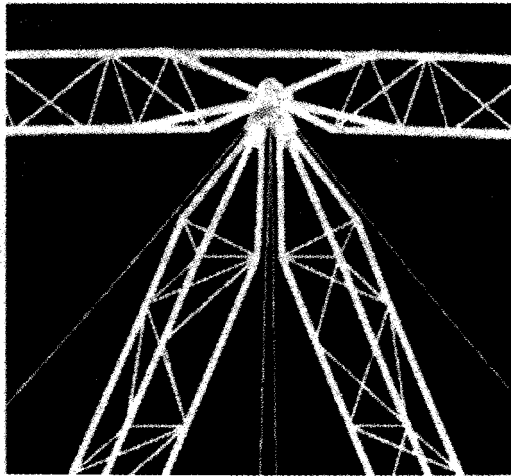


图 15.31 齐柏林新技术硬性飞艇纵梁和框架连接点 (Zeppelin GmbH, 1996)

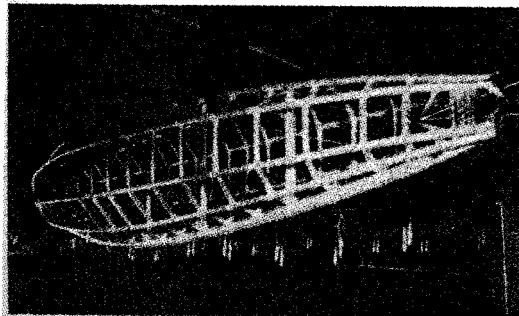


图 15.32 空气船加压管结构飞艇 (Bracher, 1996b)

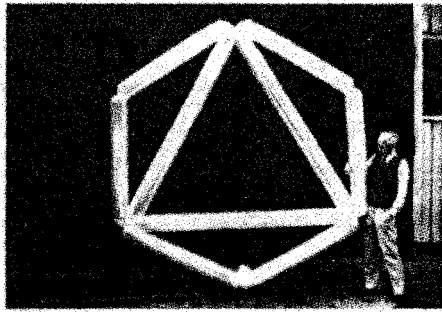


图 15.33 一个轻质加压管结构单元 (Bracher, 1996a)

管材料是纳络芳 (Nalophan), 这些管在斯图加特大学进行了长期加载、弯曲和疲劳试验. 这些管的直径一般在 10~20cm 之间, 壁厚 0.02mm, 可耐压 200kPa.

15.6 浮升气体

浮升气体是一种特殊的密度很低的气体, 比如氦气, 或者使用热空气仍然比周围空气密度低. 几种浮升气体的物理属性如表 15.3 所示. 据此, 便有两种类型的飞艇, 即轻气体飞艇和热气飞艇.

表 15.3 四种浮升气体的特性

气体	密度/(kg/m ³)	升力/(N/m ³)(ISA)	备注
氢气	0.085	11.2	易燃, 较便宜
氦气	0.168	10.2	惰性气体, 昂贵
热空气	0.906	3.14	惰性, 便宜, 升力弱
甲烷	0.756	4.5	易燃, 便宜

15.6.1 甲烷

浮升气体可以确定的两个显著用途是:

- (1) 运输载重, 如在传统飞艇中;
- (2) 运输气体, 利用气体载荷密度低的特点运输气体, 如甲烷.

在 20 世纪 70 年代, 由于能源危机和液化设备高昂的造价, 提出了一个半一体化设计的大型飞艇——甲烷气体运输艇. 该艇长 549m, 容积为 2 750 000 m³, 90% 的艇体容积用于装载气体货物, 剩下的部分装有永久的氦气库, 以便它在“空车”时能够返回. 由于气体货物本身密度低于空气, 因此在其一来回的飞行中可以单程运输商业货物.

15.6.2 热气

自 20 个世纪 70 年代以后, 以热气作为浮升气体的小型飞艇数量明显增多了,

但热气飞艇仍然被视作是非传统设计. 已记录的自由飞行是 1783 年由 Montgolfier 兄弟俩乘坐直径为 9m 的热气球实现的.

热气飞艇用于空中广告、体育运动、环境调查, 氦气飞艇的高成本和运转费用降低了它的性价比, 除非它有很高的利用率. 相对而言, 热气飞艇却可以很便宜地运行数小时或数天. 如果不使用, 它几乎不花费任何费用, 可将其装在拖车里存放于不使用的艇库里等. 同时, 将其运输到操作地点的费用也便宜.

但是, 同样升力的热气飞艇所需气囊容积比氦气飞艇大. 使用改进的纤维可以减轻气囊重量, 或提高气体温度以获得更大的升力. 为了能使气球在表面温度高达 450°C 的金星表面着陆, 人们设计了一些高温材料. 热气飞艇仅能够运载小载荷, 它的飞行将首先覆盖起升位置的附近区域. 因而乘客观光付的钱将不能花得其所. 同时, 热气飞艇尤其依赖天气情况, 只能在低风时飞行, GEFA-FLUG 的 AS 80GD 飞艇在风速超过 12 节时要数次充气.

有两种不同类型的热气飞艇, 第一种称作“自然压力系统”, 外形和稳定性由气囊内的热气静压保持. 这种类型易于制造和操作, 因为它的许多相关技术可直接利用热气球技术. 喷头装置安装在敞开的飞艇气囊腹部. 正是因为气囊表面很低的自然静压, 使得这类飞艇尤其依赖天气条件, 事实上只能在无风条件下工作. 水平机动依赖于安装在侧面的舵面, 爬升和降落依靠燃烧器喷出气体. 第二种类型可称作“风压系统”, 它的内部压力的获得依赖于安装在燃烧器下部的风扇系统. 在后来的模型中, 附加压力由推进器排出的尾流提供, 这样燃烧器完全在艇囊里面工作, 压力是没有加压的类型的 3 倍. 20 世纪 90 年代中叶制造的飞艇中, 这一附加最大的压力达到了 20 mm/Wg ($1 \text{ mbar}=100\text{Pa}=10 \text{ mm WG}$), 现在大多数的热气飞艇即为第二种类型, 一个 1500 m^3 的热气飞艇能提供一个座位, 而 3000 m^3 的可乘载 2 个人, 同时可以搭载适当载荷. 大多数热气飞艇使用的发动机是两个冲程的, 功率由 20 马力到 60 马力, 极限速度可达 15 节, 平均飞行时间从 1~2 小时不等. 随着当地环境以及驾驶员技术的不同, 热气飞艇的抗风能力可达 5 节, 最大可达 8 节.

英国 Cameron Balloons 公司从 1972 年开始制造了许多热气飞艇. 英国从 20 世纪 80 年代开始, Thunder & Colt Balloons 公司制造了第一架风扇压力热气飞艇. 在德国, GEFA-FLUG 公司从 20 世纪 70 年代后, 发展热气飞艇用于广告、环境调查、空中拍照即考古勘查. 同时, 在美国、阿根廷、瑞士和中国也研究制造热气飞艇.

15.7 控 制

20 世纪大多数飞艇都是有人驾驶的, 在第 12 章对驾驶做了深入的介绍. 然而, 设计的无人遥控驾驶飞艇 (RPAs) 数量是增长的, 主要应用于:

- (1) 低空应用;

- (2) 高空应用;
- (3) 为全方位有人驾驶飞艇提供测试模型.

15.7.1 低空无人驾驶飞艇

与有人驾驶飞艇相比, 小型遥控驾驶飞艇 (RPAs) 的主要好处是它具有低采购成本和运行费用 (Boschma, 1995, Wells, 1996, 图 15.34). 低空遥控驾驶飞艇可用于广告摄像、电视平台、大气污染检测和地区监视.

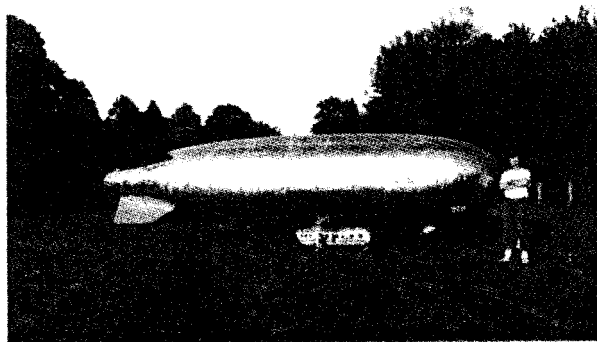


图 15.34 低空无人驾驶飞艇 (Wells, 1996)

与遥控驾驶飞行器比如无线控制固定翼飞机、直升机或锚泊气球相比, 低空遥控驾驶飞艇的优势同样明显. 固定翼飞机不能在目标上空旋停; 直升机在摄像时振动很严重且载重有限, 而锚泊气球不能很快调到目的地. 低空遥控驾驶飞艇可以同时解决这四种问题. 另外, 对于前面的飞行器来说, 失控或发动机故障即意味着整架机不能工作, 同时随机携带的昂贵设备 (比如摄像机) 还需担保. 与此相比, 一个或两个发动机同时熄火也不会立即导致遥控驾驶飞艇发生危险. 即使是硬着陆, 气囊的天然减震作用也会使得设备免受冲击. 如果发动机停车, 遥控驾驶飞艇会缓慢降落同时软着陆, 另外的安全因素包括无线电控制的二级动力支持、遥控驾驶飞艇的二级着陆控制和储备推进器.

但是, 遥控驾驶飞艇的两个主要缺点是运输和天气限制. 给气囊重复的充气放气容易导致气囊织物的失效, 因此需要飞艇在膨胀状态保持数月. 这要求要有能在公路上运送的很大的拖车, 因而限制了气囊尺寸. 从天气因素考虑, 一个遥控驾驶飞艇比如英国的 AS-400 在一年的任何季节里只能服役 6 个月. 由热活动引起的湍流会严重地影响操作. 尽管遥控驾驶飞艇能在 15 节甚至更大的风速里飞行, 但在有风的天气里摄像将变得异常困难. 因此, 遥控驾驶飞艇的设计目标是在恶劣天气下建立足够的稳定性和控制, 以及简单易行的地面管理.

美国陆军将遥控驾驶飞艇发展成小型空中平台监视系统, 该系统具有低强度目

标探测能力. 在英国, Nigel Wells 从 1981 年开始设计和操作遥控驾驶飞艇. 德国 Kaempf and Well 于 1995 年为遥控驾驶飞艇发展了一套自动飞行管理和控制系统, 它结合卫星定位导航系统比如 GPS, 使用数字控制跟踪飞行轨迹, 能达到很高的精度. 图 15.35 所示为飞行控制系统结构简图, 系统的核心是增稳系统 (SAS), 它常常与低级姿态系统 (比如高度和方位角保持) 相结合. 外部环用于飞行路径控制和轨道跟踪.

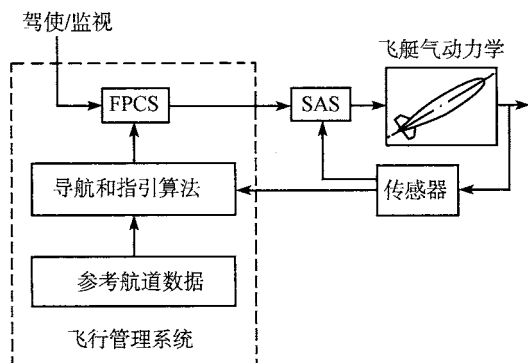


图 15.35 无人驾驶飞艇自动飞行控制系统 (Kaempf and Well, 1995)

15.7.2 高空无人驾驶飞艇

高空 (比如 20km) 无人驾驶飞艇用于监视、环境监控、无线电通讯中转. 这些任务要求:

- (1) 地面覆盖范围尽可能的广;
- (2) 提供持续不断的监视;
- (3) 在中纬度地区运行;
- (4) 运行费用尽可能的低.

这些要求使得平台在目标地区上空尽可能的高, 能超过一年的长久工作. 这些要求就排除了载人飞艇. 与卫星相比, 飞艇平台在更接近地面的较低的平流层, 这样就有更好的图像清晰度, 且无线电波传送时所需的能量也少.

高空飞艇和锚泊浮空器同样被认为是天文平台, 因为平流层具有以下特点:

- (1) 很干燥, 这减小了大气的透明度 and 辐射率;
- (2) 很冷, 这降低了望远镜的热辐射度;
- (3) 分很多层, 这限制了湍流的衍生, 直接关系到图像的清晰度.

在光谱中的可见光和靠近红外线部分, 以及从远红外部分到次毫米波带的较小部分, 合成条件接近太空.

人们认为高度低于 5km 的飞行不具有多大的商业开发价值, 因为对于观光者

来说,这一高度的地面视野太小.但当高度超过 50km 时,由于周围大气密度过于稀薄而不能提供足够的空气静升力.飞艇设计中一个重要项目是要有足够的阻力以确保在盛行风向中保持姿态,因此减小飞艇位置漂移是飞艇设计中的重要目标.

通过考察地球大气剖面的风速,可以发现,在大约 17~22km 的中高度位置,风速具有极小值,如图 15.36 所示.因此这一高度被选作适合飞艇操作的高度.更详细的统计分析表明,需要 36 m/s (130 km/h) 的位置保持速度,以保证一年中包括冬天的 99% 的有效性.尽管 130 km/h 是高速,但这一高度的气动力相应减少,大气压从海平面减小到 70~40mb.

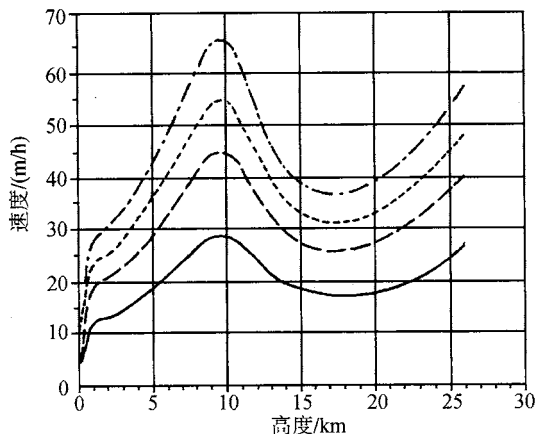


图 15.36 英国冬天风速与高度的关系 (Greer, 1993)

对于空气静升力而言,设计者们能掌控的是设计的容积.这样按照预期可以任意增加气囊容积,但是相应的气囊质量和阻力也会增加.大气特性影响升力,这些都依赖于高度的变化,因此能进行控制.飞艇气体温度依赖于气囊表面的热平衡,因此可以选择气囊蒙皮热特性来进行相应的调节控制.

要选择那些具有低太阳光吸收率(≤ 0.2)的气囊材料,以免在白天时因内部气压过大而导致失效,这点尤为重要.同时要具有足够压力,以抵抗风吹引起大变形和艇囊皱褶.

使用副气囊可以有效地减小内部气压.副气囊材料可以由芳香族聚酰胺(尼龙)和聚酯(涤纶织物,的确良)做成,可使气囊容积增大 10%,相应的阻力也有所增加.或者可以选择由加强纤维 B 织物做成的气囊,它可以在晚间维持足够的过压.这么做的缺点是随着白天浮升气体温度的升高,内部气压明显增加.为了抵抗增大的环向应力,气囊必须做厚(即加重)一些.为了避免使用沉重的氮气补给系统,气囊氮气泄漏必须小于 $5 \times 10^{-5} \text{ kg/m}^2 \cdot \text{d}$.但是在高空(20 km, 4 mb)和低温(-60°C)条件下,实际的泄漏会有所降低.飞艇必须携带足够的燃料储备以保证飞艇任务的顺

利完成. 能源补给最初的方案有两种, 即太阳能和地面微波补给. 对于前者来说, 晚上需要一组电池或燃料电池来补充能量. 计算表明, 可再生 H_2/O_2 具有较好的能重比. 对于中纬度地区冬天的操作而言, 太阳能电池组输出能量的 28% 作为白天直接动力源, 输出能量的 72% 用作燃料电池的再生.

1982 年, 美国海军委托洛克希德情报系统 (Lockheed) 研究用于雷达探测、通信中转和情报搜集, 体积为 $142,000\text{ m}^3$ 的无人飞艇的可行性. 制造出的 Hi-Spot 应当能在 21km 高空悬停 155 天, 可载重 250kg.

20 世纪 90 年代早期, 日本 Onda 构思了一个叫做 HALROP (如图 15.37 所示) 的高空大范围观测平台, 该无人软式超压飞艇 (5 mb) 呈流线型箭状外形, 装有 2 个串列推进器. 艇体由轻质合成材料构成, 飞艇利用主动的边界层控制减小了阻力. HALROP 的动力由占覆盖表面 15% 的太阳能电池或地面微波 (前面提高过) 提供. 在中纬度地区的冬天, 日照时间最短, 而风力最强. 在这些条件下, Onda 推断飞艇应至少长 200m, 能达到 31 m/s 的速度, 以便在大风时还能以 99% 的可能性保持在东京固定点上空. 当达到 70mb 高度时, 氦气的体积将膨胀到原来的 15 倍. 因此在起飞时气囊内只需装 10% 的氦气, 剩余部分是空气. HALROP 的总浮力是 20t, 其中包括 5t 重的昂贵的可再生燃料电池, 这种电池能输出 100kW 的动力供飞艇晚上推进. 然而在南极地区的夏天里, 白昼时间很长, 风也比较小, 就不需使用燃料电池. 这样一来, HALROP 将比原来小很多, 只有 100m 长, 总浮力 7.6t, 包括 0.1t 重的太阳能电池板. 电池板效率是 50%, $50\mu\text{m}$ 厚, 覆盖面积 450 m^2 . HALROP-20 和 HALROP-23 在气囊后部有一个供艇体边界层通风的沟槽, 同时有一个轴向风扇推进器. 这样既减小了阻力, 又提高了艇体整体的效率.

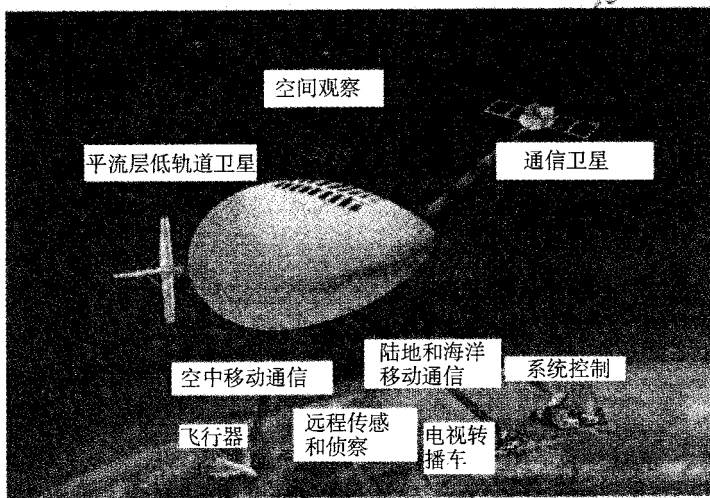


图 15.37 HALROP 高空无人驾驶飞艇 (Onda, 1996)

英国 Greer 预言说技术上最吸引人的设计是有主动边界层控制的带有副气囊的戈德施密特式的 (Godschmied) 外形. 体积 $480\,000\text{m}^3$ 的飞艇比任何现有的飞艇都要大, 但是与用于科学的高空气球相比尺寸相当. 如果利用率从冬季的 99% 降到不高于 95%, 就需要一个更小的飞艇 ($100\,000\text{m}^3$).

Garnholz 认为飞艇是唯一适合于空中天文平台的交通工具. 它具有可操纵性, 稳定性, 长续航时间, 低发动机振动, 低燃料消耗, 并且能将超重、外形尺寸大的载荷在多点处升到高空.

15.8 载 重

重载荷能够通过增大飞艇容积使用大型飞艇运输, 或者使用较小尺寸混合飞艇运输, 在这种混合飞艇中, 结构重量由空气静升力提供, 而载荷由气动力运载.

有时需要运输重型载荷或大型载荷, 比如重型涡轮和建筑物单元. 飞艇具有能够进行点对点运输服务的优点, 能够运输大而重的载荷. 能够运输的载荷比飞机 (B747 可承载 110t) 能运输的更大更重而且运输费用也比较低, 也比水面运输船快几天甚至几个月.

传统的硬式和软式飞艇的承载能力不超过 50t. 过去制造的最大的飞艇 Hidenberg 的其浮升气体容量是 $200\,000\text{m}^3$, 长 245m. 最大的软式飞艇 ZPG-3W 有 40t 的浮升能力, “哨兵 5000” 飞艇将其载重提高到了 50t. 设想中的大型飞艇约有 400m 长, 载重能量可达 50~500t, 如图 15.38 所示.

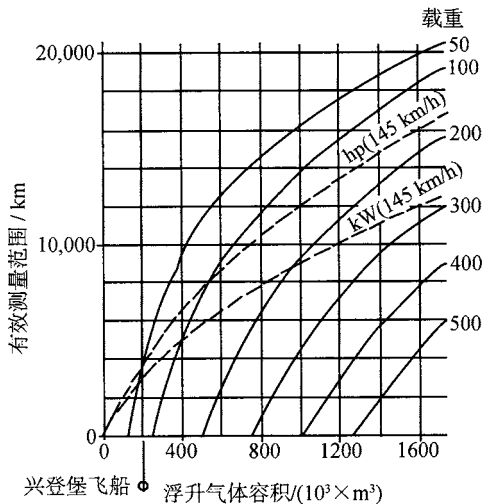


图 15.38 重型升力飞艇性能曲线 (Mowforth, 1991)

浮力由矢量推力维持, 且与混合燃料、载重和压舱物的恒重组合的相关技术有关. 装载交换是通过将它们三个中的一个和另一个交换, 并通过适当的地面处理实现的. 根据实行装载交换方式的不同, 可将飞艇分为三种类型:

- (1) 通过移动操作设施的场地装载;
- (2) 有固定终端的基地装载;
- (3) 在悬停中借助随车携带的起吊系统或辅助飞行器完成的空中装载.

具体选用哪种装载方式主要取决于飞艇尺寸, 如图 15.39 所示.

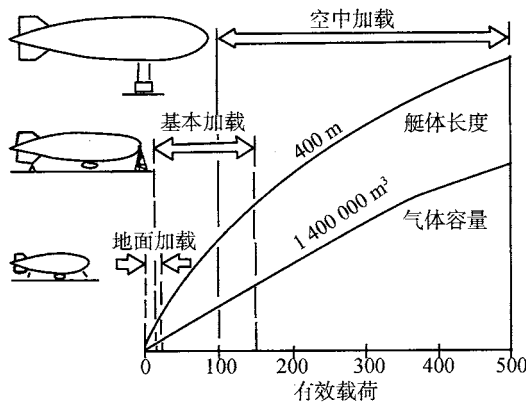


图 15.39 飞艇加载分类 (Mowforth, 1991)

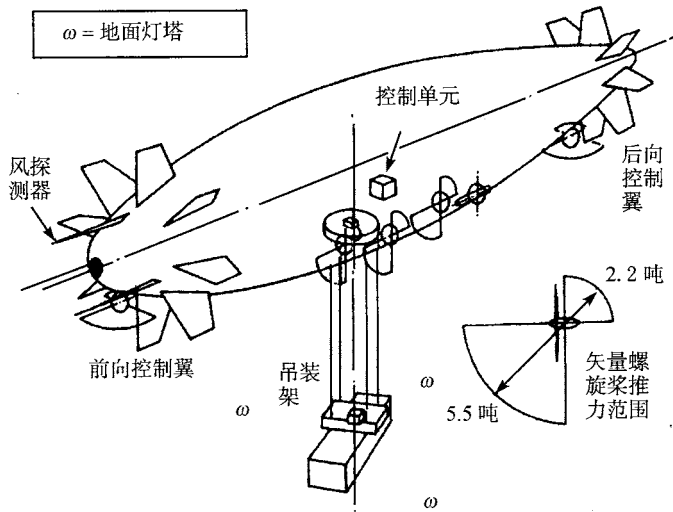


图 15.40 超重飞艇空中悬浮控制系统 (Mowforth, 1991)

超重飞艇概念设计的开拓者是 Edwin Mowforth 博士, 他在英国从 1969~

1975年设计了一系列超重空中悬浮硬式飞艇,这些飞艇几乎可以运输任意形状和尺寸的大型不可分割的载荷.其最大载荷可达(图15.40)500吨,运输距离超过1000~2000km,装载和卸载在悬停时完成(Mowforth, 1991).

1996年, Mowforth 担当了一家德国 CragoLifter AG 公司的顾问, 公司总裁 Carl von Gablenz 博士构思设计了一架半硬式运输艇 CL160, 它长 240m, 高 60m, 气体容积 350 000 m³, 拥有一个可以装载 50m×8m×8m 尺寸和 160t 的货物的载荷舱. CargoLifter 公司通过对 10 家机器和设备制造厂调查表明, 每年都有 300 个重量超过 100t 或长度超过 25m, 或直径超过 4m 的货物运输量 (von Gablenz, 1996).

参考文献

- Allen, B.L. *White dwarf and pedal powered flight*. AIAA Student Journal, summer 1988.
- Allen, F.J. *The technical history of the ZMC-2*. Journal Americal Historical Society, Summer 1990, pp.114-117.
- Allen, J.E. *Aeronautics in a finite world*. R.Ae.S. Spring Convention, May 1974.
- Andoh, S. *Preliminary feasibility study for a new hybrid airship (Heliship)*. 8th AIAA Lighter-Than-Air Systems Technology conference, Florida, October 1989.
- Ashford, R., *High altitude aerostats as astronomical platforms*. 11th AIAA Lighter-than air Systems Technology Conf., Clearwater, 1995, paper 95-1602.
- Baasha, S.S. and Euler, A. *Spherical aerostat concepts*. Proc. Joint AA-SFTE-AIAA Workshop, Weeksville, USA, June 1992.
- Balaskovic, P. *Program of Atlas Airship*. Proc. Symposium on "The future of the airship: A technical appraisal", Royal Aeronautical Society, 20 November 1975.
- Bartel, R.H. *R-30 'BIGEYE' remotely piloted surveillance airship*. Proc. Joint AA-SFTE-AIAA Workshop, Weeksville, USA, June 1992.
- Behrendt, P. and Skudelný, H. *A future for the Zeppelin*. Airship, No. 67, March 1985, pp.20-21.
- Blenn, J. *A new look at semi-rigid airship construction*. Proc. Joint AA-SFTE-AIAA Workshop, Weeksville, USA, June 1992.
- Boschma, J. *Roles and missions for unmanned blimps*. 11th AIAA Lighter-than air Systems Technology Conf., Clearwater, 1995.
- Bracher, J. *The Airboat - A possible environmentally compatible transport system*. Report, May 1996a.
- Bracher, J. *The Airboat - An environmentally compatible transportation concept*. Proc. International Airship Convention and Exhibition. Bedford, July 1996b.
- Bredt, M. *The need to return to Hydrogen in Airships*. Paper 85-0873, 6th AIAA LTA Systems Conference, Norfolk, Virginia, June 1985.
- Busemeyer, K.L. *Using hot-air airships for environmental purposes*. Airship, No. 106, December 1994, pp. 11-13, 17, 20-21.
- Cheeseman, I. and Taylor, D.R. *Rotors and gas bags - A marriage of convenience*. Proc. Symp. on "The future of the airship: A technical appraisal", Royal Aeronautical Soc., 20 November 1975.

- Cheeseman, I. and Taylor, D.R. *Rotors and gas bags – A marriage of convenience*. Airship, No. 94, Dec. 1991, pp. 24-32.
- Colting, H. *Spherical Airships*. Airship, No. 105, September 1994.
- Crimmins, A.G. *The Cyclo-Crane – A new concept to heavy vertical lift*. Proc. 6th AIAA LTA conference, June 26-28, 1985, pp. 63-67.
- Curtiss, H.C. *The flight mechanics of the Cyclo-Crane*. 4th AIAA LTA Systems Tech. Conf., Annapolis, July 1981.
- Decker, K.D. *Hydroxsystem – A hydrogen propulsion for airships*. 3rd Airship Colloquium of THEDGLR (Germany), 19 May 1976.
- DeLaurier, J.D., McKinney, W.D., Kung, W.L., Green, G.M., and Scholaert, H.S.B. *Preliminary report on the engineering development of the Magnus Aerospace Corp LTA 20-1 heavy-lift aircraft*. Airship, No. 58, December 1982, pp. 12-18.
- DeLaurier, J.D. *Development of the Magnus Aerospace Corporation rotating sphere airship*. Paper AIAA-83-2003-CP, AIAA LTA Systems Conference, California, July 1983.
- DeLaurier, J.D., Lowe, J.D., Uffen, D.R., Amann, J.H. *Research on airship flight dynamics at the university of Toronto*. Proc. Conf. On "Airship design and operation – present and future", Royal Aeronautical Society, November 1986.
- Dorrington, G. *Development of human powered airships*. Int. Airship Conf., Stuttgart, 24-25 June 1993.
- Fink, D. *Hybrid heavy lift vehicle under study*. Aviation Week, 24 July 1974.
- Ford, M. and Onda, M. *General applications of the stratospheric unmanned airship*. Proc. International Airship Convention and Exhibition. Bedford, July 1996.
- Garnholz, D. *A proposal for a high-altitude airship-mounted, large-aperture optical-infrared telescope*. 11th AIAA Lighter-than air Systems Technology Conf., Clearwater, 1995.
- Gasbag Journal. *Phothos II – A solar powered design*. March 1996.
- Gibbens, R.P. *Small rigid airships as an alternative to non-rigid 'blimp' type airships*. Airship, No. 63, March 1984, pp. 13-16.
- Greer, W.A.D. *An unmanned, high altitude, long endurance platform*. Airship, No. 101, September 1993, pp. 7-12.
- Hagenlocher, K. *Experience in the development and manufacturing of the Zeppelin New Technology Airship*. Airship, No. 110, December 1995, pp. 22-32.
- Howe, D. Cranfield Report Aero No. 5, March 1971.
- Howe, D. and Blythe, A. *Airships – general considerations and possible solutions*. Proc. Symp. on "The future of the airship: A technical appraisal", Royal Aeronautical Soc., 20 November 1975.
- Howe, D. *Airships – General Considerations*. Airship, No. 94, Dec. 1991, pp. 7-16.
- Ishkov, Y, Panyaev, L. *The Russian thermoplane ALA programme (Disc-Shaped LTA's): Today and Tomorrow*. Airship, No. 100, June 1993, pp. 5-8.
- Jackson, R. *Airships in peace and war*. Cassell, London 1971.
- Jensen, D. *The Cyclo-Crane: Will it put heavy-lift helicopters out of work*. Rotor & Wing International, December 1982, pp. 32-35.
- Kaempf, B.G. and Well, K.H. *Attitude control system for a remotely-controlled airship*. 11th AIAA Lighter-than air Systems Technology Conf., Clearwater, 1995, pp. 88-98.

- Kampf, B. *Altitude control for a solar powered airship*. Int. Airship Conf., Stuttgart, 24-25 June 1993.
- Khoury, G.A. and Mowforth, E. *A solar airship – more than a flight of fancy*. New Scientist (cover story), pp. 100-102, 13 July 1978a.
- Khoury, G.A. Mowforth, E. *The Sunship*. Airship, No. 41, September 1978b, pp. 4-8.
- Khoury, G.A. *The case for a solar powered airship*. Proc. Conf. on “Airship design and operation – present and future”, Royal Aeronautical Society, November 1986.
- Knaupp, W. and Schafer, I. *Solar powered airship*. 23rd IEEE Photovoltaic Specialists Conf. Louisville, 1993.
- Kroplin, B. and Schafer, I. *Experiences by design and operation of the solar powered airships “LOTTE 1-3”*. 11th AIAA Lighter-than air Systems Technology Conf., Clearwater, 1995, pp. 52-57.
- Miller, W.E. *The Dynairship*. Interagency Workshop on LTA Vehicles, MIT FTL Rep. R75-2, January 1975.
- Morris, J.J. *The Cyclo-Crane – A hybrid airship concept*. Airship, No. 70, December 1985, pp. 9-11.
- Morse (Professor), University of Boston, 1966.
- Mowforth, E. *An introduction to the airship*. Airship association Publication No. 3, March 1991, pp. 105.
- Munk, R. *Action rather than words*. Proc. Symposium on “The future of the airship: A technical appraisal”, Royal Aeronautical Society, 20 November 1975.
- Onda, M. *Airship boundary layer control research for High-altitude solar-powered LTA for Polar area observation*. Proc. Joint AA-SFTE-AIAA Workshop, Weeksville, USA, June 1992.
- Onda, M. and Morikawa, Y. *A stratospheric unmanned powered lighter-than-air platform*. Paper ICAS-92-1.2, Proc. 18th ICAS conf., Beijing, Sept. 1992, pp. 198-208.
- Onda, M. et. al. *A ground-to-airship microwave transmission test plan for stationary aerial platform*. 11th AIAA Lighter-than air Systems Technology Conf., Clearwater, 1995, pp.185-188.
- Pershing, B.M. and Anderson, M.J. *An aerodynamic performance model for the hybrid heavy lift systems*. Paper 85-0865, 6th AIAA LTA Systems Conference, Norfolk, Virginia, June 1985.
- Phoenix Newsletter. *Goodyear’s proposals for short haul passenger airship and hybrid heavy lift airship*. Airship Association Journal, No. 33, September 1976, pp. 2-3.
- Rehmet, M. and Knaupp, W. *Solar powered propulsion systems*. Int. Airship Conf., Stuttgart, 24-25 June 1993.
- Rehmet, M. *Solar powered airship project*. Proc. Conf. Remotely Piloted Vehicles, Bristol, 1994. 21pp.
- Remet, M, Bauder, C., Schafer, I., Kroplin, B. *Solar powered airship project Lotte*. Airship, No. 109, September 1995, pp. 11-22.
- Reid, I. *Airships: Rigid or non-rigid*. Airship, No. 78, December 1987, pp. 22-23.
- Richards, D.M. *Optimisation of airship structures*. Proc. Symposium on “The future of the airship: A technical appraisal”, Royal Aeronautical Society, 20 November 1975.
- Roldan, M.S. *A flying saucer??? You are crazy???* Proc. Conf. on “Airship design and operation-present and future”, Royal Aeronautical Society, November 1986.

- Schafer, I. *Solar powered airship*. Int. Airship Conf., Stuttgart, 24-25 June 1993.
- Schlenker, R., Dinkler, D. and Kroplin, B. *Nonlinear deformation behaviour of rigid airship envelopes*. Int. airship Conf., Stuttgart, 24-25 June 1993.
- Shaw, B. Maritime applications of airships: 1976-1991. Airship, No. 94, December, 1991, pp. 21-23.
- Sheldon, D. and Putnam, W. *A theoretical study of deltoid planforms operating in the ground effect region*. Airship, No. 70, December 1985, pp. 11-15.
- Tachibana, T., Saito, K., Tsukamoto, H. *A semibuoyant station for observations and communication missions*. Paper AIAA-91-1281, 9th AIAA Lighter-Than-Air Systems Technology Conference, San Diego, April 1991.
- Tachibana, T. and Tsukamoto, H. *Aerodynamic characteristics of a semibuoyant station in the shape of a torus*. 10th AIAA Lighter-than air Systems Technology Conf., Arizona, 1993.
- Todd, F. *Toroidal balloon concept*. Proc. Conf. on "Airship design and operation - present and future", Royal Aeronautical Society, November 1986.
- von Gablenz, C. *The CargoLifter, Heavy lifts in the year 2000*. "nd Airship Conference, Stuttgart/Friedrichshafen, 1996.
- Ward, C. and Taluy A. *A fresh look at lighter-than-air technology*. Paper AIAA-91-1267, 9th AIAA Lighter-Than-Air Systems Technology Conference, San Diego, April 1991.
- Wells, N. *Practical operation of the remotely piloted airship*. 11th AIAA Lighter-than air Systems Technology Conf., Clearwater, 1995, pp. 189-192.
- Wells, N. Personal communication. 1996.
- West, J. *Skyship - Present activities*. Proc. Symposium on "The future of the airship: A technical appraisal", Royal Aeronautical Society, 20 November 1975.
- White, P.C.H. *The airship-aeroplane hybrid*. Cranfield MSc thesis, October 1973.
- Woodward, D.E. *An AEW metalclad airship* 8th AIAA Lighter-Than-Air Systems Technology Conference, Florida, October 1989.
- Yavrouian, A., Yen, S., Plett, G., and Weissman, N. *High temperature materials for Venus balloon envelopes*. 11th AIAA Lighter-than air Systems Technology Conf., Clearwater, 1995, pp. 68-75.
- Zeppelin Luftschifftechnik GmbH. Private communication. 1996.

第 16 章 太 阳 能

G.Khoury

16.1 概 述

太阳能在重视环境问题的时代是很吸引人的. 阳光是可再生、“免费”、无污染、不燃烧的燃料. 太阳能飞艇在偏远的阳光充足的地区或者在高海拔地区运行时, 不需要补给燃料, 因此能够长时间运行. 太阳能飞艇也是一个恒重交通工具, 因而不会出现因燃料消耗引起重量降低导致需要调配平飞艇的问题.

太阳能飞艇定义为主要从太阳能获得推进能量的飞艇, 配合有艇载能量存储设备以便在夜间和刮风的时候工作.

太阳能是空间分布、不集中的能量源. 最好条件下, 在海平面能够接收到约 $1\ 000\text{kW}/\text{m}^2$ 的太阳能. 可由于飞艇固有的大表面积和相对低的能量需求, 在晴朗的天气, 仅仅利用太阳能就能使飞艇达到相当高的速度.

太阳能飞艇商业上的可行性对资金和运行费用要求相对较低. 这也依赖于飞艇的工作性能. 技术上的可行性要求:

(1) 接收的太阳能量足够推进飞艇和用来补充艇上的能量存储单元. 这主要取决于天气和太阳能电池转换效率.

(2) 太阳光 / 电系统的重量可以接受. 太阳能电池和艇载的存储单元的重量是系统重量的主要因素.

这一章根据理论 / 参数计算的详细内容说明, 在理论上, 仅仅利用太阳能就可使飞艇达到足够的速度. 此外还对关键的硬件 (例如: 太阳能电池, 电动机, 集电栅格网络和存储单元) 的原理进行了讨论. 最后, 对基本的重量和成本考虑进行了讨论.

16.2 “太阳能飞艇” 概述

由作者 (Khoury, Mowforth, 1978)(Khoury, 1986) 提出的太阳能飞艇或称“太阳能飞艇”, 其最简单的形式组成就是一个传统形状的填充氦气的飞艇, 由电动机驱动螺旋桨推进器提供推力. 电动机主要来自黑色柔性薄膜太阳能电池阵列提供的电流供电, 太阳能电池阵列覆盖于飞艇表皮的适当区域 (图 16.1).

太阳能电池产生电能, 电能通过适当的栅格和控制系统被收集起来并传输给电

动机驱动螺旋推进器 (图 16.1). 控制系统含有一个计算机控制的功率调节器, 它能够将太阳能电池产生的电压不稳定的直流电转换成电压受控制的直流电, 转换效率超过 90%. 太阳能电池产生的一部分能量被转移到相配合的艇载能量存储装置, 其存储装置具有很高的能量存储 / 重量比率.

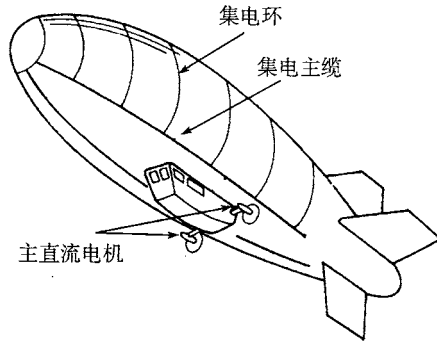


图 16.1 直流电流收集网络 (Khoury and Mowforth 1978 a & b)

照明和使用仪器等的飞行服务需要的能量可以直接由栅格系统或者存储单元提供. 额外的功率和在大风天气或者在一天早晚的灵活性操作需要的能量, 则由存储单元提供.

艇载计算机控制输入或者输出存储单元的功率比例, 以保持太阳能电池可供功率和驾驶员需要用来供给电动机的功率之间的平衡 (图 16.2).

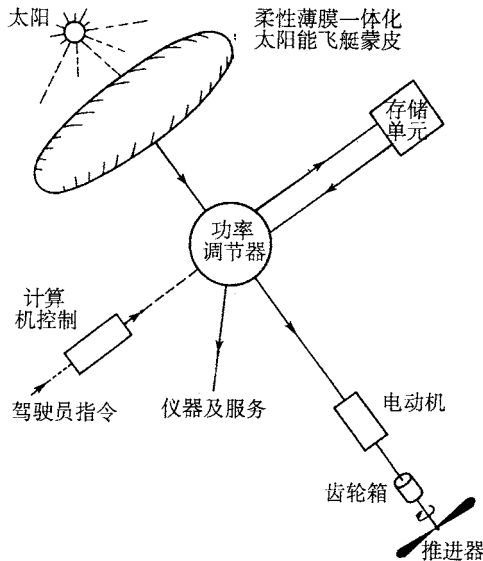


图 16.2 太阳能系统略图 (Khoury 1986)

16.3 太阳辐射

到达地球大气上限的太阳能量约为 1353 W/m^2 。当“直接”的太阳辐射经过大气时, 它被选择性地吸收和散射。因此在晴朗天气, 当到达海平面时, 太阳能量被削弱大约 30%, 并且它的光谱分布显著改变。直接太阳辐射程度依赖于“气团”, “气团”定义为太阳辐射到达地平面前穿过清澈的大气的路径长度。一个单位气团 ($m = 1$) 是当太阳高度 A 是 90° (图 16.3) 时, 太阳射线在直接的辐射路径中遭遇的大气数量。在 $m = 1$ 时, 对于非常清澈的大气, 太阳在海平面的照射量约是 956 W/m^2 。当太阳高度大于 20° 时, 气团可以被大致表示为

$$m = 1/\sin A \quad (16.1)$$

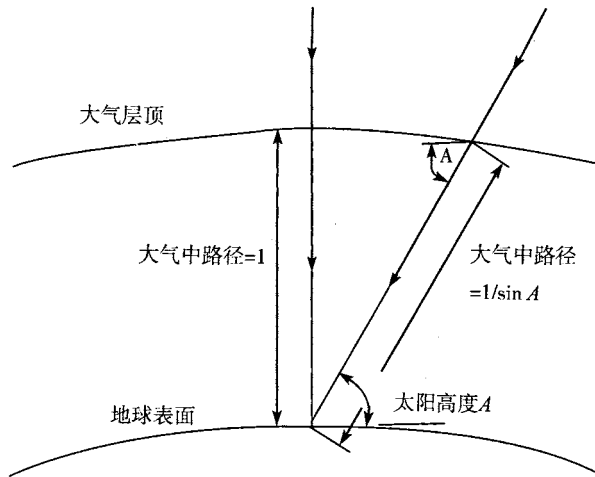


图 16.3 在大气中的射线路径长度 (Brinkworth, 1972)

对于 m 为 1, 2 和 3 的气团, 海平面上的太阳高度分别为 90° , 30° 和 20° 。

在地面上全部太阳辐射是直接分量和“散射”(即分散的)分量之和。“反射”的太阳辐射也可以从诸如山、雪成云和荒漠沙滩的表面接收到。

16.3.1 太阳直接辐射

太阳直接辐射对空气中的水分很敏感, 随大气湿度的增加而减少。大气污染引起直接太阳辐射的显著减少, 并且在空气质量较高处影响更明显。对严重污染的大气, 尽管散射分量的增加会有部分补偿, 956 W/m^2 的“峰值”也会减少 16% 到 800 W/m^2 甚至更少。

接通量垂直于太阳光线 D , 在海平面和晴朗天气条件下, 由如下公式表度 A 的一个函数 (Meinel and Meinel, 1976):

$$D(A) = D_0 e^{-c[\csc A]^s} \quad (16.2)$$

D_0 是太阳常数 (1.353 kW/m^2), 两个经验常数是 $c = 0.357$ 和 $s = 0.678$, $\lambda = 1/\sin A = \sec \lambda (= \lambda \text{ 天顶角距})$.

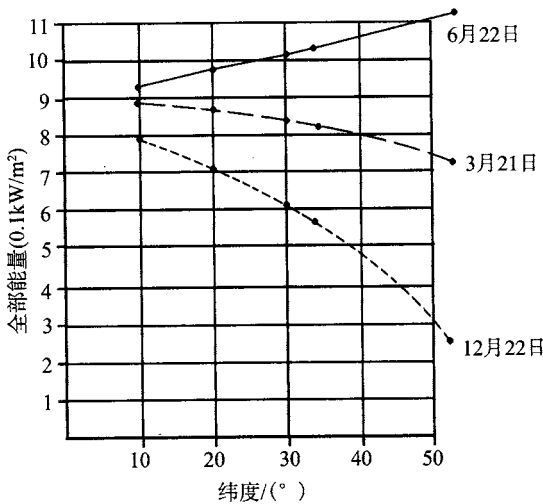


图 16.4 无云天气下, 纬度和时间对每天接收到的法向太阳直接通量的影响 (Khoury, 1986)

2) 显示, 对于晴朗天气条件, 法向太阳直接通量仅是太阳高度的函数. 太由下面公式确定:

$$\sin A = \cos N \cos H \cos L + \sin N \sin L \quad (16.3)$$

地球上的纬度, 以度为单位 (0° 为赤道), “ H ” 是太阳正午后的时间 “ t ” 时, 即:

$$H = (t/24) \times 260^\circ = 15t/(\text{°}) \quad (16.4)$$

代表在太阳视位置的季节性变动. N 在 $+23.5^\circ$ (夏至) 和 -23.5° (冬至)

法向太阳直接通量也随海拔高度增加, 随气团减少而增加 (图 16.5). 在大气层之外, 名义上取海拔 30km 处, 太阳直接通量达到太阳常数. 式 (16.2) 用 Laue(1970) 的数据进行修正, 以考虑海拔高度 “ h ”:

$$D(A, h) = D_0(1 - ah)e^{-c[\csc A]^a} + ahD_0 \quad (16.6)$$

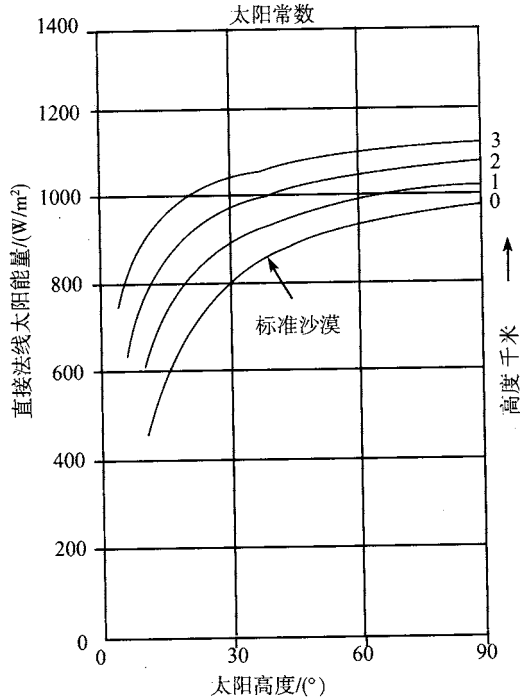


图 16.5 作为太阳高度函数, 海拔高度对直接法线太阳通量的影响 (Meinel, 1976)

式中, $a = 0.14$ 每千米高度. 然而式 (16.6) 仅对于开始的几千米适用. 太阳直接通量最大值在 1km 高度增加约 6%, 在 3km 高度, 增加约 17%. 对较小的太阳高度值, 比例的增长量较大.

16.3.2 太阳散射辐射

天空散射的 (即分散的) 辐射来自整个天空, 被空气中的粒子或分子分散, 能被收集但不能被光学聚焦. 不应将散射和大气热辐射混淆, 大气热辐射波长要长得多. 与直接辐射相比, 天空散射辐射光谱轻微向短波漂移.

散射辐射受气团影响. 对很清澈的大气, 它能从 $m = 1$ 时的约 $90 \sim 110 \text{ W/m}^2$ 到 $m = 3$ 时的约 $40 \sim 70 \text{ W/m}^2$ 之间变化. 它也受大气混浊度的显著影响, 在市区其值能达到荒凉地区的 2 倍多.

云量对散射辐射有显著影响. 在阴天, 相对小的全部辐射的 100% 是散射分量. 在夏季月份, 艳阳高照, 云彩很少, 散射辐射能高达 $400\text{W}/\text{m}^2$, 并且通常超过 $200\text{W}/\text{m}^2$. 每年英国接收的约 60% 辐射是散射辐射.

水平表面接收全部的散射辐射. 对于斜面, 辐射数量按一个因数减少, 可以假定该因数从水平面的 1.0 到垂直面的 0.5 随斜面线性减少. 但是, 为了计算在飞行中的飞艇表面的散射天空辐射, 就假定散射分量存在 2π 分布, 并且均匀落在艇体表面的上半部.

16.3.3 太阳反射辐射

云和地表反射太阳光, 增加总的散射通量, 但严格地说这实质上不是散射.

表面反射用术语“反射率”或表面反射系数表示. 荒漠沙滩能有 0.4 的反射率, 而云吸收的能量不多, 其反射率可高达 0.9. 两极的雪的高反射系数导致太阳辐射反射回天空而显著损失.

倾斜的收集器可以接收来自地面的反射辐射和来自天空的散射辐射. 在计算入射到飞艇上的来自地面的反射辐射总量时, 假定其成分具有 2π 分布, 并且均匀落在艇身表面的下半部.

16.4 太阳能驱动的飞行速度

16.4.1 太阳辐射情形

在这一节, 利用在 16.3 节给出的在无云和低水分、低混浊的空气条件下太阳照射的数字, 计算太阳能驱动的飞艇飞行速度.

16.4.2 太阳入射角

要计算太阳“平行”光线投射的区域, 需要知道太阳光线和飞艇主轴 (飞行方向) 之间的太阳入射角“ B ”. 角度“ B ”可以由如图 16.6 所示的同一个直角坐标系确定. 图 16.6 是根据太阳高度“ A ”和太阳方位“ Z ”来计算太阳在天空中的位置.

太阳方位“ Z ”是太阳自真北 (地理的而非磁的) 绕地平线顺时针测量的角距离, 计算如下:

$$Z = \arcsin(\cos N \sin H / \cos A) \quad (16.7)$$

沿太阳光线方向的单位向量 S 可以由太阳高度和方位表示如图 16.7.

在 $i(E-W)$, $j(N-S)$ 和 k (球半径方向) 三个方向上, 它的成分向量是

$$S = \cos A \sin Z i + \cos A \cos Z j + \sin A k \quad (16.8)$$

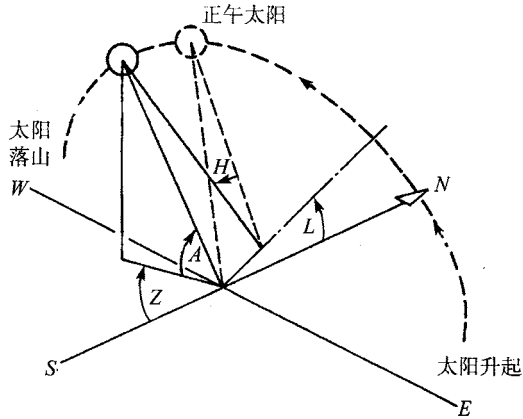


图 16.6 在北半球纬度“L”，太阳的视运动 (Brinkworth, 1972)

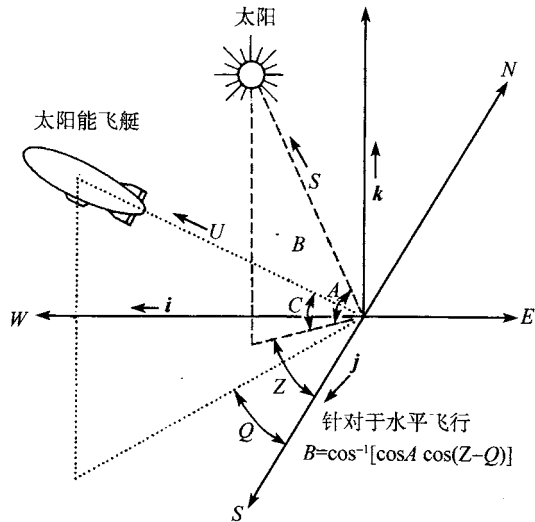


图 16.7 太阳光线和太阳能飞艇主轴之间的太阳入射角“B”(Khoury, 1986)

沿太阳能飞艇主轴方向的单位向量 U 也用一个从地平线垂直测量的角度“ C ”和一个从真地理北 (图 16.7) 顺时针测量的角距离“ Q ”表示. 它的成分向量变为

$$U = \cos C \sin Q i + \cos C \cos Q j + \sin C k \quad (16.9)$$

入射角 B 是两个向量之间的角度, 它由其标量积决定 (库瑞 Khoury, 1986):

$$B = \cos^{-1}(\cos A \sin Z \cos C \sin Q + \cos A \cos Z \cos C \cos Q + \sin A \sin C) \quad (16.10)$$

因此, 对一天中的任一时间、地球表面的纬度、季节以及飞艇的方位, 太阳入射角 B 就能用式 (16.10) 计算出来. 它也给出了即便在太阳能飞艇升起和降落时的入

射角. 对于水平飞行, 角度 C 将是 0, 式 (16.10) 简化为

$$\begin{aligned} B &= \cos^{-1}[\cos A(\sin Z \sin Q + \cos Z \cos Q)] \\ &= \cos^{-1}[\cos A \cos(Z - Q)] \end{aligned} \quad (16.11)$$

这个简单的公式佐证了这样一个常识, 当太阳高度 A 是 90° 时, 入射角度 B 也是 90° 而且与太阳能飞艇在水平面的方向无关. 当太阳高度是 0° , 入射角可因飞艇的方向从 0° 到 90° 变化. 一般规律是, 对于水平飞行, “ B ” 不会小于 “ A ”, 并且除了 $Q = Z$ 情况外, 均大于 “ A ”. 而且, 对于任一太阳高度, 太阳能飞艇都有两个方向具备 90° 的入射角, 有最大的投影面积.

16.4.3 投影面积

为简化初始分析, 将太阳能飞艇壳体理想化为一个对称的椭圆柱体, 完全覆盖对太阳光敏感的蒙皮, 并且艇身或尾翼连续不间断 (图 16.8). 全表面面积 “ A_w ” 由式 (16.12) 表示:

$$A_w = 2\pi b \left[b + \frac{a^2}{\sqrt{a^2 - b^2}} \sin^{-1} \left(\frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a} \right) \right] \quad (16.12)$$

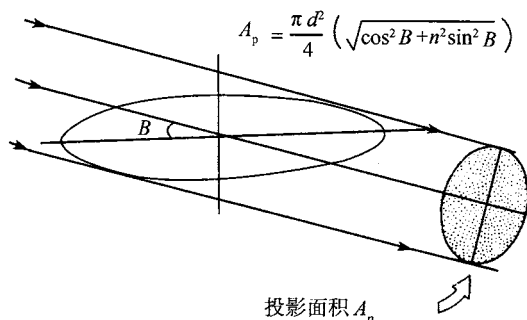


图 16.8 太阳“平行”光线照射时的投影面积 (Khoury, 1986)

这里 “ a ” 是主轴长度的一半 ($L/2$), “ b ” 是半径 ($= d/2$). 在任一时刻, 直接的太阳光线将会只落在全表面的一部分面积上. 有效接纳面积是 “投影” 面积 “ A_p ” (图 16.8). 它是太阳入射角 “ B ” 和太阳能飞艇轴向长度 “ L ” 和直径 “ d ” 的函数, 计算如下:

$$A_p = \frac{\pi d^2}{4} \left(\sqrt{\cos^2 B + n^2 \sin^2 B} \right) \quad (16.13)$$

其中, $n = L/d$.

对于 90° 入射角的最大投影面积 “ A_{pmax} ” 变为

$$A_{pmax} = \pi L d / 4 \quad (16.14)$$

对于 0° 入射角的最小投影面积 “ A_{pmin} ” 变为

$$A_{pmin} = \pi d^2/4 \quad (16.15)$$

对应任意入射角 “ B ” 的投影面积和最大投影面积的比率 “ f ” 变为 (Khoury, 1986):

$$f = \frac{A_p(B)}{A_{pmax}} = \sqrt{\frac{\cos^2 B}{n^2} + \sin^2 B} \quad (16.16)$$

这个关系显示, 对于低入射角的情形 (图 16.9), “ f ” 随 “ n ” 的增大而减小, 因而倾向于偏爱低 “ n ” 值. 例如, 在 $B = 0$ 时分别对应于 n 值 2 和 5, “ f ” 的最小值是 0.5 和 0.2. 然而, 在太阳高度达到 30° 时, 全年太阳高度在一天当中超过 20° 的时间至少为 6 个小时. 假如考虑入射角大于约 20° 的情形, 在 n 值为 3 和 5 时, “ f ” 值仅有 7% 的差别.

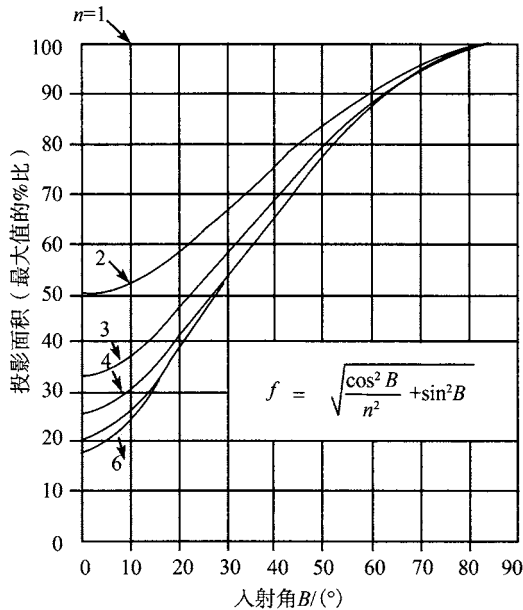


图 16.9 投影面积是太阳入射角 “ B ” 和飞艇长度 / 直径比率 “ n ” 的函数 (Khoury, 1986)

因此, 最小 “ f ” 值 (即最小与最大投影面积的比率) 就是:

$$f_{min} = A_{pmin}/A_{pmax} = 1/n = d/L \quad (16.17)$$

最小投影面积仅是最大值的 28.75% ($d/L = 0.2875$), 但这种情况仅发生在对应于飞艇一个方位的早晨或者晚上. 然而不管太阳高度如何, 飞艇都有两个方位具有最大投影面积.

因此投影面积对全部浸湿面积的比率“ g ”是

$$g = A_p/A_w \quad (16.18)$$

对于 $n = 3.48$ 的飞艇,“ g ”值的最小和最大值将分别是 8.8% 和 30.8% (图 16.10).

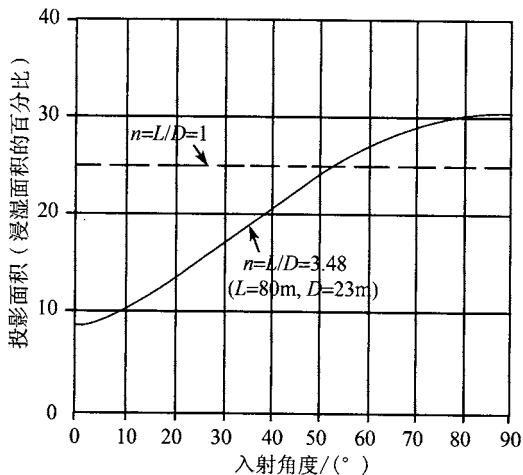


图 16.10 对应于太阳入射角的飞艇投影面积 (全表面积的一个百分比)(Khoury, 1986)

落在太阳能飞艇上的直接的太阳能量“ E_D ”能够由入射太阳直接法线通量“ D ”和投影面积“ A_p ”的乘积估算:

$$E_D = D \times A_p \quad (16.19)$$

发散阳光的贡献对散射(天空)辐射“ S_d ”和反射(地)辐射 S_r 分别进行估算.

作为第一个近似,假定“ S_d ”和“ S_r ”都有 2π 分布. 因此假定散射天空辐射均匀地落在飞艇表面的上半部,而地面反射均匀地落在下半部. 来自发散辐射“ E_s ”的贡献将是

$$E_s = S_d A_w/2 + S_r A_w/2 = A_w(S_d + S_r)/2 \quad (16.20)$$

落在飞艇上的全部能量“ E_t ”将是

$$E_t = E_D + E_s = A_p D + A_w(S_d + S_r)/2 \quad (16.21)$$

在传统的飞艇设计中,通过使用白色或银色的涂层将这些能量反射掉,以免过热.

16.4.4 太阳能系统的效率

可用的太阳能转化成推进功率时,要经过一系列的损耗.太阳能系统的总效率“ γ_t ”是

$$\gamma_t = \gamma_a \times \gamma_c \times \gamma_e \times \gamma_g \times \gamma_p \quad (16.22)$$

式中, γ_a = 太阳能电池封装部分的效率;

γ_c = 太阳能电池转换效率;

γ_e = 电气部分的效率;

γ_p = 推进效率.

16.4.5 可用的推进功率

可用于推进的功率是

$$P = E_t \times \gamma_t \quad (16.23)$$

16.4.6 太阳供能的飞行速度

飞艇典型的功率 - 速度立方关系是

$$P = C_D \rho A_w V^3 / 2 \quad (16.24)$$

式中, C_D = 阻力系数;

ρ = 气团密度;

A_w = 艇壳全表面积;

V = 飞艇速度.

因此,速度变为

$$V = (2P/C_D A_w)^{1/3} \quad (16.25)$$

16.4.7 计算举例

作为例子,考虑一个长 80m,直径为 23m 的飞艇.艇体总容积约 22 000m³,相应的全表面积是 4 677m².

在正午落在高度为 1000m 的飞艇上的最大太阳直接通量 D_{\max} 约是 1,000 W/m². 假定入射角度是 90°, 转化为电能并最终转化为推力的最大直接太阳能 $E_{D\max}$ 是 $A_{p\max} \times D_{\max} = 1 445\text{kW}$.

假定荒漠沙滩 400 W/m² 的反射分量和 100W/m² 的散射天空分量,则通过计算可得到预期最大发散分量 $E_{S\max}$ 为 1 169kW. 因此估计 S_{\max} 是来自最大直接辐射贡献的 81%. 就入射的太阳能来说,这代表了“最大限度情形”.实际上,考虑到重量和体积等因素,只有飞艇上半部的一部分覆盖太阳能电池.

按最大限度情形,全部可用的太阳能“ E_t ”变成 2 614 kW. 在传统的飞艇设计中,这些能量通过使用白色或银色的涂料被反射掉,以免过热.

考虑一个太阳能电池的转换效率“ γ_c ”为 15%,相应的总效率“ γ_t ”是 7.9% ($\gamma_a = 85\%$, $\gamma_e = 90\%$, $\gamma_g = 98\%$, $\gamma_p = 70\%$),全部最大可用推进功率“ P_{tmax} ”变成 205 kW. 对于改进的太阳能电池转换效率为 66%(理论上的最大值),那么改进的总效率“ γ_t ”是 47.5% ($\gamma_a = 90\%$, $\gamma_e = 95\%$, $\gamma_g = 99\%$, $\gamma_p = 85\%$), P_{tmax} 变成 1 241kW.

考虑功率 - 速度关系 $V=17.1 P^{1/3}$ (P 单位 kW, V 单位 km/h), 对应于“ γ_t ”值分别为 7.9%和 47.5%, 最大速度 V_{tmax} 变为 101 km/h 和 184 km/h. 这样的速度对于旅游和巡航应用是可以接受的. 单独从直接太阳能 E_D 获得的相应速度分别是 83 km/h 和 151km/h.

对应于两组电转换效率值, 作为太阳能电池效率的一个函数, 太阳能供能的飞艇速度表示在图 16.11 中. 直接和发散的太阳能辐射的贡献也表示在图中 (Khoury, 1986).

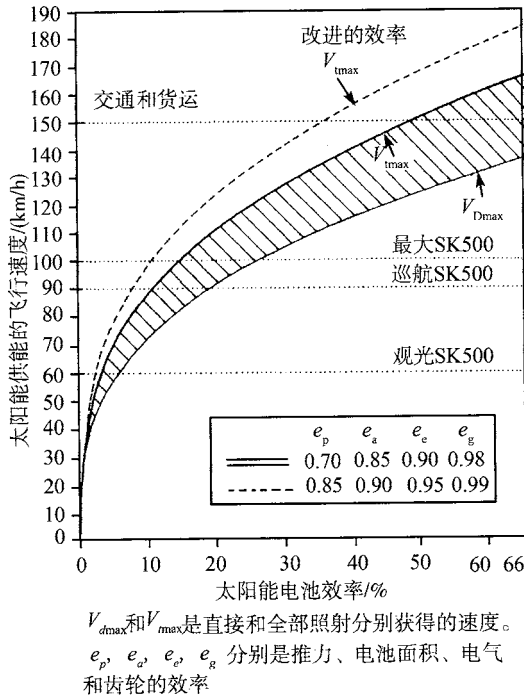


图 16.11 一个完全覆盖有太阳能电池的飞艇, 在峰值太阳条件下, 太阳能供能的飞行速度对应于电池效率的曲线 ($100 W/m^2$ 直接, $100 W/m^2$ 天空发散, $400 W/m^2$ 地面反射辐射)(Khoury, 1986)

前述计算假设从太阳辐射得来的能量全部被转换为推进功率. 实际中, 任何超出需求的能量均被转换到艇载存储单元中以及仪器操作等应用中. 反过来, 需要时艇载存储能量可以提供额外的推进功率.

图 16.12 给出的 $V = 17.1 P^{1/3}$ 的功率 - 速度关系显示, 推进功率的加倍仅导致速度 27% 的增加, 而功率减半仅导致速度 20% 的减少. 因此, 速度对于功率输入的变化是一个阻尼反应. 由于飞艇方位变化或者由于一天当中的时间或季节导致太阳高度减小而使功率输入减小时, 这个现象变得有利.

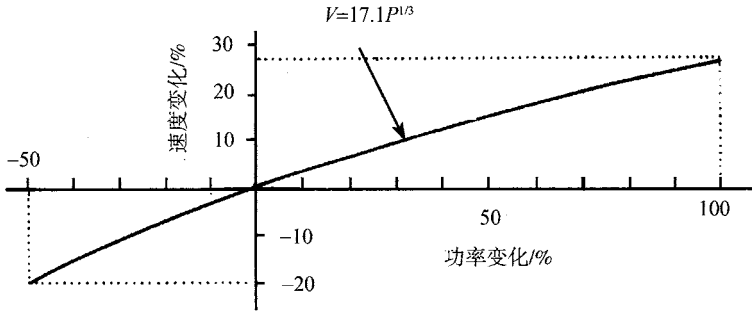


图 16.12 太阳能飞艇的功率速度关系 (Khoury, 1986)

图 16.13 说明了这一点. 图中仅仅计算纬度 20 处的太阳直接辐射, 太阳能飞艇上太阳能转换效率为 20%. 图中显示, 在上午 8 点到下午 4 点的时段内, 方位、季节和一天当中的时间的影响并不显著 (Khoury and Mowforth 1978).

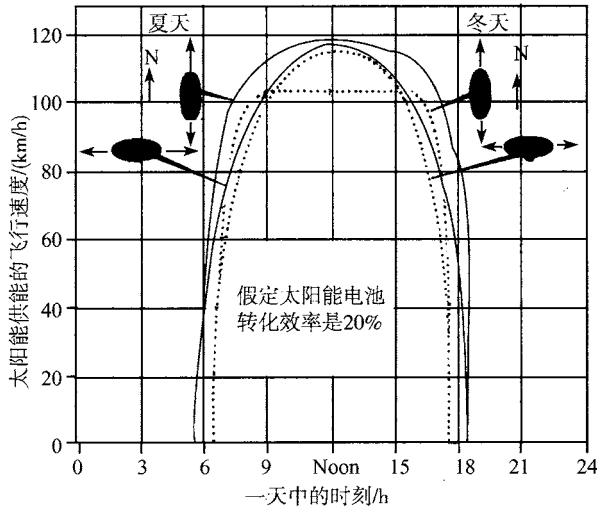


图 16.13 一天当中的时间、季节和飞艇方位对太阳能飞艇速度的影响, 纬度 20° , 不计来自存储单元的功率贡献 (Khoury and Mowforth 1978)

16.5 太阳能系统的构成

16.5.1 太阳能电池

适合飞艇应用的太阳能电池必须是一个稳定的、低成本的、易弯曲的、重量轻的、高效率的薄膜 ($<20\mu\text{m}$, 可为 $1\sim 2\mu\text{m}$ 厚) 电池, 完美地铺设在具有相同耐久力的飞艇的蒙皮材料上. 在工作条件范围内, 热和机械均相匹配. 这种构造产生一个具有最小重量和最大机械适应性的整体太阳能电池蒙皮.

16.5.1.1 特征

太阳能电池是光电装置, 将太阳光频率的一部分转换为可用的直流电. 一个太阳能电池由一片半导体材料薄片组成, 它含一个三明治式 n 型和 p 型区之间的结点. 在两个表面都有电接点. 如图 16.14 所示.

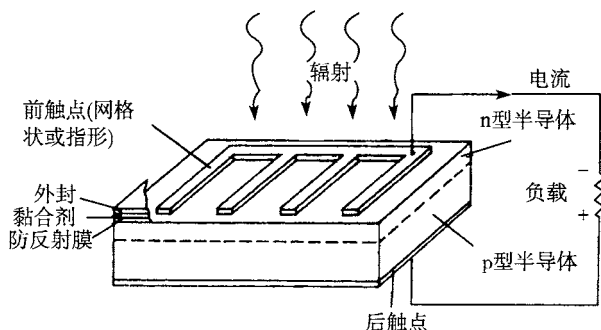


图 16.14 太阳能电池示意图 (非按比例) (Burke, 1981)

电池覆盖有一层选择性的保护外衣, 以减少入射光线的反射. 发生一些光-热转换是不可避免的 (图 16.15), 应该尽可能地将其通过传导和辐射消除, 因为温度升高会引起转换效率降低. 典型的情形是, 运行温度从 20°C 升到 100°C , 输出减少超过 $1/3$ (Brinkworth, 1972). 飞艇的运动将有助于电池的空冷并可得到比静止不动的电池更高的效率. 电池的电流密度 “ i ” 和输出电压 “ v ” 之间的关系显示于图 16.16.

产生的全部电流与电池面积 “ a ” 和正在照射的太阳光的密度成比例, 而电压随光线密度的变化较慢, 与光密度的对数成比例. 暴露在阳光中时, 带有负载的电池产生的全部功率等于 “ $i \times v \times a$ ”. 该功率最大的运行条件是在特征曲线中被记下的矩形有最大面积. 这种情况发生在曲线的 “膝” 点 (图 16.16). 在该点, 输出电流小于 “短路电流”, 输出电压小于 “开路电压”.

一个典型的太阳能电池约产生 0.6V 电压. 电池的体积和形状会有所不同, 但

是在直接太阳光照射下, 一个约 $10\text{ cm} \times 10\text{ cm}$ 的面积产生同样的约 3 A 的电流. 通过将电池串联能够增加输出电压, 总电压变成每块电池产生的电压之和. 通过将电池并联, 输出电流变成所有在单个电池电压上的电流的总和. 典型情况是, 电池既被串联又被并联形成子阵, 然后再依次用电线互相连接以获得需要的系统电流和系统电压.

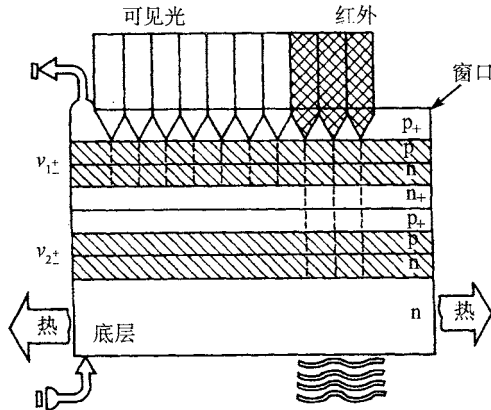


图 16.15 多节太阳能电池示意图 (非成比例)

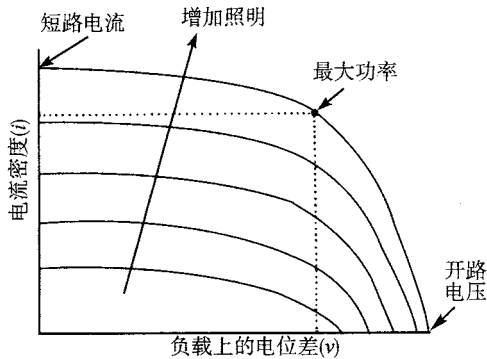


图 16.16 典型的太阳能电池功率输出特性

16.5.1.2 效率

太阳能电池的效率是一个关键参数, 它直接决定每一单元面积产生的功率. 总体说来, 效率对成本和重量都有影响, 因为较高的效率意味着, 对同样的功率输出, 只需要较小的阵列面积和较小的安装空间.

自从约 1970 年以来, 市场上见到的太阳能电池的效率已经大大提高, 但是人们认为, 这些效率比实验室产品的效率要落后几年 (图 16.17).

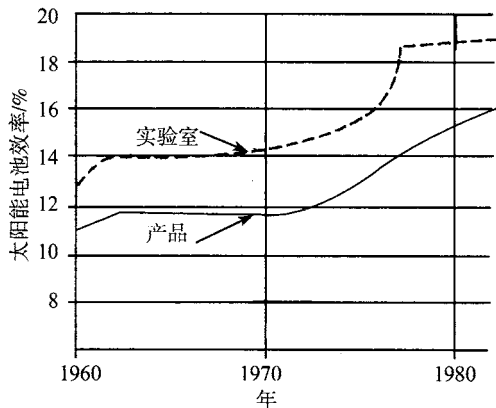


图 16.17 太阳能电池效率的进展历程 (Graves, 1982)

实验室生产的太阳能电池效率正在接近个别类型的电池理论效率 (图 16.18).

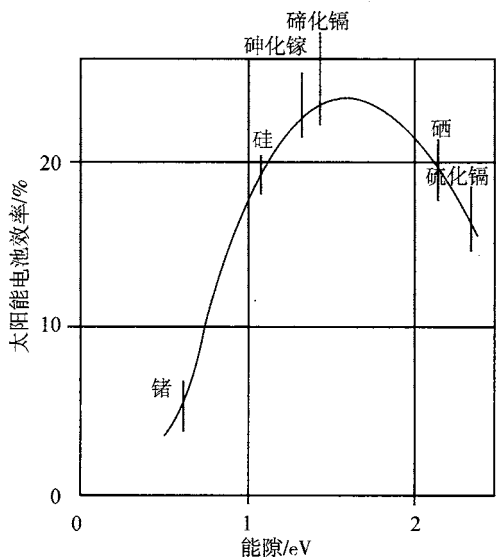


图 16.18 太阳能电池效率比较 (瑞维持 Ravich, 1964)

对任一给定类型的电池, 通过堆垛薄膜电池形成一个多层、多结电池. 形成的电池可以利用一个较宽波长范围的太阳光谱, 使太阳能电池效率提高到理论最大值以上 (Hamakawa, 1985). 每一层吸收光谱的一个不同部分 (图 16.17), 每一个电池产生的电压就能叠加在一起, 该装置的效率大约是每个电池的效率之和. 堆垛电池可多达 11 层 (New Scientist, 1985). 通过选择适当的材料, 可以期望一个多层太阳能电池的理论效率达到 66% (Hill, 1986).

在非晶硅太阳能电池中,最靠近光源的几层对较短波长敏感,效率约 7%,中间几层对 $0.6\mu\text{m}$ 的波长敏感,效率至少为 11%,最后几层用来转换长波,效率约 3%。

另外一个提高效率的技术是将电池沉积在粗糙的基层上,这样靠扩展在太阳能电池背面的光路,在 $0.6\sim 0.7\mu\text{m}$ 区能产生较高效率 (Grabe et al, 1985)。

模块的效率总是小于单个电池的效率之和,这一方面是由于输出特性的失配,另一个原因是由于模块的面积总是大于电池面积的总和。对于一个紧密装配的矩形薄膜电池格子,总的电池面积可能是模块面积的 85%~90% (Hill, 1982)。

16.5.1.3 电池类型

晶体硅电池

因为硅材料非常丰富,晶体硅 (Si) 电池用于非飞艇应用。电池用一种昂贵而浪费的方法从硅晶体上切片下来,能达到 10%~16% 的效率,而理论最大效率约是 25%。不能弯曲的特性和成本使得他们不能应用于柔软的飞艇艇体。

非晶硅电池

非晶硅 (a-si) 电池能够以 $1\sim 2\mu\text{m}$ 厚的薄膜沉积在便宜的基底上,基底需要预热到一个较低温度。这种电池可以使用柔软的基底例如塑料。它的机械适应性和低成本使得它很适合应用于飞艇。但目前的障碍是尽管已经通过堆垛 a-Si 电池获得了较高的效率 (Hamakawa, 1985) (New Scientist, 1985), 它的效率相对来说还是比较低 (低于 10%), 而且长时间阳光照射下效率会降低 (Hill, 1986) (Solomon, 1985)。

砷化镓电池

砷化镓 (GaAs) 太阳能电池比硅电池昂贵得多并且使用相对稀缺的材料,但是与硅电池相比,它有较高的效率,并能承受较高温度。经过验证,这种电池的效率可达到 23% 以上,而且他们还可以较容易地制成薄膜。如果要在飞艇上应用,其价格需要降低,而且电池要沉积在合适的柔性衬底上。

多晶电池

多晶太阳能电池例如硫化镉 (CdS), 硒化镉铜,在低温时能以少于 $20\mu\text{m}$ 厚的薄膜形式沉积在柔性衬底上 (Burke, 1981)。硫化镉基的电池已经被沉积在纤维 B 和高温聚酰亚胺薄膜上 (Hill, 1986)。这个过程能比 a-Si 电池更快,更简单和更便宜,而且所用能量较少 (Hill, 1982)。电池的效率已经达到 11% 以上。而且,硫化镉基电池不像 a-Si 电池那样会退化,它能稳定 10 年甚至可能更长的时间 (Hill, 1979)。

16.5.2 集电栅格网络

太阳能电池子阵具有自身内置连接。输送由子阵产生的电流到功率调节器的主电缆可用薄而宽的金属带子做成,这样可以避免负载集中在封套上。带子用聚四氟乙烯绝缘,能够绑到封套的内表面以避免占用外表面空间 (Khoury, 1986)。这也有

助于减少他们所绑区域的氦气渗漏。集电栅格网络可能增加多达太阳能电池蒙皮总重量的 30% 的重量 (Hill, 1986)。电路可以设计成一个子阵, 发生错误时仅影响该子阵的功率输出。较高电压的设计也将减少主电缆中的电流, 从而减少其体积和重量。

16.5.3 电动机

适合飞艇用的电动机应该需要最少的维护, 具有低重量、低成本和高效率。在结构上以铝代钢以后, 传统直流电动机通常的高重量已经在减少。通过使用效率超过 99% 的直流无刷电动机可使电机重量大大减少 (Bolton, 1986) (Davis, 1982)。直流无刷电动机是带有换流器的同步交流电动机。在无刷电动机中, 磁场源极位于转子上, 采用永久磁钢装配形式。为了得到高性能, 总是采用稀土永磁体。交流线圈位于定子上, 进行电子换流。电子线路替代了传统的换向器。因为无刷, 电动机事实上无需维护。他们也能更高效, 更可靠, 并有比传统的电动机更好的响应时间 (Klass, 1977)。带有逆变器的感应电动机和独特的磁阻电动机更便宜, 但通常效率较低。并且他们包括逆变器的重量, 将比同步电动机更重, 在飞艇应用上吸引力不大。

16.5.4 储能单元

这一节简要考虑功率存储的四个选择: 二次电池、流体电池、燃料电池和飞轮。

16.5.4.1 二次电池

传统电池的化学反应物和能量存储在电解池中。电池可以是不可充电的 (一次的) 或可充电的 (二次的)。在电池中, 由于系统的多模块结构, 其因子例如存储的能量、重量和成本的缩放比例是线性的。以 Wh/kg 计的可能的“比能”值范围是从铅酸电池的 40 到铝空气电池的 500 (表 16.1)。总的电池效率是转交和接收到的能量的比率, 可到 80% (Graves, 1982)。能够从二次电池中提取出来而不降低总的效率的

表 16.1 电池特性 (Dindin, 1986)

电池类型	能量密度/(Wh/kg)	功率密度/(W/kg)	深度循环次数
经改进的铅酸	40~60	80~104	400~1000
钠 - 硫	150	75~150	500~1000+
铝空气	400~500	150	不适用
锂 - 硫化铁	80	120~140	500
镍 - 锌	80	120~140	500
导电聚合物	100	1,000	?
氯化锌	65	60	1500+
溴化锌	60~85	120~140	400+
锂 - 二硫化钼	100~140	200	不适用
锂 - 硫	200	400	500~1000

存储能量的数量叫做“放电深度”，可达 0.8(Graves, 1982). 对于特定电池，充电 - 放电循环与放电深度成反比例。铝空气电池是靠更换铝电极机械地充电，因此不能利用太阳能产生的过剩能量。钠 - 硫电池在危险的 270°C 以上温度工作，但是它有相对较高的密度和直到能量被放掉 70%都能够保持电压恒定的优点 (Hamer, 1986). 它的工作温度可以通过充放电或者用从电池抽取的能量给它加热达到。这两种方法都将使其效率从最高的 85%~90%降低到约 75%。也可以选择用外部能源给它加热 (Scamans, 1986), 其放电深度是 0.8. 袖珍型的镍 - 镉 (Ni-Cd) 和镍氢 (Ni-H₂) 电池寿命长达 20 年, 用太阳能电池进行充电. 这两种电池已用于空间应用, 因为空间应用的光伏系统必须工作于免维护的环境 (Kordes et al, 1985). 他们的比能在 24~30 Wh/kg 范围内. 他们的总效率是 0.8, 在 6000 次循环时的放电深度是 0.6~0.8 (Graves, 1982). 镍 - 镉电池是一个二次系统的对照标准. 镍 - 氢电池用氢代替一个二次电极, 所以镍 - 氢电池是介于二次电池和燃料电池之间的混合体. 镍 - 氢电池被美国国家航空航天局 (NASA) 选为自由飞行平台的电池, 因为它比燃料电池更可靠, 比镍镉电池轻 50%(Thomas, 1986). 铅酸电池在所有车辆电池中发展得最好, 而且经常在陆地应用中受垂青. 陆地应用比空间应用系统成本因素更为重要, 而且陆地应用场合负载要求很可能超过连续 1 瓦.

16.5.4.2 流体电池

流体电池例如锌 - 氯和锌 - 溴在一个外部槽中为一个电极储存反应物 (Kordes et al, 1985). 流体电池系统的最大能量可通过最大化阴极反应物槽的体积而改变. 这种电池在成本与铅酸系统相仿时, 能量可达到 100 kWh, 已经开始大量生产. 流体电池其他的优点是操作简单和能够无损放电. 而且, 当电池在相当恒定的放电和充电电压下工作时不需要涓流充电; 自放电可以忽略.

16.5.4.3 燃料电池

燃料电池靠燃料 (通常是氢气) 的氧化产生电流, 它不同于其他电化学电池之处在于其化学品分别储存并按要求提供给电极. 燃料电池是唯一足够轻、足够简洁、满足月球着陆车能源需求的电能源. 它也提供饮用水. 最简单的不可充电的原燃料电池由在接触反应的电极上混在一起的气态氧和氢供应而成 (图 16.19(b)).

飞船上所需要的那种可充电的燃料电池, 同样包含一个电解槽. 它用太阳能电池产生的直流电将水分解为氧气和氢气 (图 16.19(a)). 理论上二次燃料电池能够工作在接近 100% 的热力学效率 (Britannica, 1974) 下, 尽管实际能达到的效率低得多 (Tucker, 1986). 氢 - 氧燃料电池在寒冷的季节效率降低, 但当高功率输出时, 电池温度将上升, 从而提高效率 (Watson and Risser, 1985). 达到 100% 的深度放电对二次燃料电池性能没有副作用 (McBryar, 1980), 可期望达到 90% 的深度放电 (Graves,

1982). 燃料电池的适应性相当大, 因为只要改变储存罐体积, 很容易满足能量存储需求的变化. 燃料电池也显著地轻于别的电池. 因为仅仅需要通过增加系统中罐的体积来适应更长的放电周期, 所以它的比能较高, 并随着电池能量和相关的反应物重量的增加而增加 (表 16.2). 假如氧气从空气中获得, 那么氢气罐的体积决定系统能量大小. 这样一个系统的能量密度能够达到约 $2\ 640\ \text{Wh}/\text{cm}^3$ (Watson and Risser, 1985).

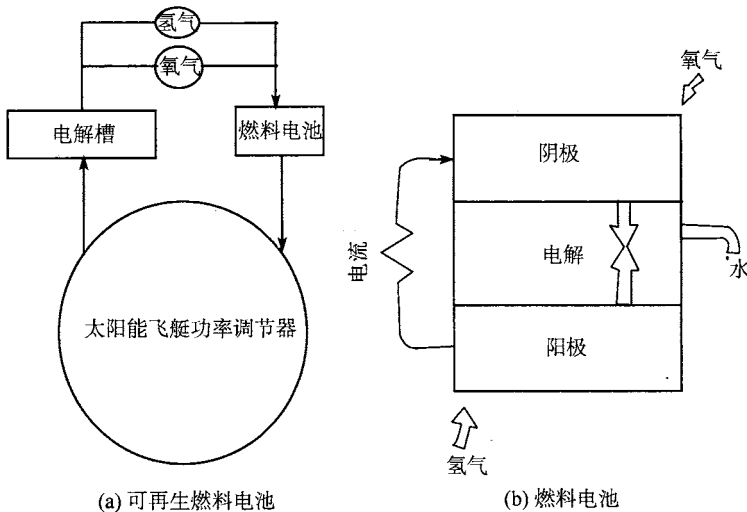


图 16.19 可再生燃料电池的简化图示. 氧气可从空气中获得

表 16.2 燃料电池大小对比能的影响(Graves, 1982)

存储容量/(hrs)	4	8	12	16
比能/(Wh/kg)	106	205	294	377

燃料电池的重量和体积对空间应用来说都是至关重要的, 但是, 在飞艇中电池重量更为重要. 美国国家航空航天局通常在容量低于 $100\ \text{kWh}$ 时使用 (普通) 电池, 而将燃料电池用于较大系统 (Hill, 1986). 从测量结果来看, 放电时间为 $4\sim 16$ 小时, 其比能是 $106\sim 377\ \text{Wh}/\text{kg}$, 预计有 $660\ \text{Wh}/\text{kg}$ 的高值 (Graves, 1982). 然而, 如果使用一个压力容器系统, 使用氢-氧燃料电池和纤维 B 罐能够获得 $1,500\ \text{Wh}/\text{kg}$ 的最高有效比能 (Watson and Risser, 1985). 这将意味着在飞艇上储存 $200\ \text{kWh}$ 的能量仅需 $133\ \text{kg}$ 重量. 可供选择的盐酸电池的比能是 $555\ \text{Wh}/\text{kg}$ (Watson and Risser, 1985). 燃料电池在原理上是可靠的, 尽管美国国家航空航天局认为普通电池更可靠. 因为燃料电池或者只有很少的移动部件或者没有移动部件、安静而且基本上不需维护. 并且氢-氧电池的反应产物是不会引起污染的水.

燃料电池是根据其电解液分类的. 培根电池使用碱性电解质, 依赖于清洁燃料.

其他在发展的电池使用含磷的酸性电解质倾向于烧“脏”的氢原料例如工作温度在 200°C 的石脑油, 值得关注 (Cross, 1986). 但是, 燃料电池用于太阳能飞艇上时, 必须满足四方面的要求: (1) 电池反应物必须是可电再生的; (2) 电池必须对功率需求是可扩展的; (3) 电池必须能在断续输入时工作并输出功率; (4) 反应物必须是可运输的, 像液体或气体. 考虑这些特征, 只有碱性、酸性和固态聚合物电解质电池是可行的 (Watson and Risser, 1985). 燃料电池使用固态聚合物作为电解液相对于含磷的酸性电池的优势在于其腐蚀较少、电流密度较高并且较轻 (Chementator, 1986) (Milgrom, 1986).

在光伏系统中, 作为能量存储, 燃料电池比 (普通) 电池有几个潜在优势: (1) 较高的放电深度值; (2) 单位质量和单位体积内较高的能量; (3) 反应物分离, 所以没有内在放电; (4) 工作寿命不受充 / 放电循环限制; (5) 潜在的较高效率 (Watson and Risser, 1985).

16.5.4.4 飞轮

飞轮以旋转动能的形式储能, 在需要时其动力能够在几分之一秒内释放出来. 飞轮转子装在一个局部真空中以减少与旋转速度有关的阻力, 旋转速度可从 2 000 转 / 分到超过 35 000 转 / 分变化. 计算显示, 即使没有局部真空, 能量损失也比较小, 这意味着它有几天甚至几周的储存潜力 (Tucker, 1980). 摩擦损耗可以靠滚动轴承悬浮或用强力稀土永磁的磁悬浮减少.

电动机将来自太阳能电池阵列的电能转换为存储于转子系统中的机械能. 在需要时同一个电动机将作为发电机把机械能转换成电能. 这是通过电开关使单一装备工作在电动机和发电机两种方式来完成的. 飞轮系统的效率能够到 87%~90%, 但这个效率没有考虑与功率调节相关的损耗 (Graves, 1982).

能够储存的总能量依赖于飞轮的密度和它的材料强度. 有效动能与旋转速度的平方有关. 密度是钢的 0.5 倍, 强度是钢的两倍的材料, 其内应力等于在两倍转速时钢的内应力. 但是在较高的允许转速下, 它的动能比钢飞轮的动能高得多.

用复合材料例如纤维 B 可以提高强度 / 重量比率 (Renner-Smith, 1980). 失败判据基于转子盘中心处的破损. 复合飞轮能量密度期望能达到预计值的 80% (Nimmer 等, 1980).

飞轮装于笼中, 避免由于转子分裂成为高速碎片雨而造成严重的伤害. 表 16.3 显示, 即使使用纤维 B 飞轮比能也相当低, 尽管曾有报道说大型能量存储系统有较高的比能值 (表 16.4). 另外有人估计碳纤维和石英玻璃纤维的比能远超过 100 Wh/kg (Tucker, 1980), 熔融石英除外. 飞轮存在高速破碎、长期能量损耗以及较低比能问题.

表 16.3 两种飞轮系统的特性(Graves, 1982)

转子类型	钛	纤维B
额定功率/kW	2.5	2.5
储存能量/kWh	1.5	1.0
比能/(Wh/kg)	19.5	31.5
放电深度	0.75	0.75
效率	87%	90%
转子速度/(rpm)	35,000	37000

表 16.4 大型能量存储中的不同飞轮材料的特性(GEGB, 1980)

材料	有用能量/(Wh/kg)
碳纤维/环氧的	51.5
E 玻璃纤维/环氧的	14.0
S 玻璃纤维/环氧的	19.6
纤维 B/环氧的	76.2
木头(白桦)	5.8
低碳钢	8.2
马氏体时效钢	24.0
钛合金	30.8

16.5.4.5 储能系统比较

乐观地看, 基于表现出来的性能和特性, 燃料电池可能好过普通电池, 而普通电池又好过飞轮. 迄今为止燃料电池在这三个系统中拥有最好的比能. 而且, 如图 16.20 所示, 燃料电池能以比普通电池低的成本增长达到较大能量存储增长. 这是燃料电池的非模块性造成的, 其较大的装置有比小装置高得多的比能(表 16.2).

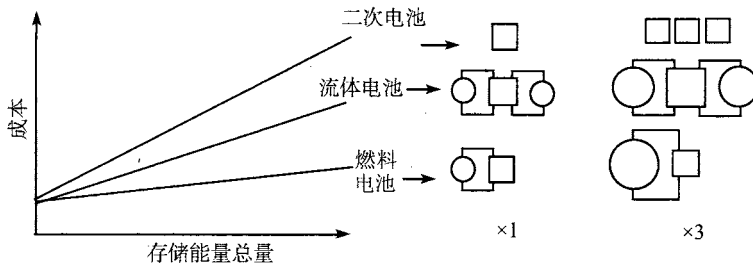


图 16.20 对于恒定的功率需求普通电池和燃料电池的成本和存储能量的关系 (Kordesch,1985)

16.5.5 重量考虑

在飞艇中, 太阳能系统将代替传统飞艇的燃料和发动机. 太阳能系统中构成重量的主要成分是太阳能电池、集电栅格系统、储能系统和电动机. 这一节中针对一

一个长度 / 直径比率是 3.48、浮升气体容量 $22\,000\text{ m}^3$ 的飞艇给出一些数据 (Khoury, 1986).

太阳能电池的低重量可以通过薄膜技术得到. 沉积材料重量可以为 200 g/m^2 或者更少. 集电栅格网络会使重量另外增加 175 g/m^2 . 一个覆盖在整个艇体表面且重 375 g/m^2 的太阳能电池 - 集电集电栅格系统的总重量将是一个 5 吨飞艇的总升力的 13%, 对于 22 吨的飞艇这个值将减少到 7.9% (图 16.21 和图 16.22). 这些数据没有考虑接缝、副气囊或者个别外皮材料的重量. 可以通过下列措施减少重量: (a) 一体化太阳能电池 —— 蒙皮, (b) 减低太阳能电池重量, (c) 减少太阳能电池在艇表面的覆盖面积, 以及 (d) 使栅格系统在较高电压下工作.

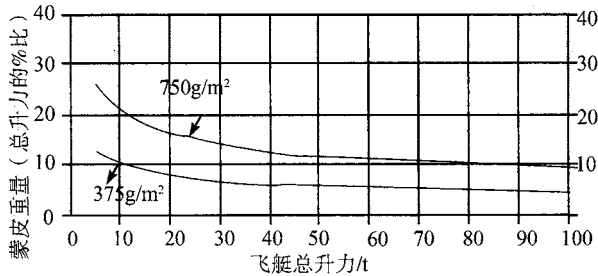


图 16.21 蒙皮重量和总升力的关系 ($1/d=3.48$) (Khoury, 1986)

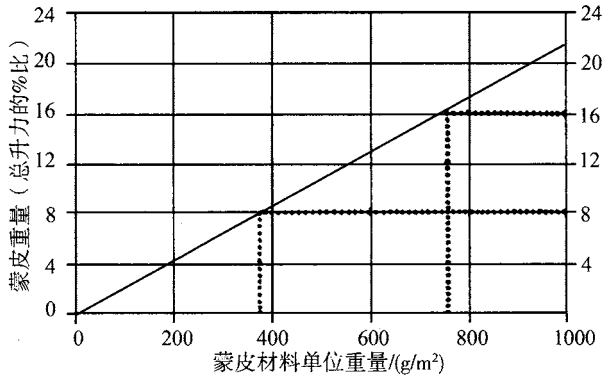


图 16.22 一个长 80m、直径 23m 的飞艇的蒙皮材料单位重量对总蒙皮重量的影响 (Khoury, 1986)

对于储能装置, 关键参数是其能量密度. 在这方面燃料电池是迄今为止最有潜力的储能装置. 对应于表 16.5 给定的比能, 一个 200 kWh 的燃料电池仅重 133 kg (一个 22t 重飞艇的 0.6%), 而钠 - 硫电池重 $1\,333\text{ kg}$, 纤维 B 飞轮重 $2\,632\text{ kg}$.

表 16.5 三种类型存储装置可能的能量密度

存储类型	能量密度/(Wh/kg)
纤维 B 飞轮	76
钠 - 硫电池	150
再生氢 - 氧燃料电池 (纤维 B 压力燃料容器)	1 500

使用无刷直流电动机可以达到较高的速度. 速度增加四倍电动机重量会减少三倍 (Finch, 1986). 转速为 9 000 转 / 分的比功率约为 1.65 kW/kg; 这样两个 100 kW 的电动机的重量为 121 kg, 是一个 22t 飞艇总升力的 0.55%.

太阳能系统重量有可能少于 22t 飞艇总升力的 10%, 在重量方面可与传统飞艇竞争.

16.5.6 成本考虑

太阳能飞艇相比于传统的飞艇, 其资本费用较高, 运行成本较低. 因此, 成本比较应在两种飞艇的全寿命周期进行. 这样太阳能动力系统的附加资本费用包括利息才能与传统飞艇的较高燃料成本相比. 但是, 在偏僻地区和高原地区运行时, 传统飞艇的燃料供应将明显昂贵或者几乎不可行. 因此, 直接的成本比较只能在某些特定场合进行. 而且, 从长期来看, 总体上太阳能供电系统价格将持续下降, 而化石燃料价格将上升.

参 考 文 献

- Bolton, H. Imperial College, London. Private communication, 1986.
- Brinkworth, B.J. *Solar energy for man*. The Compton Press, 1972.
- Britannica (Encyclopaedia). Batteries and fuel cells*. 15th Ed., 1974, Macropaedia, Vol. 2, pp. 764~770.
- Burke, J.R. *Photovoltaics: Down to earth at last*. SERI Journal, Spring 1981, pp. 5~14.
- CEGB UK. *Large scale electrical energy storage*. IEE proceeding, Vol. 127, Pt. A, No. 6, July 1980.
- Chementator. *Chemical Engineering*, Vol. 93, No. 17, Sept. 1, 1986, pp. 10~11.
- Cross, N. *Hope despite hiccup for fuel cells*. New Scientist, 27 February 1986, pp. 26.
- Davis, R.M. *Inverter-fed induction machines*. Electrical Drivers/Motors/Controls '82. proc. 1st European Conf. June-July 1982, pp. 65~75.
- Dindin, P. Chloride Silent Power Co., U.K., Private communication, 1986.
- Finch, J. University of Newcastle. Private communication, 1986.
- Grabe, G. et. al. *Amorphous silicon solar cells on roughened substrates*. EEC Photovoltaics Conf., 1985.
- Graves, E.B. *The feasibility of a high-altitude aircraft platform with consideration of technological and societal constraints*. NASA Technical Memorandum 84508, June 1982, pp. 236.

- Hamakawa, Y. *Recent advances in amorphous silicon solar cells and their technologies*. INTER-SOL '85, ISES bi-annual congress, Canada, 1985. pp. 345~352.
- Hamer, M. *Batteries for the van about town*. New Scientist, 17 July 1986. pp. 37~39.
- Harris, M. R. *brushless motors - a selective review*. Electrical Drivers/Motors/Controls '82. proc. 1st European Conf. June-July 1982, pp. 84~91.
- Hill, R. *Thin film cuprous sulphide-cadmium sulphide solar cells*. Photovoltaic Solar Energy Conversion Conference, Royal Society, UK-ISES, ref. C21, Sept. 1979, pp. 25~33.
- Hill, R. *The properties and production of solar cells*. Sun at work in Britain, No. 15, 1982, pp. 1~8.
- Hill, R. Newcastle University, U.K., Private communication, 1986.
- Kordesch, K., Srinivasa, S., and Tomantschger, K. *Electrical storage systems for photovoltaic applications*. INTERSOL '85, ISES bi-annual congress, Canada, 1985. pp. 366.
- Khoury, G.A. and Mowforth, E. *A solar airship- more than a flight of fancy*. New Scientist (cover story), 13 July 1978(a), pp. 100~102.
- Khoury, G.A., Mowforth, E. *The Sunship*. Airship, No. 41, September 1978(b), pp. 4~8
- Khoury, G.A. *The case for a solar powered airship*. Proc. Conf. on "Airship design and operation-present and future", Royal Aeronautical Society, November 1986.
- Klass, P.J. *Powerful magnets find aerospace machines*. Aviation Week & Space Technology. August 8, 1977, pp. 66~70.
- Langley, L.W. and Lacey, R.J. *Electrical main propulsion drive for remotely piloted vehicle*. Small and Special Electrical Machines. "2nd Int. Conf. IEE, London, Sept. 1981, pp. 158~161.
- Laue, E.G. *Solar Energy*. Vol 13, No. 1, 1970. pp. 43.
- McBryar, H. *Electrochemical orbital energy storage (ECOES) technology program*. Synchronous Energy Technology. NASA, CP 2154, 1980, pp. 81~96.
- Meinel, A.B. and Meinel, M.P. *Applied solar energy, an Introduction*. Addison-Wesley Publishing Co. 1976.
- Milgrom, L. *Semiconductor cluster outshines platinum*. New Scientist, 16 October 1986. pp. 29.
- New Scientist*. *Amorphous silicon finds its form*. 21 March 1985, pp. 36~39.
- Nimmer, R. P., Torossian, K., Hickey, J. *Laminated composite disc flywheel development*. General Electric Company. Third interim report prepared for Lawrence Livermore Laboratory. SRD-80-091. February 1980.
- Ravich, L.E. *Thin film photovoltaic devices*. New Sources of Energy, Conference, Rome 1961, United Nations, 1964.
- Renner-Smith, S. *Flywheels in space*. Popular Science, August 1980, pp. 86~87.
- Scamans, G. Alcan Int. Ltd. Banbury UK, Private Communication, 1986.
- Solomon, I. *Improvement of efficiency and long-term stability of amorphous silicon solar cells: A fundamental research challenge*. EEC Photovoltaics Conference, 1985.
- Thomas, R.L. *Power is the keystone*. Aerospace America. September 1986. pp. 36~40.
- Tucker, A. *Holding on to power*. The Guardian, Futures, Thursday 13 March 1980, pp. 13.
- Tucker, A. *Britain locked out of fuel cell*. The Guardian, Futures. Friday 11 April 1986. pp. 16.
- Watson, G. and Risser, V. *Fuel cells for photovoltaic systems application*. EEC Photovoltaic Conference, 1985.

第 17 章 用途和经济考虑事项

R. Hillsdon

17.1 概 述

关于飞艇的用途和经济可行性, 以往人们认为除了一些非常适宜飞艇独有特性的任务, 一般情况下其经济适用性无法和常规飞机竞争. 本章将对这种观点做进一步分析.

和飞机一样, 针对各种不同的用途, 我们应该区分出不同类型的飞艇. 然而在航空史上, 飞艇商业运营的案例是非常少的. 表面上是由于安全因素——尤其是在 20 世纪上半叶人们还不会使用氦气的时候, 但在这背后真正的原因还有待分析. 其中, 没有针对用途来区分飞艇的类型和尺寸, 是商业运营不成功的一个主要原因. 本章将逐步地揭开用途 - 类型 - 市场的关系, 提出一些初级的成本参数. 对于军方项目, 则利用“成本效果分析”来解释其商业可行性.

17.2 飞艇用途分类

正如本章介绍中提到的, 在分析中会涉及很多飞艇种类. 关于飞艇的分类, 可以借鉴 1978 年 Shaw 的工作成果. 他对大量飞艇构造进行了全面的整理, 包括很多纸面上的设计, 按照一定方法将繁杂的种类简单地划归为几个类型. 这种方法的依据就是飞艇增升力的使用量. 所谓增升力, 就是指飞艇除了浮升气体所提供的静浮力之外, 由动力直接提供的升力. 由此飞艇可以分为: A 无增升类型, B 部分增升类型, C 全增升类型.

17.2.1 A 无增升类型

这种飞艇具有固定的推力线, 通常是平行于艇体纵轴的一条线. 自二战及战后至 20 世纪 70 年代, 英国皇家海军和美国海军服役的飞艇绝大多数都属于这种类型. 由于气体所提供的浮力是不变的, 所以升降只能采用空气动力学方法, 俯仰艇体, 凭借速度产生正负升力, 因而在起飞和降落时需要在地面上进行俯仰倾转, 以达到能增加或抵消浮升力的姿态. 这一类飞艇的外形设计都有助于产生艇体升力.

17.2.2 B 部分增升类型

这种类型的飞艇可以根据需要改变推力线的方向, 推力线通常能绕水平横轴转动一定角度. 这样能提供一部分竖直向上或向下的推力, 因此升降时不用改变艇体的迎角. 人们在 20 世纪初认识到了这种设计的好处, 并且将其运用到了一战中邮递用的大型硬式飞艇上, 取得了初步成功. 然而当时传动技术的可靠性还达不到要求, 因此直到 70 年代才出现了真正可行的设计方案. 能够方便地改变推力线方向意味着可以实现垂直起降, 在零风速悬浮状态下不用补偿压舱物就可以进行货物装卸.

17.2.3 C 全增升类型

全增升类型的飞艇是指全部有效载荷重量都由动力直接负担, 而气体浮力只相当于飞艇自身的重量. 在这种类型的某些设计方案中, 推力线方向可以在大于一个轴方向改变, 甚至可以在所有轴方向改变.

为了分析上面三种飞艇各自的用途, 下面分别对它们的基本特性进行专门的讨论.

17.2.4 无增升飞艇特性

A 类型飞艇无疑是三种类型中最简单和最便宜的, 而且在航空史上有过不错的表现, 其中包括人类最早的可控飞行器——1851 年的吉法尔 (Giffard) 飞艇. 在第一次世界大战期间, 英国皇家海军建造并服役了大约 220 艘这样的飞艇 (Abbot, 1989), 完美地保护了英国沿海运输船只免遭潜艇的攻击. 由于它们的活动区域在敌方拦截机攻击范围之外, 仅有两艘毁于敌方攻击, 其他损失则主要是由于意外事故和天气造成的, 即使全部算起来人员伤亡也是非常小的. 二战期间, 美国海军制造和使用了一样多的飞艇, 部署在从热带到北极圈的几乎整个北美大陆沿海, 同样获得了近乎完美的成功. 飞艇护卫下的船只没有一艘损失, 护卫飞艇本身则只有一艘在失去发动机动力的情况下被浮出水面的敌方潜艇击落. 有意思的是, 一战中的英国海军和二战中的美国海军都是在其他资源 (物资和人力) 不足的情况下才动用飞艇的. 比如二战时美国海军对沿海潜艇的威胁准备全线不足, 因此才动用飞艇作为船只护卫, 从而成就了飞艇的骄人功绩 (Hoyt, 1978). 从这两个案例可以看出飞艇不愧为一种经济有效的武器系统.

这些成就要归功于此类飞艇的一些基本特性, 如出色的耐久性 (“北海” 级飞艇 NS1 在 1917 年曾持续飞行 49 小时)、简单的工艺和便宜的造价. 虽然它们的飞行速度较慢, 但完全能满足海面船只的护航需要. 另一方面, 由于控制性能差, 所以意外事故发生的比较多. 拿火灾来说, 使用氢气和推进系统的不可靠是其主要原因. 从两次世界大战中的事故统计来看, 飞艇在起飞、停靠和着陆时发生的事故和地面控系时的操作事故占绝大部分. 飞行的时候, 用改变飞艇飞行姿态的方法, 完全依靠空

气动力学来调节升力存在固有的缺陷, 会使得总体的不稳定性大大增加。比如说, 在低空飞行时, 飞艇受到阵风或者温度变化的影响开始下坠, 飞行员必须提高升力来恢复高度。他要么提高飞行速度, 要么改变飞艇迎角。这两种方法的响应速度都是比较慢的。提高速度时, 在正迎角的姿态下升力才能增加, 然而在受到干扰的时候, 飞艇很可能是头冲下的, 这时候提高速度反而会加速坠落; 如果采用另一种方法, 即增加飞艇的迎角, 则会相应地增加水平安定面受到的向下扰动, 从而使情况变得更糟。在地面上, 偏航摇摆是主要麻烦。由于尾翼安定面重量的问题, 主起落架往往只能安装在尾部横向气动中心的位置, 这样停泊的飞艇很容易受到侧向阵风的影响。如果没有固定, 很容易被撕裂或被风吹走。而且低速情况下舵面气动中心的控制是无效的, 因此在这种难以控制的情况下还必须调整起降时的迎角, 这是非常危险的。

上述这些问题决定了这类飞艇在地面阶段的操作受天气影响很大。在这个问题上, 各种论著都没能提出有效的解决方案。根据民用飞艇的经验, 地面操作时风速不得高于 25 节。另外从实用角度上来说此类飞艇还有尺寸上的限制。假设地面操作完全由人工进行, 那飞艇尺寸将直接影响地勤人员的数量, 随之而来的是各式各样的供给要求。这将增加最初成本和维修成本, 抵消掉一切收益。这样估算, 此类飞艇的经济适用尺寸上限仅为 5000m^3 。

17.2.5 部分增升飞艇特性

B 类型的飞艇构造要复杂一些, 但它在很大程度上解决了低速控制的问题。今天, 这种被称作“矢量推进”的飞艇概念被广为接受, 并且已经在总体积 10000 立方米的载客飞艇上验证成功。考虑到面积 - 体积增长关系, 增加体积所获得的额外的升力可以用于装载新的控制装置, 比如用于辅助偏航的艇首和艇尾推进器。矢量推进使得飞艇起飞和降落时所需的俯仰转动很小或者完全不用俯仰。

这类飞艇的动力升力大小可以由设计决定, 但不能由此确定出一个真实的货运能力。因为当有效载荷的变化量超出了主动升力的设计范围, 就必须补偿压舱物了。

获得矢量推进的能力只需适当牺牲一些载重, 并不影响一般简易飞艇的优势, 即巡航耐久性, 而且这样做能大大减少 A 类型飞艇存在的事故隐患。

A 类型和 B 类型的特性大部分很相似。耐久性和航程都是工作中总质量最大值和最小值之差的直接函数; 只要体积相同, 艇体升力就相同, 因此它们的巡航能力也差不多。这两种类型的主要差别仅在操作性和安全性上, 体积越大, 差别越明显。

17.2.6 全增升飞艇特性

C 类型的飞艇是将有效载荷设计为完全由动力升力来负担, 这当然会不可避免地增加系统的复杂性。这里我们讨论三种主要的产生动力升力的方法, 衡量其工程价值。

范·杜森 (van Dusen) 飞艇设计利用马格纳斯效应来提供升力。将一个球形充气囊中心轴两端分别固定在一个马蹄形结构的两臂,使其能绕枢轴旋转,而舱体则设计在马蹄形的横梁中心,即吊在充气球的下方,枢轴的两端提供动力使气球旋转。这个计划已经进行到无人模型试验的阶段,但随后却没听说有更多的进展。

皮亚塞茨基 (Piasecki) 飞艇的设计是 20 世纪 70 年代后期一些思想的代表。它在具有传统外形的艇囊下方布置两道横梁,每端连接一套完整的直升机旋翼和动力系统,四部旋翼总共可提供约 25 吨的净升力。这种设计的原型机在 1985 年的一次飞行试验中坠毁了,该项计划也搁置没有再继续下去。

塞克罗克兰 (Cyclocrane) 飞艇的设计是个新颖大胆的设计。整个囊体可以绕中心轴旋转,轴的两端拴系吊缆,将舱体悬吊在囊体下方。在囊体中部放射状分布着多个很像机翼的叶片,每个叶片的末端是“T”形的风板,另外还安装着推进器。每个叶片都可以受控转动很大的角度。这样,当叶片与囊体经线平行时,就只是沿轴向前进而没有转动;叶片转过一定角度则使囊体前进的同时绕中心轴转动;叶片转至 90° 时则只有转动而没有轴向运动。各个“T”形风板也可以受控转动角度,来形成竖向或横向的合力。1985 年后,塞克罗克兰的原型样机试飞成功,达到了设计的 2 吨载重目标,全尺寸的飞艇则可以载重 25 吨,遗憾的是之后这个项目没有获得进一步发展。

三种类型的共同特性

通过以上对飞艇三种类型的描述我们可以很容易看出它们的共同特性,即高度复杂性。这样的复杂性带来的是大载荷、灵活机动和较少的费用(与直升机相比)。在短程方面,飞艇的设计则越来越偏向起重性能。其中至少有两项计划曾是由伐木业资助的,目的在于将贵重的木料从森林里运出来,因为别的运输工具都到不了那种地方。这样的设计就着重于短程操作和避免补偿压舱物带来的限制。

17.2.7 根据艇体结构分类

除了按用途分类,还有另外一种广为人知的分类方法,就是按艇体结构将飞艇分为硬式、半硬式和软式。过去由于材料技术和分析能力的局限,这种分类方法确实很管用,然而作者认为现代技术已经模糊了原先的定义。起初,20 世纪 30 年代以前,由于软式飞艇的艇体弯曲强度不能支持较重的舱体,这就使得软式飞艇的尺寸有个限度。英国“北海”级和“帕赛伐尔”级飞艇的最大总体积不超过 400 000 立方英尺,而这恰好是硬式飞艇体积的起点,齐柏林 LZ1 就是 400 000 立方英尺。到了 1930 年, LZ127 拥有了 400 万立方英尺的体积, R100 和 R101 的体积更是达到了 500 万立方英尺以上。飞艇体积增长曲线上的这个断点是很有意义的。

新材料和新技术的应用使这种情况完全改变了,有充分理由认为使用了新材料的软式飞艇其体积至少可以到达 350 万立方英尺。因为这个时期没有体积可比的硬式飞艇设计作比较,只好用别的方法来鉴定增长曲线上的断点跨度有多大。在作者的一篇文章中,曾以美国海军 250 万立方英尺的飞艇来做近似的分析。在这个设计中,压力系统(气囊、管道、阀门、风机等)占据了相当大的重量,吊舱同样也是很重的(门窗、缆绳、负载移动装置等)。在硬式飞艇上,这些重量将大大减少甚至去除,仅仅需要保留一层隔膜来保存浮升气体,不过它比软式飞艇多了许多支撑结构。可以合理地假定现代硬式飞艇采用半硬壳式机身,在稀疏的框架上蒙上坚固的蜂窝状材料,并且它的框架、舱体和其他一些特有的系统的总重近似等于一艘软式飞艇的压力系统、悬挂系统和舱体的总重。这样,就可以重点来比较艇体蒙皮的重量了,美国海军飞艇的蒙皮每平方米 13 盎司以下,而硬式飞艇所用的最轻的蜂窝结构材料每平方英尺也有 0.5 磅,所以同样蒙皮面积的硬式飞艇要比软式飞艇重 22 吨,这个差别足以弥补对结构重量做假设而带来的误差。

随着体积增大,由于体积 - 表面积增长关系,这个差别将逐渐地缩小,直至消失。根据上面的近似分析,作者得出结论,随着艇体材料的发展,软式飞艇的体积将很快突破 400 万立方英尺,而六七百万立方英尺以下的硬式飞艇将淡出历史舞台。有趣的是,早在 1929 年,丹尼斯顿·伯尼爵士,也就是建造 R100 的公司的首席,就曾强烈地发表过这样的观点:这艘飞艇太小了,需要两倍的体积才能够发挥它的效率。

17.2.8 飞艇的主要特性

本节的最后,将列出一些在实际应用中飞艇体现出来的主要特性,以分别考察我们之前所分的三种类型各自的优势。不过我们对飞艇的分类不是很精确的,下面列选的特点也只是概括性的,读者可以根据特殊类型和实际价值来做更精细的评估,不过在这里只给出普遍的特性要求:

(1) 很高的耐久性

这是飞艇最受称赞的性能。下面是一些统计数字,第一次世界大战中的“海岸”级飞艇是 17 万立方英尺,和 1984 年 23 万 5 千立方英尺的天舟 (Skyship)600 型飞艇属同一个量级,两种飞艇在执行普通巡逻任务时都可以持续 24 小时,环境条件好的时候都可以达到 50 小时。

(2) 速度

一般的统计数字显示,飞艇的最佳巡航速度在 25~35 节,最高航速在 55 至 80 节,所有这些指标都是由体积大小决定的。

(3) 飞行高度

任何飞艇要想升到一定高度都需要膨胀浮升气体的体积,反过来说就是在地面

时需要缩小主气囊体积,这就意味着牺牲了一部分有效载荷.可以这样粗略估算:要升高到1万英尺高度,在海平面就要减少25%的浮升气体体积,要达到2万英尺则需要减少大约50%.

(4) 人机环境

传统飞艇有很好的人机环境:惯性力弱,噪音低,振动小,而一些混合动力型飞艇的情况相对就差一点.

(5) 有效载荷

若在结构重量方面仔细考虑,很容易就能留出有效载荷的空间,若以推进力参数来看,飞艇较飞机确实有很大优势.

(6) 运营成本

飞艇的飞行成本很低,但假如地面上使用人工操作,并且是机动作业,成本就会大大增加.

(7) 安全性

非军事用途飞艇的运营统计数据非常少,历史上对氢气时代的兴登堡号灾难进行了过分的宣扬,而忘了它曾经完成过50次以上的商业航行,包括34次横越大洋,如果连同另外两艘齐柏林伯爵飞艇的统计数字一起分析,结果会更值得称赞.这三艘飞艇确切的总乘客里程数虽然无法统计,但应该是相当可观的.单是兴登堡号,仅一年就航行55次共18万6千英里,共运送乘客两千八百名,算起来应该有900万英里的乘客里程数了.而在兴登堡事故中死亡的乘客仅35人,与同时代的其他航空统计数字相比,这已经是相当不错的了.

充氦飞艇的商业运营案例相对更少,但根据记录,最大的一次事故也没有造成人员伤亡,这样看来现代飞艇是一种非常安全的飞行器.

(8) 外部识别信息

飞艇的外部识别信息可以设计得很微弱,因为它质量轻,不需要很大的推进力,结构密度又很小,雷达、红外、声、磁、重力、化学排放等信号都可以降到很低的水平.

(9) 传感器平台性能

历史已经证明飞艇可以作为空中传感器搭载平台.二战时美国海军利用飞艇搭载雷达来探测浮出水面的德国潜艇.巨大的ZPG2和ZPG3型飞艇可以装载很大的天线,150万立方英尺的ZPG3W在艇囊内装有一个跨度40英尺的天线,用于远程预警(DEW),可以发现横越北极的俄国轰炸机,它的囊体蒙皮织物可以起到天线屏蔽器的作用,螺旋桨安置在下方以尽量抑制旁瓣.飞艇还可以很方便地装载用于地理测量的超大传感器.

表17.1列出了三类飞艇在这些属性上的优劣.

表 17.1 评估三种飞艇设计概念的性能, 以了解飞艇的主要属性

属性	A 无增升类型	B 局部增升类型	C 全增升类型
耐久性	*****	*****	**
速度	**	**	**
高度	*	*	*
内部环境	****	****	**
有效载荷量	****	****	****(外加的)
运行成本	****	****	**
安全性	***	*****	***
信号识别	****	****	**
传感器平台性能	*****	*****	-

注: ***** 极为出色; **** 很好; *** 不错; ** 一般; * 较差; - 不适用

17.3 飞艇的潜在用途

在历史上, 飞艇曾在一些特殊的领域领导过航空业的发展. 在第一次世界大战中, 飞艇作为第一种轰炸飞行器和巡逻反潜专家发挥了重要的作用; 在两次世界大战之间的那段时间里, 飞艇在欧洲人眼中是实现快速洲际旅行的不二选择, 美国则将它们正式编入海军, 同时起到了侦察巡洋舰和空中运输的作用. 现在, 飞艇不断提高的性能又激发出更多的概念, 其中有些已经投入实际应用了, 下面就将介绍这许许多多的角色, 为了更有条理, 把它们归纳为如下几个范围:

民用	客运
	货运
	起重
	广告
	拍照摄像
	观光
	休闲运动
	空中实验
	测量
警用	警察
	海关和移民
	区域控制
	搜救
准军用	海岸警卫

军用	保护渔船、反海盗
	反恐
	维护主权
	空中预警
	反潜作战
	反水雷
	指挥、调度、通讯和情报
	搜索、情报、监视和获取目标

这种划分并不是完全准确的，右边的具体角色有时可以适用于左边不同的范围，例如区域控制就可以适用于左边全部的四个范围。下面将简要地描述一下这些角色，看看为什么飞艇能胜任，三种类型的飞艇又各自有怎样的特点。

17.3.1 民用

17.3.1.1 客运

这是早期的梦想家们为飞艇设计的角色。尽管现在看上去有些荒谬，但请不要忘了，在莱特兄弟的首次试飞还在以“秒”和“码”来记录时，齐柏林伯爵创造的第一个作品：一个 400 英尺长的庞然大物已经能在空中飞行 18 分钟了。1909 年，也就是布莱里奥 (Bleriot) 横越英伦海峡的那年，齐柏林伯爵正着手组建一条德国各大城市之间的客运航线，而且运营情况发展得很好，直到被迫近的战争中断。战后，尽管人们将所有热情都投入到了飞机的发展上，飞艇仍是远程旅行的明智选择。在阿尔柯克 (Alcock) 和布朗 (Brown) 首次飞越大西洋几个星期之后，R34 飞艇就满载着乘客——外加一名偷渡者和一只猫从爱丁堡起飞，平安无事地到达了长岛的米里奥拉，之后又同样平静地飞回英国，难怪在 20 世纪 20 年代乘坐飞艇旅行会那么令人着迷。

然而，飞艇在这方面并没有发展成熟。原因有很多，我们仅拿客运飞机对它的冲击来看一下。可靠的客运飞机出现后，立刻对比出了飞艇客运的缺陷。根据常识，所有大型客运系统都必须遵从往返双向原则，否则设施的部署将变得很不平衡。固定翼飞机的航速有一个边际值能有效地抵消风速的影响，顺风逆风造成的时间差是可以接受的，这个时间差通常可以归属到机场候机的时间里。飞艇的航速则是有边界的，一点温和的迎面风就能打乱航班时刻表，处在下风区的机场会“搁浅”许多飞艇。而且飞艇不能像飞机那样随处一停，用轮挡卡住就行，每艘飞艇都需要有可靠的专门停泊装置。飞艇的这些特质使得它不能够提供准时的客运服务。当然，在某些特定市场上飞艇还是适用的，比如在没有机场设施、孤立的地区，或者仅需要很少的航班并且没有规律的情况下。典型的例子是冻土或群岛地带，在这些地区飞艇可

以提供意想不到的便利。特别是当天气恶劣地面码头暂时不能使用时，飞艇可以凭借它出色的空中耐久性来等待坏天气的结束。

17.3.1.2 货运

前面讨论客运时所涉及的问题来考虑货运的情况，会发现有两个因素制约了飞艇的货运能力。首先，不像客运，货运只需要单程就够了，问题在于压舱物的补充调换；其次，即使是在特定市场中，飞艇的运输对象也有所限制，低密度的货物似乎比较合适，而长时间的飞行不适合易腐烂的货物，除非算上冷冻用的冰的重量，这样就减少了货运量，大大减少了飞艇相对于地面快速运输的优势。总体看来，在这个用途上飞艇也不会有什么出色的作为，除了那些没有基础设施的运输线路，这一点和客运的情况相同。

17.3.1.3 起重

这个用途是货运的一个特例。今天的起重作业主要是由直升机来完成的，像重型的 CH47(支努干) 和 CH53(海牡马) 的有效载重为 3 万 2 千磅。有一点值得注意，民用起重直升机全是借用相同级别军用机型的设计，不言而喻，这种直升机的设计开发需要巨大的投入，只有军队预算才承担得起。起重需要极精确的悬停能力，以及在各个方向上都要有很强的控制能力，正是这些要求推动了 C 类型飞艇的研制，提供控制力来取代压舱物——后者对起重作业是很不利的。

17.3.1.4 广告、拍照摄像、观光

将这三种用途放在一起讨论是因为它们有很多共同点，这并不是说一定要在一艘飞艇上同时实现三种用途。在这方面，历史上有很多应用实例：最早的飞艇广告或许是 1909 年为推动女权运动所做的宣传，飞艇巨大的艇体是天然的广告牌，晚上还可以用先进的计算机成像技术在艇体上播放录像；与生俱来的安全性使人们可以放心地让它在大都市和体育盛会的上空悬停，近年来飞艇在奥运会上现身已经不是什么新鲜事了；遍布世界各地的古德伊尔 (GoodYear) 软式小飞艇首创利用飞艇对大型事件进行长时间稳定的空中拍照；现代的适航法规已经允许飞艇在进行广告服务的同时搭载乘客进行观光。

17.3.1.5 休闲运动

这项用途被单独列出来是因为它不仅仅是简单的观光。回顾两次世界大战之间的那段时期，人们选择乘坐德国的巨大飞艇多半是出于新奇，而不单是作为出差办公的一种交通工具。假如发展出一种适合休闲旅游的飞艇，那这项活动一定会再次变得生机勃勃。虽然乘坐任何航船都可以享受到观光的愉快，但旅游的首要动机是

时尚和舒适性, 要避免大规模客运系统的拥挤和受罪。另外航海线路是有限制的, 而飞艇却可以不受这些限制, 可以在舒适的航线上带着旅客们欣赏许多内陆的风景。

另一方面, 不要忘了, 不管是出于个人爱好还是自我挑战, 飞艇都可以成为一项不错的个人运动, 就像热气球运动那样, 只要人们有经济能力就会花钱去实现自我挑战。在飞艇历史的早期, 桑托斯·迪蒙 (Santos Dumont) 曾完全出于喜好建造出了自己的飞艇。这种热情传承到了今天, 艾伦 1988 年制做出了“白矮人”脚踏式飞艇, 这个单人飞艇按照预期的 1200 个工作小时制造完成, 并且看起来很适合批量生产, 它飞行了 58 英里, 创造了两项飞艇类的纪录 (Gas-Airship category BA-1-10), 平时放了气用一辆轻型拖车就可以运走。

17.3.1.6 空中实验

使用飞艇来完成一些空中测量, 这在少数民用科研项目中已经得到验证。低空大气现象的研究和无干扰地调查自然历史对象就是两个例子, 近年来还有其他很多科研项目用到了飞艇。无疑, 飞艇在这方面还有许多潜在的应用价值。

17.3.1.7 勘测

这包含了有关资源保护、探测、开发的所有活动。明显的例子有地球物理测量、水道与地图绘制、野生动植物测量和考古测量。虽然这些工作由飞机卫星也能完成, 但飞艇的耐久性、良好的工作环境、安全性、低干扰, 特别是能在低空缓慢安全地飞行的特点使得它在这方面有很大潜力。另外这里还包括雷达校准功能, 许多地面雷达都需要初始标定和重复标定, 飞艇完成这种任务的效率毋庸置疑。

17.3.1.8 警用

这类任务指的是协助政府部门行使其职能, 根据法律、规章和政策来约束和保护市民。

警察/海关和移民

在这些领域里, 空中监视是一种必要的手段。在一个国家的海岸线或边境线上, 我们需要防止非法出入境, 这是繁重的工作, 和维护城乡治安一样。假如可以利用空中平台扩大视野范围, 将在很大程度上提高工作效率。飞艇正是理想的平台, 先进光学及成像设备加强了飞艇对地面物体的观察能力, 它们可以识别出很远距离外的罪犯及其车辆。与直升机和固定翼飞机不同, 飞艇在人口稠密地区执行监视任务时既安全又不影响市民, 因为人们会以为那是常见的广告飞艇, 不会因为头顶坐着警察而感到不自在。1984 年的洛杉矶奥运会上, 警方就曾利用广告飞艇暗地里进行监视巡逻。

区域控制

空中指挥控制主要用于在大面积事故灾害中指挥各单位的行动,例如洪水、地震、石油泄漏、森林大火、有毒物质扩散等等,特别是在地面通讯有困难的情况下,空中指挥的作用更为重要。满足这种任务的飞行器需要有连续 24 小时工作的能力,还需要有悬停、降落、起吊或投放救援物资的能力。在治安维护方面,发生大面积骚动和暴乱时空中指挥控制能起到重要作用。

搜救

在搜寻和救援工作中,传统飞行器的局限性就暴露出来了。使用直升机和固定翼飞机是很昂贵的,而且它们并不是理想的搜寻平台。1983 年,美国海岸警卫队做了一次实验,以比较飞艇、直升机和固定翼飞机的肉眼搜寻效率,其结论是:“它(飞艇)提供了很好的观察性,拥有舒适的工作环境,能够较长时间地在现场工作,可以低空飞行并且保持适合搜寻的飞行速度。对落水人员搜寻的统计结果显示,飞艇的表现确实好于其他的美国海岸警卫队现役搜救平台。”在这次试验中还演习了飞艇的两种救援方法:起吊和投放能在水面展开的半充气救生筏,后者是飞艇独有的功能。

17.3.2 准军用

这类任务通常区别于正规的防卫军队,其准确职责范围要看所在国家的相关体制而定,不过基本上它们都是荷枪实弹的。

17.3.2.1 海岸警卫

海岸警卫是个一般性名称,它包含了很多的职责,包括沿岸海运的管理,协助海关和移民工作,提供水文及航海设备,执行航海规章,在灾难中执行和协助搜救行动。这些任务都需要不间断的巡逻监视,这恰好是飞艇的一个重要优势。

长时间的巡逻会花费大量的人力物力。由于水面巡逻的视野及探测范围有限,所以往往需要空中单位的协作。出于安全考虑,执行巡逻任务的飞行器至少应是双引擎的,这一类的轻型固定翼飞机造价便宜但是巡逻范围和耐久性很差;从时序模型可以看出,要维持不间断巡逻就需要保证随时都有两架待执勤的飞机,也就是说艇库里总共要有三架飞机。另外飞行中机组人员是不能得到很好的休息的,因此至少需要三队机组人员。重型飞机的巡逻范围虽然要大些,但是它们的造价和运行费用却多得多,而且较快的飞行速度也影响了搜寻效果。

其实,只要哪怕一艘小型飞艇都可以解决这个矛盾:出色的耐久性,合适的巡逻速度,很好的工作环境,机组人员可以在飞艇上得到有效的休息。1990 年,一位英国民航总局的飞行员做了一项耐力试验,他在飞艇上持续监控了 50 多个小时。与其他飞行器不同,飞艇还可以直接拦截目标船只。

美国海军空中作战发展中心的最终报告明确了飞艇作为海岸警卫装备的潜力:

“飞艇的海事应用已经可以在技术上实体化了。”

17.3.2.2 渔船保护、反海盗

这可以看作是海岸警卫角色的一个特殊职能。它要求长时间不间断巡逻；要求不仅能在沿岸海域巡逻，还能在一定纵深的区域执勤；要求有禁止船只的能力。这里关于飞艇的适用性和海岸警卫角色中是一样的。

17.3.2.3 反恐

这是维护治安和区域控制用途的延伸，虽然需要更强的侦察能力和必要的武装，但飞艇本身的适用性是一样的。

17.3.2.4 主权维护

这类任务包含了保护领海和专属经济区 (EEZ) 利益的各个方面。飞艇同样将成为原有海面和空中执行单位的有力补充，其适用性如前所述。举一个近代相关例子：英国的冰巡逻船“HMS Endurance”号一直在南大西洋执行保护领海的任务，它有舰载直升机，可以展开空中水面的巡逻任务。1982年初，由于预算紧缩，原先海域的执勤任务被取消了，许多评论员认为这是导致马岛战争爆发的一个重要因素。可以设想，若在福克兰群岛和南乔治亚部署执勤飞艇，照样能够维护这一地区的主权，而它的费用仅是水面舰艇花费的很小一部分。

17.3.3 军用

这是指正规军队使用的飞艇。它们都经过了实战考验或是严格可靠的研究分析，执行最适合自身特点的任务。随着时代的转变和新技术的出现，飞艇的军事用途会相应地发生改变。最著名的例子就是1914~1918年第一次世界大战中的齐柏林飞艇。德国陆军首先在战场上使用齐柏林飞艇进行侦察任务，但是后来由于高射炮的出现而宣告失败；在海军中，飞艇尽管被寄予了很高的期望，但侦察任务完成得并不理想。原因是很多的，其中天气状况、缺乏导航和低可靠性最为主要，最终齐柏林飞艇没有能改变日德兰半岛战役的结果。

后来由于燃烧弹的广泛使用和战斗机作战高度的增加，飞艇在战斗中损失惨重，战争最终失败了。从此以后，飞艇就再没有单独执行过军事任务。

威胁与反威胁的对抗总是在不断地演变，不过下面四种军事用途目前是相对稳定的，有理由相信在今后十年或更长的时间内飞艇都能胜任。

17.3.3.1 空中预警 (AEW)

传感器的视阈会受到地球表面曲率的限制，因此人们提出了空中预警的概念。不管什么样的威胁以什么样的速度靠近，都应该及早发现，这样才有充足的时间来

实施对策。雷达的侦察范围是由发射功率和天线孔径决定的。美国海军“宙斯盾”作战系统的相控阵雷达拥有非常大的发射功率，不过由于靠近海面，它的水平视阈却非常小，这样它的防卫体系就出现了一个明显的弱点——低空飞行的导弹，如掠海反舰导弹，英国和美国的海军舰艇就曾遭到飞鱼导弹的袭击造成伤亡。倘若类似的导弹飞行速度从亚音速提高到三倍音速，那就只能依靠空中预警来侦测了。

当今 AEW 的代表有基于地面系统的北约 E3“望楼”预警机，基于机载系统的美国海军 E2c“鹰眼”预警机。两者都是将天线安装在机身外，暴露在强大的气流中。考虑到飞行控制问题，天线罩不能太厚，E3 的天线罩厚度设计就已经到达了实用极限。这使得雷达设计师很为难，因为雷达水平和垂直两个方向的尺度都很重要，如果纵向的尺度得不到满足，就必须提高发射功率来补偿，这对机载设备来说简直是难上加难。导弹的反射信号越小，速度越快，情况就越糟糕，因为这时的最佳侦测频率要求更大的孔径尺寸。

另外相对较差的耐久性进一步制约了它们的能力，为了维持昼夜不停的飞行，需要配备一套庞大的保障系统。海军使用预警机同样也受限制，用舰载预警机就必须给每个舰艇编队配备，消耗巨大；用陆地机场的预警机则不可避免飞机往返过程中的“死亡时间”，风险很大。因此，空中预警角色需要以下能力：

- (1) 能安装很大的天线；
- (2) 人员和设备环境良好；
- (3) 很长的耐久性；
- (4) 能同步停留在目标上空。

这些要求很好地与飞艇的特性所匹配，于是不难理解为什么美国海军的预警计划转向了飞艇设计：1987 年美国海军曾签订了一份空中预警飞艇演示样机的合同，初步方案为 250 万立方英尺的软式 B 类型飞艇。该计划在资金上遇到一些困难延误了工期，不过并没有造成很严重的后果，因为事实上合适的雷达也没有研制出来，对于这种任务，雷达的研制要比飞艇本身复杂得多。设计要求耐久性在 30 天以上，每隔两天在母舰上进行一次舰对空加油。飞艇自身没有考虑防卫能力，仅为母舰提供雷达侦测，而依靠母舰的力量来保护自己。

17.3.3.2 反潜作战 (ASW)

相对于反潜的现有装备而言，飞艇主要起到的是补充作用，它并非能够独立担当此任务，各种试验和研究表明反潜飞艇可以发挥如下作用：

- (1) 牵引水下声纳设备，包括拖拽式线阵列，在这种模式下，飞艇能较快地重组低速收听位置，这是主要的潜在优势；
- (2) 配置固定绳系声呐阵列；
- (3) 配置并监听声呐浮标屏障或搜寻模式。

对于各种反潜的大型平台，使用耐久性极好的飞艇可以经济地达到目的。

17.3.3.3 反水雷 (MCM)

人们可能不知道, 在 1939~1945 年的世界大战中, 飞艇曾用于排水雷. 盟军清除了北非的轴心国军事力量之后, 在摩洛哥的利奥泰港 (Port Lyautey) 部署了飞艇. 它们从大西洋分阶段地飞往利奥泰, 沿途搜寻直布罗陀海峡中的水雷, 任务完成得很不错, 那一水域的状况得到了较大的改善. 直到最近还有人在使用传统接触式水雷, 这种古老的武器仍然能对船只构成巨大的威胁, 而清除它们却很困难. 使用了现代科技的水雷则更加隐蔽, 可以感应磁、声和压力, 阻碍清除工作. 它们还可以屏蔽诱骗信号, 或者根据需要改变功能模式.

在海港和泊湾的进出水道中排雷最大的困难是区分沉底水雷和海底天然或人为制造的碎石. 对付沉底水雷需要在目标海域识别并标记所有可疑物体. 尽管潜水员可以去完成这项工作, 但危险性太大, 所以人们一般使用水下机器人去对水雷进行标志、测绘和排除. 机器人与母体平台之间需要用脐带电缆来传递指令和信息, 这样发生危险时就可能连带母体平台. 如果以水面船只作为平台, 危险性是相当大的. 使用直升机作平台又不得不考虑其高昂的费用, 因为这项工作需要反复, 非常耗时, 而且在工作中直升机需要长时间悬停——这是最容易受到攻击的状态. 因此人们开始考虑用飞艇来充当这个角色, 相比较而言, B 类型的小型飞艇最适合此项工作, 不过至今还没有实际应用作为示范, 因为在和平时期军队预算紧缩, 使得偏爱老办法的极端保守派占到了优势.

17.3.3.4 指挥、调度、通讯和情报 (C3I)

这个角色相当于前面所说的区域控制, 对海军而言, 有可能在一艘大型海事飞艇上集成 C3I、AEW 和 ASW 三类功能; 在陆地上, 较小的飞艇可能更适合, 它可以凭借空中优势发挥协调指挥的功能.

17.4 用途适宜性

前面我们已经在表 17.1 中比较了三类飞艇的主要特性, 接着讨论了飞艇适合的角色, 本节将就个人的观点对各种类型飞艇对这些角色的适宜性作简短的评述, 最后按角色分类列表归纳 (表 17.2~ 表 17.5). 注意这里的评述仅是对适宜性而言, 并没有考虑市场的影响.

17.4.1 民用

17.4.1.1 客运

A 类型飞艇在起降安全方面不如小型 B 类型飞艇; 大型 B 类型飞艇则需要解决压舱物调换的问题; C 类型飞艇目前并不是为此用途设计的.

17.4.1.2 货运

只有 C 类型飞艇能将有效载荷能力发挥出来, 其他类型的飞艇在这方面始终会受到压舱物的限制.

17.4.1.3 起重

严格来说只有 C 类型飞艇才适合, 高精度的悬停控制是决定性的因素.

17.4.1.4 广告、拍照摄像、观光

所有实际应用的例子都显示小型飞艇最适合这些个性化的角色.

17.4.1.5 休闲运动

除了 C 类型飞艇都适合, 大型飞艇更适合“巡航”要求.

17.4.1.6 空中实验

小型飞艇就能很好地满足要求.

17.4.1.7 勘测

A 类飞艇在低环境风速下悬停控制性不好, C 类型飞艇则在飞行范围和耐久性上受制约. 小型 B 类型飞艇可以携带任何单个的传感器, 大型 B 类型飞艇则可以配置多个传感器.

表 17.2 三类飞艇对民用角色的适宜性

民用	A 类型		B 类型	C 类型
		小型	大型	
客运	**	***	**	*
货运	*	*	*	**
起重	*	*	*	***
广告、拍照摄像、观光	**	***	*	*
休闲运动	**	**	***	*
空中运动	**	***	*	*
勘测	*	***	***	*

注: *** 非常适合; ** 一般适合; * 不适合

17.4.2 警用

这类角色都倾向于小型飞艇, 其中 A 类型由于在狭小空间内操作的安全性不够而被排除在外, 因为任务地区的地形情况有可能是比较复杂的.

表 17.3 三类飞艇对警用角色的适宜性

警用	A 类型		B 类型		C 类型
		小型		大型	
警察	*	***	*	*	
海关和移民	*	***	*	*	
区域控制	*	***	*	*	
搜救	*	***	*	*	

注：*** 非常适合；** 一般适合；* 不适合

17.4.3 准军用

17.4.3.1 海岸警卫

对拦截能力和耐久性的要求排除了 A 类型和 C 类型, 只有 B 类型适合, 大小看具体任务而定.

17.4.3.2 渔船保护、反海盗

基本适宜性与海岸警卫相同, 考虑到其工作海域更广, 大型 B 类型飞艇会比较适合.

17.4.3.3 反恐

同样与海岸警卫类似, 不过多数情况是在陆地上空执勤, 因此小型 B 类型飞艇更适合些.

17.4.3.4 主权维护

拦截能力和耐久性是极为重要的, 考虑到边境线和沿海国家的经济专署区边界的漫长, 大型 B 类型飞艇也许更能发挥作用.

表 17.4 三类飞艇对准军用角色的适宜性

准军用	A 类型		B 类型		C 类型
		小型		大型	
海岸警卫	*	***	***	*	
渔船保护、反海盗	*	**	***	*	
反恐	*	***		*	
主权维护	*	**	***	*	

注：*** 非常适合；** 一般适合；* 不适合

17.4.3.5 军用

表 17.5 3 类飞艇对军用角色的适宜性

军用	A 类型		B 类型	C 类型
		小型	大型	
空中预警 (AEW)	*	**	***	*
反潜作战 (ASW)	*	*	***	*
反水雷 (MCM)	*	***	*	*
指挥、调度、通讯和情报 (C3I)	*	**	***	*

注: *** 非常适合; ** 一般适合; * 不适合

17.5 潜在市场

历史上只有在战争时期才出现过大量飞艇. 第一次世界大战中总共出动了约 200 艘飞艇去完成各种任务; 二战中也投入了差不多同样数量的飞艇. 与这些数字相比, 和平时期制造的飞艇就微不足道了. 这种反差是很多原因造成的, 其中很多已经随着时代的发展不复存在了, 因此可以排除很多过时的因素来研究 1950 年以后的飞艇发展. 这段时期内, 氦气作为一种安全的浮升气体得到了推广, 同时能够密封氦气的人造材料也研制出来了, 这样浮升气体的安全性和成本问题就已经不再阻碍飞艇的发展了; 技术的改进使得分析设计压力和载重时不必再担心过去结构共振的问题了; 气象学的发展则大大减少了飞艇遇到严酷天气的概率. 然而, 与飞机不同, 飞艇技术的客观进步并没能改变人们对它的冷淡, 从下面的分析中可以看出原因所在.

17.5.1 公众的认知

第一艘飞艇——Giffard 飞艇诞生于 1851 年, 比第一架重于空气的飞行器早很多. 它的出现激发了人们的期望, 乘坐气球一时间成了热门话题. 齐柏林飞艇的出现更令人们相信飞艇便是航空的未来, 当年祝贺 R100 号飞艇横越大西洋到达加拿大的热烈场面充分表明了当时人们的主流意愿. 然而这种美好的憧憬被随后 R101 和兴登堡号的灾难打碎了, 刚兴起的媒体对这两次灾难事件进行了大肆报道. 特别是在美国, 这令人们回忆起许久以前类似事故——R38 号、Shenandoah 号、Akron 号以及 Macon 号, 正是这一连串的打击结束了二战前的飞艇热潮.

二战中飞机技术取得了长足进步, 无怪乎战后人们把所有的注意力都放在了飞机上, 却忽视了在战争中表现极为出色的美国海军飞艇部队. 不久, 喷气引擎和直升机之类的技术发展终于将飞艇远远地撇到角落里去了.

17.5.2 对飞机过分的期望

战争中,航空学的杰出成果显现出巨大作用.战后人们对航空运输普遍看好,人们相信飞机将成为“万金油”,胜任所有的航空任务.但在某些方面这明显是一厢情愿.比如在20世纪五六十年代,美军为了研制反潜直升机曾投入了不可想象的巨额经费,然而在提交的方案中有些甚至是按分钟来计算耐久性的,有些则因为可靠性不够导致磨损率高得吓人.讽刺的是,与此同时,美国海军还在论证这些方案的长远优越性,这样的论证还可以用到前文所提到的许多民用、军用任务中.这就像是登山——“只因为它在那儿”,人们对飞机的信任只因为它们已经摆在眼前了.仅仅当受到低空飞行导弹的威胁而需要空中预警时,人们才想起了飞艇.

17.5.3 行业规章

战后,航空运输业迅速发展,对自身行业规范提出了相应的要求,大大改善了国际化适航法规.一方面飞机的规章越来越精细,范围越来越广,另一方面关于飞艇的规章却一条都没有.当今飞艇的运营很少,所以对自身还没有提出规范要求,而战前由于缺少相关知识,不能准确地分析飞行案例,对于一些事故缺乏严密的表述,比如大型硬式飞艇时有发生的主框架、尾翼框架和覆盖物结构失效问题.也许是采用了自然结构的原因,软式飞艇结构失效要少一些,但也不能完全避免,20世纪60年代早期,软式飞艇就发生过艇囊严重失效的事故.

这就是飞艇重新走上舞台之前所要面对的难度:没有可依据的飞艇适航法规,也没有为建立这些法规而进行的研究.英国是首先采取补救措施的国家,由天才设计师罗杰·蒙克倡导,英国民航总局在20世纪70年代后期制定了一项新的英国民航适航规定(BCAR),允许蒙克设计的飞艇小规模渗入市场.作为市场回应,美国、日本和澳大利亚在80年代先后出台了类似的适航法规.但是要大规模进入市场还需要有专门的飞艇运营规章,现在只能套用传统飞机运营规章的构架,其中的很多条款都不合适.

一个飞艇建造者要想把它推向市场,就必须面对运营基础全面缺乏的问题:没有商业驾驶员和技师学校;没有通用的地面设施;对任何问题都找不到“专家意见”.

这三个因素造成了培养飞艇潜在市场和实现市场的初级渗透方面的巨大困难.就像对其他新事物一样,客户对飞艇一无所知,很可能还带有偏见,而他手头上的产品同样可以完成眼下的要求(尽管效率低下),同时他还必须考虑将新产品投入运营的困难.1992年, Spyrou 根据亲身经历形象地描述出了这些问题.

这些问题同样给市场潜力的评估带来了很大的困难.在这儿,我们将提出一种评估市场总量的方法,需要注意的是,对于任何新产品,市场调研都将是一项很大的投入.

简单起见,我们从上面的角色分析中选择一种大家了解的,而现有飞行器在这

方面又很低效的任务来做例子, 就是反水雷 (MCM)。下面这些步骤 —— 不一定按顺序 —— 在任何市场潜力的分析中都是需要的。

17.5.4 掌握相关技术

有必要使员工们掌握详细的反水雷技术。这样才能将飞艇专门的技术与每个岗位联系起来, 发挥它的能力。要将所有的飞艇配置设备列出来, 一一进行分析。

比如说飞艇要配备一个水下扫雷机器人, 其重量、动力、控制和导航都必须确定, 系统对数据传输、分析显示和记录的要求也需要明确, 这样才可以描绘出飞艇上的工作界面, 特别是要体现飞艇平台在性能和控制上的优势。

17.5.5 运营分析

对于一系列的解决方案 —— 幸运的话只有单个方案, 都需要进行运营分析, 也即考虑各种情形, 然后对该系统的运营情况做出预计, 并且与现有系统的效力进行比较。不过这项工作会碰到一个不可避免的障碍: 商业保密会阻止我们得到想要的系统运营数据。反水雷的任务中, 这个障碍是军事安全保密问题。假如这个障碍被克服了, 这项工作的成果将非常有助于迭代优化飞艇平台及其设备特性。

在这个例子中, 假设经过比较发现飞艇需要更大的载重能力、更好的低速控制能力, 就可以马上改进设计, 调整制造、研发、测试和验证成本; 同样如果发现 MCM 设备需要改进, 也可以立刻进行调整。投资方应该理解和支持这种调整。

总的来说, 通过这两项初级阶段的工作应该得出整个系统提案的设计定义、成本定义和效力定义。

17.5.6 市场分析

有了前面步骤的成果, 就可以拿它们和现役的系统做个比较。现役系统的基本资料可以从国防出版物、目录和期刊之类的文献中查找, 当然, 目前一般只能查到水面反水雷系统, 只有美国在使用直升机拖拽清扫的方法。这样的信息只来自于少数几个发达国家, 它们的国防预算可能并不代表全世界在反水雷上的投入, 不过还是能够据此推断出可用系统的特性并粗略估计出它们的成本效力。收集到足够多的资料就可以和飞艇的数据进行比较了。

17.5.7 示范证实

在走向既定客户对他们说“我们提供的产品比您现在使用的既便宜又好用”之前, 肯定需要提供某些案例作为示范, 如何选择示范者是个矛盾的问题。很显然, 示范者应该是一个科技发达的国家, 并且对反水雷有战略上的需要。这两条美国都很合适, 因为美国主要的海上贸易点相对较少, 而且每个都可能被水雷破坏, 近年来有明显迹象表明美国海军在反水雷方面确实需要加强。然而美国却断然拒绝改革。或

许已经有人看出了矛盾所在：假如这个国家的国防力量出现了弱点，国防委员会将急于获取可用装备以补充，他们不会热心于一项示范计划——这会暴露弱点出来，更别说出资支持一项演习了。或许选择一个国民经济比较弱的国家作为示范效果会更好，因为它们更注重创新带来的成本效力。

17.5.8 目标行销

在分析了飞艇提案的成本效力和全球范围的客户群需求之后，可以开始进行主动的目标行销了。容易看到市场渗透将会很慢，因为这种产品到位的周期较长，而且大多数国家还没有飞艇运营的基础。首要目标显然应该是那些拥有废旧基础设施的国家，虽然如此，市场渗透依然会很缓慢，很艰难，代价昂贵。如此缓慢的市场发展使得销售或租用收入增长缓慢，难以维持制造者的事业。

17.6 飞艇经济学

本章的最后一节将讨论很令人难为的飞艇经济学问题。任何高新技术行业的经济分析都很困难（现代飞艇确有资格称为高新技术），而且飞艇还存在一个令人吃惊的反差。在两次世界大战中，毫无疑问，飞艇出色地完成了一个很棘手的任务，其成本效率非常高；而在平时时期却很难或是根本找不到飞艇在整个产品生命周期内为国民经济作出贡献的证明。每个开始研究飞艇经济的学生都应该去仔细阅读1954年诺威写的指南，那里面记述了全盛时期的大型飞艇和20世纪30年代飞机工业的兴衰。

没有记录说明和平时期的齐柏林飞艇营利情况，也找不到其他有用的和平时期的飞艇产业的案例，飞艇制造者都只生产单个或者很少数量的产品。

批量的飞艇生产只出现在战时，最突出的例子是在第一次世界大战中。当时英国的飞艇共有三个级别，SS、SSZ和海岸级，公布的数量分别是59、77和35。这些数目看上去很大，但实际上包含了许多不同型号——这和战争时期材料短缺有关，因此这些批量生产的实际数目并没有那么多。另外由于它们都是在大规模生产时代以前制造的，成本计算没有什么相关性。二战中也生产了相似数量的飞艇，但它们全是由同一个承包商建造的，没有竞争。而主要的购置件，如推进平台，则是通过漫长的生产链提供的，加上其他一些原因，使得二战中的飞艇生产成本计算也毫无意义。

回到和平时期来看看现代飞艇，只有英国的飞艇工业有限公司进行过的批量生产有研究意义。1992年，Spyrou声明该公司总共制造了14艘飞艇，另外多数的项目则因各种原因未能完成。这14艘飞艇分为两种型号，5艘SKS 500和9艘SKS 600，部分500型号的飞艇按照600型的特点做了些改进，称为SKS 500HL型。

该公司在十年的历程中不断地进行设计研究，在基本设计和三种型号的基础上，

形成了多样化的用途,不同配置能满足不少于 8 种演习任务和 4 项主要的设计规划,另外还参加每年一次的英国航空与航天公司协会和巴黎航空博览会.现在这家公司已经不存在了,无法清点所有的成本,只能查到 1992 年斯派洛提供的公司收入情况.1984~1990 年,公司收入是 5500 万美元,这应该是个可信的数据,不过这家公司没能经营下去.

飞艇工业公司最后的设计是“哨兵 1000”.到该公司倒闭的时候,该飞艇的艇囊、尾翼、飞行控制和舱体已经设计完成,艇囊已经进行充气试验,正在集中完成系统工作,包括推进和控制.这项计划成为飞艇工业公司的遗产,后来被威斯丁豪斯(Westinghouse)公司接收了,核心设计队伍也纳入到该公司旗下.

该项目得以继续下去,并于 1991 年进行了首次飞行.不过由于经营者的变动,有关的认证也由原来英国部门转为美国当局来进行.这个改变来得早了一些,因为适用于美国法规的认证 1993 年才完成.虽然出于商业考虑详细的成本没有公布出来,但该项计划并没有受到早期 AI 产品价格差异问题的影响,因此我们还是有一定理由相信这项工程从开始设计到认证完成共花费了 1500~2000 万英镑.由于没有更多的产品模型生产出来,大概也没有制定出飞艇的单价,不过 1992 年斯派洛确实给我们提供了一个明确的价码:SKS 600 一艘 500 万美元.

这次交易的日期在文献中没有提到,不过从第一次认证试飞的时间可以推测大概是在 1988 年,在通货膨胀和经验曲线之间粗略地取个平衡,这个价格大概相当于 1994 年的 600 万美元.当然因为 1990 年公司就倒闭了,所以卖出的 SKS 系列飞艇的价格今天就无效了,仅留下一个独立的有效数据点,那是一小批廉价卖清的 B 类型小飞艇.由于飞艇工业公司的发展情况过于复杂,所以它的继承者威斯丁豪斯公司——美国海军大型飞艇的制造商,很难估计它的盈亏点,然而有些不可具名的报道认为,这个盈亏点在 10~15 艘(SKs 600)之间.

对于运营成本,发现同样很难搜集到现实的数据,看来有必要先分析一下为什么会缺乏这样的数据.首先也是最重要的,飞艇的数量确实不多,1992 年斯派洛记录的当时全球真正运营起来的飞艇舰队数量直到今天也没有显著的变化;第二点,运营者要想获得满意的收入肯定要隐瞒其成本;要扩大经营就需要做广告,而广告预算则有很大的变数,因此我们也不能从广告费中找出什么结论;最后研究飞艇的运营成本是就事论事,各不相同的,所以自下而上的成本计算方法也不适用.

那么,将飞艇的运营成本分类来研究才是有效的方法,而且不能按通常的方法分成直接成本和间接成本,应该分为共同成本和特殊成本,“特殊成本”是飞艇运营特有的成本形式.

17.6.1 共同成本

共同成本就是指所有飞行器运营都包含的成本,这是最容易计算的,比如说:

(1) 燃料、油料、氦气和一般消耗品. 注意氦气的消耗量是按日期来计算的.

(2) 维护. 绝大部分日常维护都和小型飞机相同, 所不同的是需要净化氦气. 这些工作应该是计划好的, 在维护基地完成.

(3) 零件和原料. 除了艇囊, 其他所有零件都按常规的日子或飞行时间来检查更换, 艇囊则作为“特殊部件”进行特殊处理.

(4) 保险、折旧、日常花费和综合管理费用. 和其他任何行业一样, 这些成本都是可预计的.

17.6.2 飞艇的特殊成本

飞艇的特殊成本可以分为以下四类: 地面操作、机动性、场地艇库和艇囊.

17.6.2.1 地面操作

飞艇不像飞机那样能独立滑行、自由停放, 它需要相当多的地面操作人员和设施. 仅使用人力的话, 一艘像 GZ22 或 SKS 600 那样大小的飞艇就需要 12 个人, 每个运营机场都必须配备这么多人, 而且要随时待命. 如果使用机械操作, 至少需要两辆有特殊装备的绳索牵引车, 当然也必须在每个机场都配备. 现在人们正进行大量研究来减少这方面的成本, 希望用机器人系统、艇首或艇尾推进器来解决这个问题.

17.6.2.2 机动性

飞机一般都有固定的基地中心, 其他机场雇佣或委托当地人经营, 绝大多数飞行都按照 A-B-A 形式进行, 只有长时间飞行才需要人员在当地暂留. 飞艇则不同, 它更像是一种“随同任务”, 所有人员——机组、地勤、维修和管理都必须随飞艇一起辗转. 在斯派洛 1992 年的报告中指出, 每年的旅店住宿费很轻易就能达到 30 万美元. 而且飞艇后面必须跟着长长的地面车队, 包括锚泊车和其他一些车辆, 它们都要产生各自的运营成本——燃油、轮胎、维修、折旧等等.

17.6.2.3 场地艇库

飞艇维修(通常每年不超过一两次)需要一个飞艇库. 现在美国还留有一些飞艇库, 英国还有一座, 假设这些艇库不能满足现在的任务, 那就要新建一个像洲际飞机使用的那么大的艇库, 这是笔大投资. 另外还需要对球体压力和天气进行 24 小时监视, 根据天气的变化随时调整球体压力和压舱物, 这是飞艇机场的另一项花费.

17.6.2.4 艇囊

艇囊老化是一项很特殊的折旧和维护成本, R101 号飞艇的事故就是蒙皮材料老化造成的. 不管是硬式飞艇的外层蒙皮还是现代软式飞艇的气囊都存在这个问题, 不过对于后者来说, 只要留心注意, 这种情况已不会造成危险. 现代软式飞艇都在艇体上附加了冗余样本, 用来时刻检查蒙皮材料的老化情况. 老化是由外界环境造成

的,其中两个主要原因分别是:紫外线使织物纤维的强度退化;湿气(包括大气污染物)使织物粘合部位水解,降低强度.自然环境和人为环境中这些因素的总量和强度都是变化的,因此退化的情况也是不可预知的.

目前,有两种截然不同的方法来解决这个问题.专利材料聚氟乙烯(Tedlar)比以往取得了更大的成功,它作为外层保护膜很管用,可以使材料的寿命达到12年.不过这种材料的黏合剂性能还不够理想,有可能造成意外.另一种有效的技术是用聚亚胺酯来做黏合剂和附加保护层的基底,在附加保护层中大量添加金属氧化物色素.后一种方法需要相当多的维护、检查和重漆工作,加重了保养负担.

材料科学无疑将不断提出更好的解决方案,但正因为如此,再论证和标定的工作就不可避免地要即时更新,这会造成进展缓慢并增加成本.

完美的解决方案就意味着要充分利用材料的寿命.更换艇囊相对来说比较容易,但必须考虑到根据飞艇体积的不同,艇囊成本占到了裸机出厂价的10%~20%,而且还有相应的检查维护费用.材料的退化无法完全预知,因此我们将艇囊作为飞艇的一项特殊运营成本.

17.7 结 论

本章中我们对飞艇的适用角色和经济学问题进行了分析.虽然由于历史原因缺少严格意义上的检验,但这些内容对于理解飞艇的应用是非常重要的.两次世界大战中,飞艇完美地实现了舰艇护卫的角色,取得了毫无争议的成功,树立了一个合理应用的成功榜样.另一方面,尽管现在仍有很多地方都可以使用飞艇,但由于人们过去盲目追捧飞艇不合理利用的方面,反而使飞艇很难发展成为实用飞行器.

本章旨在讲述飞艇真实的适用性,这也是本书作者贯穿于全书的目的.其中的一些分析对未来的任何飞艇事业也相当有用.

参 考 文 献

- Abbot, P. *The British Airship at War, 1914-1918*. TerenceDalton, Ltd., Lavenham, 1989.
- Airship Design and Operation – Present and Future. *Proceedings of the Royal Aeronautical Society of London*, 18-19 November, 1986. US Naval Air
- Allen, B.L. *White Dwarf and Pedal Powered Flight*. American Institute of Aeronautics and Astronautics Student Journal, Vol. 26, No. 2, Washington 1988.
- Burney, Sir C.D. *The World, the Air and the Future*. Knopf, London, 1929.
- Countryman, B. *R 100 in Canada*. The Boston Mills Press, Erin, Ontario, 1982.
- Hoyt, Edwin P. *U-Boats Offshore*. Stein and Day, New York, 1978.
- Norway, N.S. *Slide Rule, the Autobiography of an Engineer*. Heinemann, London, 1954.

Proceedings of the 18th Joint Annual Symposium of the Airship Association and the Royal Aeronautical Society of London, 4 November, 1992.

Shaw, B. Defence Fellowship Thesis, 1978.

Spyrou, G.A. *Some Observation on Commercial Airship Operations*. AA/SFTE/AIAA Technical Workshop, Weeksville, N.C., 1992.

Warfare Development Center, *Patrol Airship Concept Evaluation*, Final Report., Report No. NADC-85019-60.

第18章 综合设计

B.G.Wilson

18.1 概 述

本章将综合前面各章讨论的问题,介绍飞艇的综合设计过程.如果要做出满意的设计,这些步骤是必需的.

18.2 初 论

如今,概念设计比以往受到了更多的重视.主要原因有二:首先,和以往相比,对于同样的设计目的,各种新技术能提供更多的解决方案;其次,现代计算机技术可以对更多的设计变更进行早期研究比较.概念设计中很大的一部分是参数分析,其作用主要是能以相对较低的成本获得各个参数对不同设计选项的灵敏度.作为初步设计之前的工作,概念设计包括创建一个新的飞行器或系统,对应用价值进行权衡评估,以及对投资进行估算.在这些过程中要进行比选分析 (trade study),从而得出方案的可行性.决策者将根据概念设计的成果,即有无可行的方案来决定是否展开实施该项目.

研制一个新系统的工程设计通常分为三个阶段:概念设计,初步设计和详细设计.在概念设计中,要根据给出的一系列要求创建最初的结构外形.在这个过程中可能有很多概念需要研究,但通常我们主要关注的是基线设计 (baseline design),因为从中能进行很多比选和灵敏度的研究.被选中的设计概念 (或一系列候选方案) 将进入初步设计阶段以确定更多的细节.在这里将对一些关键的集成和飞行器进行详细的设计,因此需要调整原先估算的重量.在实验室进行试验可以帮助改进设计的特性,确定详细的载荷.详细设计就是要完成每个部分的设计、制作、试验,并集成组装成为飞行器.图 18.1 中演示了设计的三个阶段.

概念设计在整个设计过程中只占很小的一部分 (少于 5%); 初步设计在全部设计内容中大约占 15%; 其余都属于细节设计.图 18.2 显示了一个典型的由公司投资研制原型机工程的人力投入计划安排,据此也反映出工程的成本.这是一个单一产品的设计.从中我们可以看出早期概念设计的重要性,5% 的工作量为后面 95% 的工作争取到了投资.当然,如果通过概念设计发现原型机并不适合研制,那么就可以

避免后面 95% 的投资损失, 事实上, 只有不到 10% 的概念设计可以最终成为产品。

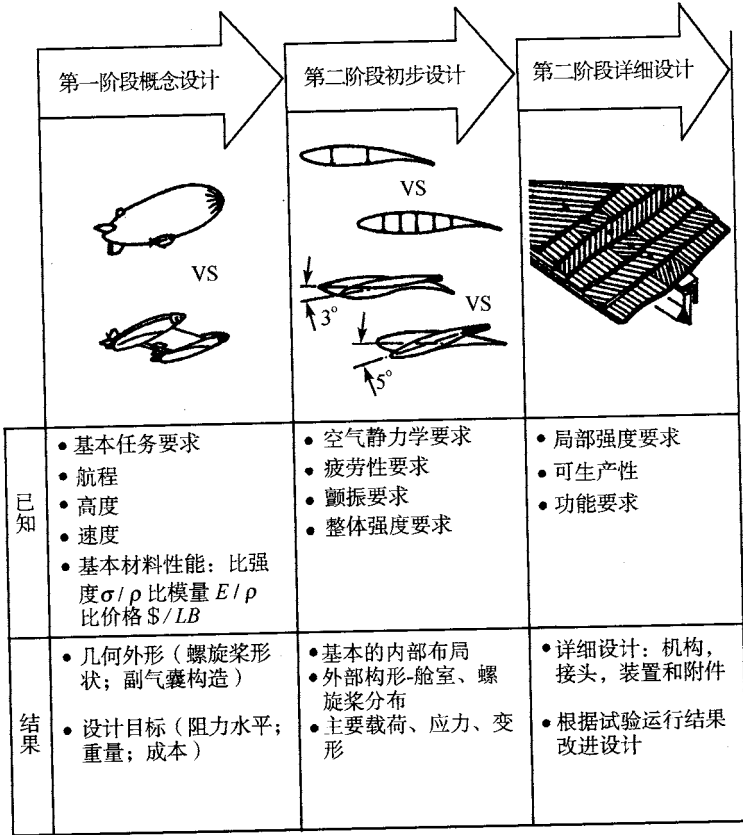


图 18.1 飞艇设计的三个阶段

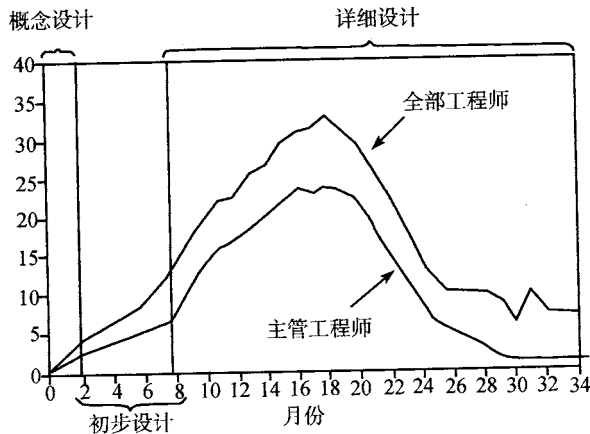


图 18.2 原型机工程人力安排

所有设计都需要预先研究以确认基本需求. 只有进行了运营分析, 才能筹集到设计资金. 所以, 在开始设计之前, 需要对一些基本情况的判据进行论证. 这些判据(图 18.3 上)将帮助我们决定是否开展这个项目的设计研制.

(1) 现有设计中的不足 —— 新的概念能否减少潜在成本并对其他运营上的缺陷有所改进?

(2) 国家的需要 —— 这常常反映出世界政治、经济和生态的改变.

(3) 未来的威胁 —— 这是指从技术角度预计国家战略需要. 威胁可能来自飞艇自身性能缺陷, 可能来自敌方的攻击. 或者, 更微妙的, 来自文明发展与资源枯竭之间的矛盾.

(4) 新技术的潜力 —— 我们必须与时俱进地使用先进技术, 防止系统退化. 对于飞艇来说, 许多其他航空工程的技术都可以借鉴使用.

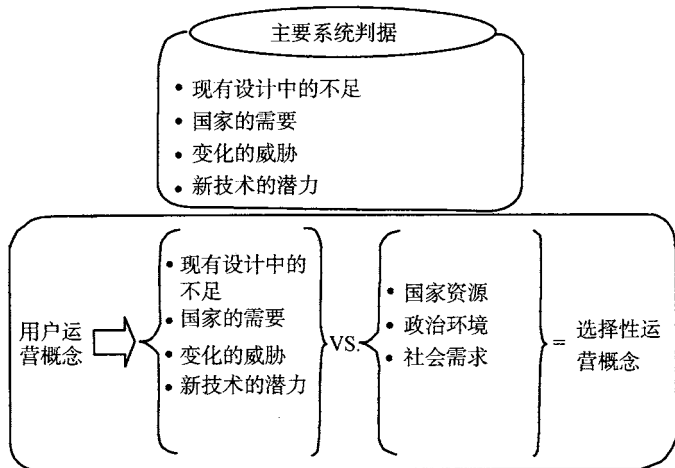


图 18.3 基本判据的论证

当我们依据上述基本判据制定出了一系列要求之后, 才能往下进入概念设计阶段.

接下来就是要建立一个数据库. 概括地讲, 几乎所有上面提出的要求都要完全转换为参数指标, 特别是高杠杆性的参数, 比如载荷重量、艇囊容积、所需要的推进动力以及电力. 典型的概念设计步骤是用计算机辅助设计和交互式建模的方法循环进行最初的集成、飞艇大小的制定和综合配置的制图(见图 18.4). 然后再根据几何外形、推进力、任务剖面和成本因素的详细模型来调整大小. 有些特殊模型可以先考虑生存能力 —— 包括敏感性(侦测信号估测)和易受攻击的弱点, 以及设计的可重复性, 据此来选定基线特征.

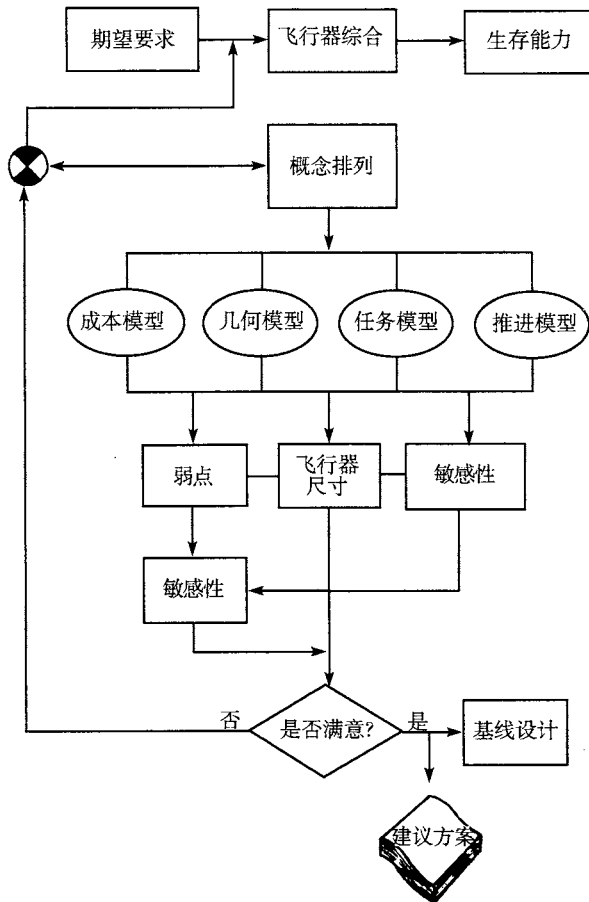


图 18.4 概念设计的步骤

基线设计的第一步是使用一张指纹图 (thumb-print plot) 来考察所有可能的方案并考虑已知的某些限制, 比如发动机的可获得性. 基线设计可以用来校验指纹图并为将来的比选提供一定详细程度的依据. 图 18.5 显示了一个对基线进行比选研究的步骤. 毯式图 (carpet plot) 是指纹图的局部放大, 显示了许多细节并且增加了一些参数. 随后, 根据基本参数的灵敏度绘出高杠杆性曲线, 以此说明关键技术和工作量安排的重点. 随着数据积累, 可以进行一些运营方面的调研以了解设计外的性能表现.

概念研究的方法是将基线设计作为评估比较各种衍生或对立方案的依据. 通过基线比选的方法可以令概念更加地清晰, 其步骤见图 18.6. 不同的设计学派和使用的方法可能在赋值和分系统的比选技巧上有所不同, 但得到的结果应该是相似的. 在迭代设计中可能会进行数次这样的基线比选, 每一次迭代都加深了对细节的

刻画, 不管在什么情况下, 这样的深化都得益于实验研究.

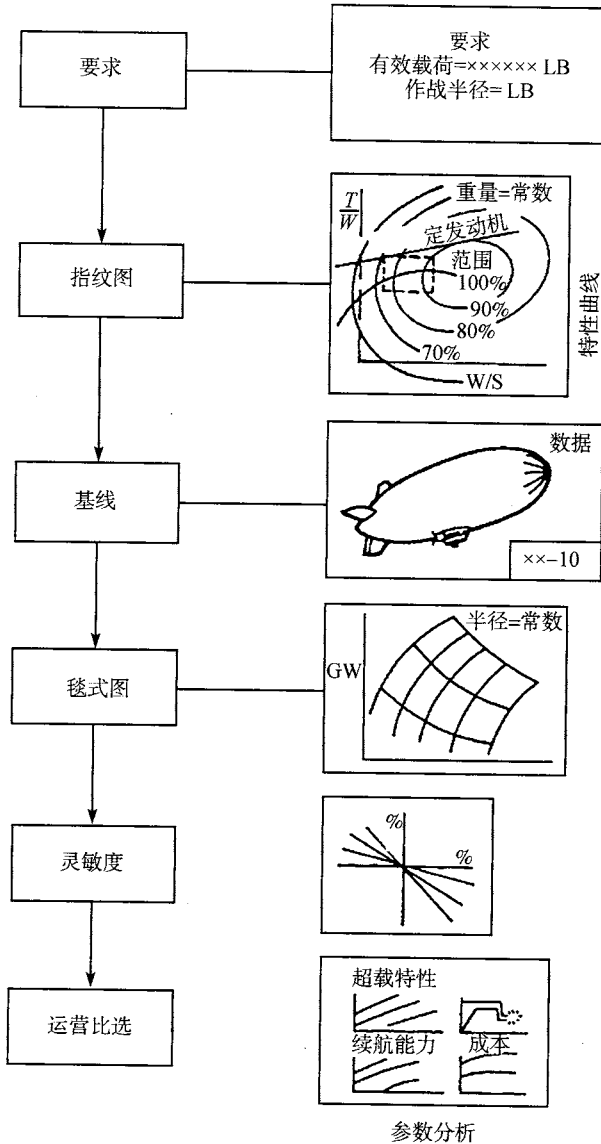


图 18.5 典型比选研究的步骤

过去, 空气动力学数据只能依靠实验来获得. 现在, 计算流体力学模拟可以很好地分析空气动力特性中的线性成分, 非线性部分则常通过低成本实验来研究, 水洞、低速风洞和遥控飞艇模型都可以帮助我们初步理解飞艇的一些独特构造.

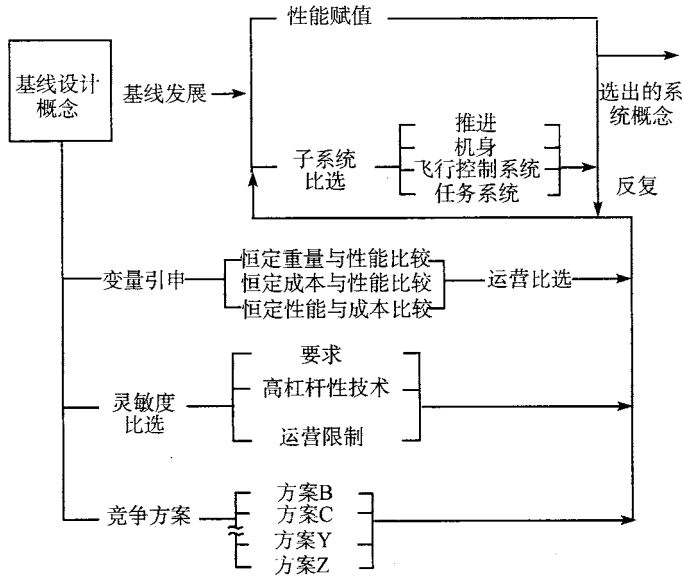


图 18.6 基线比选研究方法

18.3 基线设计布局

在一个概念设计项目中，基线设计布局是由一个专家组制定的，组内的专家来自不同的学科，基本上分为五个部分（见表 18.1），包括飞艇总体、飞艇结构、推进、飞行系统和任务系统，每个部分各自包括若干设计内容。

表 18.1 概念设计项目

飞艇总体	飞艇结构	推进	飞行系统	任务系统
气动力学外形	艇囊结构	进气管	飞行控制	攻击子系统
子系统集成	机身和驾驶舱结构	动力设备安装	机械装置	航空电子设备综合
总体集成	尾翼结构	次级动力供应	动力分配	存储管理
实物模型	起落架	排气系统	驾驶控制	军备子系统
飞行模拟	装置和机械	燃料系统	效用控制	环境控制
工程费用预算	测试集成	应急能源	系统仿真	后勤供应
	制造加工	检测装置	生命维持系统	

总体构造负责飞艇最初外形的设计，也就是狭义上的“飞艇设计者”。随着飞艇工程的复杂化，“总体”这个角色已经大大超出了“初级集成”这个概念，飞艇的指标如体积、长度和外形都由它来制定。最初的指标经过大致的估算便能得出总升力的需求，进而确定满足需要的体积。

最初指标是根据有效载荷和安置机组乘务人员及设备的空间提出的，由此可以

制定出吊舱的尺寸, 这是选择飞艇囊体结构时首先要考虑的. 根据结构及动力学的考虑, 吊舱尺寸和艇囊尺寸之间是有一定关系的, 对于不同种类的飞艇 (软式、半硬式、硬式), 这种关系也不同. 记录下这些结果, 我们便可以初步制定出飞艇的最小长度, 然后沿艇体设置一系列控制点, 包括那些会直接影响飞艇体积分配的元素, 来修正这个最小长度. 设计者可以穿过这些控制点来画出平滑的经线, 同时需要将修正曲线方法带来的多余体积最小化, 这里主要用到的解析工具是面积图, 类似在超音速固定翼设计中常用的 Sears-Haack 分布方法. 对于飞艇来说, 实质上就是要尽量减少外形上的不连续面, 以减少由此引起的阻力. 但就飞艇巨大的表面而言, 主要的阻力是来自于空气摩擦力 (见第三章空气动力学关于阻力及其原因的讨论)

飞艇常规的形状是一个旋转体, 横截面是圆形, 另外也有人提出过其他形状, 诸如三角形 (俯视)、椭球体 (横截面是椭圆), 但目前首选的外形还是旋转体 (见第二章基本原理). 一个主要的理由是对给定的横截面积, 旋转体的表面积最小. 换句话说, 对于相等的浸湿面积, 旋转体所包含的体积最大.

图 18.7 和图 18.8 的例子显示了这些关系. 在前一幅图中显示了长度、直径与体积的关系, 后一幅则显示了浸湿面积 (表面积) 与体积的关系. 两幅图都是用对数坐标显示的, 因此可以尽可能多地涵盖所设想的尺寸, 从刻度的量度可以看出这个范围是很大的, 从 1 万立方英尺到 1 亿立方英尺都包括了.

艇囊材料是决定飞艇的大小的一个重要因素, 尤其是软式飞艇. 芳纶类织物尤其是凯夫拉 (Kevlar) 可以使囊体的重量因数减少将近 3, 但是由于需要一定的内压, 它们的使用受到了限制 (见第 7 章结构). 内压的大小决定了飞艇的最高航速, 从实际经验来看, 软式飞艇的最大航速正常情况下为 100 节左右, 具体材料的最大强度以及接缝的强度而定. 因此, 图 18.7 和图 18.8 就有一个体积的限度 —— 一千万立方英尺, 对应实际的材料及接缝强度. 超过这个体积, 航速要求在 100 节以上的飞

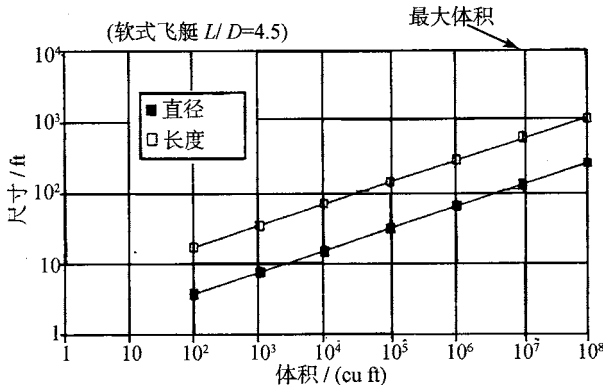


图 18.7 飞艇的几何结构 (软式长径比 $L/D=4.5$)

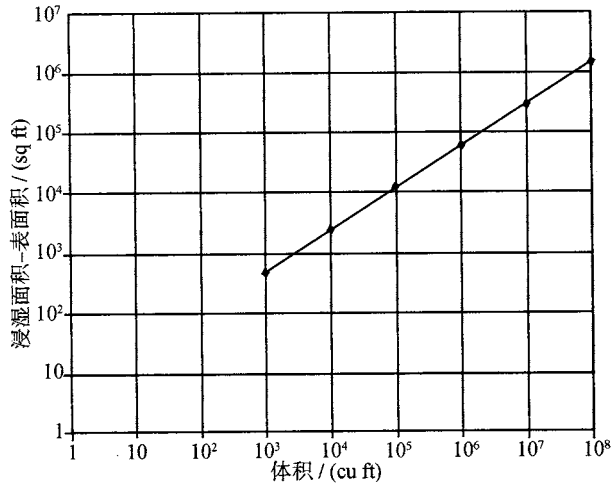


图 18.8 飞艇的体积

艇就得考虑使用硬式结构了。当然，材料研究的进展会不断改变这些尺度。

18.4 基线赋值

整体外形特性布局完成之后，就该从各方面给设计参数赋值了，包括结构质量参数、空气动力学参数、推进系统大小等等。这里除了我们所关心的空气动力学性能（包括升力和阻力），飞艇的整体性能也起到了关键作用，巡航速度、飞行海拔和任务剖面都是最初尺寸设计的依据。

质量参数的制定有多种方法。从近似估计起飞总重的统计法，到计算实际元件质量的增长因子法（通过估算部件的重量来更详细准确地统计），各种方法之间的差别主要体现在分析时间和精度上，前者快速但只能得到近似结果，后者要花上相当一段时间但可以获得较高的可信度。使用回归分析获得函数式的统计方法在相当大的尺寸范围内都适用。

重力参数的设计与其他参数有很大的不同。空气动力学分析和推进力设计对飞艇的尺寸和质量是不敏感的，而重力参数则完全依据尺寸和质量计算出重力、重心及转动惯量。如此，在对重量的准确估算基础上得出综合性的数据库。由于现代飞艇的设计和使用都很少，所以现有数据库并不充足。适用于飞艇的最大的数据库来源于 20 世纪二三十年代的飞艇制造业，但是由于技术的差别，那些数据大多已经不再适用（见下文技术趋势部分）。

在第 9 章重量估算与控制中，我们已讨论过用统计法来制定重量，相信读者已经掌握了如何来为一艘飞艇计算最初质量，比如刚才讨论过的那些方法。通常，方

法是依据数据库而定. 大多数飞行器公司都有自己的数据库, 有内部研制机型的, 也有市场产品的, 这样有助于全面地理解不同的系统原理. 如果数据库采样足够大, 就可以采用统计法了.

下面举一个典型的使用统计法进行部件分析的例子, 即一般航空飞行器的主起落架, 其重量公式为:

$$W_{m1g} = 0.095(N_1 W_1)^{0.768} (L_m/12)^{0.409} \tag{18.1}$$

其中, W_{m1g} 为主起落架的重量/lb;

N_1 = 最终负载因子 = $N_{gear} \times 1.5$;

W_1 = 着陆设计总重/lb;

L_m = 主起落架长度/英寸;

这个公式是通过许多飞行器的数据采样得出的, 由于数据点通常比较分散, 需要用回归分析的方法将数据归一化. 在一个复杂的飞行设计中, 这样的部件公式可能会多达几百条, 因此使用起来要格外仔细.

用上述一些具体方法详细估计出各部件的重量再将它们相加就得到总重. 第九章重量估算与控制中对这方面有详细的介绍, 并且定义了许多飞艇的质量术语, 图 18.9 就是典型的运行空重与体积的关系图, 请注意这是对数坐标图并且只适用于软式结构飞艇.

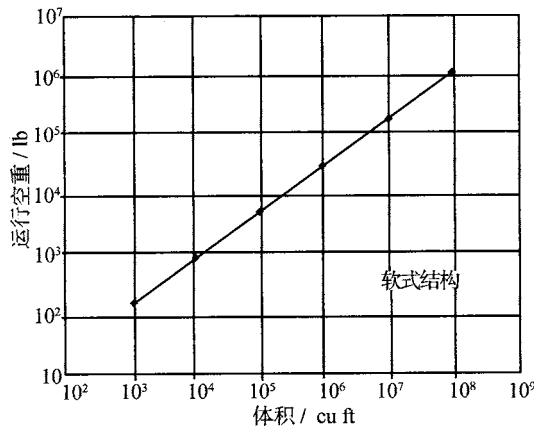


图 18.9 典型的使用空重曲线

飞艇外形的空气动力学评定和固定翼飞机很接近, 不过有一些参照系数不适用, 需要改动. 比如说, 固定翼飞机的机翼就是升举面的参考面, 而飞艇的情况则完全不同, 需要使用另外的参考面. 这方面在第 3 章空气动力学中有讨论.

飞艇的升力是由质量计算得出的, 包括总升力、可用升力 (理论最大值和实际

值) 等等, 各种升力的定义概念在第 2 章基本原理中有介绍. 对飞艇阻力的估算则按照第 3 章空气动力学中所讨论的线路进行.

在计算飞艇重量的时候, 必须估计出推进系统的重量. 推进系统的大小是根据空气动力学和热动力学分析得出的, 所需推力 (由飞艇的阻力决定) 是决定发动机大小的必要因素. 因此, 重量、阻力和可用动力成为相互影响的参数, 成为整个设计迭代过程的一部分. 螺旋桨的尺寸则在最初的设计研究阶段就已经决定了.

以上介绍的内容适用于单点设计, 然而在初步设计阶段, 我们一般使用如图 18.5 所示的流程来进行参数分析. 图 18.10 所示为基线参数分析的毯式图, 它其实是由多个单点设计所组成的.

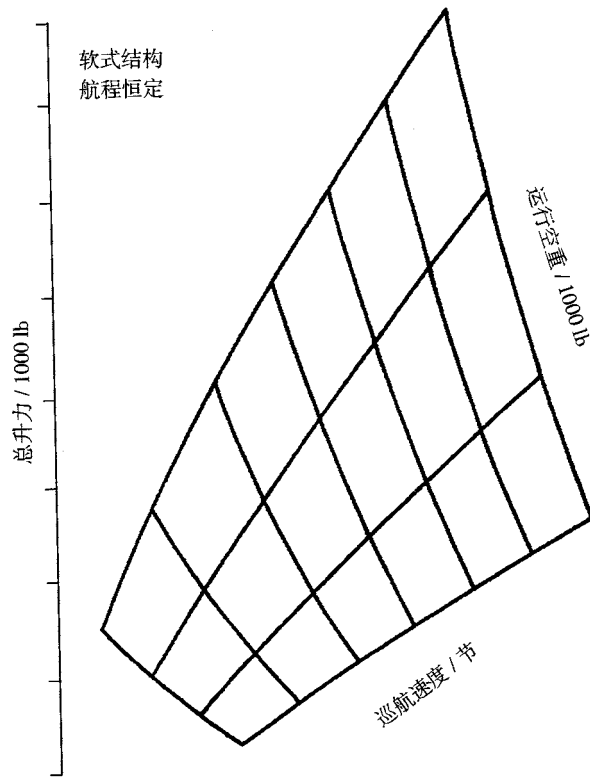


图 18.10 飞艇尺寸基本矩阵

毯式图可以方便地显示出尺寸分析的一系列复杂结果. 常用的方法是用各个参数与起飞总重 (或总升力) 相关联. 基本的尺寸毯式矩阵是在给定的任务剖面下, 改变另外两个参数得出的, 在这个例子里两个变化的参数分别是使用空重和巡航速度. 基本矩阵上的每个点都满足任务状态的要求, 于是, 毯式图就为我们展现了这两种参数不同组合的有效结果, 尺寸最小的方案对应图的最下端. 当然, 图中还应该有

一些影响尺寸的参数作为限制线, 比如舱体容积、最高航速和最大可用负载, 事实上这些参数将把选择的方案约束了到图的左下部分. 这个图中没有加入这些约束, 只是用它来举个例子说明一种连续的设计解决方案.

18.5 设计比选和灵敏度

通过参数分析建立了基线构造之后, 下一步就是要研究各个部件以掌握它们的特性. 下面的讨论中将介绍一个部件比选研究的例子, 它具有代表性, 向我们展示了这些辅助研究的细节程度.

对于军用空中预警 (AEW) 监视飞艇, 主传感器 (雷达) 的尺寸是极为重要的. 灵敏度分析需要建立雷达性能关于尺寸、重量和耗能的函数. 这三个参数的重要性在于它们会影响到飞艇的基本大小. 假如已经根据空中预警的任务要求制定出了基线构造, 那么接下来就该明确雷达的侦测对象. 图 18.11 就是一类典型目标模型, 代表了一系列具有低雷达横截面的飞行器. 图中分别显示了轰炸机、攻击机、长距离反舰导弹和小型中距离反舰导弹在不同波段的雷达横截面 (RCS). 可以看出, 同样的反射物, 频率较高的 X 频带所获得的 RCS 要小于频率低的频带所获得的 RCS, 在选择雷达频率的时候要考虑这个性质.

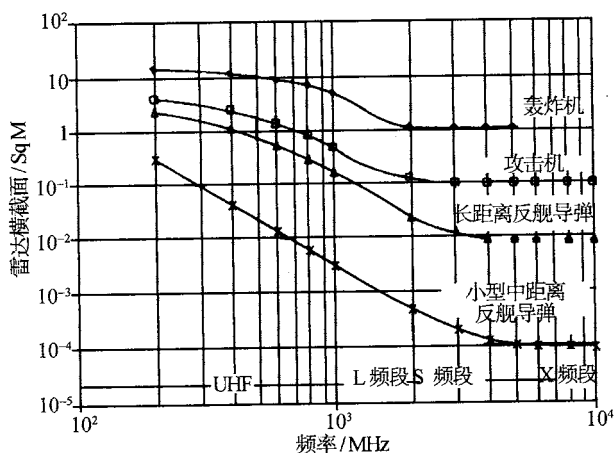


图 18.11 目标模型雷达横截面

图 18.12 中所显示的是典型的杂波剖面模型, 分别描绘了由近及远从海面 and 陆地反射回机载搜寻雷达的能量杂波曲线. 典型的陆地杂波比海面杂波强 1000 倍 (30dB) 以上, 更是比一般目标的反射波强 40~50dB. 在雷达选择过程中还需要一些其他的模型, 但是限于篇幅, 就不详细介绍了.

选择雷达频率的时候通常要考虑能量和孔径, 另外还要考虑全天候的长距离穿

透力. 如果还要求能侦测到陆地上的低雷达横截面目标, 就要增加措施以适应日益严酷的敌方电子防范 (ECM) 环境. 出于这些考虑, 雷达频率的选择都偏向 UHF 频段.

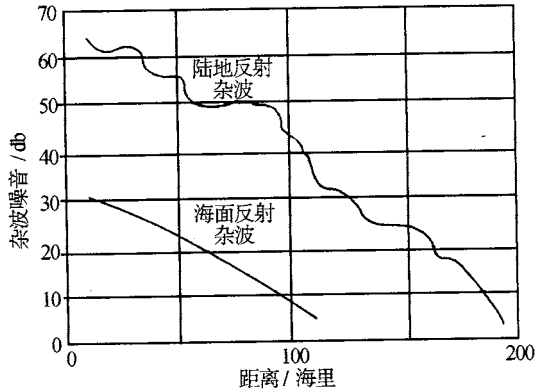


图 18.12 典型杂波能量剖面

确定雷达系统尺寸需要将主要能源、重量和造价表示为侦察范围的函数. 对于一定的天线孔径, 系统的复杂程度随着频率的增加而加大. 举例来说, 在 L 频段工作需要的部件数量是 UHF 频段的三倍甚至更多, 这就意味着更大的重量和更高的造价. 原因之一是 UHF 频段的 DC 转 RF 的效率要高出 70%~75%, 大大减少了损耗和噪音, 因此在低频段可以设计出相对轻很多的设备.

图 18.13 所示是典型的主能源、重量、造价和复杂性在各频段上的统计曲线.

为选定雷达尺寸而进行的真实性能比选分析如图 18.14 所示. 图上显示了不同的放射能量平均水平所需要的发射/接收 (TR) 模块的数量 (行数和行高), 而不同的能量水平也就对应了各种侦察范围的要求. 注意这个例子所研究的是 L 频段, 针对其他频段可以做出类似的图表. 图中还注明了适用条件, 即陆地杂波剖面, 6m 长的阵列以及扫描量参数. 走势线水平的那部分表示已经到达了 -70dB 的杂讯可见度 (SCV) 限度, 这样的条件在现有技术发展水平上是可以做到的. SCV 的限度表示杂波超过热噪成为侦测极限的决定因素的情况.

此项研究是为了确定各种元素, 如重量和造价关于侦察范围的灵敏度. 图 18.15 和 18.16 显示了典型的重量和造价的变化范围. 再强调一次, 这仅是对 L 频段的分析, 通常在初步设计阶段会对其他频段作类似分析.

本文中我们将比选研究作为设计的一个部分介绍给大家, 主要出发点是技术构造方面, 不过, 有很多比选研究并不着眼于设计阶段, 而是和整个飞艇的寿命周期、整个构造的可靠性和维修性、出厂价、运转费、日常飞行保障等等相关. 费用问题

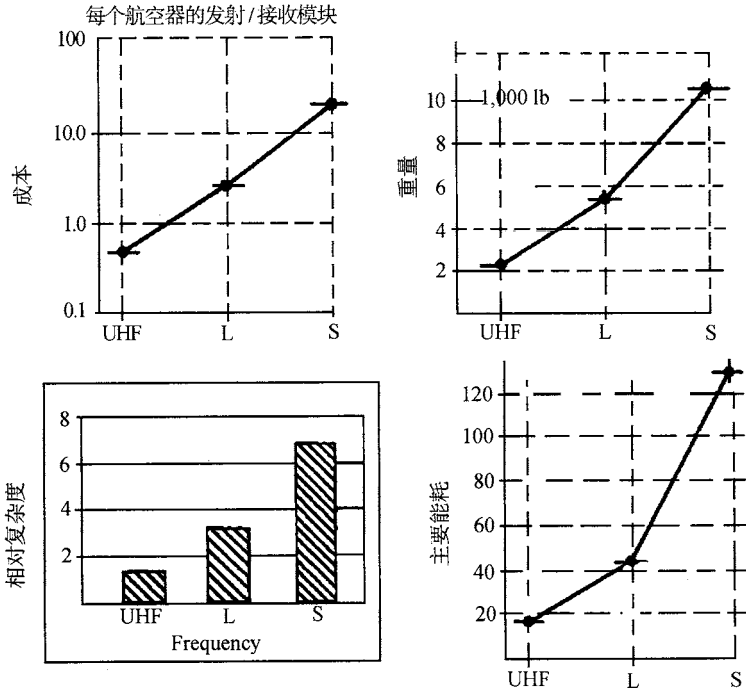


图 18.13 天线频率选择基本原理

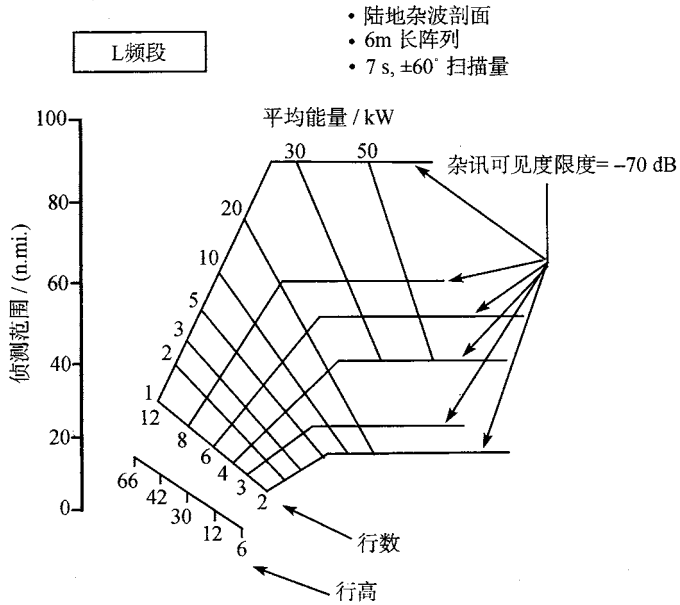


图 18.14 机载监视雷达尺寸

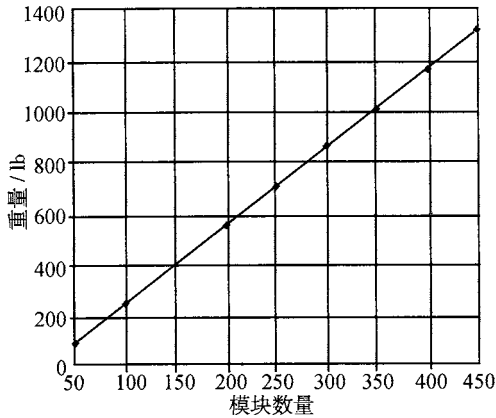


图 18.15 天线重量

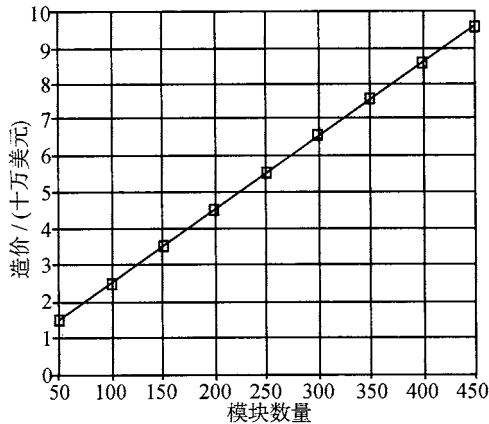


图 18.16 天线造价

是很复杂的, 它涉及使用方是军队还是商用, 任务的特殊性如何以及顾客愿意为飞艇的特殊用途付出多少代价, 即成本结构如何. 和飞机相比飞艇的使用要少得多, 所以还不可能制定出一套标准的办法来确定这些费用. 为了达成一个初步概念, 我们可以参考美国空运协会在喷气式飞机领域所使用的方法, 虽然这些方法只针对直接经营成本, 但对整个航空业都行之有效. 在飞艇方面, 需要做一些个别修正, 比如氦气的使用, 人员数量, 备用件等, 上述因素都和飞机完全不同.

直接经营成本 (D.O.C) 计算中所用的参数包括利用率、出厂价、人员费、维护费, 因而对销售环节至关重要. 市场竞争的压力迫使我们在设计初期就必须认真考虑直接经营成本, 考虑设计对出厂价的影响.

图 18.17 毯式图所示为典型的直接经营成本对使用率和出厂价的灵敏度. 可以

看出, 使用率对直接经营成本的影响很大, 它也代表了运营者的投入. 飞艇的价格走线则比较平缓, 对直接经营成本的影响不像使用率那么大. 这个图是一系列次级计算的总和, 全部的直接经营成本要按时和按循环次数分成单位成本.

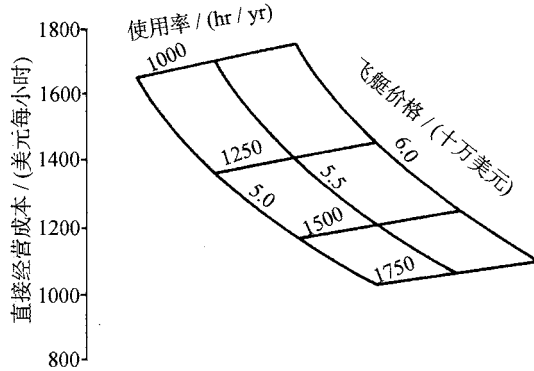


图 18.17 直接经营成本

按时计指的是用一段时间做计算参数, 对飞机来说可以近似为从撒开轮挡到加塞轮挡的时间间隔, 对飞艇而言则是脱离锚泊塔到连接锚泊塔的时间间隔. 按循环次数计就是按航班计, 一次航班即是一次循环.

计算的各項成本分成以下几类: (a) 飞艇; (b) 备用设备和地面维护设施; (c) 人员; (d) 维护修理; (e) 财务; (f) 消耗品 (燃料、油料和氦气); (g) 登陆和操作, 其中好几項成本计算中用到了利用率. 在 (a) 项里面, 飞艇的折旧是按照出厂价、残值和使用寿命来计算的; 同样在 (b) 项内容也是如此计算, 将折旧算入支出; (c) 项包括飞行人员 (驾驶员和乘务员) 和地面人员 (机组长官、许可工程师和一般人员); 在 (d) 项中, 维修分为预定维修和非预定维修, 备用品清册和耗材项目; (e) 财务计算对于购买任何物品和保险都是很重要的; 最后的两項——(f) 燃油和氦气成本, (g) 登陆、操作及领航费用——是飞艇运行成本. 欧洲航空公司协会 (A.E.A) 对飞行器必备条件的规定用的也是类似的成本结构.

图 18.18 所示的数据将通过在产品成本目标和维护功能中的体现融合到设计阶段中, 通过系统工程的方法将这些研究的结果合为一体. 系统工程的作用是综合各设计学科, 包括风险分析、风险管理和风险降低, 以及对可靠性和维修性 (R&B) 的评估. 其中对 R&B 的评估在决定维修量和维修成本上起主要作用.

系统工程的目的是为了保证计划成功, 通过一种标准的办法确定所有的要求指标, 并且确定一种能满足要求的飞行器构造. 它被认为是一种“前端处理”步骤, 因为它的大部分工作都在计划的最初阶段完成. 计划的成功在于成本、进度和技术性能, 在系统工程层次上通过分配功能的要求来定义计划要素, 从而使计划达到成功

的标准. 从而可以看出, 系统工程包含以下内容, (a) 将实际运作的要求转化为表述系统性能的参数, 并通过功能分析、优化、精确和综合的反复迭代得出一个首选系统构造; (b) 综合相关的技术参数以保证所有的物理、功能和程序界面的兼容性; (c) 综合性能、可生产性、可靠性、维修性和保障性形成一个总的工程计划.

18.6 技术趋势

20 世纪二三十年制造老式飞艇的技术水平无法和今天使用的技术相比, 而且二战后发展的许多技术也不能直接使用在飞艇上, 直到 70 年代, NASA 的艾姆斯 (Ames) 研究中心才开始尝试评估适用于飞艇的技术状况. 当时这项研究使得人们开始关注一些潜在的应用学科和市场前景. 在商业上, 英国飞艇工业公司率先开展了一项飞艇发展计划, 开始使用当时的先进材料. 可以说, 70 年代实用技术的采用是进入现代飞艇时代的标志. 不过, 仅依靠其他领域现有的科技是不够的, 飞艇需要研究发展自己的技术, 这种需求从过去延续到今天, 并且将继续下去. 许多最新的设计都在尝试将航天航空工业及其他相关领域的新技术应用到飞艇上, 以实现飞艇的特殊性能.

许多技术的应用, 比如浮力飞行控制、艇囊结构新材料、用于地面操作的艇首推进器和轻质量星型柴油发动机的研制都表现出了人们对提高飞艇性能的关注. 有一些原本长期处于外围的技术现在却产生了很直接的影响, 而且急需较大的突破, 比如地面操作. 另外大型飞艇的开发主要用于军事目的, 因此对一些技术问题提出了较高的要求, 特别是驾驶舱的设计和完整的飞行控制系统. 如果飞艇采用矢量推进的控制方式, 还需要借鉴短距离起降飞机的技术, 比如“鹞”式飞机. 应用船头助推器来实现飞艇的锚泊与脱离似乎是解决这一问题的必由之路.

上面这些飞艇技术从 20 世纪 30 年代至 70 年代的发展几乎是空白的, 只有古德伊尔 (GoodYear) 公司进行过这样的工作. 20 世纪 70 年代 NASA 资助了一项研究, 将 30 年代最典型的飞艇和 70 年代主要的飞艇做了一个比较评估, 下面用此项研究中的两个例子来说明 NASA 是如何做的.

图 18.18 中针对软式飞艇的体积做了个运行空重的统计曲线图, 通过比较 20 世纪 30 年代和 70 年代中期的统计曲线, 可以看出其中的技术变革. 中间的曲线表示 20 世纪 30 年代部分航速在 30~70 节之间的软式或硬式飞艇重量的平均值.

另外两条曲线分别表示 20 世纪 70 年代典型的航速在 50 节和 100 节的飞艇. 从下面的那条 (航速为 50 节) 可以看出, 比起 20 世纪 30 年代的飞艇, 相同的体积下重量有所减轻, 或者说, 重量相同则拥有较大的体积. 同体积重量减轻了 20%~30%, 这主要归功于艇囊材料的改进. 而上面那条线 (航速 100 节) 则表示飞艇的重量有所增加.

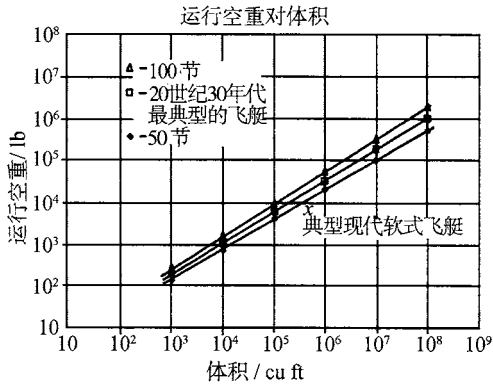


图 18.18 重量统计曲线

这种增加接近 30%，这是因为和 20 世纪 30 年代较低的航速相比，高航速提高了空气动力学负载的缘故。

图 18.19 中所做的比较是关于阻力的，表示为阻力等价面积 (f_e) 与浸湿面积 (S_{wet}) 的比。20 世纪 30 年代最新型的飞艇在图中用实线表示，像重量统计图中一样，也是包含了软式飞艇的平均值。对于一艘 18.2 万立方英尺体积的 20 世纪 30 年代典型飞艇，它的 $f_e : S_{wet}$ 比应该是 0.0033，70 年代由于艇囊材料的改进（新材料不仅减轻了重量还降低了阻力系数，提供了更光滑的表面），相应的 $f_e : S_{wet}$ 比接近了 0.0030，这样在航速 50 节的情况下阻力就减少了 8%。

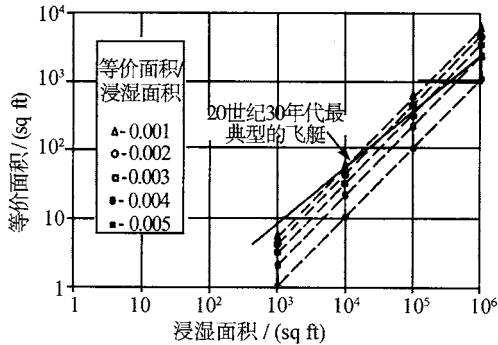


图 18.19 阻力统计曲线

以上只是飞艇领域发生的众多变化中的两个例子，还有其他的变化趋势。比如艇囊越来越好的防渗透性，发动机越来越低的燃油消耗率等等。

18.7 综合设计

这是将上面的每一项分析综合起来的过程。从图 18.20 中可以看出技术之间的相互依赖性，图中描述了一个对概念进行反复迭代，寻找各学科内在优先性的最佳平

衡比例的过程. 在这个过程中还要将各个学科的设计概念折中综合起来形成合理的设计. 同时, 因为不同的设计路径可能造成概念之间的不兼容, 我们还需要提出一个要求作为合理的共同目标. 正如图 18.20 中所描述的, 对几何、质量参数、空气动力学和推进提出要求, 强调总体设计的成功需要用诸如减小起飞总重这样的优点来衡量. 显然, 在设计和分析概念的时候就该确定出一个适用于详细概念的合理性能要求.

设计是从制定需求开始的, 要求负载、负载飞行距离、飞行海拔、巡航速度和运行的温度条件. 一开始也许只会指定一个任务, 不过之后将会增加另外的任务, 因此需要研究许多设计外的工况.

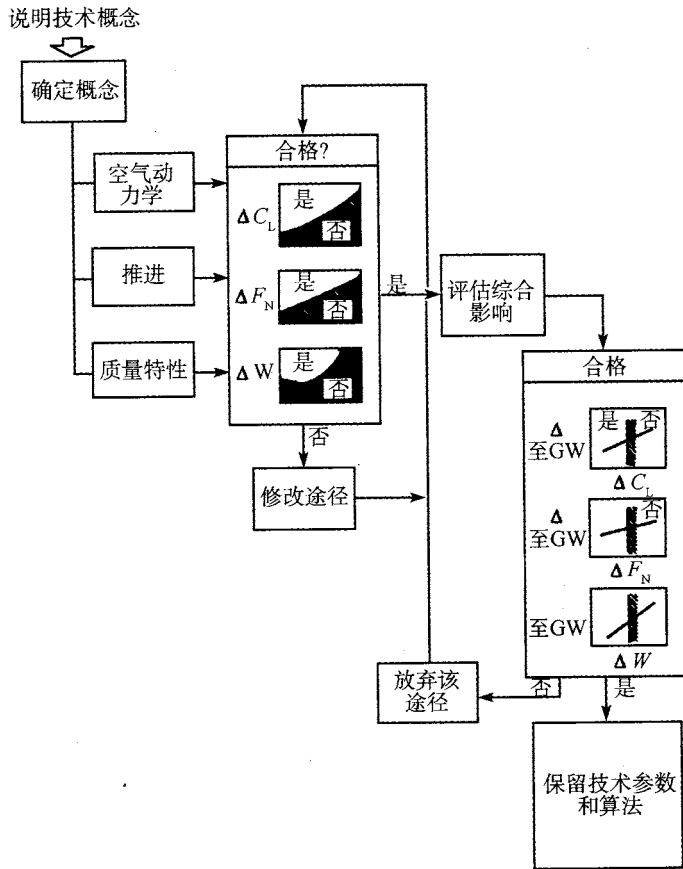


图 18.20 技术的相互依赖性

下一步是制定飞艇的几何特征, 也就是设计概念的实际外形. 首要的总重估算需要: (a) 确定艇体的类型; (b) 估计所需动态升力; (c) 选择浮升气体. 通过这些参数就有可能初步估计出艇体的容积, 因为这些参数说明了浮升气体的性质, 特别是比重、浮力比率以及海拔压力. 确定了艇体类型后, 通过解体积方程的方法确定出

好的比率,从而制定飞艇的几何特征。飞艇的外形确定下来之后,必须注意对控制曲线做出平滑的经向修正和过渡,在横截面图中,这些控制曲线就成了控制点。

随后画出设计图,制定艇体的横截面,计算横截面周长和面积。吊舱的容积要能容纳所部署的装载:有效载荷、燃油和压舱物。要检查吊舱和艇囊的物理连接,看悬挂系统是否满足载荷要求范围。还要检查平衡性以及尾翼的大小和所有可能结构之间的相互影响。

推进/机身集成是概念设计阶段的有机组成部分。我们要设定推进器涵道外形、确定旋桨尺寸、选择发动机类型并确定发动机位置。迭代设计过程中,往结构上逐个加入这些设计元素,如果发现问题,就对原来的依比例决定的设想和几何上的限制做些适当的调整,生成新的数据并进行验证。

对于构造设计而言,空气动力学方面的问题主要是评估升力和阻力的性能,进程中瞬间倾斜的计算和其他稳定控制参数的制定将稍后进行。

重量是结构中主要的元素,主要由艇体结构系统(艇囊、尾翼和吊舱)和推进系统的重量组成,另外还有一些附加因素要考虑,比如限度设计的负载因素和阵风负载因素等。这部分重量加上固定设备和变动载荷(有效载荷、初始燃油和压舱物)构成了最初的使用起飞重量。

我们拿基线造型沿着任务剖面“试飞”以确定最初的工作性能,这个工作是和其他比选同步进行的,对基线的分析为比选研究提供变量的值域。用各个技术学科提供的数据将各自设计的成本表示为参变量的函数,如结构材料、重量、发动机尺寸和类型、附加设备和设计要求,即最大速度和负载。成本可以用多种形式表示,如出厂价、研发预算和全寿命成本(按照一些制定的寿命周期,如 10、15、20 年)。性能数据体现为参数值域中的一系列设计点,它们组成了基本尺寸框格或是毯式图。给飞艇赋值是在恒定不变的性能参数、飞艇重量、飞艇成本以及其他受到严格要求的参数的基础上进行的。毯式图是比较参量变化结果的简便方法,通常的办法是将两项感兴趣的参变量同使用起飞总重(或总升力)的关系表示出来,形成基本尺寸图,然后再标上所有的约束边界,形成设计空间。图 18.21 就是这样由图 18.11 发展而来,在这里,使用空重和巡航速度是两项主要关心的参数,画出了它们同总升力的关系,另外添加了艇体体积限度和最大可用负载的边界。这两个界限和最大航速的限制,为我们指出一个可以实现的最大总升力,这个设计点就在最大航速和最大可用负载两个边界的交界处。毯式图还可以作为多项比选的总括图,只要在值域中引入它们的研究结果。这种形式对设计决议有帮助,并且可以直接对结果做改动。

本章很简要地介绍了一套飞艇的设计过程,所讨论过的方法并不是唯一的,但设计的结果和用其他方法得到的结果相比不会有很大差别。综合设计的复杂程度差别仅仅体现在所研究的参数数量上,因此本章的例子虽然很简单,其方法同样适用于最复杂的设计。

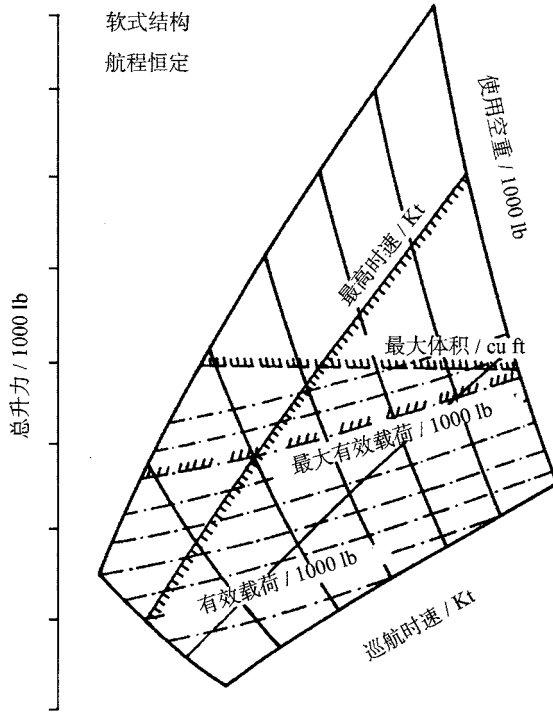


图 18.21 飞艇尺寸矩阵

中英文名词对照

acceleration	加速度
access	通道
space	空间
trunk	干路
accommodation	膳宿
actuator disc	推进盘
in axial motion	轴向运动
model	模型
theory	理论
added mass	附加质量
aerodynamic assessment	空气动力学评定
aerodynamic data	空气动力学数据
aerodynamic forces and moments	气动力和力矩
in mooring	锚泊状态
aerodynamic lift	气动升力
aerodynamic parameter estimation	气动参数估计
aerodynamic performance	空气动力学性能
aerodynamic pressure	气动压力
aerodynamics	空气动力学
aerostatic lift	静升力
aerostatics	空气静力学
buoyancy	浮力
parameter	参数
pressure airship	压力飞艇
principles	原则
air intake	进气口
air supply ducting	空气供给管道
air valves	空气阀门
airboat	汽船
airborne early warning (AEW)	空中预警
airborne surveillance	空中监视
radar sizing	雷达尺寸
airCruiser	空中观光艇

Airfloat HL	超重空中悬浮
airlines	空气管路
airships	飞艇
categorization	分类
category a – no lift augmentation	分类 a- 无增升类型
category b – partial lift augmentation	分类 b- 部分增升类型
category c – total lift augmentation	分类 c- 全增升类型
role suitability	用途适宜性
spectrum of potential roles	潜在用途
types	类型
altitude effects	高度效应
altitude range	高度范围
amorphous silicon cells	非晶硅电池
angle of tangency	相切角
antenna cost	天线造价
antenna frequency selection rationale	天线频率选择基本原理
antenna weight	天线重量
anti-piracy	反海盗
anti-submarine warfare (ASW)	反潜作战
apparent mass	视质量
apparent moments of inertia	视转动惯量
apparent products of inertia	视惯性积
APU	辅助动力装置
aramids	芳香族聚酰胺
arched load curtains	拱形承荷帘
area control	面积控制
atmosphere	大气
atmospheric pressure height	大气压力高度
attitude perturbations	姿态扰动
automatic flight control	自动飞行控制
auxiliary thrust	辅助推进
avionics	航空电子设备
axial force	轴向力
balance	平衡
ballast	压舱物

jettisoning	投弃
recovery	回收
replenishment	补给
requirements	需求
weight estimation	重量估计
ballonets	副气囊
calibration	校准
configuration	外形
design	设计
fabric	织物
area density	面积密度
weight	重量
materials	材料
surface area	表面积
trunking	管道
volume	体积
balloon	气球
lift mechanism	升力机制
pressure	压力
batteries	电池组
bending moment	弯矩
Bernoulli's equation	伯努利方程
Biot and Savart law	毕奥 - 萨伐尔定律
blade activity factors	螺旋桨效用因子
blade element theory	叶素理论
Blaugas	不涝煤气
blimp	软式飞艇
blowers	鼓风机
boarding facilities	上下艇设备
boundary layer	边界层
control	控制
growth	增长
bow	艇首
cap	罩
reinforcing structure	加强结构

stiffening	强化
bow thruster	艇首推进器
Brayton cycle	布雷顿循环
British Naval Airship	英国海军飞艇
buckling	屈曲
build weight control	建立重量控制
buoyancy	漂浮
control	控制
force	浮力
non-neutral	非中立
cabin weight	舱室重量
cable control systems	电缆控制系统
camera	照相
carpet plot	毯式图
'carry-over' lift	遗留升力
castoring	转动
catenary	悬链
centre of buoyancy	浮心
centre of gravity	重心
centre of pressure	压力中心
check valves	单向阀
circulation development	环量发展
circumferential gores	环向三角形布
civil	民用
passenger transport	客运
power	动力
research	研究
climb	爬升
closed system	封闭式系统
clutter energy	杂波能量
coastguard	海岸警卫
coatings for envelope materials	艇囊材料涂层
cockpit layout	座舱布局
CODAG (Combined Diesel and Gasturbine)	柴油机与燃气轮机联合动力装置

coherence	相关性
command, control, communications, intelligence (C ³ I)	指挥, 控制, 通信, 情报
compressed air storage	压缩空气储存
compressed storage of lifting gas	浮升气体的压缩储存
computational fluid dynamics (CFD)	计算流体力学 (CFD)
contained gas	容纳的气体
control	控制
aerodynamic	空气动力学
characteristics	特性
derivatives	导数
control surfaces	控制面
actuation	驱动
arrangements	排列
notation	符号
control systems	控制系统
cable	电缆
remote	遥控
weight estimation	重量估计
conventional shape	传统外形
costs	费用
antenna	天线
direct operating cost (D.O.C.) calculations	直接运行费用计算
envelope	艇囊, 艇体
ground handling	地面操作
hangarage	艇库
mobility	机动性
operating	操作, 运行
solar power	太阳能
cotton	棉花
counter insurrection/terrorism	反暴动/恐怖主义
crane	起重机
crash landings	碰撞着陆
crash stations	防撞间
crew	船员

cruise	巡航
crystalline silicon cells	晶硅电池
customs	海关
dart-shaped airships	箭状飞艇
deltoid shaped airships	三角状飞艇
demonstration	说明
descent	降落
design synthesis	综合设计
baseline enaluation	基线评价
baseline layout	基线设计
baseline method for trade studies	基线比选方法
basic criteria	基本准则
basic requirements	基本要求
conceptual design project	概念设计工程
conceptual process	概念性过程
definition of requirements	需求定义
integrated function	集成功能
phases	阶段
preliminary considerations	初步考虑
trade study process	比选过程
Diesel cycle	狄塞尔循环
differential pressure	压差
Dinosaure	巨型艇
direct operating cost (D.O.C.)	直接操作费用
disc loading	圆盘载荷
disposable lift	有效浮力
docking systems	系泊系统
drag	阻力
bare hull	裸艇体
effect of additions	附加效果
bodies of revolution	回转体
control cabin	控制舱
control car	控制室
duct	管道
form/ pressure	形状/压力

induced	诱导
lenticular hull	透镜状艇体
skin friction	表面摩擦
tail	尾翼
drag coefficient	阻力系数
drag model	阻力模型
drag reduction	阻力减少
drag trend	阻力趋势
duct drag	管道阻力
duct thrust	管道推力
ducted propellers	涵道螺旋桨
Dynairship	空气动力飞艇
dynamic forces	动力
dynamic stability analysis	动力稳定性分析
dynastats	空气动力飞艇
early warning	早期预警
Economic Exclusion Zones (EEZ)	专署经济区
economics	经济学
electric motors	电动机
electrical block diagram	电气方框图
electrical bonding	电搭接
electrical emergency equipment	应急电气设备
electrical power	电力
distribution system	分布系统
generation system	发电系统
electrical system	电力系统
electronic counter-measures (ECM)	电子防范措施
electronic equipment	电子设备
electronic flight control system (EFCS)	电子飞行控制系统
emergency systems	应急系统
electrical equipment	电力设备
escape	逃生
endurance	续航能力
energy sources	能源
engine bay structure	发动机舱结构

engine drives	发动机驱动
engine mounting	发动机支架
engine specific weight vs. shaft horsepower	发动机的比重和轴功率
envelope	艇囊
area relative to sphere	相对球体的面积
buckling	屈曲
calibration	校准
joints	接头
manufacture	制造
pressurization	加压
rip system	裂缝系统
shape	形状
stiffness	刚度
volume	体积
weights	重量
envelope materials	艇囊材料
biaxial loading	双轴加载
coatings	涂层
fabric	织物
flexural properties	抗弯性能
fracture mechanics	断裂力学
load bearing component	承重构件
permeability	渗透性
properties	性质
shear properties	剪切性能
stress-strain properties	应力-应变特性
tear resistance	抗撕裂
tear strength	撕裂强度
technologies	技术
uniaxial and biaxial tear testing	单轴和双轴撕裂试验
equations of motion	运动方程
lateral	横向
linearised	线性化
longitudinal	纵向
six degrees of freedom	六自由度

equilibrium control	平衡控制
equipment	设备
equipment bay	设备舱
exhaust water recovery systems	排出水循环系统
external mountings	外部底座
external signatures	外部特征
fabric structure	编织结构
factorised characteristic polynomial	参数化特征多项式
factorised transfer function numerators	参数化传递函数分子
factors of safety	安全因素
failure effects	故障影响
fill valves	补气阀
film materials for use in laminate materials	用于层压材料的薄膜材料
fin	尾翼
distribution	分布
efficiency factors	效应因子
planform areas	平面图面积
finite element (FE) method	有限元方法
fire protection	防火
fire risk	火灾风险
fishery protection	渔业保护
flat-body	扁平体
flight	飞行
at incidence	迎角飞行
steady turning	稳定圆周飞行
flight control system	飞行控制系统
automatic	自动
electronic (EFCS)	电子飞行控制系统 (EFCS)
flight speed	飞行速度
fluid dynamic calculations	流体动力计算
fluids	流体
fly-by-light (FBL)	光控飞行
fly-by-wire (FBW)	电控飞行
flying qualities	飞行性能
flying saucer	飞碟

flywheels	飞轮
form drag	形状阻力
free ballooning	自由飞气球
freight transport	货运
Froude efficiency	弗劳德效率
Froude number	弗劳德数
fuel	燃料
fuel bladders	燃料包
fuel cells	燃料电池
fuel consumption	燃料消耗
fuel supply	燃料供应
fuel system	燃料系统
fuel tanks	燃料箱
fuel usage	燃料使用
fuel weight	燃料重量
gallium arsenide cells	砷化镓电池
gamma	伽玛
gas law	气体定律
gas lift	气体升力
gas mass properties	气体质量性质
gas thrusters	气体推进器
gas transporter	气体运输车
gas turbines	燃气轮机
gas volume changes	气体体积变化
generators	发电机
geometry	几何结构
Giffard airship	日法尔飞艇
global positioning system (GPS)	全球定位系统
gondola	吊舱
close-coupled support system	紧密耦合支持系统
configuration and location	外形与定位
connections at envelope's lower surface	艇囊下表面处的连接
cross sections	截面
inboard mounted	内部安装
non-pressurised	非加压

outboard mounted	外部安装
overall configuration	整体外形
pressurized	加压
shear force and bending considerations	剪力和弯曲考虑事项
structural weight approximation	结构重量近似
structure	结构
support system	支持系统
suspended mass	悬挂质量
suspension cables	悬索
suspension system	悬挂系统
types	类型
weight	重量
Goodyear	古德伊尔公司
GPS(global positioning system)	全球定位系统
Graf Zeppelin	齐柏林伯爵
gravitational force	重力
gross lift	总升力
gross static lift	总静升力
ground handling	地面操作
ground manoeuvring	地面操控
ground speed	地面速度
handling qualities	操纵性能
hangar weigh-off	库内称重
hangarage	艇库
heat recovery systems	热循环系统
heave mode	升沉模式
heave/pitch subsidence mode	升沉/俯仰衰减模态
heaviness	重量
heavy lift (HL)	大型起重机
helical vortex	螺旋涡
helicostat	静升力辅助直升机
heliship	直升飞艇
heli-stat	直升平台
helitruck	直升车
helium	氦

High Altitude Long Range Observation Platform (HALROP)	高空大范围观察平台
high altitude microwave-powered airship	高空微波动力飞艇
high altitude unmanned airships	高空无人飞艇
Hindenburg	兴登堡
hoisting station	起吊间
hoop tension	周张力
hot-air airships	热气飞艇
hot-air balloon flying	热气球飞行
hovering control and response	悬停控制和响应
hull	艇体
assembly weight	装配重量
drag generation	阻力产生
efficiency factors	效应因子
rigidity	刚度
shape	外形
weight	重量
human-powered airships	人力飞艇
humidity	湿度
hybrid airships	混合飞艇
hydraulics system	液压系统
hydrocarbon fuel	碳氢燃料
hydrogen	氢气
immigration	入境
induced velocity estimation	诱导速度估算
inertia effects	惯性效应
inertia forces	惯性力
inflight servicing	飞行服务
internal combustion engines (ICE)	内燃机
internal pressure	内部压力
International Standard Atmosphere (ISA)	国际标准大气
Joule cycle	焦耳循环
kerosene	煤油
kinetic energy	动能

kinked envelope	褶皱艇囊
Kutta condition	库塔条件
Kutta-Zhukowsky theorem	库塔 - 儒柯夫斯基理论
laminate materials	层压材料
bonding and joining	粘接和连接
fibre properties	纤维性能
film materials	薄膜材料
gas retention component	阻气件
potential	潜在的
sailcloth	帆布
weathering component	风化组件
landing	着陆
landing gear	起落架
landing leg attitude	起落架姿态
Laplace transform	拉普拉斯变换
lateral mode coupling	横向耦合模式
lateral response to step	对于方向舵步长输入的横向响应
command input to rudder	
lateral stability modes	横向稳定性模式
lateral state matrix	横向状态矩阵
lateral trim conditions	横向修正条件
leisure role	休闲角色
lenticular geometry	透镜状几何结构
lift	升力
aerodynamic	空气动力学
aerostatic	空气静力学
carry-over lift	遗留升力
disposable	有效升力
efficiency	效率
performance	性能
lift augmentation	升力增加
partial	部分
total	全部
lift/drag ratio	升阻比
lifting body concept	升浮一体概念

lifting body hybrid	升浮一体混合
lifting gas	浮升气体
heating	加热
management	管理
manipulation	操控
pressurization	加压
lifting rotor hybrid	起升马达混合型
lift-off	起飞
lightness	净轻
lightning strike	雷击
liquefied helium storage	液化氦储存
load factors	负荷因子
load-sheet	荷载表
loading/unloading	加荷/卸荷
Long Endurance Manned Solar (L.E.M.S.) airship	长航时有人驾驶太阳能飞艇
longitudinal gores	纵向三角形布
longitudinal pendulum mode	纵向摆动模式
longitudinal response	纵向响应
to elevator	对升降舵
to thrust	对推力
longitudinal stability modes	纵向稳定性模式
longitudinal state equation	纵向状态方程
longitudinal state matrix	纵向状态矩阵
longitudinal surface length	纵向表面长度
longitudinal tension	纵向拉伸
longitudinal trim conditions	纵向修正条件
low altitude unmanned airship	低空无人驾驶飞艇
low speed control	低速控制
Mach number	马赫数
maintainability	可维护性
maintenance	维护
market analysis	市场分析
market potential	市场潜力
mass distribution	质量分布

mast motions	锚泊运动
materials	材料
Megalifter	百万起升者
membrane stress	膜应力
metalclad airship	金属壳飞艇
methane	甲烷
methane gas transporter	沼气运输车
microwave power	微波动力
military	军用
mine countermeasures (MCM)	反水雷措施
mission equipment	任务装备
mission requirement	任务要求
mobility	机动性
moment equations	力矩方程
monocoque 'internal' structure	内部单体结构
monocoque rigid construction	刚性单体构造
mooring	锚泊
mooring mast	锚泊塔
multi-balloon	多气球
multi-hull airships	多体飞艇
multi-lobe	多叶
National Physical Laboratory	国家物理实验室
natural fibres	天然纤维
navigation lighting	导航照明
neoprene	氯丁橡胶
net static lift	净静升力
Newton's laws	牛顿定律
Newton's second law of motion	牛顿运动第二定律
non-neutral buoyancy	非中性浮力
non-rigid airships	软式飞艇
normal force	法向力
nose mooring attachment	鼻端锚泊附件
nose reinforcement group	鼻锥加强件
nose rip assembly	鼻端裂缝装配
nose splines	鼻锥桁条

nose structures	鼻锥结构
nuclear power	核能
nylon	尼龙
Off-Standard atmospheres	非标准大气
oil reservoirs	油箱
open system	开放式系统
operation environment	操作环境
oscillatory roll mode	振荡滚转模态
Otto cycle	奥托循环
parametric analysis	参数分析
paramilitary	准军用
passenger transport	客运
patches	补片
payload	有效载荷
performance	性能
personnel transfer	人员转移
phase angle	相位角
piloting	驾驶
pitch	俯仰
pitch angle	俯仰角
pitch attitude response	俯仰姿态响应
pitch-incidence motion	俯仰角运动
pitch subsidence	纵向振荡
pitched flight	俯仰飞行
pitching moment	俯仰力矩
pneumatics system	气动系统
police role	警用
polyamides	聚酰胺
polycrystalline cells	多晶电池
polyester	涤纶
polyethylene	聚乙烯
polyimides	聚酰亚胺
polyurethane	聚氨酯
polyvinylfluoride (PVF)	聚乙烯氯化物
potential energy	势能

power and shaft speed relation	功率和转速的关系
power off-take	动力输出装置
power requirement using stern propulsion	使用艇尾推进功率需求
power source	动力源
power storage	动力储存
powerplant	动力装置
pressure	压力
pressure airship	压力飞艇
pressure coefficient	压力系数
pressure control	压力控制
pressure difference	压力差
pressure distribution	压力分布
pressure height	压力高度
pressure stabilised envelopes	压力稳定气囊
pressurization system	增压系统
pressurised tube structure	加压管结构
prime movers	主发动机
promotional role	广告任务
propane	丙烷
propeller blades	桨叶
propeller characteristics	螺旋桨特性
propeller loading	螺旋桨负荷
propeller performance	螺旋桨性能
propellers	螺旋桨
ducted	涵道螺旋桨
with reversing/vectoring facility	有换向定向装置的螺旋桨
propulsion/airframe integration	推进/机身集成
propulsion system	推进系统
propulsive efficiency	推进效率
propulsive force	推进力
propulsor	推进器
loading	加载
tail mounting	尾部安装
prototype engineering manpower	原型机工程人力安排
public perception	公众认知

purge valves	放气阀
pusher propulsion	推进式发动机
pylon	吊架
radar cross-section (RCS)	雷达截面
rain effect	雨的作用
ram air	冲压空气
recovery	回收
rectilinear flight	直线飞行
refueling	加油
regulation	行业规章
reinforcement	加强件
relative density	相对密度
reliability	可靠性
relief valves	溢流阀
remote control systems	远程控制系统
remotely piloted airships (RPAs)	遥控驾驶飞艇
remotely piloted vehicles (RPVs)	遥控驾驶飞行器
replenishing	补给
response	响应
response transfer functions	响应传递函数
restraint	约束
Reynolds number (Re)	雷诺数
rigid airships	硬式飞艇
rigidity	刚度
ring aerofoil	环形翼
roll oscillation mode	滚转振荡模态
rolling moment	滚转力矩
rolling take-off	滚转起飞
rotastats	多动力源
rotating hulls	旋转艇体
rotor systems	转子系统
rudder angle	方向舵角
rudder control	方向舵控制
rudder transfer function	方向舵传递函数
ruddervator	方向升降舵

safety factors	安全因子
satellite navigation systems	卫星导航系统
search and rescue role	搜救任务
semi-rigid airships	半硬式飞艇
sensor platform capability	传感器平台能力
servicing	服务
shape of hull	艇体形状
shear collar	抗剪领圈
side force	侧向力
sideslip response to rudder transfer function	侧滑响应对方向舵传递函数
sideslip subsidence mode	侧滑衰减模式
sightseeing role	观光
single-point mooring	单点锚泊
size effects	尺度效应
sizing matrix	尺度矩阵
skin friction coefficient	表面摩擦系数
skin friction drag	表面摩擦阻力
Skylab	太空实验室
SLAB	扁平飞艇
slender body theory	柔性体理论
slipstream	滑流
small perturbations	小扰动
snow	雪
solar cells	太阳能电池
Solar Egg drone	太阳蛋无人驾驶飞艇
solar energy	太阳能
solar incidence	太阳入射角
solar power	太阳能
available propulsive power	可用的推进功率
available solar energy	可用的太阳能
collector grid network	集电栅格网络
components	组件
efficiency	效率
electric motors	电动马达
example calculations	算例

projected area	投影面积
storage units	存储单元
weight considerations	重量考虑
solar radiation	太阳辐射
diffuse	散射
direct	直射
reflected	反射
sovereignty enforcement	主权维护
specific fuel consumption (sfc)	燃油消耗率
speed	速度
spherical shape	球形
stability	稳定性
Stability Augmentation System (SAS)	增稳系统
stalling characteristics	失速特性
Standard atmosphere	标准大气
state equation	状态方程
static heaviness	静态重量
static lift	静升力
static lightness	静轻
station-keeping	位置保持
steady flow testing	稳定流动测试
steady-state analytical model	稳定状态分析模型
stern propulsion	艇尾推进
stern thrusters	艇尾推进器
storage tanks	存储箱
streamline flow	流线型流动
strobe lights	闪光灯
structural categories	结构类型
structural configuration	结构外形
structural design	结构设计
structures	结构
sub-assemblies	子装配
Sub-Clutter Visibility (SCV) limit	杂讯可见度
sunshine	日照
super pressure	超压

superheat	超热
surface pressures	表面压力
surface roughness	表面粗糙度
surge mode	浪涌模态
survey role	勘测
suspension system	悬挂系统
synthetic materials	合成材料
system engineering	系统工程
systems	系统
tail drag compared to bare hull drag	尾翼阻力与裸艇体阻力之比
tail group	尾翼组
tail lift coefficient	尾翼升力系数
tail rigging	尾翼缆索
tail structure	尾翼结构
take-off	起飞
take-off power (TOP)	起飞功率
technology interdependence	技术的相互依赖性
tee chest	T 型腔
temperature effects	温度效应
temperature inversions	温度逆转
textile materials	纺织材料
thermodynamic cycles	热动力循环
thickness ratio	厚度比
thrust	推力
thrust vectoring	推力矢量
thruster system	推进器系统
Toroidal Balloon Concept	环状气球概念艇
Toroidal Semi-Buoyant Station	环状半浮力飞艇平台
toroidal-shaped airships	环状飞艇
Torridal 1-rotor airship	单旋翼环状飞艇
transfer function	传递函数
transfer function matrix	传递函数矩阵
transfer lines	运输管道
transmission systems	传输系统
trim conditions	修正条件

trim equilibrium	修正平衡
triple-hull airship	三艇一体飞艇
turbulence	湍流
twin-hull airships	双体飞艇
tyre scrubbing	侧啃胎
ultimate acceleration factors	极限加速度因子
unconventional designs	非传统设计
undercarriage	底盘
unit lift	单位升力
unloading	卸载
unmanned airships	无人驾驶飞艇
unsteady aerodynamics	非稳定空气动力学
unsteady flow testing	非稳定流试验
valves	阀门
vector systems	矢量系统
vectored landing	矢量着陆
vectored take-off	矢量起飞
vectored thrust	矢量推力
vertical landing	垂直着陆
vertical tunnels	垂直管道
virtual mass	虚质量
viscous effects	黏性效应
volume	体积
vortex roll-up	旋涡卷进
vortex wake modeling	旋涡尾流模型
VTOL	垂直起飞和着陆
wake contraction	压缩波
water ballast dump controls	压舱水倾倒控制
water recovery	水回收
weather effects	天气影响
weight	重量
weight and balance handbook	重量和平衡手册
weight estimation	重量估计
weight percentage analysis of sub-assemblies	子装配的重量百分比分析
Weissinger's approximation	魏辛格近似

winches	绞盘
wind dimpling	风窝
wind effects	风效应
wind speed	风速
wind tunnel tests	风洞试验
winged hulls	有翼体
winged hybrid	有翼混合飞艇
wrinkling	起皱
yaw rate response to rudder transfer function	偏航速度响应对方向舵传递函数
yaw subsidence mode	偏航衰减模态
yawing moment	偏航力矩
Zeppelin	齐柏林