



咨 询 通 告

中国民用航空局航空器适航审定司

编 号：AC-21-AA-2025-42

下发日期：2025 年 6 月 13 日

运输类飞艇的型号合格审定

运输类飞艇的型号合格审定

1. 目的

本咨询通告规定了运输类飞艇型号合格审定可接受的准则。申请人可以使用该准则，用于表明对《民用航空产品和零部件合格审定规定》（CCAR-21）第 21.17 条(二)款的符合性。此外，本咨询通告还提供了与运输类飞艇型号合格审定相关的基本指导材料。

2. 依据

本咨询通告依据《民用航空产品和零部件合格审定规定》（CCAR-21）制定，为运输类飞艇型号合格审定提供相关依据和指导。

3. 撤销

不适用。

4. 相关适航规章

《民用航空产品和零部件合格审定规定》（CCAR-21）

《航空发动机适航规定》（CCAR-33）

《螺旋桨适航标准》（CCAR-35）

本咨询通告中引用的文件都为现行有效版本，除非特别说明。

5. 可接受的准则

根据第 21.17 条(二)款的规定，特殊类别航空器的适航审定基础应包括指定的中国民用航空规章条款，或其他经民航局批准的类似适航准则。申请人可以通过本咨询通告附录《运输类飞艇设计准则》来证明其申请符合第 21.17 条(二)款中对运输类飞艇型号合格审定的要求。当附录《运输类飞艇设计准则》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，首先需要得到局方的批准。

6. 其他准则

除按照“5. 可接受的准则”中确定的准则外，运输类飞艇的型号合格审定还应遵循以下相关规章：

6.1 CCAR-33

发动机应根据 CCAR-33 的规定进行型号合格审定，或作为飞艇整体的一部分进行审定。若发动机作为飞艇整体的一部分进行审定，则应遵守以下相关要求：

- (1) 在编写适航准则时，申请人应以 CCAR-33 作为指导文件。
- (2) 申请人应及时将发动机的适航准则提交给局方进行评审。局方的批准程序与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构成任何潜在的危害。

6.2 CCAR-35

螺旋桨应根据 CCAR-35 规定进行型号合格审定，或作为飞艇整体的一部分进行审定。若螺旋桨作为飞艇整体的一部分进行审定，应遵守以下相关要求：

- (1) 在编写适航准则时，申请人应以 CCAR-35 作为指导文件。
- (2) 申请人应及时将螺旋桨的适航准则提交给局方进行评审。局方的批准程序与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) 螺旋桨及其相关系统不得对飞艇的安全运行构成任何潜在的危害。

6.3 升力气体

氢气严禁作为飞艇的升力气体使用。

7. 附则

本咨询通告自 2025 年 6 月 13 日起生效。

本咨询通告由中国民用航空局航空器适航审定司负责解释。

附录运输类飞艇设计准则

目录

A 章 总则	21
TA. 1 适用范围	21
B 章 飞行	22
总则	22
TA. 21 证明符合性的若干规定	22
TA. 23 载重分布限制	22
TA. 25 重量限制	23
TA. 27 重心限制	23
TA. 29 空重及相应的重心	23
TA. 31 可卸配重	23
TA. 33 螺旋桨转速和桨距限制	24
程序	24
TA. 40 总则	24
性能	25
TA. 45 总则	25
TA. 51 起飞	26
TA. 65 爬升：全发工作	26
TA. 67 爬升：临界发动机失效	27
TA. 68 航路飞行航迹	27
TA. 75 着陆	27
TA. 76 发动机失效	28
TA. 77 中断着陆	28
TA. 80 装卸	28
飞行特性	29
TA. 141 总则	29

操纵性和机动性	29
TA. 143 总则	29
TA. 145 纵向操纵	30
TA. 147 方向操纵	30
TA. 149 最小操纵速度	30
TA. 150 最小操纵速度	30
TA. 153 着陆操纵	31
配平	31
TA. 161 配平	31
稳定性	31
TA. 171 总则	31
TA. 181 动稳定性	31
其它飞行要求	31
TA. 201 失速演示	31
TA. 203 失速特性	31
TA. 207 失速警告	31
TA. 237 风速	32
TA. 251 振动和抖振	32
TA. 253 气囊压力与变形	32
TA. 255 地面操作特性	32
TA. 261 恶劣天气飞行	33
C 章 结构	34
TA. 301 载荷	34
TA. 303 安全系数	34
TA. 305 强度和变形	34
TA. 307 结构符合性的证明	34
TA. 309 设计重量	35
飞行载荷	35
TA. 321 总则	35

TA. 333	设计机动载荷	36
TA. 335	设计空速	36
TA. 341	突风载荷	36
TA. 361	发动机和辅助动力装置扭矩	38
TA. 363	发动机和辅助动力装置支架的侧向载荷	39
TA. 367	发动机失效引起的非对称载荷	39
TA. 371	陀螺载荷	39
	操纵面及操纵系统载荷	39
TA. 391	操纵面载荷：总则	39
TA. 395	操纵系统	40
TA. 397	操纵系统载荷	40
TA. 399	双操纵系统	40
TA. 405	次操纵系统	40
TA. 407	配平调整片的影响	41
TA. 409	调整片	41
TA. 411	操纵面补充情况	41
TA. 415	顺风载荷	41
	地面载荷	41
TA. 471	总则	41
TA. 473	地面载荷情况和假设	41
TA. 477	起落架布置	42
TA. 479	着陆情况	42
TA. 481	系留及地面操纵情况	43
	其他载荷	43
TA. 505	雪载荷	43
TA. 507	顶升载荷	43
TA. 509	维护通道载荷	44
	应急着陆情况	44
TA. 561	总则	44

疲劳评定	44
TA. 571 概述	44
TA. 573 损伤容限及疲劳评定	45
闪电防护	48
TA. 581 闪电防护	48
D 章 设计和构造	49
TA. 601 总则	49
TA. 603 材料	49
TA. 605 制造方法	49
TA. 607 紧固件	49
TA. 609 结构保护	50
TA. 611 可达性措施	50
TA. 613 材料强度性能和设计值	50
TA. 619 特殊系数	51
TA. 621 铸件系数	51
TA. 623 支承系数	52
TA. 625 接头系数	52
TA. 627 焊接系数	53
TA. 628 绳、线和缆系数	53
TA. 629 颤振	53
TA. 631 鸟击	54
操纵面	54
TA. 651 强度符合性的证明	54
TA. 655 安装	54
TA. 657 铰链	54
TA. 659 重量平衡	54
操纵系统	54
TA. 671 总则	55
TA. 672 增稳系统及自动和带动力操作系统	55

TA. 675	止动器	56
TA. 677	配平系统	56
TA. 679	操纵系统锁	57
TA. 681	限制载荷静力试验	57
TA. 683	操作试验	57
TA. 685	操纵系统的细节设计	57
TA. 687	弹簧装置	58
TA. 689	钢索系统	58
TA. 693	关节接头	58
起落架		59
TA. 721	总则	59
TA. 723	减震试验	59
TA. 729	收放机构	59
TA. 731	机轮	61
TA. 733	轮胎	61
TA. 735	刹车和刹车系统	61
TA. 745	机轮转向	63
载人和装货设施		64
TA. 771	驾驶舱	64
TA. 772	驾驶舱舱门	64
TA. 773	驾驶舱视界	65
TA. 775	风挡和窗户	66
TA. 777	驾驶舱操纵器件	66
TA. 779	驾驶舱操纵器件的动作和效果	66
TA. 783	舱门	67
TA. 784	客舱窗户	67
TA. 785	座椅、卧铺、安全带和肩带	67
TA. 786	飞行中可接近区域	69
TA. 787	行李舱和货舱	69

TA. 789	客舱、机组舱以及厨房中物品的固定	70
TA. 791	乘客通告标示和标牌	70
TA. 793	地板表面	71
TA. 801	水上迫降	71
TA. 803	应急撤离	71
TA. 807	应急出口	72
TA. 809	应急出口配置	74
TA. 810	应急出口辅助方法和疏散通道	75
TA. 811	应急出口的标识	75
TA. 812	应急照明	76
TA. 813	应急出口通道	79
TA. 815	过道宽度	81
TA. 831	通风	81
	防火	82
TA. 833	燃烧加热系统	82
TA. 851	灭火器	82
TA. 853	座舱内部设施	83
TA. 854	厕所防火	84
TA. 855	货舱或行李舱	84
TA. 857	货舱等级	85
TA. 858	货舱火警探测系统	86
TA. 859	燃烧加温器的防火	86
TA. 863	可燃液体防火	88
TA. 865	飞行操纵系统、发动机架和其他飞行结构的防火.....	88
TA. 869	系统防火	89
	其他	89
TA. 871	定飞艇水平的设施	89
TA. 875	螺旋桨附近保护	89
	飞艇规格	90

TA. 881	硬式飞艇蒙皮	90
TA. 883	软式和半硬式飞艇气囊	90
TA. 885	气室	92
TA. 887	压力系统	94
TA. 889	地面操作	95
TA. 893	升力气体	95
TA. 895	压载系统	95
TA. 897	外挂载荷连接方法	96
TA. 899	绞车和悬挂载荷	97
E 章	动力装置	98
TA. 901	安装	98
TA. 903	发动机	98
TA. 905	螺旋桨	100
TA. 907	振动	100
TA. 908	冷却风扇	100
TA. 909	涡轮增压器	101
TA. 917	推进器驱动系统	101
TA. 918	轴系的临界转速	101
TA. 919	轴系接头	102
TA. 921	推进器制动	102
TA. 923	推进器驱动系统和操纵机构试验	102
TA. 924	附加试验	104
TA. 925	螺旋桨间距	104
TA. 929	螺旋桨防除冰	104
TA. 933	反推力系统	105
TA. 937	涡轮螺旋桨—阻力限制系统	105
TA. 939	动力装置工作特性	105
	燃油系统	106
TA. 951	总则	106

TA. 952	燃油系统分析和试验	106
TA. 953	燃油系统独立性	106
TA. 954	燃油系统闪电防护	107
TA. 955	燃油流量	107
TA. 957	连通油箱之间的燃油流动	107
TA. 959	不可用燃油量	108
TA. 961	燃油系统在热气候条件下的工作	108
TA. 963	燃油箱：总则	109
TA. 965	燃油箱试验	109
TA. 967	燃油箱安装	111
TA. 969	燃油箱膨胀空间	111
TA. 971	燃油箱沉淀槽	112
TA. 973	燃油箱加油口接头	112
TA. 975	燃油箱通气和汽化器油气通气	112
TA. 977	燃油箱出油口	113
TA. 979	压力加油系统	113
TA. 981	燃油箱点燃防护	114
	燃油系统部件	115
TA. 991	燃油泵	115
TA. 993	燃油系统管路和接头	115
TA. 994	燃油系统部件的防护	115
TA. 995	燃油阀	116
TA. 997	燃油滤网和燃油滤	116
TA. 999	燃油系统放液嘴	116
TA. 1001	燃油应急放油系统	116
	滑油系统	117
TA. 1011	总则	117
TA. 1013	滑油箱	117
TA. 1015	滑油箱试验	118

TA. 1017	滑油系统导管和接头	119
TA. 1019	滑油滤网或滑油滤	119
TA. 1021	滑油系统放油嘴	120
TA. 1023	滑油散热器	120
TA. 1025	滑油阀	120
TA. 1027	螺旋桨顺桨系统	120
冷却		121
TA. 1041	总则	121
TA. 1043	冷却试验	121
TA. 1045	冷却试验程序	122
液体冷却		123
TA. 1061	安装	123
TA. 1063	冷却液箱试验	124
进气系统		125
TA. 1091	进气	125
TA. 1093	进气系统除冰和防冰措施	126
TA. 1101	汽化器空气预热器的设计	127
TA. 1103	进气系统导管	127
TA. 1105	进气系统的空气滤	128
TA. 1107	中间冷却器和后冷却器	128
TA. 1108	进气系统滤芯	128
TA. 1109	涡轮增压器引气系统	128
TA. 1111	涡轮发动机的引气系统	128
排气系统		129
TA. 1121	总则	129
TA. 1123	排气管	129
TA. 1125	排气热交换器	130
动力装置操纵器件和附件		130
TA. 1141	动力装置的操纵器件：总则	130

TA. 1143	发动机操纵器件	131
TA. 1145	点火开关	131
TA. 1147	混合比操纵器件	132
TA. 1149	螺旋桨转速及桨距的操纵器件	132
TA. 1153	螺旋桨顺桨操纵器件	132
TA. 1157	汽化器空气温度控制装置	132
TA. 1161	燃油应急放油系统操纵	132
TA. 1163	动力装置附件	133
TA. 1165	发动机点火系统	133
TA. 1167	推力转向操纵器件	134
	动力装置防火	134
TA. 1181	指定火区的范围	134
TA. 1182	防火墙后的短舱区域和包含易燃液体导管的发动机吊舱连接结构	135
TA. 1183	输送可燃液体的组件	135
TA. 1185	可燃液体	136
TA. 1187	火区排液和通风	136
TA. 1188	通风	136
TA. 1189	切断措施	137
TA. 1191	防火墙	137
TA. 1192	发动机附件舱隔板	138
TA. 1193	发动机整流罩	138
TA. 1195	灭火系统	138
TA. 1197	灭火剂	139
TA. 1199	灭火瓶	139
TA. 1201	灭火系统材料	140
TA. 1203	火警探测系统	140
TA. 1205	转向推力	141
TA. 1207	符合性	141

F 章 设备	142
TA. 1301 功能和安装	142
TA. 1303 飞行和导航仪表	142
TA. 1305 动力装置仪表	143
TA. 1306 其它设备仪表	145
TA. 1307 其它设备	145
TA. 1309 设备、系统及安装	146
TA. 1310 电源容量和分配	146
TA. 1316 系统闪电防护	147
TA. 1317 高强辐射场防护	148
仪表: 安装	148
TA. 1321 布局和可见度	148
TA. 1322 警告灯、戒备灯和提示灯	149
TA. 1323 空速指示系统	149
TA. 1325 静压系统	149
TA. 1326 空速管加温指示系统	150
TA. 1327 磁航向指示器	151
TA. 1329 自动驾驶仪系统	151
TA. 1330 电子飞行仪表系统	152
TA. 1331 使用能源的仪表	152
TA. 1333 仪表; 系统	152
TA. 1337 动力装置仪表	153
电气系统和设备	154
TA. 1351 总则	154
TA. 1353 电气设备和安装	155
TA. 1355 配电系统	156
TA. 1357 电路保护装置	156
TA. 1360 预防伤害	157
TA. 1361 总开关装置	157

TA. 1362	应急状态供电	157
TA. 1363	电气系统试验	157
TA. 1367	开关	158
	灯	158
TA. 1381	仪表灯	158
TA. 1383	着陆灯	158
TA. 1385	航行灯系统的安装	159
TA. 1387	航行灯系统二面角	159
TA. 1389	航行灯灯光分布和光强	160
TA. 1391	头部、前、后和尾部航行灯水平平面内的最小光强.....	160
TA. 1393	头部、前、后和尾部航行灯任一垂直平面内的最小光强..	161
TA. 1395	航行灯的最大掺入光强	161
TA. 1397	颜色规格	161
TA. 1401	防撞灯系统	161
	安全设备	162
TA. 1411	总则	162
TA. 1413	安全带	163
TA. 1414	静电放电设备	163
TA. 1415	水上迫降设备	163
TA. 1417	结冰探测	164
TA. 1419	冰雪防护	164
TA. 1421	扩音器	164
	其它设备	164
TA. 1423	机内广播系统	164
TA. 1431	电子设备	165
TA. 1435	液压系统	165
TA. 1436	气动系统一高压	167
TA. 1437	多发飞艇附件	169
TA. 1438	增压系统和低压气动系统	169

TA. 1439	防护性呼吸设备	169
TA. 1457	驾驶舱录音机	170
TA. 1459	飞行数据记录器	171
TA. 1461	含高能转子的设备	172
TA. 1499	厨房设备和用具	173
G 章	使用限制和资料	174
TA. 1501	总则	174
	使用限制	174
TA. 1503	空速限制：总则	174
TA. 1505	最大使用限制速度	174
TA. 1515	起落架速度	174
TA. 1516	其它速度限制	174
TA. 1519	重量、重心和重量分布	174
TA. 1521	动力装置限制	175
TA. 1522	辅助动力装置限制	176
TA. 1523	最小飞行机组	176
TA. 1524	系统和设备限制	176
TA. 1525	运行类型	176
TA. 1526	最大爬升和下降速率	176
TA. 1527	环境温度和使用高度	176
TA. 1528	气囊和副气囊压力	176
TA. 1529	持续适航文件	176
TA. 1530	发动机或螺旋桨的转向	176
TA. 1533	最大客座量布置	177
	标识和标牌	177
TA. 1541	总则	177
TA. 1543	仪表标识	177
TA. 1544	运行压力限制	177
TA. 1545	空速限制	177

TA. 1547	磁航向指示器	177
TA. 1549	动力装置仪表	178
TA. 1551	滑油油量指示器	178
TA. 1553	燃油油量表	178
TA. 1555	操纵器件标识	178
TA. 1557	其他标识和标牌	179
TA. 1559	使用限制标牌	180
TA. 1561	安全设备	180
TA. 1563	空速/ 高度/ 姿态标牌	180
	飞艇飞行手册	180
TA. 1581	总则	180
TA. 1583	使用限制	181
TA. 1585	使用程序	182
TA. 1587	性能资料	183
TA. 1589	载重信息	185
	附录	186
	附录 A 表格与数据	186
	附录 B 撕裂强度(中间开裂口)测试	197
B. 1	范围	197
B. 2	试件	197
B. 3	试验夹具	197
B. 4	试验设备	197
B. 5	试验步骤	197
B. 6	试验结果	197
	附录 D HIRF 环境和 HIRF 设备测试水平	199
D. 1	HIRF 环境 I	199
D. 3	HIRF 设备测试水平	200
D. 4	HIRF 设备测试水平	200
D. 5	HIRF 设备测试水平	200

附录 E 燃气涡轮辅助动力装置安装	202
A 部分 所有 APU	202
总则	202
E. A901 安装	202
E. A903 辅助动力装置	202
E. A939 APU 工作特性	203
E. A943 负加速度	203
燃油系统	203
E. A952 燃油系统分析和测试	203
燃油系统部件	203
E. A993 燃油系统导管和接头	203
E. A994 燃油系统部件	204
E. A995 燃油阀	204
E. A999 燃油系统放液嘴	204
滑油系统	204
E. A1011 概述	204
E. A1017 滑油导管和接头	204
E. A1021 滑油放液嘴	205
E. A1023 滑油散热器	205
E. A1025 滑油阀门	205
冷却	205
E. A1041 概述	205
E. A1043 冷却试验	205
E. A1045 冷却试验程序	206
进气系统	206
E. A1091 进气系统	206
E. A1093 进气系统除冰和防冰措施	206
E. A1103 进气系统管道	206
E. A1105 进气系统滤网	207

排气系统	207
E. A1121 总则	207
E. A1123 排气管道	207
APU 操纵器件和附件	208
E. A1141 APU 操纵器件：总则	208
E. A1163 APU 附件	208
APU 防火	208
E. A1181 指定火区：包括下列各区域	208
E. A1183 管路、接头和部件	209
E. A1185 可燃液体	209
E. A1187 火区排液和通风	209
E. A1189 切断措施	210
E. A1191 防火墙	210
E. A1193 整流罩和短舱蒙皮	211
E. A1195 灭火系统	211
E. A1197 灭火剂	211
E. A1199 灭火瓶	212
E. A1201 灭火系统材料	212
E. A1203 火警探测系统	212
E. A1207 符合性	213
设备	213
E. A1305 APU 仪表	213
E. A1337 APU 仪表	213
操作限制	214
E. A1521 APU 限制	214
E. A1527 环境气温和运行高度	214
标识和标牌	214
E. A1549 APU 仪表	214
E. A1551 滑油油量指示器	214

飞艇飞行手册	214
E. A1583 操作限制	214
B 部分 重要 APU	215
总则	215
E. B903 辅助动力装置	215
燃油系统	215
E. B951 总则	215
E. B953 燃油系统独立性	215
E. B955 燃油流量	215
E. B961 燃油系统在热气候条件下的工作	216
E. B977 燃油箱出口	216
燃油系统部件	216
E. B991 燃油泵	216
E. B997 燃油滤网和油滤	217
滑油系统	217
E. B1011 总则	217
进气系统	217
E. B1091 进气	217
E. B1093 进气系统除冰和防冰措施	217
E. B1105 进气系统滤网	218
APU 控制器件和附件	218
E. B1163 APU 附件	218
E. B1165 APU 点火系统	218
设备	218
E. B1305 APU 仪表	218

运输类飞艇设计准则

A 章总则

TA.1 适用范围

本规章适用于颁发和更改运输类飞艇型号合格证的适航标准。

(a)运输类飞艇，最大乘员数量大于 19 人(不包含驾驶员)。

(b)根据中国民用航空规章的规定申请或更改运输类飞艇型号合格证的申请人，必须表明符合本规章中适用的要求。

B 章飞行

总则

TA.21 证明符合性的若干规定

(a)本规章的每项要求，在申请合格审定的载重状态范围内，对每一种相应的总重量、净重、净轻和重心的组合，均必须得到满足。证实时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等准确的计算；或试验与计算相组合的方式，来验证对于本规章规定的符合性。

(b)如果由所检查的各种组合不能合理地推断其符合性，则应对每一种相应的总重量、净重、净轻和重心的组合进行系统的检查。

(c)飞艇的操纵性、稳定性、配平和失速特性必须在所有空速及不同的副气囊、氦气囊或主气囊状态下予以表明。

(d)在飞行试验中，对规定值的一般允差如下表，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%
重心范围	±7%
空速	± 3 节或 ±3%，取较高值

飞艇其它相关数据变化的方式和范围需要在进行性能指标要求符合性审查及制定性能数据时一并考虑，必须由申请人进行证实。

(e)如果飞行特性要求符合性依赖于增稳系统，或其他任何自动系统或动力操纵系统，则必须表明其对第TA.672条的符合性。

(f)对于起飞、着陆和地面操作，风速和阵风速度必须在飞艇锚泊状态下艇体纵向中心轴线高度处测量，或按此高度进行风速修正。

TA.23 载重分布限制

(a)必须制定飞艇可以安全运行的重量、净重、净轻及相应的重心范围。

(b)载重分布限制不超过：

- (1)申请人选定的限制；
- (2)结构证明的限制；或

(3)表明符合本规章每一适用飞行要求的限制。

TA.25 重量限制

(a)最大重量。最大重量是指飞艇在表明符合本规章每项适用要求时的最大的重量。所制定的最大重量必须符合下列条件：

(1) 不超过：

(i)申请人选定的最重的重量；

(ii)最大设计重量，即表明符合本规章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)不小于通过载重艇舱或其它载重系统装载至最大设计重量的重量。

(b)最小重量。必须制定最小重量(表明符合本规章每项适用的要求的最轻重量)，使之不低于：

(1)申请人选定的最轻的重量；

(2)设计最小重量(即表明符合本规章每项适用的结构载荷情况的最轻重量)；或

(3)表明符合本规章每项适用飞行要求的最轻的重量。

TA.27 重心限制

必须制定在每项适用的可独立操作的条件下的水平、垂直及横向重心限制。

TA.29 空重及相应的重心

(a)空重及相应的重心必须按所有质量项目确定，包括结构重量，以及：

(1)未充气的气囊重量；

(2)固定配重；

(3)根据第 TA.959 条确定的不可用燃油；以及

(4)全部工作液体，包括下列各项：

(i)滑油；

(ii)液压油；

(iii)艇上系统正常运行所需的其他液体。

(b)确定空重时的飞艇状态必须是明确定义的且易于复现。

TA.31 可卸配重

在表明符合本规章的飞行要求时，可采用可卸配重，如果：

(a) 搭载可卸配重的位置经过合理设计和安装，且符合第TA.1557条要求。

(b) 飞艇飞行手册、经批准的资料或标识和标牌上必须有操作说明，以便在每种装载条件下对可卸配重进行合理的配置。

(c) 除了可卸配重的基本重量和重心影响外，其惯量分布也必须予以考虑，在操纵特性中，惯量分布是重要因素，影响着飞艇的振荡特性和/或稳定性。

TA.33 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，在起飞和以最大爬升率时的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：对于没有恒速控制装置，但在飞行中可操纵的每个螺旋桨，必须采用桨距范围限制装置、桨距角或油门指示器，用最低可能的桨距满足本条(b)的要求。

(d) 通过调整桨叶低距限位器装置，使发动机在下列条件下不超过其最大允许转速的 103% 或经批准的最大超转的 99%，两者中取大者：

(1) 螺旋桨桨叶在低距限制位置，调速器不工作；

(2) 标准大气，飞机静止，无风；和

(3) 对涡桨发动机飞艇，发动机在最大起飞扭矩限制下工作。

(e) 带有恒速控制装置的可调桨距螺旋桨，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低桨距位置、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%。

程序

TA.40 总则

(a)适用的申请人必须制定在型号合格证申请条件下相应的锚泊和脱锚、起降、飞行、悬停、货物和/或乘客上下的程序。这些程序应使操作可以安全进行且不需要特殊技巧，且当在测试中使用这些程序制定的性能数据时，测试结果应合理可复验。

(b)已制定的适用程序应包括所有机组人员(包括地面操作机组人员)应遵守的程序且应规定最小机组人员的构成及其职责。最小机组人员应根据所选条件和限制进行说明。

(c)已制定的程序应编入飞艇飞行手册中。

性能

TA.45 总则

(a)除非另有规定，本章的各项性能要求必须按静止空气和标准大气条件，或按申请人提出的大气条件予以满足。

(b)性能必须与特定环境大气条件、特定飞行条件和本条(d)规定的相对湿度下的推力矢量、可用推力大小相对应。

(c)可用推力必须与不超过批准的动力扣除下列损失后的发动机动力相对应：

(1)安装损失；

(2)特定外界大气条件和特定的飞行状态下由附件及辅助装置所吸收的动力(当量推力)。

(d)受发动机动力或推力影响的性能必须制定在申请人所选的相对湿度条件下，或以下最小值：

(1)在等于或低于标准温度时，相对湿度为 80%；

(2)在等于或高于标准温度加 28 摄氏度(50°F)时，相对湿度为 34%；

(3)温度在(1)和(2)之间，相对湿度呈线性变化。

(e)以下内容同样适用：

(1)除非另有说明，申请人必须选择飞艇起飞或脱锚、飞行、进场、着陆或锚泊构型；

(2)飞艇构型可能随重量、高度、温度而变化，其变化范围要适合本条(e)(3)项要求的操作程序；

(3)除非另有规定,在确定临界发动机失效的起飞性能、起飞航迹、起飞距离、着陆距离时,改变飞艇的构型、速度、功率和推力必须按照申请人制定的使用操作程序操作;

(4)必须制定与第 TA.65 条、第 TA.67 条和第 TA.77 条中规定条件相应的中断进场和中断着陆的执行程序;

(5)按本条(e)(3)项和(4)项所制定的程序必须:

(i)能够被具有中等技术水平的机组一贯正常地执行;

(ii)采用安全可靠的方法或装置;

(iii)计及在程序执行时任何合理的预期时间延迟。

TA.51 起飞

(a)装有起落架并要求滑跑起飞的处于净重状态的飞艇,其起飞性能数据和程序、和爬升到高于起飞表面 15 米所需的距离(起飞距离应包括从空间参考点到飞艇艇尾的距离)必须经过确定,并包含在飞艇飞行手册中:

(1)对于申请审定所需的每个相应的载重情况范围内的总重量、净重以及最不利的重心组合、以及申请人所选运行限制范围内的大气温度和风力条件;

(2)为起飞选择的飞艇构型;

(3)重心在最不利位置;

(4)发动机和转向推进器(如有)在批准运行限制内运行。

(b)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有利的条件。

TA.65 爬升:全发工作

(a)每架飞艇,在操作限制范围内的最大重量、净重和大气温度以及在各构型最不利的重心状态下,在海平面必须至少具有 1.5 米/秒的定常爬升率和至少 1:12 的稳定爬升角度,其中:

(1)爬升时辅助推力装置和升力控制装置均处于正常位置;

(2)起落架在收回位置(如适用);以及

(3)每台发动机不超过其最大连续功率。

(b)必须制定各种飞行状态下使用最大连续功率推进时飞艇的最大爬升率和最大下滑率,并演示验证在以至少垂直速率 7 米/秒(1200 英尺/分)

作爬升或下滑时，飞艇主气囊和副气囊的压力能够保持在其经批准的最大与最小范围内。

(c)申请批准的性能数据必须根据飞艇在不同重量、净重、高度、温度下的最不利重心位置而确定。

TA.67 爬升：临界发动机失效

(a)每架飞艇，在最临界发动机失效且无论有无矢量推力，在操作限制范围内的最大重量、净重和大气温度以及在各构型最不利的重心状态下，在海平面必须至少具有 0.5 米/秒(100 英尺/分钟)的爬升率，其中：

- (1)爬升时辅助推力装置和升力控制装置均处于正常位置；
- (2)起落架在收上位置(如适用)；以及
- (3)每台发动机不超过其最大连续功率。

(b)申请批准的性能数据必须根据飞艇在不同重量、净重、高度、温度下的最不利重心位置而确定。

TA.68 航路飞行航迹

(a)对于本条(b)和(c)规定的飞艇航路构型，航行路线必须根据所制定的飞艇运行限制范围内的重量、高度、外界温度来确定。航路中的重量的变化、以及发动机对燃油和滑油的消耗、以及飞艇气囊上的雨雪累积均计算在内。飞行路线必须在任意所选择的速度下确定，并且飞艇状态如下：

- (1)重心在最不利位置；
- (2)临界发动机失效；
- (3)剩余发动机处于最大可用连续运行功率(推力)状态；以及
- (4)发动机冷却控制装置可用，且在炎热天气下能提供足够的冷却条件。

(b)必须制定单发失效基本飞行路线数据。

(c)对于配备三台或更多发动机的飞艇，必须制定至少两台发动机停车时的飞行路线数据。

TA.75 着陆

(a)装有起落架并具有滑跑着陆能力的飞艇，必须按飞艇的最临界着陆构型，在所编写的技术要求中确定从高于着陆表面 15 米的一点到飞艇着陆并完全停止所需的水平距离(该水平距离应从着陆起始点至飞艇停止时艇头位置进行测量)。如果使用任何依赖于任何发动机操作的装置，

并且当发动机停车时，着陆距离会明显增加，必须在该(那些)发动机停车的状态下确定着陆距离，除非使用补偿装置能够使着陆距离不超过发动机全发工作时的着陆距离。

(b)对于没有起落装置并且基本上垂直着陆的飞艇，必须按飞艇的最临界的着陆构型，在所编写的技术要求中确定性能数据。

(c)必须制定着陆性能和数据并包含在飞艇飞行手册中，并且：

(1)每一项重量和净重条件下的标准温度、高度和风力条件均在申请人制定的运行限制范围内；

(2)处于所选择的着陆构型；

(3)重心在最不利位置；

(4)发动机在批准的运行限制范围内运行。

TA.76 发动机失效

飞艇在发生一台或多台临界发动机失效时，必须能够维持水平飞行和零下降率。可以通过抛投配重或利用氦气阀门达到此目的。只允许抛投可卸配重。

TA.77 中断着陆

必须按飞艇飞行手册中制定的程序演示验证飞艇以最大着陆重量和最大净重从着陆状态中断，并转为正常爬升状态的能力，而不需特殊的驾驶技巧，并且飞艇不得出现过度下沉。飞艇构型将包括：

(a)飞艇下滑和着陆状态纵向配平；

(b)起落架在放下位置(如适用)；以及

(c)辅助推力和升力操纵器件处于正常着陆位置。

TA.80 装卸

(a)对于飞艇在飞行、悬停或地面未锚泊状态下装载货物或配重，必须在飞艇处于最严苛状态下制定性能数据。

(b)装卸性能和数据必须经过确认并纳入飞艇飞行手册中：

(1)由申请人制定的操作限制内的每个重量、净重、高度和风力条件下的标准温度；

(2)选定的装/卸载构型；

(3)重心在最不利位置；

(4)发动机在批准的运行限制范围内运行。

(c)在任何货物交换或重装载配重的操作过程中，飞艇必须能够在足够短的时间内从可能出现的一个危险状态恢复到一个安全自由的飞行的状态。

飞行特性

TA.141 总则

飞艇在申请合格审定的所有经批准的使用高度和大气条件下必须满足第TA.143条至第TA.261条的各项要求，而不需要特殊的驾驶技巧、机敏和过分的体力。

操纵性和机动性

TA.143 总则

(a)在所有飞行阶段，飞艇必须可以安全地操纵并可以安全地进行机动：

- (1)起飞；
- (2)爬升；
- (3)平飞；
- (4)下降；
- (5)着陆；

(6)在临界发动机失效、其余发动机在其任意许可位置上变换推力转向时的平飞；

(7)飞行中货物交换或重装载配重的操作过程，飞艇在地面未锚泊时人员/货物装载/卸载。

必须考虑运动模式产生的动态响应，以确定操纵不会引发反常的运动模态、飞行姿态和加速度。

(b)必须表明飞艇在无动力(自由气球飞行模式)情况下能够按照第TA.561条的要求安全下降和着陆。

(c)必须能从一种飞行状态平稳地过渡到任何其它飞行状态，而不需要特殊的驾驶技巧、机敏或体力，并且在任何可能的使用条件下没有超过飞艇限制载荷系数的危险，包括任一发动机突然失效，以及：

(1)对于三发或三发以上的飞艇，当飞艇处于巡航、进场或着陆构型下临界发动机停车、第二临界发动机突然失效时的机动和操纵；且

(2)飞艇构型改变，包括使用减速装置。

(d)如果本条(c)所要求的试验中存在着使驾驶员的负荷强度达到临界情况时，则驾驶员作用力不得超过附录 A 中表 A.6 所规定的限制值。为达到长时间控制作用力限制值的目的，飞艇必须尽可能在中立位置进行配平。

TA.145 纵向操纵

在全部发动机以最大连续功率工作、升力操纵设置恰当、飞艇配平，并且不超过附录A表A.6中规定的限制值情况下，必须能够产生：

(a)在临界空速下，从 30°上仰角稳定爬升作低头改出。

(b)在临界空速下，从 30°下俯角稳定下降作上仰改出。

TA.147 方向操纵

必须有足够的方向舵操纵以进入和恢复至任何合格审定申请相应情况的转弯，并且驾驶员作用力不超过附录A表A.6中的限制值。另外，必须演示验证，横向操纵能够在临界发动机失效导致发动机推力不对称时保持有效。

TA.149 最小操纵速度

(a) V_{MC} 是校正空速，在该速度，当临界发动机(一台或多台)突然停车时，能在该发动机停车情况下继续保持对飞艇的操纵，并以同一速度维持直线飞行。用以模拟临界发动机失效的方法，必须体现在服役中预期对操纵性最临界的动力装置失效模式。

(b)对于有起落架装置并能够滑跑着陆的飞艇，本条(a)的要求还必须符合着陆构型，此时飞艇状态如下：

(1)每个发动机处于最大可用起飞功率(推力)状态；

(2)飞艇为进场着陆而作的准备：所有发动机在第TA.75条演示验证的着陆距离中接近最陡梯度下工作；

(3)起落架处于放下位置(如适用)；

(4)所有发动机工作时螺旋桨操纵器件始终处于准备进场着陆的位置。

(c)在速度 V_{MC} ，为维持操纵所需的方向舵脚蹬力不得超过668牛(68公斤；150磅)，也不得要求减少工作发动机的功率(推力)，在纠偏过程中，为防止航向改变超过20°，飞艇不得出现任何危险的姿态。

TA.150 最小操纵速度

最小操纵速度是飞艇在起飞、飞行和着陆过程能达到的重量和净重的多种组合下，通过气动操纵面保持航向和纵向操作，并保持零下滑率的最小空速。

TA.153 着陆操纵

在飞艇飞行手册中定义的所有适用进场和着陆条件下，飞艇必须有足够的俯仰和偏航操纵范围，以使驾驶员能够达到其预期姿态和位置。有关的操作程序和限制必须在飞艇飞行手册中标出。

配平

TA.161 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，能够在静止空气中以所有空速作水平飞行。

稳定性

TA.171 总则

应演示验证，在飞艇协调使用辅助推力和升力操纵，并按相应飞行速度配平以后，在上升、下降和平飞中作稳定非加速飞行时，必须具有足够的纵向和航向稳定性，以保证机组人员不过度疲劳且不分散正常工作的注意力。

TA.181 动稳定性

飞艇飞行包线内的任何振荡必须可通过基本的飞行操纵加以控制，而无需特殊的驾驶技巧。

其它飞行要求

TA.201 失速演示

失速特性应在直线飞行和转弯中进行检查。

TA.203 失速特性

直至飞艇失速时为止，必须能通过控制面产生并修正俯仰和偏航，且不得出现反操纵现象，不得发生异常俯仰；在整个失速过程中纵向操纵力必须为正。此外，必须能迅速阻止失速发生，并通过正常使用操纵器件使飞艇从失速恢复至正常状态。

TA.207 失速警告

以下情况下，必须安装失速警报装置：

- (a)如果该飞艇可能存在失速；和
- (b)飞艇失速不能通过飞艇固有的气动特性察觉到的。

TA.237 风速

允许飞艇运行的最大风速必须确定并写在飞艇飞行手册和地面操作手册中。该速度不应大于以下规定中的最小者：

- (a)飞艇在临界发动机失效且其余发动机以低于最大连续功率工作时能够飞行的最大静止空气速度的75%，或
- (b)飞艇能被所规定的最少地勤人员控制时的最大地面风速。

TA.251 振动和抖振

在直到第TA.311条(c)定义的 V_{CD} 的任何相应的速度和功率状态，飞艇的每一部件必须不发生过度的振动。此外，在任何正常飞行状态，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。

TA.253 气囊压力与变形

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

- (a)适用时，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)必须提供与(a)条对应的操作程序，并纳入飞艇飞行手册。
- (c)在使用满足(a)条所需要的程序和操纵件时，如有不当，也不得危及主气囊或其附属结构。

TA.255 地面操作特性

(a)必须按规定的最少地面人员和机组人员，针对所有可能的飞艇重量、浮升力情况、失效和所有可能风力风向情况，制定适用的地面操作程序。

(b)必须建立系留程序。

(c)机械牵引措施如拖车和/或绞盘，必须通过使用恰当的预拉伸和可控的弯曲措施严格避免在突然受力导致牵引线折断或绞断时抽打和鞭打飞艇。

(d)地面操作设备必须能够安全地抵挡地面突风和风切变。

(e)地面操作手册应规定(d)款中提到的风力条件。

TA.261 恶劣天气飞行

(a)必须制定飞艇在各种紊流等级下重量和净重结合时的性能和数据资料，并纳入飞艇飞行手册中。

(b)在恶劣天气下飞行时升力气体压力必须保持在其限制值内。

(c)将在恶劣天气环境下飞行的操作程序编入飞艇飞行手册中。

C 章结构

总则

TA.301 载荷

(a)强度要求用限制载荷(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,所规定的空中和地面载荷必须与计及飞艇每一重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。除非表明使用偏保守条件或十分接近真实条件,用于确定载荷大小和分布的方法必须用飞行载荷测量进行验证。

(c)必须从最小设计重量到最大设计重量的静态升力和重量的各种组合表明结构的符合性。必须在审定范围内筛选出最不利的浮心和重心组合表明结构的符合性。

(d)对于无法准确预估其气动载荷或分布的部位(例如尾翼),必须对其限制载荷乘以 1.33 的放大系数。

(e)如果载荷作用下的变形会显著改变外部或内部载荷的分布,则必须考虑载荷重新分布的影响。

(f)必须考虑整个飞艇结构的载荷和变形随净浮力和重量分布之间的函数关系。必要时,应制定相应程序和设置警示标识防止可能发生净浮力和载荷分布产生的变形和应力超出结构所能承受的最大范围。

TA.303 安全系数

除非另有规定,必须采用安全系数 1.5。

TA.305 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。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,此三秒钟的限制不适用。

TA.307 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第 TA.305 条的强度和变形要求。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。否则，必须进行载荷试验来表明其符合性。如果已模拟了设计载荷情况，则动力试验包括结构飞行试验是可接受的。

(b)结构的某些部分必须按照本规章 D 章的规定进行试验。

TA.309 设计重量

飞艇的重量等于其最大设计净浮力加上可由动态升力(以可接受的方式分布在气囊和尾翼上)或矢量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_o ；

(2)最大设计净重 W_{sh} (飞艇重量超过排开的空气重量的量)；

(3)最大着陆重量 W_l ；

(4)最大起飞重量 $W_t = W_o + W_{sh}$ ；

(5)最大艇舱重量 W_c 。

(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 ；

(2)最大设计净轻 W_{sl} (飞艇重量小于排开的空气重量的量)；

(3)最大使用重量 W_{mo} 。

(c)静升力为由升力气体产生的升力，等于净浮力。

飞行载荷

TA.321 总则

必须按下列各条表明符合本规章的飞行载荷要求：

(a)从最小设计升力至最大设计升力(静升力、气动升力、矢量推力)的每一升力。

(b)从最小设计重量至最大设计重量的每一重量，还应考虑净重和净轻情况。

(c)在飞艇可预期使用的高度范围内的每个临界高度。

(d)在飞艇可预期运行范围内每一临界温度。

(e)对于每一要求的升力、重量、高度和温度，按照第 TA.1583 条至

第 TA.1589 条中规定的使用限制范围内可调配载重的任何实际分布。

(f)确定载荷时,应考虑雨、雪、冰雹和冰的影响。

TA.333 设计机动载荷

(a)飞艇,包括所有操纵面,承受附录 A 表 A.1 中所列机动情况产生的载荷。必须考虑校验机动和非校验机动中稳定状态以及瞬态影响。

(b)考虑机动情况时,必须包括对方向舵和升降舵操纵装置单独和组合效应二者的研究,以及其它相应的控制方式例如(但不限于)升力偏移和重量偏移的影响研究。

(c)考虑机动情况时,必须包括对矢量推力的影响研究。

TA.335 设计空速

除非特定要求中另行说明,所选的设计空速为当量空速(EAS)。

(a)设计最大水平飞行空速

V_H 是指飞艇飞艇装载至平衡升力或产生最小阻力,其所有发动机以最大连续功率运行,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 不得小于 18 米/秒(35 节)或 $0.65 V_H$,二者中取小者。

(c)设计爬升/俯冲空速 V_{CD} 不能小于:

(1) V_H ; 或

(2)爬升过程中,所有(前推进)发动机以最大起飞功率运行且飞艇处于最小阻力构型和最大净轻时可获得的最大空速;或

(3)俯冲过程中,所有发动机以最大连续功率运行且飞艇处于最小阻力构型和最大净重时可获得的最大空速。

(d)设计风速 V_{WG} 为起飞、着陆、地面操纵和系留过程中预计发生的最大风速。由申请人选择但不应小于 5 米/秒(10 节)。

(e)设计风速 V_{WT} 为飞艇系留状态下在地面装卸货物和上下乘客期间预计发生的最大风速。

(f)设计风速 V_{WM} 为系留飞艇时的最大风速,其值应满足预计值但不能小于附录 A 表 A.4 中的规定值。

TA.341 突风载荷

由突风和湍流产生的载荷可通过飞艇穿过离散和连续阵风的飞行仿真来模拟确定,并将结果与(c)款等式的值进行比较;或者通过(a)款和(b)

款确定。

(a)假设飞艇平飞时会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, 离散突风 $U_m=7.6$ 米/秒(25 ft/s);
- (2)当以 V_B 速度飞行时, 离散突风 $U_m=10.6$ 米/秒(35 ft/s);
- (3)突风形状和强度定义如下:

$$u = \frac{U_m}{2} \left[1 - \cos \left(\pi \cdot \frac{X}{H} \right) \right]$$

式中:

U_m —突风速度(米/秒),

X —进入突风区距离(m), $0 \leq X \leq 2H$,

H —突风梯度长度(m), $L/4 \leq H \leq 244\text{m}$ (800 ft), (必须研究足够数量的阵风梯度长度以得到飞艇的临界响应)

L —飞艇长度(m)。

(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)在缺少更合理分析的情况下, 作用于飞艇外轮廓上的最大气动弯矩 M 必须按以下方法进行计算:

$$M = K_1 \cdot 0.058 \cdot \left[1 + (f - 4) \cdot (0.5624 \cdot (K_2 \cdot L)^{0.02} - 0.5) \right] \cdot \left(\frac{K_2 \cdot L}{2} \right)^{1/4} \cdot K_3 \cdot \left(q \cdot \frac{U_m}{v} \cdot V \right)$$

其中:

M —气动力矩(N·m);

f —气囊长细比, $f=L/D$, $f \geq 4$;

U_m —本条(a)款中的突风速度(米/秒);

q —考虑速度 v (米/秒)下的动态压力(N/m²), $q=\rho v^2/2$;

L —飞艇长度(m);

D —最大主气囊直径(m);

ρ —空气密度(kg/m³);

v —本条(a)款中的飞艇当量速度(米/秒);

V —主气囊总体积(m³);

$K_1=1.355818$ (单位转换系数);

$K_2=3.2808399$ (单位转换系数);

$K_3=0.7375621$ (单位转换系数)。

(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 90° 角作用到尾翼面的任意一表面上;
- (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偏角情况;
- (4)假设有效攻角为:

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

(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

TA.361 发动机和辅助动力装置扭矩

(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)相应于最大功率和螺旋桨转速的限制扭矩, 与第 TA.333 条中设计机动情况或第 TA.341 条中突风情况产生的限制载荷的 75%同时作用;
- (2)相应于最大连续功率和螺旋桨转速的限制扭矩, 与第 TA.333 条中设计机动情况或第 TA.341 条中突风情况产生的限制载荷同时作用;
- (3)对于涡轮螺旋桨装置, 除了本条(a)款(1)项和(2)项的规定情况外, 相应于最大功率及螺旋桨转速的发动机限制扭矩乘以适当系数后和 $1g$ 平飞载荷同时作用。该系数是用于考虑螺旋桨调节系统故障(包括快速顺桨), 在缺少详细的分析时, 必须取为 1.6。

(b)对于涡轮螺旋桨发动机装置, 发动机架及支承结构必须设计成能承受以下每一种载荷。

(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)发动机最大加速产生的发动机限制扭矩载荷。

(c)本条(a)款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;
- (2)对于有 5 个或 5 个以上汽缸的发动机, 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, 或发动机转向时引起通过螺旋桨的气流

不对称时，必须考虑附加载荷。

TA.363 发动机和辅助动力装置支架的侧向载荷

(a)发动机和辅助动力装置及其支承结构必须按侧向限制载荷来设计，载荷系数至少等于偏航或突风情况下最大载荷系数，但不得小于下列数值：

(1)1.33；

(2)第 TA.333 条所述的设计机动情况相应的限制垂直载荷系数的 1/3。

(b)可假定本条(a)款规定的侧向载荷与其它飞行情况无关。

TA.367 发动机失效引起的非对称载荷

涡轮螺旋桨飞艇必须按临界发动机失效所引起的非对称载荷进行设计，其中包括下述情况与螺旋桨阻力限制系统单个故障的组合，并考虑驾驶员在飞行操纵器件上预期的纠正动作。

(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。

TA.371 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。

操纵面及操纵系统载荷

TA.391 操纵面载荷：总则

(a)操纵面必须按第 TA.333 条和第 TA.341 条中的各种飞行情况产生的载荷进行设计。

(b)对飞行载荷情况，作用在可动操纵面上的气动载荷和相应的偏转量不必超过飞行中施加第 TA.397 条(b)款中规定的范围内的任何驾驶员作用力可能导致的值。但是，驾驶员作用力不得小于符合第 TA.143 条(c)款规定的实际最大驾驶员作用力。在使用此要求情况下，必须考虑操纵系统助力器、伺服机构以及操纵面惯性力矩的影响。如果自动驾驶仪或其它动力驱动的控制系統单独作用产生的操纵面载荷比驾驶员操纵时要高，则必须按自动驾驶仪或其它动力驱动的控制系統来设计。

(c)必须考虑由于雪或冰累积而产生的载荷。

TA.395 操纵系统

(a)飞行操纵系统及其支承结构，必须按第 TA.333 和 TA.341 条中规定情况计算得到的可动操纵面铰链力矩的 125%作为限制载荷进行设计。此外，除了由于地面突风产生的载荷外，这些载荷不必超过驾驶员、自动驾驶或任何其它动力驱动操纵系统能产生的载荷中的最大者。

(b)系统必须按驾驶员或自动驾驶仪两者中的较大作用力来设计。此外，系统应考虑驾驶员和自动驾驶仪作用力方向相反情况。用于设计的驾驶员作用力不必超过第 TA.397 条(b)款中所规定的最大力。

(c)系统必须设计成在任何服役使用情况下都结实耐用，要考虑到卡住、地面突风、顺风滑行、操纵惯性和摩擦力。可以用第 TA.397 条(b)款中规定的最小作用力作用下产生的载荷进行设计来表明符合此款的要求。

TA.397 操纵系统载荷

(a)用于设计的驾驶员作用力，应假定如真实飞行情况，作用在相应的操纵器件握点或脚蹬上，并且在操纵系统与操作面支臂的连接处受到反作用。

(b)附录 A 表 A.2 给出了驾驶员作用力及扭矩。

TA.399 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)按第 TA.391 条所得载荷的 75%；或
- (2)按第 TA.397 条(b)款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第 TA.391 条所得载荷的 75%。

TA.405 次操纵系统

次操纵器件，例如“手动操纵的”空气阀、氮气阀以及装货系统控制器等，必须按驾驶员或机组成员可能施加到这些器件上的最大作用力进行设计。次操纵器件单手操作必须按附录 A 表 A.2 款规定的作用力进行设计。如果需要双手操作，该作用力必须增加到 150%。如果适用，该作用力还必须乘以所需操作人员的总数。如果次操纵器件的实际作用力较

小，则可以降低要求，但是不得小于实际作用力 200%。

TA.407 配平调整片的影响

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。

TA.409 调整片

操纵面调整片必须按可能发生的空速和调整片偏转的严重组合情况进行设计。

TA.411 操纵面补充情况

对带有与水平和垂直轴有明显夹角，或带有面内支承操纵面的飞艇，其操纵面和支承结构必须按操纵面载荷的组合对单独系统进行设计。

TA.415 顺风载荷

(a)从操纵面支臂到载荷反作用位置(止动块、突风锁、驾驶员操作器件)的操纵系统，必须按相应的铰链力矩对应的限制载荷进行设计，其计算表达式如下：

$$H=K \cdot C \cdot S \cdot q$$

其中：

H——限制铰链力矩，N•m；

C——铰链线后操纵面的平均弦长，m；

S——铰链线后操纵面的面积，m²；

q——基于不小于 13 米/秒(42.7 ft/s)的设计速度下的动压；

K——地面突风引起的铰链力矩系数，1.40。

(b)在缺乏更加合理性的分析时，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。

地面载荷

TA.471 总则

本部分规定的限制地面载荷是作用在飞艇结构上的外载荷和惯性力。在每个规定的地面载荷情况下，必须用合理的或保守的方法使外部反作用力与线惯性力和角惯性力相平衡。

TA.473 地面载荷情况和假设

(a)必须按附录 A 表 A.3 中所示的重量和缓冲器伸长量,表明对本部分地面载荷要求的符合性。

(b)在本部分所规定的着陆载荷情况下,飞艇重心处所选定的限制垂直惯性载荷系数,不得小于飞艇预期使用中出现的最大下沉速度(但不得小于 0.914 米/秒(3ft/s))着陆时,可能获得的载荷系数。可以对气囊和或其周围结构间着陆能量的分配给予适当的考虑。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)如果用能量吸收试验来确定对应于所要求的限制下沉速度的限制载荷系数,则这些试验必须根据第 TA.723 条(a)款的要求进行。

(d)除了结构柔性效应可忽略不计的飞艇除外,结构动态响应的影响必须通过完整的飞行结构分析来确定。该分析方法必须至少考虑以下因素:

- (1) 结构柔性;
- (2) 假设气动条件恒定;
- (3) 起落架动态特性分析模型经过落震试验验证。

TA.477 起落架布置

如果起落架由以下部分构成,则认为其是常规的。

(a)单轮。或

(b)共轴双轮。或

(c)横向独立双轮,且在飞艇艇身或龙骨或艇舱结构的底部,无论配备或不配备减震器、机轮和刹车。

TA.479 着陆情况

起落架和飞艇结构需设计成能承受附录 A 表 A.3 所列的起飞和着陆情况产生的载荷。在确定起落架和受影响支撑结构上的地面载荷时,采用下列规定:

(a)当研究着陆情况时,必须把阻力分量与相应的瞬时垂直地面反作用力恰当地组合起来,阻力分量为模拟把轮胎和机轮加速到着陆速度所需要的力。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预期最大向前着陆速度相对应,但不得小于 7.716 米/秒(15kn)。在确定机轮起旋载荷时,可使用 CCAR-32N 附录 D 中提出的方法。

(b)如果使用旋转轴(没有锁、转向装置或减摆器),除上述要求外,假设起落架相对飞艇纵轴转 90° , 其合成地面载荷通过转轴。

(c)辅助起落架(如安装在尾翼上的机轮)及周围结构,必须设计成能够承受预期使用中产生的载荷。

TA.481 系留及地面操纵情况

本部分规定的限制载荷是作用于飞艇结构和索上的外载荷,是由附录 A 表 A.4 中所列的系留和地面操纵情况而产生的。对于这些情况,认为飞艇处于着陆构型。此外,还考虑以下内容:

(a)必须考虑系留飞艇低头问题,除非已经提供一个装置或程序防止飞艇低头。

(b)如果使用了地面系留点,必须将系留点所有必要的设计值列于地面操纵或维护手册中。必须考虑在系留和地面操纵过程中预期遇到的风速情况所产生的静态和动态载荷,并将这些数值列于飞艇飞行手册中。如果使用局方认为可靠的方法,则通过分析方法获得的结果是可接受的;否则,必须进行合理的地面测试。必须计入由其它地面支撑设备(例如尾翼挡圈、横向导向设备或维护平台)对飞艇产生的载荷。

(c)必须规定飞艇撞击桅杆时的最大速度,用以计算飞艇的撞塔载荷。

(d)当飞艇处于系留状态,服役环境研究必须涵盖各种经证实的实际气象条件,包括各种突风和其它环境条件。

(e)当飞艇位于悬停状态下(即其位置由或不由矢量推力或地面系留维持)进行货物、燃油和副气囊交换时,必须确定载荷交换阶段的限制载荷。

其他载荷

TA.505 雪载荷

(a)必须确定积雪在系留的飞艇表面产生的限制载荷。

(b)必须经过分析表明积雪层以及部分滑落的积雪区域,不会导致结构损坏及/或飞行不可控的情况。

(c)通过间隙和开口进入飞艇的细小雪晶不得累积至导致飞艇的机械装置或其他部分失效的程度。

TA.507 顶升载荷

飞艇必须按能承受千斤顶支撑或从机库顶部提升时产生的载荷进行设计。艇舱或龙骨上起顶点和顶部提升用悬挂点必须标明。可以通过这种方式支撑的飞艇结构的最大重量和构型必须明确。在设计和验证中必须应用相应的载荷系数。

TA.509 维护通道载荷

(a)在地面装卸索具、装卸货物、上下乘客、检查、维护或维修过程中用于支撑单个人员的结构的各部分必须按 1.1kN 的限制载荷，并在安全系数之外施加 1.35 倍的额外安全系数进行设计。

(b)如果(a)款中所述的结构部分必须在飞行过程中支撑维修人员，还必须乘以飞行中过载系数 n 。

应急着陆情况

TA.561 总则

(a)虽然飞艇在应急着陆情况中可能损坏，但飞艇包括推进装置必须按本条规定进行设计，以在此情况中保护每位乘员。

(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)正确使用设计中为座椅提供的安全带；和

(2)乘员经受附录 A 表 A.7 所示的极限惯性载荷系数。

(c)支撑结构必须设计成不超过本条(b)款(2)项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质量项目。

疲劳评定

TA.571 概述

飞艇结构在设计过程中应尽量避免那些在正常服役情况下应力水平可能超过疲劳极限的应力集中点。对强度、细节设计和制造的评定必须表明，飞艇在整个使用寿命期间内将避免由于疲劳、腐蚀、缺陷或损坏引起的灾难性破坏。除非第 TA.573 条(a)款(2)项规定的情况以外，对可能引起灾难性破坏的每个结构部分(其失效可能影响浮力和动态升力的结构、支撑气动力的结构如气囊、尾翼、操纵面及其系统，艇舱或龙骨、座舱和货物系统结构、发动机支架、起落架、以及上述各部分有关的主

要连接)都必须按第 TA.573 条(a)款(1)项、(b)款和(d)款进行评定。对于涡桨发动机提供动力的飞艇,可能导致灾难性故障的部件同时必须根据第 TA.573 条(c)款进行评定。

此外,采用下列规定:

(a)本条要求的每一评定,必须包括:

(1)服役中预期的典型载荷谱、温度、湿度及有害物质;

(2)确定其破坏会导致飞艇灾难性破坏的主要结构元件和细节设计点;

(3)对第 TA.573 条(a)(2)中确定的主要结构元件和细节设计点,进行有试验依据的分析。

(b)对进行本条要求的评定时,可以采用结构设计类似的飞艇的服役经验,并适当考虑它们的运行条件和程序上的差别。

(c)基于本条要求的评定,必须制定为预防灾难性破坏所必须的检查和其它程序,并必须将其纳入第 TA.1529 条要求的持续适航文件中的适航性限制章节。

TA.573 损伤容限及疲劳评定

(a)金属结构:

(1)损伤容限(失效安全)评定:该评定必须包括确定因疲劳、腐蚀或意外损坏引起损伤的可能部位和形式。必须用有试验依据和服役经验(如果有)支持的分析来进行。如果设计的结构有可能产生广布疲劳损伤,则必须对此作出特殊考虑。该评估必须采用试验支持的重复载荷和静强度分析完成。在飞艇的使用寿命期内任何时候,剩余强度所用的损伤范围,必须与初始的可检性及随后在重复载荷下的扩展情况相一致。剩余强度评定必须表明,剩余结构能够承受以下情况的载荷(作为极限载荷考虑):

(i)第 TA.333 条中规定的直到 V_H 的限制对称机动情况;

(ii)限制突风情况,在直到 V_H 的所有速度下按第 TA.341 条中规定;

(iii)限制非对称情况,在直到 V_H 的所有速度下按 TA.367 中规定;

(iv)限制偏航机动情况,在直到 V_H 的所有速度下按第 TA.333 条中规定;

(v)对于起落架和直接受其影响的机体结构,按第 TA.473 条、第

TA.479 条和第 TA.481 条中规定的限制地面载荷情况,如果在结构破坏或部分破坏以后,结构刚度和几何形状、或二者同时有重大变化,则必须进一步研究它们对损伤容限的影响。对于临界损伤不易被检测到的部位,必须按本条(a)款中的剩余强度要求进行评定。另外,对于在短时间内损伤可以被检测到的情况,如果局方同意,可采用比本条(1)项(i)至(v)条中规定较小的载荷。可使用的概率方法证明灾难性故障概率极低。

(2)疲劳(安全寿命)评定:如果申请人确认,本条第 TA.573 条(a)款(1)项的损伤容限要求对某特定结构是不实际的,则不需要满足该要求。这些结构必须用有试验依据的分析表明,能够承受其服役寿命期内预期的变幅重复载荷作用而没有可检裂纹。必须采用合适的安全寿命分散系数。

(b)非金属结构:复合材料结构必须按本条要求进行评定,而不用第 TA.573 条(a)款。除非表明不可行,否则申请人必须采用本款(1)项至(4)项规定的损伤容限准则对复合材料机体结构(其失效可能影响浮力和静态升力的结构、尾翼及其过渡和连接结构、可动操纵面及其连接结构、艇舱或龙骨、座舱、货物系统、发动机支架、起落架及其相连的主要结构)进行评定。如果申请人确定损伤容限准则对某个特定结构不可行,该结构必须按本款(1)项和(6)项进行评定。如果结构使用了胶接连接,必须根据本款(5)项进行评定。在本条的要求评定中,必须考虑材料偏差和环境条件对复合材料强度和耐久性特性的影响。

(1)必须用试验或有试验支持的分析、或使用经验(如有)表明,在所使用的检查程序规定的检查门槛值对应的损伤范围内,带损伤结构能够承载极限载荷;

(2)必须用试验或有试验支持的分析确定,在服役中预期的重复载荷作用下,由于疲劳、腐蚀、制造缺陷或冲击损伤引起的损坏扩展率或不扩展;

(3)必须用剩余强度试验或有剩余强度试验支持的分析表明,带有可检损伤的结构能够承受临限制飞行载荷(作为极限载荷),该可检损伤范围与损伤容限评定结果相一致;

(4)在初始可检测和剩余强度验证所选的值之间的损伤扩展量(除以一个系数就得到检查周期)必须能够允许制定一个适于操作和维护人员

使用的检查大纲；

(5)对于任何胶接连接件，如果其失效可能造成灾难性后果，则必须用下列方法之一验证其限制载荷能力：

(i)通过用分析、试验或二者兼用的方法确定每个胶接连接件能够承受本款(3)项的载荷的最大脱胶范围。对于大于该值的情况必须从设计上加以预防；

(ii)对每个将承受临界限制设计载荷的关键胶接连接件的批生产件都必须进行验证检测；

(iii)必须确定可重复的、可靠的无损检测方法，以确保每个连接件的强度。

(6)对于表明无法采用损伤容限方法的结构部件，必须用部件疲劳试验或有试验支持的分析表明其能够承受服役中预期的变幅重复载荷。必须完成足够多的部件、零部件、元件或试样试验以确定疲劳分散系数和环境影响。在验证中必须考虑直至可检性门槛值和极限载荷剩余强度的损伤范围。

(c)声波疲劳强度：必须用有试验依据的分析，或用具有类似结构设计和声波激励环境的飞艇服役历史表明下列两者之一：

(1)承受声波激励飞行结构的任何部分不可能产生声波疲劳裂纹；

(2)假设本条(a)款(1)项中所规定的载荷作用在所有受疲劳裂纹影响的部位，声疲劳裂纹太可能引起灾难性破坏。

(d)损伤容限(离散源)评定：由于以下任一原因可能造成飞行中单个结构损伤的情况下，飞艇必须能够继续安全飞行和着落：

(1)闪电(详见第 TA.581 条)；

(2)结冰；

(3)冰雹；

(4)螺旋桨及风机叶片非包容性撞击；

(5)发动机的非包容性破坏；

(6)高能旋转机械非包容性破坏；

(7)绳索在载荷作用下断裂后甩动；

(8)损伤后的结构必须能够承受飞行中可合理预期出现的静载荷(视为极限载荷)。不需要考虑对这些静载荷的动态影响。必须考虑驾驶员

在出现事故后采取的纠正措施，例如限制机动、避开紊流以及降低速度。如果结构破坏或部分破坏后，结构刚度或几何形状、或两者同时出现重大变化，则须进一步研究它们对损伤容限的影响。

闪电防护

TA.581 闪电防护

(a) 飞艇必须具有防止闪电引起的灾难性后果的保护措施。

(b) 对于金属部件，通过将该组件合适地搭接到艇身上，表明符合本条(a)款的要求。

(c) 对于非金属部件，通过具有可接受的分流措施，将产生电流分流而不致危及飞艇，表明符合本条(a)款的要求。

(d) 所有组件的设计使雷击的后果减至最小，不致因雷击而危及飞艇。

D 章设计和构造

总则

TA.601 总则

飞艇不得有经验表明是危险的或不可靠的设计特征或细节。每个有疑问的设计细节和零件的适用性必须通过试验确定。

TA.603 材料

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用性必须满足下列要求：

(a)建立在经验或试验的基础上。

(b)符合经批准的标准(如工业或军用标准，或技术标准规定)，保证这些材料具有设计资料中采用的强度和其它性能。

(c)考虑服役中预期的环境条件，如温度、湿度及紫外辐射的影响。

TA.605 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，且必须保证其在合理服役条件能够保持原始强度。工艺和工艺控制(如复杂锻件中)必须保证制造后的任何主要结构部件中不存在重大缺陷。

(b)飞艇的每种新的制造方法必须通过试验予以证实。

TA.607 紧固件

(a)下列任一情况下，每个可卸螺栓、螺钉、螺母、销钉或其他可卸紧固件，必须具有两套独立的锁定装置：

(1)它的丢失可能妨碍在飞艇设计限制内使用正常驾驶技巧和体力继续飞行和着陆；或

(2)它的丢失可能使俯仰、航向或滚转操纵能力或响应下降至低于本规定 B 章的要求。

(b)本条(a)款规定的紧固件及其锁定装置，不得受到与具体安装相关的环境条件的不利影响。

(c)使用过程中经受转动的任何螺栓都不得采用自锁螺母，除非在自锁

装置外还采用非摩擦锁定装置。

TA.609 结构保护

飞艇结构的每个零部件必须满足下列要求：

(a)有适当的保护，以防止使用中由于任何原因而引起性能降低或强度丧失，这些原因包括：

- (1) 气候；
- (2) 腐蚀；
- (3) 磨损。

(b)有足够的通风和排水措施。

TA.611 可达性措施

必须具有措施，使能进行为持续适航所必需的检查(包括检查主要结构元件、操纵系统、气囊和副气囊、气袋)、更换正常需要更换的零件、调整和润滑。每一项目的检查方法对于该项目的检查间隔时间必须是切实可行的。如果表明无损检查是有效的并在第 TA.1529 条要求的维护手册中规定有检查程序，则在无法进行直接目视检查部位可以借助无损检查手段来检查结构元件。

TA.613 材料强度性能和设计值

(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因材料偏差而引起结构破坏的概率降至最小。除本条(c)款规定外，必须通过选择确保材料强度具有下述概率的设计值来表明符合本款的要求：

(1)如果所施加载荷最终通过组件内的单个元件进行传递，因而该元件的破坏导致部件失去结构完整性，则概率为 99%，置信度 95%；

(2)对于单个元件破坏将使施加的载荷安全地分配到其它承载元件的静不定结构，概率为 90%，置信度 95%。

(c)正常运行条件下热影响显著的地方，必需考虑温度对重要部件或结构设计所用的许用应力的影响。因同样原因，必须考虑湿度累积对复合材料零部件以及紫外线对织物材料老化的影响。

(d)结构的强度、细节设计和制造必须把灾难性疲劳失效的概率将至最低，特别是在结构应力集中的地方。

(e)如果在使用前对每一单项取样进行试验，确认该特定项目的实际强度性能等于或大于设计使用值，则通过这样“精选”的材料可使用较高的设计值。

TA.619 特殊系数

对于每一结构零件，如果属于下列任一情况，则第 TA.303 条中所述的安全系数必须乘以第 TA.621 条至第 TA.628 条中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。
- (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。

TA.621 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)款至(d)款规定的系数、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)款和(d)款适用于任何结构铸件。

(b)支承应力和支承面

本条(c)款和(d)款规定的铸件的支承应力和支承面，其铸件系数规定如下：

(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；

(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任一要求：

(i)具有不小于 1.25 的铸件系数,且接受 100%目视检查、射线和磁粉(或渗透)或其他经批准的等效无损检查方法的检验;

(ii)具备不小于 2.0 的铸件系数,且接受 100 %目视检查以及 100%经批准的无损检查方法。当已制定的重量控制程序并经批准,并且可接受的统计分析表明可以减少时,无损检测量可从 100%降低,并基于抽样开展。

(2)对于铸件系数小于 1.50 的每个关键铸件,必须用 3 个铸件样品进行静力试验并表明下列两点:

(i)在对应于铸件系数为 1.25 的极限载荷作用下满足第 TA.305 条规定的强度要求;且

(ii)在 1.15 倍限制载荷作用下满足第 TA.305 条规定的变形要求。

(3)典型的關鍵铸件有:结构连接接头、飞行操纵系统零件、操纵面铰链及配重连接件、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

对于本条(c)款规定的铸件以外的其他铸件,以下要求适用:

(1)除了本款(2)项和(3)项规定的情况外,铸件系数和相应的检验必须符合附录 A 表 A.8 的内容;

(2)如果已制定质量控制程序并经批准,本款(1)项规定的非目视检验的铸件的百分比可以减少;

(3)对于按照规范采购的铸件(该规范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)可使用 1.0 铸件系数;

(ii)必须按本款(1)项中铸件系数为 1.25 至 1.50 的规定进行检验,并根据本条(c)款(2)项进行测试。

TA.623 支承系数

(a)除了本条(b)款规定的情况外,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)对于规定有更大特殊系数的零部件,无需采用支承系数。

TA.625 接头系数

对于每个接头(用于连接两个构件的零部件或端头),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) 连接件或连接手段;
- (3) 被连接构件上的支承部位。

(b)按照已批准工艺方法制成并有全面试验数据为依据的接合(如金属钣金连续接合、焊接和木质件中的嵌接)无需使用接头系数。

(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、安全带和肩带,它们与结构的连接件必须通过分析、试验或两者兼用,来表明其能承受乘以 1.33 接头系数的第 TA.561 条规定的惯性力。

TA.627 焊接系数

对于每一个承载的焊接接头,应根据焊缝的类型和现有技术水平确定适用的焊接系数,其应被视为一个强度降低系数。

TA.628 绳、线和缆系数

(a)对于不穿过滑轮的系留绳、线或缆来说,对限制载荷必须乘以下列安全系数:

- (1) 断裂强度通过计算获得时取 3;
- (2) 断裂强度通过试验获得时取 2.5。

(b)对于吊车和绞车使用的绳、线或缆来说,其系数必须根据第 TA.603 条确定。应考虑总载荷和运行类型。

(c)对于根据计算显示应力水平低且其系数未在(b)款规定的绳、线或缆,极限载荷试验取 3.4 的系数。

TA.629 颤振

必须用飞行试验支持的分析表明,直到 V_H 加上 U_m 、 V_{CD} 或 V_M (取较高值),气囊、所有固定的和可动的操纵面不发生颤振。

TA.631 鸟击

飞艇的结构设计必须保证飞艇与 2kg 的鸟相撞之后,仍能继续安全飞行和着陆,相撞时飞艇速度(沿飞行轨迹相对于鸟)等于 V_H 。可使用基于对相似设计的有足够代表性结构的试验的分析来表明符合性。

操纵面

TA.651 强度符合性的证明

(a)对各操纵面要求进行限制载荷试验,这些试验必须包括与操纵系统连接的支臂或接头。

(b)在结构分析中,必须用合理的或保守的方法考虑张线的装配载荷。

TA.655 安装

(a)可动操纵面的安装必须使得当某一操纵面处在极限位置而其余各操纵面作全角度范围的运动时,任何操纵面、其张线或相邻的固定结构之间没有干扰。

(b)如果采用可调安定面,则必须有止动器将其行程限制在能安全飞行和着陆的范围内。

TA.657 铰链

(a)操纵面铰链,除滚珠和滚柱轴承铰链外,用作轴承的最软材料其极限支承强度的安全系数必须不小于 6.67。

(b)对于滚珠或滚柱轴承铰链,不得超过已批准的轴承额定值。

(c)对平行于铰链轴线的载荷,铰链必须具有足够的强度和刚度。

TA.659 重量平衡

操纵面上使用的集中重量、配重的支承结构和连接件,必须按下列条件设计:

(a)24g,垂直于操纵面平面。

(b)12g,向前和向后。

(c)12g,平行于铰链轴线。

操纵系统

TA.671 总则

(a)每个操纵器件必须操作简便、平稳和确切，以实现其功能。

(b)操纵器件的布置和标识必须便于操作，并防止出现混淆和随之发生误动的可能性。

(c)必须用分析、试验或两者兼用来表明，在正常飞行包线内发生飞行操纵系统和操纵面(包括配平、升力、阻力和感觉系统)的下列任何一种故障或卡阻后，不要特殊的驾驶技巧或体力，飞艇仍能继续安全飞行和着陆。可能出现的功能不正常必须对操纵系统的工作只产生微小的影响，而且必须是驾驶员能易于采取对策的：

(1)除卡阻外的未表明为极不可能的任何单个失效(例如机械元件的脱开或失效、或作动筒、操纵阀套和阀门一类液压部件的结构失效)；

(2)除卡阻以外未表明是极不可能的任何失效组合(例如双重电气系统或液压系统的故障，或任何单个失效与任何可能的液压或电气失效的组合)；

(3)在货物装载/卸载、乘客登机/下机、起飞、爬升、巡航、正常转弯、下降和着陆过程中正常使用的操纵位置上的任何卡阻，除非该卡阻被表明是极不可能的或是能够被缓解的。若飞行操纵器件失控到不利位置和随后发生卡阻不是极不可能的，则须考虑这种失控和卡阻。

(d)根据第 TA.143 条要求，如果所有推进发动机失效，飞艇必须能够维持静稳定状态并有足够的姿态和高度控制以允许安全下降。对于本要求的符合性可由经证明可靠的分析方法来验证。

TA.672 增稳系统及自动和带动力操作系统

如果增稳或其它自动或带动力操作系统的功能对于表明满足本规定的飞行特性要求是必要的，则这些系统必须符合第 TA.671 条和下列规定：

(a)对于增稳系统或任何其他自动或动力操作系统中任何失效，如果驾驶员未察觉会导致不安全状况，必须提供在预期飞行条件下飞行员明显可辨的警告。警告系统不得激活操作系统。

(b)增稳系统或任何其他自动或带动力的操纵系统的设计，必须使驾驶员对故障可以采取初步对策而无需特殊的驾驶技巧或体力，采取的对策可以是切断该系统或出故障的一部分系统，也可以是以正常方式移动飞行操纵器

件来超越故障。

(c)必须表明，在增稳系统或任何其它自动或动力的操作系统发生任何单个失效后，符合下列规定：

(1)当失效或故障发生在批准的运行限制范围内的任何速度和高度时，飞艇仍能安全操纵；

(2)在飞艇飞行手册中规定的正常运行飞行包线范围(如速度、高度、和正常加速构型)内，满足操纵性和机动性要求。

TA.675 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因操纵面行程范围的改变引起对飞艇操纵特性的不利影响。

(c)每个止动器必须能承受与该操纵系统设计情况相应的任何载荷。

TA.677 配平系统

(a)配平系统包括副气囊、配重转移、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)静态配平

(1)当使用副气囊配平时，驾驶员必须有确定所有副气囊充满的方法。此外，应提供符合第 TA.1322 条的、用于对副气囊完全排空或完全充满进行告警的措施。还必须有确定副气囊中间状态的措施；

(2)当使用配重配平时，驾驶员必须能够确定配重转移系统的任何中间状态。

(c)气动配平

(1)当使用配平调整片时，配平操纵旁边必须有向驾驶员指示配平相对于飞艇运动的配平操纵运动方向的措施。此外，还必须有措施向驾驶员指示配平装置在调整范围内的位置。这个措施必须可以被驾驶员看到并且其位置和设计必须防止混淆；

(2)配平调整片操纵必须是不可逆，除非调整片已作适当的平衡并表

明不会发生颤振。不可逆调整片系统中从调整片至不可逆单元与飞艇结构的连接部分必须具备足够的刚性和可靠性。

TA.679 操纵系统锁

如果设置了可以防止阵风对地面系留飞艇操纵面(包括配平片)以及对操纵系统损坏的装置,如果该装置啮合时会妨碍驾驶员对操纵面的正常操纵,其必须:

- (a)当锁定时,给驾驶员明白无误的警告。
- (b)在飞行中防止意外锁住。

TA.681 限制载荷静力试验

(a)必须按下列规定进行试验,来表明满足本规定限制载荷的要求:

- (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。

TA.683 操作试验

(a)必须用操作试验表明,当按本条(b)款规定的载荷从驾驶舱或其他操纵位置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;
 - (3)过度变形。
- (b)规定的试验载荷如下:

(1)对整个操纵系统,相应于相关操纵面上有限制气动载荷的载荷,或者相应于驾驶员限制操作力的载荷,两者中取小者;

(2)对次操纵系统,载荷不得小于相应于第 TA.405 条中确定的最大驾驶员作用力的载荷。

TA.685 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、乘客、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防止外来物进入其可能卡住操纵系统的部位。

(c)必须有措施防止钢索或管子拍击其它零件。

(d)飞行操纵系统的每个元件必须具有一定的设计特征，或如果不可行的话，应具有明显的永久性标志，使得可能导致操纵系统故障的不正确装配的可能性减到最小。

TA.687 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，否则操纵系统所使用的任何弹簧装置必须通过模拟服役环境的试验来确定其可靠性。

TA.689 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 3.2mm (1/8 in)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。

(b)每种滑轮的型式和尺寸必须与所配用的钢索相适应。滑轮和链轮必须有紧密安装的保护装置，以防止钢索或链条滑脱或缠结。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通过开口销保险的 U 型销钉，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)必须能对导引件、滑轮、钢索接头和松紧螺套进行目视检查。

TA.693 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

TA.721 总则

(a)对于利用起落架进行滑跑起降的飞艇，起落架必须满足本条以及第 TA.723 条至第 TA.735 条中要求：

(1)主起落架系统必须设计成，如果在起飞和着陆过程中起落架因超载而失效(假设超载向上向后作用)时，这种失效方式不大可能导致从燃油系统内的任何部分溢出足够量的燃油构成起火危险；

(2)每架飞艇必须设计成，在当有任何一个或多个起落架未放下时，飞艇在受操纵情况下着陆，不会出现可能导致溢出足够量的燃油构成起火危险的结构部件失效。

(b)对于未设计用于滑跑起飞和着陆、未装备起落架或只装备悬挂架或偶尔用于地面接触或作为地面移动辅助的其他装置的飞艇，本款要求适用：

(1)必须采取措施防止飞艇下部在起降以及正常地面移动操作过程中因触地造成损坏；

(2)对于配备艇腹油箱的飞艇，必须设计成在保护系统失效的情况下避免燃油溢出。

(c)必须经过分析或试验，或两者兼用来表明符合本条规定。

TA.723 减震试验

(a)必须表明，根据第 TA.473 条(b)款的规定选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做过的试验为依据。

(b)起落架在演示其储备能量吸收能力的试验中不得失效，但可以屈服；此试验模拟的下沉速度为 1.2 倍限制下沉速度；可计及飞艇的弹性变形。

TA.729 收放机构

(a)总则

对于设计成进行滑跑起飞和降落并配备可收放式起落架的飞艇，以下规定适用：

(1)每个起落架收放机构及其支撑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；在由申请人所选定的直到 V_{LO} 的任一速度下收起过程中产生的摩擦、惯性、制动扭矩和气动载荷的组合；

(2)起落架和收放机构，包括机轮舱门，必须承受飞行载荷，包括由结构分部中规定的所有偏航条件的载荷，此时起落架在速度直到 V_{LO} 的任一速度下放出。

(b)起落架锁

必须有可靠的装置(不包括使用起落架放出所用的液压压力)，以保持起落架在放下位置。

(c)应急操作

对没有手动放下的可收放式起落架的飞艇，除非能证明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；或

(2)动力源的任何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

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(或收起)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”。这些开关可位于实际起落架锁门或装置对它们进行操作的位置。开关的类型和位置必须不受大气水蒸气在开关系统上结冰的影响。

(f)起落架警告

当起落架未完全放下和锁住，且飞艇高于地面的高度低于 30m(100ft)时，该装置连续发声。如果警告系统高度感应器失效，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。

(g)起落架舱内部的设备

如果起落架舱内除起落架外还有其他设备，则该设备的设计和安装必须将轮胎爆破或石块、水和雪等进入起落架舱内造成设备损坏的程度降至最低。

TA.731 机轮

对于装有起落架并设计用于滑跑起飞和降落的飞艇，以下规定适用：

(a)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。

(b)每一机轮的最大限制载荷额定值必须不小于按照第 TA.471 条规定的载荷情况确定的最大径向限制载荷。

(c)必须为每个机轮提供措施以防止可能由机轮和轮胎组件过度增压造成的机轮失效和爆胎。

(d)每一刹车机轮必须满足第 TA.735 条中的适用要求。

TA.733 轮胎

对于装有起落架并设计用于滑跑起飞和降落的飞艇，以下规定适用：

(a)当装在飞艇机轮上并充气至推荐压力时，轮胎必须能承受允许的飞艇的操作。

(b)如果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，标识内容应包括品牌、尺寸、帘线层数及该轮胎的识别标记。

(c)可收放起落架系统上所装的每个轮胎，当处于服役中的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间距，以防止轮胎与结构或系统的任何部分发生接触。

TA.735 刹车和刹车系统

对于装有起落架并设计成用于滑跑起飞和降落的飞艇，必须满足：

(a)批准

每个由机轮和刹车构成的组件必须经过批准。

(b)刹车系统能力

刹车系统及相关系统必须设计和构造成：

(1)如果任何电气、气动、液压、机械连接或传动元件失效，或者任何单个液压源或其它刹车能源失效，能使飞艇停下且滑行距离不超过第 TA.75 条中规定的滑行距离的两倍；

(2)无论在飞行中或地面上，刹车或其附近元件失效后从刹车液压系统泄漏的液体都不足以引起或助长有危害的火情。

(c)刹车控制

刹车控制必须设计和构造成：

- (1)操作时，不需要额外的控制力；
- (2)如果安装自动刹车系统，必须针对以下情况提供措施：
 - (i) 预位和解除预位该系统；
 - (ii) 允许驾驶员通过使用手动刹车超控该系统。

(d)停留刹车

飞艇必须具有停留刹车装置，当一台发动机为最大推力，同时其它任何或全部发动机为直到最大慢车推力的最不利组合时，打开停留刹车装置后，无须进一步关注就可以防止飞艇在干燥的带铺面的水平跑道上滚动。该装置必须放在适当的位置或充分保证避免误操作。当停留刹车没有完全释放时，驾驶舱中必须有提示。

(e)防滑系统

如果安装了防滑系统：

- (1)无须外部调整就可以在预期的任何跑道情况下进行满意地操作；
- (2)在所有情况下必须优先于自动刹车系统(如果安装)。

(f)动能容量

(1)设计着陆停止。设计着陆停止是在最大着陆重量下可操作的着陆停止。必须确定每一个机轮、刹车和轮胎组件的设计着陆停止刹车动能吸收要求。必须通过测功器测试验证，在整个定义的刹车磨损范围之内机轮、刹车和轮胎组件能够吸收不少于该水平的动能。必须达到飞艇制造商刹车要求的能量吸收率。平均减速率不小于 $3.05 \text{ 米/秒}^2(10 \text{ fps}^2)$ ；

(2)最大动能加速停止。最大动能加速停止是在最临界的飞艇起飞重量和速度组合状态下的中止起飞状态。必须确定每一个机轮、刹车和轮胎组件的加速停止刹车动能吸收要求。必须通过测功器测试验证，在整个定义的刹车磨损范围之内机轮、刹车和轮胎组件能够吸收不少于该水平的动能。必须达到飞艇制造商刹车要求的能量吸收率。平均减速率不小于 $1.83 \text{ 米/秒}^2(6 \text{ fps}^2)$ ；

(3)最严酷的着陆停止。最严酷的着陆停止是在最临界的飞艇着陆重

量和速度组合状态下的停止。必须确定每一个机轮、刹车和轮胎组件最严酷的停止刹车动能吸收要求。必须通过测功器测试验证，在刹车热库达到完全磨损极限情况下，机轮、刹车和轮胎组件能够吸收不少于该水平的动能。对于极不可能的失效情况或当最大动能加速停止能量更严酷时，不必考虑最严酷的着陆停止。

(g)高动能动力试车台停止后的刹车状态

按照本条(f)款要求的高动能刹车试验停留刹车迅速和完全地作用了至少 3min 后，必须证明，从停留刹车作用起至少 5min 不能发生状况(或者在停止期间不能发生)，包括轮胎或机轮和刹车组件的火情，可能妨碍安全和完全撤离飞艇。

(h)能量存储系统

如果使用存储能量系统来表明对本条(b)款(1)项的符合性，必须为飞行机组提供可用的存储能量的指示。对于以下情况，可用的储备能量必须充足：

(1)当防滑系统没有工作时至少可完成六个完整的刹车；和

(2)在飞艇经审定的所有跑道表面条件下，当防滑系统运行时飞艇完全停止。

(i)刹车磨损指示器

对于每一个刹车组件，必须有措施保证在热库磨损达到许可的极限时有指示。该措施必须可靠并容易看到。

(j)过温爆胎防止措施

对于每个带刹车的机轮，必须提供措施防止由于刹车温度升高导致的机轮失效和轮胎爆裂。并且，所有机轮必须满足第 TA.731 条(d)款的要求。

(k)兼容性

机轮和刹车组件与飞艇及其系统的兼容性必须进行验证。

TA.745 机轮转向

对于装备有起落架并设计用于滑跑起飞和降落的飞艇，以下要求适用：

(a)除非限制其仅在低速机动中使用，机轮转向系统必须设计成，在起飞和降落过程中使用它无需特殊技能，包括侧风情况和起飞滑跑过程的任何阶段突发动力失效情况。这必须通过试验表明。

(b)必须表明在任何实际可能的情况下，飞行员的机轮转向操作(包括起落架收起或放下期间或收起之后的运动)不能干扰起落架的正确收起或放下。

(c)在失效情况下，系统必须符合第 TA.1309 条(b)款和(c)款。系统布置必须使得任何单个失效都不会导致转向的机轮处于将引起危害影响的位置。当依靠机轮转向表明对方向稳定性和操纵要求(TA.255)的符合性时，该机轮转向系统必须表明符合第 TA.1309 条。

(d)地面牵引飞艇连接的设计必须排除对机轮转向系统的损坏。

(e)除非当可收放且放下的转向机轮可自动处于前后姿态，否则必须演示该转向机轮初始处于所有可能的非中心位置均能成功降落。

载人和装货设施

TA.771 驾驶舱

(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)当飞行机组与乘客隔开时，必须提供飞行机组与乘客之间的通讯手段。

(c)第 TA.779 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，使最小飞行机组(第 TA.1523 条中确定)成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°夹角的锥面之间的区域内。

(d)如果有副驾驶，则必须能从任一驾驶座上以同等的安全性操纵飞艇。

(e)驾驶舱的构造必须做到在雨或雪中飞行时，不会出现可能使机组人员分心或损害结构的渗漏。

(f)驾驶舱设备的振动和噪声特性不得影响飞艇的安全运行。

TA.772 驾驶舱舱门

对于最大乘客数量配置为20座或以上，以及驾驶舱或驾驶台与乘客舱之间安装可锁舱门的飞艇：

(a)应急出口布局的设计应保证没有机组人员或乘客需要使用这些舱门以到达为其提供的应急出口。以及

(b)如果这些舱门卡住，必须提供措施以使飞行机组成员可以从驾驶舱或驾驶台直接进入乘客舱。

TA.773 驾驶舱视界

(a)无降水情况

对于无降水情况，采用下列规定：

(1)驾驶舱的布局必须给驾驶员以足够宽阔、清晰和不失真的视界，使其能在飞艇使用限制内安全地完成任何机动动作，包括地面机动、起飞、进近和着陆；

(2)驾驶舱不得有影响机组人员完成正常职责的眩光和反射。必须在无降水情况下通过昼间和夜间飞行试验表明满足上述要求。

(b)降水情况

对于降水情况，采用下列规定：

(1)飞艇必须具有措施使风挡在降水过程中保持有一个清晰的部分，足以使机组成员在飞艇各种正常姿态下沿飞行航迹均有充分宽阔的视界。此措施必须设计成在下列情况中均有效，而无需机组成员持续关注：

(i)大雨，速度直至 V_H ；

(ii)第 TA.1419 条规定的结冰条件下，如果要求按防冰条款进行审定。

(2)在规定的降水状况下，提供本条(b)款(1)项要求的视界的系统的单个失效不得导致机组人员失去视界；

(3)驾驶员必须有一个在本条(b)款(1)项规定的状况下可打开的窗户，并给予驾驶员视界充足的保护，使其不受损害因素的影响；

(4)在本条(b)款(1)项规定的降水条件，如果表明在任何系统失效或不是极不可能的失效组合的情况下，透明面的一部分区域能够保持清晰，足以使至少一个驾驶员能够安全地着陆飞艇，则不必提供本条(b)款(3)项中规定的可打开的窗户。

(c)风挡和窗户内侧的起雾

在其预定运行的所有内外环境条件(包括降水)下，飞艇必须具有防止风挡和窗户玻璃内侧在提供本条(a)款规定视界的区域上起雾的措施。

(d)设计为滑跑起飞和着陆的飞艇，在每一驾驶员位置处必须装有固定标识或其它导标，使驾驶员能把座椅定位于可获得外部视界和仪表扫视最佳组合的位置。如使用有照明的标识或导标，它们必须满足第 TA.1381 条规定的要求。

TA.775 风挡和窗户

(a)风挡和窗户，必须使用非碎裂性材料制成。

(b)用于以下情况时，风挡必须具有不小于 70%的透光率：

- (1)当驾驶员坐在正常飞行位观察时；
- (2)飞行中对螺旋桨和尾翼检查时；
- (3)装载或卸载；
- (4)系留；
- (5)装配。

(c)必须在驾驶员和副驾驶员站位提供可打开的视窗。

TA.777 驾驶舱操纵器件

(a)驾驶舱每个操纵器件的位置和标识(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就坐并系上安全带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/推进器使用同样的操纵器件时，操纵器件的位置安排必须能防止混淆各自控制的发动机/推进器。对于分组的发动机/推进器操纵器件，必须在尺寸、形状和颜色上易于区分和识别。

(d)设计为滑跑起飞和着陆的飞艇，起落架操纵器件必须位于油门杆的前面。

(e)当气囊、配重、副气囊和燃油使用相同的操纵器件时，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。

(f)操纵手柄的形状和颜色必须防止混淆。具有相同功能的操纵手柄，其形状和颜色必须与其它用途的操纵手柄和周围驾驶舱形成明显对比。

TA.779 驾驶舱操纵器件的动作和效果

驾驶舱操纵器件必须按附录A表A.9的动作规律设计。在实际可行之处，其它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方向。

TA.783 舱门

(a)外部舱门不得位于任何螺旋桨桨盘或任何其他可能的危险处，以免使用此门时对人产生危害。

(b)必须有装置锁住或保护外部舱门(包括货舱和勤务类舱门)，防止在飞行中由人员、货物或关闭过程中或关闭后的单个结构元件失效而意外开启。

(c)每个乘客或机组使用的外部舱门必须满足下列要求：

(1)必须有对锁定机械装置直接目视检查的措施，以确定外部舱门是否完全关闭或锁住；

(2)该措施在工作照明条件下，由机组人员使用手电筒或等效的光源，必须是可辨别的。

(d)必须有可视装置通知飞行机组人员外部舱门是否完全关闭并锁住。对于初始开门动作不是向内的舱门，此装置必须设计成任何会导致出现错误关闭和锁住提示的失效或失效组合是不可能的。

(e)所有的厕所门必须设计成防止任何人被困在厕所内，如果安装了锁定装置，则必须能够在不需要特殊工具的帮助下从外部打开。

TA.784 客舱窗户

每个可打开的乘客舱窗户必须符合以下要求：

(a)必须有装置锁住和保护每个可打开的窗户，以防止飞行中由人误打开或由关闭过程中或关闭后单个结构元件失效而导致误打开。

(b)必须有恰当的措施防止人员或物品从打开的窗户跌落或抛出。

TA.785 座椅、卧铺、安全带和肩带

(a)在起飞、着陆、航行、系留和应急情况指定可坐的每个座椅、卧铺，及其支撑结构、安全带和肩带必须按体重至少为 77kg(170lb)的乘员设计，并考虑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、安全带和肩带必须经过相应功能要求批准。

(c)每个驾驶员座椅必须按在主飞行操纵器件上施加的驱动力(表 A.2)引起的反作用力来设计。

(d)在起飞和着陆时使用的驾驶舱内的每个机组成员座椅和客舱内的每个机组人员座椅必须有肩带。

(e)平行于飞艇纵轴安装的每个卧铺,必须设计成前部具有带包垫的端板、帆布隔档或其它措施,当乘员承受第 TA.561 条规定的向前惯性力时,铺位能够承受乘员的静止载荷反作用力。此外,每个铺位必须有一个经批准的安全带,并且不得有在应急状况下可能对使用者造成严重受伤的棱角和其他部件。

(f)批准作为型号设计一部分的座椅、卧铺和安全带及其安装,证明对本条的强度和变形要求的符合性可用以下方法之一来表明:

(1)如结构与常规航空器的形式相同,且已有可靠的分析方法,则可用结构分析方法;

(2)结构分析和限制载荷静力试验的组合;

(3)极限载荷的静载荷试验。

(g)当经受这些载荷系数产生的惯性载荷时,每个乘员必须由安全带保护免受严重头部伤害。

(h)每个位于客舱内,在起飞和着陆阶段乘务员使用的座椅必须符合下列要求:

(1)必须靠近所要求的与地板齐平的应急出口。但如果设置在其它位置能提高乘客应急撤离效率时,则也是可以接受的。每个与地板齐平的应急出口旁边必须有一个乘务员座椅。其它乘务员座椅必须尽可能均匀分布在所要求的与地板齐平的应急出口之间;

(2)在不影响接近所要求的与地板齐平应急出口的条件下,乘务员座椅应尽量设置在能直接观察到其所负责乘客舱区域的位置;

(3)布置在当其不使用时不会妨碍通道或出口使用的位置;

(4)布置在使得其乘员被从服务区,储藏间或服务设备掉出的物体撞伤的概率最小的位置;

(5)面向前或向后,并装有用于承托臂、肩、头和背脊的缓冲靠垫;

(6)装有单点脱扣装置的安全带和肩带组合式约束系统。必须有措施在每个约束系统不工作时将其固定，以免妨碍紧急情况下的迅速撤离。

(i)必须有措施在每个安全带在不使用时将其固定，以免妨碍飞艇的操作和在紧急情况下的迅速撤离。

(j)在每个座椅或卧铺在乘员头部或躯干(已用安全带系紧)碰撞距离之内的座舱区域，包括结构、内壁、仪表板、驾驶盘、脚蹬和座椅，必须没有可能致伤的物体、尖边、突出物和硬表面。如果使用能量吸收的设计或装置来满足本要求，则当乘员承受第 TA.561 条中规定的极限惯性力时，它们必须保护该乘员免受严重伤害。

(k)每个座椅滑轨必须装有止动器以防止座椅滑出轨道。

(l)在飞行中可接近的所有舱室和区域必须没有可能致伤的物体、尖边、突出物和硬表面。如果使用能量吸收的设计或装置满足本要求，则乘员当经受由于正常突风产生的惯性力时，它们必须保护该乘员免受严重伤害。

(m)在紊流条件下，必须使得无约束人员无法从大的结构开口(如：观景窗)中跌落。

(n)必须为在未经培训人员不能进入的区域工作的机组成员安装装置，以能安全地履行其任务。在内部/外部检查，维护或修理过道、栏杆、舱口和梯子时，必须能够快速连接到约束系统。

(o)当计算座椅连接件、座椅滑轨等应力时，应考虑座椅的重量以及乘客的重量。应采用第 TA.625 条中的接头系数。

(p)所有其它座椅和舱室区域必须配备固定措施(安全带、座椅靠背扶手、把手、栏杆)，以确保在合理预期的飞行事件下能够将乘员固定，除非能够表明乘员可以不费力地稳定自己。

TA.786 飞行中可接近区域

对于在飞艇内部巡逻和在客舱或飞行舱外工作的机组人员，必须提供安全措施，例如通道(舱门、安全走道和梯子)、栏杆和扶手、疏散通道、火警探测设备和灭火器、应急照明、斧子、刀具以及机载通信。

TA.787 行李舱和货舱

储存货物、行李、配重、随身携带物品和设备(例如救生筏)的每个隔间

以及任何其它储存舱：

(a)必须根据其标明的最大载重及本规章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)必须有措施在飞行和地面条件下防止货舱内装载物移动，并对任何操纵装置、电线、设备或附件进行保护。

(c)在第 TA.561 条中所述的应急着陆情况，行李舱和货舱必须符合下列要求：

(1)确保如果物品松脱时，不太可能伤及乘员或妨碍任何应急着陆后使用的撤离设施的位置；或

(2)应有足够的强度承受第 TA.561 条规定的情况，包括本条(b)款要求的约束装置及其连接件，并能承受临界装载分布情况下的最大批准的行李和货物重量。

(d)如果装有货舱照明灯，每盏灯的安装必须避免灯泡与货物接触。

TA.789 客舱、机组舱以及厨房中物品的固定

(a)必须有措施防止客舱或机组舱或厨房中的每个物体(指飞艇型号设计的一个部分)，在对应于规定的飞行和地面载荷情况的最大载荷系数下，以及第 TA.561 条(b)款的应急着陆下，因移动而造成危险。

(b)艇内通话器的紧束装置必须设计成：在承受第 TA.561 条(b)款规定的载荷系数时，能将艇内通话器保持在收藏位置。

TA.791 乘客通告标示和标牌

(a)如果禁止吸烟，则必须至少有一块能被舱内坐着的每个人看清的标牌说明。如果允许吸烟而且机组舱与客舱互相隔开时，则必须至少有一个告知禁止吸烟的标示。该标示必须是飞行机组成员可操纵的，而且当其发亮时在所有可能的舱内照明条件下，必须能被舱内坐着的每个人看清。

(b)通知系紧安全带的标示必须是飞行机组成员可操纵的，当其发亮时在所有可能的舱内照明条件下，必须能被舱内坐着的每个人看清。在每个放置可燃废物箱的门的上面或旁边必须设置标牌，说明禁止向废物箱内丢弃烟头等。

(c)厕所门的上面或两侧必须设置“禁止吸烟”或“洗手间禁止吸烟”标牌。

标牌必须使用至少 12.7 mm 高的红色字体，白底高度至少为 25.4 mm。(标牌上可使用“禁止吸烟”符号。)

TA.793 地板表面

服役中很可能弄湿的所有部位的地板表面必须具有防滑性能。

TA.801 水上迫降

(a)如果申请具有水上迫降能力的合格审定，则飞艇必须满足本条和第 TA.1411 条以及第 TA.1415 条(a)款要求。

(b)必须采取同飞艇总特性相容的各种切实可行的设计措施，来尽量减少在水上应急降落时因飞艇的运动和状态使乘员立即受伤或不能撤离的概率。

(c)必须通过模型试验，或与已知其水上迫降特性的构型相似的飞艇进行比较，来检查飞艇在水上降落时可能的运动和状态。必须考虑不同的构型、重量和重心。

(d)必须表明，在合理可能的水上条件下，飞艇的漂浮时间可使所有乘员离开飞艇并乘上第 TA.1415 条所要求的救生筏。如果用浮力和配平计算来表明符合本条规定，则必须适当考虑可能的结构损伤和泄漏。

TA.803 应急撤离

(a)每个有机组成员和乘客的区域，必须具有在起落架放下和收上的撞损着陆、并考虑飞艇可能着火时能迅速撤离的应急措施。

(b)应制定在紧急情况下将所有乘员从处于陆地或水上的飞艇快速撤离的技术并将其纳入飞艇飞行手册中，紧急情况应考虑发动机/螺旋桨仍然运转的可能性。

(c)该技术应包含控制乘客撤离的机组程序。

(d)当遵循该技术要求时，飞艇操纵装置(包括应急放气装置)的操作，应确保在撤离过程中飞艇不离开地面到可能阻止乘员离开飞艇的高度并且不得以可能气囊困住任何乘员的速率放气。

(e)该技术应包括地面风速处于零和运行允许的最大值之间时应采取的任何特殊预防措施。

(f)如果乘客舱和机组舱在撞损着陆时起火不能被认为极不可能，必须表

明其最大乘员量的乘员能在 90s 内在模拟的应急情况下从飞艇撤离至地面，该乘座量包括申请审定的运行规章所要求的机组成员人数在内。对本要求的符合性，必须通过模拟夜间条件仅使用飞艇最临界侧的应急出口的真实演示表明。验证的参试者必须能够代表平均航线乘客，不得对演示进行提前练习和演习，但允许进行标准的简要介绍。

TA.807 应急出口

所提供应急出口的大小和数量应使得在系留、轻微撞损着陆以及水面降落情况下可能进行快速且无阻碍的撤离。允许更加快速撤离的较长出口通道可接受，这优于容易拥堵的靠得较近的出口。

(a)型式。就本规定而言，应急出口的型式规定如下：

(1)I 型。此类型出口是一个矩形的地板齐平出口，不小于 24 in(609.6 mm)宽和 48in(1.219 m)高，拐角半径不大于出口宽度的三分之一。

(2)II 型。此类型出口是一个矩形出口，不小于 20 in(508 mm)宽和 44 in(1.12 m)高，拐角半径不大于出口宽度的三分之一。类型 II 出口必须是地板齐平出口。

(3)III 型。此类型出口是一个矩形出口，不小于 20 in(508 mm)宽和 36 in(914.4 mm)高，在飞艇内部的高度不高于 20 in(508 mm)，拐角半径不大于出口宽度的三分之一。

(4)IV 型。此类型出口是一个矩形出口，不小于 19 in(482.6 mm)宽和 26 in(660.4 mm)高，拐角半径不大于出口宽度的三分之一。；

(5)A 型。此类型出口是一个矩形的地板齐平出口，不小于 42 in(1.067 mm)宽和 72 in(1.829 m)高，拐角半径不大于出口宽度的六分之一。

(b)操作。每个应急出口必须满足：

(1)易于接近，应急使用时无需额外的操作技巧；

(2)打开的方法简单明显；

(3)布置和标记易于找到和操作，即便在黑暗中；

(4)有合理的预防措施以防止吊舱或客舱变形导致的卡阻。

(c)每一应急出口的正常功能必须用试验进行表明。

(d)跨下距离。本条所述的跨下距离，是指该开口的底部到吊舱或客舱

向外延伸的可用踏脚处之间的实际距离,该踏脚处的尺寸应大到足以不需用目光和感觉探索即起作用。

(e)超尺寸应急出口。大于本条规定尺寸的开口,无论是否是矩形均可采用,只要本条规定的矩形开口能内接在此开口内,而且被内接矩形开口的底部满足规定的跨下和跨上高度要求。

(f)乘客应急出口。除了本条(f)款(3)项到(5)项外,乘客应急出口的最小数量和型式规定如下:

(1)对于客座量为 1 到 299 座:

乘客座位数 (不包含机组座位)	每侧应急出口的个数			
	I 型	II 型	III 型	IV 型
1 到 9				1
10 到 19			1	
20 到 39		1	1	
40 到 79	1		1	
80 到 109	1		2	
110 到 139	2		1	
140 到 179	2		2	

(2)对于客座数超过 179 座的情况必须增加额外的应急出口,按下表规定:

每侧额外新增应急出口类型	允许的客座量增量
A 型	110
I 型	45
II 型	40
III 型	35

(3)对于客座数超过 299 人时,每个吊舱或客舱的每侧应急出口都必须是 A 型或 I 型。每对 A 型出口允许有 110 个客座数,每对 I 型出口允许有 45 个客座数。

(4)如果备用应急出口所有疏散能力表明等于或大于指定的应急出口构型，则可以批准代替本节(f)(1)或(f)(2)的规定。

(5)以下也必须满足第 TA.809 条到第 TA.813 条适用的应急出口要求：

(i)客舱中的应急出口数量必须超过最低出口数；

(ii)从客舱可进入的、大于或等于 II 型出口但是小于 1,170 mm(46 in)宽的任何其他与地板齐平的门或出口。

(6)对于要求在艇身每侧要有多于一个以上乘客应急出口的飞艇，在艇身每一舱段每侧的相邻出口的距离不得超出 18 m(60 ft)，测量应在两个最近的出口边缘平行飞艇纵向轴线进行。

(g)位置。应急出口必须位于在任何可能的坠落姿态下保证乘客有序撤离的位置。

(1)如果驾驶员舱与乘客舱通过一扇门隔开，可能会在轻微碰撞中阻止飞行员逃生，那么驾驶员舱中必须有一个出口；

(2)第(1)项要求的出口数量，必须单独根据客舱的使用座位数来确定；

(3)飞行中机组人员可到达的每个区域必须配备可打开的窗户，符合 IV 型应急出口的标准。

TA.809 应急出口配置

(a)每个应急出口必须可以从内部和外部打开。

(b)每个应急出口必须可以在系留位置、轻微撞损着陆以及水上着陆情况下可能遇到的所有飞艇姿态下均能打开。

(c)开启应急出口的措施必须简单明了，且不得要求特别费力；并且必须被安排和标识成能够易于定位和操作，即使在黑暗中。飞行机组应急出口可以采用按顺序多次操作(如操作双手柄或多个锁闩，或解开几个保险钩)的内部开启措施，前提是：有理由认定这些措施对于受过使用训练的机组成员是简单明了的。

(d)每个应急出口必须用试验，或分析结合试验，来表明满足本条(b)款和(c)款的要求。

(e)必须有措施使应急出口在轻度撞损着陆中因机身变形而被卡住的概率减至最小。

TA.810 应急出口辅助方法和疏散通道

每个应急出口必须具备已批准的方法以在系留位置和轻微撞损着陆情况下可能遇到的所有飞艇姿态下协助乘员下到地面。

TA.811 应急出口的标识

(a)每个乘客应急出口及其接近通路和开启措施，必须有醒目的标识。

(b)每个应急出口的标识和位置必须可以从距离等于乘客舱宽度处认清。

(c)必须有措施协助乘员在浓烟中找到出口。

(d)必须用沿客舱每条主过道走近的乘员能看见的标示，来指明乘客应急出口的位置。下列部位必须有标示。

(1)在每个乘客应急出口近旁的每条主过道上方必须有乘客应急出口位置的标示。如果净空高度不足，则必须把标示设在高过头部的其它可行位置。如果能从某个标示处方便地见到多个出口，则该标示可用于指示多个出口；

(2)紧靠每个乘客应急出口必须有乘客应急出口标示。如果能从某个标示处方便地见到两个出口，则该标示可用于指示两个出口；

(3)在挡住沿乘客舱前后视线的每个隔框或隔板上，必须有标示来指示被隔框或隔板挡住的应急出口。如果不能做到，则指示可以设置在其它适当的位置上。

(e)操作手柄的位置和从艇内开启出口的说明，必须以下述方式显示：

(1)在每个乘客应急出口上或其附近，必须有一个从相距 0.76 m 处可辩读的标识；

(2)对每个 A 型、B 型、C 型、I 型或 II 型的乘客应急出口操作手柄必须符合下列规定：

(i)自身发亮，其初始亮度至少为 0.51 坎每平方米(160 微朗伯)；或

(ii)位于醒目处，并且即使有乘员拥挤在出口近旁也能被应急照明灯照亮。

(3)对每个 A 型、B 型、C 型、I 型或 II 型乘客应急出口，如果其锁定机构是靠转动手柄来开启的，则必须作标识如下：

(i)绘有红色圆弧箭头，箭身宽度不小于 19 mm(3/4 in)，箭头两倍于箭身宽度，圆弧半径约等于 3/4 手柄长度，圆弧范围至少为 70°；

(ii)当手柄转过全行程并开启锁定机构时，手柄的中心线落在箭头尖点 ± 25 mm(1in)的范围内；

(iii)在靠近箭头处，用红色水平地书写“开”字(汉字字高至少为 40 mm；英文字高为 25 mm(1 in))。

(f)每个要求能从外侧打开的应急出口及其开启措施，必须在飞艇外表面作标识，此外，采用下列规定：

(1)客舱侧面的每个乘客应急出口的外部标识，必须包括一条圈出该出口的 50mm 宽的色带；

(2)包括色带在内的外部标识，必须具有与周围艇身表面形成鲜明对比的、容易区别的颜色。其对比度必须为：如果深色的反射率等于或小于 15%，则浅色的反射率必须至少为 45%；如果深色的反射率大于 15%，则深色的反射率和浅色的反射率必须至少相差 30%。“反射率”是物体反射的光通量与它接收的光通量之比；

(3)非艇身侧面的出口(如机腹或尾锥出口)，其外部开启方式(包括操作说明在内，如果适用)必须醒目地用红色标示，如果背景颜色导致红色不醒目，则必须用鲜明的铬黄色标示。当开启方式仅设置在艇身一侧时，必须在另一侧上提供同样效果的醒目标示。

(g)本条(d)款要求的每个标示，可使用“出口”字样以代替“应急出口”字样。

TA.812 应急照明

(a)必须设置独立于主照明系统的应急照明系统。但是，如果应急照明系统的电源与主照明系统的电源是独立分开的，则应急照明和主照明两个系统中提供座舱一般照明的光源可以公用。应急照明系统必须包括下列项目：

(1)有照明的应急出口标识和位置标示，座舱一般照明光源和应急出口区域的照明和地板附近应急撤离通道标识；

(2)机组乘员区域和所有其他飞行中可进入的区域；

(3)外部应急照明。

(b)应急出口标示。对于客座量(不包括驾驶员座位)等于或大于 20 座的飞艇, 应满足下列要求:

(1)乘客应急出口位置标示, 必须用至少高 38 mm(1.5in)的红字衬在有照明的白底上, 白底面积至少为 $135 \text{ cm}^2(21 \text{ in}^2)$ (不包括字的面积)。被照亮的底与字的对比度必须不小于 10:1。字高与笔划宽度之比为 7:1 至 6:1。这些标示必须采用内部电照明, 白底的亮度至少为 85.7 cd/m^2 (25 英尺-朗伯), 其明暗部的对比度不大于 3:1;

(2)第 TA.811 条(d)款(3)项要求的乘客应急出口标示, 必须用至少高 38mm 的红字衬在白底上, 白底面积至少为 135cm^2 (不包括字的面积)。这些标示必须采用内部电照明或非电的自身发亮, 其初始亮度必须至少为 1.27 cd/m^2 。如果设置非电的自身发亮式标示, 则可以采用红底白字。

(c)必须提供客舱的一般照明, 使得沿客舱主过道中心线和连接主过道的横向过道中心线, 在座椅扶手高度上按间隔 1000 mm 进行测量时, 平均照度不少于 0.538 勒(0.01 英尺-烛光), 但每一测量点处的照度不小于 0.108 勒(0.01 英尺-烛光)。沿艇身从最前的乘客应急出口或座舱乘员座椅(两者中取最前者)至最后的乘客应急出口或座舱乘员座椅(两者中取最后者)的过道, 应视为客舱主过道。

(d)各主过道和出口之间通向与地板齐平的乘客应急出口的通道, 其地板必须有照明, 沿乘客撤离路线的中心线、且平行于地板相距 150 mm 以内测得的照度不得小于 0.215 lx。

(e)当高于座舱通道地板 1.2 m 以上的所有照明光源完全被遮蔽时, 地板附近应急撤离通道标识必须能引导乘客应急撤离。在黑夜里, 地板附近应急撤离通道标识必须保证每一乘客:

(1)在离开座椅后, 能目视辨认出沿座舱通道地板通向最近出口或座椅前后两个出口的应急撤离通道; 和

(2)仅参照不高于座舱地板 1.2 m 的标识和目视特征能很快辨认出应急撤离通道的每一出口。

(f)除了按本条(h)款设置的仅供给一个辅助设施使用、并独立于飞艇主应急照明系统的分系统(该分系统在辅助设施竖立时能自动接通)之外, 应急

照明系统必须按照下列要求设计：

(1)必须能从飞行机组的工作位置和从客舱中空中服务员正常座位易于接近的地点，对灯光进行手控；

(2)必须有飞行机组警告灯，当飞艇电源接通而应急照明控制装置未处于准备状态时，该灯发亮；

(3)驾驶舱内的控制装置必须有“接通”、“断开”和“准备”三种位置。当该装置置于“准备”位置，或者驾驶舱或空中服务员处的一个控制装置置于“接通”位置时，一旦飞艇正常电源中断(撞损着陆时艇身横向垂直分离引起的中断除外)，灯发亮或保持发亮。必须有保险措施以防止处于“准备”或“接通”位置的控制装置被误动。

(g)必须在每个应急出口提供外部应急照明以辅助乘员撤离，在撤离者可能首先接触的舱外地面，照度不得小于 0.323 勒(0.01 英尺-烛光)(垂直于入射光方向测量)。

(h)按第 TA.810 条要求的协助乘员下地设施必须有照明，使得从飞艇上能看见竖好的辅助设施，此外：

(1)如果辅助设施用外部应急灯光照明，当飞艇处于系留或装载状态时，在撤离者利用规定的撤离路线通常可能首先着地的地方，辅助设施竖立后接地端的照度不得小于 0.323 勒(0.01 英尺-烛光) (垂直于入射光方向测量)；

(2)如果辅助设施用独立的应急照明分系统照明(该系统不供别的辅助设施使用、独立于主应急照明系统，并能在辅助设施竖立时自动接通)，该照明设施必须满足下列要求：

(i)不得受储放物品的不利影响；

(ii)当飞艇处于系留或装载状态时，在撤离者通常可能首先着地的地方，辅助设施竖立后接地端的照度不得小于0.323勒(0.01 英尺-烛光) (垂直于入射光方向测量)。

(i)每个应急照明装置的能源，必须在飞行过程中的临界环境条件下能按照度要求提供至少 10min 的照明，以使乘员在紧急情况下到达其(飞行中所要求的)位置；在应急着陆后，必须在临界环境条件下还能按照度要求提供

至少 10min 的照明。

(j)如果用蓄电池作为应急照明系统的能源,它们可以由飞艇主电源系统充电,其条件是:充电电路的设计能防止蓄电池无意中向充电电路放电的故障。

(k)应急照明系统的部件,包括电池、线路继电器、灯和开关,在经受第 TA.561 条(b)款中规定的惯性力作用后,必须能正常工作。

(l)应急照明系统必须设计成,在撞损着陆情况下,发生任何单个的艇身横向垂直分离后,能满足下列要求:

(1)除由于分离而直接损坏者外,本条要求的全部电照明应急灯中不能工作者不超过 25%;

(2)除由于分离而直接损坏者外,第 TA.811 条(b)款要求的每个电照明出口标示仍继续工作;

(3)除由于分离而直接损坏者外,艇身每侧至少有一个所要求的外部应急灯仍继续工作。

TA.813 应急出口通道

每个所要求的应急出口必须是乘客可到达的,而且其位置能保证有效撤离。应急出口必须考虑到乘客的分布情况,尽可能的均匀,但座舱两侧出口的大小和位置不必对称。当规定每侧只需一个与地板齐平的出口而飞艇又没有尾锥型或机腹型应急出口时,该与地板齐平的出口必须设置在客舱后段,除非其它位置使其成为更有效的乘客撤离口。当规定每侧需要一个以上与地板齐平的出口时,每侧必须至少有一个与地板齐平的出口设置在靠近座舱的每一端头,但这一规定不适用于客货混装布局。此外,应急出口通路还必须满足下列要求:

(a)必须有通道从最近的主过道通往每个 A 型、B 型、C 型、I 型或 II 型紧急出口和连接各个乘客区域。通往 A 型和 B 型出口的每条通道不得有障碍物,宽度至少为 914.4 mm(36in)。客区之间的通道以及通往 I 型、II 型或 C 型应急出口的通道不得有障碍物,宽度至少为 508 mm。除乘客舱内有两条或多条主过道的情况外,每个 A 型或 B 型应急出口的位置必须能使乘客从前后两个方向沿主过道通向该出口。当有两条或多条主过道时,两条主

过道之间必须设置若干宽度至少 508 mm 的无障碍横向过道。必须有：

(1)一条横向过道通向最近的主过道与 A 型、B 型应急出口之间的每个条通道；与

(2)一条横向过道向最近主过道与 I 型、II 型或 III 型应急出口之间的每个条通道的邻接区；但当连续三排座椅之内有两个 III 型应急出口设置于两排座椅之间时，可以只用一条横向过道，但此横向过道必须通向从最近主过道到每个应急出口的两条通道之间的邻接区。

(b)必须按下列规定提供足够的空间，便于机组人员协助乘客撤离：

(1)辅助空间不得使通道的无障碍宽度减小到低于出口所要求的无障碍宽度；

(2)对于每个 A 型、B 型出口，无论是否有第 TA.810 条(a)款要求的辅助设施，都必须在出口的每个侧设置辅助空间，协助乘客从该出口下降至地面；

(3)对于第 TA.810 条(a)款中要求的任何其他类型出口，必须在出口的一侧设置辅助空间，协助乘客从该出口下降至地面。

(c)每个通道必须可以进入每个 III 型或 IV 型出口，且：

(1)对于乘客座位配置为 20 座或以上(飞行员座位除外)的飞艇，在距出口不小于艇上最窄客座椅宽度的一段距离内，座椅、卧铺或其它突出物(包括处于最不利位置的椅背)均不得阻挡该出口的投影开口或妨碍出口的开启；

(2)对于乘客座位配置为 19 座或更少(飞行员座位除外)的飞艇，如果有补偿措施能保持出口的有效性，则在上述区域可以有小的障碍。

(d)如果从乘客舱中任一座椅到达任何规定的应急出口要经过乘客舱之间的通道，则该通道必须是无障碍的。但可以使用不影响自由通行的帘布。

(e)在起飞和着陆时允许坐人的任一乘客座椅与任一乘客紧急出口之间不可设置舱门，致使舱门横穿任何撤离路径(包括过道、横向过道和通道)。

(f)如果需要经过将起飞和着陆时坐人的任一机组成员座椅(驾驶舱座椅除外)与任一紧急出口分开的门，则此门必须具有将其闷住在打开位置的措施。锁闭装置必须能承受当门相对周围结构受到第 TA.56 条(b)款所述的极限惯性力时所造成的载荷。

TA.815 过道宽度

任何座位之间任意一点的乘客过道宽度必须等于或大于下表所列的值：

乘客座位容量	乘客过道最小宽度(in)	
	离地面小于 635 mm(25 in)	离地面等于或大于 635 mm(25 in)
小于或等于 10	12*	15
11 至 19	12	20
20 或以上	15	20

经过局方认为必须的试验证实，可以批准更窄的但不小于 229 mm(9in) 的宽度。

TA.831 通风

(a)每个乘客舱和机组舱必须通风，且每个机组人员舱必须有足够的新鲜空气(但不小于 0.283 m³每分钟每人)，以使机组人员能够履行其职责而不产生任何不适。

(b)机组舱和乘客舱以及所有在飞行中可进入的区域中的空气必须不含有害或有毒气体或蒸汽。要满足本要求，以下要求适用：

(1)一氧化碳在空气中浓度超过 1/20,000 即认为是危险的，可使用任何可接受的检测一氧化碳的方法进行测试；

(2)空气中二氧化碳超过 3%体积(海平面等效)则视为对机组人员有害。如果具有适当的呼吸保护装置可用，则允许机组人员舱和所有飞行中可进入的区域中更高的二氧化碳浓度；

(3)氮气的聚积必须加以考虑，以不致对乘员造成伤害。如果具有适当的呼吸保护装置可用，则允许机组舱和所有飞行中可进入的区域中更高的氮气浓度。

(c)必须有措施保证，在通风、加温、增压或其它系统和设备出现有合理可能的故障或功能失常后，仍能满足本条(b)款的规定。

(d)如果在机组舱区域有合理可能积聚危险数量的烟，则必须能迅速排烟。

(e)除了本条(f)款规定的以外，必须有措施使下列隔舱和区域内的乘员

能独立控制所供通风空气的温度和流量,而与供给其它隔舱和区域的空气温度和流量无关:

(1)驾驶舱;

(2)驾驶舱以外的机组成员舱和区域,除非在任何运行条件下,该舱或区域都是靠同其他隔舱或区域互换空气来通风的。

(f)如果满足下列各条,则不要求有措施使飞行机组能独立于其他舱室和区域,控制机组舱通风空气的温度和流量:

(1)机组舱和乘客舱的总容积小于等于 23m^3 ;

(2)通风空气进气口及机组舱和乘客舱之间的空气流动通道的布置,能使两舱之间的温差在 $3^{\circ}\text{C}(5^{\circ}\text{F})$ 以内,并且使两舱乘员均有足够的通风;

(3)温度和通风控制器件便于飞行机组接近。

防火

TA.833 燃烧加热系统

燃烧加温器必须经过批准。

TA.851 灭火器

(a)手提式灭火器

(1)客舱内必须至少有下列数目、均匀分布、可方便取用的手提式灭火器:

客座量	灭火器数量
7 至 30	1
31 至 60	2
61 至 200	3
201 至 300	4
301 至 400	5
401 至 500	6
501 至 600	7
601 至 700	8

(2)驾驶舱内,必须至少有一个可方便取用的手提式灭火器;

(3)每个 A 级或 B 级货舱或行李舱和每个机组人员在飞行中可以到达的 E 级货舱或行李舱内,必须至少配备一个易于接近取用的手提式灭火器;

(4)位于客舱上面或下面的每个厨房内,必须至少放置或有一个易于接近取用的手提式灭火器;

(5)每个手提灭火器必须经过批准;

(6)飞行过程中所有可能发生火灾的可接近区域内需要有手提灭火器;

(7)本条所要求的任何其它灭火器所用的灭火剂类型,必须与其使用部位很可能发生的火灾类型相适应;

(8)本条要求的灭火器内的灭火剂剂量,必须与其使用部位很可能发生的火灾类型相适应;

(9)预定用于载人舱的每个灭火器的设计,必须尽量减小其毒性气体浓度的危害。将其毒性气体浓度的危害降至最小。

(b)固定灭火器。如提供固定灭火器:

(1)每个固定式灭火系统的安装必须做到:

(i) 使很可能进入载人舱的灭火剂不致危害乘员;

(ii) 灭火剂的喷射不会引起结构损伤。

(2)每个所要求的固定式灭火系统的容量,必须与使用该系统的隔离舱内很可能发生的任何火情相适应,并要考虑舱内容积及通风率。

TA.853 座舱内部设施

下述规定适用于每个机组舱或乘客舱:

(a)舱内材料(包括应用于材料的饰面或装饰表面)必须满足 CCAR-25-R4 附录 F 第 I 部分中规定的适用试验准则或其它经过批准的等效方法。

(b)除了满足本条(a)款中的要求外,所有椅垫(飞行机组成员的椅垫除外)还必须满足 CCAR-25-R4 附录 F 第 II 部分中的测试要求,或等效要求。

(c)对于乘客容量等于或大于 20 座的飞艇,舱顶和舱壁面板(照明灯除外)、分区、厨房外表面、大橱柜以及储物舱(座椅下存储舱和存储杂志和地图等小物件的舱室除外)的内饰还必须满足 CCAR-25-R4 附录 F 第 IV 和第 V 部分的试验要求,或其他经过批准的等效方法,以补充(a)款中规定的易燃性要求。

(d)厕所内禁止吸烟。如果在任何机组舱或乘客舱内允许吸烟时，则必须为所有坐着的乘员在指定的吸烟区提供足够数量的可卸自容式烟灰盒。

(e)无论飞艇的任何其它区域是否允许吸烟，每扇厕所门的进入一侧上或其附近必须在醒目位置处设置可卸自容式烟灰盒，但一只烟灰盒也可供几个厕所门使用，只要从上述每个厕所靠座舱的一侧能容易地看到该烟灰盒。

(f)用于收集可燃废弃物的废物箱必须为全封闭式，至少由耐火材料制成，并能包容在正常使用情况下其中很可能发生的起火。在使用中预期的所有可能的磨损、错位和通风情况下废物箱的这种火焰包容能力，必须通过试验证实。

TA.854 厕所防火

对于客座量等于或大于 20 座的飞艇来说：

(a)每个厕所必须安装烟雾探测系统或等效装置，在驾驶舱内设置警告灯，或者在乘客舱设置空中服务员容易察觉的警告灯或音响警告。

(b)必须在每个厕所内为每个收集毛巾、纸张或废弃物的废物箱配备固定式灭火器。灭火器必须设计成在某个废物箱内起火时，能自动向该废物箱喷射灭火剂。

TA.855 货舱或行李舱

对于每个未由机组人员或乘客占用的货舱或行李舱，以下内容适用：

(a)该舱室必须满足第 TA.857 条等级要求中的一种。

(b)第 TA.857 条中定义的 B 级至 E 级货舱或行李舱必须有同飞艇结构分开的衬垫(但衬垫可与结构连接)。

(c)C 级和 D 级舱室中的天花板和侧壁衬垫必须满足 CCA-25-R4 附录 F 第 III 部分的试验要求或其他经过批准的等效方法。

(d)构成货舱或行李舱的所有其它材料必须满足 CCAR-25-R4 附录 F 第 I 部分或其它经批准的等效试验方法规定的适用试验准则。

(e)任何舱内不得含有其损坏或失效将影响安全运行的任何控制、管线、设备或附件，除非其已得到适当的保护，使得：

(1)舱内货物的移动不会损伤这些项目；

(2)这些项目的破裂或故障不会引起着火危险。

- (f)必须有防止货物或行李干扰舱内防火设施功能的措施。
- (g)舱内热源必须屏蔽和隔绝，防止引燃货物。
- (h)必须进行飞行试验以表明对符合第 TA.857 条中涉及下列方面的规定：
 - (1)舱的可达性；
 - (2)阻止危险量的烟或灭火剂进入机组舱或乘客舱；
 - (3)灭火剂在 C 类舱室中的消散。

进行上述试验时必须表明，在灭火过程中或灭火后任何货舱内的烟雾探测器或火警探测器不会由于任何另一货舱内的着火而产生误动作，除非灭火系统同时向每个货舱喷射灭火剂。

TA.857 货舱等级

- (a)A 级。A 级货舱或行李舱是指具备下列条件的舱：

- (1)机组成员在其工作位置上能容易地发现着火；及
 - (2)在飞行中容易接近舱内每个部位。

- (b)B 级。B 级货舱或行李舱是指具备下列条件的舱：

- (1)有足够的通路使机组成员在飞行中能携带手提灭火器有效地到达舱内任何部位；

- (2)当利用通道时，没有危险量的烟、火焰或灭火剂进入任何有机组或旅客的舱；

- (3)有经批准的、独立的烟雾探测或火警探测器系统，可在驾驶员或飞行工程师工作位置处给出警告。

- (c)C 级。一个 C 级货舱或行李舱不满足 A 级或 B 级舱室要求，但是应具备下列条件：

- (1)有经批准的、独立的烟雾探测或火警探测器系统，可在驾驶员或飞行工程师工作位置处给出警告；

- (2)有从机组舱处可操纵的、经批准的固定式灭火或抑制系统；

- (3)有措施阻止危险量的烟、火焰或灭火剂进入任何有机组或乘客的舱；及

- (4)有控制舱内通风和抽风的措施，使所有灭火剂能抑制舱内任何可能的着火。

TA.858 货舱火警探测系统

如果申请带有货舱或行李舱烟雾探测或火警探测装置的合格审定,则对于每个装有此种装置的货舱或行李舱,必须满足下列要求:

- (a)该探测系统必须在起火后 1min 内,向飞行机组给出目视指示。
- (b)该系统能探测到火警时的温度,必须远低于使飞艇结构完整性显著降低的温度。
- (c)必须有措施使机组在飞行中能检查每个火警探测器线路的功能。
- (d)必须表明,探测系统在所有经批准的运行形态和条件下均为有效。

TA.859 燃烧加热器的防火

(a)燃烧加热器火区。以下燃烧加热器火区必须根据第 TA.1181 条至第 TA.1191 条以及第 TA.1195 条至第 TA.1203 条中适用的规定进行防火:

(1)加热器周边区域,如果该区域包含任何易燃液体系统部件(加热器燃油系统除外)可能:

- (i) 由于加热器故障而受到损坏;
- (ii) 一旦渗漏将使可燃液体或蒸气到达加热器。

(2)加热器周边区域,如果加热器燃油系统的接头一旦出现泄漏,其可能使燃油或蒸气进入该区域。

(3)燃烧室周围的通风通路。但是,座舱通风通路不要求有灭火措施。

(b)通风管道。通过任何火区的每根通风管道必须是防火的。此外:

(1)除非备有防火阀或等效装置进行隔离,否则,处于每个加热器下游的通风管道,必须有足够长的一段是防火的,以保证能包容加热器内的任何起火;且

(2)通风管道通过具有可燃液体系统的区域的每个部分,必须与该系统隔离,或构造成在该系统任何部件发生故障时,可燃液体或蒸气不会进入通风气流。

(c)燃烧空气管道。每根燃烧空气管道必须有足够长的一段是防火的,以防止回火或反向火焰蔓延而引起损。此外:

(1)燃烧风管不得与通风气流使用同一个开口，除非回火或回燃火焰在任何操作条件下不能进入通风气流，包括回流或加热器或其相应部件故障；及

(2)燃烧空气管道不得限制有害的回火迅速释放，以免损坏加热器。

(d)加热器操纵装置。必须有措施，防止在任何加热器操纵部件、操纵系统导管或者安全控制装置上及其内部产生冰或水的危险积聚。

(e)加热器安全控制装置。对于每个燃烧加热器，必须备有下列安全控制装置：

(1)每个加热器必须备有与正常连续控制空气温度、空气流量和燃油流量的部件无关的独立装置，当发生下列任一情况时，能在远离加热器处自动切断该加热器的点火和供油：

- (i) 热交换器温度超过安全限制；
- (ii) 通风空气的温度超过安全限制；
- (iii) 燃烧空气流量变得不适于安全工作；
- (iv) 通风空气流量变得不适于安全工作。

(2)为满足(e)款(1)项的要求，本条中用于任何独立加热器的措施必须：

(i)与其它加热器(其供热对安全运行是至关重要的)所用的部件无关；及

(ii)能保持加热器断开，直到由机组重新启动为止。

(3)必须有措施，能在任何加热器(其供热对安全运行是至关重要的)被本条(e)款(1)项规定的自动装置切断后向机组发出警告。

(f)空气进口。每个供燃烧和通风用的空气进口的设置，必须使得在下列任何工作条件下不会有可燃液体或蒸气进入加热器系统：

- (1)正常工作期间；或
- (2)任何其他部件发生故障后。

(g)加热器排气。加热器排气系统必须满足第 TA.1121 条和第 TA.1123 条的规定。此外，在加热器排气系统设计中，必须采取措施使燃烧产物安全排出以防发生下列情况：

- (1)排气中的燃油渗漏到周围舱内；

(2)废气冲撞周围的设备或结构；
(3)因排气而点燃可燃液体(如果是在装有可燃液体管路的舱内排气)；
以及

(4)排气限制了有害回火的迅速释放，以致可能损坏加热器。

(h)加热器燃油系统。每个加热器的燃油系统，必须满足对动力装置燃油系统的要求中涉及加热器安全工作的各项要求。通风气流中每个加热器的燃油系统部件，必须用外罩保护，使其漏油不会进入通风气流。

(i)排放装置。必须有排放装置，安全排放可能积聚在燃烧室或热交换器中的燃油。此外：

(1)排放装置在高温下工作的任何部分，必须具有与加热器排气部分相同的保护；及

(2)每个排放装置必须防止在任何运行条件下出现危险的结冰。

TA.863 可燃液体防火

(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)款的要求，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。

TA.865 飞行操纵系统、发动机架和其他飞行结构的防火

位于指定火区或可能受到火区着火影响的邻近区域内必不可少的飞行

操纵系统、发动机架和其它飞行结构，必须用防火材料制造或加以屏蔽，使之能经受住着火影响。

TA.869 系统防火

(a) 电气系统部件：

(1) 电气系统部件必须满足第 TA.831 条(c)款和第 TA.863 条适用的防火及防烟要求；

(2) 位于指定火区并在应急程序中使用的设备必须至少是耐火的；

(3) 主电源线(包括发电机线)必须经过设计以允许合理程度的变形和伸展而不产生失效且必须：

(i) 与可燃液体管线隔离；或

(ii) 除了正常线路绝缘以外，经过电绝缘软管或同等功能物品方法保护。

(4) 对安装于飞艇任何区域的电线或电缆绝缘必须为根据 CCAR-25-R4 附录 F 第 I 部分使用部分测试的自灭火材料。

(b) 在泵出口一侧的可能含有可燃蒸气或液体的每个真空系统导管和接头，如果位于指定火区内，其必须满足第 TA.1183 条要求。在指定火区内的其它真空系统部件必须至少是耐火的。

(c) 氧气设备和管路必须：

(1) 不位于任何指定火区；

(2) 经过保护免受任何指定火区中产生或逸出的高温影响；且

(3) 其安装必须使得所漏出的氧气不致点燃正常工作时存在的和因任何系统失效或故障而聚积的油脂、油液或蒸气。

其他

TA.871 定飞艇水平的设施

必须有确定飞艇在地面处于水平位置的设施。

TA.875 螺旋桨附近保护

(a) 必须预防螺旋桨诱导振动对飞艇造成的损伤和最小化螺旋桨抛冰对飞艇的危害。必须考虑的危害包括对结构和关键系统的损坏。

(b)对于矢量推进器来说,每个可能的倾角必须根据(a)款加以考虑。

(c)螺旋桨叶尖附近不得设置窗户,除非该窗户能承受可能发生的最严重的冰块冲击。

飞艇规格

TA.881 硬式飞艇蒙皮

对于硬式飞艇蒙皮,以下要求适用:

(a)必须通过分析和试验表明,在所有运行速度下,蒙皮将保持飞艇性能计算中假定的(气动)外形,单片蒙皮不会发生颤振;必须考虑局部气动压力(包括滑流冲击)和俯仰角的影响。

(b)必须在艇身和尾翼内提供通风措施以控制蒙皮内的气压和温度,并排除蒙皮内部的气体和水汽。

(c)在强度要求方面,必须考虑蒙皮对飞艇艇体的强度和/或刚度的影响。蒙皮必须具备足够的强度以承受此处规定的所有要求下产生的最大载荷,并考虑使用中预期的环境条件(如温度和湿度)的影响。

(d)必须按以下附录 B 的撕裂强度试验方法,用试验表明囊体材料(经纬线(纱)方向)可承受限制设计载荷而不发生进一步撕裂。

(e)飞艇蒙皮应在以下方面予以防护:

(1)发动机、加热器以及太阳产生的热量;

(2)飞艇蒙皮内的气体压力超限;

(3)螺旋桨甩出的冰块或碎片。

(f)必须评估飞艇蒙皮着火危害并尽量减小,以及:

(1)必须表明飞艇蒙皮具备自熄能力;或

(2)飞艇囊体材料具备 CCAR-25-R4 附录 F 第 I 部分(a)(1)(iv)要求的特性。

TA.883 软式和半硬式飞艇气囊

对于软式和半硬式飞艇气囊,以下要求适用:

(a)气囊必须设计成可以进行加压并保持足够的超压(超过大气压力的气囊压力值),以使在除系留和地面操纵情况外的所有飞行和地面条件下,气

囊在承受限制设计载荷时保持张力状态；在系留和地面操纵情况下，头部撑条末端处气囊在大于限制载荷条件下允许褶皱，但不应达到损伤气囊的载荷水平。囊体材料限制强度要求下的应力必须考虑所有局部气动压力(包括推进系统滑流冲击)和俯仰角的影响。如适用，确定气囊限制设计载荷时，必须考虑最大气囊压力、气动载荷、结构载荷和悬挂系统载荷的最临界区域。

(b)囊体材料必须具备不小于 4 倍限制载荷的极限强度；限制载荷由最大设计内部压力与使用中预期的最大载荷联合确定；应根据本规定的要求确定使用中预期的最大载荷，并考虑使用中预期的环境条件(如温度和湿度)的影响。

(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。确定系统悬挂载荷必须考虑 $\pm 30^\circ$ 最小偏斜角。

(d)必须根据以下附录 B 以试验证明，囊体材料(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)(保留)。

(f)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，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。

(g)除非表明飞艇从桅杆上脱离非常不可能，否则，当系留时，万一飞艇意外脱离系留装置，必须有措施使气囊迅速瘪下。若飞艇无人操作，应有自动放气装置。此系统必须防止误操作，并使机组成员能够正确的识别和使用。

(h)必须有措施在地面应急撤离时放掉气囊中的气体。通常的氮气阀门可用来满足此要求。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。

(i)内部或外部的支持部件例如艇舱的吊挂系统必须设计成，在所有的飞行情况下均匀地将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，结合部位不承受剥离载荷。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。

- (j)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褶。
- (k)若悬挂绳索穿过气囊的部位设计有气密套筒。这些套筒必须足够长以允许气囊拉伸和其它空间尺度变化。如果采用气密套筒的悬挂系统绳索必须经过调整以保证飞艇使用寿命期中适当的载荷分布，其调整构件必须位于悬挂系统靠空气的一侧。
- (l)气囊和副气囊必须得到保护以免与悬挂系统绳索和/或其他固体元件磨损。
- (m)必须评估气囊的火灾隐患并尽量减小，以及：
 - (1)必须表明飞艇外壳具备自熄能力；或
 - (2)艇外壳材料具备 CCAR-25-R4 附录 F 第 I 部分(a)(1)(iv)要求的特性。
- (n)必须在飞艇飞行手册中确定可接受气囊泄漏率和纯度下限值。
- (o)在任一气室泄气的情况下，必须经过分析表明多气室飞艇：
 - (1)不必紧急着陆；
 - (2)能保证适当的配平；
 - (3)气囊不发生过度的撕裂。
- (p)气囊应得到以下保护：
 - (1)发动机、加热器以及太阳产生的热量；
 - (2)飞艇外壳内的气体压力超限；
 - (3)螺旋桨甩出的冰块或碎片。

TA.885 气室

本条中对气室的要求适用于充填升力气体的气囊。

- (a)硬式飞艇的气室和悬挂系统部件必须设计成能承受下列情况的限制设计载荷：
 - (1)直到使用中预期可达到的最大俯仰角的所有飞行和地面条件；
 - (2)满充气室邻近的一个气室放气；
 - (3)满充气室处于最大压力值。
- (b)囊体材料的极限强度必须不小于限制载荷下强度的 4 倍，并考虑使用中预期的环境条件(如温度和湿度)的影响。
- (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)必须根据以下附录 B 以试验证明,囊体材料(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)气室必须设计和安装成,其运行过程中的位移中心在第 TA.27 条规定的允许的横向重心限制范围内。

(f)除非表明飞艇从桅杆上脱离非常不可能,否则,当系留时,在飞艇意外脱离系留杆的情况下,必须有措施使气室迅速瘪下。若飞艇无人操作,应有自动放气装置。此系统必须防止误操作,并使机组成员能够正确的识别和使用。

(g)必须有措施在地面应急撤离时放掉气室中的气体。通常的氦气阀门可用来满足此要求。在撤离期间,飞艇不得离地达到妨碍乘员离开飞艇的程度,气室放气的速度也不得达到会使气囊罩住乘员的程度。

(h)内部或外部的支持部件例如艇舱的吊挂系统必须设计成,在所有的飞行情况下均匀地将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,结合部位不承受剥离载荷。必须有措施防止吊挂系统部件与气室系统部件之间的磨擦。

(i)绳索穿过气室的部位必须设计气密套筒。套筒必须足够长以容许气室的尺寸变化。如果绳索必须是可调整的以保证飞艇使用寿命期的载荷适当分布,其可调整部件必须位于悬挂绳索靠空气的一侧。

(j)容纳和支撑气室的方式应防止气室错位、或与艇身或气囊磨擦。

(k)必须评估气室的着火危害并将其尽量减少。以及:

(1)必须表明气室具备自熄能力;或

(2)囊体材料具备 CCAR-25-R4 附录 F 第 I 部分(a)(1)(iv)要求的特性。

(l)必须确定气室泄漏率和升力气体纯度降低值,并发布于飞艇飞行手册中。

(m)必须通过分析表明,在任一气室变瘪的情况下:

(1)不要求应急着陆;

(2)能适当配平;

(3)艇身结构不发生过量剪切。

(n)气室应在以下方面予以防护:

- (1)发动机、加热器以及太阳产生的热量;
- (2)螺旋桨甩出的冰块或碎片。

TA.887 压力系统

对于软式飞艇和半硬式飞艇,必须提供对气囊内部压力进行控制并为副气囊补充空气的手段。必须至少包括以下部件:

(a)升力气体阀门。必须提供至少两个阀门。阀门可以装在气囊上或气囊附近,但不得高于中纬线 10° 以上。它们必须设计成能手动操作和自动操作;在所有可达到的空速和规定的压力设定值都可工作,并能确实地开闭,防止粘连和冻结,阀门不得将升力气体释放到乘员可进入的空间、发动机进气系统或者副气囊。阀门必须有足够的气体释放能力,使得飞艇在压力高度以上以最大设计爬升率但不低于 15 米/秒上升时,能保证升力气体压力不超过 1.25 倍最大工作压力。

(b)空气阀。每个副气囊应至少有一个空气阀,用于释放副气囊内空气。空气阀应布置在气囊上,或者通过适当的管路与气囊相连;在所有可达到的空速和规定的压力设定值都可工作,并能确实地开闭,防止粘连和冻结。空气阀必须有足够的气体释放能力,使得飞艇在压力高度以下以最大设计爬升率下上升时,能保证升力气体压力不超过 1.15 倍最大工作压力。驾驶员应不能够手动同时将所有空气阀锁定在关闭位置,以防止在爬升过程中气囊压力超限并导致升力气体自动释放。如果每个副气囊只有一个空气阀,则应有系统来防止将前、后副气囊空气阀同时手动锁定在关闭位置。如果飞艇每个副气囊都有多个空气阀,则某个特定空气阀必须不能够手动锁定在关闭位置,这个特定空气阀通常为 1 号空气阀,位于前副气囊上的最高压力空气阀。

(c)副气囊充气系统。通气口、管路、风机、风门(空气进气阀)或它们的组合必须能提供足够能力,以允许在最大设计下降率但不低于 7.5 米/秒下降时,有足够的压力来保持气囊外形和操纵系统功能。如果副气囊充气系统依赖于发动机工作,则必须确定单发或多发失效的影响。

(d)供气源。必须为副气囊提供可靠的供气方式,并且必须有足够的容量确保当飞艇以低发动机功率、低前飞速度飞行,并且推力转向将发动机供

气效果降低时(如适用),能保持气囊压力。所有发动机失效后,该方式也应该能够将气囊外形保持足够时间,使得依赖于气囊外形的系统可以工作,以允许进行着陆。

(e)在升力气体过度逸失的情况下,必须有措施将空气吹入升力气体空间,该系统的操纵器件必须易于被机组人员接近并快速操作。在 $0.25V_H$ 前飞速度和 1.5 米/秒下降率时,必须保持足以防止气囊起皱的升力气体压力。

(f)硬式飞艇,对于每个升力气室,必须提供至少两个升力气体阀门。阀门位置不得高于中纬线上方 10 度。它们必须被设计用于手动和自动操作,并且可以在所有可达到的空速和规定的压力设置进行操作,并设计成能可靠地打开和关闭,并防止其粘连和/或冻结。阀门不得将升力气体释放到乘员通常可进入的空间或发动机进气系统。升力气体阀门必须有足够的气体释放能力,以允许以最大设计爬升率(但不小于 15 米/秒)在压力高度以上上升而升力气体压力不超过 1.25 倍最大工作压力。

(g)除了补充性升力气室外,升力气体系统还应允许在选定气室之间进行正向的和受控的气体转输,用于第 TA.885(o)(2)项的配平目的并防止飞艇上的临界载荷分布。

(h)必须为机组人员提供受控释放和转输升力气体所必需的操纵器件和仪表。这些操纵器件和仪表的位置和布置应使其可被机组人员用正确的方式操作,而不会有过分专注或疲劳。如果使用遥控作动的升力气体阀门,必须提供机械备份系统。

TA.889 地面操作

必须提供TA.255条要求的用于地面操作的措施。地面牵引索的必须用绝缘材料制造。连接地面牵引索的所有织物贴片和接头必须按所连接的缆索或牵引索组件强度的1.15倍拉断强度设计。

TA.893 升力气体

升力气体必须是不可燃的、无毒的且无刺激性的。

TA.895 压载系统

若安装了使用附录C定义的可抛投配重的系统,则应满足以下要求:

(a)总则。可抛投配重系统，包括所有操纵器件和相关部件，其设计和安装必须确保在所有正常操作情况下机组人员能够正确地、受控地抛投或转移配重。可抛投配重的抛投或转移应可由机组人员控制，以防止飞艇的临界载荷分布。

(b)容量。飞艇必须有足够的可抛投配重容量，以使其在正常飞行操作期间的任何时候都能恢复平衡状态。必须提供足够的措施，以在所有设计装载情况下安全储存可抛投配重。

(c)配重材料。可抛投配重可以是水或其它可转移的或可抛投的材料，如沙子或铅丸。配重必须易于消散，不会造成地面人员伤害和财产损失。必须要有防止配重冻结和/或阻塞的措施。

(d)排放速率。必须提供以受控方式排放可抛投配重的措施，排放速率必须符合近地面机动过程中的安全要求：

(1)如果使用非液体配重，必须安装排出口以保证此排放速率；

(2)如果使用液体配重，必须安装液箱排放口以允许此排放速率。在正常飞行姿态下不允许液体从液箱或排放口泄漏。液体排放阀门必须设计成允许机组人员能在任何排放操作过程中关闭此阀。

(e)配重排放口的位置。可抛放配重排放口的位置不能靠近发动机、空气收集器，以免对飞艇造成冲击或损害/危及发动机运行。

(f) 操纵器件和仪表。必须提供机组人员用来受控释放或转移配重所必需的操纵器件和仪表。该操纵器件和仪表的位置和布局应使它们可由机组人员用正确方式操纵，而无过度集中注意力或疲劳。如果使用遥控作动的应急排放阀，必须提供机械备份系统。

TA.897 外挂载荷连接方法

对于搭载外挂载荷或配重的飞艇，以下内容适用：

(a)外挂载荷不得影响飞艇在起飞、着陆、滑行、系留及载荷交换过程中保持安全飞行和可操纵的能力。

(b)移动外挂载荷的机械设备必须按预期的最大惯性系数设计。

载荷必须按以下方向和角度作用在载荷支持结构上：在承受外部载荷的同时飞艇在所有飞行阶段俯仰和滚转所产生的方向和角度。局方要求至少为 $\pm 30^\circ$ 俯仰角和 $\pm 20^\circ$ 滚转角。

(a)必须用分析或试验或二者兼用表明，外挂载荷不能在飞行中被无意释放。

TA.899 绞车和悬挂载荷

(a)必须通过分析和试验表明绞车系统按申请批准的最大悬挂重量产生的静限制载荷乘以系数 2 设计。该载荷作为限制载荷作用于垂直方向和与垂直方向成 30° 角的任何方向。

(b)必须通过分析和试验表明飞艇系留设备及其支撑按装载和卸载操作导致的静限制载荷乘以系数 3 设计，该载荷作为限制载荷。

(c)必须通过试验支持的分析和仿真表明悬挂在悬停的飞艇上的重量的摆荡将是可控制的，并且不会损伤飞艇。

(d)必须通过试验支持的 analysis 表明，在货物转移期间，摆荡引起悬挂重量的动能与悬停飞艇的动力学和货物绞车放下速度的结合，不会危害飞艇的可控性。

(e)连接被放下的悬挂重量、用于纵向和横向调整以使货物重量精确放下和定位的绳子、缆绳和/或其他装置必须被设计成能吸收(c)款所述动力学导致的惯性力。第 TA.628 条中的绳、线和缆系数适用。附接到降低的悬挂重量上的绳索，电缆和/或其他设备，用于纵向和横向调整重量的精确沉降和定位，必须设计成吸收由于(c)中所述的动力学而产生的所有惯性力。

TA.628 中的绳索，电线和电缆系数适用。

(f)对于绞车系统，包括所有线缆、绞盘、控制设备及辅助部件，必须表明整个装置的适用性、耐久性和可靠性。

E 章动力装置

总则

TA.901 安装

(a)本规定中，飞艇动力装置的安装包括以下所有部件：

- (1)向任一方向推进所必需的部件；
- (2)影响主推进器操纵的部件；
- (3)在正常检查或翻修间隔期间，影响主推进装置安全的部件。

(b)对于每个动力装置：

(1)其安装必须符合：

(i)按照 CCAR33 部或局方接受的标准规定提供的安装说明书或等效文件；和

(ii)本分部中适用的规定。

(2)动力装置安装的部件必须构造、布置和安装成确保其在正常检查或翻修间隔期间能够持续安全运行；

(3)安装必须具备可达性，以便进行必要的检查和维护；以及

(4)安装的主要部件与飞艇其他部分间必须有电搭接。

(c)动力装置的安装必须符合第 TA.1309 条。

(d)必须通过地面试验和飞行试验证明动力装置在型号审定所要求的运行条件范围内具有满意的功能，而且必须包括热气候条件下的试验，除非可以提供等效证据。

(e)燃气涡轮辅助动力装置的安装必须符合本规定附录 E 中适用的规定。

TA.903 发动机

(a)发动机型号合格证：

(1)每型发动机须经过批准，并满足以下条件之一：

(i)具有型号合格证；或

(ii)作为飞艇的一部分来审定。应参照CCAR-33-R2或等效规章来指导审定基础的制定。

(2)任何未按CCAR-33.76、CCAR-33.77和CCAR-33.78审定的涡轮发

动机必须表明符合CCAR-33.76、CCAR-33.77和CCAR-33.78的规定；或有使用经验表明类似安装位置发生过外来物吸入，且没有造成任何不安全的状况；或该安装能有效防止吸入外来物。

(b)发动机隔离。各动力装置的布置和相互隔离，必须至少能在一种构型下运行时，使得任一发动机失效或故障(包括发动机舱火情导致的破坏)，或者能影响发动机的任一系统的失效或故障(如果两台发动机只安装一个油箱，则该油箱除外)后，不致发生下列情况：

(1)妨碍其余发动机的继续安全运转；或

(2)需要机组成员立即采取行动才能保证其余发动机的继续安全运转。

(c)发动机转动控制。必须有在飞行中单独停止任一发动机转动的措施，但对于涡轮发动机的安装，只有在其继续转动会危及飞机的安全时才需要有停止任一发动机转动的措施。

(1)特别的，如果未提供防止持续转动措施，必须表明在发动机滑油供给失效情况下飞艇的安全性。

(2)位于防火墙靠发动机一侧，可能暴露于火中的停转系统的每个部件必须至少是耐火的；

(3)如果使用螺旋桨液压顺桨系统来停止发动机转动，则顺桨管路在顺桨期间可预期出现的各种使用条件下必须至少是耐火的。

(d)涡轮发动机安装。对于涡轮发动机安装有下列规定：

(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。

(e)再起动力。

(1)必须有飞行中再起动力任何一台发动机的手段；

(2)必须制定飞行中再起动力发动机的高度和空速包线。在该包线内每台安装的发动机必须具备再起动力能力。

(f)起动和停转(活塞发动机)。发动机的安装设计必须使得起动而导致的

着火或机械损伤对发动机或飞艇的危险减至最小。必须制定发动机的起动方法及有关的限制，并将它们列入飞艇飞行手册、经批准的手册资料或适用的运行标牌中。必须提供在空中停车和再起动每台发动机的方法。

TA.905 螺旋桨

(a)每型螺旋桨必须经过批准,并符合以下条件之一:

(1)具备型号合格证; 或

(2)作为飞艇的一部分来审定。应参照CCAR-35或等效规章来指导审定制度的制定。

(b)发动机功率和螺旋桨轴转速不得超过螺旋桨合格审定通过的限制。

(c)螺旋桨桨距操纵系统的每个部件都必须满足 CCAR-35.42 的要求。

(d)必须采取设计预防措施,使得螺旋桨桨叶失效或由于桨毂失效而甩出时,对飞艇和乘员的危害减至最小。必须考虑的危害包括:失效或甩出桨叶的撞击和因桨叶失效或甩出而导致的不平衡对结构、气室、气囊上承载部件、悬吊绳和悬链索(如有安装)以及关键系统的损伤。

(e)如果装有矢量推力系统,转向速度、空速和发动机功率的组合作用不得使螺旋桨超过其设计限制。

TA.907 振动

(a)螺旋桨振动: 实际测量或同已做过实测的类似安装进行比较,任何正常的使用条件下螺旋桨桨叶振动应力不得超过业已表明对连续工作是安全的应力值。

(b)发动机振动: 各台发动机的安装都必须能防止发动机或飞艇的任何部分发生有害振动。

(c)推力转向: 推进器驱动系统和驱动系统的转向运行不会使螺旋桨、齿轮箱或发动机主要旋转部件承受过大的振动应力。此条必须通过振动检查来证实。

TA.908 冷却风扇

作为动力装置安装一部分的冷却风扇应满足下列要求:

(a)对于安装在飞艇上的冷却风扇,必须表明风扇叶片不会因为失效叶片导致的损害或失去冷却空气而妨碍飞艇的继续安全飞行。

(b)疲劳评定：除非已根据第 TA.571 条进行过疲劳评定，否则必须表明在飞艇运行限制内冷却风扇叶片不在共振条件下运行。

TA.909 涡轮增压器

(a)每台涡轮增压器必须通过发动机型号合格证予以批准，或表明涡轮增压器系统满足下列要求：

(1)按中国民用航空规章《航空发动机适航规定》CCAR -33中第33.49条的适用要求，经受 150 h的持久试验而没有故障；

(2)对发动机没有不利的影响。

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

(c)涡轮增压器的壳体，必须能包容由于正常转速控制装置不工作时压气机或涡轮达到最高转速情况下发生损坏产生的碎片。

(d)如果安装了中间冷却器，则必须符合下列要求：

(1)中间冷却器的安装结构必须设计成能够承受施加于系统的载荷；

(2)必须表明，在安装的振动环境下，中间冷却器的失效不会造成中间冷却器的一部分被吸入发动机；

(3)流经中间冷却器的气体不能直接排放到飞艇部件(例如：风挡)，除非表明在各种工作状态下，这种排放不会对飞艇造成危害。

(e)必须对受涡轮增压器系统安装影响的发动机功率、冷却特性、使用限制和程序进行评估。根据第 TA.1581 条的要求，将涡轮增压器的使用程序和限制列入飞艇飞行手册中。

TA.917 推进器驱动系统

推进器驱动系统包括将动力从发动机传输至推进器或螺旋桨所需的所有零部件。包括齿轮箱、传动轴、万向接头、联轴器、推进器制动组件、离合器、传动轴支承轴承、所有附件衬(垫)、驱动轴以及驱动系统中的冷却风扇。必须满足第TA.918条至第TA.924条的要求。

TA.918 轴系的临界转速

(a)任何轴系的临界转速都必须通过试验确定。若对于某种设计有可靠的分析方法，可用该分析方法来确定(临界转速)。

(b)如果有临界转速处于或靠近慢车、有功率或自转状态的运行转速范围，该速度时产生的应力应在安全限制范围内，这应通过试验表明。

(c)如果采用了分析方法并且表明在许可运行范围内没有出现临界转速，那么计算临界转速与许可的运行范围之间必须有足够的裕度，以包容可能的计算偏差。

TA.919 轴系接头

必须为每个万向接头、滑动接头和其他传动轴接头提供其工作所需的润滑。

TA.921 推进器制动

如果有独立于发动机的推进器转动操纵装置，则必须明确该装置的所有使用限制，且该装置的操纵必须加以保护以防误操作。

TA.923 推进器驱动系统和操纵机构试验

(a)耐久性试验，总则。每个推进器驱动系统即推进器操纵机构必须按照本条(b)款至(j)款以及(m)款的规定，进行至少 50h 的试验。这些试验必须按以下进行：

(1)试验循环周期为 5h；

(2)试验必须在飞艇上进行或者在具有代表性的试验台架上进行。施加于受影响推进器驱动系统部件的载荷、频率和方法必须能够代表飞艇状况。试验件必须是用来表明对本条其余部分符合性的部件；

(3)试验扭矩和转速必须：

(i)由动力装置限制确定；及

(ii)由申请用于飞艇的推进器所吸收。

(b)耐久性试验，最大推力试车。最大推力试车必须按如下步骤进行：最大推力扭矩试车必须包括 0.5h 的交替运转：用 5min 的起飞扭矩和与起飞扭矩相应的最大转速与 5min 的发动机尽可能低的慢车转速试车交替进行。在慢车状态的第一分钟内，发动机必须与推进器驱动系统脱开，如果装有制动机构并预期制动，则在慢车状态的第一分钟内推进器驱动系统就必须制动。在慢车状态的剩余 4min 内，离合器必须啮合，使发动机驱动推进器驱动系统以最小的实际转速运转。发动机和推进器驱动系统的加速必须以最快的速度

度完成。当发动机将与推进器驱动系统脱开时，发动机必须很快地减速，以使超越离合器脱开。

(c)耐久性试验，最大连续矢量推力。必须使用最大连续扭矩和所对应的最大转速持续运行 1.5h。主要推进器必须每小时至少操纵 15 次，每次在最大推力和最小推力所对应的推进器桨距位置变化，除非该操纵运动不需产生超过飞行中遇到的最大运动载荷的桨叶挥舞运动或载荷。

(d)耐久性试验，90%最大连续试车。必须以最大连续扭矩的 90%和与之相应的最大转速持续运行 1h。

(e)耐久性试验，80%最大连续试车。必须以最大连续扭矩的 80%和与之相应的最小转速持续运行 1h。

(f)耐久性试验，60%最大连续试车。必须以最大持续扭矩的 60%和与之相应的最小转速持续运行 1h。

(g)耐久性试验，发动机故障试车。必须确定部件故障(例如发动机燃油或点火系统故障)，或者不均衡的发动机功率是否会导致有害于驱动系统的动力学状况。倘若如此，必须在相应条件下完成合适小时数的试车。

(h)耐久性试验，超转试车。必须以最大连续扭矩和使用中预计的最大有动力超速转速持续运行 1h，此时假设转速和扭矩限制装置(如有)工作正常。

(i)耐久性试验，离合器和制动器的啮合。在起飞扭矩试车期间必须进行至少 100 次离合器和制动器的啮合，包括本条(b)款的啮合，如有必要，在扭矩和转速变化时进行。离合器的啮合必须以申请人选定的转速和制定的方法来进行。

(j)受机动载荷和突风载荷作用的任何部件，都必须像推进器那样，以同样的飞行条件进行研究，并且这些部件的使用寿命必须由疲劳试验或其它可接受的方法确定。此外，推进器驱动系统中，失效将导致不可控的悬停和着陆的每个部件，还必须具有与推进器相等的安全水平。

(k)按本条规定进行试验的部件，在试验结束时，必须处于可使用状态。试验中不得进行可能影响试验结果的拆卸。

(l)耐久性试验，运行润滑剂。工作润滑剂试验为批准用于推进器驱动和操纵系统，润滑剂必须满足本条规定的试验中所用的润滑剂的规范。另外的

或替用的润滑剂可以用等效试验或对润滑剂规范和推进器驱动和操纵系统特性进行对比分析的方法证明其是合格的。此外：

(1)必须在规定的测量位置的滑油温度不低于申请批准的最大工作温度下，对传动装置和齿轮箱进行至少3次本条要求的10h循环运转；

(2)对于压力润滑的系统，必须在规定的测量位置的滑油压力不高于申请批准的最小工作压力下，进行至少3次本条所要求的10h循环运转。

(m)如果推进器系统的特点不同于本规定，申请人可以建议耐久性试验的替代程序，并应获得局方批准。

TA.924 附加试验

(a)必须进行为确定推进器驱动机构安全性所必需的附加的动态试验、耐久性试验、运转试验以及振动研究。

(b)试验必须在飞艇上进行，扭矩必须由安装其上的推进器吸收,但是,如果支承和振动条件是严格模拟飞艇试验中的条件,也可采用其它地面或飞行试验设备以适当的方法吸收其扭矩。

TA.925 螺旋桨间距

(a)地面间距。在正常运行过程中可预计的最不利条件下，螺旋桨和护罩与地面之间应有正的间距。

(b)结构间距。必须满足以下要求：

(1)螺旋桨桨叶或桨叶柄整流轴套与飞艇静止部件之间有足够间距，包括径向间距，以防止有害的振动；

(2)螺旋桨其它转动部件或桨帽与飞艇静止部件之间必须有正的间距；

(3)螺旋桨和飞艇气囊之间有足够间距，以使由螺旋桨甩出的碎片或冰块造成的损坏降至最小，除非提供螺旋桨防护罩或等效的防护措施；

(4)在本规定明确的各种飞行和地面条件下螺旋桨和护罩之间始终存在正的间距。

(c)对于螺旋桨的每一转向位置，设计时必须考虑轻度坠地着陆情况造成的螺旋桨与护罩的干涉危害。

(d)对于涵道螺旋桨，本条(a)款和(c)款适用。

TA.929 螺旋桨防除冰

(a)螺旋桨(木质螺旋桨除外)和整个发动机安装的其他部件,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。

(b)如果螺旋桨采用可燃液体除冰,则应符合第 TA.1181 条至第 TA.1185 条以及第 TA.1189 条的规定。

TA.933 反推力系统

反推力系统必须设计成,在飞艇任何预期的运行(包括地面运行)条件下,当反推力系统正常工作或发生任一失效(或有合理可能的失效组合)时,均不会造成不安全情况。如果结构元件的失效概率为极不可能,则这种失效不必考虑。

TA.937 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第 TA.367 条设计飞艇所采用的值。如果阻力限制系统结构元件的失效概率为极少发生,则这种失效不必考虑。

TA.939 动力装置工作特性

(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正常和应急使用期间时,不会出现达到危险程度的不利特性(如失速、喘振或熄火)。

(b)必须在飞行中检查涡轮增压式活塞发动机的工作特性,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,没有任何因偶然性的油门过大、喘振、液锁或汽塞等导致的有害特性出现。

(c)对于涡轮发动机,进气系统不得因正常工作期间的气流畸变导致对发动机有害的振动。

(d)必须在申请审定的运行条件范围内确认:动力装置的安装导致的发动机本体振动不会超出发动机合格审定所确定的可接受水平。

(e)对于调速器控制的发动机,必须表明在功率、转速和操纵位移的各种临界组合情况下,驱动系统不会存在危害性的扭转不稳定性。

燃油系统

TA.951 总则

(a)每个燃油系统的构造和布置，在每种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燃油流量和压力向其供油。

(b)每个燃油系统必须布置成：

(1)燃油泵不能同时从一个以上的燃油箱中吸取燃油；

(2)具有防止空气进入系统的措施。

(c)每个涡轮发动机的燃油系统在使用下述状态的燃油时，必须能在其整个流量和压力范围内持续工作：燃油先在 27°C(80°F)时用水饱和，并且每 10L 含有所添加的 2mL 游离水(每 1 美加仑含 0.75mL)，然后冷却到运行中很可能遇到的最临界结冰条件。

(d)对由涡轮发动机提供动力的飞艇，每一燃油系统必须满足中国民用航空规章《涡轮发动机飞机燃油排泄和排气排出物规定》(CCAR-34)中适用的燃油排泄要求。

TA.952 燃油系统分析和试验

(a)必须用分析和适航当局认为必要的试验表明燃油系统在各种可能的运行条件下功能正常。如果需要进行试验，则试验时必须使用飞艇燃油系统或能复现燃油系统被试部分工作特性的试验件。

(b)对于以燃油作为工作液的任何热交换器，其很可能发生的失效不得造成危险情况。

(c)每个燃油换热器必须能经受运行中可预见的振动、惯性载荷和燃油压力而不失效。

TA.953 燃油系统独立性

燃油系统必须满足第 TA.903 条(b)款的要求，为此可采用下列任何一种方法：

(a)表明系统能够独立于其它任何发动机供油系统的任何部件给每台发动机供油。。

(b)或者任何其它可接受方法。

TA.954 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。

TA.955 燃油流量

(a)在每种预定的运行条件和机动飞行中,燃油系统必须至少提供 100% 所需的燃油流量,必须按如下规定来表明符合性:

(1)发动机入口处的燃油压力经过加速度(载荷系数)校正后,其压力值应处在发动机型号合格证规定的限制范围之内;

(2)燃油箱中燃油量不得超过根据第TA.959条要求制定的该油箱不可用燃油量与为验证本条符合性所必需的燃油量之和;

(3)按每种运行条件和姿态验证本条符合性时所需的每一主燃油泵,必须投入使用;此外,还必须验证相应的应急泵代替投入使用的主燃油泵的工作情况;

(4)如装有燃油流量计,必须使其停止工作,燃油必须流经该流量计或其旁路。;

(5)燃油箱与发动机之间的燃油压力差对于飞艇飞行姿态而言必须是临界的。

(b)如果一台发动机可以由一个以上的油箱供油,则燃油系统除了应具备合适的手动转换供油能力外,还必须设计成,在正常运行过程中,当向发动机供油的任一油箱内可用燃油耗尽,但通常只向该发动机供油的其它油箱内还有可用燃油时,能防止该发动机供油中断,而无需飞行机组予以关注。

TA.957 连通油箱之间的燃油流动

(a)如果多个油箱的出口相互连通且允许燃油在重力或加速度作用下在这些油箱间自由流动,则必须保证:在持续的飞行状态中,在燃油箱之间流动的油量不会导致燃油从任何油箱通气口溢出。

(b)如果在飞行中可以把燃油从一个油箱抽吸到另一个油箱,则:

(1)通气系统和转输油系统的设计必须使油箱结构不致因输油过量而损坏；

(2)在燃油从通风口溢出前，必须有警告机组的措施。

TA.959 不可用燃油量

每个燃油箱及其它燃油系统部件的不可用燃油量必须不小于下述油量值：对于需由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，发动机刚开始出现工作不正常时该燃油箱和其他部件中的油量。不必考虑燃油系统部件失效。

TA.961 燃油系统在热气候条件下的工作

(a)燃油系统必须能在热气候条件下良好地工作。为验证满足此要求，必须表明在预定的所有运行条件下，燃油系统从油箱出口起至每个发动机止的部分，都经过增压而能防止产生油气。否则，必须用爬升来验证，即从申请人选定的机场高度爬升至按第 TA.1527 条制定为使用限制的最大高度。如果选用爬升试验，根据下列条件进行爬升试验时，不得有气塞或其它不正常现象：

(1)对于活塞发动机飞艇，发动机功率应设为起飞和爬升阶段中获批的最大值，以提供最大燃油流量。爬升应持续进行到飞艇获批的最大使用高度。若验证的高度低于预期，则应在飞艇飞行手册中制定合适的限制；

(2)对于涡轮发动机飞艇，发动机必须以起飞功率(推力)工作，持续时间按验证起飞飞行航迹时所选定的值，其余爬升时间，以最大连续功率(推力)工作；

(3)飞艇的重量必须是油箱满油，带有最小机组以及配重(保持重心在允许范围内所需)时的重量或其他经局方批准的重量组合状态；

(4)爬升空速不得超过从起飞至最大使用高度所规定的最大爬升空速；

(5)燃油温度必须至少为43°C(110°F)。

(b)本条(a)款中规定的试验可在飞行中进行，也可模拟各种飞行条件在地面进行。如果飞行试验时的气象冷到足以影响试验的正确实施，则受冷空气影响的燃油箱表面、燃油管路及燃油系统的其它零部件必须经过绝热处理以尽可能地模拟热气候条件下的飞行。

TA.963 燃油箱：总则

(a)每个燃油箱必须能经受运行中可能遇到的振动、惯性、燃油液体以及结构载荷而不损坏。

(b)燃油箱的柔性内衬必须经过批准或能表明适用于其特定用途。

(c)整体油箱必须易于进行内部检查和修理。

(d)燃油箱必须尽可能地设计成其结构、位置和安装可以防止在可生存坠机事件中飞艇和发动机内部或附近发生足以引起重大火灾的燃油泄漏。

(e)飞艇内的燃油箱在受到第 TA.561 条所述的应急着陆情况的惯性力作用时,必须不易破裂并能保存燃油。此外,这些油箱的安装位置必须有防护,使油箱不大可能擦地。

(f)对于增压燃油箱,必须具备“失效仍安全”措施,防止油箱内外压差过高。(CCAR-25-R4: 破损-安全特性措施)。

(g)为防止燃油的流失量达到危险程度,燃油箱维修口盖必须满足以下要求之一:

(1)位于经验或分析表明很可能遭受撞击的区域内的所有口盖,必须通过分析或试验表明,其遭受轮胎碎块、低能量发动机碎片或其它可能的碎片打穿或造成变形的程度已降至最低;

(2)所有口盖必须耐火。

TA.965 燃油箱试验

(a)必须用试验表明,燃油箱装艇后可以承受本条(a)款(1)项和(2)项所规定的压力(取大者),而不失效或泄漏。此外,其必须用分析或试验表明,受到本条(a)款(3)项和(4)项所规定的压力(取大者)作用的油箱表面,能承受下述压力:

(1)24.13 kPa(3.5 psi)的内部压力;

(2)在油箱内产生的最大冲压空气压力的125%;

(3)油箱满油的飞艇在最大限值加速度和偏转中产生的油液压力;

(4)飞艇在最不利的俯仰、偏航和横滚以及燃油载荷最不利组合时产生的油液压力。

(b)每个具有大的无支承(或无加强)平面的金属油箱,如果其损坏或变形

可能引起漏油，则必须能承受下列试验或等效试验而不发生泄漏，且其油箱壁也不会过度变形：

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

(2)除了本条(b)款(4)项的规定外，油箱组件还必须装有三分之二油箱容量的水或其它合适的试验液体，以不小于0.8 mm(0.03125 in)的振幅(除非已证实可采用其它振幅值)振动25h。

(3)测试振动频率必须按如下规定：

(i)如果在发动机正常工作转速范围或螺旋桨转速范围内，由转速引起的振动频率中没有临界频率，则振动试验频率为：

(A)对于螺旋桨驱动飞艇，螺旋桨最大连续转速(转/分)乘以 0.9 得到的数值，以每分钟循环数计；

(B)对于非螺旋桨驱动飞艇，振动试验频率为 2000 循环/分钟。

(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)款(3)项(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本条(b)款(3)项(i)规定频率在25h内所完成的振动循环数相同；

(5)试验时，必须以每分钟16至20个整循环的速率绕最临界的轴摇晃油箱，摇晃角度为水平面上下各15°(共30°)，历时25h。如果分别围绕不同的轴的运动都是临界的，则油箱必须围绕每根临界轴摇晃12.5h。

(c)对于非金属油箱，除非有先前试验数据或使用经验可证明其构造和安装是合适的，否则必须经受本条(b)款(5)项规定的试验，试验燃油温度为43℃(110°F)。试验时，必须将有代表性的油箱试件安装在模拟装艇情况的支撑结构上。

(d)对于增压燃油箱，其必须用分析或试验来表明，燃油箱能够承受地面或飞行中很可能出现的最大压力，包括本条(a)款(3)项和(4)项规定的压力。

TA.967 燃油箱安装

(a)每个燃油箱的支承必须使油箱载荷(由油箱内燃油重量引起)不集中作用在无支承的油箱表面。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之间设置隔垫,防止油箱磨损;
- (2)隔垫必须不吸收液体,或经过处理后不吸收液体;
- (3)如果使用软油箱,则软油箱的支撑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且没有会磨损软油箱的凸起物,除非满足下列条件之一:

- (i) 在凸起物处,具有保护软油箱的措施;
- (ii) 软油箱本身的构造具有这种保护作用。

(5)软油箱内的蒸汽空间在所有运行状态下都必须保持正压,除非能表明零压或负压不会导致软油箱内缩;

(6)加油口盖不适当的扣紧或丢失,不可引起软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。所有与飞艇结构整体油箱邻接的舱室也必须通大气并设置排液孔。如果油箱装在密封的油箱舱中,可仅用排液孔通大气,但排液孔的尺寸必须足以防止因飞行高度变化而引起的的过压。

(c)各油箱的位置必须满足第 TA.1185 条(a)款的要求。

(d)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用作整体油箱的箱壁。

(e)各燃油箱与载人舱的隔离,必须采用防油气且防燃油的隔罩。

(f)燃油箱的设计、布置位置(尽可能远离乘员舱)和安装,必须能保证燃油箱在第 TA.561 条规定的紧急着陆状态中经受惯性力作用后不破裂并仍能保存燃油。

TA.969 燃油箱膨胀空间

每个燃油箱都必须具有不小于 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。对于压力加油系统,表明满足本条要求时,可以利用符合第 TA.979 条(b)款的装置。

TA.971 燃油箱沉淀槽

(a)每个油箱必须有沉淀槽，其有效容积在正常地面姿态时不小于油箱容积的 0.1%，除非制定相应的使用限制来保证使用中积水不会超过沉淀槽容积。

(b)本条(a)款中要求的容积在飞艇任何正常姿态中都必须有效，且沉淀槽的位置必须使沉淀槽中的沉淀物不会从油箱供油出口流出。当飞艇处于地面姿态时，每个燃油箱必须使任何危险量的水从该油箱任何部位均能排入其沉淀槽。

(c)每个燃油箱沉淀槽必须具有符合下列要求的可接进的放液嘴：

(1)在地面上可以完全放出沉淀槽内的液体；

(2)排放液能避开飞艇的各个部分；

(3)具有手动或自动的机构，能确实地锁定在关闭位置。

TA.973 燃油箱加油口接头

(a)每个油箱加油口接头均必须按第 TA.1557 条(c)款的规定进行标识。

(b)必须能防止溢出的燃油流入油箱舱，或流入油箱外飞艇的任何部位。

(c)每个加油盖口必须有耐燃油的密封件。

(d)每个燃油加油口均必须有供飞艇与地面加油设备进行电气搭接的设施。

(e)每个能明显积存燃油的凹形加油口接头，必须有放液油嘴，其排放液应能避开飞艇各部分。

(f)燃油箱加油口盖的设计必须将口盖不当安装或在飞行中脱落的可能性降至最低。

(g)若飞艇的发动机仅允许使用汽油，则燃油加油口内径必须不大于 59.9 mm(2.36 in)。

(h)对于装有涡轮发动机的飞艇，燃油加油口内径必须不小于 74.9 mm(2.95 in)。

TA.975 燃油箱通气和汽化器油气通气

(a)每个燃油箱必须从膨胀空间顶部通气，以便在任何正常飞行状态下都能有效地通气。此外，应满足下列要求：

(1)每个通气口的位置和构造必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)在下列情况下，通气量和通气压力水平必须使燃油箱的内外压差保持在可接受的范围内：

- (i) 正常飞行；
- (ii) 最大上升或下降速率；
- (iii) 加油和放油(适用时)。

(4)对于出口互通的油箱，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，任何通气管路中不得出现积水而不能排放的部位，如果具有放液设施则除外；

(6)油箱通气和放液设施的终端不得设置在排出的油气会引起着火危险之处，也不得设置在油气可能进入载人舱之处。

(b)每个具有蒸气消除接头的汽化器和有蒸气返回装置的燃油喷射发动机必须有单独的通气管路将蒸气引回到某一油箱内。如装有多个油箱时，以及由于某种理由必须按照一定的顺序使用各油箱时，则必须将每根蒸气排放回输管引回到供起飞着陆用的燃油箱，除非这些油箱的相对容量表明将蒸气引回到其它油箱更合适。

TA.977 燃油箱出油口

(a)燃油箱出口或增压油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，每厘米有3至6个网格(每英寸8到16目)；

(2)对于涡轮发动机飞艇，该滤网必须能阻止可能造成限流或损坏燃油系统任一部件的杂物通过。

(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。

TA.979 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，以防止每个油箱中的燃油量超过该油箱经批准的最大载油量。该设施必须满足下列要求：

(1)在每次为油箱加油前，能够检查切断功能是否正常；

(2)在每个加油点处，当油箱达到经批准的最大载油量而切断装置未能切断油流时，应有指示。

(c)必须具有在本条(b)款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)飞艇压力加油系统(不包括油箱和油箱通气管路)必须能经受极限载荷，即加油中最大压力(包括波动压力)产生的载荷的 2.0 倍。必须按各油箱阀门有意或无故关闭的最不利组合状态来确定最大波动压力。

(e)飞艇放油系统(不包括油箱和油箱通气管路)必须能经极限载荷，即飞艇加油接口处最大允许的抽油压力(正压或负压)所产生的载荷的 2.0 倍。

TA.981 燃油箱点燃防护

(a)燃油箱或燃油箱系统中由于燃油或蒸气点燃而可能发生灾难性失效的任何部位均不得有点火源。此条要求的符合性必须按下列方式来验证：

(1)必须确定许可的燃油箱最高温度，其值应低于预计的油箱内燃油最低自燃温度，并留有安全温差；

(2)证实油箱内部每个可能发生灾难性自燃的位置，其温度都没有超过根据本条(a)款(1)项确定的最高许可温度。若任一部件的工作、失效或故障可能提高油箱内的温度，则必须在该部件所有可能的工作、失效和故障情况下验证温度符合规定。

(b)为防止油箱系统内产生点火源，应基于本条要求的评估，制定关键设计构型控制限制、检查或其他程序并且根据第 TA.1529 条的要求将它们列入持续适航文件(ICA)的适航性限制章节中。必须在维护、修理或更换可能破坏关键设计构型限制的飞艇部位设置标牌、贴印或其他可视化措施。

(c)燃油箱安装必须包括：

(1)将油箱中形成易燃蒸汽的可能性降至最低的措施；

(2)减轻油箱内燃油蒸汽点火危害的措施，以确保点火造成的损伤不会危害飞艇的持续安全飞行和着陆。

燃油系统部件

TA.991 燃油泵

(a)主燃油泵。发动机正常运行所需的或满足本规定(本条(b)款中的燃油泵除外)燃油系统要求的各燃油泵均为主燃油泵。每个正排量式主燃油泵必须有通油旁路。

(b)应急燃油泵。必须有应急燃油泵(或通过其他主燃油泵)，在任一主燃油泵失效后，能立即向相应的发动机供油。

(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措施。

(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。

TA.993 燃油系统管路和接头

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

(b)连接在可能存在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，或必须表明适用于其特定用途。

(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。

(f)每根燃油导管的设计和安装，必须允许其发生合理程度的变形和拉伸而不漏油。

TA.994 燃油系统部件的防护

必须对发动机短舱内或艇舱内的燃油系统部件进行保护，以防止在起落架收起着陆时，发生燃油喷溅足以造成起火的损坏。

TA.995 燃油阀

必须为相应的飞行机组人员提供在飞行中迅速地关断任意一台发动机燃油供给的方法。除了满足第 TA.1189 条对切断功能的要求外，每个燃油阀还必须符合：阀门的支承应使阀门工作或加速度飞行所造成的载荷不会传给与燃油阀相连的导管。

TA.997 燃油滤网和燃油滤

(本条不适用于已经获得 CCAR-33-R2 发动机型号合格证的发动机的内部燃油滤网或油滤。)

燃油箱出口与燃油计量装置入口，或与发动机传动的正排量泵入口(两种入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，且必须有易拆卸的内置滤网或滤芯。

(b)具有沉淀槽和放液嘴。如果油滤或滤网易于拆卸进行放液，则不必设置放液嘴。

(c)装艇后，其重量不应由连接导管或滤网(滤芯)的进出口接头来承受。

(d)具有足够的滤通能力(根据发动机的使用限制)和目数来保证：当燃油脏污程度超过有关适航标准对发动机所规定程度(与污粒大小和密度有关)后，发动机燃油系统的功能不受损害。

(e)此外，除非燃油系统具有防止冰晶在油滤上聚集的措施，则必须具有在出现冰晶堵塞油滤时自动保持燃油流量的措施。

TA.999 燃油系统放液嘴

(a)必须利用燃油滤网和油箱沉淀槽放液嘴完成燃油系统的放液。

(b)本条(a)款和第 TA.971 条所要求的每个放液嘴必须满足下列要求：

(1)使排放液避开飞艇各部分；

(2)有手动或自动的机构，能确实地锁定在关闭位置；

(3)有易于接近的放油阀，并易于打开和关闭。

TA.1001 燃油应急放油系统

如果安装应急放油系统，采用下列规定：

(a)经授权可进行应急放油的所有飞行状态中，应急放油必须安全。

(b)为表明符合本条(a)款，必须表明：

- (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任何部位；
- (4)放油操作不会对飞艇操纵性产生不利影响。

(c)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。

(d)除非能表明任何功能的使用或任何对发动机的操作(含发动机转向或辅助动力装置运行)都不会对应急放油产生不利影响，否则必须在放油控制器附近设置标牌，以警示机组成员不得在使用这些功能或执行这些操纵的同时进行放油。

(e)应急放油系统的设计，必须使系统中发生任何有合理可能的单一故障时，不会由于不对称放油或不能放油而造成危险。

滑油系统

TA.1011 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)对于没有滑油转输系统的滑油系统，只考虑滑油箱的可用油量。不考虑发动机滑油管路、滑油散热器内的滑油量和顺桨储备油量。

(d)如果有滑油转输系统，则可将这些管路中能被转输油泵抽出的油量计入滑油油量内。

TA.1013 滑油箱

(已作为型号设计的一部分而获得发动机型号审定批准的滑油箱不适用本条。)

(a)安装。每个滑油箱的安装必须满足下列要求：

- (1)满足第TA.967条要求；

(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%滑油箱容积或1.9L(0.5 US-gal)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%滑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；

(3)不与发动机直接相连的每个备用滑油箱，其膨胀空间不小于油箱容量的2%即可。

(c)加油接头。每个能明显积存滑油的凹形滑油箱加油接头，必须有放液嘴，其排放液应能避开飞艇各个部分。此外，还应该满足下列要求：

(1)每个滑油箱加油口盖必须有耐滑油的密封件；

(2)每个滑油箱加油接口必须按第TA.1557条(c)款要求进行标识。

(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顶部通气，以便在任何正常飞行条件下都能有效地通气；

(2)滑油箱通气口的布置必须能使可能冻结和堵塞滑油管路的冷凝水蒸气不会在任何一处集聚。

(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。每个软滑油箱必须经过批准，或必须表明适合其特定用途。

TA.1015 滑油箱试验

(已作为型号设计的一部分而获得发动机型号审定批准的滑油箱不适用本条。)

滑油箱必须按下列要求设计和安装：

(a)能承受运行中可能遇见的各种振动、惯性和流体载荷而不损坏。

(b)除试验压力和试验用液按下列规定外，应满足第 TA.965 条的要求：

(1)试验压力

(i)对于涡轮发动机的增压滑油箱，用不小于34.45 kPa(5 psi)的压力加上滑油箱最大工作压力替代第TA.965条(a)中规定的试验压力；

(ii)对于所有其他滑油箱，用不小于34.45 kPa(5 psi)代替第TA.965条(a)中规定的试验压力；

(2)试验液体必须为温度为120℃(250°F)的滑油来代替第TA.965条(c)款中规定的液体。

TA.1017 滑油系统导管和接头

(a)滑油导管。滑油导管必须满足第 TA.993 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。通气管路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。

TA.1019 滑油滤网或滑油滤

(已作为型号设计的一部分而获得发动机型号审定批准的滑油滤网和滑油滤不适用本条。)

(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CCAR-33-R2发动机适航标准或等效标准对发动机所规定的值时，保证发动机滑油系功能不受损害；

(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,在脏污程度影响本条(a)款(2)项规定的滤通能力之前作出指示;

(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第TA.1305条(c)款(7)项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。

TA.1021 滑油系统放油嘴

必须具有能使滑油系统安全排放的放油嘴。每个放油嘴必须满足下列要求:

(a)是可达的。

(b)有手动的或自动的机构,能将其确实地锁定在关闭位置。

TA.1023 滑油散热器

如装有滑油散热器,其必须满足下列要求:

(a)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、惯性以及滑油压力载荷而不损坏。

(b)滑油散热器空气管的设置必须能保证:即便出现火灾,从发动机短舱正常开口冒出的火焰也不会直接冲到散热器上。

TA.1025 滑油阀

(a)滑油阀在切断滑油时必须满足第TA.1189条的要求。

(b)滑油切断装置的关闭不得妨碍螺旋桨顺桨。

(c)每个滑油阀在“打开”和“关闭”位置处,均必须有确实的止动或合适的指示标志。滑油阀的支承,必须使其工作时或在加速度飞行情况下所产生的载荷不会传给与阀门相连的导管。

TA.1027 螺旋桨顺桨系统

(a)如果螺旋桨顺桨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桨工作，并且仅供顺桨泵使用。
- (c)必须表明顺桨系统使用保留的滑油完成顺桨的能力。
- (d)必须采取措施防止油泥或其它外来物影响螺旋桨顺桨系统安全工作。

冷却

TA.1041 总则

在发动机地面开车、飞行至申请批准的最大高度过程中及正常关车后，动力装置冷却措施必须能将动力装置部件和发动机液体的温度保持在为其制定的温度限制范围内。

TA.1043 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第 TA.1041 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飞行阶段时，每个涡轮增压器必须能以符合其预定功能的方式正常工作。对于上述试验，采用下列规定：

(1)如果在偏离本条(b)款规定的最高外界大气温度下进行试验，则必须按本条(c)款和(d)款修正所记录的动力装置温度，除非使用更合理的修正方法；

(2)根据本条(a)款(1)项所确定的修正温度，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，而对活塞发动机，混合比必须设置为正常飞行推荐的最贫值。

(b)最高外界大气温度。相应于平面条件的最高外界大气温度必须至少规定为 38°C(100°F)。在海平面以上，假设温度递减率为：高度每增加 1000m，温度下降 6.5°C(每 1000ft，温度下降 3.6°F)，一直降到-56.5°C，在此高度以上认为温度是恒定的-56.5°C(-69.7°F)。然而对于冬季使用的装置，申请人可以选用低于 37.8°C(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。

TA.1045 冷却试验程序

(a)总则。对第 TA.1041 条的符合性必须在相应于有关性能要求所对应的起飞、爬升、飞行及着陆等飞行阶段中得到证实。对各个飞行阶段进行冷却试验时,飞艇必须满足下列要求:

(1)就冷却而言,最临界的飞艇构型状态下(包括由申请人为活塞发动机提供动力的飞艇选择的发动机罩进风门设置;以及,若提供转向推力,包括由申请人制定的转向程序);

(2)在冷却最临界的状态下。

(b)温度稳定。就冷却试验而言,当温度变化每分钟少于 $1.1^{\circ}\text{C}(2^{\circ}\text{F})$ 时,则认为温度已达到“稳定”。在各飞行阶段,下列温度稳定规则适用:

(1)在拟试验的每一飞行阶段前的进入状态下,温度必须达到稳定;
或

(2)如果进入状态下通常不能达到稳定,则在拟试验的飞行阶段前,必须通过整个进入状态下的运转,使得在进入时温度达到其自然水平。

(c)试验持续时间。每一个飞行阶段的冷却试验必须连续进行,直到下列任一种状态为止:

(1)部件和发动机液体温度达到稳定;

(2)飞行阶段结束;

(3)达到使用限制值。

(d)涡轮增压发动机飞艇。对这种飞艇采用下述补充要求:在起飞的冷却试验之前,发动机必须在地面慢车状态下运转一段时间,使动力装置部件和发动机所用的液体温度达到稳定。

(e)对于活塞发动机飞艇,爬升段的发动机冷却试验必须满足下列要求:

- (1)临界发动机不工作；
 - (2)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；
 - (3)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；
 - (4)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第 TA.65 条确定的最小要求的爬升角，而且飞艇有气缸头温度指示器；
 - (5)在记录到最高温度(或气压高度)之后，飞艇还必须以最大连续功率至少飞行 5 min。
- (f)必须表明悬停冷却措施在下列状态中有效：
- (1)在执行申请人制定的转向推力程序时；
 - (2)控制转向推力通过最大俯仰和最小水平推力位置；
 - (3)采用最大连续功率或对应本款(2)项的功率，以及该构型条件下的最大净重，录得最高温度后至少还应继续飞行 5min。

液体冷却

TA.1061 安装

(a)总则。每台液冷发动机必须装有独立的冷却系统(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)在冷却液箱及其支架之应装有隔垫或其它隔离措施以防擦伤；
- (3)使用的隔垫或其他隔离措施必须是不吸液的或经处理防止吸收可燃液体；
- (4)在注液或工作时，除膨胀箱外，冷却系统的任何部分不能集存空气或蒸气。

(b)冷却液箱。冷却液箱的容量必至少为 3.8L(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够承受运行中可能遇到的振动、惯性以及液

体压力载荷；

(2)每个冷却液箱必须至少有整个冷却系容量 10%的膨胀空间；

(3)当飞艇位于正常地面姿态时，必须不可能由于疏忽而使所加冷却液占用膨胀空间。

(c)加液接头。每个冷却液箱加液口接头均必须按第 TA.1557 条(c)款的规定作标识。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，必须装有放液嘴，其排放液能避开飞艇各部分。

(d)导管和接头。每个冷却液系统的导管和接头必须符合第 TA.993 条的规定。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和出口接头的直径。

(e)散热器。每个冷却液散热器必须能够承受正常使用中遇见的振动、惯性以及液体压力载荷。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，冷却液散热器进气管的位置必须使起火时从发动机短舱冒出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、散热器及发动机)内的液体；

(2)排放液能避开飞艇各部分；

(3)具有能确实地将它锁定在关闭位置的措施。

TA.1063 冷却液箱试验

各冷却液箱必须根据第 TA.965 条进行试验，但下列要求除外：

(a)第 TA.965 条(a)款(1)项要求的试验必须通过类似的试验来代替，试验的压力为满液箱在最大极限加速度时产生的压力或 24.12 kPa(3.5 psi)(两者中取大值)，再加上系统最大工作压力。

(b)对于装有非金属内衬的冷却液箱，试验必须用冷却液代替第 TA.965 条(c)款规定的燃油，软液箱(内衬)试样的晃动试验必须用达到工作温度的冷却液进行。

进气系统

TA.1091 进气

(a)每台发动机的进气系统必须，应满足下列要求：

(1)在申请合格审定的各种运行条件下，必须能够供给该发动机所需的空气量；

(2)当进气系统阀门处于任一位置时，都必须能够供给正常燃油调节和混合比分配所需的空气量。

(b)每台活塞汽油发动机的安装必须至少具有两个分开的进气源，并必须满足下列要求：

(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；

(4)每个自动备用进气门必须具有机组可接近的超控手段；

(5)每个自动备用进气门必须具有在其未关闭时向飞行机组人员提供指示的措施。

(c)对于涡轮发动机装置的进气，应满足下列要求：

(1)进气口不得设置在整流罩中，除非用防火隔板把整流罩开口位置与发动机附件部分隔离开；

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

(3)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；

(4)若发动机进气系统的零部件可能被进入进气道的外来物所损坏,则必须经过试验或分析(如适用)来表明该进气系统的设计能够经受发动机适航标准 CCAR-33.76(吸鸟)、CCAR-33.77(外物吸入-冰)和 CCAR-33.78(吸雨和吸雹)中外来物吞咽试验,且零部件的损坏不会造成危害。

TA.1093 进气系统除冰和防冰措施

(a)活塞发动机。活塞发动机进气系统必须具有防冰和除冰措施。除非用其他方法来满足上述要求,否则必须表明,在温度为 $-1.1^{\circ}\text{C}(30^{\circ}\text{F})$ 的无可见水汽的空气中,每艘装有高空发动机的飞艇,均符合下列规定:

(1)对于安装燃油调节装置的高空发动机,必须再安装一个预热器,在发动机以 60%最大连续功率运行时,能提供下述温升之一:

(i) $56^{\circ}\text{C}(100^{\circ}\text{F})$; 或

(ii) $22^{\circ}\text{C}(40^{\circ}\text{F})$, 前提条件是装有一个满足 CCAR-23.1095 至 23.1099 要求的液体除冰系统;

(2)对于安装燃油调节装置的海平面发动机,必须有受保护的备用气源,当发动机以 75%最大连续功率运转时,预热空气温升不小于 $15.5^{\circ}\text{C}(60^{\circ}\text{F})$;

(3)对于安装燃油喷射装置的海平面发动机或高空发动机,若有易结冰的燃油调节部件,则必须安装一个预热器,当发动机以 75%最大连续功率运转时,能提供 $42^{\circ}\text{C}(75^{\circ}\text{F})$ 的温升;

(4)对于安装燃油喷射装置的海平面发动机或高空发动机,若没有(伸入气流中)可能结冰的燃油计量部件,同时将燃油引入进气系统,且该进气系统位于燃油蒸汽可能形成冰的部件或其它障碍物的下游,则应具备受保护的备用气源,在发动机以 75%最大连续功率运转时,预热空气的温升不小于 $33^{\circ}\text{C}(60^{\circ}\text{F})$ 。

(b)涡轮发动机

(1)每台涡轮发动机及其进气系统必须能在发动机飞行功率范围内(在规定的飞艇限制范围内,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严重损失的冰聚积:

(i) CCAR-25-R4 附录 C 中规定的结冰条件;

(ii) 在降雪或扬雪情况下。

(2) 每台涡轮增压发动机必须在温度 -9°C 至 -1°C (15°F 至 30°F)、液态水含量不小于 $0.3\text{g}/\text{m}^3$ 、水呈水滴状态(其平均有效直径不小于 $20\mu\text{m}$)的大气条件下,进行地面慢车运转 30min, 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或推力作短暂运转。在上述 30 min 慢车运转期间,发动机可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) 对于飞艇装有涡轮增压器(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)款的规定时,在任何高度上均可利用由此增压所产生的空气温升,只要所使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。

TA.1101 汽化器空气预热器的设计

使用发动机废气加热的进气空气预热器的设计和构造必须满足下列要求:

(a) 在发动机运行过程中,如果没有使用进气空气预热器,需确保预热器的通风。

(b) 能够检查预热器所包围的排气歧管部件。

(c) 能够检查预热器本身的关键部件。

TA.1103 进气系统导管

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

(b) 进气系统必须满足下列要求:

(1) 必须具有足够的强度,能防止进气系统由于发动机喘振而损坏;

(2) 进气导管如果位于任何要求有灭火系统的火区内,则其必须是耐火的。

(c) 连接在可能存在相对运动的部件之间的每根进气导管必须采用柔性连接。

(d) 对于引气系统,当连接发动机引气口和飞艇用气装置之间的导管破裂或失效时,不得造成危害。

(e)对于活塞发动机装置，进气系统中的每根导管都必须满足下列要求：

- (1)具有足够的强度以防止正常回火导致进气系统失效；
- (2)如果位于任何装有灭火系统的舱室内，则其必须是耐火的。

TA.1105 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)每个空气滤必须位于汽化器或燃油喷射系统的上游。
- (b)空气滤不得位于进气系统中空气进入发动机的唯一通道上，除非满足下列要求：

- (1)可得到的预热至少为 $55.6^{\circ}\text{C}(100^{\circ}\text{F})$ ；
- (2)空气滤能用热空气除冰。
- (c)空气滤不得单独用酒精除冰。
- (d)必须使燃油不可能冲击到任何空气滤上。

TA.1107 中间冷却器和后冷却器

中间冷却器和后冷却器必须能够承受在运行中可能会遇到的任何振动、惯性和空气压力载荷。

TA.1108 进气系统滤芯

如果使用过滤介质来保护发动机，防止外来物颗粒影响，则其必须能承受使用和维护中可能遇到的极端温度、雨水、燃油、滑油和溶剂的影响。

TA.1109 涡轮增压器引气系统

对于用于座舱空气系统的涡轮增压器引气系统，应符合下列规定：

- (a)涡轮增压器或其润滑系统发生任何可能的失效后，座舱空气系统不得遭受有害污染。
- (b)在发动机排气、液压、燃油或滑油系统发生任何可能的失效或故障后，产生的有毒或有害气体或蒸汽必须不会污染涡轮增压器气源。

TA.1111 涡轮发动机的引气系统

对于涡轮发动机的引气系统，采用以下规定：

- (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)必须确定使用最大引气量对飞艇和发动机性能的影响。

(c)发动机润滑系统的故障，不得引起座舱空气系统的危险污染。

(d)引气不得直接冲击任何飞艇部件上(例如，风挡玻璃)，除非能表明在任何运行条件下这种冲击不会对飞艇造成危害。

排气系统

TA.1121 总则

(a)排气系统必须确保安全地排出废气，在任何载人舱内没有着火危险或有一氧化碳污染。为进行测试，可使用任何可接受的一氧化碳检测方法表明不存在一氧化碳。

(b)表面温度足以点燃可燃液体或蒸汽的每个排气系统零部件，其安装位置或屏蔽必须保证：任何输送可燃液体或蒸汽的系统发生泄漏后，不会由于液体或蒸汽接触到排气系统的任何部分(包括排气系统屏蔽器件)而引起着火。

(c)所有可能被高温排气冲击到的部件或易受排气系统零件高温影响的部件均都必须是防火的。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位(位于发动机舱之外的)相隔开。

(d)废气排放时不得使任何可燃液体通气口或放液嘴有着火危险。

(e)各废气护罩必须通风或绝热，以防止在正常运行过程中温度超高而点燃护罩外的任何易燃液体或蒸汽。

(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发生燃油积聚，每台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，将油液从飞艇排空。

(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措施。

TA.1123 排气管

(a)排气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。

TA.1125 排气热交换器

对活塞发动机飞艇，采用下列规定：

(a)排气热交换器的构造和安装，必须能承受正常运行中会遇到的各种振动、惯性以及其他载荷。此外，还应满足下列要求：

(1)必须在主排气热交换器和通风系统之间有一个次级热交换器；

(2)必须使用其它方法以预防通风空气受到有害污染；

(3)排气热交换器接触废气的部位必须通风；

(4)排气热交换器和消音器内，不得有任何会增加点燃可燃液体或蒸气(输送可燃液体的部件失效或故障时可能出现这种液体和蒸气)概率的死区或积存油液的部位。

(b)如果用排气热交换器来加热座舱通风系统的空气，则应符合下列规定之一：

(1)必须在排气热交换器和通风系统之间有一个次级热交换器；

(2)必须使用其它方法防止通风空气受到有害污染。

动力装置操纵器件和附件

TA.1141 动力装置的操纵器件：总则

动力装置操纵器件的位置、排列和设计，必须符合第 TA.777 条和第 TA.779 条的规定，并按第 TA.1555 条的要求作标识。此外，还必须满足下列要求：

(a)操纵器件的位置必须保证不会由于人员进出驾驶舱或在驾驶舱内正常活动而使其被误动。

(b)柔性操纵器件必须经过批准，或必须表明适用于特定用途。

(c)操纵器件必须具有足够的强度和刚度，能承受工作载荷而不失效和不产生过度的变形。

(d)操纵器件必须能够保持在任何设定的位置而不需要飞行机组人员经常注意，并且不会由于操纵载荷或振动而滑移。

(e)位于已划设火区内的、在着火情况下仍需要工作的动力装置操纵器件必须至少是耐火的。(详见第 TA.903 条(c)款(2)项)。

(f)位于驾驶舱内的动力装置阀门操纵器件必须满足下列要求:

(1)对于手动阀门,在打开或关闭位置要有确实的止动器。对于燃油阀门,在上述位置要有适当的指示标志;

(2)对飞艇运行安全比较重要的并且是从驾驶舱通过非机械方法操纵的阀门,应向飞行机组指示在下列情况:

(i) 阀门的所选位置或功能;和

(ii) 阀门没有处于预定选择的位置或功能。

TA.1143 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)操纵器件的排列必须满足下列要求:

(1)能单独操纵每台发动机;

(2)能同时控制所有功能相关的发动机;

(3)每个功率(或推力,或增压器)的操纵器件必须能对其控制的发动机(或增压器)进行确实和反应及时的操纵。

(c)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。

TA.1145 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。

(d)柴油发动机的预燃开关应被视同为点火开关,应满足本条(a)款、(b)款和(c)款中的要求。

TA.1147 混合比操纵器件

(a)如果有混合比操纵器件，每台发动机必须具有一单独的混合比操纵器件。为防止混淆，各操纵器件必须有保护措施，或通过形状区分，或采用适当的排列。这些操纵器件应满足下列要求：

- (1)能单独操纵每台发动机；
- (2)必须能通过组合或排列来同时操纵所有功能相关的发动机；
- (3)需要一个明显的、单独的操作才能将操纵器件移至贫油或切断位置。

(b)发动机混合比手动操纵的设计必须保证：一旦操纵器件从发动机燃油计量装置处断开，飞艇仍能够安全地飞行。

TA.1149 螺旋桨转速及桨距的操纵器件

(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)能同时操纵所有功能相关的螺旋桨。
- (b)操纵器件必须易于使飞艇上所有螺旋桨同步。
- (c)螺旋桨转速和桨距操纵器件必须设在驾驶员油门操纵器件的右侧，且应比其至少低 25.4mm(1in)。

TA.1153 螺旋桨顺桨操纵器件

(a)如果有螺旋桨顺桨操纵，每一螺旋桨必须有单独的操纵器件。每套操纵器件必须有防止被误动的措施。

(b)如果顺桨是通过螺旋桨桨距或转速操纵手柄来实现的，则必须有措施来防止该操纵手柄在正常工作时被误动至顺桨位置。

TA.1157 汽化器空气温度控制装置

如果有汽化器空气温度操纵装置，则各台发动机必须有单独的汽化器空气温度控制器件。

TA.1161 燃油应急放油系统操纵

各燃油应急放油操纵器件必须有防止被误操作的措施。应急放油操纵器件不得靠近灭火瓶操纵器件或其他任何用于灭火的操纵器件。

TA.1163 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；
- (3) 是密封的，以防止污染发动机滑油系统和附件系统。

(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 **6kW** 或 **6kW** 以上发电机的设计和安装必须将其发生故障时引起着火的概率减到最小。

(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。

(e) 任何由发动机远程驱动的附件，如果在发生故障后继续转动会造成危害，则必须有措施防止其继续转动，而不影响发动机继续工作。

(f) 若驱动附件的齿轮箱不属于获审定批准的动力装置的组成部分，则齿轮箱应满足下列规定：

- (1) 具有扭矩限制措施，以防止超过为相关驱动所制定的扭矩限制；
- (2) 必须利用齿轮箱提供的接口进行安装；
- (3) 必须是经密封的，以防止齿轮箱滑油系统和附件系统被污染。

TA.1165 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考虑下列情况：

- (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)任何发动机的接地线均不得通过另一个发动机的火区，除非接地线位于该火区内的每一部分均是防火的。

(f)除用于辅助、控制或检查点火系统工作的电路外，每一点火系统必须独立于其它任何电路。

(g)必须将各发动机的点火系统划定为重要电气负载。

TA.1167 推力转向操纵器件

如果采用推力转向，必须满足以下要求：

(a)如果适用，每个推力转向操纵器件必须独立于所有其他操纵器件，而且必须有确实而及时的响应。

(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正确地选择每个合适的转向推力装置。

(c)如果每一台推力装置都设有单独的推力转向操纵器件时：

(1)推力转向操纵器件的布局必须既能对每台推力装置进行单独操纵，又能同时操纵所有功能相关的推力装置：

(2)必须演示，当飞艇一侧的转向推力装置处于正常飞行位置，另一侧处于完全转向位置，发动机都以最大起飞功率工作时，飞艇具有安全飞行特性。

(d)如果推力转向系统失效是有害的，在失效情况下必须有辅助措施使该系统恢复至正常工作位置。

动力装置防火

TA.1181 指定火区的范围

(a)指定火区指下列各部分：

(1)发动机动力部分；

(2)发动机附件部分；

(3)发动机动力部分和附件部分之间没有隔开的整个动力装置舱；

(4)任何燃油燃烧加温器和第 TA.859 条中所述的其他任何燃烧装置；

(5)涡轮发动机的压气机和附件部分；

(6) 涡轮增压发动机装置中，包含输送易燃液体或气体管路或部件的燃烧室、涡轮和排气管部分。

(b) 每个指定火区必须满足第 TA.869 条、第 TA.1185 条至第 TA.1203 条的要求。

(c) 飞艇必须符合下列规定：

(1) 飞艇必须设计和构造成任何源自火区的火焰都不会通过开口或通过烧穿外壳进入其他任何其可能造成更多危害的火区或空间；

(2) 在起落架收起时(如适用)满足本条(c)款(1)项的要求；

(3) 如果火情始发于发动机动力或附件区域，在经受火焰的区域具备防火外壳。

TA.1182 防火墙后的短舱区域和包含易燃液体导管的发动机吊舱连接结构

(a) 每个直接位于防火墙后面的短舱区域和包含易燃液体导管的发动机吊舱连接结构的每一部分，必须满足第 TA.1103 条、第 TA.1165 条(e)款、第 TA.1183 条、第 TA.1185 条(c)款、第 TA.1187 条、第 TA.1189 条和第 TA.1195 条至第 TA.1203 条中的每项要求，包括关于指定火区的有关要求。但是，发动机吊舱连接结构不必具有火警探测方法或灭火措施。

(b) 对于本条(a)款所述的每个区域，如果在该区域内有可收放起落架，则只需要在起落架收起时表明满足本条(a)款的要求。

TA.1183 输送可燃液体的组件

(a) 除了本条(b)款规定者外，在易受发动机燃烧影响的区域内，输送易燃液体的每一导管、接头或其他部件，以及在指定火区内输送或容纳可燃液体的每一部件，均必须是耐火的。但是指定火区内的可燃液体箱和支架必须是防火的或使用防火罩防护着，如果任何非防火零件被火烧坏后不会造成可燃液体泄漏或溅出则例外。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。活塞发动机上容量小于 23.7 L(25 夸脱)的整体滑油池不必是防火的，也不必用防火罩防护。

(b) 本条(a)款不适用于下列情况：

(1) 已批准作为型号审定合格的发动机一部分的导管、接头和组件；

(2)破损后不会导致或增加着火危险的通风管和排放管及其接头。

(c)如果指定火区内所有部件，包括管道，暴露于火中或被火损坏后会引起下列情况之一，则其必须是防火的：

(1)火灾蔓延至飞艇的其他区域；

(2)导致重要服务或设备的意外运行或无法运行。

TA.1185 可燃液体

(a)除了第 TA.1183 条(a)款所规定的整体式滑油收油池外，作为装有可燃液体系统或气体系统一部分的油箱或容器，不得放置在指定火区内，除非所装液体、该系统的设计、油箱所使用的材料、切断装置及所有连接件、导管和控制装置所提供的安全程度，与将油箱或容器处于火区外时的安全程度相同。

(b)每个有油箱或容器与每一防火墙或用于隔开指定火区的防火罩之间，必须至少有 13 mm(0.5 in)的空隙。

(c)位于可能渗漏的可燃液体系统组件附近的吸收性材料，必须经加以包覆或处理，以防其吸收危险量的液体后造成危险。

TA.1187 火区排液和通风

(a)指定火区的每个部位必须能完全排放积存的油液，将盛有可燃液体的任何组件失效或故障而引起的危害降至最小。排放措施必须满足下列要求：

(1)在预计将着火需要排放的条件下，排放必须有效；

(2)经过布置确保排放的液体不会增加着火危险。

(b)指定火区必须通风以防止可燃油气聚积。

(c)通风口不得设置在其他火区的可燃液体、蒸汽或火焰可能会进入的部位。

(d)每一通风措施必须经过配置以确保排出的蒸汽不会增加着火危险。

(e)除短舱的发动机动力部分和燃烧加温器的通风管道外必须有措施使机组成员能切断通向任何火区的强迫风源，如果灭火器剂量和喷射速率是根据该火区内的最大空气流量而确定的，则除外。

TA.1188 通风

包含动力装置安装的任何部分的隔舱，都必须有通风措施以防止可燃蒸

汽的积聚。

TA.1189 切断措施

(a)每台发动机的安装以及第 TA.1181 条(a)款(5)项和(6)项中规定的各个火区必须有措施,用来切断燃油、滑油、除冰液以及其他可燃液体,或防止危险量的上述液体流入或流过任何指定火区,或在其中流动。但下列情况不要求有切断措施:

(1)作为发动机组成部分的导管、接头和组件;

(2)滑油系统,其位于指定火区内所有部件(包括滑油箱)均是防火的,或位于不受发动机起火影响的区域。

(b)关闭任何一台发动机的燃油切断阀,不能中断对其余发动机的供油。

(c)任何切断措施的使用不得影响其他诸如螺旋桨顺桨装置等设备的后续应急操作。

(d)可燃液体的每个切断和控制装置都必须是防火的,或必须优化安装位置并加以保护,确保火区内的任何起火灾均不会影响其工作。

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

(g)油箱至发动机之间的每个切断阀的安装位置必须确保动力装置或发动机安装的结构破坏不会影响该阀工作。

(h)每个切断阀必须具有释放聚积过大压力的措施,如果系统中另有释压措施则除外。

TA.1191 防火墙

(a)每台发动机、燃油燃烧加温器、其他在飞行中需要使用的其他燃烧设备以及涡轮发动机的燃烧室、涡轮和排气管部分均必须用防火墙、护罩或其他同效措施与飞艇其它部分隔离。

(b)防火墙或护罩的结构必须能防止危险量的液体、气体或火焰从发动机舱进入飞艇其他部分。

(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)每个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 $(1093\pm 83)^{\circ}\text{C}$;
 - (2)对于板材, 必须在大约 64.52cm^2 上经受由合适的燃烧器发出的火焰;
 - (3)火焰的大小必须足以在大约 32.26cm^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 15min 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 0.381mm;
 - (2)软钢板(包覆铝层或采用其它防腐措施), 厚度 0.457mm;
 - (3)镀锡铅钢板, 厚度 0.457mm;
 - (4)蒙乃尔合金, 厚度 0.457mm;
 - (5)钢制或铜基合金防火墙接口;
 - (6)钛板, 厚度 0.41mm。

TA.1192 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第 TA.1191 条防火墙要求的隔板与发动机附件部分隔离。

TA.1193 发动机整流罩

- (a)整流罩的构造和支承必须使其能经受运行中可能遇到的任何振动、惯性和空气载荷。
- (b)整流罩必须满足第 TA.1187 条规定的排放和通风要求。
- (c)如果飞艇的发动机动力部分和发动机附件部分之间装有隔板, 那么在动力装置发动机部分起火的情况下, 受到火焰威胁的附件整流罩必须:
 - (1)是防火的; 和
 - (2)满足第 TA.1191 条的要求。
- (d)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防火的。

TA.1195 灭火系统

必须安装灭火系统并且表明符合下列规定：

(a)必须有为每个发动机舱服务的灭火系统，但是对于包含输送可燃液体或气体管路或组件的涡轮发动机安装的燃烧室、涡轮机尾喷管部分，如果表明其着火是可控制的，则这些部分除外。

(b)灭火系统、灭火剂剂量、喷射速率和喷射分布必须足以灭火。必须通过真实的或模拟的飞行试验来表明：在飞行中临界的气流条件下，每个本条(a)款规定的每一指定火区内，喷射后的灭火剂浓度足以扑灭该区域内的火灾，并能将复燃的概率降至最低。燃油燃烧加温器以及其他燃烧设备可使用“一次(性)喷射”式灭火系统。对于其他每一指定火区，必须能提供两次喷射，每次喷射要有足够的灭火剂浓度。

(c)短舱的灭火系统必须能够同时对被防护短舱的每个隔舱进行防护。

TA.1197 灭火剂

(a)灭火剂必须满足下列要求：

(1)能够熄灭在灭火系统保护区域内任何液体或其它可燃材料燃烧时的火焰；

(2)对于贮放灭火剂的舱内可能出现的整个温度范围，均具有热稳定性。

(b)如果使用任何有毒的灭火剂，必须采取措施防止有毒害密度的灭火液或其蒸汽(飞艇正常运行中渗漏的，或者在地面或飞行中灭火瓶喷射释放的)进入任何载人舱(即使灭火系统可能存在缺陷)。对于此要求必须通过试验来表明，但艇体内舱的固定式灭火系统除外，对于该系统则采用下列要求：

(1)应能按规定的灭火程序，向艇体任一乘员舱喷射 2.3 kg(5 lb)或少于 2.3kg 的二氧化碳；

(2)对于在驾驶舱执勤的每个飞行机组成员，应有防护性呼吸设备。

TA.1199 灭火瓶

下列规定适用：

(a)每个灭火瓶都必须配备释压装置，防止内压过高而引起容器爆破。

(b)从释压接口引出的每根排放管的排放端，其位置必须使排出的灭火剂不会损伤飞艇，选择位置并加以防护，使得不致被冰或其它外来物堵塞。

(c)每个灭火瓶必须有指示措施，以指示该灭火瓶已经喷射过或其填充压力已低于正常工作所必需的最小规定值。

(d)在预定的运行条件下，必须保持每个灭火瓶(容器)的温度，以防止容器中压力：

(1)下降到低于提供足够喷射率所需的值；

(2)上升到足以引起过早喷射。

(e)如果使用爆炸帽来喷射灭火剂，每个灭火瓶必须安装成确保温度条件不会使爆炸帽产生危险性恶化。

TA.1201 灭火系统材料

采用下列规定：

(a)任何灭火系统的材料不得与任何灭火剂起化学反应以致产生危害。

(b)发动机舱内的每个灭火系统部件必须是防火的。

TA.1203 火警探测系统

(a)在每个指定火区和在涡轮发动机装置的燃烧室、涡轮和尾管部分内，均必须具有经过批准的、快速反应的火警或过热探测器。其数量和位置必须保证系统能探测到这些区域内的火情。

(b)各火警探测器的构造和安装必须符合下列规定：

(1)能承受运行中可能遇到的任何振动、惯性以及其他载荷；

(2)装有警告装置，一旦指定火区内的感应器或有关导线在某一点断开的情况下，能向机组人员报警，如果该系统在断路后仍能作为满足要求的探测系统继续工作则除外；

(3)装有警告装置，一旦指定火区内的感应器或有关导线短路的情况下，能向机组人员报警，如果该系统在短路后仍能作为满足要求的探测系统继续工作则除外。

(c)火警或过热探测器不应受到可能出现的任何滑油、水、其他液体或气体的影响。

(d)必须有手段使机组人员能在飞行中检查每个火警探测电路的功能。

(e)发动机舱内的每个火警探测器系统的导线和其他部件必须至少是耐火的。

(f)任何火区的火警或过热探测器系统的部件不得穿过另一个火区,但具备下列条件之一者除外:

(1)能够防止由于穿过火区中火着火而发生假火警的可能性;

(2)所涉及的火区是由同一个火警探测器和灭火系统同时进行防护的。

(g)火警探测系统的构造,必须确保:当探测系统处于其安装构型时,(其报警动作时间)不会超过探测器有关技术标准规定(CTSO)中为相应探测器所批准的报警动作时间。

TA.1205 转向推力

对于使用转向推力系统的飞艇,发动机排气对飞艇的冲击不得导致飞艇材料或部件的温升超出安全限制。

TA.1207 符合性

除非另有规定,必须用全尺寸的着火试验或下列方法中的一种或多种方法来表明满足第 TA.1181 条至第 TA.1205 条的要求:

(a)类似动力装置构型的试验。

(b)部件试验。

(c)具有类似动力装置构型的飞艇或航空器服役经验。

(d)分析。

F 章设备

总则

TA.1301 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，或前述适用要素的组合。
- (c)按照该设备规定的限制进行安装。
- (d)在安装后功能正常。

TA.1303 飞行和导航仪表

所有的飞行和导航仪表都必须具备适用于特定飞艇的特征，其呈现必须清楚明确。以下为所需仪表：

(a)每一驾驶员工作位置处必须安装：

- (1)空速表；
- (2)地速表；
- (3)高度表(灵敏型)；
- (4)升降速度表(垂直速度)；
- (5)倾斜俯仰指示器；
- (6)陀螺转弯仪；
- (7)航向指示器(陀螺稳定的磁罗盘或非磁罗盘)。

(b)使每一驾驶员从其工作位置都能看到：

- (1)大气静温表；
- (2)磁航向指示器；
- (3)带秒针的或数字式的显示时、分、秒的时钟；
- (4)压力指示装置：

(i)对于硬式飞艇：升力气室的压力；

(ii)对于半硬性和软式飞艇：气囊、副气囊或升力气室，和外界空气的压力；

(iii)升力气体阀门开启指示灯。申请人必须表明此项是否有危险并需要驾驶员立刻处理(红色警告)。

- (5)测量升力气体和外界空气之间的温度差；

(6)飞行操纵器件、发动机或螺旋桨和可变距螺旋桨的位置指示器。

TA.1305 动力装置仪表

(a)对于所有飞艇，均需要以下动力装置仪表：

(1)每台发动机一个燃油压力警告装置，或所有发动机一个总警告装置，并有分离各单独警告的措施；

(2)每个燃油箱一个燃油油量表；

(3)每个滑油箱一个滑油油量指示器；

(4)每台发动机一个滑油压力警告装置，或所有发动机一个总警告装置，并有分离各单独警告的措施；

(5)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；

(6)提供可视和音响警告的火警设备；

(7)在发动机型号合格数据单或等效安装说明手册中列出的保证飞艇安全运行所必须的其他仪表或告警装置；

(8)如果发动机舱在飞行中可进入开展维修，还需在发动机舱安装必要的发动机指示器；

(9)指示螺旋桨防冰及/或除冰系统功能的仪表(如安装)；

(10)给飞行机组指示螺旋桨桨叶角和推进方向；

(11)水回收系统仪表(如安装)。

(b)对于以活塞式发动机为动力的飞艇，除本条(a)款要求的动力装置仪表外，还需装有下列动力装置仪表：

(1)每台发动机一个转速表；

(2)每台发动机一个气缸头温度指示器；

(3)每台泵压式发动机一个燃油压力或燃油流量指示器；

(4)每台高空发动机和每台可控螺旋桨的发动机，一个进气压力指示器；

(5)每台具有预热器和进气温度限制的发动机，在预热时可能超出该限制，一个进气系统空气温度指示器；

(6)对于每一涡轮增压器装置：

(i)如果规定有汽化器(或歧管)的进气温度限制，或者排气或涡轮增压器的涡轮进口温度限制，必须备有能指示此种限制的温度指示器，如果已表明在所有预定的使用中都不会超过这些限制，则除外；

(ii)如果其滑油系统独立于发动机的滑油系统，还必须备有滑油压力和温度指示器。

(7)每台液冷发动机，一个冷却液温度指示器。

(c)对于以涡轮发动机为动力的飞艇，除本条(a)款要求的动力装置仪表外，还需装有下列动力装置仪表：

(1)每台发动机一个燃气温度指示器；

(2)每台发动机一个燃油流量表；

(3)每台发动机一个转速表(指示有规定限制转速的转子转速)；

(4)如果发动机起动机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，则每台起动机应有一种向飞行机组指示其运转状态的装置；

(5)每台发动机一个动力装置防冰系统功能指示器；

(6)第 TA.997 条要求的燃油滤网或燃油滤，应有一个指示器，在滤网或油滤的脏污程度影响第 TA.997 条(d)款规定的滤通能力之前即指示出现脏污；

(7)第 TA.1019 条要求的滑油滤网或滑油滤，如果没有旁路，则应有一个警告装置，在滤网或油滤的脏污程度影响第 TA.1019 条(a)款(2)项规定的滤通能力之前向驾驶员警告出现脏污；

(8)防止燃油系统部件被冰堵塞的任何加温器，应有一个指示其功能是否正常的指示器。

(d)对以涡轮螺旋桨发动机为动力的飞艇，除本条(a)款和(c)款要求的动力装置仪表外，还需为每台发动机提供一个扭矩指示器。

(e)推进器系统：

(1)对于固定角度和可变角度的推进器，需要以下仪表：

(i)每个压力润滑变速箱一个滑油压力指示器；

(ii)每个压力润滑变速箱一个滑油压力警告装置，当滑油压力低于安全值时提供指示；

(iii)每个滑油箱和每个转子驱动变速箱(若自带滑油)，一个滑油油量指示器；

(iv)滑油温度报警装置，用于指示每个推进器驱动的变速箱中不安全的滑油温度；

(v)推力方向指示器；

(vi)推力大小指示器。

(2)每个可变角度推进器须有一个推力矢量角位置指示器。

TA.1306 其它设备仪表

如有安装，以下为辅助系统所需的额外仪表：

(a)电源发电系统：

(1)每套直流发电系统应有电压/负载表；

(2)每套交流发电系统应有电压/频率表。

(b)液压系统：

(1)每套系统应有液压油量表(油尺或可视油量表)；

(2)每套系统应有液压压力表。

(c)电传/光传飞行控制系统：

(1)一个能向机组指示操纵面位置及与指令相对关系的装置；

(2)一个能向驾驶员指示电传/光传系统功能不正常的装置。

(d)可抛投配重和可抛投货物的重量及其分布的指示器。

(e)可抛投配重和可抛投货物的锁所在位置指示器。

(f)指示重量交换系统中计算重量和平衡的变化(如果安装了重量交换系统，如水系统)。

TA.1307 其它设备

所需的其它设备规定如下：

(a)每个乘员或观察员一个座位或舱位。

(b)本规章规定的电气保护装置。

(c)两套双向无线电通信系统，每套系统的控制装置可从每个驾驶员的工作位置进行操作，其设计和安装需保证一套系统失效时不影响另一套系统工作。允许使用公共的天线系统，只要表明使用后仍具有足够的可靠性。

(d)两套无线电导航系统，每套系统的控制装置可从每个驾驶员的工作位置进行操作，其设计和安装需保证一套系统失效时不影响另一套系统工作。允许使用公共的天线系统，只要表明使用后仍具有足够的可靠性。

(e)一套可使所有乘员听到的广播系统。

(f)一套应急定位发射器。

(g)一套驾驶舱语音记录器。

(h)一套飞行数据记录器。

(i)一套 S 模式应答机。

TA.1309 设备、系统及安装

除本规章规定的特定设计要求外，本条款的要求适用于飞艇上所安装的任何系统和设备。尽管本条款不适用于 B 章中的性能和飞行品质的要求以及 C 和 D 章中的结构要求，但却适用于为符合这些要求所依赖的系统。第 TA.671 条(c)款(1)项和(3)项涉及的单个失效或卡阻不在本条(b)款(1)项(ii)目所覆盖范围。第 TA.735 条(b)款(1)项涉及的单个失效不在本条(b)款所覆盖范围。第 TA.810 条和第 TA.812 条涉及的失效影响不在本条(b)款所覆盖范围。本条(b)款适用于第 TA.901 条所覆盖的动力装置的安装。

(a)飞艇设备和系统的设计与安装必须符合下列规定：

(1)对于型号合格审定和运行规章所要求的、或其功能不正常将降低飞行安全的系统和设备，应保证在各种可预期的运行条件下能完成预定功能；

(2)其它系统和设备自身不应是危险源，且不会对本条(a)款(1)项所覆盖的系统和设备的正常工作造成不利的安全性影响。

(b)飞艇系统与有关部件的设计，在单独考虑以及与其它系统一同考虑的情况下，必须被设计和安装成：

(1)每个灾难性失效状态

(i)发生的概率是极不可能的；且

(ii)不会因单个失效而引起；

(2)每个危险的失效状态发生的概率是极小的；

(3)每个重大的失效状态发生的概率是微小的。

(c)必须提供机组有关系统不安全工作情况的信息，并能使机组采取适当的纠正动作。系统、操纵器件以及有关的监视和警告装置的设计必须将可能导致额外危险的机组失误减至最小。

TA.1310 电源容量和分配

(a)对于型号合格审定或运行规章所要求的，并需要用电的每个装置均为电源的“重要负载”。在可能的运行条件和可能的持续时间内，电源和系统必须能够提供电源给下列负载：

(1)系统正常工作时连接到系统的负载；

(2)在任何一个主驱动器、电源转换器或储能装置失效后的重要负载；

(3)在下列失效以后的重要负载：

- (i) 二发飞艇单台发动机失效后；
- (ii) 三发飞艇任意二台发动机失效后；
- (iii) 四发及以上飞艇超过两台任意发动机失效后。

在三发飞艇任意二台发动机失效后，或四发及以上飞艇超过两台任意发动机失效后，适航性要求的基本设备必须保持紧急状况下操作所需的功能和性能。

(4) 在任何一个电源系统、配电系统或其它用电系统失效或故障后，需要一个备份电源的重要负载。

(b)判断是否符合本条(a)款(2)项和(3)项时，可以假定电源负载是按照与经批准的运行类别的安全性相符合的监控程序减少的。对于三发飞艇任意二台发动机失效或四发及以上飞艇超过两台任意发动机失效的情况，不是可控飞行所必须的负载可以不考虑。

TA.1316 系统闪电防护

(a)对于其功能失效会影响或妨碍飞艇继续安全飞行和着陆的每一电气、电子系统的设计和安装，必须保证在飞艇遭遇闪电环境时，这些系统正常工作及其工作能力不会受不利影响。

(b)对于其功能失效会影响或造成降低飞艇能力或飞行机组处理不利运行条件能力的各种电气和电子系统的设计与安装，必须保证在飞艇遭遇闪电环境之后能及时恢复这些功能。

(c)必须表明对本条(a)款和(b)款的闪电防护准则的符合性。申请人必须通过下列办法来设计并验证飞艇电气/电子系统对闪电影响的防护能力：

- (1)确定飞艇的闪击区；
- (2)建立闪击区的外部闪电环境；
- (3)建立内部环境；
- (4)判定必须满足本条要求的所有电子电气系统及其在飞艇上或飞艇内的位置；
- (5)确定系统对内部和外部闪电环境的敏感度；
- (6)设计防护措施；
- (7)验证防护措施的充分性。

TA.1317 高强辐射场防护

(a)对于其功能失效会影响或妨碍飞艇继续安全飞行和着陆的每个电气和电子系统必须设计和安装，以符合以下要求：

(1)当飞艇暴露于附录 D 中描述的 HIRF 环境I时和暴露后，其功能不会受到不利影响；

(2)当飞艇暴露于附录 D 中描述的 HIRF 环境I后，系统及时地自动恢复其功能的正常运行，除非系统的这种功能恢复与该系统其它运行或功能要求相冲突；

(3)当飞艇暴露于附录 D 中描述的 HIRF 环境II时和暴露后，系统不会受到不利影响。

(b)对于其功能失效后会严重降低飞艇性能或飞行机组应对不利运行条件的反应能力的每个电气和电子系统必须设计和安装，当提供这些功能的设备暴露于附录 D 中描述的 HIRF 设备测试水平 1 或 2 时，系统不会受到不利影响。

(c)对于其功能失效后会降低飞艇性能或飞行机组应对不利运行条件的反应能力的每个电气和电子系统必须设计和安装，当提供这些功能的设备暴露于附录 D 中描述的 HIRF 设备测试水平 3 时，系统不会受到不利影响。

仪表：安装

TA.1321 布局和可见度

仪表和显示设备的安装位置须能使相应机组人员易于查看。

(a)必须使任一要求的驾驶员在其操纵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，即可看清供驾驶员使用的每个飞行、导航、气囊、升力气室或气囊和副气囊压力(所安装的)及动力装置仪表和告警装置。

(b)相同的动力装置仪表必须在仪表板上分组，以使机组人员看清。每台发动机的动力装置仪表位置必须与其相关发动机对应，避免混淆。

(c)仪表板的振动不得破坏或降低任何仪表的精度。

(d)第 TA.1303 条和相关运行规章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本条(d)款(1)项所述仪表的左边；
- (3)最有效地指示高度的仪表必须直接装在本条(d)款(1)项所述仪表的右边；
- (4)最有效地指示航向的仪表(不是第 TA.1303 条(d)款(2)项中的磁航向)，必须直接装在本条(d)款(1)项所述仪表的下边；
- (5)当可能用到符合第 TA.1330 条的电子仪表显示器时，其使用需符合本条(d)款(1)项- (4)项的要求；
- (6)硬式和半硬式飞艇用于指示气囊和副气囊压力的仪表必须安装在主飞行仪表附近。

TA.1322 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，则除局方另行批准外，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)款至(c)款未作规定的灯，该颜色要足以同本条(a)款至(c)款规定的颜色相区别，以避免可能的混淆。

TA.1323 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尽可能小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，以确定系统的误差。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 37km/h(20Kt)至 V_{MO} 速度范围内不得超过 9km/h(5Kt)。

(c)每套系统的布置必须尽可能防止由于湿气、尘埃或其它杂物侵入而失灵或产生严重误差。

TA.1325 静压系统

(a)除了本条(b)款(3)项的说明外，每个带静压膜盒的仪表与外界大气的连通方式，必须使飞艇速度、窗户开闭、气流变化、湿气或其它外来物对这些仪表准确度的影响最小。

(b)如果一个静压系统是为仪表、系统或装置的功能所必需的，则应符合本条(b)款(1)项至(3)项的规定。

(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：将静压系统抽气到压差近似为 $34\text{hPa}(1\text{in Hg})$ 或高度表读数高于试验时飞艇的海拔高度 $305\text{m}(1000\text{ft})$ ，停止抽气 1min 后，指示高度的减小值不得超过 $30\text{m}(100\text{ft})$ ；

(3)预期在仪表飞行规则下或结冰环境下运行的飞艇，如果按照可使用相关运营规则要求为任何仪表、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 $15\text{m}(50\text{ft})$ 以上时，必须为备用静压系统提供一个修正片。

(c)除本条(d)款规定的情况外，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：

- (d)选用任一静压源时，另一个静压源断开；
- (e)两个静压源不能同时断开。

(f)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)款(1)项的规定不适用。

(g)每个静压系统的设计和安装必须使在海平面标准大气条件下所指示的气压高度误差(不包括仪表校准误差)，不会导致在 $37\text{km/h}(20\text{Kt})$ 至 V_{MO} 速度范围内超过 $\pm 10\text{m}(30\text{ft})$ 的误差。

TA.1326 空速管加温指示系统

如果装有飞行仪表的空速管加温系统，则必须设置指示系统，当空速管加温系统不工作时向飞行机组发出指示，指示系统必须满足下列要求：

- (a)在飞行机组成员清晰可见的视野内有一琥珀色灯。
- (b)其设计应能在出现任一下列情况时提请飞行机组注意：

- (1)空速管加温系统开关在“断开”位置；
- (2)空速管加温系统开关在“接通”位置，而任一空速管加温元件不工作。

TA.1327 磁航向指示器

(a)除本条(b)款规定外，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配置符合第 TA.1547 条(e)款的标牌。

TA.1329 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驾驶员能迅速确实地断开，以防其干扰驾驶员操纵飞艇。

(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，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故障不会导致一个以上控制轴产生过控指令。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接通顺序，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)必须有向飞行机组人员指示当前工作状态和任何由飞行机组人员控制的工作状态。选择器转换开关的位置不可作为一种指示手段。

(h)除非安全得到验证，否则矢量推进器或头部、尾部推进器不得与自动驾驶仪系统连接。

(i)若有自动位置保持系统或悬停系统,必须符合(a)款至(h)款的要求。

TA.1330 电子飞行仪表系统

电子飞行仪表系统的安装必须满足以下要求:

(a)该显示装置:在包括阳光直射在内的驾驶舱内遇到的所有光照情况下是容易看到、清晰可见的;

(1)不妨碍姿态的主显示;

(2)有与被其所代替的仪表相等效且对驾驶员来说是易于感受的显示;

(3)对本规章要求显示的每一参数,有符合第 TA.1541 条至第 TA.1553 条要求的仪表标识的目视显示,或有在出现不正常工作值或接近规定的限制值时告诫驾驶员的目视显示。

(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。

(c)需符合第 TA.1303 条、第 TA.1305 条和第 TA.1321 条的要求。

TA.1331 使用能源的仪表

对于第 TA.1303 条(b)款要求的使用能源的每个仪表,采用下列规定:

(a)每个仪表都必须具有目视能源指示器,在能源不足以维持仪表正常性能时发出指示。能源必须在进入仪表处或其附近测量。对电气仪表,当电压在批准的范围内时,即认为其能源满足要求。

(b)每个仪表在一个能源一旦失效时,必须由另一能源供能,此转换可以自动或手动完成。一个能源的失效不得影响驾驶舱所有的仪表。

(c)如果提供导航数据的仪表是从该仪表外部的来源接收信息的,并且丧失这些信息就会使所提供的数据不可靠,则该仪表必须具有目视指示装置,当信息丧失时向机组发出警告,不应再信赖所提供的数据。

TA.1333 仪表;系统

对于第 TA.1303 条(a)款要求的,各驾驶员工作位置处的仪表,其工作系统应符合下列规定:

(a)必须有措施,能使正驾驶员工作位置处的仪表与独立的工作系统相连接(独立于其他飞行机组工作位置处的工作系统或其它设备)。

(b)设备、系统和安装必须设计成,当发生任何单个故障或故障组合

后(如未表明其概率极不可能),无需增加机组成员的动作,仍能保留一组可供驾驶员使用的、由仪表提供的、对飞行安全必不可少的信息显示(包括姿态、航向、空速和高度)。

(c)附加的仪表、系统和设备不得连接到所要求的仪表工作的系统上,除非有措施保证,附加的仪表、系统或设备发生任一失灵后(如未表明其概率极不可能),所要求的仪表仍能继续正常工作。

TA.1337 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第 TA.993 条和第 TA.1183 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内可用燃油油量,单位为升,或者当量单位,且应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,使得在水平飞行过程中油箱中剩余燃油量等于按第 TA.959 条确定的不可用燃油量时,其读数为“零”;

(2)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;

(3)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;

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

(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警告。

(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。必须具备指示每个滑油箱中滑油油量：

(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

TA.1351 总则

(a)电气系统容量。对于所需的发电容量、电源数目和种类规定如下：

(1)必须由电气负载分析确定；

(2)必须满足第 TA.1309 条和第 TA.1310 条的要求。

(b)发电系统。发电系统包括电源、主电源汇流条、传输电缆以及有关的控制、调节和保护装置。发电系统的设计必须符合下列规定：

(1)电源在单独工作或并联运行时功能正常；

(2)任一电源的失效或故障均不得造成危险或损害其余的电源向重要负载供电的能力；

(3)在任何可能的运行条件下，所有重要负载设备端的系统电压和频率(如果适用)均能保持在该设备的设计限制范围之内；

(4)因切换、清除故障或其它原因而引起的系统瞬变不会使重要负载不工作，且不会造成冒烟或着火的风险；

(5)应有在飞行中相应机组成员容易接近的措施，以将各电源与该系统单独断开或一起断开；

(6)应向机组成员指示发电系统安全运行所必需的系统参数，如每台发电机的输出电压和电流。

(c)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(包括交叉相位和中性相位)、开路线路、错误频率或电压的外部电源不能向该飞艇的电气系统供电。

(d)无正常电源时的运行。以下要求适用：

(1)除非可表明正常电气发电系统的失效是极其不可能的，否则必须提供(独立于正常电气发电系统之外的)高完整度的备份电气发电系统为完成当次飞行和安全着陆所需设备的供电；

(2)供电设备必须包括：

(i)正常电气发电系统失效后仍必须持续运行的设备和需要安全运行所需的设备，无需机组人员采取行动；

(ii)持续控制飞行需要的设备；

(iii)下降、进场和着陆所需的设备。

(3)必须表明可能导致正常和备份系统丧失的失效状态(包括接线盒、控制面板或线束起火)极其不可能发生。

TA.1353 电气设备和安装

(a)电气设备、控制装置和电线的安装，必须使任何一个部件或部件系统的工作不会对同时工作的、对安全运行起主要作用的其它系统和部件产生不利影响。飞艇上任何可能产生的电气干扰不得对飞艇或其系统产生危险的影响，除非能表明其发生是极其不可能的。

(b)线缆必须分组、选择路径并留有空间，以确保当电缆特别是承载大电流的电缆失效时，对重要电缆的破坏尽量最小化。

(c)蓄电池必须按下列要求设计和安装：

(d)在任何可能的充电或放电状态下，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(在预先安全放电之后)在下列情况重新充电时，单体蓄电池的温度不得有不可控制的升高：

(i)以调定的最大电压或功率；

(ii)最长持续飞行期间；

(iii)服役中很可能出现的最不利的冷却条件。

(1)必须通过试验表明符合本条(c)款(1)项的要求，除非类似的蓄电池和安装方法的使用经验已表明，能将单体蓄电池的温度和压力保持在安全范围内。

(2)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毒气体，在飞艇内的积聚量不得达到危险程度。

(3)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。

(4)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。

(5)对于不采用低能量充电的镉镍蓄电池，必须具有下列系统：

(i)一个自动控制蓄电池充电速率的系统，以防止蓄电池过热；

(ii)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；或

(iii)一个蓄电池失效敏感和警告系统，该系统具有措施一旦发生蓄电池失效即可将蓄电池与其充电电源断开。

(e)电缆必须按照以下要求设计和安装：

(1)所使用的电缆必须与第 TA.1357 条所要求的电路保护装置相兼容，以防短暂或持续的故障引发火灾；

(2)必须提供电气电缆、插头和端点的永久识别方法；

(3)电缆的安装应尽量减小机械损伤的风险和由于流体、蒸汽、热源或老化引起的损坏的风险；

(4)每根电气连接电缆必须具有足够的载流能力；

(5)一旦发生电路过载或故障，可能过热的每根电缆和相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。

(f)在具有接地电气系统的飞艇上，其电气接地必须能够在正常和故障情况下，提供足够的电气回路。

TA.1355 配电系统

(a)配电系统包括配电汇流条、与其相关联的馈电线及每一控制和保护装置。

(b)如果中国民用航空规章要求由两个独立的电源向某些特定的设备或系统供电，则这些设备或系统的一个电源一旦失效后，另一电源(包括其单独的馈电线)必须能自动或手动接通，以维持设备或系统的工作。

TA.1357 电路保护装置

(a)必须采用自动保护装置，一旦发生线路故障、系统或所连接的设备发生严重故障时，最大限度地减小对电气系统的损坏和对飞艇的危害。

(b)发电系统中的保护和控制装置的设计，必须能足够迅速地断电，并将故障电源和输电设备与其相关联的汇流条断开，防止出现危险的过压或其它故障。

(c)每一可复位型电路保护装置的设计，必须在发生过载或电路故障时，不论其操作位置如何，均能断开电路。

(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。在使用熔断器的地方，必须有备用熔断器供飞行中使用，其数

量至少应为保护整个电路所需的每种额定熔断器数量的 50%，但至少备一个。这些备用熔断器应易于任何必需的驾驶员取用。

(e)每一重要负载电路必须具有单独的电路保护，但不要求重要负载系统中的每一电路(如系统中的每个航行灯电路)都有单独的保护。

(f)如果对于接至某设备的电缆已有电路保护，则可采用自动复位断路器(如热断路器)作为该电气设备自身装有的保护器。

TA.1360 预防伤害

(a)触电。电气系统的设计，必须尽量减少下列人员触电的危险：机组人员、乘客、乘务人员和维修人员。

(b)灼烧。机组人员在正常运行期间可能接触的任何部分的温度，绝不能导致机组人员非故意的危险动作，或者伤害机组人员。

TA.1361 总开关装置

(a)必须有一个总开关装置，以便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，若：

(1)这些电路绝缘或在实物上加以遮蔽，以防止由于任何可燃液体系统渗漏或破裂时可能溢出的可燃液体或蒸汽着火；

(2)这些电路是发动机持续运行所需的；或

(3)这些电路是靠近电源处的、额定值等于或小于 5A 的电路保护装置保护的。

(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。

(d)若系统在飞行中、地面移动或维护过程中能够被机组人员接近，则须安装额外局部电路断路器。

TA.1362 应急状态供电

应急着陆或水上迫降后，必须为应急程序所需的各项服务提供适当的电源。这些服务电路的设计、保护和安装必须使在这些应急状态下实施服务的失效风险最小。

TA.1363 电气系统试验

(a)必须通过试验以确定供电系统性能在所有正常和失效条件下满足本规定要求。在进行电气系统的试验室试验时：

(1)该试验必须使用与飞艇上相同的发电设备；

(2)设备必须模拟配电线路和所接负载的电气特性，其模拟程度要能取得可靠的试验结果；

(3)试验室发电机传动装置，必须模拟飞艇上实际的原动机对发电机加载(包括由故障引起的加载)的反应。

(b)对于在试验室内或通过飞艇地面试验不能适当模拟的每种飞行状态，必须进行飞行试验。

TA.1367 开关

每个开关必须满足下列要求：

(a)能够承载其额定电流。

(b)在结构上使载流零件与壳体之间有足够的间距或绝缘材料，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识。

灯

TA.1381 仪表灯

(a)仪表灯必须满足下列要求：

(1)提供足够的照明，使安全运行所必需的每个仪表、开关或其它装置易于判读，除非有其它光源提供的充足照明。

(2)灯的安装应做到：

(i)遮蔽直射驾驶员眼睛的光线；

(ii)使驾驶员看不到有害的反光。

(b)除非在每一预期的飞行条件下，不可调节亮度的仪表灯已令人满意，否则必须有措施控制照明强度。

TA.1383 着陆灯

(a)每个着陆灯必须经过批准，其安装必须做到：

(1)使驾驶员看不到有害的眩光；

(2)使驾驶员不受晕影的不利影响；

(3)为夜间运行(包括着陆)提供足够的光线；

(4)仪表飞行条件下必须安装两个灯或一个有独立双灯丝的灯；

(5)若安装有后起落架，则必须安装一个向下行着陆方向的照明灯。

(b)除了装在同一部位的几个灯可以共用一个开关控制之外，每个灯

都必须有一个单独的开关。

(c)如果外部照明是为机组人员而不是驾驶员提供,开关要尽可能的:

(1)在机组人员位置的控制范围;

(2)在驾驶员座位的中心位置。

(d)如果照明灯是可伸缩的,处于伸出位置时必须采取措施指示机组人员。

TA.1385 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,并且整个系统必须满足第 TA.1387 条至第 TA.1397 条的要求。

(b)头部航行灯。头部航行灯的光色必须是白色,其安装位置必须尽可能位于气囊的前端。且灯必须经过批准。

(c)前航行灯。前航行灯必须由红灯和绿灯组成,其横向间距要尽可能大,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。后航行灯必须由红灯和绿灯组成,其横向间距要尽可能大,并朝后装在飞艇上,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。

(e)尾部航行灯。尾部航行灯的光色必须是白色,其安装位置必须尽量位于气囊的尾端。且灯必须经过批准。

(f)电路。头部航行灯、两组前后航行灯以及尾部航行灯必须组成一个单独电路。

(g)灯罩和滤色镜。每个灯罩或滤色镜都必须至少是阻燃的,在正常使用中不得改变颜色或形状,也不得有任何明显的灯光透射损失。

TA.1387 航行灯系统二面角

(a)除本条(f)款规定外,所装的每个头部、前、后及尾部航行灯在本条规定的二面角内,必须显示不间断的灯光。

(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)如果根据第 TA.1385 条(d)款尽量靠后安装的尾部航行灯,在本条(e)款所定义的二面角(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,该圆锥体以尾部航行灯为顶点,母线与通过尾部航行灯的垂直线成 30° 夹角。

TA.1389 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)款的要求。

(b)头部、前、后及尾部航行灯。头部、前、后及尾部航行灯的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、任一垂直平面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(包含飞艇纵轴且垂直于飞艇对称平面的平面)内各范围的光强必须等于或大于第 TA.1391 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)内各范围的光强必须等于或大于第 TA.1393 条规定的相应值;

(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第 TA.1395 条中规定的相应值,但是当主光束的光强远大于第 TA.1391 条和第 TA.1393 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,则可允许有更大的掺入光强,当前航行灯光强峰值大于 100cd 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第 TA.1395 条中规定的相应值。

(c)头部或尾部航行灯安装:若符合下列情况,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;

(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。

TA.1391 头部、前、后和尾部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附录 A 表 A.10 规定的相应值。

TA.1393 头部、前、后和尾部航行灯任一垂直平面内的最小光强

每个航行灯的光强必须等于或大于附录 A 表 A.11 规定的相应值。其中， I 为第 TA.1391 条规定的该水平平面内相应角度的最小光强。

TA.1395 航行灯的最大掺入光强

除第 TA.1389(b)款(3)项条规定外，航行灯掺入光强均不得超过附录 A 表 A.12 规定的相应值。

TA.1397 颜色规格

每一航行灯的颜色必须具有国际照明委员会规定的下列相应的色度坐标值：

(a) 航空红色

“ y ”不大于 0.335；

“ z ”不大于 0.002。

(b) 航空绿色

“ x ”不大于 $0.440 - 0.320y$ ；

“ x ”不大于 $y - 0.170$ ；

“ 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“ $y_0 - 0.010$ ”，取小者；

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

其中“ y_0 ”为普朗克辐射器相对于所论“ x ”值的“ y ”坐标值。

TA.1401 防撞灯系统

(a) 总则。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机组的视觉，也不损害航行灯的明显性；

(2) 防撞灯的分布必须使穿过飞艇飞行路线的航空器不得在头部和尾部防撞灯之间飞行；

(3) 满足本条(b)款至(f)款的要求。

(b) 作用范围。该系统必须有足够数量的灯，以照亮飞艇周围重要的区域(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 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 次/分钟至 100 次/分钟的有效闪光频率，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/分钟，但不得超过 180 次/分钟。

(d)颜色。防撞灯必须为航空红色或航空白色，且必须满足第 TA.1397 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”光强表示的所有垂直平面内的最小光强，必须满足本条(f)款的要求。必须采用下列关系式：

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

式中：

I_e —有效光强(坎德拉)；

$I(t)$ —作为时间的函数的瞬时光强；

$t_2 - t_1$ —闪光持续时间(s)。

通常，选择 t_2 和 t_1 使有效光强等于 t_2 和 t_1 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：每个防撞灯的有效光强必须等于或大于附录 A 表 A.13 中规定的相应值。

安全设备

TA.1411 总则

(a)可达性。机组应急使用的安全设备必须易于接近。

(b)存放设施。必须备有存放所需应急设备的设施，该存放设施必须满足下列要求：

(1)布置得使应急设备可以直接取用，而且其位置明显易见；

(2)防止安全设备由于受到第 TA.561 条规定的惯性载荷而导致损坏。

(c)应急出口离机设备。第 TA.810 条要求的应急出口离机设备的存储

设施，必须放置在规定使用这些设备的每个应急出口处。

(d)救生筏

(1)第 TA.1415 条所述救生筏的存放设施，必须能够存放足够数量的救生筏，以容纳对于申请水上迫降合格审定的最大乘员数目；

(2)救生筏必须存放在出口附近，在意外水上迫降时能够通过该出口投出救生筏；

(3)自动地或遥控地投到机外的救生筏，必须用第 TA.1415 条规定的固定绳连接在飞艇上；

(4)每一手提式救生筏的存放设施必须使救生筏能够迅速解脱，带往非原定的出口处使用。

(e)远距信号发射装置。第 TA.1415 条要求的远距信号装置的存放设施，必须靠近意外水上迫降时可以使用的出口处。

(f)救生衣存放设施。第 TA.1415 条规定的救生衣存放设施必须根据申请水上迫降合格审定的乘员总数，能为每个乘员存放一件救生衣，每件救生衣必须存放在每个就座的乘员易取的部位。

(g)救生绳存放设施。必须备有存放救生绳的设施。存放设施必须保证在客舱/驾驶舱的每侧系一个救生绳。

TA.1413 安全带

(a)考虑具体座椅或卧铺的布置及安全带的安装尺寸特性后，安全带的额定强度不得小于第 TA.561 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，第 TA.561 条规定的向前的载荷系数可不适用。

(c)每一安全带必须安装有金属对金属的锁扣装置。

TA.1414 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。

TA.1415 水上迫降设备

(a)如果申请水上迫降的合格审定，根据中国民用航空总局有关运营规定要求，水上迫降设备必须满足本条要求。

(b)救生筏和救生衣必须经过批准。同时，还应符合下列要求：

(1)每只救生筏必须带有一根拖曳绳和一根固定绳。固定绳要设计成能把救生筏系留在飞艇附近，而在飞艇完全沉入水中时又能脱开。

(2)除非可提供足够容纳量的更多救生筏，否则在额定装载容量最大的一只救生筏一旦损失时，其余救生筏的浮力和最大装载容量，必须能容纳艇上全部乘员。

(c)经批准的救生设备必须放置在救生筏邻近的位置。

(d)救生筏上的应急定位发射器必须符合相应现行技术标准等级中可适用的要求或可接受的等效要求。

(e)必须在每个乘客座位容易取用的范围之内放置救生衣或其它经批准的漂浮装置，并且能够迅速从飞艇上取下。

TA.1417 结冰探测

对于冰雪易积聚的关键部位，必须具备照明或其它可判定结冰状况的措施。任何使用到的照明方式均不得产生妨碍机组成员执行其任务的眩光或反光。

TA.1419 冰雪防护

如果申请在结冰和降雪条件下飞行的合格审定，飞艇必须能在CCAR-25-R4 附录 C 中确定的连续和间断的最大结冰状态下安全运行。为确认这一点，采用下列验证方法：

(a)必须通过分析确认，飞艇在各种运行形态下其各种部件的防冰是足够的。

(b)为了验证防冰分析结果，检验各种结冰异常情况，演示防冰系统及其部件的有效性，必须对飞艇或其部件在各种运行形态和经测定的自然大气结冰条件下进行必要的飞行试验和试验室试验。

TA.1421 扩音器

如果装有扩音器，必须有固定措施，在扩音器受到第 TA.561 条(b)款(2)项规定的极限惯性力时能够将其固定住。

其它设备

TA.1423 机内广播系统

本规定要求的机内广播系统必须满足以下要求：

(a)当飞艇在飞行中或地面停放时，当所有发动机和辅助动力装置关车或失效后，或者依靠发动机和辅助动力装置连续工作的所有电源断开或失效后，仍然能够按下列时间要求向机内广播系统供电：

(1)在与机内广播系统使用同一电源的所有其它用电设备继续被供电，而所有其它电源均不工作的情况下，至少连续工作 30 分钟，其中由飞行机组成员和客舱机组成员发布通告的累计时间至少为 10 分钟；和

(2)还须加上机内广播系统处于准备状态所需的时间，或者由同一电源供电和安全飞行必不可少的或应急情况下必需的任何其它用电设备所需的供电时间。

(b)系统必须是双余度的，且能够在话筒从存储箱中取出 3 秒内开始工作。

(c)能被所有在乘客座位上、厕所内、空中服务员座位上和工作位置处的人员听明白。

(d)使系统设计成不会因话筒不使用、未收存的影响而不能工作。

(e)能独立工作而与任何必要的机组机内通话系统无关。

(f)能从驾驶舱两个飞行机组成员工作位置中任一处直接取用。

(g)对于每一个和空中服务员座位邻近的、所要求的与地板齐平的乘客应急出口，应设置一个使坐着的空中服务员易于取用的话筒，若出口之间非常接近，当坐着的空中服务员能够直接口头联系时，一个话筒也可供一个以上的出口使用。

TA.1431 电子设备

(a)在表明无线电和电子设备及其安装符合第 TA.1309 条(a)款和(b)款的要求时，必须考虑临界环境条件。

(b)无线电和电子设备的供电必须按照第 TA.1355 条(b)款的要求。

(c)无线电和电子设备、控制装置和导线，必须安装成在任一部件或系统工作时，对中国民用航空规章所要求的任何其它无线电和电子部件或系统的同时工作不会有不利影响。

(d)电子设备必须被设计和安装成当由于电源供电瞬变或其它原因产生的瞬变时不会导致重要负载不工作。

TA.1435 液压系统

(a)设计。液压系统的每个元件，必须设计成：

(1)能承受测试载荷而不产生妨碍其预定功能的永久变形，而且能承受极限载荷而不断裂。测试载荷和极限载荷由设计使用压力(DOP)作如下定义：

序号	元件	测试	极限
----	----	----	----

		(xDOP)	(xDOP)
1	管路和接头	1.5	3.0
2	盛装气体的压力容器： 高压(如：蓄压器)	3.0	4.0
	低压(如：储压器)	1.5	3.0
3	软管	2.0	4.0
4	所有其它元件	1.5	2.0

(2)能承受设计使用压力和作用于其上的结构限制载荷而不产生妨碍其预定功能的变形；

(3)能无损坏地承受 1.5 倍的设计工作压力与合理地可能同时产生的结构极限载荷的组合载荷；

(4)能承受包括瞬态的和相关外部诱导载荷的所有循环压力的疲劳效应，同时需考虑元件失效的后果；

(5)能够在飞艇认证的所有环境条件下工作。

(b)系统设计。每一个液压系统必须：

(1)在以下情况下，具有位于机组成员工作位置的说明系统的合适参数的措施：

(i)执行为持续安全飞行和着陆的必要功能；或者

(ii)在液压系统失效的情况下，机组必须为保证持续安全飞行和着陆采取必要的纠正措施。

(2)具有确保系统压力在每个元件的设计容量之内的措施，满足本条(a)款(1)项至(5)项的要求。系统压力包括瞬时压力和由于元件内流体体积变化造成的压力，该元件能够在变化发生时保持密闭足够长的时间；

(3)具有措施确保在飞行中尽可能少的释放有害或危险浓度的液压液体或蒸气进入到驾驶舱和客舱；

(4)如果使用了可燃性的液压流体，需要达到第 TA.863 条、第 TA.1183 条、第 TA.1185 条以及第 TA.1189 条的应用要求；

(5)设计中使用飞艇制造商指定的液压流体，该流体必须具有满足第 TA.1541 条要求的合适的标牌加以识别。

(c)试验。必须进行液压系统和(或)子系统及元件的试验，除非进行可靠和适当的分析能够替代或完善试验。所有内部和外部因素都应被考虑并评估其影响，确保可靠的系统和元件的功能和完整性。元件或系统不

得出现损坏、故障和永久变形。必要时要进行充分的再次试验。

(1)系统、子系统或元件必须满足代表地面和飞行使用中的性能、疲劳和耐久性的试验；

(2)完整系统必须进行包括在相关失效条件下模拟在内的试验以确定其合适的性能和与其它系统的关系，并证明或验证元件的设计；

(3)完整液压系统必须在飞艇正常的所有相关用户系统运行的操作状态下进行功能试验。试验必须在系统释压状态下或在系统压力释放装置不是系统一部分的情况下在 1.25 倍设计使用压力(DOP)状态下实施。液压系统和其它系统或结构元件之间的间隙必须充分且对系统或元件没有不利影响。

TA.1436 气动系统—高压

(a)总则。由空气或氦气提供动力及/或用于分配或存储空气或氦气的气动系统，如果系统压力乘以系统容积达到 30 MPa m³以上，必须符合本条要求。

(1)必须通过功能性测试、耐久性测试和分析表明气动系统符合第 TA.1309 条的要求。作为发动机附件的气动系统任何部分必须符合第 TA.1163 条相关要求；

(2)任何经过火烧可能引起爆炸危险的气动系统元件，不得安装在发动机舱或其它指定火区内，或类似的舱内，如燃烧加温器的舱室内；

(3)系统在运行时，不得由于结冰而产生危险的堵塞。如果飞艇处于地面停放状态时可能发生此类堵塞，则必须在每个压力源附近安装一个压力释放装置。

(b)设计。每个气动系统必须按照如下要求设计：

(1)每个气动系统元件(压力容器除外)都必须设计成能够承受工作压力(P_w)产生的载荷，或对于压力容器承受极限压力(P_L)的情况下、连同施加的结构限制载荷而不会产生妨碍其预定功能的变形，并且能够承受 1.5 倍的工作或极限压力载荷与合理可能地同时产生的结构极限载荷而无破裂。

(i)P_w：工作压力，使用中作用在元件上的最大稳定压力，包括正常工作模式下的公差和可能的压力变化，但不包括瞬时压力；

(ii)P_L：极限压力，使用中作用在元件上的预期最大压力，包括正常工作模式下的公差和可能的压力变化，但不包括瞬时压力。

(2)在每个机组人员工作位置处，必须提供指示每个气动系统压力的措施：

(i)执行为持续安全飞行和着陆的必要功能；或者

(ii)在气动系统失效的情况下，机组必须为保证持续安全飞行和着陆采取必要的纠正措施。

(3)必须有措施以确保系统压力，包括瞬变压力和元件(可能长时间处于封闭状态而导致产生压力变化)内气体体积变化而引起的压力：

(i)在每个泵出口或泵瞬变压力缓冲装置处，压力保持在泵平均排放压力的 90%至 110%；

(ii)除本条(b)款(6)项规定的以外，不得超过设计工作压力的 125%，本条(b)款(3)项(i)规定的出口处压力除外。所用的措施必须能够有效地防止系统在地面加压中产生过多的压力。

(4)每个气动元件的安装和支撑必须能够防止过大的振动、磨损、腐蚀以及机械损坏，并能承受惯性载荷。

(5)在存在相对运动或不同振动的气动管路接口之间，必须采取柔性连接措施。

(6)如果满足以下要求，系统中某一部分的瞬变压力可以超过本条(b)款(3)项(i)规定的限制：

(i)对这些瞬变压力进行监测并且确定其大小和频率；

(ii)基于该监测，该系统元件的疲劳强度通过分析或试验，或两者共同表明；

(iii)制定了维修指南。

(7)系统元件必须能够承受附录 A 表 A.14 中给出的压力载荷，在试验条件下不得出现泄漏或永久变形，在极限承载条件下不得有破裂。温度必须为正常工作条件相对应。当元件不是由铝合金、黄铜或中等强度钢构造而成时，局方可以规定或同意其它系数。所用材料应在所有情况下，必须能够耐受安装环境产生，尤其是振动效应引起的材料退化。

(8)当系统任何部分承受波动或重复的外部或内部载荷时，必须为元件疲劳提供足够的疲劳容限。

(c)试验

(1)必须对整个气动系统进行静态测试，以表明其可以承受 1.5 倍的工作压力，且系统的任何部分不发生影响其预定功能的变形。结构件

和气动系统元件之间必须有足够的间隙且不得有永久性有害变形。为达到此试验的目的，可使泄压阀不工作来满足要求的压力；

(2)整个系统或相应的分系统必须在飞艇上或实体模型上进行测试，以确定其性能和与其它飞艇系统的相互关系。功能性测试必须包括气动系统失效条件模拟。测试必须考虑正常运行期间预期的飞行载荷、地面载荷和气动系统工作压力、极限压力和瞬变压力，但无需考虑振动载荷或温度影响载荷。耐久性测试必须模拟在运行中预计出现的重复飞行过程。在测试过程中必须对失效的元件进行修复，使设计缺陷得到校正，并在适用时重新进行充分测试。运行和环境条件模拟必须在元件和气动系统适当部件上完成，以满足环境影响评估的需要。

(3)其失效会明显降低飞艇的适航性或安全着陆能力的部件，必须通过适当的试验，并考虑适用的压力和温度最不利的组合。

TA.1437 多发飞艇附件

对安全运行所必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上，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运行。

TA.1438 增压系统和低压气动系统

以下要求适用于飞艇上所有气动系统，而用于升力气室或气囊和副气囊增压的系统除外。

(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)款或(b)款要求的各项试验，条件是局方认为该方法与所要求的试验等效。

TA.1439 防护性呼吸设备

(a)必须装有防护性呼吸设备供相应的机组人员使用。此类设备的放置必须使得在飞行中易于接近以便在乘员舱内可以使用。

(b)对于本条(a)款或中国民用航空规章任何运营规则所要求的防护性呼吸设备，采用下列规定：

(1)防护性呼吸设备的设计，必须保护飞行机组在驾驶舱执勤和货舱灭火时不受烟、二氧化碳和其它有害气体的影响。

(2)该设备必须包括:

- (i)盖住眼、鼻和嘴的面罩; 或
- (ii)盖住鼻和嘴的面罩, 另加保护眼睛的附属设备。

(3)包括便携设备的设备在使用过程中, 必须能够与其他机组成员通信。飞行机组必须能在其指定位置上使用无线电设备。

(4)防护性呼吸设备保护眼睛的部分, 不得对视觉有明显的不利影响, 还必须允许佩戴矫正视力的眼镜。

(5)在 2400m(8000ft)压力高度下, 在 BTPD 状态下每分钟呼吸 30L, 该设备必须能向每名机组成员持续输送 15min 用氧量。该设备和系统必须被设计成, 能够防止任何向设备内部的向内泄漏和防止任何引起当地周围大气的氧气含量显著增加的向外泄漏。BTPD 指体温条件(即在周围压力干燥环境下为 37°C)。

TA.1457 驾驶舱录音机

(a)中国民用航空规章运营规则所要求的每台驾驶舱录音机必须经过批准, 并且其安装必须能够记录下列信息:

- (1)通过无线电在飞艇上发出或收到的通话;
- (2)驾驶舱内飞行机组成员的对话;
- (3)驾驶舱内飞行机组成员使用飞艇内话系统时的通话;
- (4)进入耳机或扬声器中的导航或进场设备的通话或音频识别信号;
- (5)飞行机组成员使用乘客广播系统时的通话(如果装有乘客广播系统, 并根据本条(c)款(4)项(ii)的要求有第四通道可用)。

(b)必须在驾驶舱内安装一只区域话筒来满足本条(a)款(2)项的记录要求。话筒要安装在最佳位置, 能够记录正、副驾驶员工作位置上进行的对话, 以及记录驾驶舱内其他机组成员面向正、副驾驶员工作位置时的对话, 话筒的定位必须使得在飞行中驾驶舱噪声条件下所记录和重放的录音通信的可懂度尽可能高, 如有必要, 应对录音机的前置放大器和滤波器进行调整或补偿。评价可懂度时可以把记录反复重放, 用听觉或目视来判断。

(c)每台驾驶舱录音机的安装必须将本条(a)款规定的通话或音频信号根据不同声源分别记录在下列通道上:

- (1)第一通道, 来自正驾驶员工作位置上的每个吊杆式、氧气面罩式或手持式话筒、耳机或扬声器;

(2)第二通道，来自副驾驶员工作位置上的每个吊杆式、氧气面罩式或手持式话筒、耳机或扬声器；

(3)第三通道，来自安装在驾驶舱内的区域话筒；

(4)第四通道：

(i)来自第三和第四名机组成员工作位置上的每个吊杆式、氧气面罩式或手持式话筒、耳机或扬声器；

(ii)来自驾驶舱内与乘客广播系统一起使用的每个话筒，如果此信号未被别的通道所拾取(条件是不要求配置本条(c)款(4)项(i)中规定的工作位置，或该工作位置的信号由另一通道所拾取)。

(5)不论机内通话话筒按键开关处于何种位置，必须将本条(c)款(1)项、(2)项和(4)项所述的话筒接收到的所有声音尽可能不间断地记录下来。该设计必须保证只有在使用机内通话机、乘客广播系统或无线电发送机时才会对飞行机组产生侧音。

(d)每台驾驶舱录音机的安装必须符合下列规定：

(1)其供电应来自对驾驶舱录音机的工作最为可靠的汇流条，而不危及对重要负载或应急负载的供电；驾驶舱录音机必须尽可能长时间地保持电力，又不危及飞艇的应急操作；

(2)应备有自动装置，在撞损冲击后 10min 内，能使录音机停止工作并停止各抹音装置的功能；

(3)应备有音响或目视装置，能在飞行前检查录音机工作是否正常。

(e)记录容器的位置和安装，必须能将坠撞冲击使该容器破裂，以及随之起火而毁坏记录的概率减至最小。

(f)如果驾驶舱录音机装有抹音装置，其安装设计必须使误动的概率以及在撞损冲击时抹音装置工作的概率减至最小。

(g)每个记录容器必须符合下列规定：

(1)外观为鲜橙色或鲜黄色；

(2)在其外表面固定有反射条，以利于发现它在水下的位置；

(3)当中国民用航空规章的营运规则有要求时，在容器上装有或连接有水下定位装置，其固定方式要保证在撞损冲击时不大可能分离。

TA.1459 飞行数据记录器

(a)中国民用航空规章的运营规则所要求的每一飞行记录器的安装必须满足下列要求：

(1)飞行记录器应获得空速、高度和航向数据，数据的来源符合第 TA.1323 条、第 TA.1325 条和第 TA.1327 条中相应的精度要求；

(2)垂直加速度传感器应刚性固定，其纵向位置在批准的飞艇重心范围之内；

(3)其供电应来自对飞行记录器的工作最为可靠的汇流条，而不危及对重要负载或应急负载的供电；飞行记录器必须尽可能长时间地保持电力，又不危及飞艇的应急操作；

(4)应备有音响或目视装置，能在飞行前检查记录器是否正常在储存装置中记录数据；

(5)除了由发动机驱动的发电机系统单独供电的记录器外，应备有自动装置，在撞损冲击后 10min 内，能使具有数据抹除装置的记录器停止工作并停止各抹除装置的功能；

(6)应备有记录下述信息的手段，能够由该信息来确定同空中交通管制中心进行每一次无线电联络的时间。

(b)每个非弹出式记录器容器的位置和安装必须能将撞损冲击使该容器破裂，以及随之起火而毁坏记录的概率减至最小。

(c)必须确定飞行记录器的空速、高度和航向读数同正驾驶员仪表上相应读数(考虑修正系数)之间的相互关系，此关系必须覆盖飞艇飞行的空速范围、飞艇的高度限制范围和 360°航向范围，相互关系可在地面上用合适的方法确定。

(d)每个记录容器必须符合下列规定：

(1)外观为鲜橙色或鲜黄色；

(2)在其外表面固定有反射条，以利于发现它在水下的位置；

(3)当中国民用航空规章的运营规则有要求时，在容器上装有或连接有水下定位装置，其固定方式要保证在撞损冲击时不大可能分离。

(e)应对飞艇的任何新颖或独特的设计或使用特性进行评价，以决定是否专用参数必须记录在飞行记录器上以增加或代替现有要求。

TA.1461 含高能转子的设备

(a)含高能转子的设备必须满足本条(b)款、(c)款或(d)款的规定。

(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包容住高能转子叶片破坏所引起的损伤；

(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)必须通过试验表明，含高能转子的设备能包容高能转子在最高速度下发生的任何破坏(当正常的速度控制装置不工作时能达到的最高速度)。

(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。

TA.1499 厨房设备和用具

(a)厨房用具必须设计和安装成，一旦供电或控制系统出现失效时，能满足第 TA.1309 条(b)款和(c)款的要求。

(b)厨房和炊具的安装必须将着火的危险减至最小。

(c)厨房用具，特别是在厨房区域的装置，必须经过安装或施加保护以防止在正常使用时或由于溢出而产生的流体或蒸汽对关系到飞艇安全的设备或系统造成损坏或污染。

(d)所有的厨房电器必须与相应地电位连接。

G 章使用限制和资料

总则

TA.1501 总则

(a)必须制定第 TA.1505 条至第 TA.1528 条所规定的每项使用限制以及为安全使用所必须的其它限制和资料。

(b)必须按第 TA.1541 条至第 TA.1601 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

TA.1503 空速限制：总则

当空速限制与重量、重量分布、净重、高度相关时，必须逐一说明空速限制所对应的有关参数的临界组合。

TA.1505 最大使用限制速度

必须制定最大使用限制速度 V_{MO} ，在任何飞行状态下(爬升、巡航或下降)，飞艇都不要超越该速度，除非飞行测试或飞行员训练操作允许更高的速度。所制定的 V_{MO} 不得大于设计最大平飞速度 V_H 。

TA.1515 起落架速度

(a)最大起落架收放速度 V_{LO} 不得超过第 TA.729 条或飞行特性中确定的速度。

(b)已确定的最大起落架放下速度 V_{LE} 不得超过起落架固定于完全放下位置飞行时的速度。

TA.1516 其它速度限制

必须制定与速度相关的其他限制。

TA.1519 重量、重心和重量分布

必须将按第 TA.23 条确定的重量和重心限制制定为使用限制。这包括最大起飞重量 W_t 、最大着陆重量 W_l 、最大设计净重 W_{sh} 和最大设计净轻 W_{sl} 。重量分布、静升力和有用载荷必须确定为使用限制。如果使用控制艇舱，必须确定其最大重量。由龙骨或艇舱结构支撑的所有项目的最大重量，包括货物、乘客、燃油和配重，必须确定各自的位置。必须建

立一套监视和记录载荷分布的程序并应符合第 TA.1583 条(c)款(4)项。

TA.1521 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型号合格证中规定的或经批准的相应限制，并不得超过根据本规章制定的任何其它规定值。

(b)起飞运转。动力装置起飞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(对活塞发动机)；
- (3)最高允许燃气温度(对涡轮发动机)；
- (4)马力、扭矩或推力(对涡轮发动机)；
- (5)本条(b)款(1)项至(4)项制定的起飞操作限制对应的使用时间限值；

(6)最高允许的气缸头温度、冷却液温度和滑油温度(如适用)。

(c)持续运转。动力装置持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(对活塞发动机)；
- (3)最高允许燃气温度(对涡轮发动机)；
- (4)马力、扭矩或推力(对涡轮发动机)；
- (5)最大允许的气缸头温度(如适用)、滑油温度和冷却液温度。

(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)款和(c)款的限制范围内运转所要求的标号或牌号。

(e)已经作为发动机型号证书部分确定限值的任何其他参数，除非由于装置的设计或由于另一个已确定的限制，无需为正常运行中无法超过的参数确定限值。

(f)传动(推进器)。传动操作必须由以下内容限制：

- (1)最大转速，其不得大于：
 - (i)设计确定的最大值；或
 - (ii)取证测试中表明的最大值；
- (2)最大允许的发动机功率或扭矩，将所有发动机运行时传动的功率输入限值纳入考虑；
- (3)本条(b)款(1)项至(2)项中使用限制功率所对应的时间限值；以及

(4)最大允许滑油温度。

(g)环境温度限值(包括冬季安装限值,如适用)必须确定为最大环境大气温度下对第 TA.1041 条至第 TA.1045 条冷却规定表明符合性。

TA.1522 辅助动力装置限制

如果飞艇上装有辅助动力装置,必须将为辅助动力装置制定的各项限制,包括使用类别,规定为飞艇的使用限制。

TA.1523 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。

(c)第 TA.1525 条所核准的运行类型。

(d)在多个机组成员参与操作的情况下,对所有任务进行适当的机组协调。

(e)飞艇地面系泊时足够的监督和控制。

TA.1524 系统和设备限制

必须明确与安全运行有关的、适用于功能性设备和系统的所有限制。

TA.1525 运行类型

飞艇限用的运行类型按其适航审定所属类别及所装设备来制定。

TA.1526 最大爬升和下降速率

必须按第 TA.65 条(b)款至(c)款规定最大爬升和下降率。

TA.1527 环境温度和使用高度

必须制定受飞行、结构、动力装置、功能或设备的特性限制所允许运行的最大环境温度和最大高度。

TA.1528 气囊和副气囊压力

必须确定飞行包线内,由飞行、结构和功能所限制的气囊和副气囊的压差范围。

TA.1529 持续适航文件

如适用,申请人必须根据 CCAR-25 部附录 H 编制局方可接受的持续适航文件。如果有计划保证在交付第一架飞艇前或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。

TA.1530 发动机或螺旋桨的转向

必须按飞行、结构、动力装置和功能要求的限制，制定使用所允许的发动机或螺旋桨转向的最大角度范围。

TA.1533 最大客座量布置

必须制定最大客座量的布置。

标识和标牌

TA.1541 总则

(a) 飞艇必须装有：

(1) 规定的标识和标牌；

(2) 如果具有不寻常的设计、使用或操纵特性，为安全运行所需的附加的信息、仪表、标记和标牌。

(b) 本条(a)款中规定的每一标识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。

TA.1543 仪表标识

每一种仪表标识必须符合下列要求：

(a) 当标识位于仪表的表面玻璃上时，有使表面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，且要在模拟指示器上标明各种限制值。

TA.1544 运行压力限制

对于用于飞艇气囊、副气囊或囊体的压力仪表或综合显示设备，必须在每个压力表上标明其最大工作压力。

TA.1545 空速限制

必须在飞艇最大飞行高度以下任一高度所确定的 V_{MO} 最低值位置，用一径向红线标识为 V_{MO} 。此外，根据 TA.1505 至 TA.1516 确定的其他空速限制必须在安装在每个驾驶员清晰视野内的标牌上注明，除非相关仪表已进行颜色编码或配有限制指示装置。

TA.1547 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条要求的标牌。
- (b)标牌必须标明在发动机工作的平飞状态下该仪表的校准结果。
- (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。

TA.1549 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最小安全使用限制(如有)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)起飞和预警范围用黄色弧线或黄色直线标示。
- (d)每个发动机或螺旋桨因振动应力过大超出所限制的范围必须用红色弧线或红色线标示。

TA.1551 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。

TA.1553 燃油油量表

如果任一油箱的不可用燃油超过 3.8L 或该油箱容量的 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标示。

TA.1555 操纵器件标识

(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识, 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；

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

(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、辅助设备和应急操纵器件有下列要求：

(1)如果采用收放式起落架，则必须对第 TA.729 条(e)款所要求的每个目视指示器作出标识，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，必须标示其使用方法。

TA.1557 其他标识和标牌

(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 77Kg，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识：

(i)“燃油”字样；

(ii)最低燃油标号或参见飞行手册中许用燃油牌标号；

(iii)压力加油系统最大许用加油压力和最大许用抽油压力。

(2)机油滤清器开口必须在加注口盖处或其附近标识“机油”字样及许用机油牌号，或参见飞行手册中许用机油牌号。

(d)冷却液口盖上或其近旁必须标有“冷却液”字样

(e)必须在加油口盖处或其附近标识补充液加注口，以识别所需的油液。

TA.1559 使用限制标牌

必须有一个驾驶员能清晰可见的标牌, 标明飞艇安装设备限制或禁止的飞艇飞行类型(如目视飞行规则(VFR)、仪表飞行规则(IFR)、白天或夜间飞行条件)和气象条件(如结冰条件)。

TA.1561 安全设备

(a)对安全设备必须清晰地标明其操作方法。

(b)必须标识所需安全设备的存放规定, 以方便乘员。彩色箭头和象形图应将乘客引导至安全设备项目的位置, 如果这些项目距离乘客座椅超过 3m, 则在起飞、着陆、滑行和系泊以及紧急情况下指定为可占用。

TA.1563 空速/ 高度/ 姿态标牌

必须在驾驶员的清晰视界内安装标有空速、高度和姿态的标牌, 且应尽量靠近相应的指示器。

飞艇飞行手册

TA.1581 总则

(a)应提供的资料。必须为每架飞艇提供飞艇飞行手册和关于地面操作程序的飞艇地面操作手册, 它们必须包括以下内容:

(1)第 TA.1583 条至第 TA.1589 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)款(2)项规定的内容外, 飞艇飞行手册中包含第 TA.1583 条至第 TA.1589 条规定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, 将其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)款(1)项的要求不适用:

(i)飞艇飞行手册包含第 TA.1583 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, 并加以标识, 并明显区别于飞艇飞行手册的其它各部分;

(ii)第 TA.1585 条至第 TA.1589 条中规定的资料, 必须按照本部的适用要求加以确定, 并用局方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页, 其内容必须不易被擦去、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)如果手册的复杂程序表明有必要，每一本飞艇飞行手册必须包括一个目录表。

TA.1583 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“除经批准在试飞或驾驶员飞行训练中可使用更大的速度外，在任何飞行状态(爬升、巡航或下降)下，均不得故意超过该速度限制值”；

(2)起落架收放速度(如适用)；

(3)颠簸气流中最大飞行速度 V_{RA} 。

(b)动力装置限制。必须提供下列资料：

(1)第 TA.1521 条至第 TA.1522 条要求的限制；

(2)对限制的解释(当需要时)；

(3)按第 TA.1549 条至第 TA.1553 条要求对仪表作标识所必需的资料。

(c)重量/升力。飞艇飞行手册必须包括下列重量/升力限制：

(1)最大重量/升力(起飞)；

(2)最大着陆重量/升力；

(3)最大允许净重和净轻；

(4)最大有用商用载荷及其分布；

(5)最大行李舱重量；

(6)最大载货单元重量(包括最大货物)。

(d)重心。已制定的重心限制。

(e)最小飞行机组。必须说明要求的最小飞行机组，如果为了安全，要求飞行机组多于一人时，则必须提供最小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。必须列出所有与使用限制有关的装机设备并标出其使用功能。

(g)最大客座布置。必须提供最大客座量布置。

(h)气囊压力。必须提供气囊及副气囊的最大和最小压力。

(i)最大上升和下降速率。必须提供飞艇的最大爬升率和最大下降率。

(j)机动。必须提供与飞行速度相关的飞艇最大俯仰角、横滚角和转

弯速率。

(k)标牌。对第 TA.1541 条至第 TA.1563 条所要求的任何标牌，必须在手册上书面描绘出每个标牌在飞艇上的真实位置。

(l)雪/冰载荷。必须在飞艇飞行手册和飞艇地面操作手册中确定并提供最大雪或冰载荷以及这些载荷的测量信息。

(m)道面类型。可能使用的起降场地道面类型。

(n)系统和设备。必须提供系统和设备的限制。

(o)运行高度及环境大气温度。必须提供运行高度及相应高度的环境大气温度的范围限制。

TA.1585 使用程序

(a)对于每架飞艇，必须提供有关正常和应急程序的资料以及安全运行必要的其它有关资料，包括：

(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、举升和配平操纵、以及动力控制，以及短距起降时可能需要的非常规操作；

(3)推荐的进场、着陆速度和飞行剖面图，包括进场和着陆所用的辅助推力、举升和配平操纵，以及动力控制，以及短距起降时可能需要的非常规操作；

(4)着陆和装载中断信息：

(i)推荐的进场和着陆速度及飞行剖面图，包括从进近着陆过渡到着陆复飞爬升的程序；

(ii)根据第 TA.80 条(c)款要求所推荐的货物或配重装载的中断程序；

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

(6)根据第 TA.887 条要求，维持主气囊压力的程序；

(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)根据第 TA.863 条要求编制的可/易燃液体的防火说明和程序；

(9)根据第 TA.903 条(e)款和(f)款要求的发动机启动和关车的推荐程序；

(10)水上迫降说明和程序(包括基于第 TA.809 条(b)款、第 TA.1411 条和第 TA.1415 条要求的程序);

(11)根据第 TA.1419 条要求的涵盖燃油防冰设备的使用说明和程序;

(12)根据第 TA.255 条要求的推荐地面操纵程序, 锚泊塔操作程序以及锚泊程序(这些程序必须反映第 TA.481 条要求的飞艇设计能力)。此条可选择在单独的手册中进行说明;

(13)根据第 TA.895 条要求编制的涵盖配重配置的操作程序;

(14)根据第 TA.1001 条要求编制的应急放油操作程序;

(15)根据第 TA.803 条和第 TA.883 条(g)款要求编制的紧急疏散操作程序;

(16)锚泊、起降的最大验证风速以及有风条件下操作的相关程序和资料。

(b)还必须包括下列资料和程序:

(1)单发工作和全发不工作情况下的正常和紧急程序;

(2)必须提供各种飞艇配置在以下条件下获得最佳性能的资料和程序:

(i)单发或多发不工作;

(ii)单个或多个辅助或转向推进系统不工作。

(3)按照第 TA.51 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照第 TA.953 条规定独立供油, 同时提供将燃油系统配置成用以符合该条要求的状态的说明。

(c)对于表明符合第 TA.1353 条(c)款的每架飞艇, 必须提供将蓄电池与其充电器断开的操作程序。

(d)如果任何油箱中的不可用燃油油量超过油箱容量的 5%或 4L(取较大值), 则必须提供资料指明平飞中燃油油量指示器读数为“零”时, 油箱中的任何余油都不能在飞行中被安全的使用。

(e)必须提供每个燃油箱可用燃油总量的资料。

(f)在飞行中重启涡轮发动机, 包括高度效应, 必须在飞行手册中提出。

TA.1587 性能资料

(a)对于每架飞艇，如适用，必须提供下列资料：

(1)在第 TA.76 条和第 TA.203 条规定的改出期间，产生的任何超过 30 m(100ft)的高度损失或任何大于 30°的俯仰角；

(2)每个油箱的可用燃油总量可以被安全使用的条件；

(3)按第 TA.51 条确定的起飞距离，在 15m(50 ft)高度上的空速、飞艇构型(如相关)、试验时使用的道面类型、飞行航迹控制装置的使用以及起落架收放系统使用(如有安装)的有关资料；

(4)根据第 TA.75 条确定的着陆距离、飞艇构型(如相关)、头尾推进器的使用(如有安装)以及试验时使用的道面类型；

(5)根据第 TA.65 条和第 TA.67 条确定的定常爬升速率或梯度、空速、动力以及飞艇构型；

(6)以下内容变化对起飞距离(本条(a)款(3))、着陆距离(本条(a)款(4))、以及定常爬升速率(本条(a)款(5))的近似影响计算：

(i)从海平面至最大设计起飞高度；

(ii)这些高度的温度从低于标准温度 33°C(60 华氏度)至高于标准温度 22°C(40 华氏度)；

(iii)上述高度变化过程中，空气相对湿度从 20%至 100%；

(iv)升力气体重量与纯度。

(7)对于活塞式发动机飞艇，表明符合第 TA.1041 条至第 TA.1063 条冷却规定的最高大气温度；

(8)不同稳态条件和紊流水平下的最大速度；

(9)根据第 TA.80 条确定的货物装载过程中所允许的最大空速、俯仰角、横滚角和偏航角以及所有其它相关数据；

(10)起降过程中的最大允许风速和侧风。

(11)与气囊或副气囊丰满度相关的压力高度、或最大允许高度。

(b)对于多发飞艇，必须提供以下资料：

(1)单发停车时的最佳爬升速率；

(2)表明符合第 TA.1045 条(e)款(4)的冷却和爬升要求的速度，如果该速度大于主要发动机不可用时的最佳爬升速率；

(3)以下内容变化对第 TA.67 条确定的爬升性能的计算近似影响：

(i)高度由海平面至最大设计起飞高度；

(ii)这些高度的温度从低于标准温度 33°C(60 华氏度)至高于标准温度 22°C(40 华氏度);

(iii)上述高度变化过程中, 空气相对湿度从 20%至 100%;

(iv)升力气体纯度;

(v)不同数量的发动机不工作时, 包括单发工作时, 对性能的影响;

(vi)在不同稳态条件下, 起降过程所要求的推力转向角和动力装置的限制。

(c)飞艇飞行手册必须包含至少以下性能资料:

(1)提供足够资料, 以使申请人在所选运行限制内能确定在所有温度和高度条件下, 且符合第 TA.1583 条要求的起飞重量限制;

(2)具备获得性能资料的条件, 应包括根据第 TA.75 条确定着陆距离对应的 15m 高度时的空速;

(3)以下内容的性能资料(最大着陆重量和最大起飞重量之间用外推法计算确定):

(i)按第 TA.77 条确定的着陆配置下的爬升; 以及

(ii)按第 TA.75 条确定的着陆距离;

(4)按照限制条件确定的程序资料和其他以推荐程序形式为飞艇安全运行提供的资料;

(5)飞艇显著或不寻常的飞行和地面操作特性的说明。

TA.1589 载重信息

必须提供以下载重信息:

(a)第 TA.29 条规定的空重中每项设备的重量和位置。

(b)对于第 TA.25 条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, 应有相应的装载分布情况说明:

(1)申请人选择的极值; 或

(2)证明结构符合要求的限制; 或

(3)表明符合每项功能要求的限制。

附录

附录 A 表格与数据

表 A.1 设计机动情况

	载荷情况	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(推力反向)	V_H	W_t	(2)	向前	中立	(2)
2	水平飞行	$0.71 V_H$	W_l	(2)	反向	中立	(2)
3	低头	V_H	W_o	+30°	向前	中立	(2)
4	抬头	V_H	W_o	-30°	——	中立	(2)
5	下降和拉起	V_H	W_t	注 2	向前	中立	(2)
6	进入转弯	V_H	W_o	水平	向前	全偏	中立
7	转弯和反向转弯	V_H	W_o	水平	向前	(3)	中立
8	进入俯冲	V_H	W_o	水平	向前	中立	向下全偏
9	进入爬升	V_H	W_o	水平	向前	中立	向上全偏
10	转弯和爬升	V_H	W_o	水平	向前	全偏	向上全偏
11	转弯和俯冲	V_H	W_o	水平	向前	全偏	向下全偏
12	转弯	(1)	W_o	水平	向前	全偏	中立
13	转弯改出	(1)	W_o	水平	向前	(3)	中立
14	转弯改出和爬升	(1)	W_o	水平	向前	(3)	向上全偏
15	转弯改出和俯冲	(1)	W_o	水平	向前	(3)	向下全偏
16	浮空飞行	V_H	(2)	(2)	向前	中立	(2)

注 1: (1)速度值必须在速度稳定后确定, 不是在稳定之前。

注 2: (2)必须产生最大载荷情况。

注 3: (3)必须施加方向舵满操作，在转弯 75 度以后，随之作方向舵反向满舵操作。

表 A.2 操纵面和操纵系统载荷—驾驶员作用力

操纵器件	作用力或扭矩	
	最大	最小
(a)升降舵		
驾驶盘 ⁽¹⁾	743N(167 lbf)	445N(100 lbf)
装在杆上的轮(对称)	890N(200 lbf)	445N(100 lbf)
装在杆上的轮(非对称) ⁽²⁾	----	445N(100 lbf)
杆	743N(167 lbf)	445N(100 lbf)
(b)方向舵		
方向舵脚蹬 ⁽³⁾	890N(200 lbf)	580N(130 lbf)
装在杆上的轮 ⁽⁴⁾	222D Nm ⁽⁵⁾	178D Nm ⁽⁵⁾
杆	(50 Din-lb) 298N(67 lbf)	(40 Din-lb) 178N(40 lbf)
注 1: (1)当驾驶盘安装在驾驶员侧边, 前后向作用力施加在轮缘最高点。 注 2: (2)非对称力必须作用在驾驶盘的一个正常握点上。 注 3: (3)若提供, 因为飞艇的脚蹬不是必备的。 注 4: (4)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。 注 5: D=驾驶盘直径(m)。		

表 A.3 起飞和着陆情况

情况	姿态	重量	缓冲器伸长量	起落架载荷 ⁽³⁾		
				垂直	侧向 ⁽²⁾	纵向 ⁽²⁾
起飞	水平	W_t	静态	$1.5 W_{sh}$	0	$0.275 W_{sh}$
滑跑着陆	水平	W_1	最大	nW_1	0	$\pm 0.25nW_1$
滑跑着陆	水平	W_1	最大	nW_1	0	(1)
侧滑着陆	水平	W_1	静态	nW_1	$0.55nW_1$	0
注 1: (1)该载荷是基于起旋或回弹情况。 注 2: (2)侧向和纵向载荷作用于水平面内。 注 3: (3)对双轮的起落架，在机轮间用 60%和 40%载荷分配。 注 4: n 是按第 32N.473 条(b)选择的飞艇重心处限制垂直惯性载荷系数。						

表 A.4 系留和地面操纵特征

情况(6)	重量	风速(米/秒)	风向角(°)
对称系留	W_t	36(70 kn)	0
非对称系留	W_t	36(70 kn)	(2)
杆式地面操纵一重	W_t	(1)	(2)
杆式地面操纵一平衡 (3)	W_o	(1)	(2)
杆式地面操纵一超控 (4)	W_t	0	0
操纵索牵引(3), (5)	W_t	(1)	(2)
操纵索牵引(3), (5)	W_o	(1)	(2)

注 1: (1)地面操纵中预期会出现的最大风速由设计者选择, 并列入飞艇使用限制中, 但不得小于 5.14 米/秒。

注 2: (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°风向角。

注 3: (3)必须基于临界有效相对风向角决定地面载荷的包线。

注 4: (4)必须根据由相差 1.54 米/秒(3kn)的速度产生的杆和飞艇之间压缩力决定载荷。

注 5: (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°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极限, 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°牵引角。所选的牵引角必须列入飞艇牵引程序中。

注 6: (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。

表 A.5 飞行试验过程中的总承受力见 TA.21(d)。

表 A.6 操纵性和机动性—最大飞行员作用力

	规定操纵器件上的作用力	
	俯仰	偏航
(a)短暂作用：		
驾驶杆	267N(60lbf)	134N(30lbf)
驾驶盘(作用于轮缘)	333N(75lbf)	265N(60lbf)
绞盘	265N(60lbf)	—
方向舵脚蹬	—	667N(150lbf)
(b)持续作用：		
驾驶杆或驾驶盘(作用于轮缘)	44N(10lbf)	22N(5 lbf)
绞盘	44N(10lbf)	—
脚蹬	—	89N(20lbf)

表 A.7 极限惯性力

	大型飞艇	小型飞艇
向上		
向下	1.5g	0
向前	4g	3g
向后	4g	2.5g
侧向	4g	1.0g

表 A.8 非关键铸件

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

表 A.9 驾驶舱操纵器件的动作和效果

操纵器件	动作和效果
升降舵	向后抬头
方向舵	右脚前蹬使头部右偏, 或对机轮或机杆操纵, 右(顺时针)转为右舵
节流阀	向前打开
配平操纵器件	转动以产生近似的平行于配平轮轴线的飞艇转动轴线
起落架	向下伸展
功率/推力	向前以增加向前或向上推力, 向后以增加向后或向下推力
矢量推力操纵器件	与功率/推力操纵器件等同, 矢量操纵器件必须清楚地指示推力方向
螺旋桨	向前增加每分钟转速

表 A.10 航行灯水平平面内的最小光强

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(cd)
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
A(后白光)	110°-180°	20

表 A.11 航行灯任一垂直平面内的最小光强

自水平平面向上或向下的角度	光强
0°	1.00 I
0°-5°	0.90 I
5°-10°	0.80 I
10°-15°	0.70 I
15°-20°	0.50 I
20°-30°	0.30 I
30°-40°	0.10 I
40°-90°	0.05 I
注：I 为表 10 中规定的该水平平面内相应角度的最小光强。	

表 A.12 前后航行灯的最大掺入光强

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
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
注 1：A 区包括通过光源并与共同边界面相交成大于 100 但小于 200 角的相邻的二面角内所有方向：		
注 2：B 区包括通过光源并与共同边界面相交成大于 200 角的相邻的二面角内所有方向。		

表 A.13 防撞灯的最小有效光强

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

表 A.14 高压气动系统的强度值

强度值			
系统元件	试验强度值	极限强度值	备注
刚性管道	1.5P _w	3.0P _w	P _f , 是故障条件下使用的最大压力
联轴器	1.5P _w	3.0P _w	
挠性软管	2.0P _w	4.0P _w	
回流管元件	-----	1, 5P _f	
管道、连接件或压力容器以外的部件	1.5P _w	2.0P _w	
由金属材料焊接而成的压力容器			
连接在压力管道源处的压力容器	3.0P _L 或 1.5P _L	4.0P _L 或 2.0P _L	更低的值将根据疲劳耐久性试验的结论而给出, 从试验可得出允许的疲劳寿命; 并根据对用于疲劳寿命测试的试验件的极限载荷试验而给出。

连接在压力管道源之外的压力容器 如：从地面处充气的应急容器	$2.5P_L$ 或 $1.5P_L$	$3.0P_L$ 或 $2.0P_L$	更低的值将根据一定数量的充气/放气周期的寿命耐久性试验的结论而给出，包括在压力变化明显时的温度波动结果：并根据对用于疲劳寿命测试的试验件的极限载荷试验而给出。 对于所有的压力容器： (1)必须在相应的手册中明确储存、操作和检查所需的最低可接受的条件。 (2)试验系数至少持续三分钟。 (3)极限系数至少持续一分钟。系数已达到时，压力容器可以从试验周期剩余部分的压力源处分离。
--	--	--	--

附录 B 撕裂强度(中间开裂口)测试

B.1 范围

本项目是制作标准试件，用拉力机测试囊体材料的撕裂强度。

B.2 试件

尺寸：102 毫米×152 毫米，对称中间预制 32 毫米宽裂口，见图 B.1。

数量：被测囊体材料的经向和纬向各 5 件。

制作要求：长边平行于加载方向，裁剪线尽量平行于经向或纬向，试件两头的纱线尽量同根且数量相同，不在靠近布卷边缘(总宽度十分之一范围)的部位取样。

B.3 试验夹具

使用专用试验夹具，要求试验时试件必须受力均匀，不能在局部有滑出的现象，夹具的夹持部位宽为 (25 ± 1.0) 毫米，长为 38 毫米到 50 毫米。夹持面必须平滑、垂直、平行、同轴。

B.4 试验设备

设备为匀速运动拉力试验机，应有测力装置。试验前，试验设备应进行标定。

B.5 试验步骤

a) 试件必须对称置于两夹具中，长边与加载方向平行，短边与加载方向垂直。平行于长边走向的纱线必须与夹具两边的外缘平齐，以保证两夹具夹住的纱线相同，且夹住已被切断的纱线。

b) 试验开始时两夹具间的距离为 (76.0 ± 1.0) 毫米，试件上的裂缝与每个夹具有相等的距离。

c) 施加于试件上的破坏力应使夹具以 (305.0 ± 13.0) 毫米/分钟的速度作匀速运动，试件拉裂后，破坏力应从测力仪表上读出，并报告其值。

B.6 试验结果

撕裂强度为 5 件试件记录的最高峰值的平均值(单位：N)。

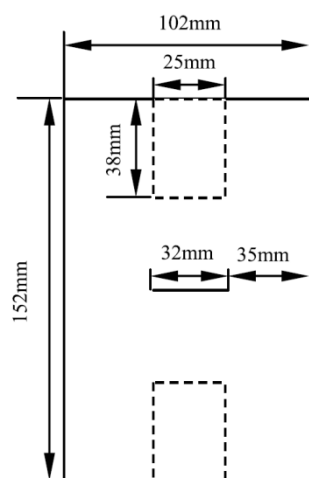


图 B.1 撕裂强度试验

附录 D HIRF 环境和 HIRF 设备测试水平

本附录注明了用于本规章第 TA.1317 条中电子和电气系统的 HIRF 环境和 HIRF 设备测试水平。HIRF 环境和 HIRF 设备测试水平的场强都是用调制周期内峰值的均方根表示。

D.1 HIRF 环境I

如表 D.1 所示。表 D.1 中，较高的场强适用于频段边沿。

表 D.1 HIRF 环境I设备测试水平

频段	场强(V/m)	
	峰值	平均值
10kHz-2MHz	50	50
2MHz-30MHz	100	100
30MHz-100MHz	50	50
100MHz-400MHz	100	100
400MHz-700MHz	700	50
700MHz-1GHz	700	100
1GHz-2GHz	2000	200
2GHz-6GHz	3000	200
6GHz-8GHz	1000	200
8GHz-12GHz	3000	300
12GHz-18GHz	2000	200
18GHz-40GHz	600	200

D.2 HIRF 环境II

如下表 D.2 所示。表 D.2 中，较高的场强适用于频段边沿。

表 D.2 HIRF 环境II设备测试水平

频段	场强(V/m)	
	峰值	平均值
100kHz-500kHz	20	20
500kHz-2MHz	30	30
2MHz-30MHz	100	100
30MHz-100MHz	10	10
100MHz-200MHz	30	10

200MHz-400MHz	10	10
400MHz-1GHz	700	40
1GHz-2GHz	1300	160
2GHz-4GHz	3000	120
4GHz-6GHz	3000	160
6GHz-8GHz	400	170
8GHz-12GHz	1230	230
12GHz-18GHz	730	190
18GHz-40GHz	600	150

D.3 HIRF 设备测试水平

(a)10kHz-400MHz 内，用连续波形(CW)且调制深度为 90%或更大的 1kHz 方波做传导敏感测试。传导敏感电流必须最小从 10kHz 处的 0.6mA 开始，然后频率每增加 10 倍电流幅值增加 20dB，到 500 kHz 处电流最小为 30mA。

(b)500kHz-40MHz 内，传导敏感电流至少为 30mA。

(c)40MHz-400MHz 内，做传导敏感测试，传导敏感电流必须最小从 40MHz 处的 30mA 开始，然后频率每增加 10 倍电流幅值下降 20dB，到 400MHz 时电流最小为 3mA。

(d)100MHz-400MHz 内，用峰值最小为 20V/m 的连续波形(CW)且调制深度为 90%或更大的 1kHz 方波做辐射敏感测试。

(e)400MHz-8GHz 内，用峰值最小为 150V/m、占空比为 4%且脉冲重复频率(PRF)为 1kHz 的调制脉冲做辐射敏感测试。这个信号必须以 1Hz 频率开和关，占空比为 50%。

D.4 HIRF 设备测试水平

HIRF 设备测试水平 2 是表 2 中的 HIRF 环境II经过可接受的航空器传输函数和衰减曲线降低后的结果。测试必须覆盖 10kHz-8GHz 频段。

D.5 HIRF 设备测试水平

(a)10kHz-400MHz 内，做传导敏感测试。传导敏感电流必须最小从 10kHz 处的 0.15mA 开始，然后频率每增加 10 倍电流幅值增加 20dB，到 500 kHz 处电流最小为 7.5mA。

(b)500kHz-40MHz 内，传导敏感电流至少为 7.5mA。

(c)40MHz-400MHz 内，做传导敏感测试，传导敏感电流必须最小从 40MHz 处的 7.5mA 开始，然后频率每增加 10 倍电流幅值下降 20dB，到 400MHz 时电流最小为 0.75mA。

(d)100MHz-8GHz 内，做场强最小为 5V/m 辐射敏感测试。

附录 E 燃气涡轮辅助动力装置安装

A部分所有APU

总则

E.A901 安装

(a)对于每台 APU:

(1)其安装必须符合下列要求:

(i)根据 APU 适航规范规定的安装指导或局方批准的其他要求;

(ii) A 部分中关于非重要 APU 的条款以及 A 部分和 B 部分中关于重要 APU 的条款。

(2)该安装部件构造、布置及装配必须保证其在正常检查或大修间隔期间能持续安全地工作;

(3)安装必须易于接近,以便进行必要检查和维护;

(4)安装的主要部件与飞艇其他部件之间必须有电搭接。

(b)APU 的安装必须符合第 TA.1309 条的规定。当 APU 和主发动机的气流都引用至同一歧管系统时,必须采取防护措施将任何系统部件故障后气流逆向通过 APU 而产生危害状况的概率降至最小。

(c)APU 的良好运转必须由涵盖整个申请审定的运行范围的地面和飞行试验来表明,且必须包括热气候条件下的运行试验,若能出示等效证据则例外。

E.A903 辅助动力装置

(a)每台 APU 必须满足 CTSO-C77b 中对应类别和运行等级的要求或局方批准的其他要求。

(b)APU 转动控制和关车功能

(1)应可以在正常和紧急情况下从驾驶舱关闭 APU;

(2)必须有能在飞行中单独停止任何一台 APU 转动的措施。除非仅当其持续旋转会危害飞艇安全时,才需要提供停止该 APU 转动的措施。位于防火墙靠 APU 一侧的制动系统部件,如果可能暴露在火中,则其必须至少是耐火的;

(3)特别是,在没有措施防止持续转动的情况下,飞艇的安全性必须在 APU 滑油供给中断的情况下来表明。

(c)对于 APU 安装:

(1)必须采取设计预防措施，将 APU 转子失效或 APU 内部起火烧穿 APU 机匣对飞艇造成的危害降至最低；

(2)对于与 APU 系统和其控制装置相关的动力系统部分以及系统仪表，其设计必须能合理地保证：APU 在使用中不能超过严重影响涡轮转子结构完整性的运行限制。

E.A939 APU工作特性

(a)必须在飞行中对 APU 的工作特性进行检查，以确定在飞艇和 APU 使用限制范围内正常或应急使用时不会出现有害特征(例如失速、喘振或涡轮式 APU 熄火)。如果 APU 仅在地面飞艇静止时使用，则不必验证。

(b)APU 进气系统不得由于正常运行过程中的气流畸变而使 APU 产生有害的振动。

(c)在申请审定的运行范围内，必须确保 APU 安装的振动状况不超出根据 APU 适航规范所确定的临界频率和振幅。

E.A943 负加速度

当飞艇在第 TA.333 条规定的飞行包线内以负加速度运行时，APU 或与其相关的任何部件和系统不得发生有害故障。必须按预计的负加速度最长持续时间表明满足上述要求。

燃油系统

E.A952 燃油系统分析和测试

(a)燃油系统在所有可能运行条件下的正常工作能力必须用局方认为必要的分析或试验来表明。若需试验，试验必须使用飞艇燃油系统或可重现燃油系统运行特点的试验件上进行。

(b)对于以燃油作交换介质的任何换热器，其可能的失效不得造成危险情况。

燃油系统部件

E.A993 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大的振动并能承受燃油压力载荷和加速飞行状态下的载荷。

(b)连接在有相对运动的飞艇部件之间的燃油导管必须采用柔性连接。

(c)可能承受压力并承受轴向载荷的燃油导管柔性连接必须使用软管

组件或同效措施。

(d)柔性软管必须获得批准或必须表明适用于特定应用。

(e)暴露在高温中会受到不利影响的柔性导管不得用在 APU 运行中或关闭后温度过高的地方。

(f)燃油系统内每根燃油导管的设计和安装都必须确保能适当地变形和拉伸而不造成泄漏。

E.A994 燃油系统部件

对于 APU 舱或艇身中的燃油系统部件必须经过位置优化或加以保护，以防由于飞艇意外触地导致危险量的燃油泄漏所产生的危害。

E.A995 燃油阀

除了第TA.A1189条中关于切断措施要求外，各燃油阀必须安装成当其工作或飞艇加速飞行时而产生的载荷不会传递到与燃油阀相连的导管。

E.A999 燃油系统放液嘴

(a)燃油系统的放液必须通过燃油滤和燃油箱沉淀槽放液嘴完成。

(b)本条(a)款所要求的每个放液嘴必须满足下列要求：

(1)其排放液能避开飞艇各部分；

(2)具有手动的或自动的机构，能确实地锁定在关闭位置；

(3)具有一个满足下列要求的放液阀：

(i)放液阀易于接近和开关操作；

(ii)放液阀已经过位置优化或已加以保护，能防止意外触地情况下有害的燃油量溢出。

滑油系统

E.A1011 概述

每个 APU 必须有独立的滑油系统，可以为其提供不超过连续工作安全温度的适量滑油。APU 的滑油系统必须符合 CTSO-C77b 或由局方批准的其他要求，无论滑油系统是否为 APU 的整体组成部分。

E.A1017 滑油导管和接头

通气导管的布置必须满足下列要求：

(a)导管内不存在水蒸气能集聚凝结并阻塞滑油导管的部位。

(b)如果出现泡沫，通气管溢出物不会构成危害。

(c)通气管排气等不会进入 APU 进气系统。

E.A1021 滑油放液嘴

必须至少有一个易于操作的放液嘴，且应满足下列要求：放液嘴能安全地放尽整个滑油系统的油液。

E.A1023 滑油散热器

必须优化滑油散热器风道的位置，以确保在发生火灾时，从 APU 舱设计开口冒出的火焰不能直接侵及散热器。

E.A1025 滑油阀门

(a)各滑油切断阀必须满足第 TA.A1189 条的要求。

(b)每个滑油阀必须具有确实的止动器或在“on(开)”和“off(关)”位置处设有标识，并且阀门的安装必须确保因阀门工作或飞艇加速飞行而产生的载荷不会传递给与阀门相连的导管。

冷却

E.A1041 概述

在地面和飞行工作条件下以及正常关车后，APU 的冷却措施必须能将 APU 部件和油液的温度保持在已制定的温度限制范围内。

E.A1043 冷却试验

(a)总则。对第 E.A1041 条的符合性必须在地面和飞行中的临界工作条件下通过试验来表明。对于试验，应用下列要求：

(1)如果进行这些试验时的气温与最高外界大气温度有所偏离，则必须根据本条(c)款对测得的 APU 温度加以修正；

(2)根据本款(1)项算得的校正温度不得超过已制定的限制；

(3)冷却试验所用的燃油品级必须是经批准适用于 APU 的。试验程序必须符合第 E.A1045 条的规定。

(b)最高外界大气温度。必须制定一个对应于海平面条件的最高外界大气温度，作为飞艇的适用限值。海平面以上的温度递减率为 2.0C(3.6F)每千英尺，直到达到-56.5C(-69.7F)，在该温度对应的高度以上，认为温度是恒定的-56.5C(-69.7F)。

(c)修正系数。对于规定了温度限制的 APU 液体和动力装置部件，其温度必须进行修正，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，如采用其他更加合理的修正方法则除外。

E.A1045 冷却试验程序

(a)进行各飞行阶段的冷却试验时，飞艇的构型(包括申请人为活塞发动机飞艇选定的短舱进气门位置，以及在提供转向推力时，由申请人确定的转向程序)对于冷却来说必须是最临界的；

(b)温度稳定。出于冷却试验的目的，当温度变化率小于 $1.1^{\circ}\text{C}(2^{\circ}\text{F})$ 每分钟则视为温度“稳定”。

(c)在进入每个被考核的飞行阶段前，温度必须在试验飞行条件下稳定，除非 APU 部件和液体的温度在正常进入条件下是不稳定的(这种情况下，必须完整地执行被考核的飞行阶段的前一飞行阶段)。起飞冷却试验前，APU 应正常工作，APU 部件和 APU 液体的温度必须达到稳定状态。

(d)各飞行状态的冷却试验必须持续到

- (1)部件和 APU 液体温度稳定；
- (2)飞行阶段完成；
- (3)达到使用限制。

进气系统

E.A1091 进气系统

(a)每个 APU 的进气系统必须供给

在申请审定的各种运行条件下，APU 所需的空气。

(b)吸入

必须有措施来防止足以造成危害的燃油泄漏或从放液嘴、通气口或其他易燃液体系统部件溢出的油液进入 APU 进气系统；

E.A1093 进气系统除冰和防冰措施

(a)不符合第 E.B1093 条(b)款(2)项要求的各非重要 APU 进气系统必须限制在无冰条件下使用，除非可以表明带有进气系统的完整 APU 在遇到结冰条件时不会影响飞艇的安全运行。

E.A1103 进气系统管道

(a)位于 APU 第一级压气机或 FCU(用于活塞式 APU)上游的每个进气系统管道必须配有放液嘴，以防止在地面姿态下燃油或水汽发生危险程度的聚积。放液嘴不得设置在其排放液可能会引起着火危险的位置。

(b)各进气系统管道必须满足下列要求：

(1)有足够的强度以防止 APU 喘振引起的逆向气流造成进气系统失效；

(2)在 APU 舱内的部分必须是防火的。APU 舱外，APU 进气管道和稳压腔的结构材料必须能够经受逆流状态下可能出现的最热情况。

(c)连接在可能有相对运动的飞艇部件之间的每根进气管道，必须采用柔性连接。

(d)对于 APU 引气系统，APU 引气口和飞艇用气装置之间的管道上任何地方的破裂或失效，均不得产生危害。

(e)各 APU 进气系统管道的结构材料所吸收的易燃液体量不得达到在喘振逆流状态下着火(或引起火灾危险)所需的最小量。

E.A1105 进气系统滤网

如设有进气系统滤网，则应满足下列要求

滤网不得仅通过酒精除冰。

排气系统

E.A1121 总则

(a)排气系统必须准确安全地排出废气，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测方法，来表明不存在一氧化碳。

(b)若未采取适当的预防措施，任何排气系统部件均不得处于有着火的危险位置(由于太靠近含有可燃液体或蒸汽的系统)，也不得位于可燃液体或蒸汽系统部件可能发生泄漏之处的下方。

(c)凡可能受到热废气冲击或受到排气系统零件高温影响的每个部件，均必须是防火的。必须用防火的屏蔽件将所有排气系统部件与邻近的飞艇部分(位于 APU 舱之外的)相隔开。

(d)废气排放时不得使任何可燃液体通气口或放油嘴有着火危险。

(e)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。

(f)所有排气系统部件均必须通风，以防某些部位温度过高。

(g)各排气管罩必须通风或绝热，以免在正常运行中温度高到足以点燃排气管罩外的任何可燃液体或蒸气。

E.A1123 排气管道

(a)排气管道必须耐高温及耐腐蚀，并且必须具有措施能防止正常运

行温度膨胀造成失效。

(b)排气管道的支承必须确保管道能够经受运行中遇到的任何振动和惯性载荷。

(c)连接在有相对运动的部件之间的管道必须采用柔性连接。

APU操纵器件和附件

E.A1141 APU操纵器件：总则

各 APU 操纵器件的设计，布置和定位必须达到第 TA.777 条至第 TA.779 条中的目标，并按第 TA.1555 条进行标识。此外，还必须满足下列要求：

(a)各操纵器件的位置必须确保其在人员进入、离开驾驶舱或在驾驶舱内正常活动时不会被误动。

(b)柔性操纵器件必须经过批准或必须能表明适用其特定用途。

(c)各操纵器件必须具有足够的强度和刚度以承受操纵载荷而不发生失效或产生过大的挠度。

(d)各操纵器件必须能保持在任何设定的位置而无需飞行机组人员的持续关注，也不因为操纵载荷或振动而滑落。

(e)操纵阀：

(1)对于手动阀，必须具有确实的止动器；对于燃油阀，在打开和关闭位置有合适的标识；

(2)对于从驾驶舱通过非机械方式操纵的阀门，如果其正确工作对飞艇安全运行至关重要，则必须提供一个能直接感知阀门已达到选定位置的阀门位置指示器，除非驾驶舱里有其他指示措施能向飞行机组清楚地指示阀门已达到选定位置。不要求有连续指示的指示器。

E.A1163 APU附件

(a)欲安装在 APU 上的附件必须经过批准，应使用 APU 提供的安装方式。

(b)对于易受电弧或火花影响的电气设备，其安装必须能将与任何可燃液体或蒸汽接触的可能性降至最低。

APU防火

E.A1181 指定火区：包括下列各区域

(a)指定火区为：

任何 APU 舱。

(b)各指定火区都必须满足第 TA.A1185 条至第 TA.A1203 条的要求。

E.A1183 管路、接头和部件

(a)本条(b)款中要求的内容除外，任何受 APU 着火影响的每一管路、接头或其他输送可燃液体的部件以及指定火区内输送或含有可燃液体的部件都必须是耐火的。指定火区中的易燃液体箱和支承例外：它们必须是防火的或使用防火护罩封严的，否则必须确保任何由着火造成的非防火部分的损坏都不会引起易燃液体泄漏或外溢。部件的安装位置必须经过优化或加以保护，以防泄漏的易燃液体着火。容量小于 22L(20 夸脱)的整体式滑油沉淀槽不必是防火的也不必使用防火护罩封严。

(b)本条(a)款不适用于下列零部件：

(1)作为 APU 的一部分并已获批准的导管和接头；

(2)其失效不会导致或增加着火危险的通气管和放液管以及其接头。

(c)对于指定火区内的所有部件(含管道)，若着火将其烧坏后将蔓延至飞艇其他区域，则其必须是防火的。指定火区内的部件，若其可能导致重要功能或设备的意外工作或不能正常工作，则其必须是防火的。

E.A1185 可燃液体

(a)第 TA.1013 条(a)款中明确的整体式滑油槽除外，含有易燃液体或气体的系统所用之油箱或油池不得安装在指定火区内。若所包含的液体、该系统的设计、油箱所使用的材料、切断措施、所有接头、导管和控制器件综合起来所提供的安全程度与将油箱或油池装于火区外时的安全程度相当，则例外(可安装在指定火区内)。

(b)各油箱或油池与护罩和用于隔离指定火区的防火墙之间的空隙必须不小于 13 mm(0.5 in)。

(c)对于具吸附性的材料，若太靠近可能会泄漏易燃液体的系统部件，则必须加以覆盖或处理以防其吸收足量的液体后造成危害。

E.A1187 火区排液和通风

(a)各指定火区必须具有能将其内部各部位积液完全排出的排液措施，将任何包有易燃液体的部件失效或故障后产生的危害降至最低。放液措施必须满足下列要求：

(1)预计将发生火灾而需要排出油液时，必须有效；

- (2)排液措施的布置必须确保放出的液体不会造成另外的着火危害。
- (b)各指定火区必须加以通风以防易燃蒸汽聚积。
- (c)通风开口的布置应确保其它区域的可燃液体、蒸汽或火焰不可能从该开口进来。
- (d)各通风措施的布置必须确保排出的蒸汽不会造成其它着火危害。
- (e)除非灭火器容量和喷射速率是根据区域内的最大气流确定的，否则必须有措施来确保机组人员能够切断任何火区的强迫通风源。

E.A1189 切断措施

(a)第 TA.A1181 条(a)款(4)项中明确的每个 APU 舱必须具有切断措施或者能防止危害量的燃油、滑油、除冰剂及其他可燃液体量流入、流经任何指定火区或在火区内流动。对下列部件不要求有切断措施：

- (1)作为 APU 整体构成部分的管路；
- (2)APU 装置中的滑油系统，当其所有外部部件(包括滑油箱)是防火的时。
- (b)任何 APU 切断阀的关闭不得导致燃油对于主发动机不可用。
- (c)任何切断措施的操作不得干扰其他设备此后的紧急运行。
- (d)可燃液体的各种切断措施和控制器件必须是防火的，或者必须安装和防护得使火区内的任何着火不会影响其工作。
- (e)采取切断措施后，不得有危害量的可燃液体量排入相应的指定火区。
- (f)必须有措施来防止对切断控制的误操作，且必须有措施来保证：油路被切断后，机组人员可以在飞行中重新打开油路(切断阀)。
- (g)必须优化油箱至 APU 切断阀之间各零部件的位置，保证 APU 安装结构的失效不会影响对切断阀的正常操控。
- (h)各切断阀必须具有防止集聚过大压力的措施，除非系统中已提供了其它释压方法。

E.A1191 防火墙

- (a)各 APU 必须与飞艇其余部分隔离开，可采用防火墙、护火罩或等效措施。
- (b)各防火墙和护火罩必须满足下列要求：
 - (1)防火墙和护火罩是防火的；
 - (2)其构造可以防止危害量的液体、气体或火焰从 APU 舱进入飞艇

其他部分；

(3)其构造能保证所有开口均已用防火金属套圈、衬套或防火墙接头等封严；

(4)防腐蚀。

E.A1193 整流罩和短舱蒙皮

(a)各整流罩的构造和支承必须保证其能经受运行中可能遇到的任何振动、惯性和空气载荷。

(b)整流罩必须满足第 TA.A1187 条中的排液和通风要求。

(c)由于靠近排气系统部件或受排气冲击而遭受高温的各整流罩部位必须是防火的。

(d)飞艇必须满足下列要求：

(1)飞艇的设计和构造必须确保：任何 APU 火区内的火灾都不可能通过设计开口或烧穿外蒙皮而进入飞艇的其他区域并造成次生火灾危害；

(2)当起落架收起时(如适用)满足本条(d)款(1)项的要求；

(3)如果着火源自 APU 舱室，则受火焰烧蚀的蒙皮必须是防火的。

E.A1195 灭火系统

(a)必须有一个灭火系统服务于 APU 舱。

(b)灭火系统、灭火剂量、喷射速率以及喷剂分布必须足以灭火。可接受单个的“一次喷射”系统。

(c)APU 舱灭火系统必须能够同时保护由其负责保护的 APU 舱室每个区域。

E.A1197 灭火剂

(a)灭火剂必须满足下列要求：

(1)能够扑灭灭火系统保护区域中的任何可燃液体或其他可燃材料的燃烧火焰；

(2)在其存储舱室中可能遇到的温度范围内具有热稳定性。

(b)如果使用任何有毒性灭火剂，必须采取措施防止有害浓度的液体或液体蒸汽(通常在正常飞艇运行中的泄漏或由于灭火器在地面或飞行中的喷射灭火后产生)进入任何乘员舱室，应考虑到灭火系统可能存在缺陷。这一点必须通过试验来表明，但对于内置二氧化碳舱室灭火系统，当其符合下列情况时，可例外：

(1)在已制定的灭火程序中，在舱室中只喷射 2.3 kg(5 lbs)或更少的

二氧化碳；

(2)在驾驶舱履行职责的各飞行机组成员已配备防护呼吸面罩。

E.A1199 灭火瓶

(a)每个灭火瓶必须配有一个释压装置，以防止容器由于内压过大而破裂。

(b)释压装置排放管排放端头的位置必须确保排出的灭火剂不会损坏飞艇。为防止被结冰或其他外物造成的阻塞，还必须优化该管线的位置或对其加以保护。

(c)每个灭火瓶必须有方法，能显示灭火瓶已经排放过或其充气压力已低于已制定的正常工作所需的最小压力。

(d)在设计的工作条件下，灭火瓶的温度必须得以保持，以防灭火瓶内压力出现下列情况：

(1)低于提供足够排放速率所必需的压力；

(2)升高到足以造成过早排放。

(e)如果使用爆炸帽来喷射灭火剂，每个容器的安装必须确保温度条件不导致爆炸帽的工作特性产生危险的恶化。

E.A1201 灭火系统材料

(a)灭火系统中的任何材料均不得与任何灭火剂发生化学反应而导致危害。

(b)APU 舱中的各灭火系统部件必须是防火的。

E.A1203 火警探测系统

(a)各 APU 舱室中必须装有经过批准的、快速反应的火警或过热探测器，其数量和位置应保证能迅速探测到火灾。

(b)各火警探测器的构造和安装必须符合下列规定：

(1)其可以经受运行中可能遇到的振动、惯性以及其他载荷；

(2)装有警告装置，一旦指定火区内的感应器或有关导线在某一点断开的情况下，能向机组人员报警，如果该系统在断路后仍能作为满足要求的探测系统继续工作则除外；

(3)装有警告装置，一旦指定火区内的感应器或有关导线短路的情况下，能向机组人员报警，如果该系统在短路后仍能作为满足要求的探测系统继续工作则除外。

(c)火警或过热探测器不得受到可能出现的任何滑油、水、其他液体

或气体的影响。

(d)必须有措施使机组人员能在在飞行中检查每个火警或过热探测器电路的功能。

(e)火区中的每个火警或过热探测系统的导线和其他部件必须至少是耐火的。

(f)任何火区的火警或过热探测系统不得穿过另一个火区，但具备下列条件之一者除外：

(1)能够防止由于所穿过的火区着火而发生假火警的可能性；

(2)所涉及的火区是由同一个火警探测器和灭火系统同时进行防护的。

(g)火警探测系统的构造，必须确保：当探测系统处于其安装配置时，(其报警动作时间)不会超过根据探测器有关技术标准规定的响应时间标准为探测器所批准的报警动作时间。

E.A1207 符合性

对第 E.A1181 条至第 E.A1203 条要求的符合性必须通过下列一种或多种方法来表明：

(a)类似燃气涡轮装置的试验。

(b)部件试验。

(c)装配类似 APU 的航空器服役经验。

(d)分析(未明确要求需进行试验时)。

设备

E.A1305 APU仪表

要求下列仪表：

(1)火警警告指示器；

(2)保证 APU 安全运行的任何其他必要仪表。

E.A1337 APU仪表

仪表和仪表线路。

(1)每个 APU 仪表线路必须满足第 E.A993 条和第 TA.A1183 条要求；

(2)压力条件下搭载易燃液体的每条管线必须：

(i)压力源处具备限制孔或其他安全设备以防止过多液体在管线

失效时溢出；

(ii)经过安装和定位以使液体溢出不会造成危害。

(3)每个使用易燃液体的 APU 仪表必须经过安装和定位以使液体溢出不会造成危害。

操作限制

E.A1521 APU限制

必须确定 APU 限制,以使其不超过对应的 APU 及其系统批准限制。

E.A1527 环境气温和运行高度

必须确定由飞行、结构、APU 装置、功能、或设备特点限制的允许运行的环境气温和运行高度极值。

标识和标牌

E.A1549 APU仪表

对于每个 APU 设备,必须提供标牌或颜色标示或可接受的二者组合,以传达最大和(适用时)最小运行限制信息。颜色编码必须符合以下内容:

(a)如适用,每个最大和最小安全运行限制必须使用红色位置线或红线标识;

(b)每个正常运行范围必须采用绿色弧线或绿线标识,不超过最大和最小安全限制范围;

(c)每个预警范围必须使用黄色弧线或黄线标识;以及

(d)由于过度振动应力限制的每个 APU 转速范围必须使用红色弧线或红线标识。

E.A1551 滑油油量指示器

每个滑油油量指示器必须使用足够的增量标识以指示可读且准确的滑油油量。

飞艇飞行手册

E.A1583 操作限制

APU 限制。必须提供根据第 TA.A1521 条确定的 APU 限制以及说明根据第 TA.A1549 条和第 TA.A1551 条提供的仪表标示说明信息。

B部分重要APU

总则

E.B903 辅助动力装置

再起动力能力

(1)必须提供在飞行中重新启动任一 APU 的方法。

(2)必须为飞艇制定飞行中再起动的 APU 的高度和空速包线,且装机后的 APU 必须具有在此包线内再起动的能力。

燃油系统

E.B951 总则

(a)燃油系统的构造和布置必须能保证: APU 在所有的可能的运行条件下工作时(包括申请审定的任何机动状态,只要允许 APU 在此机动状态中运行时),燃油系统能按辅助动力装置正常运转所需之燃油流量和压力为相应的辅助动力装置供油。

(b)各燃油系统的布置必须保证:进入系统的任何空气都不会导致下列情况:

APU 熄火。

E.B953 燃油系统独立性

每个燃油系统必须按下列方式之一保障对 APU 的供油:

(a)通过一个完全独立于主发动机供油系统的 APU 燃油系统;

(b)通过其他可接受方法。

E.B955 燃油流量

(a)燃油系统必须在预计的各运行状态和机动中供给至少 100%的需用燃油流量。符合性的验证方法如下:

(1)燃油送达 APU 时的压力必须在 APU 批准书所规定的限制范围内;

(2)油箱中的燃油油量不得超过:根据第 TA.959 条要求确定的不可用燃油油量与为表明对本条符合性所必需的油量之和;

(3)为验证本条符合性要求的运行状态和姿态下,飞行所需的主泵在验证时必须工作;验证应急工作情况时,应急泵必须按预定程序代替主泵工作;

(4)如装有燃油流量表,必须将其堵塞住以使燃油流经其内腔或外

部旁通路。

(b)如果 APU 可从多个油箱获得供油,则燃油系统必须满足下列要求:

为了向 APU 供油,燃油系统除了应具备合适的手动转换供油能力外,其设计还必须保证:在正常运行中,当向 APU 供油的任一油箱内可用燃油用尽,但其他通常仅向该 APU 供油的油箱还有可用燃油时,能防止该 APU 供油中断,而无需飞行机组予以关注。

E.B961 燃油系统在热气候条件下的工作

(a)APU 的供油系统在热气候条件下必须能良好地工作。必须表明:在各设计运行条件下,从油箱出口至 APU 的燃油系统都处于增压状态,防止蒸汽形成。另一种可选的验证方法为:进行爬升试验,即从申请人选定的机场高度爬升至按第 TA.1527 条制定为使用限制的最大高度,飞艇爬升的同时 APU 在对蒸汽形成最临界条件下工作但不超过最大重要载荷状态,燃油系统必须不出现气塞或其他故障迹象。若 APU 供油依赖于主发动机的燃油泵或供油,则主发动机必须以最大连续功率运转。

(5)开始爬升时,燃油温度必须不低于 43°C(110°F)。

(b)本条(a)款中规定的试验可在飞行中进行,也可以模拟各种飞行条件在地面进行。如果飞行试验时的气象冷到足以影响试验的正确实施,则受冷空气影响的燃油箱表面、燃油管路及燃油系统的其它零部件必须经过绝热处理以尽可能地模拟热气候条件下的飞行。

E.B977 燃油箱出口

(a)燃油箱出口或增压油泵必须装有燃油过滤器。所装燃油过滤器必须满足下列要求:

对于 APU,过滤器必须能防止任何可能限制燃油流量或损坏燃油系统部件的杂质通过油箱出口或进入增压泵。

(b)燃油箱出口过滤器的流通净面积必须不小于出口导管截面积的五倍。

(c)各过滤器的直径必须不小于燃油箱出口管路直径。

(d)每个指形滤网必须易于进行检查和清理。

燃油系统部件

E.B991 燃油泵

(a)主燃油泵。APU 正常工作所需的或本部分中(而不属于本条(b)款

的)为满足燃油系统要求所需的每个燃油泵均为主燃油泵。对于各主燃油泵,正排量泵必须有旁通路,已批准作为 APU 组成部分的引射泵不要求设置旁通路。

(b)应急油泵。任何一个主燃油泵(已作为 APU 的一部分并经批准的引射泵除外)失效后,必须有应急油泵或另一个主燃油泵能立即为 APU 供油。

E.B997 燃油滤网和油滤

燃油箱出口与燃油计量调节装置进口或由 APU 驱动的正排量燃油泵进口之间(取距燃油箱出口较近者),必须设置满足下列要求的燃油滤网或油滤:

(a)便于放液和清洗,且必须为易拆卸的内置滤网或滤芯;

(b)具有沉淀槽和放液嘴。如果油滤或滤网易于拆卸进行放液,则不必设置放液嘴;

(c)装艇后,其重量不应由连接导管或滤网(滤芯)的进出口接头来承受;

(d)具有足够的滤通能力(根据已制定的 APU 使用限制)和目数来保证:发生超过 CCAR-33-R2 规定程度的燃油污染(考虑杂质尺寸和密度)后,APU 燃油系统的功能不受损害。

滑油系统

E.B1011 总则

可用滑油量不得少于飞艇在临界运行条件下的续航时间与同样条件下经批准的 APU 最大允许滑油消耗量的乘积,加上保障系统循环的合适余量。

进气系统

E.B1091 进气

为保证 APU 的正常工作,进气系统必须满足下列要求:

飞艇的设计必须能防止跑道、滑行道或其他运行表面上的有害量的水或污泥被吸入 APU 进气管道;同时,进气管道的位置必须经过优化或加以保护,将起飞、着陆和滑行过程中吸入外来物的概率降至最小。

E.B1093 进气系统除冰和防冰措施

各重要 APU 的进气系统必须能保证:在(2)在附录 C 中说明的结冰

条件下，APU 可以在其整个飞行功率范围内运行，其工作不遭受负面影响，也没有严重的功率损失。

E.B1105 进气系统滤网

滤网不得位于进气系统中空气进入发动机的唯一通道上，除非能表明该滤网上不会产生不可接受程度的结冰。

APU控制器件和附件

E.B1163 APU附件

对于由 APU 驱动的座舱增压器和任何由 APU 驱动的远端附件，若发生故障后其继续旋转将造成危害，则必须有措施来防止其旋转而不影响 APU 的持续运行。

E.B1165 APU点火系统

除用于辅助、控制或检查点火系统工作的电路外，每一点火系统必须独立于其它任何电路。

设备

E.B1305 APU仪表

(a)需要配备下列仪表：

- (1)燃气温度指示器(涡轮 APU)；
- (2)转速计(指示转子或曲轴速度)或超速警告；
- (3)滑油压力警告方法，以及，除非其可以经过表明这种仪表；
- (4)对于保证单元安全运行不必要；
- (5)火警警告指示器；
- (6)保证单元持续安全运行的任何其他必要仪表。

(b)对于 APU

- (1)指示防冰系统运行的指示器，如有安装防冰系统；
- (2)用于防止并阻塞燃油系统部件的任何加热器的正常运行的指示器。