



咨 询 通 告

中国民用航空局航空器适航审定司

编 号：AC-21-AA-2009-09R1

下发日期：2009年5月5日

飞艇的型号合格审定

飞艇的型号合格审定

1. 目的

本咨询通告规定了两种确定飞艇型号合格审定可接受准则的方法。申请人可以使用该准则，用于表明对中国民用航空规章 21 部 21.17 条第(二)款的符合性。此外，本咨询通告还提供了与飞艇型号合格审定相关的基本指导材料。

2. 替代关系

本咨询通告为 AC 21-09 “飞艇适航标准”（1997 年 4 月 8 日颁布）的第一次修订版。

3. 参考文件

FAA AC 21.17-1A Type Certification – Airships（飞艇的型号合格审定），生效日期 1992 年 9 月 25 日

FAA P-8110-2 Airship Design Criteria（飞艇设计准则）

4. 相关的适航规章条款

CCAR 21.7 飞行手册

CCAR 21.17 适用规章的确定

CCAR 23 正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航标准

CCAR 33 航空发动机适航规定

CCAR 35 螺旋桨适航标准

CCAR 45 民用航空器国籍登记规定

CCAR 91.11 民用航空器飞行手册、标记和标牌要求

CCAR 91.403 具有中国标准类适航证的有动力的民用航空器：仪表

和设备要求

5. 背景

5.1 飞艇型号合格审定的规章、依据和相关的审定活动

1997年4月8日，民航总局适航司颁发了咨询通告 AC 21-09 “飞艇适航标准”，纳入 FAA P-8110-2 飞艇设计准则（Airship Design Criteria），作为飞艇型号合格审定的适航准则。根据当时有效的中国民用航空规章 21 部，为经过型号合格审定的飞艇颁发型号设计批准书。2004 年和 2005 年，华北地区管理局和华东地区管理局分别颁发了飞艇型号设计批准书，其型号合格审定依据 AC 21-09 开展。

2007 年 4 月 15 日，中国民用航空规章 21 部进行了第三次修订，增加了第 21.17 条第(二)款，规定对特殊类别航空器的合格审定，并且修订第 21.21 条，规定对经型号合格审定的、包括飞艇在内的特殊类别航空器颁发型号合格证。

5.2 FAA P-8110-2 飞艇设计准则（Airship Design Criteria）的编制历史

1979 年 3 月，美国联邦航空局（FAA）收到了一封关于小型软式飞艇的型号合格审定申请，从而开始了制订飞艇型号审定设计准则的行动。然而，这个项目并没有得到足够的重视，因为申请人放弃了原申请，而且也没有迹象表明未来会有新的飞艇型号合格审定申请出现。直到 1983 年 1 月再次出现飞艇型号审定申请时，FAA 才在美国国家航空航天局（NASA）的协助下，再次开始制订飞艇设计准则。NASA 的经验主要来自于美国海军在 1940 年至 1962 年间设计和运行飞艇的经验，而 1962 年海军退役了其最后一艘飞艇。除了参考 NASA 的经验外，FAA 还参考了与软式飞艇有关

的联邦航空规章 FAR 23 部的部分内容和英国航空规章（British Civil Air Requirements）的 Q 节（发布于 1979 年 12 月），以寻找可能构成飞艇设计准则的内容。最终，FAA 制订出了适用于美国传统软式飞艇型号审定的设计准则。此准则主要基于 FAR 23 部、海军的飞艇设计规范、FAA 和 NASA 认为适用于现代飞艇的额外准则。最初的 FAA 飞艇设计准则收录于 FAA P-8110-2 中，标题为《飞艇设计准则》（Airship Design Criteria）。此后，FAA 对《飞艇设计准则》做过一次修订。那次修订在联邦注册报中做了通告，但是没有合并到《飞艇设计准则》中。在将此版本的《飞艇设计准则》运用于实际型号合格审定时，FAA 发现需要对此做更多的澄清或修改。因此，FAA 于 1992 年 7 月 24 日发布了 FAA P-8110-2《飞艇设计准则》的第一次修订版。

6. 说明

根据第 21.17 条第(二)款，特殊类别航空器的审定基础应包括指定的中国民用航空规章条款或者其他类似的、可以被局方接受的适航准则。本咨询通告包含根据第 21.17 条第(二)款可以被局方接受的飞艇型号合格审定的设计准则。

7. 可接受的准则

申请人可以通过以下途径之一来表明其申请符合第 21.17 条第(二)款中对软式、准平衡式、传统式飞艇型号合格审定的要求：

7.1 FAA P-8110-2 飞艇设计准则（Airship Design Criteria）

7.2 其他适航准则

(1) 当“FAA P-8110-2 飞艇设计准则”中的适航准则不足以或者不适用

作为某个具有独特设计方案或者设计特征的飞艇的审定基础时，可以使用其他准则。初次申请使用这样的适航准则作为飞艇的审定基础时，首先需要得到中国民用航空总局航空器适航审定司的批准。关于制定这些准则和获得批准的指导如下：

(i) 这些准则必须能够提供与第 21.17 条第(二)款的规定相同的安全水平。任何有意递交给中国民用航空总局航空器适航审定司的适航准则都应当在完整、简明、明确、细节等方面与“FAA P-8110-2 飞艇设计准则”相当。中国民用航空总局航空器适航审定司明确指出，想要制定一套切实可行的适航准则，必须具有一支有飞艇设计经验、有开展型号合格审定项目经验、并且了解如何制定程序和标准的工程人员队伍。如果中国民用航空总局航空器适航审定司认为有必要，中国民用航空总局航空器适航审定司将可能参与这样的适航准则的制定过程，当然这将视完成适航准则制定项目的可行性和人力资源情况而定。

(ii) 申请人应当将适航准则递交给相关的民航地区管理局适航审定处以待获得批准。民航地区管理局适航审定处在对这些适航准则提出意见后，提交给中国民用航空总局航空器适航审定司批准。收到适航准则和意见后，中国民用航空总局航空器适航审定司将审核其在型号设计中的可行性和完整性。在被中国民用航空总局航空器适航审定司认定接受后，这些准则将作为本咨询通告的新的附录，并按照修订咨询通告的程序以获得批准。一旦获得批准，这些适航准则将可能被用作其他飞艇的审定基础，获得批准的适航准则以及在何处获得这些准则的信息将在本咨询通告中被列出。

(2) 在新项目中对已经批准的适航准则做出的重大改变或补充，其批准

程序应遵循上述(ii)节中的程序，以保证建立一套完整的适航准则。

(3) 以前被批准的适航准则在应用于新项目时，应当以当前的飞艇设计、运行经验和相关的适航规章（例如 CCAR 23、CCAR 25）的水准来评估。

(4) 对以前批准的适航准则可以不进行更改，而采用等效安全结论的方式。在这种情况下，申请人必须要表明具有等效安全并且要得到局方的批准。该等效安全应作为审定基础的一部分并被记录在型号合格证数据单中。

(5) 这些适航准则应当要求提供持续适航文件，以满足第 21.50 条的要求。

8. 其他准则

除了按照“7. 可接受的准则”节确定的准则外，对软式、准平衡式、传统式飞艇进行型号合格审定时还应考虑以下相关规章：

8.1 CCAR 33

发动机应当根据 CCAR 33 的规定接受型号合格审定，或者作为飞艇整体的一部分被审定。当发动机作为飞艇整体的一部分进行审定时，应遵守以下要求：

(1) 当申请人编写适航准则时，应以 CCAR 33 为指导文件。

(2) 申请人应当及时将发动机的审定基础提交局方进行评审。局方对此的批准程序与 7.2 节中描述的飞艇适航准则批准程序相似。

(3) 当发动机作为飞艇整体的一部分进行审定时，不会单独颁发发动机的型号合格证，对该发动机的批准仅限于在此特定飞艇上的安装。

(4) 发动机及其附件系统不得对飞艇的安全运行造成危害。

8.2 CCAR 35

螺旋桨应当根据 CCAR 35 部的规定接受型号合格审定，或者作为飞艇整体的一部分进行审定。当螺旋桨作为飞艇整体的一部分进行审定时，应遵守以下要求：

(1) 当申请人编写适航准则时，应以 CCAR 35 为指导文件。

(2) 申请人应当及时将螺旋桨的审定基础提交局方进行评审。局方对此的批准程序与 7.2 节中描述的飞艇适航准则批准程序相似。

(3) 当螺旋桨作为飞艇整体的一部分进行审查时，不会单独颁发螺旋桨的型号合格证，对该螺旋桨的批准仅限于在此特定飞艇上的安装。

(4) 螺旋桨不得对飞艇的安全运行造成危害。

8.3 升力气体

氢气不得作为飞艇的升力气体。

8.4 CCAR 21

第 21.7 条中关于飞行手册的要求也适用于飞艇。此外，还必须遵守第 91.11 条中关于民用航空器运行限制和标记、标牌的规章。

8.5 CCAR 45

中国注册的飞艇应符合 CCAR 45 关于国籍登记标志的要求。

8.6 CCAR 91

中国注册的飞艇，其仪表和设备要求应符合第 91.403 条的要求。并且，无论第 91.403 条如何规定，每一座位都必须提供经批准的安全带。

9. 其他信息

9.1 审定基础

局方将用信函的形式将确定的适航准则通知申请人，该适航准则应根据第 7 节中描述的原则，是符合第 21.17 条第(二)款要求的、能够被局方接受的适航准则。通知申请人的适航准则应当包括标题、条款编号、版次和批准日期。

9.2 型号合格证数据单

第 21.17 条第(二)款应被引用在飞艇的审定基础中。作为审定基础，型号合格证数据单应列出第 21.17 条第(二)款和上述 9.1 节中制订的适航准则。这些适航准则应当包括标题、条款编号、版次和批准日期。

附录 FAA P-8110-2 飞艇设计准则

目录

I 分部—总则	23
1.1 适用范围	23
1.2 定义	23
1.3 缩略语和符号	24
II 分部—飞行	24
总则	24
2.1 证明符合性的若干规定	24
2.2 载重分布限制	25
2.3 重量限制	25
2.4 空重和相应的重心	26
2.5 螺旋桨转速和桨距限制	26
性能	27
2.6 总则	27
2.7 起飞	27
2.8 爬升：全发工作	28
2.9 爬升：单发停车	28
2.10 着陆	29
2.11 发动机失效	29
2.12 中断着陆	29
飞行特性	29

2.13 总则	29
操纵性和机动性	30
2.14 总则	30
2.15 纵向操纵	32
2.16 着陆操纵	32
配平	32
2.17 配平	32
稳定性	32
2.18 稳定性	32
其他飞行要求	33
2.19 振动和抖振	33
2.20 气囊压力与变形	33
2.21 地面操作特性	33
III 分部—结构	33
总则	33
3.1 载荷	33
3.2 安全系数	34
3.3 强度和变形	34
3.4 结构符合性的证明	34
3.5 设计重量	34
3.6 设计空速	35
飞行载荷	36

3.7	总则	36
3.8	设计机动载荷	36
3.9	突风载荷	38
3.10	发动机扭矩	39
3.11	发动机架的侧向载荷	40
3.12	发动机失效引起的载荷	40
3.13	陀螺载荷	41
	操纵面和操纵系统载荷	41
3.14	操纵面载荷	41
3.15	操纵系统载荷	41
3.16	驾驶员作用力	42
3.17	双操纵系统	43
3.18	次操纵系统	43
3.19	配平调整片	43
3.20	操纵面补充情况	44
3.21	顺风载荷	44
	地面载荷	45
3.22	总则	45
3.23	地面载荷假设	45
3.24	着陆情况	45
3.25	系留和地面操纵情况	46
	应急着陆情况	48

3.26	总则	48
IV	分部—设计与构造	48
4.1	总则	48
4.2	材料和工艺质量	49
4.3	制造方法	49
4.4	紧固件	49
4.5	结构保护	49
4.6	可达性	50
4.7	材料的强度性能和设计值	50
4.8	设计性能	50
4.9	特殊系数	51
4.10	铸件系数	51
4.11	支承系数	53
4.12	接头系数	53
	操纵系统	54
4.13	总则	54
4.14	主飞行操纵器件	54
4.15	止动器	55
4.16	配平系统	55
4.17	操纵系统锁	56
4.18	限制载荷静力试验	56
4.19	操作试验	56

4.20	操纵系统的细节设计.....	57
4.21	弹簧装置.....	57
4.22	钢索系统.....	58
4.23	关节接头.....	58
	起落架.....	59
4.24	减震试验.....	59
4.25	收放机构.....	59
4.26	机轮.....	60
4.27	轮胎.....	61
	载人与装货设施.....	61
4.28	驾驶舱.....	61
4.29	驾驶舱视界.....	62
4.30	风挡和窗户.....	62
4.31	驾驶舱操纵器件.....	62
4.32	驾驶舱操纵器件的动作和效果:	63
4.33	舱门.....	63
4.34	座椅、卧铺和安全带.....	64
4.35	货舱.....	65
4.36	应急出口.....	66
4.37	[备用].....	66
4.38	通风.....	66
	防火/闪电评定.....	67

4.39	座舱内部设施	67
4.40	可燃液体的防火	68
4.41	飞行操纵器件和其它飞艇结构的防火	68
4.42	电气搭铁及闪电防护	68
气囊		69
4.43	气囊设计	69
4.44	压力系统	70
4.45	地面牵引	71
4.46	颤振	72
4.47	[备用]	72
其它		72
4.48	升力气体	72
4.49	配重系统	72
4.50	定水平的设施	73
V	分部—动力装置	73
总则		73
5.1	安装	73
5.2	发动机	73
5.3	螺旋桨	75
5.4	发动机安装的防冰	77
5.5	涡轮增压器	77
5.6	涡轮螺旋桨阻力限制系统	78

5.7 动力装置的工作特性	78
燃油系统	78
5.8 总则	78
5.9 燃油系统的独立性	79
5.10 燃油系统闪电防护	79
5.11 燃油流量	80
5.12 连通油箱之间的燃油流动	81
5.13 不可用燃油量	82
5.14 燃油系统在热气候条件下的工作	82
5.15 燃油箱：总则	82
5.16 燃油箱试验	82
5.17 燃油箱安装	84
5.18 燃油箱膨胀空间	85
5.19 燃油箱沉淀槽	85
5.20 燃油箱加油口接头	86
5.21 燃油箱通气和汽化器蒸气排放	86
5.22 燃油箱出油口	87
5.23 压力加油系统	87
燃油系统部件	88
5.24 燃油泵	88
5.25 燃油系统导管和接头	90
5.26 燃油系统部件	90

5.27	燃油阀和燃油控制器	90
5.28	燃油滤网或燃油滤	91
5.29	燃油系统放液嘴	92
5.30	应急放油系统	92
滑油系统		93
5.31	总则	93
5.32	滑油箱	93
5.33	滑油箱试验	94
5.34	滑油导管和接头	95
5.35	滑油滤网或滑油滤	95
5.36	滑油系统放油嘴	96
5.37	滑油散热器	96
5.38	螺旋桨顺桨系统	96
5.39	总则	97
5.40	冷却试验	97
5.41	冷却试验程序	98
液体冷却		100
5.42	安装	100
5.43	冷却液箱试验	101
进气系统		102
5.44	进气	102
5.45	进气系统的防冰	102

5.46	汽化器空气预热器的设计	104
5.47	进气系统管道	104
5.48	进气系统的空气滤	104
5.49	涡轮发动机的引气系统	105
排气系统		105
5.50	总则	105
5.51	排气管	106
5.52	排气热交换器	106
动力装置操纵器件和附件		107
5.53	动力装置的操纵器件：总则	107
5.54	发动机操纵器件	108
5.55	点火开关	108
5.56	混合比操纵器件	108
5.57	螺旋桨转速和桨距的操纵器件	109
5.58	螺旋桨顺桨操纵器件	109
5.59	汽化器空气温度控制器	109
5.60	动力装置附件	109
5.61	发动机点火系统	110
5.62	推力转向操纵器件	110
5.63	辅助动力装置操纵器件	111
动力装置的防火		111
5.64	发动机防火墙周围的短舱区	111

5.65	导管、接头和部件.....	111
5.66	通风.....	112
5.67	切断措施.....	112
5.68	防火墙.....	113
5.69	发动机附件舱隔板.....	114
5.70	发动机罩.....	114
5.71	[备用].....	114
5.72	火警探测系统.....	114
5.73	转向推力.....	115
VI	分部一设备.....	115
	总则.....	115
6.1	功能和安装.....	115
6.2	飞行和导航仪表.....	115
6.3	动力装置仪表.....	116
6.4	其它设备仪表.....	118
6.5	其它设备.....	119
6.6	设备、系统及安装.....	119
	仪表：安装.....	119
6.7	布局 and 可见度.....	119
6.8	警告灯、戒备灯和提示灯.....	120
6.9	空速指示系统.....	121
6.10	静压系统.....	121

6.11	磁航向指示器	122
6.12	自动驾驶仪系统	123
6.13	电子飞行仪表系统(EFIS)	124
6.14	使用能源的仪表	124
6.15	飞行指引系统	125
6.16	动力装置仪表	125
	电气系统和设备	126
6.17	总则	126
6.18	蓄电池的设计和安装	128
6.19	电路保护装置	129
6.20	总开关装置	130
6.21	电缆和设备	131
6.22	开关	131
	灯	131
6.23	仪表灯	131
6.24	着陆灯	132
6.25	航行灯系统的安装	132
6.26	航行灯系统二面角	132
6.27	航行灯灯光分布和光强	133
6.28	头部、前和后航行灯水平平面内的最小光强	134
6.29	头部、前和后航行灯任一垂直平面内的最小光强	135
6.30	前、后航行灯的最大掺入光强	135

6.31	航行灯颜色规格.....	136
6.32	防撞灯系统.....	137
安全设备.....		138
6.33	总则.....	138
6.34	安全带.....	139
6.35	静电放电设备.....	139
6.36	水上迫降设备.....	139
6.37	防冰设备.....	139
其它设备.....		140
6.38	液压系统.....	140
6.39	多发飞艇的附件.....	141
6.40	增压系统和气动系统.....	141
6.41	含高能转子的设备.....	141
VII	分部—使用限制和资料.....	142
7.1	总则.....	142
使用限制.....		142
7.2	空速限制.....	142
7.3	重量和重心.....	142
7.4	动力装置限制.....	142
7.5	辅助动力装置限制.....	143
7.6	最小飞行机组.....	144
7.7	最大客座量布置.....	144

7.8	运行类型	144
7.9	最大上升和下降速率	144
7.10	发动机转向推力	144
7.11	主气囊和副气囊压力	144
7.12	持续适航文件	145
	标记和标牌	145
7.13	总则	145
7.14	仪表标记：总则	145
7.15	空速指示器	146
7.16	磁航向指示器	146
7.17	动力装置和辅助动力装置仪表	146
7.18	滑油油量指示器	147
7.19	燃油油量表	147
7.20	操纵器件标记	147
7.21	其它标记和标牌	148
7.22	使用限制标牌	149
7.23	安全设备	149
7.24	空速标牌	149
	飞艇飞行手册	149
7.25	总则	149
7.26	使用限制	150
7.27	使用程序	152

7.28	性能资料	153
7.29	载重资料	155
附录 A	撕裂强度	155
1	适用范围	155
2	试件	155
3	仪器设备	156
4	程序	156
5	结果	156
附录 B	更改说明	157

飞艇设计准则

I 分部一总则

1.1 适用范围

本准则规定了可接受的适航要求，适用于软式、准平衡、常规的飞艇。按联邦航空规章(FAR)21部 21-17(b)颁发型号合格证和更改这些型号合格证。这些准则适用于以正常类进行型号合格审定的飞艇，该类飞艇除驾驶员座位外有乘客座椅9座或9座以下。为了覆盖本文件中未提及的如AC21-17-1中所讨论的飞艇设计特征和运行特性，可能要求附加条件。

1.2 定义

应用下列定义：

(a)飞艇是一种由发动机驱动的、轻于空气的、可以操纵的航空器。

(b)软式飞艇是一种整体结构和形状由容于气囊内的气体压力保持的飞艇。

(c)准平衡飞艇是一种在正常飞行运行时能达到零静重力的飞艇。

(d)吊舱是联接于或悬挂于气囊下的结构件，用以载运机组人员、乘客、货物、设备或推进系统。

(e)压力高度为副气囊完全放气、升力气体充满气囊时的高度。

(f)在标准海平面，大气温度为15C、压力为29.92英尺汞柱的状态下，纯净气体重量为：

(1)干燥空气=0.07647 磅/英尺³

(2)干燥氮气=0.01054 磅/英尺³

(g)单位升——采用该值应以设计分析鉴别。在缺乏合理的分析时，对

于氮气，采用 0.635 磅/英尺³(96%纯度)。

(h)副气囊——为一柔软的和可压缩的、容纳在气囊内的空气室，其目的在于补偿气体容积的变化，保持气囊内部压力，并帮助配平飞艇。

(i)虚拟惯性——在流体中运动时由于该物体造成的流体运动而产生的附加惯性。

1.3 缩略语和符号

除非另外指明，下列均为当量空速 (EAS)

- (a) V_B 最大阵风强度的设计速度。
- (b) V_D ——设计俯冲速度。
- (c) V_H ——在海平面的最大水平飞行速度。
- (d) V_{MO} ——最大使用限制速度 (指示空速—IAS)
- (e) V_L ——起落架收放速度。

II 分部—飞行

总则

2.1 证明符合性的若干规定

(a)在与申请进行合格审定的各种载荷情况相应的重量和重心范围内，飞艇必须满足本分部规定的每一项要求。这一点，必须用申请合格审定的该型号飞艇进行试验，或根据试验结果进行与试验同样准确的计算，予以表明。

(b)在飞行试验中，对规定值的一般的允差如下表，但在一些特定试验中可容许更大的允差：

项 目	允 差
重 量	+5% - 10%
受重量影响的临界项目	+5% - 1%
重 心	整个范围的 $\pm 7\%$

2.2 载重分布限制

必须制定飞艇可以安全运行的重量和重心范围。

2.3 重量限制

(a) 最大重量

最大重量是指飞艇在符合本准则每项适用要求时的最重的重量。所制定的最大重量必须符合下列条件——

(1) 飞艇最大重量不超过下列值：

(i) 申请人选定的最重的重量；

(ii) 最大设计重量，即表明符合本部每项适用的结构载荷情况的最重的重量；

(iii) 表明符合每项适用的飞行要求的最重的重量。

(2) 假定每个座椅上的乘员重量为 170 磅。则飞艇最大重量应不小于下列情况之一时的重量：

(i) 每个座椅均坐人，滑油箱装满，燃油至少足以供给发动机在额定最大连续功率下工作半小时；

(ii) 所要求的最小机组，燃油箱及滑油箱装满。

(3) 不低于吊舱装载至最大设计重量后飞艇所能达到的重量。

(b) 最小重量

必须制定最小重量，使之不大于下列重量之和：

- (1)按 2.4 确定的空重；
- (2)所要求的最小机组重量（每个机组成员按 170 磅计算）；和
- (3)飞艇以最大连续功率飞行半小时所需的燃油重量。

2.4 空重和相应的重心

(a)空重及相应的重心必须按所有各项重量确定，包括—

- (1)瘪气囊重量；
- (2)固定压舱物；
- (3)按 5.13 条确定的不可用燃油；及
- (4)全满工作液，包括：
 - (i)滑油；和
 - (ii)液压油。

(b)确定空重时的飞艇状态必须是明确定义的并易于再现。

2.5 螺旋桨转速和桨距限制

(a)总则必须对螺旋桨转速和桨距值加以限制，以确保在正常工作状态下安全运行。

(b)飞行中不能操纵的螺旋桨对于在飞行中桨距不能操纵的螺旋桨，在起飞和以最佳爬升速度进行初始爬升期间，发动机处于最大油门或最大允许的起飞进气压力状态，螺旋桨必须限制发动机转速，使之不超过最大允许起飞转速；

(c)没有恒速控制装置的可控桨距螺旋桨每具螺旋桨能空中变距，但无恒速控制时，必须采用桨距范围限制装置，使得可能的最低桨距满足本条(b)

的要求。

(d)带有恒速控制装置的可控桨距螺旋桨此类螺旋桨必须符合下列规定:

(1)具有一种装置,在调速器工作时将发动机最大转速限制到最大允许起飞转速

(2)具有一种装置,在调速器不工作时,当桨叶处于可能的最小桨距位置、发动机为起飞进气压力、飞艇静止且无风时,能将发动机最大转速限制到最大允许起飞转速的 103%。

性能

2.6 总则

(a)除非另有规定,本分部的各项性能要求必须按静止空气和标准大气条件予以满足,或标准大气条件不适用时,则按制造厂商提出的大气条件。

(b)在具体环境大气条件下,各项性能必须与可用的推力转向相对应。

2.7 起飞

对于每型飞艇,起飞和爬升至 50 英尺障碍高度的需用距离必须按下列条件确定:

(a)飞艇处于最大静重;

(b)发动机在经批准的使用限制内工作;

(c)发动机罩通风片或其他发动机冷却供气控制装置均处于正常起飞位置;

(d)各台发动机和/或螺旋桨、以及所配备的推力转向装置,需要验证的每一个起飞位置;

(e) 飞艇爬升高度达到距起飞表面 50 英尺以上时，其爬升速度必须达到推荐值；和

(f) 为确定本条所需数据而作的起飞，不得要求特殊的驾驶技巧或特别有利的条件。

2.8 爬升：全发工作

(a) 飞艇在海平面必须至少具有 300 英尺/分的定常爬升率、1: 12 的定常爬升角，飞艇状态如下：

(1) 每台发动机不超过其最大连续功率；

(2) 辅助推力装置和升力控制装置均处于正常爬升位置；

(3) 起落架在收上位置；

(4) 发动机罩通风片或其他控制供给发动机冷却气流的装置处于 5.39 至 5.41 条要求的冷却试验所用的位置上。

(b) 对于使用最大连续向前推力的各种平衡情况，必须制订其各种飞行状态下的最大爬升率和最大下滑率，并演示验证在以这些最大速率作爬升或下滑时，飞艇气囊的压力保持在其经批准的最大最小范围内。

2.9 爬升：单发停车

在下述条件下，多发飞艇的海平面定常爬升率必须至少为每分钟 100 英尺——

(a) 单发停车，其螺旋桨处于最小阻力位置；

(b) 其余发动机不超过最大连续功率，且所有辅助推力和升力的操纵器均调定于最佳位置；

(c) 起落架在收上位置；

(d)发动机罩通风片或其他控制发动机冷却或供气的装置，均处于发动机做冷却试验时所采用的位置。

2.10 着陆

必须按飞艇的最不利着陆形态，确定从高于着陆表面 15 米(50 英尺)的一点到飞艇着陆并完全停止所需的水平距离。

2.11 发动机失效

在任何飞行情况下，飞艇发生一发或多发失效以后，必须能够只使用指定压舱物而快速自行恢复平衡状态。

2.12 中断着陆

(a)飞艇必须演示验证其以最大着陆重量下滑进场、着陆继而转入中断着陆爬升的能力，其间并不需特殊驾驶技术，飞艇也不得有过度下沉。飞艇此时的形态包括——

(1)副气囊按下滑与着陆配平；

(2)起落架在放下位置；以及

(3)辅助推力和升力操纵器件起始处于正常着陆位置。

(b)辅助推力和升力操纵器件可以被用于表明飞艇对本条的符合性，只要不导致不可接受的飞行品质或给驾驶员造成过度负荷。

飞行特性

2.13 总则

飞艇在正常预期使用高度上必须满足；2.14 至 2.21 条的各项要求，而不需特殊的驾驶技巧、机敏和过分的体力。

操纵性和机动性

2.14 总则

(a)在下述过程中，飞艇必须可以安全地操纵和机动：

(1)起飞；

(2)爬升；

(3)平飞；

(4)下滑；

(5)着陆；以及

(6)在单发停车、其余发动机在其任意许可位置上变换推力转向时的平飞。

(b)必须表明飞艇在无发动机动力（自由气球飞行模式）情况下是垂直可操纵的，可以完成安全下降和着陆。

(c)在任何可能的使用情况下，包括任一发动机或所有发动机的突然发生故障，必须能从一种飞行状态平稳地过渡到任何另一种飞行状态，而不必有特殊的驾驶技巧、机敏或体力，也没有超过限制载荷系数的危险。

(d)如果本节(c)条所要求的试验中存在着使驾驶员的负荷强度达到边界情况时，则驱动力不得超过下表所列的限制值：

规定操纵器件上的作用力，磅	转轴	
	俯仰	偏航
(a)短暂作用：		
驾驶杆	60	30
驾驶盘（作用于轮缘）	75	60

规定操纵器件上的作用力，磅	转轴	
	俯仰	偏航
绞盘	60	
方向舵脚踏		150
(b)持续作用		
驾驶杆或驾驶盘(作用于轮缘)	10	5
绞盘	10	
脚踏		20

(e)必须有可能在主操纵系统或辅助操纵系统的任何单项失效之后，在适合于作可控着陆的高度上建立起零下降率。操纵系统包括机械和电气装置，例如：

- (1)气动操纵面
- (2)转向推力系统
- (3)压舱配重
- (4)氮气/空气阀门
- (5)电气或液压作动筒
- (6)有关线路或液压管路
- (7)电源
- (8)操纵系统助力器

(f)当有下列情况时应考虑多重失效：

- (1)可能自共同来源引发各种失效；
- (2)在正常使用中，第一个故障无症状且不会被检测出来，包括定期

检查(其时间间隔是与所涉及的危险程度相协调的)。

(3)第一个故障无可避免地会导致其他故障。

2.15 纵向操纵

在全部发动机以最大连续功率工作、升力操纵设定恰当，且飞艇配平情况下，必须能产生：

(a)从 30° 上仰角稳定爬升作低头改出；和

(b)从 30° 下俯角稳定下降作上仰改出。

2.16 着陆操纵

在正常进场和着陆情况下飞艇必须有足够的俯仰操纵范围，使驾驶员能够达到其预期姿态。有关的操纵技术和限制值必须在飞艇飞行手册中标出。

配平

2.17 配平

应演示验证，当飞艇作静配平且平衡以后，在其升降操纵器件近似于中立位置时，能够在静止空气里以所有不同速度作水平飞行。

稳定性

2.18 稳定性

在飞艇协调使用辅助推力操纵和升力操纵和按相应飞行速度配平以后，它在上升、下降和平飞中作稳定非加速飞行时，必须具有足够的俯仰和航向稳定性，以保证驾驶员不过度疲劳并且不分散正常工作的注意力。

其他飞行要求

2.19 振动和抖振

在直至 V_D 的任何相应的速度和动力状态，飞艇的每一部件必须不发生过度的振动。另外，在任可正常飞行状态，不得存在强烈程度足以干扰飞艇良好操纵、引起飞行机组过度疲劳、或引起结构损伤的抖振状态。

2.20 气囊压力与变形

必须在飞艇正常飞行所用的整个速度、功率和主气囊的压力范围内，表明主气囊的变形不会妨碍其航迹控制。此外，还应满足下述要求：

(a) 必须提供措施，使驾驶员能在主气囊的设计压力范围内确定并控制其压力。

(b) 必须提供操作程序，并载人飞艇飞行手册。

(c) 在使用满足(a)条所需要的程序和操纵件时，如有不当，也不得危及主气囊的整体性。

2.21 地面操作特性

(a) 必须按规定的最少地面机组人员、所有可能的飞艇重量和浮升力情况，和所有可能的风向风力情况，制订出满意的地面操作程序。

(b) 必须制定使用固定系留杆和可动系留杆的系留程序。

III 分部一结构

总则

3.1 载荷

(a) 强度的要求用限制载荷（服役中预期的最大载荷）和极限载荷（限制载荷乘以规定的安全系数）来规定。除非另有说明，所规定的载荷均为

限制载荷。

(b)除非另有说明，空气和地面载荷必须与计及飞艇中每一质量项目的惯性力相平衡，且适用时，考虑飞艇虚拟惯性的影响。

(c)必须以从设计最小重量到设计最大重量的任一重盆和试图获取合格审定范围内的最不利重心位置的组合来表明结构要求的符合性。

(d)如果载荷作用下的变位会显著改变外部载重或内部载重的分布，则必须考虑载重分布变化的影响。

3.2 安全系数

除非另有规定，必须采用安全系数 1.5。

3.3 强度和变形

(a)结构必须能够承受限制载荷而无有害的永久变形。在直到限制载荷的任何载荷作用下，变形不得妨害安全运行。

(b)结构必须能够承受极限载荷至少三秒钟而不破坏，但是当用模拟真实载荷情况的动力试验来表明强度的符合性时，则此三秒钟的限制不适用。

3.4 结构符合性的证明

(a)必须表明每一临界受载情况下均符合本分部的强度和变形要求。只有在经验表明某种结构分析方法对某种结构是可靠的情况下，对于同类的结构，才可用结构分析来表明结构的符合性。对其他情况，必须进行验证载荷试验。如果已模拟了设计载荷情况，包括结构飞行试验的动力试验是可接受的。

3.5 设计重量

飞艇的重量等于其最大设计静浮力加上可由动态升力(以可接受的方式

分布在气囊和平尾上)或转向推力承载的任何附加重量之和。

(a)最大设计重量

表明符合每一适用结构和飞行要求的最大重量规定如下:

(1)最大设计平衡重量 = W_0 (磅)

(2)最大静态重量 = W_{sh} (磅) 飞艇重量超过排开的空气重量的量。

(3)最大着陆重量 = W_l (磅)

(4)最大起飞重量 = W_t (磅) = $W_0 + W_{sh}$

(5)最大吊舱重量

(b)最小设计重量

表明每一适用要求符合性的最小重量规定如下:

(1)最小设计重量 = W_m (磅)

(2)最大静态减轻量 = W_{sl} (磅) 飞艇重量小于排开的空气重量的量。

3.6 设计空速

除非在特定要求中另行说明, 所选的设计空速是当量空速(EAS)

(a)设计最大平飞速度 V_H 。

V_H 是飞艇所有发动机以最大连续功率运行和飞艇承载至平衡浮力或产生最小阻力时, 在水平飞行中能达到的最大速度。

(b)对应最大突风强度的设计空速 V_B 。

V_B 应不小于 35 节或 $0.65V_H$, 二者中取小者。

(c)设计俯冲速度 V_D 。 V_D 不得小于下述要求中之大者:

(1) V_H ; 或

(2)所有发动机以最大连续功率运行及飞艇处于最小阻力构形下, 俯冲

中能达到的最大速度。

飞行载荷

3.7 总则

必须按下列各条表明符合本分部的飞行载荷要求，

(a)在飞艇可预期使用的高度范围内的每一临界高度；

(b)从设计最小重量到设计最大重量的每一重量；和

(c)对于每一要求的高度和重量，按在 7.26 到 7.29 条规定的使用限制内可调配载重的任何实际分布。

3.8 设计机动载荷

(a)认为飞艇，包括操纵面承受由表 1 所列机动情况产生的载荷。必须计入校验机动和非校验机动中稳态和瞬态的影响。

(b)考虑机动情况时，必须包括对方向舵和升降舵操纵单独和组合效应二者的研究。

表 1 设计机动情况

	情况	速度	重量	姿态	推力方向	操纵面位置	
						方向舵	升降舵
1	水平飞行	V_H	W_t	注 2	向前	中立	注 2
2	水平飞行反推力	$0.71V_H$	W_1	注 2	反向	中立	注 2
3	低头	V_H	W_0	$+30^\circ$	向前	中立	注 2
4	抬头	V_H	W_0	-30°	-	中立	注 2
5	下降和拉起	V_H	W_t	注 2	向前	中立	注 2
6	进入转弯	V_H	W_0	水平	向前	全偏	中立

	情况	速度	重量	姿态	推力方向	操纵面位置	
						方向舵	升降舵
7	转弯和反向转弯	V_H	W_0	水平	向前	注 3	中立
8	进入俯冲	V_H	W_0	水平	向前	中立	向下全偏
9	进入爬升	V_H	W_0	水平	向前	中立	向上全偏
10	转弯和爬升	V_H	W_0	水平	向前	全偏	向上全偏
11	转弯和俯冲	V_H	W_0	水平	向前	全偏	向下全偏
12	转弯	注 1	W_0	水平	向前	全偏	中立
13	转弯改出	注 1	W_0	水平	向前	注 3	中立
14	转弯改出和爬升	注 1	W_0	水平	向前	注 3	向上全偏
15	转弯改出和俯冲	注 1	W_0	水平	向前	注 3	向下全偏
16	浮空飞行	V_H	注 2	注 2	向前	中立	注 2

注 1——速度值必须对稳态情况确定。

注 2——必须产生最大载荷情况。

注 3——必须施加方向舵满操纵，在转弯 75° 以后，随之作方向舵反向满操纵。

3.9 突风载荷

(a)假设飞艇在平飞时承受遇到下列大气突风所产生的载荷:

(1)当以 V_H 速度飞行时, 每秒 25 英尺的离散突风。

(2)当以 V_B 速度飞行时, 每秒 35 英尺的离散突风。

(3)突风形状和强度定义如下:

$$U = \frac{U_m}{2} \left(1 - \cos \frac{\pi X}{H} \right)$$

其中——

U_m = 上述规定的突风速度(英尺/秒);

X = 进入突风区距离, $0 \leq X \leq 2H$ (英尺);

H = 突风梯度长度, $L/4 \leq H \leq 800$ (英尺); 和

L = 飞艇长度(英尺)

(4)必须计入稳态载荷和飞艇对设计突风的动态响应。

(b)突风作用在包括平行于飞艇轴线的任何方向上, 且飞艇操纵面处于中立位置和为平衡突风所需最大有效角的两种情况。

(c)在缺乏更合理分析的情况下, 作用在飞艇外廓上的最大气动力弯矩必须按下式计算:

$$M = 0.029 \left\{ 1 + [L/d - 4.0] [0.5624L^{0.02} - 0.5] \right\} \rho \mu \omega V^4 \sqrt{L}$$

其中

L = 飞艇长度(英尺);

d = 最大主气囊直径(英尺);

ρ = 空气密度(斯拉格/立方英尺);

μ = (a)款的突风速度(英尺/秒);

v =(a)款的飞艇当量速度(英尺/秒);

V =主气囊总体积(立方英尺)

本方程适用于 L/D 在 4.0 和 6.0 之间。如 L/D 小于 4.0, 用 4.0,

(d)假设尾翼承受按下列情况作用的, 由(a)款规定的离散突风:

(1)飞艇作直线水平飞行。

(2)突风以 900 角作用到每一组尾面上。

(3)必须考虑操纵面处于中立位置和为平衡突风所需的最大有效角这二种情况。

(4)假设有效攻角为:

$$\alpha=1.25\tan^{-1}\frac{U_m}{1.689V}$$

(5)操纵面载荷加上由尾翼诱导的主气囊尾部空气动力之和必须与飞艇最大重量下, 以合理的或保守的方式作用的反向惯性载荷相平衡。

3.10 发动机扭矩

(a)发动机架及其支承结构, 必须按下列组合效应进行设计:

(1)相应于起飞功率及螺旋桨转速的发动机限制扭矩, 和 3.8 条中设计机动情况的限制载荷的 75 写同时作用;

(2)相应于最大连续功率及螺旋桨转速的发动机限制扭矩, 和 3.8 条中设计机动情况的限制载荷同时作用; 和

(3)对于涡轮螺旋桨装置, 除了本条(a)(1)和(2)的规定情况外, 相应于起飞功率及螺旋桨转速的发动机限制扭矩乘以下述系数后和 1g 平飞载荷同时作用。该系数是用于考虑螺旋桨操纵系统故障(包括快速顺桨), 在缺少详细的分析时, 必须取为 1.6。

(b)对于涡轮发动机装置，发动机架及其支承结构必须设计成能承受下列每一种载荷：

(1)由于故障或结构损坏（例如压气机卡住）造成发动机突然停车所产生的发动机限制扭矩载荷；

(2)发动机最大加速所产生的发动机限制扭矩载荷。

(c)本条(a)考虑的发动机限制扭矩，必须由平均扭矩乘以下列系数得出：

(1)对于涡轮螺旋桨装置，为 1.25；除非瞬时功率会产生较高的限制扭矩。

(2)对于有 5 个或 5 个以上汽缸的活塞发动机，为 1.33。

(3)对于有 4、3、2 个汽缸的发动机，分别为 2、3、4，

(d)当由于飞艇偏航和俯仰时，或发动机转向时引起通过螺旋桨的气流不对称，必须考虑附加力。

3.11 发动机架的侧向载荷

(a)发动机架及其支承结构必须按横向限制载荷系数（作为作用在发动机架上的侧向载荷）进行设计，但不小于下列数值：

(1)1.33；或

(2)3.8 所述的设计机动情况的限制载荷系数的三分之一

(b)可假定本条(a)规定的侧向载荷与其它飞行情况无关。

3.12 发动机失效引起的载荷

对涡轮螺旋桨动力装置飞艇，发动机架及其支承结构必须按任一发动机失效与螺旋桨阻力限制系统的单个故障相组合产生的载荷来设计。采用下列情况：

(a)由于燃油流动中断而引起功率丧失所产生的载荷作为限制载荷;

(b)由于发动机压气机与涡轮脱开或由于涡轮叶片丢失所产生的载荷作为极限载荷;

3.13 陀螺载荷

对涡轮动力装置飞艇,发动机架和其支承结构必须按机动载荷与发动机在最大连续转速下,推力转向引起的最大角变化率的组合所产生的陀螺载荷来设计。

操纵面和操纵系统载荷

3.14 操纵面载荷

(a)操纵面必须按 3.8 和 3.9 条规定的各种情况产生的操纵面载荷进行设计。

(b)对飞行载荷情况,作用在可动面上的空气载荷和相应的偏转量不必超过在飞行中施加 3.16 条(b)规定的范围内的任何驾驶员作用力可能导致的值。但是,这些驾驶员力不得小于符合 2.14 条(c)规定的实际最大驾驶员力。在应用此准则时,必须考虑操纵系统助力器,伺服机构和调整片的影响。如果自动驾驶仪力单独能产生比驾驶员人力高的操纵面载荷。则必须用自动驾驶仪力来设计。

3.15 操纵系统载荷

(a)每一飞行操纵系统和其支承结构,必须按相应于 3.8 条和 3.9 条中规定情况计算的可动操纵面铰链力矩的 125%的载荷进行设计。但这些载荷不必超过驾驶员或自动驾驶仪所能产生的载荷中之大者。

(b)操纵系统必须按驾驶员或自动驾驶仪的最大作用力进行设计(取其

中大者)。此外,如果驾驶员和自动驾驶仪操纵反向,则在他们之间的操纵系统可以按施加较小载荷的上述二者之一的最大作用力进行设计。用于设计的驾驶员力不必超过 3.16 条(b)规定的最大驾驶员作用力。

(c)在任何情况下,设计必须为服役使用提供坚实可靠的系统。按 3.16 条(b)规定的最小作用力作用下产生的载荷来设计可以表明对本条的符合性。

3.16 驾驶员作用力

(a)假定用于设计的驾驶员作用力,如同在飞行中那样,作用在相应的操纵器件握点或脚蹬上(以模拟飞行情况的方式),并且在操纵系统与操纵面操纵支臂的连接处受到反作用。

(b)表 2 给出了驾驶员作用力和扭矩

表 2 驾驶员作用力

操纵器件	最大作用力或扭矩	最小作用力或扭矩
升降舵:		
(i)驾驶盘(1)	167 磅	100 磅
(ii)装在杆上的轮(对称)	200 磅	100 磅
(非对称)(2)	-	100 磅
(iii)杆	167 磅	100 磅
方向舵:		
(i)方向舵脚蹬	200 磅	130 磅
(ii)装在杆上的轮(3)	50D 英寸磅(4)	40D 磅·英寸(4)
(iii)杆	67 磅	40 磅

注：

(1)当驾驶盘安装在驾驶员侧边，则前后驾驶员力作用在轮缘最高点。

(2)非对称力必须作用在驾驶盘的一个正常握点上。

(3)当方向舵操作器件是安装在驾驶员前方的杆上的轮时，所施加载荷必须与轮缘相切。

(4) D =驾驶盘直径(英寸)。

3.17 双操纵系统

(a)双操纵系统必须按两个驾驶员反向操纵情况进行设计，此时所采用的每个驾驶员作用力不小于下述载荷：

(1)按 3.14 条所得载荷的 75%；或

(2)按 3.16 条(b)中规定的最小作用力。

(b)双操纵系统必须按两个驾驶员同向施加的作用力进行设计，此时所采用的每个驾驶员作用力不小于按 3.14 条所得载荷的 75%。

3.18 次操纵系统

次操纵器件，例如阀和阻尼操纵器件，必须按一个驾驶员很可能施于这些操纵器件的最大作用力进行设计。

3.19 配平调整片

(a)配平调整片对操纵面设计情况的影响，只有在操纵面载荷受到驾驶员最大作用力的限制时才必须计入。在这些情况下，认为配平调整片朝帮助驾驶员的方向偏转。

(b)操纵面调整片必须按很可能发生的空速和调整片偏转的严重组合情况进行设计。

3.20 操纵面补充情况

对带有与水平和垂直轴有明显夹角或有内表面支承的操纵面的飞艇，其操纵面和支承结构必须按对单独系统规定的操纵面载荷的组合进行设计。

3.21 顺风载荷

(a)操纵面铰链和操纵系统必须按下述的顺风载荷下的操纵面载荷进行设计：

(1)在缺乏更合理分析时，可动操纵面上的载荷分布必须从铰链处的零到后缘处的最大值呈线性分布进行计算。

(2)从操纵面支臂到载荷反作用位置（止动块、突风锁、驾驶员操纵器件）的操纵系统，必须按相应于本条(3)款的铰链力矩 H 进行设计。

(3)由下列公式计算的操纵面铰链力矩，不必超过相应于 3.16 条(b)的最大驾驶员作用力的载荷。

$$H=KCSq$$

式中： H 为限制铰链力矩。磅·英尺；

C 为铰链线后操纵面的平均弦长，英尺；

S 为铰链线后操纵面的面积，英尺²；

q = 基于不小于 15 英尺/秒的设计速度下的动压(磅/平方英尺)； 和

K = 铰链力矩系数，1.40。

(b)对锁定和非锁定操纵器件，必须在正负位置上当操纵面抵住止动块和在中立位置下决定每一操纵面上产生的载荷。

地面载荷

3.22 总则

按本分部得到的限制地面载荷，认为是施加于飞艇结构的外力；在每一规定的地面载荷情况中，外载荷必须以合理的或保守的方式与线惯性载荷和角惯性载荷相平衡。

3.23 地面载荷假设

(a)必须按表 3 所示的重量和缓冲器伸长，表明对本分部地面载荷要求的符合性。

(b)本分部所规定的着陆载荷情况下飞艇重心处所选的限制垂直惯性载荷系数，不得小于用预期在使用中出现的最大下沉速度（但不得小于 3 英尺/秒）着陆时，可能获得的载荷系数。可以对在吊舱和气囊间着陆能量的分配给以适当的考虑。整个着陆撞击的动态升力不予计入。限制垂直惯性载荷系数 n 代表外部施加的垂直力与飞艇重量之比。

(c)能量吸收试验(确定相应于所要求的限制下沉速度下的限制载荷系数 n)必须按 4.24(a)条进行。

3.24 着陆情况

起落架和飞艇结构承受表 3 中所列的起飞和着陆情况产生的载荷。在决定起落架和受影响的支承结构上的地面载荷时，采用下列规定：

(a)在研究着陆情况时，模拟为加速轮胎和机轮达到着陆速度所需要的力的阻力分量必须与相应瞬时垂直地面反作用力适当组合，此时假设轮胎滑动摩擦系数为 0.8。触地速度必须适于飞艇以最大预期向前着陆速度下着陆，但不得小于 15 节。在确定机轮起旋载荷时，可以使用联邦航空条例第

23 部附录 D 提出的方法。

(b) 如果使用旋转轴（没有锁、转向装置或减摆阻尼器），除上述要求外，假定起落架相对飞艇纵轴转 90° ，并受通过轴的合成地面载荷。

(c) 辅助起落架（例如安装在尾鳍上的机轮）必须设计成能承受预期使用中产生的载荷。

表 3 起飞和粉陆情况

情况	姿态	重量	缓冲器伸长	起落架载荷(3)		
				垂直	侧向(2)	纵向(2)
起飞	水平	W_t	静态	$1.5W_{sh}$	0	$0.275W_{sh}$
水平着陆	水平	W_1	最大	nW_1	0	$\pm 0.25nW_1$
水平着陆	水平	W_1	最大	nW_1	0	(1)
侧滑着陆	水平	W_1	静态	W_1	$0.55W_1$	0

注：

(1) 该载荷是基于起旋或回弹情况。

(2) 侧向和纵向载荷作用于水平面内。

(3) 对双轮的起落架，在机轮间用 60/40 载荷分配。

(4) n 是按 3.23 条(b)选择的飞艇重心处限制垂直惯性载荷系数。

3.25 系留和地面操纵情况

本节规定的限制载荷是作用在飞艇结构和索上的外载荷，是由表 4 所列的系留和地面操纵情况而产生的。对这些情况，认为飞艇处于着陆构形。

表 4 系留和地面操纵特性

情 况(6)	重 量	风速(节)	风向角(度)
对称系留	W_t	70	0
非对称系留	W_t	70	(2)
杆式地面操纵——重	W_t	(1)	(2)
杆式地面操纵——平衡(3)	W_0	(1)	(2)
杆式地面操纵——超控(4)	W_t	0	0
操纵索牵引(3), (5)	W_t	(1)	(2)
操纵索牵引(3), (5)	W_0	(1)	(2)

注:

(1)地面操纵中预期会出现的最大风速由设计者选择, 并列人飞艇使用限制中, 但不得小于 10 节。

(2)必须按假设施加在带最大设计充气压力的气囊上的横向风力和纵向风力确定风向角。这些风力根据对任一边瞬时方向变化算出。在缺乏更合理分析时, 必须使用 10 度风向角。

(3)必须基于临界有效相对风向角决定地面载荷的包线。

(4)必须根据由相差 3 节的速度产生的杆和飞艇之间压缩力决定载荷。

(5)对头部牵引索, 对下列系留情况确定风向角, 侧面相对于过飞艇轴的垂直平面成 0-120 度牵引角和在通过飞艇轴的水平面以下 30 度角。对尾部或四分之一线之后, 必须利用杆式牵引确定的风向角确定地面载荷的包线, 在缺乏更合理的分析时, 采用和对头部牵引相同的参考平面侧向 60-120 度牵引角。所选的牵引角必须列于飞艇牵引程序中。

(6)对所有适用的系留情况，必须考虑由于风速突然改变引起的飞艇弹性回弹所产生的压缩载荷。

应急着陆情况

3.26 总则

(a)尽管飞艇，包括其推进系统，在应急着陆情况中可能损坏，但飞艇必须按本条规定进行设计，以在此情况下保护乘员。

(b)结构的设计必须能在轻度撞损着陆过程中并在下列条件下，给每一乘员以避免严重受伤的一切合理的机会：

(1)正确使用设计提供的座椅、安全带；和

(2)乘员经受下表所示的极限惯性力：

极限惯性力

向上	0
向下	3.0g
向前	2.5g
向后	1.0g
侧向	1.0h

(c)支承结构必须设计成不超过本条((b)(2)规定值的各种载荷作用下，能约束住那些在轻度撞损着陆中脱落后可能伤害乘员的每个部件。

IV 分部一设计与构造

4.1 总则

每个有疑问的设计细节和对安全有重要影响的零件的适用性必须通过试验确定。

4.2 材料和工艺质量

(a)其损坏可能对安全性有不利影响的零件所用材料的适用性和耐久性必须满足下列要求:

(1)建立在经验或试验的基础上;

(2)符合经批准的标准, 保证这些材料具有设计资料中采用的强度和
其它性能; 和

(3)考虑服役中预期的环境条件的影响。

4.3 制造方法

(a)采用的制造方法必须能生产出一个始终完好的结构。如果某种制造工艺需要严格控制才能达到此目的, 则该工艺必须按照批准的工艺规范执行。

(b)飞艇的每种新制造方法必须通过试验程序予以证实。

4.4 紧固件

结构中只可以使用经批准的螺栓、销、螺钉和锤钉。除非表明安装没有振动, 否则所有这些螺栓、销和螺钉必须使用经批准的锁定装置或方法。

使用过程中经受转动的任何螺栓都不得采用自锁螺母。

4.5 结构保护

飞艇的每个零件必须满足下列要求:

(a)有适当的保护, 以防止使用中由于气候、腐蚀、磨损、或其他原因而引起性能降低或强度丧失; 和

(b)有通风和排水适当措施。

4.6 可达性

必须具有措施，使能对需要维护、调整、润滑或保养的每个零件进行检查、仔细的检验、修理和更换。

4.7 材料的强度性能和设计值

(a)材料的强度性能必须以足够的材料试验为依据(材料应符合经批准的标准)，在试验统计的基础上制定设计值。

(b)设计值的选择必须使任何结构因材料偏差而强度不足的概率极小。

(c)设计值必须是列出的数值，或由下述公开出版物中列出的数值或由确定的数值（这些公开出版物可从政府印刷办公室，华盛顿特区 20402，文件主管处获得）或经局方批准的其他数值。这些出版物是：

MIL-HDBK-5 “飞行器结构的金属材料和元件”；

MIL-HDBK-17 “飞行器用塑料”；

ANC-18 “木质航空器结构的设计”；

MIL-HDBK-23 “飞行器复合材料结构”；和

联邦要求 191-A “纺织品试验方法”。

4.8 设计性能

(a)MIL-HDBK-5 所列的设计性能，可以按下列情况选用：

(1)如果外载荷最终由组件中的单个元件来传递，而该元件的破坏将导致有关部件丧失结构完整性，则必须使用 MIL-HDBK-5 中所列保证最小设计机械性能（“A”，值；）。

(2)单个元件的部分破坏后能使外载荷安全地分配到其它承载元件的静不定结构，可使用 MIL-HDBK-5 所列的 90%概率为基础（“B”，值）

的值设计。这些结构的例子是壁板——加强件组合和多铆钉或多螺栓连接。

(b)如果在使用前对每一单项取一个试样进行试验确认该特定项目的实际强度性能等于或超过设计中的所用值来进行材料的“精选”，则可在通常只允许取保证最小值处采用大于本条(a)所要求的保证最小值的设计值。

(c)如果获得充分的试验数据，能以概率分析表明，百分之九十或以上元件将等于或超过所选的许用设计值，则可以省略诸如板、板——桁条组合和铆接接头等结构项目的材料修正因子。

4.9 特殊系数

对于每一结构零件，如果属于下列任一情况，则 3.2 条规定的安全系数必须乘以 4.10 至 4.12 条规定的最高的相应特殊安全系数：

- (a)其强度不易确定；
- (b)在正常更换前，其强度在服役中很可能降低；或
- (c)由于制造工艺或检验方法中的不定因素，其强度容易有显著变化。

4.10 铸件系数

(a)总则在铸件质量控制所需的规定以外，还必须采用本条(b)至(d)规定的系数、试验和检验。检验必须符合经批准的规范，除作为液压或其他流体系统零件而要进行充压试验的铸件和不承受结构载荷的铸件外，本条(c)和(d)适用于任何结构铸件。

(b)支承应力和支承面本条(c)和(d)规定的铸件的支承应力和支承面，其铸件系数按下列规定；

- (1)不论铸件采用何种检验方法，对于支承应力取用的铸件系数不必

超过 1.25; 和

(2)当零件的支承系数大于铸件系数时, 对该零件的支承面不必采用铸件系数。

(c)关键铸件对于其损坏将妨碍飞艇继续安全飞行和着陆或严重伤害乘员的每一铸件, 采用下列规定:

(1)每一关键铸件必须满足下列要求:

(i)具有不小于 1.25 的铸件系数;

(ii)100%接受目视、射线和磁粉(或渗透)检验, 或经批准的等效的无损检验方法的检验。

(2)对于铸件系数小于 1.50 的每项关键铸件, 必须用三个铸件样品进行静力试验并表明。

在对应于铸件系数为 1.25 的极限载荷作用下满足互 3.3 的强度要求。

在 1.15 倍限制载荷的作用下满足茶 3.3 的变形要求。

(3)典型的关键铸件有: 结构连接接头, 飞行操纵系统零件, 操纵面铰链和配重连接件, 座椅、卧铺、安全带、燃油箱、滑油箱的支座和连接件以及座舱压力阀。

(d)非关键铸件除本条(c)规定的铸件外, 对于其他铸件采用下列规定:

(1)除本条(d)(2)和(3)规定的情况外, 铸件系数和相应的检验必须符合

下表

铸件系数	检验
等于或大于 2.0	100%目视
小于 2.0 大于 1.5	100%目视和磁粉(或渗透)、或等效的无损检验方法。

1.25 至 1.50	100%目视、磁粉(或渗透)和射线, 或经批准的等效的无损检验方法。
-------------	------------------------------------

(2)如果已制定质量控制程序并经批准, 本条(d)(1)规定的非目视检验的铸件百分比可以减少书

(3)对于按照技术条件采购的铸件(该技术条件确保铸件材料的机械性能, 并规定按抽样原则从铸件上切取试件进行试验来证实这些性能), 规定如下:

(i)可以采用 1.0 的铸件系数; 和

(ii)必须按本条((d)(1)中铸件系数为“1.25 至 1.50”的规定进行检验, 并按本条(c)(2)进行试验。

4.11 支承系数

(a)每个有间隙(自由配合)并承受敲击或振动的零件, 必须有足够大的支承系数以计及正常的相对运动的影响。

(b)对于符合; 4.23 规定的系数的操纵系统接头, 满足本条(a)的要求。

4.12 接头系数

对于接头(用于连接两个构件的零件或端头), 采用以下规定:

(a)未经限制载荷和极限载荷试验(试验时在接头和周围结构内模拟实际应力状态)证实其强度的接头, 接头系数至少取 1.15。这一系数必须用于下列各部分:

(1)接头本体;

(2)连接手段; 和

(3)被连接构件上的支承部位。

(b)基于全面试验数据设计的接头（例如金属钣金连续接合，焊接和木质件中的嵌接）不必采用接头系数。

(c)对于整体接头，一直到截面性质成为其构件典型截面为止的部分必须作为接头处理。

(d)对于每个座椅、卧铺、和安全带，其与结构和连接必须用分析、试验、或两者来证明能承受用接头系数 1.33 乘以互 3.26 规定的惯性力。

操纵系统

4.13 总则

(a)每个操纵器件必须操作简便、平稳和确切，足以实现其功能。

(b)操纵器件的布置和识别必须考虑操作方便，并防止出现混淆和随之出现误动的可能性。

4.14 主飞行操纵器件

(a)主飞行操纵器件是驾驶员对俯仰和偏航进行直接操纵的器件。

(b)不论操纵系统类型如何，操纵系统必须设计成一旦操纵系统中任一连接或传递元件失效时，使操纵完全丧失的可能性尽量小。必须为驾驶员提供措施，以便在任何失效情况下，能快速消除操纵系统的功能或将其断开，并在有备用系统时，转入备用系统操纵。

(c)对安装在气囊的膨胀或收缩会对操纵钢索张力或机械自由度产生不利影响之处的任一机械操纵系统（主操纵系统或备用操纵系统），必须有自动调节或保持操纵钢索张力或机械自由度的措施。

(d)如果在驾驶员主操纵器件和操纵面之间没有直接的机械交连，必须具有操纵这些表面的双余度措施和驾驶员易于快速地从操纵这些舵面的主

系统转入备用系统的方法，以使不会遇到不安全飞行特性，而且操纵完全丧失是极不可能的。

(i)对于临界使用情况，必须表明光导纤维数据总线与电传数据总线一样可靠。尤其须考虑的情况是光缆的周期弯曲和振动以及光链的任何接头的污染。

(ii)在要求的试验期间及其之后，系统必须继续能发挥其预期的功能。

4.15 止动器

(a)操纵系统必须设置能确实限制由该系统操纵的每一可动气动面运动范围的止动器。

(b)每个止动器的位置，必须使磨损、松动或松紧调节不会导致对飞艇的操纵特性产生不利影响的操纵面行程范围的变化。

(c)每个止动器必须能承受与操纵系统设计情况相应的任何载荷。

4.16 配平系统

(a)配平系统包括小气球，气动操纵面上的配平调整片，或直接影响飞艇长周期飞行姿态的任何其他系统。必须采取适当的预防措施以防止疏忽的、不适当的或粗暴的配平操纵。

(b)当用副气囊配平时，驾驶员必须能决定何时副气囊完全放气和何时完全充气。

(c)当采用配平调整片时，在接近配平操纵器件处必须有措施向驾驶员指明相关于飞艇运动的配平操纵器件运动的方向。此外，必须有措施向驾驶员指明配平装置相对于调节行程的位置。这种措施必须对驾驶员可见，

且其布置和设计必须防止混淆。

(d)配平调整片操纵必须是不可逆的，除非调整片已作适当的平衡并表明不会发生颤振。不可逆的调整片系统必须有足够的刚度，从调整片到不可逆装置与飞艇结构连接处之间的部分必须有足够的可靠性。

4.17 操纵系统锁

如果在地面或水上有装 I 锁住操纵系统，必须有措施

(a)当锁定时，给驾驶员明白无误的警告。和

(b)在飞行中防止锁住。

4.18 限制载荷静力试验

(a)必须按下列规定进行试验，来表明满足本部限制载荷的要求：

(1)试验载荷的方向应在操纵系统中产生最严重的受载状态；和

(2)试验中应包括每个接头、滑轮和用以将系统连接到主要结构上的支座。

(b)作角运动的操纵系统的关节接头，必须用分析或单独的载荷试验表明满足特殊系数的要求。

4.19 操作试验

(a)必须用操作试验表明，当按本条(b)规定的载荷从驾驶舱操作操纵系统器件时，系统不出现下列情况：

(1)卡阻；

(2)过度摩擦；和

(3)过度变形。

(b)规定试验载荷如下：

(1)对整个操纵系统，在舵面上有相应于限制气动载荷的载荷，或驾驶员限制作用力，两者中取小者；和

(2)对次操纵系统，载荷不得小于按苍 3.18 确定的最大驾驶员作用力作用时相应的载荷。

(c)对非机械飞行操纵系统，必须用操作试验表明，飞艇在任一轴舵偏极端位置之后，完全可操纵，从而在极端偏舵出现时间，驾驶员察觉极端偏舵的时间和转入到备用系统的时间之间，不出现不安全情况。其次，必须表明，在极偏度输入以后，在察觉时间后，驾驶员能成功地、安全地转入手动系统而不需要驾驶员特殊的技巧、警惕或体力。还有，在系统任一单个故障后，飞艇必须是完全可操纵的。

4.20 操纵系统的细节设计

(a)操纵系统的每个细节必须设计和安装成能防止因货物、旅客、松散物或水气凝冻引起的卡阻、摩擦和干扰。

(b)驾驶舱内必须有措施在外来物可能卡住操纵系统的部位防止其进入。

(c)必须有措施防止钢索或管子摩擦其它零件。

(d)飞行操纵系统的每个元件必须具有一定的设计特征，或具有明显的永久性标记，使由于不正确装配而引起操纵系统出故障的可能性减到最小。

4.21 弹簧装置

除非弹簧的损坏不会引起颤振或不安全的飞行特性，否则操纵系统内所使用的任何弹簧装置必须通过模拟服役条件的试验来确定其可靠性。

4.22 钢索系统

(a)钢索、钢索接头、松紧螺套、编结接头和滑轮必须符合经批准的规范。此外，还应满足下列要求：

(1)在主操纵系统中不得采用直径小于 1/8 英寸的钢索；

(2)钢索系统的设计，必须在各种运行情况和温度变化下在整个行程范围内使钢索张力没有危险的变化。和

(3)必须能对导引件、滑轮、钢索接头和松紧螺套进行目视检查。

(b)每种滑轮的型式和尺寸必须与所配用的钢索相适应。滑轮必须装有紧靠的保护装置，以防止钢索滑脱或缠结即使松弛时也要防止。每个滑轮必须位于钢索通过的平面内，使钢索不致摩擦滑轮的凸缘。

(c)安装导引件而引起的钢索方向变化不得超过 3° 。

(d)承受载荷或运动且仅用开口销保险的 U 形销钉，不得用于操纵系统中。

(e)连接到有角运动的零件上的松紧螺套必须能确实防止在整个行程范围内发生卡滞。

(f)调整片操纵钢索不是主操纵系统的零件，且在调整片处于最不利位置时仍可安全操纵的飞艇上，该钢索直径可以小于 1/8 英寸。

4.23 关节接头

有角运动的操纵系统的关节接头（在推拉系统中），除了具有滚珠和滚柱轴承的关节接头外，用作支承的最软材料的极限支承强度必须具有不低于 3.33 的特殊安全系数。对于钢索操纵系统的关节接头，该系数允许降至 2.0。对滚珠和滚柱轴承，不得超过经批准的载荷额定值。

起落架

4.24 减震试验

(a)必须表明，根据 3.23 条(b)的规定用于设计的限制载荷系数不会被超过。这一点必须用能量吸收试验来表明：但是如在原先已批准的起飞和着陆重量的基础上加大重量，则可以使用分析的方法，该分析必须以能量吸收特性相同的起落架系统所作过的试验为依据。

(b)起落架在演示其储备能量吸收能力的试验中不得损坏，但可以屈服。此试验模拟的下沉速度为 1.2 倍的限制下沉速度。

4.25 收放机构

(a)总则：对于装有可收放起落架的飞艇，采用下列规定：

(1)每个起落架收放机构和支承结构必须按下列载荷设计：起落架收起时的最大飞行载荷系数；在由申请人选定的直到 V_L 的任一速度下收起过程中产生的气动载荷、惯性、摩擦的组合。

(2)起落架和收放机构包括机轮舱门，必须能承受飞行载荷，包括由在结构分部中规定的所有的偏航情况造成的载荷，此时起落架在速度为直到 V_L 的任一速度下放出。

(b)起落架锁必须有可靠的措施（除用液压压力的外）将起落架保持在放下位置。

(c)应急操作对装有不能手动放下的可收放式起落架的飞艇，除非能证明在起落架收起时能够安全着陆，否则必须有措施在下列两种情况之一发生时能放下起落架：

(1)正常起落架收放系统中任何合理可能的失效；

(2)动力源的任何合理可能的失效导致正常起落架系统不能工作。

(d)操作试验必须通过操作试验来表明收放机构功能正常。

(e)位置指示器如果采用可收放起落架，必须有起落架位置指示器（以及驱动指示器工作所需的开关）或其他手段来通知驾驶员，起落架已锁定在放下（或收上）位置。如果使用开关，则开关的安置及其与起落架机械系统的结合方式必须能防止在起落架未完全放下时指示器误示“放下和锁住”，或在起落架未完全收上时，指示器误示“收上和锁住”。开关可安置在受实际的起落架锁门或其等效装置驱动的部位。

(f)起落架警告必须提供下述二者之一的音响或等效起落架警告装置：

(1)起落架未完全放下和锁住时，该装置在一个或几个油门收回后，将连续发声。不得用油门止动器作为音响装置。如果本条规定的警告装置设有人工停响措施，则此警告系统必须设计成：当一个或几个油门收回后警告已被暂停时，随后再减小任一油门到（或超过）正常着陆进场位置，将会启动警告装置。

(2)当起落架未完全放下并锁住且飞艇高于地面的高度低于 100 英尺时，该装置将连续发声。若警告系统的高度传感器失效，警告系统必须设计成在起落架完全放下并锁住之前一直工作。

4.26 机轮

(a)每一机轮必须经批准。

(b)每一机轮的最大静载荷额定值，不得小于最大起飞重量下相应地面静反作用力。

(c)每一机轮的最大限制载荷额定值必须等于或超过根据规定于 3.22 条

中的载荷情况决定的最大径向限制载荷。

4.27 轮胎

(a)每一轮胎必须经批准。

(b)当装在飞艇机轮上并充气至规定压力时，轮胎必须能承受允许的飞艇的操作。

(c)若使用特殊构造的轮胎，在机轮上必须清楚明显地标明其特点。标明内容应包括制造商、尺寸、帘线层数及该轮胎的识别标记。

(d)可收放起落架系统上新装的每一个轮胎，当处于服役中该型轮胎预期的最大尺寸状态时，与周围的结构和系统之间必须具有足够的空距，以防止轮胎与结构或系统的任何部分发生接触。

载人与装货设施

4.28 驾驶舱

对驾驶舱采用下列规定：

(a)驾驶舱及其设备，必须能使每个驾驶员在执行职责时不致过分专注或疲劳；

(b)如果飞行机组与旅客用隔板分开，则必须提供一通口，或能开启的窗或门，以便飞行机组与旅客之间的联络；

(c)4.32 条所列的空气动力操纵器件（不包括钢索和操纵拉杆）的设置，必须根据螺旋桨的位置，使驾驶员和操纵器件的任何部分都不在任一内侧螺旋桨通过其桨毂中心与螺旋桨旋转平面前和后成 5° 夹角的锥面的区域内。

4.29 驾驶舱视界

(a) 驾驶舱不得有影响驾驶员视线的眩光和反射，并且其设计应符合下列要求：

(1) 为了安全运行，驾驶员的视界应足够宽阔、清晰和不失真；

(2) 要保护每个驾驶员免受风雨影响，以便在中雨的条件和在正常飞行和着陆时，驾驶员对飞行航迹的视界不致过分削弱；

(3) 除非有防雾措施，否则每个驾驶员应能容易地清除本条(a)(1)涉及的窗户内部的起雾。

(b) 如果申请夜航合格审定，则必须用夜间飞行试验来表明符合本条(a)的要求。

4.30 风挡和窗户

(a) 玻璃风挡和窗户，必须采用非碎裂性安全玻璃。

(b) 当驾驶员坐在正常飞行位置时，驾驶员背部以前的风挡和窗户必须具有不小于 70% 的透光率。

4.31 驾驶舱操纵器件

(a) 驾驶舱每个操纵器件的位置和标记（功能明显者除外）必须保证操纵方便并防止混淆和误动。

(b) 操纵器件必须布置和安排成使驾驶员在坐姿时能对每个操纵器件进行全行程和无阻挡地操作，而不受其衣服或驾驶舱结构的干扰。

(c) 各台发动机使用同样的动力装置操纵器件时，操纵器件位置的安排必须能防止混淆各自控制的发动机，并必须按以下次序从左向右安排：

(i) 油门或功率操纵杆

(ii)螺旋桨桨距操纵器件

(iii)操纵/切断燃油混合器

(d)起落架操纵器件必须设在油门杆中心线或操纵台中心线的左侧。

(e)燃油供给选择器的操纵器件必须安排和布置成：当驾驶员座椅在任何可能的位置时，驾驶员不需要移动座椅或主飞行操纵器件，便能看见和接触到。

4.32 驾驶舱操纵器件的动作和效果：

驾驶舱操纵器件必须按下列运动规律设计：

操纵器件 运动和效果

空气动力：

升降舵…… 向后使头抬起

方向舵…… 右脚前蹬使头右偏，或对机轮操纵，右(顺时针)转为右舵

动力装置：

油门 向前为打开

在实际可行之处，其他操纵器件的动作产生的运动方向必须相应于操纵飞艇或被操纵部件的运动的方向。

4.33 舱门

(a)每个装载旅客的封闭舱，必须至少有一扇足够大小和易于接近的外部舱门。

(b)旅客门不得位于任何螺旋桨旋转平面，以免使用此门时对人产生危害。

4.34 座椅、卧铺和安全带

(a)每个座椅、卧铺及其支承结构，必须按体重至少为 170 磅的使用者设计，要考虑以下设计情况：相应于规定的飞行和地面载荷情况的最大载荷系数，包括应急着陆情况。

(b)每个座椅、卧铺和安全带必须经批准。

(c)每个驾驶员座椅的设计，必须按在主飞行操纵器件上施加驱动力引起的反作用力。

(d)每个平行于飞艇纵轴安装的卧铺，必须设计成前部具有带包端的端板、帆布隔挡或其他等效措施，它们可承受按 3.26 条规定的乘员向前惯性力。此外采用下列规定：

(1)卧铺必须有经批准的安全带，并且不得有在应急情况下可能使睡卧者严重受伤的棱角和突部；

(2)卧铺安全带的固定件，必须设计成除了能承受向前的载荷以外，还能承受由有关的飞行和地面载荷情况及应急着陆情况引起的临界载荷。

(e)作为型号设计批准的一部分，本节中座椅、卧铺及安全带及其安装是否符合本条的强度和变形要求的验证可用下列方法之一来表明：

(1)如结构与常规飞机的形式相同，且对它们已有可靠的分析方法，则可用结构分析方法；

(2)结构分析和静力载荷试验到限制载荷的组合；

(3)静力载荷试验到极限载荷。

(f)当经受 3.26 条规定的惯性力时，每个乘员必须由每个座椅上的安全

带保护免受严重伤害。

(g)必须有措施保证每个安全带在不使用时不妨碍飞艇的操作和在紧急情况下的迅速撤离。

(h)在每个座椅周围的可能碰撞乘员（已用安全带系紧）头部和躯体的座舱空间范围内（包括结构、内壁、仪表板、驾驶盘、脚踏和座椅），必须没有可能致伤的物体、尖边突出物和硬表面。如果采用能量吸收的设计或设施来满足这个要求，则当承受 3.26 条中规定的极限惯性力时，它们必须保护乘员不受严重伤害。

(i)每个座椅滑轨必须装有止动器以防止座椅滑出轨道。

4.35 货舱

每个货舱：

(a)必须根据其标明的最大载重及本部规定的飞行和地面载荷情况所对应的最大载荷系数下的临界载荷分布来设计。

(b)必须有措施防止货舱内装载物因移动而造成危险，对任何操纵装置、电线、管路、设备或附件，如真破坏或损伤将影响安全使用，则必须有防护措施。

(c)必须至少是由阻燃材料制造的。

(d)设计成与乘员同舱或邻近乘员舱时，必须有措施在 3.26 条规定的极限惯性力下，保护乘员不受伤害。

(e)如果货舱中装有照明灯，每盏灯的安装必须避免灯泡和货物接触。

(f)在飞行中机组不能进入时，必须有措施将火包容，使能继续安全飞行和着陆。

4.36 应急出口

(a)数量和位置 应急出口的安排必须在任何可能的撞损姿态下保证乘员不拥挤地撤离。飞艇必须至少有下列应急出口：

(1)除了所有发动机都安装于吊舱的中心线附近的和有五个（或更少）座位的飞艇以外，所有飞艇至少有一个应急出口，位于芬 4.33 规定的客舱内主门的对侧：

(2)若驾驶舱和客舱用门隔开，且在轻微撞损时很可能堵塞驾驶员撤离，则驾驶舱必须有一个应急出口。此时，对于旅客舱，本条(a)(1)要求的出口数量，必须根据该舱的座位数量单独确定。

(b)型式和使用应急出口必须是可开启的窗户、壁板或外部门，有敞通无阻的开口，其大小足以通过 480 × 660 毫米（19 × 26 英寸）的椭圆。此外，每个应急出口必须符合下列规定：

(1)在应急情况时是易于接近的，不需要特别敏捷的动作就能使用；

(2)具有简单明了的打开方法；

(3)布置和标示成，即使在黑暗中也易于找到和使用；

(4)有合理的措施防止由于吊舱变形而被卡住。

(c)必须通过试验表明每个应急出口能达到其合适的功能。

4.37 [备用]

4.38 通风

每个客舱和驾驶舱必须适当通风。

(a)一氧化碳在空气中的浓度不得超过 1/20,000，

(b)燃油蒸气的浓度不得达到危险值。

防火/闪电评定

4.39 座舱内部设施

对于机组或旅客使用的每个座舱：

(a)材料必须至少是阻燃的。

(b)有至少一只经批准的、适当地标记的手提灭火器。

(c)如果禁止吸烟，必须有相应的说明标牌；如果允许吸烟，则应符合下列规定：

(1)必须有足够数量的、可卸的自包容式烟灰盒；和

(2)如果机组舱和客舱是隔开的，则必须至少有一个发亮标示（使用字母或符号均可），以便在禁止吸烟时能通知全体旅客。用于通知禁止吸烟的标示必须满足下列要求：

(i)当标示亮时，在旅客舱的每个旅客座位处，按全部可能的照明条件下都能清楚地看到该标示；

(ii)其构造应使机组能将发光标示接通和断开。

(d)装有燃油、滑油或其它易燃液体的导管、油箱或设备不得安装在这些舱内，除非有足够的屏蔽、隔离或防护，防止在它们破损或损坏时会引起危险。

(e)在防火墙的座舱一侧上的飞艇材料必须是自灭的，或离防火墙足够远，或有其它的防护措施，以使在防火墙受到不小于 2,000° F 的火焰作用 15 分钟时，这些材料不会着火。对于自灭材料（除去适航当局认为对火焰扩展不会有重要影响的电线和电缆绝缘以及其它小零件以外），必须按 FAR23 部附录 F 或适航当局批准的等效方法进行垂直自灭试验。材料的平

均烧焦长度不得超过 6 英寸，并且在移去火源后平均焰燃时间不得超过 15 秒。材料试样滴落物在跌落后继续焰燃的时间，平均不得超过 3 秒。

4.40 可燃液体的防火

(a)凡可燃液体或蒸气可能因液体系统渗漏而逸出的区域，必须有措施尽量减少液体和蒸气点燃的概率以及万一点燃后的危险后果。

(b)必须用分析或试验方法表明符合本条(a)的要求，同时必须考虑下列因素：

(1)液体渗漏的可能漏源和途径，以及探测渗漏的方法；

(2)液体的可燃特性，包括任何可燃材料或吸液材料的影响；

(3)可能的引燃火源，包括电气故障、设备过热和防护装置失效；

(4)可用于抑制燃烧或灭火的手段：例如截止液体流动、关断设备、防火的包容物或使用灭火剂；

(5)对于飞行安全是关键性的各种飞艇部件的耐火、耐热能力。

(c)如果要求飞行机组采取行动来预防或处置液体着火（例如关断设备或起动灭火瓶），则必须备有迅速动作的向机组报警的装置。

(d)凡可燃液体或蒸气有可能因液体系统渗漏而逸出的区域，必须确定其部位和范围。

4.41 飞行操纵器件和其它飞艇结构的防火

位于发动机舱里的飞行操纵系统，发动机架和其他飞艇结构，必须用防火材料制造或屏蔽，使之能经受住着火影响。

4.42 电气搭铁及闪电防护

(a)必须防止飞艇因受闪电而引起灾难性后果。所有的由于静电荷的积

累与排放而可能引起电闪、点燃可燃蒸气，或影响重要设备的项目，必须适当地用搭铁接地。

(b)万一闪电击中或是在地面上或是在飞行中的飞艇，必须有措施尽量减小对飞艇结构的损伤和避免伤害乘员。

气囊

4.43 气囊设计

(a)气囊除了在系留和牵引状态下允许头部桁条的端头起皱外，必须设计成能充压并积蓄足够的超压（气囊压力超过周围压力的量），以使在所有飞行和地面情况下承受限制设计载荷时能保持张力状态。在确定应力是否达到气囊织物的限制强度要求时，必须将所有局部气动压力（包括推力滑流的冲击）和俯仰角的影响计入在内。

(b)气囊织物的极限强度必须不小于限制载荷下的强度的 4 倍，此限制载荷是由最大设计内压力与根据本部规定的全部要求导出的最大载荷的组合确定。

(c)由织物或非金属材料制成的吊挂系统部件的极限强度必须不小于规定的限制载荷下强度的 4 倍。

(d)必须根据附录 A 以试验证明，气囊织物（在经纬两个方向上）能承受限制设计载荷而没有进一步的撕裂。

(e)副气囊必须设计和安装成，其排气量的中心在纵向与气囊浮力的中心重合，副气囊系统必须设计成，该系统绕飞艇浮力中心的静配平能力在前后副气囊之间是等量平分的。在 0 到 100%的副气囊充满度的范围内前后副气囊的有效配平能力必须大致相等，必须有足够的措施在副气囊部分变

瘪时防止空气截流。

(f)当系留时，万一飞艇脱离系留杆，必须有措施使气囊迅速瘪下。如飞艇无人照管，应有自动放气装置。此系统必须予以保护防止误操作，并必须正确地识别使机组成员可用。

(g)必须有措施在地面应急放掉气囊中的气。通常的氮气阀门可用来满足这一要求。在撤离期间，飞艇不得离地达到妨碍乘员离开飞艇的程度，气囊放气的速度也不得达到会使气囊罩住乘员的程度。

(h)内部和/或外部的支持部件例如吊舱的吊挂系统必须设计成，在所有的飞行情况下均匀地将合成载荷传递并分配到气囊上。这些系统的织物零部件及其与气囊的连接必须设计成和构造成，结合部不承受剥离载荷。必须有措施防止吊挂系统部件与充气系统部件之间的磨擦。吊挂系统的绳索必须是在必要时可调的，以保证正确的载荷分布。

(i)气囊头部必须设计成防止由于高速飞行或限制系留载荷而起皱。

4.44 压力系统

必须有一项措施以控制气囊内压，向副气囊供气，并必须至少包括下列部件：

(a)一只或几只氮气阀。至少要有一只阀，阀可以装在气囊上或其近旁，但不高于中纬线 10° 。它们必须设计成适用于手动操作与自动操作这两者，在所有可达到的空速时在规定的压力调定下工作，并能确实地开闭。阀不可泄漏氮气至吊舱内部、发动机进气系统或副气囊。阀必须有足够的容量能在最大设计爬升率下允许飞艇在压力高度以上上升，而不致使氮气压力超过 1.25 倍最大使用压力。

(b)空气阀至少要有一只空气阀使每一副气囊放空气：可以装在气囊里，或用合适的管子与其相联结。阀必须能手动操纵和自动操纵，在所有可达到的空速下，在适当的压力调定下可以操纵，并能确实地开闭，阀必须有足够的容量能在最大设计爬升率下允许飞艇在压力高度以下上升，而不致使氮气压力超过 1.15 倍最大使用压力。

(c)副气囊空气感应系统收集器、进气管、吹风器或它们的组合必须有足够的容量使飞艇能以最大设计速率下降，而不致使气囊压力减低至规定的设计值以下。对依赖发动机向副气囊增压的多发动机飞艇，必须提供措施在单发失效时使所有的副气囊增压。

(d)供气源必须有可靠的向副气囊供气的措施，并必须有足够的容量在以低发动机功率前飞时能维持气囊中的压力，并在适当时在拉力换向减少了发动机供气的有效性时也是如此，这些措施也应能维持气囊的形状，以使在所有的发动机失效后取决于气囊形状的系统能运行，争取足够的时间，以允许着陆。

(e)在氮气过度地逸失的情况下，必须有措施将空气吹入氮气空间以充实副气囊。该系统的操纵器件必须易于接近，能迅速地被乘员使用。足以防止前飞速度 $0.25V_H$ 下气囊起皱的氮气压力必须在下降率为 5 英尺/秒下能维持不变。

4.45 地面牵引

必须提供地面牵引的措施。牵引索必须用绝缘材料制造，在地面牵引索的全部织物贴片和连接件均应设计成：其拉断强度至少超过所联结的缆索或牵引索组件的拉断强度 15%。

4.46 颤振

必须用分析或飞行试验表明，在所有的直到飞艇的速度加上 3.9 条的迎面突风所获得的最大空速，系留风速，或 V_D （取大者）下，气囊和所有的固定的与可动的操纵面不颤振。

4.47 [备用]

其它

4.48 升力气体

升力气体必须是不可燃的。

4.49 配重系统

(a)总则包括所有的操纵器件及有关部件的配重系统，必须设计和安装成在所有的正常使用情况下保证驾驶员能确实地、有控制地抛弃配重。

(b)容量当与其他装置使用时，飞艇必须有足够的配重容量，以能在正常的飞行营运期间的任何时间使它恢复到平衡状态。在所有的设计载荷情况下都必须有足够的装置安全储藏配重。

(c)配重材料配重必须是水，或其他可抛弃的东西如砂或散粒。必须易于抛撒，不会伤害地面上的资产或人员。若用水，必须有防止结冰措施。

(d)排放率必须有措施以不低于每分钟 100 加仑的速率排放液体配重。配重箱出口必须能调节此速率。从箱或出口中的泄漏在正常飞行姿态下是不允许的。液体排放阀门必须设计成使乘员能在任何排放操作期间关闭此阀。

(e)配重排出口的位置配重的排出口或通气口均不应靠近发动机、空气收集器或导致冲击飞艇之处。

(f)操纵器件和仪表必须具备由驾驶员有控制地释放配重所必需的操纵器件和仪表。该类操纵器件和仪表的位置和布局应使驾驶员在操作时姿势正确，不需过分集中注意力或疲劳。如使用电动应急排放阀，必须加装机械备份系统。

4.50 定水平的设施

必须有确定飞艇在地面处于水平位置的设施。

V 分部—动力装置

总则

5.1 安装

(a)就本部而言，飞艇动力装置的安装包括下列部件：

- (1)推进所必需的部件；
- (2)影响主推进装置安全的部件。

(b)飞艇动力装置的构造、布置和安装必须达到下列要求：

- (1)直到申请批准的最大高度，均保证安全工作；
- (2)是可达的，以进行必要的检查与维护；

(c)驾驶员必须能够容易地拆下或打开整流罩和短舱，以便在飞行前检查时发动机舱有足够的可达性和敞开性。

(d)安装必须满足下列要求；

- (1)FAR33.5 规定的安装说明书；
- (2)本分部中适用的规定。

5.2 发动机

(a)发动机型号合格证

(1)每型发动机必须被批准，并且满足下列要求之一：

(i)有型号合格证；或

(ii)作为飞艇的一部分进行合格审定。FAR33 可以用来作为合格审定基础的指导。

(2)每型涡轮发动机应满足下列要求之一：

(i)必须符合 FAR33.77 (1974 年 10 月 31 日生效或后来的修正)；

(ii)必须表明具有在类似安装位置上吸入的外来物未曾造成任何不安全情况的使用履历。

(b)涡轮发动机的安装对于涡轮发动机的安装有下列规定：

(1)必须采取设计预防措施，能在一旦发动机转子损坏或发动机内起火烧穿发动机机匣时，对飞艇的危害减至最小。

(2)与发动机各控制装置、系统和仪表有关的各动力装置系统的设计必须能合理保证，在服役中不会超过对涡轮转子结构完整性有不利影响的发动机使用限制。

(c)各动力装置的布置和相互隔离，必须使任一发动机或任一能影响此发动机的系统（如果只安装一个油箱，则此油箱例外）失效或故障（包括发动机舱内被火烧坏）时，不致发生下列情况：

(1)妨碍其余发动机继续安全运转；或

(2)需要任何机组成员立刻采取行动以保持其余发动机继续安全运转。

(d)起动和停转（活塞发动机）安装的设计必须在允许发动机起动的任何情况下，使由于起动而引起发动机或飞艇着火或机械损坏的危险减至最

小。必须制定发动机的起动技术及有关的限制，并将它们列入飞艇飞行手册、经批准的手册资料或适用的使用标牌中。必须提供在飞行中每台发动机停车和再起动的方法。

(e) 涡轮发动机的起动和停车涡轮发动机的安装必须符合以下要求：

(1) 安装的设计必须在允许发动机起动的任何情况下，使由于起动而引起发动机或飞艇着火或机械损坏的危险减至最小。必须制定发动机的起动技术及有关的限制，并将它们列入飞艇飞行手册、批准的手册资料或适用的使用标牌中。

(2) 必须具有停止任何发动机燃烧和转动的措施。为符合本要求而设置在任何发动机舱内、在防火墙的发动机一侧的全部部件必须至少是耐火的。

(3) 必须有可能在飞行中再起动发动机。必须确定起动技术及有关的限制，并将它们列入飞艇飞行手册、批准的手册资料或适用的使用标牌中。

(4) 必须在飞行中作如下演示：在一次假起动之后再起动发动机时，所有燃油或油气的排出都不得引起火灾。

(f) 再起动力必须制定飞艇的发动机空中再起动的高度和速度包线。安装的每台发动机必须具有在此包线内再起动的能力。

5.3 螺旋桨

(a) 总则

(1) 每型螺旋桨应经过批准，并符合以下条件之一：

(i) 有型号合格证；或

(ii)作为飞艇的一个部分予以合格审定。FAR35 部一般可作为审定基础的指导性文件。

(2)发动机的功率和螺旋桨轴的转速不得超过螺旋桨合格审定通过的限制。

(3)每具可顺桨的螺旋桨必须有在飞行中回桨的措施。

(b)螺旋桨振动

必须表明在每种正常运行条件下，每具有金属桨叶或高应力金属部件的螺旋桨和、或防护罩螺旋桨的振动应力不超过螺旋桨制造厂已表明连续安全使用的应力值。这必须用下列方法之一来表明：

(1)通过螺旋桨的直接试验测定应力；

(2)与已完成该测量的类似装置作比较；

(3)能证明该装置安全的任何其它可接受的试验方法或使用经验。

(4)当需要时还必须验证任何型号螺旋桨的安全振动特性。

(c)螺旋桨和（或）防护罩的间距要求

(1)地面间距

(i)螺旋桨除非较小的间隙业经验证，否则在飞艇为最大重 2 和最不利的重心位置情况下，螺旋桨尖距地面的间隙不得小于 9 英寸，这是指飞艇处于水平、正常起飞、正常着陆、或滑行姿态中各位置的最临界情况。此外，当起飞姿态下其临界轮胎完全泄气和相应的减震支柱压缩到底时，螺旋桨尖仍应有一定的地面间距。

(ii)防护罩当起飞姿态下其临界轮胎完全泄气和相应的减震支柱压缩到底时，防护罩和地面间应有一定的间距。

(iii)螺旋桨至防护罩的间隙在本设计标准中规定的所有飞行和地面情况下，各螺旋桨和其防护罩之间必须有一定的间距。

(2)结构间距必须满足下列要求：

(i)螺旋桨桨叶或桨叶柄整流轴套与飞艇各静止部分之间的纵向间距不得小于 1/2 英寸；

(ii)螺旋桨其它转动部分或桨毂罩与飞艇的各静止部分之间必须有正的间距。

(iii)螺旋桨和主气囊之间有足够的间隙，以使由螺旋桨甩出的碎片或冰块所造成的损伤最小。如果没有螺旋桨防护罩或相当的防护措施，则间距至少应为 2 英尺。

(3)在设计中应考虑到，在轻度坠地着陆情况下由于螺旋桨和防护罩干扰所产生的危险。

5.4 发动机安装的防冰

螺旋桨（木质螺旋桨除外）和整个发动机安装的其它部件，在申请审定的结冰条件下工作时，必须能防止螺旋桨（木质螺旋桨除外）和整个发动机安装的其它部件，在申请审定的结冰条件下工作时，必须能防止冰的积累，以保证得到满意的功能而无明显的功率损失。在飞艇主气囊上对来自螺旋桨甩出的冰块没有防护的地方，则必须采用防冰装置，而不是除冰装置。

5.5 涡轮增压器

(a)每台涡轮增压器必须在发动机型号合格证内经过批准，或必须表明涡轮增压器系统满足下列要求：

(1)按发动机适航标准中耐久性试验的适用要求，通过 150 小时的耐久试验而没有故障；

(2)对发动机没有不利的影晌。

(b)在服役中预期出现的操纵系统的故障、振动、不正常转速和温度，均不得损坏涡轮增压器的压气机和涡轮。

(c)涡轮增压器的壳体，必须能包容正常转速控制装置不工作时可能出现的最高转速情况下压气机或涡轮损坏的碎片。

5.6 涡轮螺旋桨阻力限制系统

涡轮螺旋桨飞艇的螺旋桨阻力限制系统必须设计成，在正常或应急使用期间，任何系统的单个失效或故障均不使螺旋桨阻力超过按本部结构要求设计飞艇所采用的值。如果阻力限制系统结构元件的破损概率极小，则这种破损不必考虑。

5.7 动力装置的工作特性

(a)必须在飞行中检查涡轮发动机的工作特性，以确认在飞艇和发动机使用限制范围内的正常和应急使用期间，不会出现达到危险程度的不利特性（如失速、喘振或熄火）。

(b)对于损坏可能导致灾难的涡轮发动机部件，在正常使用中其振动特性不得受到不利影晌。

燃油系统

5.8 总则

(a)燃油系统的构造和布置，在每种很可能出现的运行情况下，包括申请审定的任何机动飞行，必须保证以发动机正常工作所需的流量和压力向

其供油。

(b)燃油系统的布置必须满足下列要求之一：

(1)燃油泵不能同时从一个以上的油箱内吸油；

(2)具有防止空气进入系统的设施。

5.9 燃油系统的独立性

(a)多发飞艇的燃油系统的布置必须使任一部件（燃油箱除外）的故障不会导致一台以上的发动机丧失功率（推力），也不需要驾驶员立即动作来防止一台以上的发动机丧失功率（推力）。

(b)如果多发飞艇使用单个油箱（或相互连通，功能如同单个油箱的一组油箱），则必须具有下列设施：

(1)供每台发动机使用的独立的油箱出口，油箱上每个出口均有切断阀门。如果阀门和发动机舱之间的油管中容纳的并可排入发动机舱的油量不超过 1/4 美加仑（如表明是安全的，也可超过此油量），该切断阀门也可用作所需的放火墙上防火切断阀门；

(2)至少两个通气口。应设置在被同时堵塞的概率最小的位置；

(3)加油口盖。应设计成使错误安装或在飞行中丢失的概率减至最小；

(4)燃油系统。在该系统中从每个油箱出口到任一发动机的部件，与向其他发动机供油系统的每个部件相互独立。

5.10 燃油系统闪电防护

燃油系统的设计和布局，必须防止由于下列原因而点燃系统内的燃油蒸气

(a)雷击附着概率高的区域直接被闪击；

(b)扫掠雷击可能性高的区域被扫掠雷击;

(c)燃油通气口处的电晕放电和流光。

5.11 燃油流量

(a)总则必须在对供油和不可用油量为最临界的状态下,表明燃油系统能以本条规定的流量,和足以保证发动机正常工作的压力向发动机供油。这些情况可以在一个合适的模拟装置上予以模拟。此外还必须符合下列规定:

(1)油箱内的燃油量不得超过 5.13 条制定的该油箱不可用燃油量与为验证本条符合性所需的油量之和; 和

(2)如果装有燃油流量计,在流量试验时必须使其停止工作,燃油必须流经该流量计旁路。

(b)重力供油系统重力供油系统(主供油和备用供油)的最小燃油流量必须为根据本部要求在起飞状态下经批准的发动机最大功率下燃油流量的 150%。

(c)泵供油系统每台活塞式发动机的每套泵供油系统(主供油和备用供油)的最小燃油流量必须为根据本部要求在起飞状态下经批准的发动机最大功率下燃油流量的 125%,

(1)对于每个主燃油泵和应急泵,都必须具备上述流量,而且在起飞期间,当泵运转时必须提供该流量;

(2)对于每个手摇泵,必须在每分钟不超过 60 个循环(120 个单行程)的条件下达到该流量。

(d)辅助燃油系统和燃油运输系统本条((b), (c), (f)适用于每一辅助系统

和转输系统，但是流量按下述规定：

(1)所要求的燃油定量，必须按发动机最大连续功率和发动机最大转速来确定，而不是按起飞功率和起飞耗油量来确定；

(2)对于向大主油箱输油的小辅助油箱，可以采用较低的燃油流量，只要设有一个合适的标牌，注明在主油箱用到某一预定燃油量之前辅助油箱不得向主油箱输油。

(e)多燃油箱 如活塞发动机可以由一个以上的燃油箱供油时，由于燃油耗尽而致发动机停车后，必须能在平飞状态下接通任一满油油箱而再次起动该发动机，此时发动机由任一其它油箱供油。

(f)涡轮发动机燃油系统

(1)在各种预定运行条件下和机动飞行中，每一涡轮发动机 A 油系统必须至少提供发动机所需燃油量的 100%。可以在一个合适的模拟装置上模拟这些情况。此流量必须以飞艇在运行中预期的最不利的供油情况（对应于各高度、姿态、和其它情况）验证。

(2)如涡轮发动机可以由一个以上的燃油箱供油时，由于燃油耗尽而致发动机停车后，必须能在平飞状态下接通任一满油箱而再次起动、该发动机，此时发动机从任何其它一个油箱供油。

5.12 连通油箱之间的燃油流动

油箱出口相互连通的重力供油系统，在 5.13 条规定的条件下（但必须使用满油箱），油箱之间应有足够的燃油流动而必须不可能造成从任何通气口滋出燃油。

5.13 不可用燃油量

每个燃油箱的不可用燃油量必须制定为不小于下述油量：对于需该油箱供油的所有预定运行和机动飞行，在最不利供油条件下，发动机工作开始出现不正常时该油箱内的油量。

5.14 燃油系统在热气候条件下的工作

在临界工作情况下，且气温为 HOF 时使用燃油，此时每套燃油系统必须不发生气塞。

5.15 燃油箱：总则

(a) 油箱必须能承受运行中可能遇到的振动、惯性、油液及结构的载荷而不损坏。

(b) 软油箱必须是可接受的类型。

(c) 整体油箱必须易于进行内部检查和修理。

(d) 油箱总的可用油量，必须足以供发动机以最大连续功率使用至少半小时。

(e) 必须调好每个燃油流量表以对应参 5.13 所确定的不可用燃油量。

5.16 燃油箱试验

(a) 每个燃油箱必须能承受下述压力而不会损坏或漏油：

(1) 对于每个普通金属油箱和油箱壁不支持于飞艇结构的非金属油箱，为 3.5 磅/英寸²，或当油箱处于满油状态，飞艇以最大极限加速度飞行时产生的压力，两者中取大值；

(2) 对于每个整体油箱，为油箱满油的飞艇在最大限制加速度时所产生的压力，并同时施加临界限制结构载荷；

(3)对于箱壁支持于飞艇结构，和用可接受的基本油箱体材料以可接受方式构成的每种非金属油箱，在真实的或模拟的支承条件下，对特定设计的首件油箱，为 2 磅/英寸²，支承结构必须按飞行或着陆强度情况下产生的临界载荷与相应的加速度引起的燃油压力载荷组合来进行设计。

(b)每个具有大的无支承（或无加强）平面的油箱，必须能够承受下列试验而不漏油或损坏：

(1)必须用完整的油箱连同其支承件作振动试验，试验时的固定方式应模拟实际安装情况；

(2)除了本条(b)(4)规定外，油箱组合件必须在装有 2/3 油箱容量的水或其它合适试验液，以不小于 1/32 英寸振幅（除非证实可采用其它振幅）振动 25 小时；

(3)振动试验频率必须按如下规定：

(i)如果在发动机正常运转转速范围内，由转速引起的振动频率中没有临界频率，则振动试验频率必须为发动机最大连续转速(转/分)乘以 0.9 得到的数值，以每分钟周期数计；

(ii)如果在发动机正常运转转速范围内，由转速引起的振动频率中只有一个临界频率，则必须以此频率作为试验频率；

(iii)如果在发动机正常运转转速范围内，由转速引起的振动频率中有多个临界频率，则必须以其中最严重的作为试验频率。

(4)在本条(b)(3)(ii)和(iii)的情况下，必须调整试验时间，使达到的振动循环数与按本条(b)(3)(i)规定频率在 25 小时内所完成的振动循环数相同；

(5)试验时，必须以每分钟 16~20 个整循环的速率绕与机身轴线平行的轴摇晃油箱，摇晃角度为水平面上下各 15°（共 30°），历时 25 小时。

(c)如果整体油箱所采用的构造和密封方法未被先前试验数据或使用经验

证明是合适的，则该油箱必须能经受本条(b)(1)至((4)规定的振动试验。

(d)每个具有非金属软油箱的油箱舱，必须装有室温的燃油，经受本条(b)(5)规定的晃动试验。另外，必须用一个与飞艇上所用的基本结构相同的软油箱样件，安装在一个合适的试验油箱舱内，用温度为 110° F 的燃油进行晃动试验。

5.17 燃油箱安装

(a)每个燃油箱的支承必须使油箱载荷不集中。此外，还必须符合下列规定：

(1)如有必要，必须在油箱与其支承件之间设置隔垫，以防擦伤油箱；

(2)隔垫必须不吸收液体，或经处理后不吸收液体；

(3)如果使用软油箱，则软油箱的支承必须使其不必承受油液载荷；

(4)每个油箱舱内表面必须光滑，而且不具有会磨损软油箱的凸起物，除非满足下列要求之一：

(i)在凸起物处，具有保护软油箱的措施；

(ii)软油箱本身构造具有这种保护作用；

(5)在任何运行条件下，每个囊式油箱的气相空间均必须保持正压，但已表明零压或负压不会引起囊式油箱塌陷的特殊情况除外；

(6)加油口盖不适当的扣紧或丢失，不可引起囊式油箱的塌陷或燃油的虹吸（少量的溢漏除外）。

(b)每个油箱舱必须有通气口和排漏孔，以防止可燃液体或油气聚集。如果油箱是飞艇结构的一个整体部分，则邻近该油箱的每个舱也必须有通气口和排漏孔。

(c)油箱不得装在防火墙靠发动机的一侧。油箱与防火墙之间必须至少有 1/2 英寸的间距。直接位于发动机舱主要空气出口后面的发动机短舱蒙皮，不得作为整体油箱的箱壁。

(d)油箱不可安装在多发飞艇的载人舱中。如果油箱装在单发飞艇的载人舱中，必须采用防油气和防燃油的罩将它隔开，并设置通往吊舱外部的排漏孔和通气口。如果使用囊式油箱，则必须有一个在结构完整性方面至少与金属油箱等效的保护罩。

(e)油箱的设计、布局及安装在下列情况下必须能保存燃油：

(1)3.26 条规定的应急着陆情况的惯性力；和

(2)当飞艇在起落架收起状态或一侧起落架折损情况下可能发生的各种情况。

5.18 燃油箱膨胀空间

除非油箱的通气口不会喷溅到飞艇上，否则每个燃油箱必须具有不可少于 2%油箱容积的膨胀空间。必须使飞艇处于正常地面姿态时，不可能由于疏忽而使所加燃油占用膨胀空间。

5.19 燃油箱沉淀槽

(a)每个燃油箱均必须有可排放的沉淀槽，其有效容积在正常地面和飞

行姿态时不小于油箱容积的 0.1%或 1/16 美加仑(两者中取大值), 但下列情况例外:

(1)燃油系统有一个排放时易于接近的积液槽或腔, 其容量应是燃油箱容量每 20 美加仑为 1 盎司; 和

(2)每一油箱出口的位置, 在正常地面姿态下, 应使水从油箱的所有部位排入积液槽或腔。

(b)按本条(a)要求而设置的每一沉淀槽、积液槽和积液腔的放液嘴, 必须符合 5.29 条(b)的放液嘴规定。

5.20 燃油箱加油口接头

(a)每个油箱加油口接头均必须按 7.21 条(c)的规定作标记。

(b)必须能防止滋出的燃油流入油箱舱, 或流入油箱外飞艇的任何部分。

(c)每个主加油口的加油口盖必须有耐 A 油密封装置。但是, 油箱加油口盖可以有小孔, 用于通气或作为量油计穿进口盖的通路, 只要水份不能进入油箱即可。

(d)除压力加油点外, 每个加油点均必须有使飞艇与地面加油设备电气搭铁的设施。

5.21 燃油箱通气和汽化器蒸气排放

(a)每个燃油箱必须从膨胀空间顶部通气。此外应满足下列要求:

(1)每个通气口的位置和构造必须使冰或其它外来物堵塞的概率减至最小;

(2)每个通气口的构造必须能防止正常运行时产生燃油虹吸;

(3)通气量必须能够迅速地消除油箱内外的过大压差;

(4)出口互通的油箱，其膨胀空间必须互通；

(5)飞艇处于地面姿态或水平飞行姿态时，通气管中不得有会积水而不能排放的部位；和

(6)通气管所终止的部位，不得使通气管出口排出的燃油会引起着火，或使油气可能进入载人舱；

(b)每个具有蒸气消除接头的汽化器和有蒸气返回装置的注油式发动机必须有单独的通气管路将蒸气引回到 0 油箱的上部。如用一个以上的油箱时，并以任何理由需要这些油箱按一定顺序工作时，除非依油箱的相对容积而言返回其它油箱更好一些，一般其蒸气通气返回管路必须导回第一个使用的燃油箱。

5.22 燃油箱出油口

(a)燃油箱出油口或增压泵都必须装有符合下列规定的燃油滤网

(1)对于活塞发动机飞艇，该滤网为 8-16 目/英寸；和

(2)对于涡轮发动机飞艇，该滤网能阻止可能造成限流或损坏燃油系统任何部件的杂物通过。

(b)每个燃油箱出油口滤网的流通面积，必须至少是出油口管路截面积的 5 倍。

(c)每个滤网的直径，必须至少等于燃油箱出油口直径。

(d)每个指形滤网必须便于检查和清洗。

5.23 压力加油系统

对于压力加油系统，采用下列规定：

(a)每一压力加油系统燃油歧管接头必须有措施，能够在燃油进口阀一

一旦失效时防止危险量的燃油从系统中溢出；

(b)必须装有自动切断设施，用以防止每个油箱内的燃油量超过该油箱经批准的最大载油量。该设施必须在油箱每次加油前，能够检查切断功能是否正常；

(c)必须具有在本条(b)规定的自动切断设施失效后，能防止损坏燃油系统的措施；

(d)燃油系统中直到油箱为止的承受加油压力的各部分，其检验压力和极限压力必须分别为加油时很可能出现的波动压力的 1.33 倍及 2.0 倍。

燃油系统部件

5.24 燃油泵

(a)主油泵为发动机正常运行或为满足本分部所规定(本节(b)中规定的除外)燃油系统要求所需的每个燃油泵均属主油泵。对于每台主油泵必须有允许每个正排量燃油泵旁路通油的措施。但作为发动机的一部分获批准的燃油注射泵（当在汽化器内未能完成注射时，供应正常注油油流和油压的一种泵）则除外。

(1)用燃油泵向发动机供油的活塞发动机装置必须至少具备一台主油泵，泵必须由发动机直接驱动或电驱动。如为电动泵，则应满足下列要求：

(i)每台发动机所用的主油泵的包括电源在内的电气系统必须和任何其他发动机上的每台主油泵的电气系统相互独立。

(ii)每台发动机所用的应急泵的包括电源在内的电气系统必须和该台发动机主油泵的电气系统相互独立。

(iii)除发动机起动运行以外的情况，在正常运行情况，该独立的燃油泵电气系统必须不和发动机或机体任何共用电气负载连通。

(iv)任何其他电气系统，其中包括发动机和机体两个系统中的任一故障，均必须不对任何燃油泵电气系统的任何部分产生不利影响。

(v)位于座舱内的主燃油泵开关必须和其他所有开关隔开，并有保险措施以防止无意触动。

(2)对于涡轮发动机安装，发动机正常运转所需的或满足本分部燃油系统要求所需的燃油泵是主燃油泵(本条(b)要求的除外)。此外，还必须满足下列要求：

(i)每台涡轮发动机必须至少有一台主燃油泵；

(ii)每台发动机主燃油泵的动力源，必须独立于任何其它发动机主燃油泵的动力源；

(iii)对于每台主燃油泵（经批准作为发动机一个组成部分的燃油注射泵除外），必须有允许正排量式燃油泵旁路通油的措施。

(b)应急燃油泵必须有应急燃油泵，当任一主燃油泵（经批准作为发动机一个组成部分的燃油注射泵除外）失效后，应能立即向相应发动机供油。每台应急燃油泵的动力源必须独立于相应的各主燃油泵动力源。

(c)警告措施如果正常燃油泵和应急燃油泵两者均连续工作，则必须具有能向相应的飞行机组成员指示任一油泵故障的设施。

(d)不管发动机功率（或推力）调定或者任何其它燃油泵的功能状态如何，任何一台燃油泵的工作都不得影响发动机运转而造成危险。

5.25 燃油系统导管和接头

(a)每根燃油导管的安装和支承，必须能防止过度的振动，并能承受燃油压力及加速度飞行所引起的载荷。

(b)连接在可能有相对运动的飞艇部件之间的每根燃油导管，必须用柔性连接。

(c)燃油管路中可能承受压力和轴向载荷的每一柔性连接，必须使用软管组件。

(d)软管必须经过批准，或必须表明适合于其特定用途。

(e)暴露在高温下可能受到不利影响的软管，不得用于在运行中或发动机停车后温度过高的部位。

5.26 燃油系统部件

必须对发动机短舱内或吊舱内的燃油系统部件进行保护，以防止在有铺面的跑道上机轮收起着陆时，发生燃油喷溅足以造成起火的损坏。

5.27 燃油阀和燃油控制器

(a)必须具有能使相应飞行机组人员在飞行中快速分别切断每台发动机供油的手段。

(b)燃油切断阀不得安装在任何防火墙靠发动机的一侧。此外，必须具有下列措施：

(1)防止燃油切断阀因疏忽被误动的措施；和

(2)允许有关的飞行机组成员在某一燃油切断阀关闭后再迅速打开该阀门的措施。

(c)燃油阀和燃油系统控制器的支承必须使得阀门工作，或加速飞行情

况下所造成的载荷不会传给与阀门相连的导管。

(d)燃油阀和燃油系统控制器的安装必须使重力和振动不影响其选定的位置。

(e)每个燃油阀手柄以及手柄与阀门机构的连接必须具有将不正确安装的可能性减至最小的设计特点。

(f)必须在构造上或采取其它相应措施防止不正确装配或错误连接燃油单向阀。

(g)燃油箱选择阀必须满足下列要求：

(1)需用独立的明显不同动作才能将选择器置于断开位置；

(2)燃油箱选择器的安装位置应使从某一油箱转换到另一油箱时，不可能通过“断开”位置。

5.28 燃油滤网或燃油滤

燃油箱出油口与燃油计量装置入口，或与发动机传动的正排量泵入口（两种人口中取距油箱出口较近者）之间，必须设置满足下列要求的燃油滤网或燃油滤：

(a)便于放液和清洗，且必须有易于拆卸的网件或滤芯；

(b)具有沉淀槽和放液嘴，如果滤网或油滤易于拆卸进行放液，则不必设置放液嘴。

(c)安装成不由相连导管或滤网（或油滤）本身的入口（或出口）接头来承受其重量；和

(d)具有足够的滤通能力（根据发动机的使用限制），以便在燃油脏污程度（与污粒大小和密度有关）超过 FAR33 部或等效标准对发动机所规定

的值时，保证发动机燃油系统的功能不受损害。

5.29 燃油系统放液嘴

(a)燃油系统必须至少有一个放液嘴，当飞艇处于正常地面姿态时，可以安全地放出整个系统内的油液。

(b)本条(a)以及 5.19 条要求的放液嘴必须满足下列要求：

(1)使排放液避开飞艇各个部分；

(2)有手动或自动的机构，能确定地锁定在关闭位置；

(3)有便于接近的放油阀门，并能易于开、关；其安装位置或本身具有保护装置，从而在起落架收起的着陆情况下防止 a 油喷溅。

5.30 应急放油系统

如安装应急放油系统，则必须能以每分钟 100 美加仑的速率排放燃油。整个系统的设计应使供安全着陆所需的燃油量不致被排放掉。

(a)必须在下降、爬升和平飞各状态下演示燃油的应急排放。在该项飞行试验中应满足以下条件：

(1)应急放油系统及其使用无着火危险；

(2)放出的燃油应避开飞艇的各个部分；

(3)燃油和油气不会进入飞艇的任何部位；和

(4)应急放油对飞行操纵性没有不利影响。

(b)应急放油阀的设计，必须允许飞行人员在应急放油过程中的任何时刻都能关闭放油阀。

(c)如已表明燃油的应急排放会受到发动机工作、发动机推力换向、或辅助动力装置工作的影响而恶化时，则在应急排放操纵把手的附近应有标

牌以警告飞行机组成员在以上情况排放时注意。

(d)应急放油系统的设计，必须在该系统中发生任何合理可能的单一故障时，将不致由于不能排放燃油而出现险情。

滑油系统

5.31 总则

(a)每台发动机必须有独立的滑油系统，在不超过安全连续运转温度值的情况下，能向发动机供给适量的滑油。

(b)可用滑油量不得小于飞艇在临界运行条件下的续航时间与同样条件下批准的发动机最大允许滑油消耗量的乘积，加上保证系统循环的适当余量。

(c)对于没有滑油传输系统的滑油系统，只能考虑油箱的可用油量。不得考虑发动机滑油管路、滑油散热器内的滑油量和顺桨储油。

(d)如果有滑油传输系统，则可将传输油泵能从这些管路中输出的油量计入滑油油量内。

5.32 滑油箱

(a)安装每个滑油箱的安装必须满足下列要求：

(1)5.17 条(a)和(b)的要求；

(2)能承受运行中可能遇到的各种振动、惯性和液体载荷。

(b)膨胀空间必须按下列要求保证滑油箱的膨胀空间：

(1)用于活塞发动机的每个滑油箱，必须具有不小于 10%油箱容积或 0.5 美加仑的膨胀空间（取大值）。用于涡轮发动机的每个滑油箱，必须具有不小于 10%油箱容积的膨胀空间；

(2)必须使飞艇处于正常地面姿态时，不可能由于疏忽而使所加滑油占用膨胀空间。

(c)加油接头每一能积存相当容量滑油的滑油箱凹型加油接头必须有放油嘴，并且在放油时不会污染飞艇的各个部分。此外：

(1)每个油箱加油口盖必须有滑油密封装置：和

(2)每个油箱加油口必须按 7.21 条(c)规定作标记。

(d)通气滑油箱必须按下列要求通气：

(1)滑油箱必须从膨胀空间的顶部向发动机机匣通气；在各种正常飞行情况下通气接头均不能被滑油淹没；

(2)滑油箱通气口的布置，必须使可能冻结和堵塞管路的冷凝水蒸气不会聚积在任何一处；

(e)出油口滑油箱出油口不得用在任一工作温度下会使滑油流量减到低于安全值的滤网或护罩加以包覆。滑油箱出口直径不得小于发动机滑油泵进口的直径。用于涡轮发动机的滑油箱必须具有防止任何外来物进入滑油箱本身或进入滑油箱出油口的措施，以免妨碍滑油在系统中流动。用于涡轮发动机的滑油箱的出油口处，必须装有切断阀，如果滑油系统的外露部分（包括滑油箱支架）是防火的则除外。

(f)软滑油箱软滑油箱必须是可接受的类型。

5.33 滑油箱试验

除按下列规定外，每个滑油箱必须按 5.16 条进行试验：

(a)油箱结构的试验压力必须用 5 磅/英寸²来代替 5.16(a)中规定的压力；

(b)对于具有非金属软油箱的油箱舱，试验液必须用滑油来代替 5.16(d)

中规定的燃油，软油箱试样进行晃动试验时，必须用温度为 250° F 的滑油；

(c)用于涡轮发动机的增压油箱，试验压力不得小于 5 磅/英寸² 加上该油箱的最大工作压力。

5.34 滑油导管和接头

(a)滑油导管滑油导管必须满足 5.25 条的要求，并必须能以足够的流量和压力供应滑油，以保证在任何正常运行条件下发动机的正常运转。

(b)通气管通气管必须按下列要求布置：

(1)可能冻结和堵塞管路的冷凝水蒸气不会聚积在任何一处；

(2)在出现滑油泡沫或由此引起排出的滑油喷溅到驾驶舱风挡上时，通气管的排放物不会构成着火危险；

(3)通气管不会使排放物进入发动机进气系统。

(4)保护通气输出口不被冰或外来物堵塞。

5.35 滑油滤网或滑油滤

(a)每台涡轮发动机安装，必须包括能过滤发动机全部滑油并满足下列要求的滑油滤网或滑油滤：

(1)具有旁路的滑油滤网和滑油滤，其构造和安装必须使得在该滤网或油滤完全堵塞的情况下，滑油仍能以正常的速率流经系统的其余部分；

(2)滑油滤网或滑油滤必须具有足够的滤通能力（根据发动机的使用限制）和网眼尺寸，以便在滑油脏污程度（与污粒大小和密度有关）超过 FAR33 部或等效标准对发动机所规定的值时，保证发动机滑油系统功能不受损害；

(3)滑油滤网或滑油滤（除非将其安装在滑油箱出口处）必须安装指

示器，在其达到按本条(a)(2)制定的滤通能力之前指示出滤网的脏污程度。

(4) 滑油滤网或滑油滤旁路的构造和安装，必须通过其适当设置使聚积的污物逸出最少，以确保聚积的污物不致进入旁通油路：

(5) 不具备旁路的滑油滤网或滑油滤（装在滑油箱出口处除外），必须具有将滑油滤网或滑油滤与 6.3 条(c)(7)中要求的警告系统相连的措施。

(b) 使用活塞发动机的动力装置安装中，滑油滤网或滑油滤的构造和安装，必须使得在该滤网或油滤滤芯完全堵塞的情况下，滑油仍能以正常的速率流经系统的其余部分。

5.36 滑油系统放油嘴

滑油系统至少有一个可达的放油嘴，它能够：

(a) 安全地排放整个滑油系统的滑油；和

(b) 有手动或自动的机构，能将其确实地锁定在关闭位置。

5.37 滑油散热器

安装有滑油散热器时，每个滑油散热器及其支承结构，必须能承受在运行中可能遇到的振动、惯性力和滑油压力载荷。

5.38 螺旋桨顺浆系统

(a) 如果螺旋桨顺浆系统使用发动机的滑油进行工作，则滑油箱必须有保留一定量滑油的措施，以防由于滑油系统任一部分(油箱本身除外)的损坏而使滑油流尽。

(b) 保留的滑油量必须足以完成顺浆工作，并且仅供顺浆泵使用。

(c) 必须表明顺浆系统使用保留的滑油完成顺浆的能力。

(d) 必须采取措施防止油泥或其它外来物影响螺旋桨顺浆系统安全工

作。冷却

5.39 总则

在地面和直到申请批准的最大高度空中运行时，动力装置的冷却措施必须能使动力装置部件、发动机所有液体温度均保持在所制定的温度限制以内。

5.40 冷却试验

(a)总则必须在地面直到申请批准的最大高度空中运行（包括空中巡航、悬停、爬升和下降）的所有临界运行条件下表明符合 5.39 条的要求。对于涡轮增压式发动机，当通过爬升剖面中需要使用涡轮增压器的部分时，每个涡轮增压器必须工作，其工作方式必须符合预定功能。对于上述试验，采用下列规定：

(1)如果在偏离本条(b)规定的最高外界大气温度下进行试验，则必须按本条(c)和(d)修正所记录的动力装置温度。如有适用的更合理的修正法则除外；

(2)根据本条(a)(1)所确定的修正温度，不得超过制定的限制；

(3)冷却试验所用的燃油必须是经批准用于该发动机的最低燃油品级，而混合比必须是正常运行中使用的值；

(b)最高外界大气温度相应于海平面条件的最高外界大气温度必须至少规定为 100°F。在海平面以上，假设温度递减率为：高度每增加 1,000 英尺，温度下降 3.6° F。然而对于冬季使用的装置，申请人可以选用低于 100° F 的相应于海平面条件的最高外界大气温度。

(c)修正系数（气缸筒不适用） 对于规定了温度限制的发动机所用液

体和动力装置部件（气缸筒除外）的温度必须进行修正，修正方法为：此温度加上最高外界大气温度与外界空气温度（冷却试验中所记录的部件或液体最高温度首次出现时的外界空气温度）的差值，如果采用更合理的修正方法则除外。

(d) 气缸筒温度的修正系数 气缸筒温度必须进行修正，修正方法为：此温度加上最高外界大气温度与外界空气温度（冷却试验中记录的气缸筒最高温度首次出现时的外界空气温度）差值的 0.7 倍。

5.41 冷却试验程序

(a) 总则必须按飞艇的下述条件对每一个飞行阶段作冷却试验：

(1) 取对冷却最临界的构形（包括活塞式发动机驱动的飞艇由申请人所选定的发动机整流罩通风片位置，以及对于有推力转向装置的发动机，由申请人制定的推力转向程序）；和

(2) 取对冷却最临界的情况。

(b) 温度稳定就冷却试验而言，当温度变化每分钟少于 27 时，即认为温度已达到稳定。对于各飞艇和各个飞行阶段均适用以下稳定规则——

(1) 飞艇进入被研究飞行阶段时，温度必须已经稳定；或

(2) 如果进入条件一般不能使温度稳定，则必须在进入被研究的飞行阶段之前通过整个进入状态下的运行，以使在进入时各项温度达到其自然水平。

(c) 试验持续时间对每一个飞行阶段试验都必须进行到达到下述任一状态为止——

(1) 部件和发动机所用液体的温度达到稳定；

(2)飞行阶段结束；

(3)达到使用限制值。

(d)涡轮发动机驱动的飞艇对这种飞艇采用下述补充要求：在起飞冷却试验之前，应使发动机处于地面慢车情况相当的时间，使动力装置的部件和发动机工作液的温度达到稳定。

(e)活塞式发动机驱动的飞艇对这种飞艇有以下补充要求：

(1)对于单发飞艇，爬升期的发动机冷却试验必须按下述规定进行：

(i)必须以不低于 75%最大连续功率的发动机状态作平飞，使其温度达到稳定。

(ii)飞艇必须在实际可能的最低高度以起飞功率开始爬升，至起飞功率的规定持续时间后，功率转为最大连续功率。

(iii)爬升速度不得超过相应于最大连续功率的最佳爬升率速度，除非在达到冷却试验所选择的速度时，飞艇的航迹倾角等于或大于按 2.8 确定的最小要求的爬升角，而且飞艇有气缸头温度指示器。

(iv)在记录到最高温度之后，飞艇还必须以最大连续功率至少飞行 5 分钟。

(2)多发飞艇的爬升期发动机冷却试验必须按下述规定进行：

(i)单发停车；

(ii)必须在工作发动机以不低于 75%最大连续功率平飞时，使其温度达到稳定。

(iii)飞艇必须在实际可能的最低高度以起飞功率开始爬升，至起飞功率的规定持续时间后，功率转为最大连续功率。

(iv)爬升速度不得超过相应于最大连续功率的最佳爬升率速度，除非在达到冷却试验所选择的速度时，飞艇的航迹倾角等于或大于按2.9确定的最小要求的爬升角，而且飞艇有气缸头温度指示器。

(v)在记录到最高温度之后，飞艇还必须以最大连续功率飞行至少5分钟。

液体冷却

5.42 安装

(a)总则每台液冷式发动机必须有一个独立的冷却系统(包括冷却液箱)，并按以下要求安装：

(1)冷却液箱的支承，应使液箱载荷分布在液箱的大部分表面上；

(2)在冷却液箱及其支座之间应装有隔垫以防擦伤；

(3)在充液或工作时，除膨胀箱外，冷却系统的任何部分不能集存空气和蒸气。隔垫必须是不吸液的或经处理防止吸收可燃液体。

(b)冷却液箱冷却液箱的容量必须至少为1美加仑，加上冷却系统容量的10%。此外，还应满足下列要求：

(1)每个冷却液箱必须能承受在运行中可能遇到的振动、惯性力及液体载荷；

(2)每个冷却液箱必须至少有整个冷却系统容量10%的膨胀空间；

(3)飞艇在正常地面姿态时，必须不可能由于疏忽而使所加冷却液占用膨胀空间。

(c)加液口接头每个冷却液箱加液口接头均必须按7.21(c)条的规定作标记。此外，还应满足下列要求：

(1)必须防止溢出的冷却液流入冷却液箱舱，或流入冷却液箱外的飞艇任何部分；

(2)每个凹形冷却液加液口接头，必须有放液嘴，其排放液能避开飞艇各个部分。

(d)导管和接头每个冷却液系统的导管和接头必须符合 5.25 的规定。但是发动机冷却液进口和出口导管的内径不得小于相应的发动机进口接头的直径。

(e)散热器冷却液散热器必须能承受它通常遇到的振动、惯性力及冷却液压力载荷。此外，还应满足下列要求：

(1)每个散热器的支承必须允许由于工作温度而引起的膨胀并能防止将有害的振动传给散热器；

(2)如果使用可燃冷却液，冷却液散热器进气道的位置必须使起火时从发动机短舱来的火焰不能触及散热器。

(f)放液嘴必须有一个满足下列要求的可接近的放液嘴：

(1)在飞艇处于正常地面姿态时，可以放出整个冷却系统（包括冷却液箱、散热器和发动机）内的液体；

(2)排放液能避开飞艇各个部分；

(3)具有能确实地将它锁定在关闭位置的设施。

5.43 冷却液箱试验

每个冷却液箱必须按 5.16 条进行试验，但下列要求除外：

(a)5.16 条(a)(1)要求的试验必须用类似的试验来代替，试验的压力为满液箱在最大极限加速度时产生的压力或 3.5 磅/英寸²的压力(两者中取大

值), 再加上系统的最大工作压力。

(b)对于具有非金属软液箱的液箱, 试验液必须用冷却液来代替 5.16 条 (d)规定的燃油, 软液箱试样的晃动试验必须在工作温度下用冷却液进行。

进气系统

5.44 进气

(a)每台发动机的进气系统必须在申请审定的各种运行条件下, 供给发动机所需要的空气。

(b)每台活塞发动机的安装必须至少有两个分开的进气口, 并必须符合下列要求:

(1)主进气口可以位于发动机罩内, 条件是发动机罩的该部分与发动机附件区有耐火隔板隔开, 或者有防止出现回火火焰的手段;

(2)备用进气口必须位于被屏蔽的位置, 并且如果出现回火火焰会引起危险, 则不得放在发动机罩内;

(3)通过备用进气系统供给发动机空气, 除由于空气温度上升引起的功率损失之外, 不得引起过多的功率损失。

(c)对于涡轮发动机飞艇, 应满足下列要求:

(1)必须有措施防止由可燃液体系统的放液嘴、通气口或其它部件漏出或溢出的危险量燃油进入发动机进气系统;

(2)进气道的位置或防护必须使其在起飞、着陆和滑行过程中吸入外来物的程度减至最小。

5.45 进气系统的防冰

(a)活塞式发动机活塞式发动机的进气系统必须有防冰和除冰措施, 除

非由其他方法来满足上述要求，否则，必须表明，在温度 30° F 无可见水汽的空气中符合下列规定：

(1)采用普通文氏管式汽化器的海平面发动机的飞艇装有预热器，能在发动机以 75%最大连续功率运转情况下提供 90° F 的温升；

(2)采用普文氏管式汽化器的高空发动机的飞艇装有预热器，能在发动机以 75%最大连续功率运转情况下提供 120° F 的温升；

(3)采用防冰的汽化器的高空发动机的飞机装有预热器，能在发动机以 60%最大连续功率运转情况下提供 100° F 温升：

(4)采用防冰的汽化器的海平面发动机的单发飞艇装有遮蔽的备用气源，该气源的预热不低于发动机冷却空气流经气缸后所提供的预热；

(5)采用防冰的汽化器的海平面发动机的多发飞艇装有预热器，能在发动机以 75%最大连续功率运转情况下提供 90° F 的温升。

(b)涡轮发动机

(1)涡轮发动机及其进气系统，必须能够在所制定的飞艇限制内的整个发动机飞行功率（推力）范围（包括慢车）和下列条件下工作，而发动机或进气系统部件上没有不利于发动机运转或引起功率（推力）严重损失的冰聚积：

(i)FAR25 部附录 C 规定的结冰条件；

(ii)降雪和扬雪两种情况。

(2)每台涡轮发动机必须在温度 15 ~ 30° F、液态水含量不小于 0.3 克/米³、水呈水滴状态（其平均有效直径不小于 20 微米）的大气条件下，进行地面慢车运转 30 分钟，此时可供发动机防冰用的引气处于其临界状

态，而无不利影响，随后发动机以起飞功率（推力）作短暂运转。在上述 30 分钟慢车运转期间，发动机可以按适航当局可接受的方式间歇地加大转速到中等功率（推力）。

(c) 每台装有增压器（对进入汽化器之前的空气进行增压）的活塞发动机，在判断符合本条(a)的规定时，在任何高度上均可利用由此增压所产生的空气温升，只要所利用的温升是在有关的高度和运转条件下因增压而自动获得的。

5.46 汽化器空气预热器的设计

汽化器装有空气预热器时，它的设计和构造必须能够：

- (a) 当发动机用不预热的空气运转时，保证预热器的通风；
- (b) 能够检查预热器所包围的排气歧管部分；
- (c) 能够检查预热器本身的关键部位。

5.47 进气系统管道

(a) 进气系统管道必须有放液嘴，以防止在正常的地面和飞行姿态时燃油或水气的聚积。放液嘴不得在可能引起着火危险的部位放液。

(b) 连接在可能有相对运动的部件之间的每根进气管道必须采用柔性连接。

5.48 进气系统的空气滤

如果进气系统采用空气滤，则应符合以下规定：

- (a) 每个空气滤都必须位于汽化器上游；
- (b) 如进气系统是空气进入发动机的唯一通道，则空气滤不得位于此系统的任何位置上，除非满足下列要求：

- (1)可得到的预热至少为 100° F;
- (2)空气滤能用热空气除冰;
- (c)空气滤不得单用酒精除冰;
- (d)必须使燃油不可能冲击到任何空气滤上。

5.49 涡轮发动机的引气系统

对于涡轮发动机引气系统，采用下列规定：

- (a)如果管道在发动机引气口与使用引气的飞艇设备之间任何部位上发生破裂或损坏，不得引起危险的结果；
- (b)必须确定最大的引气量对飞艇和发动机性能的影响；
- (c)发动机滑油系统的故障，不得引起座舱空气系统的危险污染。

排气系统

5.50 总则

(a)排气系统必须确保安全地排出废气，没有着火危险，在任何载人舱内也没有一氧化碳污染。为了进行测试，可使用任何可接受的一氧化碳检查方法。来表明不存在一氧化碳。

(b)表面温度足以点燃可燃液体或蒸气的每个排气系统零件，其安置或屏蔽必须使得任何输送可燃液体或蒸气系统的泄漏，不会由于液体或蒸气接触到排气系统（包括排气系统的屏蔽件）的任何零件引起着火。

(c)必须用防火的屏蔽件将所有排气系统部件与邻近的飞艇易燃部分（位于发动机舱之外的）相隔开。

(d)不得在任何易燃液体、可能引起火情的通风口或排液口附近排放废气。

(e)所有排气系统部件均必须通风，以防某些部位温度过高。

(f)废气不得排到所引起的闪光会在夜间严重影响驾驶员视觉的地方。

(g)如果存在较大的积油处，为了防止发动机起动失败后有燃油积聚，涡轮发动机排气系统必须具备放油嘴，在任何正常的地面和飞行姿态下，排放油液都应避开飞艇。

(h)每个排气热交换器必须有防止热交换器内部发生任何故障后排气口被堵塞的设施。

5.51 排气管

(a)排气歧管必须是防火和耐腐蚀的，并且必须有措施防止由于工作温度引起的膨胀而造成损坏。

(b)每个排气歧管的支承，必须能承受使用中可能遇到的各种振动和惯性载荷。

(c)连接在可能有相对运动的部件之间的排气管零件必须采用柔性连接。

5.52 排气热交换器

对于活塞发动机飞艇，采用下列规定：

(a)排气热交换器的构造和安装，必须能承受运行中可能遇到的各种振动、惯性和其它载荷。此外，还应满足下列要求：

(1)排气热交换器必须适合于高温下连续工作，并能耐排气腐蚀；

(2)必须具有检查排气热交换器关键部位的措施；

(3)排气热交换器接触废气的部位必须通风。

(b)用于给通风空气加温的排气热交换器的构造必须使废气不能进入通

风空气中。

动力装置操纵器件和附件

5.53 动力装置的操纵器件：总则

(a)动力装置操纵器件的位置和排列必须符合 4.31 条的规定并按 7.20 条 (a)的要求作标记。

(b)柔性操纵器件必须是可接受的类型。

(c)每个操纵器件必须能保持在任何必要的位置，而无下列现象：

(1)要求飞行机组成员经常注意；

(2)由于操纵载荷或振动而滑移。

(d)每个操纵器件必须能承受工作载荷而不失效或没有过度的变形。

(e)对于涡轮发动机飞艇，任何动力装置操纵系统中单个的失效或故障，或可能的两者组合都不得造成动力装置为安全所必不可少的任何功能的丧失。

(f)位于发动机舱内而在着火时还要求工作的每个动力装置的操纵部分，必须至少是耐火的。

(g)位于驾驶舱内的动力装置的阀门操纵器件必须满足以下要求：

(1)对于手动阀门，在打开和关闭位置有确实的止动器，对于燃油阀门在上述位置要有适当的指示措施；

(2)对于动力作动阀门，应有向飞行机组指示下列情况之一的手段：

(i)阀门在全开或全关位置；

(ii)阀门在全开和全关位置之间移动。

5.54 发动机操纵器件

(a)每台发动机必须有单独的功率（或推力）操纵器件，而且每个需要操纵的增压器也必须具有独立的操纵器件。

(b)每个功率、推力或增压器的操纵器件，都必须能对其操纵的发动机或增压器进行确实和及时反应的操纵。

(c)功率操纵器件的布局必须能够对全部发动机分别独立操纵，也能进行同时操纵。

(d)如果功率或推力操纵器件具有断油的特性，则该操纵器件必须有措施防止其误动到断油位置，该措施必须满足下列要求：

(1)在慢车位置有确实的锁或止动器；

(2)要用一个另外的明显动作才能将操纵器件移到断油位置。

5.55 点火开关

(a)必须用点火开关来控制每台发动机上的每个点火电路。

(b)多发飞艇必须有快速切断所有点火电路的措施，其方法可将点火开关构成组列或者使用一个总点火控制器。

(c)每组点火开关和每个总点火控制器都必须有防止被误动的措施，但不要求连续点火的涡轮发动机的点火开关除外。

5.56 混合比操纵器件

如果有混合比操纵器件。每台发动机必须有一单独的混合比操纵器件。混合比操纵器件必须有保护装置或者其形状和布置可以通过感觉防止与其他操纵器件混淆。这类操纵器件的分组和布局必须能对每台发动机进行独立操纵或同时操纵全部发动机。

5.57 螺旋桨转速和桨距的操纵器件

(a)如果有螺旋桨转速或桨距的操纵器件，则必须成组排列并满足下列要求

- (1)能单独操纵每一螺旋桨；
- (2)能同时操纵所有螺旋桨。

(b)在多发飞艇上，该操纵器件必须易于使所有螺旋桨同步。

5.58 螺旋桨顺桨操纵器件

如有螺旋桨顺桨操纵器件，每一螺旋桨必须有一套独立操纵器件。每套操纵器件必须有防误操纵措施。

5.59 汽化器空气温度控制器

每台发动机必须有单独的汽化器空气温度控制装置。

5.60 动力装置附件

(a)发动机驱动的每一附件均必须符合下列规定：

- (1)经过批准可安装于相应的发动机上；
- (2)利用发动机上的设施进行安装；以及
- (3)具有密封，能防止发动机滑油系统和附件系统的污染。

(b)易产生电弧或火花的电气设备，其安装必须使接触可能呈自由状态的可燃液体或蒸气的概率减到最小。

(c)每台额定功率为 6 千瓦或 6 千瓦以上发电机的设计和安装必须将其发生故障时引起着火概率减到最小。

(d)发电机的冷却系统，必须能够将发电机的各零（组）件温度保持在其已经制定的地面使用和空中使用限制值以内。

5.61 发动机点火系统

(a)每个蓄电池点火系统必须可从发电机得到备用电能，当任一蓄电池电能耗尽时，此发电机可自动作为备用电源供电，使发动机能继续运转。

(b)蓄电池和发电机的容量，必须足以同时满足发动机点火系统用电量和使用同一电源的电气系统部件的最大用电量。

(c)发动机点火系统的设计必须计及下列情况：

(1)一台发电机不工作；

(2)一个蓄电池电能耗尽，而发电机以其正常转速运转；

(3)如果只装有一个蓄电池，该蓄电池电能耗尽，而发电机在慢车转速下运转。

(d)如果电气系统任一部分发生故障引起发动机点火所需的蓄电池连续放电，则必须有警告有关飞行机组成员的措施。

(e)每台涡轮发动机的点火系统都必须与其他涡轮发动机的点火系统互相独立，而且能防护艇体电荷和/或艇体故障的影响。

5.62 推力转向操纵器件

采用推力转向时，必须满足如下要求：

(a)每个推力转向操纵必须独立于所有其他操纵，而且必须有可靠而即时的反应。

(b)推力转向操纵器件必须便于驾驶员的操作，且必须使驾驶员能快速可靠地选择每一个相应的推力位置。

(c)当每一台推进器都有独立的推力转向操纵器件时：

(1)其布局必须既能对每台推进器进行独立操纵，又能同时操纵全部

推进器；和

(2) 飞艇必须通过演示验证，当一侧的推力转向装置在其正常飞行位置，而另一侧处于完全转向位置，发动机以最大起飞功率工作时，飞艇仍具安全飞行特性。

(d) 在推力转向系统失效情况下，必须有辅助装置使该系统回复至正常工作位置。

5.63 辅助动力装置操纵器件

在驾驶员座位处必须有装置能起动、停止和应急切断每一台安装好的辅助动力装置。

动力装置的防火

5.64 发动机防火墙周围的短舱区

位于发动机舱防火墙周围的部件、导管与接头的制造材料和离防火墙的距离，必须使它们在防火墙靠发动机一侧的部分受到温度不低于 2000° F 的火焰作用 15 分钟时，不会受到足以使飞艇发生危险的损坏。

5.65 导管、接头和部件

(a) 除了本条(b)规定的外，在易受发动机着火影响的任何区域内输送可燃体、气体或空气的每一组件、导管和接头均必须至少是耐火的，但属于发动机一部分并且固定在发动机上的可燃液体箱和支架必须是防火的或用防火罩防护，如果任何非防火零件被火烧坏后不会引起可燃液体渗漏或溅出，则除外。上述组件必须加防护罩或安置得能防止点燃漏出的可燃液体。软管组件（软管和管接头）必须是经批准的。活塞发动机上容量小于 25 夸脱的整体滑油收油池不必是防火的，也不必用防火罩防护。

(b)本条((a)不适用于下列情况:

- (1)已批准作为型号审定合格的发动机一部分的导管和接头;
- (2)破损后不会引起或增加着火危险的通风管和排放管及其接头。

5.66 通风

包容动力装置安装的任何部分的隔舱，都必须有通风装置以防止易燃蒸气的积聚。

5.67 切断措施

(a)每台发动机安装必须有措施，用来切断燃油、滑油、防冰液以及其它可燃液体，或者防止危险量的上述液体流入或流过任一发动机舱，或者在其内流动，但与发动机组成一体的导管除外。

(b)任何一台发动机其燃油切断阀的关闭，不可使其他发动机被中断供油。

(c)任何切断装置动作不得影响其它设备（诸如螺旋桨顺桨装置）以后的应急使用。

(d)切断装置必须装在发动机舱的外部，除非装在发动机舱内能保证等效安全。

(e)在切断装置关闭后，不得有危险量的可燃液体排入发动机舱。

(f)必须有措施防止切断装置被误动，并能使机组在飞行中重新打开已关闭的切断装置。

(g)在下列情况下，涡轮发动机安装不需要发动机滑油系统切断装置:

- (1)滑油箱和发动机组成一体或安装在发动机上;
- (2)位于发动机外部的所有滑油系统部件是防火的，或位于不易受发

动机着火影响的区域。

5.68 防火墙

(a)每台发动机、辅助动力装置、燃油燃烧加温器和其它在飞行中需要使用的燃烧设备，必须用防火墙、防火罩或其它等效设施与飞艇的其它部分隔离。

(b)防火墙或防火罩的构造必须能防止危险数量的液体、气体或火焰从发动机舱进入飞艇的其它部分。

(c)防火墙或防火罩的每个开孔，都必须用紧配合的接头、防火套圈、衬套或防火墙接头封严。

(d)防火墙或防火罩必须是防火和防腐蚀的。

(e)必须按下列条件表明防火材料或部件符合标准：

(1)材料或部件承受的火焰温度必须是 $2,000 \pm 50^\circ \text{F}$ ；

(2)对于板材，必须在大约 10 英寸²上经受过合适的燃烧器发出的火焰；

(3)火焰的大小必须足以在大约 5 英寸²的面积上保持要求的试验温度。

(f)防火墙材料和接头必须至少在 15 分钟内不被火焰穿透。

(g)下列材料不经本条要求的试验就可以作为防火墙或防火罩的材料：

(1)不锈钢板，厚度 0.015 英寸；

(2)软钢板（包覆铝层或采用其它防腐措施）。厚度 0.018 英寸；

(3)镀锡铅钢板，厚度 0.018 英寸；

(4)蒙乃尔合金，厚度 0.018 英寸；

(5)钢或铜基合金的防火墙接头。

5.69 发动机附件舱隔板

对于气冷式星形发动机，发动机动力部分和排气系统的所有部分，必须用满足 5.68 条防火墙要求的隔板与发动机附件部分隔离。

5.70 发动机罩

(a)整流罩的构造和支承，必须使其能承受在运行中可能遇到的任何振动、惯性和空气载荷。

(b)在飞艇处于正常的地面和飞行姿态时，必须有迅速、全部地排出整流罩各部分液体的设施。不得在会引起着火危险处排放。

(c)整流罩必须至少是耐火的。

(d)在发动机舱内的开口后面和开口附近的发动机罩在与开口相距至少 24 英寸范围内的所有表面，必须至少是耐火的。

(e)由于靠近排气系统零件或受排气冲击而经受高温的整流罩的各部分必须是耐火的。

5.71 [备用]

5.72 火警探测系统

对于多发涡轮发动机飞艇和装有涡轮增压器的多发活塞式发动机飞艇，采用如下规定：

(a)必须有确保快速探测发动机舱着火的装置；

(b)每个火警探测器的构造和安装必须能承受运行中可能遇到的振动、惯性和其它载荷；

(c)火警探测器不得受可能出现的任何液体或烟气的影响；

- (d)必须有手段使机组在飞行中能检查每个火警探测器电路的功能；
- (e)发动机舱内每个火警探测系统的导线和其它部件必须至少是阻燃的。

5.73 转向推力

对于使用转向推力系统的飞艇，发动机排气时飞艇冲击不得导致飞艇材料或其零（组）件的温升超出安全限度。

VI 分部一设备

总则

6.1 功能和安装

所安装的每项设备必须符合下列要求：

- (a)其种类和设计 with 预定功能相适应；
- (b)有标牌标明其名称、功能或使用限制，或这些要素的适用的组合；
- (c)按对该设备规定的限制进行安装；
- (d)在安装后功能正常。

6.2 飞行和导航仪表

所需的飞行和导航仪表规定如下：

- (a)一个空速表；
- (b)一个高度表（灵敏的）；
- (c)一个磁航向指示器；
- (d)一个大气静温表；
- (e)指示主气囊和副气囊压力的装置。
- (f)测量在提供升力的气体和外部空气之间温度差的装置。

(g)具有指示飞艇俯仰姿态的装置。

(h)爬升率指示器。

6.3 动力装置仪表

需要有下列动力装置仪表

(a)对所有飞艇

(1)每个燃油箱需有一个燃油油量表；

(2)每个滑油箱有一个滑油油量指示器（油尺或可视油量表）

(3)每台发动机中每套独立的压力滑油系统需有一个滑油压力指示器。

(4)每台发动机和与其它滑油系统分开的每个涡轮增压器滑油系统要有一个滑油温度指示器。

(5)对要求符合 5.72 条的气艇提供火警指示器。

(b)对以活塞式发动机为动力的飞艇。除了根据本章(a)节需要那些动力装置仪表外，尚要求以下动力装置仪表：

(1)每台发动机有 1 只转速表。

(2)每台发动机有 1 只气缸头温度指示器。

(3)每台泵供式发动机有 1 只燃油压力指示器(指示供油的燃油压力)

(4)每台高空发动机有 1 只进气压力指示器。

(5)如果或对汽化器进气温度或排气温度规定了限制，则对确定了限制的每种温度必须提供温度指示器，除非证明在所有预定的使用状态不会超出此种限制。

(c)对于以涡轮发动机为动力的飞艇，除了要按本章(a)节的规定要求安

装那些动力装置仪表外，还要求以下几种动力装置仪表：

(1)每台发动机 1 只燃气温度指示器。

(2)每台发动机 1 只燃油流量表。

(3)每台发动机 1 只转速表(用以指示确定的限制速度下发动机转速)。

(4)如果发动机起动既未按连续使用设计，又未设计成在其失效后能防止危险，但是可能被连续使用，则每台发动机应有一种向飞行机组指示其运转状态的装置。

(5)要有能指示动力装置防冰系统功能的指示器。

(6)按 5.28 条的要求提供燃油滤网或油滤的指示器，以便在达到 5.28 条(d)所规定的污染量之前指示滤网或油滤的污染情况。

(7)如果没有旁通措施，要根据 5.35 条要求为滑油滤网或油滤提供警告装置，以便在达到由 5.35 条(a)(2)确定的污染量之前警告驾驶员滤网或油滤出现的污染情况。

(8)为每台发动机提供 1 套滑油压力低压警告装置。

(9)1 个能指示用于防止燃油系统部件因结冰堵塞的任一加热器功能正常的指示器。

(d)对于采用涡轮螺旋桨为动力的飞艇。这类飞艇除了要有本条(a)和(c)款规定之动力装置仪表外，还需要安装以下动力装置仪表：

(1)每台发动机 1 只力矩指示器。

(2)当螺旋桨桨叶角低于飞行低桨距位置时，要有向空勤人员指示每个螺旋桨的位置指示装置。

(3)在螺旋桨处于反桨距状态时，要有向驾驶员指示每个螺旋桨反桨

距状态的装置。

6.4 其它设备仪表

如果安装了辅助系统，则需要有补充以下的仪表设备：

(a) 电源发电系统

(1) 对每套直流发电系统要有电压/负载表。

(2) 对每套交流发电系统要有电压/频率表。

(b) 辅助动力装置(APU)

(1) 对涡轮发动机提供燃气发生器速度指示器。

(2) 1 套温度指示器，以便为涡轮发动机提供过热保护。

(3) 1 个指示 APU 工作的指示器。

(4) 在 APU 开关处于“开”或“运转”位置时，应有 1 个指示 APU 停车的指示器。

(5) 要有 1 个活塞式发动机的转速表。

(6) 对气冷式活塞发动机要有 1 个气缸头温度指示器。

(c) 推力转向系统—每台发动机或螺旋桨应有 1 套推力转向角位置指示器。

(d) 液压系统

(1) 每套系统应有液压油量表（油尺或可视油最表）

(2) 每套系统应有液压压力表。

(e) 电传/飞行操纵系统

(1) 1 个能为飞行人员指示相对于指令位置的操纵面位置的装置。

(2) 1 个能为驾驶员指示电传/飞行操纵系统功能不正常的装置。

6.5 其它设备

要求配备以下各项设备。

- (a)每个乘员 1 把座椅或卧铺。
- (b)1 套总开关装置。
- (c)本准则规定的电保护装置。

6.6 设备、系统及安装

(a)每项设备在执行其预定功能时，对下列方面不得有不利影响：

(1)对安全运行所必不可少的任何设备的响应、运行或精度；

(2)任何其它设备的响应、运行或精度，若有措施使驾驶员知道其影响，则除外。

(b)在多发飞艇上的设备、系统及安装，必须设计成在发生预期的故障或失效时能防止对飞艇的危害。

(c)在单发飞艇上的设备、系统及安装必须设计成在发生预期的故障或失效时，对飞艇产生的危害减小到最低程度。

仪表：安装

6.7 布局和可见度

(a)必须使任一驾驶员在其工作位置沿飞行航迹向前观察时，尽可能少偏移正常姿势和视线，即可看清供他使用的每个飞行、导航和动力装置仪表。

(b)对于多发飞艇的相同动力装置仪表，其位置的安排必须避免混淆每个仪表所对应的发动机。

(c)仪表板的振动不得破坏或降低任何仪表的精度。

(d)预期在仪表飞行规则下运行的每种飞艇，根据 6.2 条和有关营运条例（当适用时）所要求的飞行仪表必须在仪表板上构成组列。并尽可能集中在驾驶员向前视线所在的垂直平面附近。此外，必须符合下列规定：

(1)最有效地指示姿态的仪表必须装在仪表板上部中心位置；

(2)最有效地指示空速的仪表必须直接装在仪表板上部中心位置处仪表的左边；

(3)最有效地指示高度的仪表必须直接装在仪表板上部中心位置处仪表的右边；

(4)最有效地指示航向的仪表（不是磁航向指示器），必须紧靠并直接装在仪表板上部中心位置处仪表的下边。

(e)如果装有指出仪表失灵的目视指示器，则该指示器必须在驾驶舱所有可能的照明条件下都有效。

6.8 警告灯、戒备灯和提示灯

如果在驾驶舱内装有警告灯、戒备灯和提示灯，则除适航当局另行批准外，灯的颜色必须按照下列规定：

(a)红色，用于警告灯（指示危险情况，可能要求立即采取纠正动作的指示灯）；

(b)琥珀色，用于戒备灯（指示将可能需要采取纠正动作的指示灯）；

(c)绿色，用于安全工作灯；

(d)任何其它颜色，包括白色，用于本条(a)和(c)未作规定的灯，该颜色要足以同本条(a)至(c)规定的颜色相区别，以避免可能的混淆。

6.9 空速指示系统

(a)每个空速指示仪表必须进行校准，在施加相应的总压和静压时以最小可能的仪表校准误差指示真空速（海平面标准大气下）。

(b)每套空速系统必须在飞行中校准以便确定系统误差，该系统误差（包括位置误差，但不包括空速指示仪表校准误差）在自 20 节至从 VMO 速度范围内不得超过 5 节。

(c)每套系统的布置必须尽可能防止由于湿气、脏物或其它杂物进入而引起的功能故障或严重误差。

6.10 静压系统

(a)除了本条(b)(3)说明外，每个装有静压膜盒接头的仪表的引气，必须使飞机速度、窗户开闭、气流变化、湿气或其它杂质对这些仪表准确度的影响最小。

(b)如果一个静压系统为仪表、系统或装置的功能所必需的，则必须符合本条(b)(1)至(b)(3)的规定。

(1)静压系统的设计和安装必须符合下列规定：

(i)备有可靠的排放水分的措施；

(ii)要避免导管擦伤和在导管弯曲处过分变形或严重限流；

(iii)所用的材料应是耐久的，适合于预定用途并能防腐蚀。

(2)必须以下列方法进行验证试验以演示静压系统的完整性：对静压系统抽气直至压差近似 1 英寸汞柱或高度表上读数高于试验时飞艇海拔高度 1000 英尺，停止抽气 1 分钟后，指示高度的减小值在高度表上不得超过 100 英尺。

(3)如果按照 91 部的营运规则的要求为任何仪表、装置或系统配置静压系统时，每个静压孔的设计和位置必须使在飞艇遇到结冰情况时，静压系统内的空气压力和真实环境大气静压之间的相互关系不变。可以使用一个防冰装置或一个备用静压源来表明符合该要求。如果备用静压系统的高度表读数与主静压系统的高度表读数相差 50 英尺以上时，必须为备用静压系统提供一个修正卡片。

(c)除本条(d)规定的情况外，如果静压系统包括有主静压源和备用静压源，则静压源选择装置的设计必须满足下列要求：

(1)选用任一静压源时，另一个静压源断开；

(2)两个静压源不能同时断开。

(d)如果能够用演示表明，在选用任一静压源时，静压系统的校准不会因另一静压源的通断而变化，则本条(c)(1)的规定不适用。

(e)每个系统的设计和安装必须使在海平面标准大气条件下指示压力高度误差(不包括仪表校准误差)不会导致在 20 节和 V_{MO} 速度范围内超过 ± 30 英尺的误差。

6.11 磁航向指示器

(a)除本条(b)规定外，采用下列规定：

(1)每个磁航向指示器必须安装成使其精度不受飞艇振动或磁场的严重影响；

(2)经补偿的安装偏差，平飞时任何航向上不得大于 10° 。

(b)如果飞艇上安装了一个稳定磁航向指示器，其平飞时任何航向的偏差均不大于 10° ，或者安装了一个陀螺航向指示器，则非稳定磁航向指示

器的偏差在用电系统（例如电加温风挡）工作时可以大于 10° 。偏差超过 10° 的非稳定磁航向指示器必须有符合 7.16 (e) 条的标志。

6.12 自动驾驶仪系统

如果装有自动驾驶仪系统，它必须满足下列要求：

(a) 每个系统必须设计成使自动驾驶仪能够符合下列要求之一：

(1) 驾驶员能迅速确实地断开，以防其干扰驾驶员操纵飞艇；

(2) 由一个驾驶员就足以克服自动驾驶仪的作用，而使他能够操纵飞艇；

(b) 除非有自动同步装置，否则每个自动驾驶仪系统必须有措施向驾驶员及时指示作动装置与受其驱动的操纵系统是否协调；

(c) 系统的每个手动操纵器件必须是驾驶员易于接近的。每个操纵器件的操作必须与对应的主操纵装置的运动平面和方向相同，运动的方向必须清楚地标在每个操纵器件上或其近旁；

(d) 自动驾驶仪系统的设计和调整必须做到，在驾驶员可以调整的范围
内，在适于使用自动驾驶仪的任何飞行条件下，不论正常工作或失灵（假
如在合理的时间内开始进行纠正），均不会对飞艇引起危险的载荷或使飞
艇航迹产生危险的偏离；

(e) 每个系统必须设计成使单一的故障不在一个以上的控制轴产生过分
偏转的信号。如果自动驾驶仪综合来自辅助控制器的信号或向其它设备
提供信号，则要求有确实的联锁和联接顺序，以免系统不正常动作；

(f) 必须防止由于故障而使交联部件相互产生有害的作用；

(g) 如果自动驾驶仪系统能与机载导航设备交连，则必须有向飞行机组

指示当时工作状态的手段。选择器转换开关的位置不可作为一种指示手段。

6.13 电子飞行仪表系统 (EFIS)

可安装用于姿态和导航指示的电子显示装置代替机械的或电气机械的仪表，如果——

(a)该显示装置——

(1)在包括直接日光在内的驾驶舱内遇到的所有光照情况下是容易看清的；

(2)不禁止姿态的基本显示；

(3)对驾驶员产生与由电子显示装置所代替的仪表具有同样的感官效果；

(4)具有 7.13 至 7.19 各条所要求的仪表标记视觉显示，或当本准则要求的任何参数出现不正常的运行值或趋于不安全数值时，有向驾驶员发出警报的视觉显示。

(b)该显示装置，包括其中各系统和安装在内，必须设计成使其在任何预期的运行情况下出现任何单一失效或可能的综合失效时，使驾驶员继续得到持续安全飞行和着陆所必需的信息显示，不需要立即采取行动仍可继续安全运行，或者必须表明该类失效是极不可能的。

6.14 使用能源的仪表

对于使用能源的各仪表，必须有视觉显示措施以指示能源不足以维持仪表正常性能的情况。必须在能源进入仪表点或其附近装有测定装置。对于电气仪表，电压在批准的范围内，即可认为能源是足够的。

6.15 飞行指引系统

如果装有飞行指引系统，则必须有向飞行机组指示其当时工作状态的手段。选择器转换开关的位置不可作为一种指示手段。

6.16 动力装置仪表

(a) 仪表和仪表管路

(1) 动力装置仪表的每根管路必须满足 5.25 条的要求。

(2) 每根装有充压可燃液体的管路必须符合下列规定：

(i) 在压力源处有限流孔或其它安全装置，以防管路破损时逸出过多的液体；

(ii) 管路的安装和布置要使液体的逸出不会造成危险。

(3) 使用可燃液体的每个动力装置仪表，其安装和布置必须使液体的逸出不会造成危险。

(b) 燃油油量表必须装有指示装置向飞行机组成员指示飞行中每个油箱的油量。可以使用美加仑或磅作刻度的指示器，并清楚地标明使用的是何种刻度。此外，还必须符合下列规定：

(1) 每个燃油油量表必须经过校准，使得在平飞过程中当油箱内剩余燃油量等于按 5.13 条确定的不可用燃油时。其读数为“零”；

(2) 每个用作燃油油量表的外露式目视油量表必须加以防护，以免损坏；

(3) 每个外露式目视油量表处有会存集水和结冰的凹陷时，必须有可以在地面排水的装置；

(4) 出口和空间都互通的若干油箱可以视为一个油箱而不必分别设置

指示器；

(5)如果仅用于将燃油转输到其它油箱的小辅助油箱，其相对尺寸、转输燃油速率和使用说明足以满足下列要求，则对于该辅助油箱不需要燃油油量表：

(i)能防止溢出；

(ii)如果没有按计划进行输油，能迅速给飞行机组成员以替告；

(c)燃油流量指示系统如果装有该系统，则每个测量部件必须具有在该部件发生故障而严重限制燃油流动时提供燃油旁路的装置。

(d)滑油油量指示器在下列情况下必须有设施指示每个油箱内的滑油量：

(1)在地面上（如油尺）；

(2)在飞行中，如果装有滑油转输系统或备用滑油供油系统，向飞行机组成员指示油箱滑油量。

电气系统和设备

6.17 总则

(a)电气系统容量每个电气系统必须符合其预定的用途。此外，采用下列规定：

(1)电源及其传输电缆以及有关的控制和保护装置，必须能够向安全运行所必不可少的每个负载回路以适当的电压供给所需的电功率；

(2)必须用电气负载分析或电气测量来表明符合本条(1)的要求。在电气负载分析或电气测量时要考虑用在该电气系统的各种电气负载可能的组合和持续时间。

(b)功能每个电气系统符合下列要求:

(1)安装后的每个电气系统必须满足下列要求:

(i)对系统本身及其工作方式和对飞艇其它部分的影响均没有危险;

(ii)采取保护以免受燃油、滑油、水和其它有害物质的侵害及机械损伤;

(iii)系统设计成使机组、旅客和地面人员受到电击的危险减小到最低程度;

(2)除了交流发电机可能依靠蓄电池初始激励或稳定以外,电源在单独供电或并联运行时均必须功能正常;

(3)除了依靠蓄电池初始激励或稳定的交流发电机可以因蓄电池的失效而停止工作外,任何电源在其故障或失效时,不得损害任何其余的电源向安全运行所必不可少的负载回路供电的能力;

(4)除了依靠蓄电池初始激励或稳定的交流发电机的控制不需要断开交流发电机和其蓄电池之间的连接外,每个电源控制装置必须能够使每个电源独立地工作。

(c)发电系统如果电气系统要向安全运行所必不可少的负载电路供电,则必须至少有一台发电机。此外,应符合下列规定:

(1)每台发电机必须能够输出它的连续额定功率;

(2)发电机的电压控制装置必须能可靠地将发电机的输出电压调整在额定范围内;

(3)每台发电机必须有一个反流割断器,其设计当反向电流足以损坏

发电机时，能断开该发电机与蓄电池和其它发电机的连接；

(4)任何一台发电机失效时，必须有措施立即向飞行机组发出警告；

(5)每台发电机必须有一个过压保护装置，其设计和安装当发电机出现过压情况时能防止对电气系统或由该电气系统供电的设备造成损坏。

(d)仪表必须有手段向相应的飞行机组成员指示安全运行所必不可少的电源系统的参量。对于直流系统，可以使用能转换到每台发电机馈线的电流表。如果仅有一台发电机，该电流表可以接在电池馈线中。

(e)耐火性电气设备的设计和安装必须在发动机舱起火的情况下，靠近火的防火墙表面加热到 2,000° F 并保持 5 分钟，或者加热到由申请人证实是合理的较低温度时，安装在防火墙后面的连续安全运行所必不可少的设备能令人满意地工作，而不产生进一步着火危险。

(f)外部电源如果备有设施将外部电源接到飞艇上，且该外部电源能与除用于发动机起动之外的其它设备相连接，则必须有措施确保反极性或逆相序的外部电源不能向该飞艇的电气系统供电。

(g)电气/电子设备和系统每件安装在飞艇上的电气/电子设备或系统均必须通过电磁干扰和电磁兼容试验表明其功能正常，并且不会干扰飞艇上的其它设备或系统。

6.18 蓄电池的设计和安装

(a)每个蓄电池必须按照本条的规定设计和安装。

(b)在任何可能的充电和放电状态下，单体蓄电池的温度和压力必须保持在安全范围之内。当蓄电池（在预先完全放电之后）在下列情况下重新充电时，单体蓄电池的温度不得有不可控制的升高：

- (1)以调定的最大电压或功率；
- (2)最长持续飞行期间；
- (3)服役中很可能出现的最不利的冷却条件。

(c)必须通过试验表明符合本条(b)的要求，但是，如果类似的蓄电池和安装方法的使用经验业已表明，使单体蓄电池保持安全的温度和压力不存在问题，则除外。

(d)正常工作时，或充电系统或蓄电池装置发生任何可能的故障时，从任何蓄电池逸出的易爆或有害气体，在飞机内的积聚量不得达到危险程度。

(e)蓄电池可能逸出的腐蚀性液体或气体，均不得损坏周围的飞艇结构或邻近的重要设备。

(f)能够用于起动发动机或辅助动力装置的每个镉镍蓄电池装置，必须有措施防止蓄电池或某个单体蓄电池短路时所发出的最大热量危及结构或重要系统。

(g)能够用于起动发动机或辅助动力装置的镉镍蓄电池必须具有下列系统之一：

- (1)一个自动控制蓄电池充电速率的系统，以防止蓄电他过热；
- (2)一个蓄电池温度敏感和超温警告系统，该系统具有一旦出现超温情况即可将蓄电池与其充电电源断开的措施；
- (3)一个蓄电池失效敏感和警告系统，该系统具有一旦发生蓄电池失效即可将蓄电池与其充电电源断开的措施。

6.19 电路保护装置

(a)在所有电路中必须安装保护装置，例如熔断器或断路器。但下列情

况除外:

(1)起动电动机的主电路;

(2)不装保护装置,不会有危险的电路。

(b)对于飞行安全所必不可少的电路的保护装置,不得用于保护其它电路。

(c)每个可复位型电路保护装置(即“自动断路”装置,其跳闸机构不能由工作控制机构来超控)必须按下列规定设计:

(1)在跳闸后需要人工操作以恢复工作;

(2)如果存在过载或电路故障,不管操作控制的位置如何,该装置应断开电路。

(d)如果飞行安全要求必需有使某一断路器复位或更换某一熔断器的能力,则这种断路器或熔断器的位置和标识必须使其在飞行中易被复位或更换。

(e)如果采用熔断器,则每种规格的熔断器应有 50%的备件,但至少备一个。

6.20 总开关装置

(a)必须有一个总开关装置,以便易于断开电源与主汇流条的连接,断开点必须靠近该开关控制的电源。

(b)负载电路可以连接成在总开关断开后仍然有电,用靠近该电源处的、额定值为 5 安培或小于 5 安培的电路保护装置保护。但这些线路必须隔离或在实物上加以遮蔽,以防点燃由于液体系统破裂或损坏时可能滋出的可燃液体或蒸气。

(c)总开关或其控制装置必须安装成使机组成员在飞行中容易辨认和接近。

6.21 电缆和设备

(a)每根电缆必须具有足够的载流能力。

(b)一旦发生电路过载或故障，可能过热的每根电缆和有关设备必须至少是阻燃的，且不会放出达到危险量的毒性烟。

6.22 开关

每个开关必须满足下列要求：

(a)能够承受其额定电流；

(b)在结构上使载流元件与壳体之间有足够间距或绝缘材料，以使飞行中的振动不会引起短路；

(c)便于相应的飞行机组成员接近；

(d)对工作状态和所控制的电路加以标记。

灯

6.23 仪表灯

仪表灯必须满足下列要求：

(a)使每个仪表和控制装置易于判读和识别；

(b)安装成对灯的直射光线和由此引起的任何直接或间接的反射光线能加以遮蔽。以免直射驾驶员的眼睛；和

(c)在载流零件和壳体之间有足够间距或绝缘材料，使飞行中的振动不会造成短路。

座舱顶灯不是仪表灯。

6.24 着陆灯

(a)所装的每个着陆灯必须是可接受的。

(b)每个着陆灯的安装必须做到：

(1)使驾驶员看不到有害的眩光；

(2)使驾驶员不受晕影的严重影响；和

(3)为夜间着陆提供足够的光线。

6.25 航行灯系统的安装

(a)总则航行灯系统的每一部分必须满足本条中的有关要求，并且每个系统作为总体必须满足 6.26 至 6.31 条的要求。

(b)头部航行灯头部航行灯光必须是白色，要尽可能向前安装在气囊的前方上，并且必须经过批准。

(c)前航行灯前航行灯必须由红灯和绿灯组成，其横向间距必须尽可能地大，并朝前装在飞艇上，当飞艇处于正常飞行状态时，灯的光色为左红右绿。每个灯必须经过批准。

(d)后航行灯后航行灯光必须是白色，要尽可能向后安装在尾部，并且必须经过批准。

(e)电路头部航行灯，两个前航行灯及后航行灯必须组成一个单独电路。

(f)灯罩和滤色镜每个灯罩或滤色镜都必须至少是阻燃的，在正常使用期间不得改变颜色和形状，也不得有任何明显的灯光透射损失。

6.26 航行灯系统二面角

(a)除本条(f)规定者外，所装的每个头部、前、后航行灯在本条规定的二面角内，必须显示无间断的灯光。

(b)前二面角(F)由两个相交的垂直平面组成,当沿着飞艇纵轴向前看时,这两个平面分别向左、向右偏离通过飞艇纵轴的垂直平面各 110° 。

(c)左二面角(L)由两个相交的垂直平面组成,当沿着飞艇纵轴向前看时,一个平面与飞艇纵轴平行,而另一个向左偏离第一个平面 110° 。

(d)右二面角(R)由两个相交的垂直平面组成,当沿着飞艇纵轴向前看时,一个平面与飞艇纵轴平行,而另一个向右偏离第一个平面 110° 。

(e)后二面角(A)由两个相交的垂直平面组成,当沿着飞艇纵轴向后看时,这两个平面分别向左、向右偏离通过飞艇纵轴的垂直平面 70° 。

(f)如果根据 6.25 条(d)尽可能向后安装的后航行灯,在本条(e)所定义的二面角 A 内不能显示出无间断的灯光,则在该二面角内允许有一个或几个被遮蔽的立体角,但其总和在下述圆锥体内不得超过 0.04 球面度,该圆锥体以后航行灯为顶点,母线与通过后航行灯的垂直线成 30° 夹角。

6.27 航行灯灯光分布和光强

(a)总则本条规定的光强必须用装有灯罩和滤色镜的新灯来测定,光强测定必须在光源发光达到稳定值后进行。该稳定值指光源在飞艇正常工作电压时的平均输出光通。每一航行灯灯光分布和光强必须满足本条(b)的要求。

(b)头部、前和后航行灯头部、前和后航行灯灯光分布和光强必须以二面角 F、L、R 和 A 范围内水平平面内的最小光强、任一垂直面平内的最小光强和最大掺入光强表示,且必须满足下列要求:

(1)水平平面内的光强水平平面(包含飞艇纵轴并垂直于飞艇对称平面)内各灯的光强必须等于或大于 6.28 条规定的相应值。

(2)任一垂直平面内的光强任一垂直平面（垂直于水平平面的平面）内各灯的光强必须等于或大于 6.29 条规定的相应值，其中，I 为 6.28 条中规定的该水平平面内相应角度的最小光强。

(3)相邻光源间的掺入光强相邻光源间的任何掺入光强均不得超过 6.30 条中规定的相应值，但是当主光束的光强远大于 6.28 条和 6.29 条中规定的最小值时，如果与主光束光强相比，掺入光强对主光源清晰度无不利影响，则可允许更大的掺入光强。当前航行灯光强峰值大于 100 坎时，如果 A 区内的掺入光强不大于航行灯光强峰值的 10%，B 区内的掺入光强不大于航行灯光强峰值的 2.5%，则前航行灯之间的掺入光强最大值可以超过 6.30 条中规定的相应值。

(c)头部或后航行灯安装如果符合下列情况，则一个单独航行灯可以安装在横向偏离飞艇对称平面的某一位置：

(1)照射的最大锥体轴线在平飞中平行于飞行轨迹；和

(2)在灯的后部和最大照射轴线左、右各 70° 角平面之间无任何障碍。

6.28 头部、前和后航行灯水平平面内的最小光强

每个航行灯的光强必须等于或大于下表规定的相应值：

二面角(相应灯光)	自正前方向左或向右 偏离纵轴的角度	光强(坎德拉)
F(前白光)	0° ~ 110°	20
L 和 R(前红光和前绿光)	0° ~ 10°	40
	10° ~ 20°	30
	20° ~ 110°	5

二面角(相应灯光)	自正前方向左或向右 偏离纵轴的角度	光强(坎德拉)
A(后白光)	110° ~ 180°	20

6.29 头部、前和后航行灯任一垂直平面内的最小光强

每一航行灯的光强必须等于或大于下表规定的相应值:

自水平平面向上或向下的角度	光强
0°	1.00I
0° ~ 5°	0.90I
5° ~ 10°	0.80I
10° ~ 15°	0.70I
15° ~ 20°	0.50I
20° ~ 30°	0.30I
30° ~ 40°	0.10I
40° ~ 90°	0.05I

6.30 前、后航行灯的最大掺入光强

除 6.27 条(b)(3)规定者外,航行灯掺入光强均不得超过下表规定的相应值:

掺入光	最大光强	
	A 区(坎德拉)	B 区(坎德拉)
左二面角内的绿光	10	1
右二面角内的红光	10	1
后二面角内的绿光	5	1

掺入光	最大光强	
	A 区(坎德拉)	B 区(坎德拉)
后二面角内的红光	5	1
左二面角内的后部白光	5	1
右二面角内的后部白光	5	1

表中:

(a)A 区包括通过光源并与共同边界面相交成大于 10° 但小于 20° 角的相邻的二面角内所有方向; 和

(b)B 区包括通过光源并与共同边界面相交成大于 20° 角的相邻的二面角内所有方向。

6.31 航行灯颜色规格

每一航行灯的颜色必须具国际照明委员会规定的下列相应色度坐标值:

(a)航空红色

“y” 不大于 0.335; 和

“Z” 不大于 0.002;

(b)航空绿色

“x” 不大于 $0.440-0.320y$;

“x” 不大于 $y-0.170$; 和

“y” 不小于 $0.390-0.170x$;

(c)航空白色

“x” 不小于 0.300 且不大于 0.540;

“y” 不小于 “x-0.040” 或 “y₀-0.010” ，取小者；

“y” 不大于 “x+0.020” ，也不大于 “0.636-0.400x” ；

其中，“y₀” 为普朗克辐射器相对于所论 “x” 值的 “y” 坐标值。

6.32 防撞灯系统

(a)总则如果申请夜间飞行的合格审定，飞艇必须具有满足下列要求的防撞灯系统：

(1)由一个或几个经批准的防撞灯组成，其安装部位应使其发射的光线不影响飞行机组的视觉，也不损坏航行灯的明显性；

(2)满足本条(b)至(f)的要求。

(b)作用范围该系统必须有足够数量的灯，以照明飞艇周围重要区域(从飞艇的外部形态和飞行特性考虑)。其作用范围必须至少达到飞艇水平平面上、下各 75° 范围内的所有方向，但是允许向后有总和不大 于 0.5 球面度被遮蔽的立体角。

(c)闪光特性该系统的布局，即光源数目、光束宽度、旋转速度以及其它特性，必须给出 40 至 100 次/分的有效闪光频率。有效闪光频率指从远处看到的整个飞艇防撞灯系统的闪光频率。当系统有一个以上的光源时，对有效闪光频率的规定也适用于有重叠部分的灯光区。在重叠区内，闪光频率可以超过 100 次/分，但不得超过 180 次/分。

(d)颜色防撞灯必须为航空红色或航空白色，且必须满足 6.31 条的有关要求。

(e)光强装上红色滤色镜(如使用时)测定并以“有效”光强表示的任一垂直平面内的最小光强，必须满足本条(f)的要求。必须采用下列关系式：

$$I_e = \frac{\int_{t_1}^{t_2} I(t) dt}{0.2 + (t_2 - t_1)}$$

其中， I_e 为有效光强（坎德拉）；

$I(t)$ 为作为时间函数的瞬时光强；

$t_2 - t_1$ ，为闪光时间间隔（秒）。

通常，选择 t_1 和 t_2 使有效光强等于 t_1 和 t_2 时的瞬时光强，即可得到有效光强的最大值。

(f) 防撞灯的最小有效光强

防撞灯的最小有效光强必须等于或大于下表规定的相应值：

自水平平面向上或向下的角度	有效光强(坎德拉)
0° ~ 5°	400
5° ~ 10°	240
10° ~ 20°	80
20° ~ 30°	40
30° ~ 75°	20

安全设备

6.33 总则

(a) 飞行机组在应急时所需使用的安全设备，例如救生筏自动投放装置，必须易于接近。

(b) 必须备有存放所需安全设备的设施，该存放设施必须满足下列要求：

- (1) 布置得使安全设备可以直接取用，而且其位置明显易见；和
- (2) 防止安全设备由于受到； 3.26 条规定的惯性载荷而导致损坏。

6.34 安全带

(a)按具体座椅或卧铺的布置计及安全带的安装尺寸特性后，安全带的额定强度不得小于 3.26 条规定承受的极限载荷系数。

(b)对平行于飞艇纵轴的卧铺用的安全带，不需作用 3.26 条规定的向前的载荷系数。

(c)每一安全带必须安装有金属对金属的锁扣装置。

6.35 静电放电设备

在飞艇着陆和地面维护期间，及停放于地面时，应提供静电放电设备。

6.36 水上迫降设备

如果申请水上迫降的合格审定，飞艇必须满足本条的要求。

(a)飞艇营运规则要求的应急漂浮和信号设备必须安放得使机组和旅客可以很快得到。

(b)每一救生筏和救生衣必须经过批准。

(c)每只被投放的救生筏，必须用一绳索系留在飞艇近旁。此绳必须弱得足以使它系着的空筏拉沉之前断开。

(d)任何营运规则要求的信号设备必须可接近，功能令人满意，并必须在使用中无任何危险。

6.37 防冰设备

如果申请带有防冰设施的合格审定，必须表明对下列要求的符合性：

(a)必须在飞艇飞行手册中给出使用防冰设备的推荐程序；

(b)必须根据飞艇的运行要求进行分析以确认防冰系统足以满足飞艇不同部件的要求。另外，防冰系统必须通过试验来演示在 FAR25 附录 C 确定

的连续和间断的最大结冰状态下飞艇能够安全飞行。

(c) 当有设计相似的已通过合格审定的飞艇时，可以参考已取得型号合格证的飞艇在型号合格审定中进行的分析和试验来验证本条要求的全部或部分的符合性；

(d) 如果用于夜间飞行，并且为了恰当地使用防冰设备而需要飞行机组监视飞艇外部表面时，必须提供适当的艇外照明足以能在夜间进行监视。

其它设备

6.38 液压系统

(a) 设计液压系统必须按下列要求进行设计：

(1) 每一液压系统及其元件，必须能承受液压载荷并加上预期的结构载荷而不产生屈服；

(2) 对于提供两个或多个主要功能的液压系统，必须有向飞行机组指示系统内压力的装置；

(3) 必须有手段来保证系统中任何部分的压力包括瞬时(冲击)压力不会超过大于设计工作压力的安全限制，并防止所有管道中由于长时间封闭足以很可能产生液压油体积变化而引起超压；

(4) 最小设计破坏压力必须是工作压力的 2.5 倍。

(b) 试验每个系统必须经过验证压力试验，当验证试验时，系统的任何零件不得损坏、出故障和产生永久变形。系统的验证载荷必须至少为该系系统最大工作压力的 1.5 倍。

(c) 蓄压器不得将蓄压器或增压油箱安装在防火墙的有发动机的一侧，如果防火墙是发动机或螺旋桨整体的一部分，则除外。

6.39 多发飞艇的附件

对于多发飞艇，对安全飞行所不可少的由发动机驱动的附件必须分布在两台或更多台发动机之间，使之不会由于任一发动机失效而导致这些附件不工作而影响安全飞行。

6.40 增压系统和气动系统

下列要求适用于飞艇的增压系统和气动系统，专门用于蒙皮和副气囊增压系统除外。

(a)增压系统元件必须分别进行压力值为最大正常工作压力 2 倍的破坏压力试验和 1.5 倍的验证压力试验。

(b)气动系统元件必须分别进行压力值为最大正常压力 3 倍的破坏压力试验和 1.5 倍的验证压力试验。

(c)可以用分析或分析和试验相结合的方法，来代替本条(a)或(b)要求的各项试验，条件是局方认为该方法与所要求的试验等效。

6.41 含高能转子的设备

(a)含高能转子的设备必须符合本条(b)、(c)或(d)的规定；

(b)设备中的高能转子必须能承受因故障、振动、异常速度和异常温度引起的损伤。此外，还要满足下列要求：

(1)辅助转子机匣必须能够包容住高能转子叶片所引起的损伤；和

(2)设备控制装置、系统和仪表设备必须合理地保证，在服役中不会超过影响高能转子完整性的使用限制。

(c)必须通过试验证明，含高能转子的设备能够包容任何一个高能转子正常的速度控制装置不工作时能达到的最高速度下发生的任何破坏。

(d)含高能转子的设备必须安装在转子破坏时既不会危及乘员，也不会对继续安全飞行有不利影响的部位。

VII 分部一使用限制和资料

7.1 总则

(a)必须制定 7.2 至 7.11 条所规定的每项使用限制以及为安全使用所必需的其它限制和资料。

(b)必须按 7.13 至 7.29 条的规定，使这些使用限制以及为安全运行所必需的其它资料可供机组人员使用。

使用限制

7.2 空速限制

(a)必须制定最大使用限制速度 V_{MO} ，对这个速度，在任何飞行状态（爬升、巡航或下降），都不得故意超越。所制定的 V_{MO} ，不得大于 V_H 。

(b)最大起落架收放速度 V_L ，不得超过按 4.25 条或飞行特性确定的速度。

7.3 重量和重心

必须将按 2.2 条确定的重量和重心的限制制定使用限制。其中包括最大起飞重量、最大着陆重量、最大吊舱重量、最大允许静态余重量和静态余升力。

7.4 动力装置限制

(a)总则必须制定本条规定的动力装置限制。该限制不得超过发动机或螺旋桨的业经批准的或型号合格证中的相应限制值。

(b)起飞运转动力装置运转必须受下列限制：

(1)最大转速（转/分）；

(2)最大允许进气压力（对活塞式高空发动机）；

(3)最高允许燃气温度（对涡轮发动机）；

(4)与本条(b)(1)至((3)制定的限制相对应的功率（推力）在使用时间上的限制；

(5)最高允许的气缸头温度（如果适用）、最高允许的冷却液温度和最高允许的滑油温度；条件是：本条(b)(4)规定的使用时间限制超过2分钟。

(c)连续运转连续运转必须受下列限制：

(1)最大转速（转/分）；

(2)最大允许进气压力（对活塞式高空发动机）；

(3)最高允许燃气温度（对涡轮发动机）；

(4)气缸头、冷却液和滑油的最高温度。

(d)燃油标号或牌号必须规定最低燃油标号（对活塞发动机）或燃油牌号（对涡轮发动机）。该规定不得低于该发动机在本条(b)或(c)的限制范围内运转所要求的标号或牌号。

(e)外界大气温度必须制定涡轮发动机的外界大气温度限制（如装有防寒装置，包括对该装置的限制），该限制应为表明飞艇符合有关冷却规定时的最高外界大气温度。

7.5 辅助动力装置限制

飞艇上装有辅助动力装置时，则该辅助动力装置的各项限制必须规定为飞艇的使用限制。这些使用限制至少包括以下规定：

(a)涡轮发动机的燃气发生器的最高转速；

- (b) 涡轮发动机过热保护的最高温度；
- (c) 活塞式发动机的最大转速；
- (d) 气冷活塞式发动机的最高气缸头温度。

7.6 最小飞行机组

必须考虑下列因素来规定最小飞行机组，使其足以保证安全运行：

- (a) 每个机组成员的工作量；
- (b) 有关机组成员对必需的操纵器件的可达性和操纵简易性；和
- (c) 按 7.8 条所核准的运行类型。

7.7 最大客座量布置

必须制定最大客座量的布置。

7.8 运行类型

飞艇的运行类型按其适航审定所属类别及所装设备来制定。

7.9 最大上升和下降速率

必须按 2.8 条(b)规定最大上升速率和下降速率。

7.10 发动机转向推力

必须按飞行、结构、动力装置和功能要求的限制，制定发动机能够工作的最大推力转向角，包括向上和向下转角。

7.11 主气囊和副气囊压力

必须按飞行、结构和功能的限制要求制定主气囊和副气囊的工作压力限制。必须包括：

- (a) 主气囊的最大和最小工作压力；
- (b) 副气囊的最大工作压力。

7.12 持续适航文件

申请人必须根据 FAR23 部附录 G 的适用规定编制适航当局可接受的连续适航文件。如果有计划保证在交付第一架飞艇之前或者在颁发标准适航证之前，完成这些文件。则这些文件在型号合格审定时可以是不完备的。

标记和标牌

7.13 总则

(a) 飞艇必须装有：

(1) 规定的标记和标牌； 和

(2) 飞艇安全飞行所必需的任何其它资料、仪表标记和标牌。

(b) 本条(a)中规定的每一标记和标牌，必须符合下列要求：

(1) 示于醒目处；

(2) 不易擦去，走样或模糊。

7.14 仪表标记：总则

对每一种仪表：

(a) 当标记位于仪表的表面玻璃上时，有使玻璃与刻度盘盘面保持正确定位的措施。

(b) 每一弧线和直线有足够的宽度。并处于适当位置，使飞行机组人员清晰可见。

(c) 采用数字式仪表时，除非已确认不需利用模拟指示器的趋向性指示的优点。否则还必须提供模拟趋向性指示，而且要在模拟指示器上标明各种限制值。

7.15 空速指示器

必须在直至飞艇最大飞行高度的任一高度所确定的 V_{MO} 最低值位置，用一径向红线标示为 V_{MO} 。

7.16 磁航向指示器

(a)在磁航向指示器上或其近旁必须装有符合本要求的标牌。

(b)标牌必须标明在发动机工作的平飞状态该仪表的校准结果。

(c)标牌必须说明在无线电接收机打开还是关闭的情况下进行上述校准。

(d)每一校准读数必须用增量不大于 30° 的磁航向角标示。

(e)如果非稳定磁航向指示器因电气设备工作会出现大于 10° 的偏差，则标牌必须标明有关电气负载，或那些负载的组合工作时能引起大于 10° 的偏差。

7.17 动力装置和辅助动力装置仪表

每个所需的动力装置仪表，必须根据仪表相应的型别，符合下列要求：

(a)最大安全使用限制和（如有）最小安全使用限制用红色径向射线或红色直线标示；

(b)正常使用范围用绿色弧线或绿色直线标示，但不得超过最大和最小安全使用限制；

(c)起飞和预等范围用黄色弧线或黄色直线标示；和

(d)发动机、辅助动力装置或螺旋桨因振动应力过大而需加以限制的转速范围用红色弧线或红色直线标示。

7.18 滑油油量指示器

滑油油量指示器必须标出足够密的刻度，以便迅速而准确地指示滑油油量。

7.19 燃油油量表

如果任一油箱的不可用燃油超过 1 美加仑和该油箱容量的 5%中之大者，必须在其油量表上从校准的零读数到平飞姿态下能读得的最小读数用红色弧线作标示。

7.20 操纵器件标记

(a)除飞行主操纵器件和功能显而易见的操纵器件外，必须清晰地标明驾驶舱内每一操纵器件的功能和操纵方法。

(b)每个次操纵器件必须有适当标示。

(c)对动力装置燃油操纵器件有下列要求：

(1)必须对燃油箱转换开关的操纵器件作出标记。指明相应于每个油箱的位置和相应于每种实际存在的交叉供油状态的位置；

(2)为了安全运行，如果要求按特定顺序使用某些油箱，则在此组油箱的转换开关上或其近旁必须标明该顺序；

(3)对于任何限制使用的油箱，必须在标牌上注明其能安全使用全部可用燃油的条件，该标牌应安放在该油箱转换开关附近；和

(4)对多发飞艇，每台发动机的每个阀门操纵器件必须作出标记，指明相应于所操纵发动机的位里。

(d)可用燃油容量必须标示如下：

(1)对于没有转换开关操纵器件的燃油系统，必须在燃油油量表处指

出该系统的可用燃油量；

(2)对于有转换开关操纵器件的燃油系统，则在附近指出每个转换开关操纵位置上可供使用的可用燃油量。

(e)对附件、辅助设备和应急装!的操纵器件有下列要求：

(1)如果采用收放式起落架。则必须对 4.25 条(e)所要求的每个目视指示器作出标记，以便在任何时候当机轮锁住在收起或放下的极限位置时驾驶员能够判明。

(2)每个应急操纵器件必须为红色，并且必须标示其使用方法。

7.21 其它标记和标牌

(a)行李舱、货舱和配重位置每个行李舱和货舱以及每一配重位置必须装有标牌，说明按装载要求需要对装载物（包括重量）作出的任何必要的限制。

(b)座椅如果一个座椅能承受的最大容许重量低于 170 磅，标注该较低重量的标牌必须永久地固定在座椅结构上。

(c)燃油和滑油加油口采用以下规定：

(1)必须在燃油加油口盖上或其近旁作如下标记：

(i) “燃油” 字样；

(ii)最低燃油标号（对活塞发动机）；

(iii)许用燃油牌号（对涡轮发动机）；

(iv)压力加油系统最大许用加油压力和最大许用抽油压力。

(2)在滑油加油口盖上或其近旁必须标有“滑油”字样，以及滑油油量，滑、油等级和滑油技术规范。

(d) 应急出口标牌每个应急出口标牌和操作手柄必须是红色的。每个应急出口操纵器件附近，必须有一个标牌清楚地指出出口的位置和其使用方法。

(e) 每个直流装置的外接电源插头附近。必须清楚地标示其系统电压。

(f) 不可用燃油 如果任何油箱的不可用燃油超过油箱容量的 5% 或 1 美加仑（取大者），则在该油箱燃油油量表附近必须安装一块标牌，注明在平飞中油量表读数是“零”时，剩余的燃油不能安全用于飞行。

7.22 使用限制标牌

必须有一块能使驾驶员清楚看到的标牌，标明根据飞艇安装设备限制或禁止的飞艇飞行的类型（如目视飞行规则（VFR），仪表飞行规则（IFR），白天或夜间飞行）和气象条件（如结冰条件）。

7.23 安全设备

(a) 对安全设备必须清晰地标明其操作方法。

(b) 存放所需安全设备的设施必须有醒目的标记，以方便乘员。

7.24 空速标牌

必须在驾驶员的清晰视界内，尽量靠近空速指示器的地方安装空速标牌，上面必须标明最大起落架收放速度。

飞艇飞行手册

7.25 总则

(a) 应提供的资料必须为每一艘飞艇提供一本《飞艇飞行手册》和关于地面操纵程序的《飞艇地面操纵手册》，它们必须包括以下内容：

(1) 7.26 至 7.29 条要求的资料；

(2)由于设计、使用或操作特性而为安全运行所必需的其它资料。

(b)经批准的资料

(1)除了本条(b)(2)规定的内容外，飞艇飞行手册中包含 7.26 至 7.29 条规定资料的每一部分内容必须经过批准，并且必须单独编排、加以标识，且将同该手册中未经批准部分分开。

(2)如果满足下述条件，则本条(b)(1)的要求不适用：

(i)飞艇飞行手册包含 7.26 条规定资料的每一部分，其内容必须仅限于此种资料，并且必须经批准，加以标识，并明显区别于飞艇飞行手册的其它各部分；

(ii)7.27 至 7.29 条中规定的资料，必须按照本部的适用要求加以确定，并用适航当局可接受的方式全面给出。

(3)包含有本条规定资料的飞艇飞行手册的每一项，其式样必须不易被擦去、损坏或错放，能插入申请人提供的手册或者放进活页夹，或任何其它固定的装订夹内。

(c)如果手册的复杂性表明有必要，每一飞艇飞行手册必须有一目录表。

7.26 使用限制

(a)空速限制必须提供下列资料：

(1)最大使用限制速度 V_{MO} ，并说明除非批准在试飞或驾驶员飞行训练中可使用更高的速度外，在任何飞行状态（爬升、巡航或下降），均不得故意超过该速度限制值；

(2)起落架收放速度。

(b)动力装置限制必须提供下列资料：

(1)7.4 条要求的限制；

(2)对限制的解释（当需要时）；

(3)按 7.17 至 7.19 条的要求对仪表作标记所必需的资料。

(c)重量飞艇飞行手册必须包含下列内容：

(1)最大重量（起飞）；

(2)最大着陆重量；

(3)最大允许静态余重量和静态余升力；

(4)最大吊舱重量；和

(5)最大行李舱重量；

(d)重心必须提供已制定的重心限制。

(e)飞行机组必须说明所要求的最小飞行机组。如果为了安全，要求飞行机组人数多于一人时，则必须提供最小飞行机组人员的数量和职能。

(f)运行类型必须提供飞艇可以或不得使用的运行类型。

（如目视飞行规则 VFR，仪表飞行规则 IFR，昼间或夜间），以及飞艇可以或不得使用的气象条件。必须列出影响任何使用限制的任何所装设备并标出其使用功能。

(g)最大客座量布置，必须提供最大客座量布置。

(h)气囊压力必须提供主气囊及副气囊的最大和最小压力。

(i)最大爬升率和最大下降率必须提供最大爬升率和最大下降率。

(j)机动必须提供飞艇的最大俯仰角。

(k)标牌对 7.13 至 7.24 条所要求的任何标牌，必须与每个标牌在飞艇上相应位置的书面说明一起进行复制。

7.27 使用程序

(a)对每艘飞艇，必须提供有关正常和应急程序的资料以及为安全运行所必需的其它有关资料，其中包括下列内容：

(1)推荐的爬升速度及其随高度的变化；

(2)推荐的起飞和爬升飞行剖面图，包括正常起飞和爬升中使用辅助推力操纵、升力和配平操纵以及动力控制，以及短距运行时对上述操纵与控制的不同之处。

(3)推荐的进场速度、着陆速度和飞行剖面图，包括进场和着陆所用的辅助动力操纵、升力和配平操纵，以及动力控制，以及短距运行时操纵与控制的不同之处。

(4)推荐的着陆复飞爬升空速和从进场和着陆过渡到着陆复飞爬升的程序；

(5)从带动力飞行过渡到自由气球模式的推荐程序，以及以自由气球模式下降着陆的程序；

(6)根据 2.20 条要求编制的保持主气囊压力的使用程序；

(7)使用操纵系统锁定装置时，有关操纵系统锁定装置的使用说明；

(8)根据 4.40 条要求编制的可易燃液的防火说明和程序；

(9)根据 5.2 条(d)和(e)要求编制的发动机起动和停车的推荐程序；

(10)水上迫降说明和程序(包括根据 4.36 条(b)，6.33 条和 6.36 条要求编制的程序)；

(11)根据 6.37 条要求的编制的关于防冰装置使用的说明和程序；和

(12)应急放油设备的使用说明和程序，包括有关使用该系统的任何操

作注意事项；

(13)2.21 条要求的推荐地面操纵程序，系留杆操作程序和系留程序，这些程序应反映出；3.25 条所要求的飞艇设计能力；

(14)根据 4.49 条要求编制的压舱物配置操作程序；

(15)根据 5.30 条要求编制的应急放油操作程序；

(16)根据 4.43 条(g)要求编制的应急撤离操作程序；

(b)对于多发飞艇，还必须包含下列资料和程序：

(1)一发工作和全发不工作情况下的正常程序和应急程序；

(2)在单发停车情况下获得最佳性能的操作程序，包括考虑飞艇、螺旋桨和辅助推力及升力控制的不同构形的影响。

(3)按照 2.7 条确定的起飞程序；

(4)必须提供资料说明，为安全起见燃油系统需按 5.9 条规定独立供油，同时提供将燃油系统配置成用以表明符合该条要求的状态的说明。

(c)对于表明符合 6.18 条(g)的每艘飞艇，必须提供蓄电池与向其充电的电源断开的操作程序。

(d)如果任何油箱的不可用燃油超过油箱容量的 5% 或 1 美加仑（取大者），则必须提供资料指明平飞中燃油油量表读数为“零”时，不能在飞行中安全使用油箱中的任何数量的余油。

(e)必须提供关于每个燃油箱可用燃油总油量的资料。

7.28 性能资料

(a)必须为每一艘飞艇提供下列资料；

(1)在 2.12 条规定的改出期间，产生的大于 100 英尺的高度损失或大

于 30° 的俯仰角；

(2)每个油箱的可用燃油总量能被安全使用的条件；

(3)按 2.7 条确定的起飞距离，在 50 英尺高度上的空速、飞艇形态（如果有）、试验时所用的道面种类，以及与发动机罩通风片位置、飞行航迹控制装置的使用和起落架收放系统使用的有关资料；

(4)按 2.10 条确定的着陆距离、飞艇形态（如果有）、试验时所用的道面种类；

(5)按 2.8 条及 2.12 条确定的定常爬升率或梯度、空速、动力和飞艇形态；

(6)下列变化对于起飞距离(本条(a)(3))、着陆距离(本条(a)(4))和定常爬升率(本条(a)(5))的计算近似影响：

(i)从海平面至最大设计起飞高度；

(ii)在这些高度上，温度从低于标准状态 33.3° C (60° F)，到高于标准状态 40° F；

(iii)上述高度的相对湿度从 20%至 100%；

(iv)升力气体纯度。

(7)对活塞式发动机飞艇，表明符合 5.39 条至 5.41 条冷却规定的最高大气温度。

(b)对于多发飞艇，必须提供下列资料：

(1)单发停车情况下的最佳爬升速率；

(2)用来表明符合 5.41 条(e)(2)(iv)的冷却和爬升要求的速度，如果该速度大于单发停车时最佳爬升率速度；

(3)按 2.9 条确定的空速、发动机推力及飞艇形态下确定的稳定爬升率或爬升梯度;

(4)下列变化对按 2.9 条确定的爬升率性能的计算近似影响:

(i)从海平面至最大设计高度;

(ii)在这些高度上,温度从低于标准温度 60° F 到高于标准温度 40° F;

(iii)上述高度的相对湿度从 20%至 100%;

(iv)升力气体纯度。

7.29 载重资料

必须提供下列载重资料:

(a)属于 2.4 条规定的空重的每一项设备的重量和位置;

(b)对于 2.3 条所确定的最大和最小重量之间能导致重心超出下列范围的每种可能装载情况。应有相应的装载说明:

(1)选定的限制;

(2)证明结构符合要求的限制;

(3)表明符合每项功能要求的限制。

附录 A 撕裂强度

1 适用范围

1.1 本方法可用于确定主气囊外皮的撕裂强度。

2 试件

2.1 试件尺寸为 4 英寸×6 英寸,中央必须用刀片切开一个与长边垂直的 1.25 英寸的缝(图 1)。

3 仪器设备

3.1 仪器设备必须按联邦要求 191A “织物试验法”的 5100 号方法规定。

4 程序

4.1 将试件对称夹上试验机夹钳，使长边与加载方向平行，短边垂直。平行于长边的纱线必须与每一个夹钳的前面夹头一条外侧边平行对齐，确保两个夹头夹住相同的纱线。夹钳必须有一英寸宽，必须夹住已经有切缝的纱线。

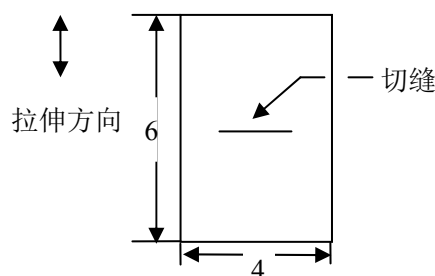
4.2 试验开始时两个夹钳之间距离必须为 3 英寸，试件上的缝与二夹头的距离相等。

4.3 对试件加破坏力的速度应当使拉伸夹钳以 12.5 ± 0.5 英寸/分的速度作匀速运动。试件拉断以后，从测力表、刻度尺或曲线上读出破坏力，记录数值。

经、纬两个方向均应做五个试件，并按每一种织物类型报告试验结果。

5 结果

5.1 记下 5 个试件的最大峰值（磅）予以平均即得出撕裂强度。



尺寸单位：英寸

图 1 试样

附录 B 更改说明

1. 2.4 条(b) 本条规定了确定飞艇空重时的飞艇情况。该条要求规定飞艇的称重能够再现，也许会对飞艇制成以后的本要求的含义有混淆。其原意是要求对未充气飞艇提供一个可以获得重复称重结果的可接受重量控制方法。对于该条已重新制订，明确原意。

2. 3.9 条 本条规定了飞艇在平飞中遭遇规定的大气突风时所引起的载荷。对于这条规定中的突风量值和计算突风引起的最大气动弯矩的公式均有存疑。

FAA 相信，目前的突风速度已与联邦航空条例(FAR)21-17 条(b)的要求具有同等安全水平。因此未对 3.9 条(a)条规定的突风进行修订。

3.9 条(c)提出了一个根据 3.9 条(a)的突风强度计算最大气动弯矩的公式，该公式必须在没有更合理的分析方法时使用。飞艇设计准则(ADC)所提出的这个公式，被确认为原打算用于刚性艇体结构，对非刚性的飞艇就不甚适用。劳雷尔(Loral)(固特异公司(Goodyear)提出了另一些可用于非刚性飞艇的计算公式，其中一个被用于提交美国海军的提议中，也就是本文采用的这一个。对 3.9 条(c)已重新制订，以提供反映上述讨论的设计公式。

3. 3.25 条 该条求规定飞艇连接于系留杆上的最大风速为 78 节。对取用这个量值的风速作为最低设计要求有些存疑。这个风速被用于海军的设计要求，许可飞艇在强烈暴风雨环境进行系留。在制订系留要求时不考虑十二级飓风情况。根据美国使用民用飞艇的成功经验，取 70 节作为设计要求已经足够。民用飞艇不像海军所设计的飞艇，要预期其处于各种强烈暴风雨环境。因而对这个要求已降低到 70 节。

上述情况的另一方面是要考虑风速的突变，或者突然停风。FAA 提议，规定要研究飞艇对于风速突变极端情况的弹性响应所引起的压缩载荷。要许可桁条端处的主气囊发生轻微屈曲，这一点，适用于会在桁条处引起压缩载荷的所有系留及其操纵情况。

不对称系留与对称系留情况类似，但要考虑瞬时风往飞艇两侧中任一侧的（飞艇来不及作出反应）飘移。这种风速情况除对称系留和系留杆操纵超控以外，其他所有情况均可适用。根据以往经验，最严重载荷一般发生在风向夹角 10° 与 15° 之间。

飞艇连接于可动栓柱时，栓柱的操纵情况与飞艇的操纵有关，其超控条件依据可动栓柱以 3 节速度运动时突然停止的情况。这种情况会在栓柱与飞艇之间产生压力，其时假设风速为零。对于这种情况考虑是否恰当有人提出疑问。FAA 表示不同意，因为英国在其 BCAR 的 Q 节里，根据他们的飞艇使用经验提出了类似的要求。如果在飞艇的使用限制和操纵限制中具体规定禁用可动栓柱，则栓柱的操纵条件就不适用。

表 4 中有些附注编写不准确，需予以修订。

本条已经重新编写，以提供反应上述讨论的设计情况。

4. 3.26 条(b) 本条规定了为确保乘员在轻微坠撞着陆中的安全性所必须考虑的极限惯性力。鉴于迄今尚无试验或资料能够直接找出使用经验与极限惯性力的数值大小的关系，在飞艇设计准则（ADC）中所规定的值就是根据海军规范而得出的。对海军事事故资料的审查并不非常详细的，不过有一点是明显的，即机组成员只要愿意，在事故发生整个过程都可保持在其原位，不必用约束，也无严重受伤。根据上述讨论，FAA 相信在飞艇

设计准则（ADC）中列出的数值是过大的。

对 3.26 条(b)(2)的表格重新进行了编制，以提供一个对轻微坠撞着陆能反映比较实际观点的设计要求。

5. 4.19 条(c) 本条为感知非机械飞行控制系统的失效提供了一个 3 秒钟的延迟时间。这个要求是完全照搬固定翼航空器的类似要求。考虑到飞艇对于操纵输入的响应相对较慢，这个延迟时间是不适当的。

本条已经重编，删除这项要求。

6. 4.28 条(c) 本条内含错字，已经重写，第二行以“of”代替“or”，

7. 4.43 条(a) 本条规定主气囊应当充压，使其在所有飞行条件下承受限制载荷时都能保持张紧。该条未考虑地面操纵情况。在 3.25 条的目前修订版中，对一些系留和地面操纵情况作了澄清。有关的修订说明材料建议，在系留和地面操纵情况，允许桁条端头处的主气囊发生屈曲。本条需要对主气囊在这些情况下的特殊现象作一规定。

本条已重新编制，规定主气囊在系留情况的限制条件。

8. 4.43 条(g) 本条对主气囊在地面的应急放气作了规定。它要求放气速度必须与允许乘员撤离的时间相一致，即 90 秒钟。对于这个时间限制有人反对。

提这个要求的原意是增强飞艇的应急撤离的安全程度。也就是说，在撤离期间飞艇离地的程度不得妨碍乘员离艇，主气囊也不能过早下落套住乘员。而引用的时间是运输类航空器的。英国 BCAR 的 Q 节规定的是 60 秒。21.17 条(b)要求飞艇具有与 CFR14 集 C 分章所列相应适航标准相等同的安全水平。相应的规章 FAR23 部，它并未对其应急撤离规定时间限制。

因此，对于客座量（不含机组）等于或小于九的飞艇其安全水平应比原先要求更高。

本节已重新制定，强调将飞艇保持在地面同时要防止主气囊落到从飞艇撤离乘员身上的要求。

9. 4.44 条(a) 本条规定氦气阀必须置于主气囊的赤道线以下。有人提出氦气阀置于主气囊的底部会限制其在应急情况下的排气能力。之所以要求将主气囊氦气阀置于赤道线以下，是为了对检查、维修提供良好的通路，防止水气积聚、和将阀门避开主气囊的压缩区。经验表明，位于主气囊侧面的阀门都是功能正常的。FAA 相信，将氦气阀放在稍高出赤道线的位置不会影响到上述目标。这样可以为设计者在不降低安全性的前提下，稍为增加一些位置选择余地。

本章第二句重新编制，以增多氦气阀门的可接受位置。

10. 4.44 条(d) 本条规定飞艇在全发失效之后保持主气囊压力的能力，以维持足够时间进行着陆的要求。对于这个要求的必要性和对“足够”一词的解释，有人提出问题。该要求的原意是顺应系统对主系统形状的依赖关系，FAA 认为，维持主气囊的形状是所期望的。因此，本条末尾一句的重点应强调主气囊形状，而不是压力。

本条末句已重新编写，以澄清原意。

11. 4.45 节 本条包含了在飞艇飞行手册中规定地面操纵程序的要求。这个要求放在 7.27 条更为适当。

本条末句已重新编写，以完善飞艇设计准则的编排。

12. 5.54 条(a) 本条要求每一台发动机都有单独一套推力转向操纵。

这个要求是根据每一台发动机必须能够独立于所有其他发动机单独进行操纵的思路提出来的。有人对是否需要单独的推力转向操纵提出疑问。FAA 同意独立的推力转向操纵是不需要的，而且实际上可能也是不可期望的。然而，独立的发动机推力转向操纵仍然保留，作为一种选择。

5.54 条与 5.62 条已经重新编写，明确推力转向操纵，并供设计选择。

13. 6.4 条(e) 本条为电传操纵飞行控制系统规定了一个相对位置指示器、一个比较仪器警告系统和一个失效警告系统的要求。这些要求是在为固定翼飞行器制定同类设备安装要求之后仿写的。因为飞艇的响应较慢，有人认为其中有些要求可能不甚适当。第一项要求是提供一套装置，确定电传操纵系统是否在完成其预期功能。例如，当操纵件移到完全抬头位置时，该装置应当指示出操纵面确实已经达到这个位置。而对于第二项要求，由于飞艇响应迟缓，FAA 认为这个要求是不必要的。第三项要求中飞艇的响应时间是不恰当的。FAA 相信，第一、三两项要求是适当的，应予保留。

为解除申请人的不必要负担，第二项要求已经删除，第三项要求重编条款号。

14. 6.7 条(d) 本条要求飞艇的仪表在所有情况下均应处于基本的 T 配置。鉴于与飞机（要求 T 配置）相比，飞艇的响应时间相对较缓，对于仅限于作目视规则飞行的飞艇就一定要有基本 T 配置的仪表布局。

本条已重新编写，对于限于目视飞行规则飞行的飞艇允许其有其他的配置。

15. 6.9 条(b) 根据 FAR23 部 23.1323 条给出的要求，飞艇设计准则 6.9 条(b)的要求显得不必要的过份严格。与固定翼飞机相比，飞艇运行作较

少依赖空速指示，因此，指示精度的要求不应超过 23 部飞机的有关规定。

本条已重新编制，以反映该项意见。

16. 6.10 条(b)(3) 本要求应当只用于在仪表飞行规则条件或结冰条件下运行的飞艇。

本条第一句已经重新编制，以反映该项意见。

17. 7.14 条(c) 本要求规定，当采用数字仪表时必须提供模拟或趋向指示。但是当趋势变化极缓以致用模拟量指示器监控趋势的优势已不复存在监控，可以用数字仪表判断时，模拟量指示器就不一定是必要的了。

本条已重新编制，对于趋势监控已不见优势的情况，许可用数字仪表监控缓慢的变化率。

18. 7.25 条(a) 本条规定了飞艇飞行手册应当包含的供飞行机组使用的资料。该资料包括有关地面操纵的程序，这对于飞行机组可能没有什么价值，地面操纵规定了飞艇的周围环境的重要部份。因此，有必要将地面操纵资料以简洁明了的方式重新提供。建议，用一本飞艇地面操作手册以提供这方面的资料。

7.25 条(a)的第一句已重新编写，规定提供飞艇地面操纵手册。

19. 7.27 条(a) 7.27 条(a)(13)规定了地面操纵和系留的操作程序。这些程序与 3.25 节的设计要求之间没什么具体的联系。飞艇的设计能力应当反映在其操作程序中。

为在操作程序中反映飞艇的设计能力，7.27 条(a)(13)已经重新编写。

本条也规定了在飞艇飞行手册里应包括正常使用程序和应急使用程序。向机组提供有关飞艇的应急撤离程序也是必要的。4.43 条(g)规定了将

主气囊放气以加速应急撤离的方法。必须制定有关程序，以满足既能将飞机保持于地面而又不许可主气囊过快放气以致绊住乘员的既定目标。

为规定应急撤离程序，7.27条(a)已经修正，增加新款7.27条(a)(16)。

注：第14至17节已按更改草案1进行协调。关于已有更改并征求意见的通告公布于1989年6月15日的联邦注册报。意见已收到，但更改1却不再公布了。

其他所有各条是按更改草案2进行协调的。关于已有更改2并征求意见的通告公布于1992年2月4日的联邦注册报。