



咨 询 通 告

中国民用航空局航空器适航审定司

编 号：AC-21-AA-2025-09R2

下发日期：2025 年 6 月 13 日

正常类和通勤类飞艇的型号合格审定

正常类和通勤类飞艇的型号合格审定

1. 目的

本咨询通告规定了正常类和通勤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正常类和通勤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，为正常类和通勤类飞艇型号合格审定提供相关依据和指导。

3. 撤销

自本咨询通告生效之日起，取代 2009 年 5 月 5 日生效的《飞艇的型号合格审定》(AC-21-AA-2009-09R1)。

4. 相关适航规章条款

《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《正常类和通勤类飞艇设计准则》来证明其申请符合第 21.17 条(二)款中对正常类和通勤类飞艇型号合格审定的要求。当附录《正常类和通勤类飞艇设计准则》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，正常类和通勤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审定基础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类似。
- (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审定基础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。

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。

附录正常类和通勤类飞艇设计准则

目录

A 章—总则	15
NA.1 适用范围	15
B 章—飞行	16
总则	16
NA.21 证明符合性的若干规定	16
NA.23 载重分布限制	16
NA.25 重量限制	16
NA.29 空重和相应的重心	17
NA.31 可卸配重	17
NA.33 螺旋桨转速和桨距限制	17
性能	18
NA.45 总则	18
NA.51 起飞	19
NA.65 爬升：全发工作	19
NA.67 爬升：单发停车	20
NA.75 着陆	20
NA.76 发动机失效	20
NA.77 中断着陆	20
飞行特性	21
NA.141 总则	21
操纵性和机动性	21
NA.143 总则	21
NA.145 纵向操纵	22
NA.153 着陆操纵	22
配平	22
NA.161 配平	22
稳定性	22

NA.171 总则	22
其它飞行要求	23
NA.251 振动和抖振	23
NA.253 气囊压力与变形	23
NA.255 地面操作特性	23
C 章—结构	24
总则	24
NA.301 载荷	24
NA.303 安全系数	24
NA.305 强度和变形	24
NA.307 结构符合性的证明	24
NA.309 设计重量	24
飞行载荷	25
NA.321 总则	25
NA.333 设计机动载荷	25
NA.335 设计空速	25
NA.341 突风载荷	26
NA.361 发动机扭矩	27
NA.363 发动机架的侧向载荷	28
NA.367 发动机失效载荷	28
NA.371 陀螺载荷	28
操纵面和操纵系统载荷	28
NA.391 操纵面载荷	28
NA.395 操纵系统	28
NA.397 驾驶员限制作用力和力矩	29
NA.399 双操纵系统	29
NA.405 次操纵系统	29
NA.407 配平调整片的影响	30
NA.409 调整片	30
NA.411 操纵面补充情况	30
NA.415 顺风载荷	30

地面载荷	31
NA.471 总则	31
NA.473 地面载荷情况和假定	31
NA.479 着陆情况	31
NA.481 系留和地面牵引情况	31
其它载荷	32
NA.505 雪载荷	32
NA.507 千斤顶载荷	32
NA.509 维护通道载荷	32
应急着陆情况	32
NA.561 总则	32
疲劳评定	33
NA.572 飞艇结构	33
NA.573 损伤容限及疲劳评定	33
D 章—设计和构造	35
总则	35
NA.601 总则	35
NA.603 材料和工艺质量	35
NA.605 制造方法	35
NA.607 紧固件	35
NA.609 结构保护	35
NA.611 可达性措施	36
NA.613 材料的强度性能和设计值	36
NA.619 特殊系数	36
NA.621 铸件系数	36
NA.623 支承系数	38
NA.625 接头系数	38
NA.627 疲劳强度	38
NA.629 颤振	39
操纵面	39
NA.651 强度符合性的证明	39

NA.655 安装	39
NA.657 铰链	39
NA.659 重量平衡	39
操纵系统	40
NA.671 总则	40
NA.672 增稳系统及自动和带动力操纵系统	40
NA.673 主飞行操纵器件	40
NA.675 止动器	41
NA.677 配平系统	41
NA.679 操纵系统锁	41
NA.681 限制载荷静力试验	41
NA.683 操作试验	42
NA.685 操纵系统的细节设计	42
NA.687 弹簧装置	42
NA.689 钢索系统	42
NA.693 关节接头	43
起落架	43
NA.721 总则	43
NA.723 减震试验	44
NA.729 收放机构	44
NA.731 机轮	45
NA.733 轮胎	45
载人和载货装置	46
NA.771 驾驶舱	46
NA.773 驾驶舱视界	46
NA.775 风挡和窗户	46
NA.777 驾驶舱操纵器件	46
NA.779 驾驶舱操纵器件的动作和效果	47
NA.783 舱门	47
NA.785 座椅、卧铺、安全带	48
NA.787 行李和货舱	49

NA.803 应急撤离	49
NA.807 应急出口	50
NA.811 应急出口的标识	51
NA.813 应急出口通道	51
NA.815 过道宽度	51
NA.831 通风	51
防火	52
NA.851 灭火器	52
NA.853 座舱内部设施	52
NA.863 可燃液体的防火	54
NA.865 飞行操纵系统、发动机架和其他飞行结构的防火	55
电搭接和闪电评定	55
NA.867 电搭接和闪电防护	55
气囊特征	55
NA.881 气囊设计	55
NA.883 压力系统	56
NA.885 地面牵引	57
其他	57
NA.891 升力气体	57
NA.893 配重系统	57
NA.895 定水平的设施	58
E 章—动力装置	59
NA.901 安装	59
NA.903 发动机	59
NA.905 螺旋桨	61
NA.907 螺旋桨振动	61
NA.909 涡轮增压器	61
NA.925 螺旋桨间距	62
NA.929 螺旋桨防除冰	63
NA.933 反推力系统	63
NA.937 涡轮螺旋桨阻力限制系统	63

NA.939 动力装置的工作特性	63
NA.943 负加速度	64
燃油系统	64
NA.951 总则	64
NA.953 燃油系统独立性	64
NA.954 燃油系统闪电防护	65
NA.955 燃油流量	65
NA.957 连通油箱之间的燃油流动	66
NA.959 不可用燃油	66
NA.961 燃油系统在热气候下的工作	67
NA.963 燃油箱：总则	67
NA.965 燃油箱试验	67
NA.967 燃油箱安装	68
NA.969 燃油箱膨胀空间	69
NA.971 燃油箱沉淀槽	69
NA.973 燃油箱加油口接头	70
NA.975 燃油箱通气和汽化器蒸气排放	70
NA.977 燃油箱出油口	71
NA.979 压力加油系统	71
燃油系统部件	71
NA.991 燃油泵	71
NA.993 燃油系统导管和接头	72
NA.994 燃油系统部件	73
NA.995 燃油阀和燃油控制器	73
NA.997 燃油滤网或燃油滤	73
NA.999 燃油系统放液嘴	74
NA.1001 应急放油系统	74
滑油系统	75
NA.1011 总则	75
NA.1013 滑油箱	75
NA.1015 滑油箱试验	76

NA.1017 滑油导管和接头	76
NA.1019 滑油滤网或滑油滤	77
NA.1021 滑油系统放油嘴	77
NA.1023 滑油散热器	78
NA.1027 螺旋桨顺桨系统	78
冷却	78
NA.1041 总则	78
NA.1043 冷却试验	78
NA.1045 冷却试验程序	79
液体冷却	80
NA.1061 安装	80
NA.1063 冷却液箱试验	81
进气系统	82
NA.1091 进气	82
NA.1093 进气系统的防冰	82
NA.1101 汽化器空气预热器的设计	83
NA.1103 进气系统导管	84
NA.1105 进气系统的空气滤	84
NA.1111 涡轮发动机的引气系统	84
排气系统	84
NA.1121 总则	84
NA.1123 排气管	85
NA.1125 排气热交换器	85
动力装置操纵器件和附件	85
NA.1141 动力装置的操纵器件：总则	85
NA.1143 发动机操纵器件	86
NA.1145 点火开关	86
NA.1147 混合比操纵器件	86
NA.1149 螺旋桨转速和桨距的操纵器件	87
NA.1153 螺旋桨顺桨操纵器件	87
NA.1157 汽化器空气温度控制器	87

NA.1163 动力装置附件	87
NA.1165 发动机点火系统	87
NA.1167 推力转向操纵器件	88
NA.1169 辅助动力装置操纵器件	88
动力装置的防火	89
NA.1181 指定火区的范围	89
NA.1182 发动机防火墙周围的发动机舱区	89
NA.1183 导管、接头和部件	89
NA.1188 通风	90
NA.1189 切断措施	90
NA.1191 防火墙	90
NA.1192 发动机附件舱隔板	91
NA.1193 发动机罩	91
NA.1195 灭火系统	92
NA.1197 灭火剂	92
NA.1199 灭火器	92
NA.1201 灭火系统材料	93
NA.1203 火警探测系统	93
NA.1205 转向推力	93
F 章—设备	94
总则	94
NA.1301 功能和安装	94
NA.1303 飞行和导航仪表	94
NA.1305 动力装置仪表	94
NA.1306 其它仪表(辅助设备仪表)	96
NA.1307 其它设备	97
NA.1309 设备、系统及安装	97
仪表：安装	97
NA.1321 布局和可见度	97
NA.1322 警告灯、戒备灯和提示灯	98
NA.1323 空速指示系统	98

NA.1325 静压系统	99
NA.1327 磁航向指示器	100
NA.1329 自动驾驶仪系统	100
NA.1330 电子飞行仪表系统	100
NA.1331 使用能源的仪表	101
NA.1335 飞行指引系统	101
NA.1337 动力装置仪表	101
电气系统和设备	102
NA.1351 总则	102
NA.1353 蓄电池的设计和安装	104
NA.1357 电路保护装置	105
NA.1361 总开关装置	105
NA.1365 电缆和设备	106
NA.1367 开关	106
灯	106
NA.1381 仪表灯	106
NA.1383 着陆灯	106
NA.1385 航行灯系统的安装	107
NA.1387 航行灯系统二面角	107
NA.1389 航行灯灯光分布和光强	108
NA.1391 头部、前和后航行灯水平平面内的最小光强	108
NA.1393 头部、前和后航行灯任一垂直平面内的最小光强	108
NA.1395 前、后航行灯的最大掺入光强	109
NA.1397 颜色规格	109
NA.1401 防撞灯系统	109
安全设备	110
NA.1411 总则	110
NA.1413 安全带	110
NA.1414 静电放电设备	111
NA.1415 水上迫降设备	111
NA.1419 防冰设备	111

其它设备	111
NA.1431 电子设备	112
NA.1435 液压系统	112
NA.1437 多发飞艇附件	112
NA.1438 增压系统和气动系统	112
NA.1461 含高能转子的设备	113
G 章—使用限制和资料	114
NA.1501 总则	114
使用限制	114
NA.1505 空速限制	114
NA.1519 重量和重心	114
NA.1521 动力装置限制	114
NA.1522 辅助动力装置限制	115
NA.1523 最小飞行机组	115
NA.1524 最大客座量布置	115
NA.1525 运行类型	115
NA.1526 最大爬升和下滑率	115
NA.1527 发动机转向推力	116
NA.1528 主气囊和副气囊压力	116
NA.1529 持续适航文件	116
标识和标牌	116
NA.1541 总则	116
NA.1543 仪表标识	116
NA.1545 空速指示器	117
NA.1547 磁航向指示器	117
NA.1549 动力装置和辅助动力装置仪表	117
NA.1551 滑油油量指示器	117
NA.1553 燃油油量表	117
NA.1555 操纵器件标识	117
NA.1557 其它标识和标牌	118
NA.1559 使用限制标牌	119

NA.1561 安全设备	119
NA.1563 空速标牌	119
飞艇飞行手册	119
NA.1581 总则	119
NA.1583 使用限制	120
NA.1585 使用程序	121
NA.1587 性能资料	122
NA.1589 载重资料	124
附录 A	125
附录 B	133
附录 C	134
附录 D	138
附录 E	140

正常类和通勤类飞艇的设计准则

A 章—总则

NA.1 适用范围

(a)本规章为颁发和更改正常类和通勤类的准平衡、常规式飞艇型号合格证的可接受的适航标准。

(b)根据中国民用航空规章的规定申请或更改正常类和通勤类的准平衡、常规式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。

(c)正常类飞艇，最大乘员数量小于等于 9 人(不包含驾驶员)。

(d)通勤类飞艇，最大乘员数量大于 9 人，小于等于 19 人(不包含驾驶员)。

B 章—飞行

总则

NA.21 证明符合性的若干规定

(a)在与申请进行合格审定的各种载重情况响应的重量和重心范围内,飞艇必须满足本规定的每一项要求。每一点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样准确的计算的方式,来验证对于本规章规定的符合性。

(b)在飞行试验中,对规定值的一般允差见下表,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%

NA.23 载重分布限制

必须制定飞艇可以安全运行的重量、净重、净轻及相应重心的范围。

NA.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)申请人选定的最大的重量;

(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大的重量;

(iii)表明符合每项适用的飞行要求的最大的重量。

(2)假定每个座椅上的乘员重量为 77kg,则飞艇最大重量应不小于下列情况时的重量:

(i)每个座椅上均有乘员就座,滑油箱装满,燃油量至少足以供给发动机在额定最大连续功率下工作 30min;

(ii)所要求的最小机组、燃油箱及滑油箱装满。

(3)飞艇最大重量不低于艇舱装载至最大设计重量后飞艇所能达到的重量。

(b)最小重量。必须制定最小的重量，使之不大于下列重量之和：

- (1)按第 NA.29 条确定的空重；
- (2)所要求的最小机组的重量(每个机组成员按 77kg 计算)；
- (3)飞艇以最大连续功率飞行 30min 所需的燃油重量。

NA.29 空重和相应的重心

(a)空重及相应的重心必须按所有各项重量确定，包括：

- (1)完全排完气体的气囊重量；
- (2)固定配重；
- (3)按第 NA.959 条确定的不可用燃油；以及
- (4)全满工作液体，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并易于复现。

NA.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，并按第 NA.1557 条作了标识。

(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；

NA.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：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螺旋桨，必须具有限制桨距值的装置，以确保用最低可能的桨距满足本条(b)的要求。

(d)带有恒速控制装置的可控桨距螺旋桨，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%。

性能

NA.45 总则

(a)除非另有规定，必须按静止空气和以下条件满足本规章的性能要求：

(1)正常类飞艇，标准大气条件；

(2)通勤类飞艇，外界大气条件。

(b)在特定的环境大气条件、特定飞行条件和本条(d)规定的相对湿度条件下，各项性能必须与可用的推力偏角、推进力相对应。

(c)可用推力必须与不超过批准的功率扣除下列损失后的发动机功率相对应：

(1)安装损失；

(2)特定外界大气条件和特定飞行状态下由附件和辅助装置所吸收的功率(当量推力)。

(d)受发动机功率或推力影响的性能，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°C(50°F)时，相对湿度为 34%；

(3)温度在(1)和(2)之间时，相对湿度呈线性变化。

(e)对于通勤类飞艇，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、飞行、进场、着陆的构型；

(2)飞艇构型可以随重量、高度、温度而变化，其变化范围要与本条(e)(3)项要求的操作程序相一致；

(3)除非另有规定，在确定临界发动机不工作的起飞性能、起飞航迹、加减速距离、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)必须制定第 NA.77 条规定的条件相应的执行中断着陆的程序；

(5)按本条(e)(3)项和(e)(4)项所制定的程序必须满足:

- (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)计及执行这些程序时合理预期的时间延迟。

NA.51 起飞

(a)对于任一飞艇, 起飞和爬升至 15 米障碍高度的需用距离必须按下列条件确定:

- (1)飞艇处于最大起飞净重;
- (2)发动机在经批准的使用限制内工作;
- (3)发动机罩通风片或其他发动机冷却供气控制装置均处于正常起飞位置;
- (4)各台发动机、螺旋桨以及所配备的推力转向装置(如适用), 处在起飞所需验证的位置。

(b)对通勤类飞艇, 起飞性能及数据必须在飞行手册中明确:

- (1)申请人所选的飞艇重量、飞行高度和大气温度必须在运行限制范围内;
- (2)为起飞选择的飞艇构型;
- (3)重心在最不利位置;
- (4)发动机在批准的运行限制内运行。

(c)飞艇起飞离地 15 米以上时, 其爬升率或上升率必须达到推荐值。

(d)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。

NA.65 爬升: 全发工作

(a)飞艇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, 飞艇状态如下:

- (1)每台发动机不超过其最大连续功率;
- (2)爬升时辅助推力装置和升力控制装置均处于正常位置;
- (3)起落架在收起位置(如适用);
- (4)发动机罩通风片或其他控制供给发动机冷却气流的装置处于第 NA.1041 条至第 NA.1045 条要求的冷却试验所用的位置(如适用)。

(b)对于使用最大连续向前推力的各种平衡情况, 必须制定其各种飞行状态下的最大爬升率和最大下滑率, 并演示验证在以这些速率爬升或

下滑时，飞艇气囊的压力能够保持在其经批准的最大和最小范围内。

NA.67 爬升：单发停车

在下述条件下，多发飞艇的海平面定常爬升率必须至少为 0.5 米/秒：

(a)单发停车，其螺旋桨处于最小阻力位置(对于变距桨)。

(b)其余发动机不超过最大连续功率，且辅助推力装置和升力控制装置均处于最佳爬升位置。

(c)起落架在收起位置(如适用)。

(d)发动机罩通风片或其他控制供给发动机冷却气流的装置处于第 NA.1041 条至第 NA.1045 条要求的位置(如适用)。

NA.75 着陆

(a)必须按飞艇的最临界着陆形态，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。

(b)对于通勤类飞艇，必须在申请人规定的运行限制内，确定其在标准大气条件下任一重量、高度和风速条件下的着陆距离。

NA.76 发动机失效

在任何飞行情况下，飞艇发生一台或多台发动机失效时，能够通过抛投配重或利用氦气阀门恢复平衡状态。只允许抛投可卸配重。

NA.77 中断着陆

(a)飞艇必须演示验证以最大着陆重量从着陆过程状态中断，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。该转换过程不应出现过度的下沉，且不需要特殊驾驶技巧就能实现。飞艇此时构型包括：

(1)飞艇下滑和着陆状态纵向配平；

(2)起落架在放下位置(如适用)；以及

(3)辅助推力和升力操纵器件处于正常着陆位置。

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

(c)对于通勤类飞艇，必须确定其在全发工作状态下，飞艇处于最不利重心位置且在运行限制内的具体大气条件下(各高度、环境温度)着陆构型的最大重量。

飞行特性

NA.141 总则

飞艇在申请合格审定的所有经批准的运行高度上，必须满足第NA.143条至第NA.255条的要求，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

NA.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)对于多发飞艇，在单发不工作、其余发动机在其任意许可位置上变换推力转向时的平飞。

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

(c)在可能的使用情况下，包括任一发动机或所有发动机突然发生故障，飞艇必须能从一种飞行状态平稳过渡到任何其他飞行状态，而不需要特殊的驾驶技巧、机敏或体力，也没有超过飞艇限制载荷系数的危险。

(d)如果本条(c)中要求的试验存在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表A.6中规定的限制值。

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

- (1)气动操纵面；
- (2)转向推力系统；
- (3)配重；

- (4)氮气/空气阀门；
- (5)电气或液压作动筒；
- (6)有关线路或液压管路；
- (7)电源；
- (8)操纵系统助力器。

(f)下列情况应属于多重失效：

- (1)可能自共同来源引发各种失效；
- (2)在正常使用中，第一个故障无症状且不会被检测出来，包括定期检查(其时间间隔是与所涉及的危险程度相协调的)；
- (3)第一个故障不可避免地会导致其他故障。

NA.145 纵向操纵

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

- (a)从 30°上仰角稳定爬升作低头改出。
- (b)从 30°下俯角稳定下降作上仰改出。

NA.153 着陆操纵

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

配平

NA.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

NA.171 总则

应演示验证，飞艇在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

够的俯仰和航向稳定性，以保证机组人员不过度疲劳并且不分散正常工作的注意力。

其它飞行要求

NA.251 振动和抖振

在直到 V_D 的任何相应的速度和功率状态下，飞艇的每一部件必须不发生危险的振动。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、引起飞行机组人员过度疲劳或引起结构损伤及设备正常工作的抖振状态。

NA.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，表明气囊的变形不会妨碍其航迹控制。此外，还应满足下述要求：

(a) 必须提供措施，使驾驶员能在主气囊的设计压力范围内确定并控制其压力。

(b) 必须提供与(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，也不得危及主气囊的整体性。

NA.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、浮升力情况和所有可能的风力风向情况，制定出安全的地面操作程序。

(b) 必须给出使用固定锚泊塔或移动式锚泊塔的系留程序。

C 章—结构

总则

NA.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(限制载荷乘以规定的安全系数)来规定。除非另有说明,所规定的载荷均为限制载荷。

(b)除非另有说明,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。当适用时,需考虑飞艇虚拟惯性的影响。

(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任意组合,以及在申请合格审定范围内最不利的浮心和重心组合表明结构的符合性。

(d)如果载荷作用下的变形会显著改变外部载荷或内部载荷的分布,则必须考虑载荷分布变化的影响。

NA.303 安全系数

除非另有规定,安全系数必须取1.5。

NA.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。

NA.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 NA.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以接受的。

(b)结构的某些部分必须按照本规章 D 章的规定进行试验。

NA.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_0 ；
- (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 $W_t = W_0 + W_{sh}$ ；
- (5)最大艇舱重量 W_c 。

(b)最小设计重量

表明符合每一适用要求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)。

飞行载荷

NA.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)在飞艇可以预期的运行范围内的每一临界高度。
- (b)从最小设计重量到最大设计重量的每一重量。
- (c)对于每一要求的高度和重量，按照在第 NA.1583 条到 NA.1589 条规定的使用限制内可调配载重的任何实际分布。

NA.333 设计机动载荷

(a)飞艇，包括操纵面承受由表 A.1 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的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。

(c)考虑机动情况时，必须包括对矢量推力效应影响的评估。

NA.335 设计空速

除非在特定要求中另行说明，所选的设计空速均为当量空速(EAS)。

(a)设计最大平飞速度 V_H

V_H 是指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速度 V_B

V_B 不得小于 18 米/秒(35 节)或 $0.65V_H$ ，二者中取小者。

(c)设计俯冲速度 V_D

V_D 不得小于以下数值中较大者:

(1) V_H ;

(2)所有发动机以最大连续功率运行, 并且飞艇处于最小阻力状态下, 俯冲中能达到的最大速度。

NA.341 突风载荷

(a) 假设飞艇在平飞时承受遇到下列大气突风并承受相应载荷:

(1)当 $V=V_H$ 速度飞行时, 离散突风速度 $U_m=7.6$ 米/秒(25ft/s);

(2)当以 $V=V_B$ 速度飞行时, 离散突风速度 $U_m=10.6$ 米/秒(35ft/s);

(3)突风形状和强度定义如下:

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

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(m), $L/4 \leq H \leq 244\text{m}(800\text{ft})$,

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, 且需要考虑飞艇操纵面处于中立位置和为平衡突风所需最大有效偏角两种情况。

(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 必须如下进行计算:

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

式中:

M —气动力弯矩(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/m^3);

v —本条(a)款中的飞艇当量速度(米/秒);

V —主气囊总体积(m^3);

$K_1=1.355818$ (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, 由本条(a)款规定的离散突风:

(1)飞艇作直线水平飞行;

(2)突风以 90° 角作用到每一侧尾翼上;

(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这两种情况;

(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。

NA.361 发动机扭矩

(a)发动机架及其支承结构, 必须按下列组合效应进行设计。

(1)相应于起飞功率及螺旋桨转速的发动机限制扭矩和第 NA.333 条中设计机动情况的限制载荷的 75%同时作用;

(2)相应于最大连续功率及螺旋桨转速的发动机限制扭矩和第 NA.333 条中设计机动情况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)和(2)的规定情况外, 相应于起飞功率及螺旋桨转速的发动机限制扭矩乘以下述系数后和 $1g$ 平飞载荷同时作用。该系数是用于考虑螺旋桨操纵系统故障(包括快速顺桨), 在缺少详细的分析时, 必须取为 1.6。

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

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

(2)发动机最大加速所产生的发动机限制扭矩载荷。

(c)本条(a)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，或发动机转向引起通过螺旋桨的气流不对称时，必须考虑附加载荷。

NA.363 发动机架的侧向载荷

(a)发动机架及其支承结构必须按作用于发动机架上的侧向载荷来设计，此侧向载荷限制系数不小于下列数值：

- (1)1.33；
- (2)第 NA.333 条所述的设计机动情况的限制载荷系数的 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。

NA.367 发动机失效载荷

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。

NA.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。

操纵面和操纵系统载荷

NA.391 操纵面载荷

操纵面必须按第NA.333条和第NA.341条规定的各种飞行情况产生的操纵面载荷进行设计。

NA.395 操纵系统

(a)飞行操纵系统及其支承结构，必须按第 NA.391 条中规定的情况，用计算的操纵面铰链力矩的 125%的载荷进行设计。此外，采用下列规

定：

(1)系统的限制载荷，不必超过由驾驶员和自动驾驶仪操纵所能产生的载荷较大者。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，如果驾驶员和自动驾驶仪作用力方向相反，则它们之间的系统部件可以按两者中小者的最大作用力进行设计。用于设计的驾驶员作用力不必超过第 NA.397 条(b)款中所规定的最大力。

(2)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、操纵惯性和摩擦力。可以用第 NA.397 条(b)款中所规定的最小力产生的载荷进行设计来表明符合此款的要求。

(3)设计升降舵和方向舵操纵系统时，计算的铰链力矩必须采用 125% 的系数。然而，如果铰链力矩根据精确的飞行试验数据，则可以用低至 1.0 的系数，系数的减少量，应根据试验数据的精确性和可靠性而定。

(b)假定用于设计的驾驶员作用力施加在相应的驾驶杆握把或脚蹬板上(应如同在飞行中一样)，并在操纵系统与操纵面操纵支臂的连接处受到反作用。

NA.397 驾驶员限制作用力和力矩

(a)在操作面飞行受载情况中，操纵面上的气动载荷和相应的偏度，不必超过施加本条(b)款规定范围内的任何驾驶员作用力所可能达到的载荷和偏度。在应用此准则时，必须考虑操纵系统助力和伺服机构的影响和调整片的影响。如果仅用自动驾驶仪的力能够比人驾驶产生更高的操纵面载荷，则必须用它设计。

(b)表 A.2 给出了驾驶员作用力及扭矩。

NA.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 NA.395 条所得载荷的 75%；或

(2)按第 NA.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 NA.395 条所得载荷的 75%。

NA.405 次操纵系统

次操纵器件，例如阀和阻尼操纵器件，必须按一个驾驶员很可能施

于这些操纵器件的最大作用力进行设计。

NA.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。

NA.409 调整片

操纵面调整片必须按很可能发生的空速和调整片偏转的严重组合情况进行设计。

NA.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。

NA.415 顺风载荷

(a)操纵面铰链和操纵系统必须按下述的顺风载荷下的操纵面载荷进行设计：

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

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

(3)由下列公式计算的操纵面铰链力矩，不必超过相应于第 NA.397 条(b)款的最大驾驶员作用力对应的载荷。

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

式中：

H ——限制铰链力矩， $N \cdot m$ ；

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， m^2 ；

q ——基于不小于 4.6 m/s (15 ft/s) 设计速度下的动压；

K ——铰链力矩系数， 1.40 。

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

地面载荷

NA.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。

NA.473 地面载荷情况和假定

(a)必须按表 A.3 所示的重量和缓冲器伸长量，表明对本章所规定的地面载荷要求的符合性。

(b)在本章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。可以对艇舱和气囊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 NA.723 条(a)款的要求进行。

NA.479 着陆情况

起落架和飞艇结构承受表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承结构处的地面载荷时，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。接地速度必须与飞艇以最大预期向前着陆的速度相对应，但不得小于 7.716 米/秒(15kn)。在确定机轮起旋载荷时，可以采用附录 D 中阐述的方法。

(b)如果使用旋转轴(没有锁、转向装置或减摆器)且机轮可偏转，除上述要求外，假定机轮相对飞艇纵轴转 90° ，其合成地面载荷通过轮轴。

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

NA.481 系留和地面牵引情况

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

其它载荷

NA.505 雪载荷

必须确定积雪在系留的飞艇表面产生的限制载荷。

NA.507 千斤顶载荷

(a)飞艇必须按以设计最大重量支承在千斤顶上所产生的载荷来设计。对于起落架千斤顶支承点，飞艇为三点姿态；对于主飞艇结构千斤顶支承点，飞艇为水平姿态。假定支承点的载荷系数如下：

(1)垂向载荷系数为静反作用力的 1.35 倍；

(2)前、后、横向载荷为垂向静反作用力的 0.4 倍。

(b)在千斤顶支承点上的水平载荷必须受惯性力的反作用，以使千斤顶支承点上的合成载荷方向不改变。

(c)必须考虑水平载荷与垂直载荷的所有组合。

NA.509 维护通道载荷

在索具安装、检查、维护或修理过程中，必须能够承受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。

应急着陆情况

NA.561 总则

(a)虽然飞艇包括推进系统在应急着陆情况中可能损坏，但飞艇必须按本条规定进行设计，以在此情况中保护乘员。

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

(1)正确使用设计提供的座椅、安全带；

(2)乘员经受表 A.7 所示的极限惯性载荷系数。

(c)支承结构必须设计成在不超过本条(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每个质量项目。

疲劳评定

NA.572 飞艇结构

对于通勤类飞艇：

(a)除非从疲劳的观点衡量已表明该结构、使用应力水平、材料和预期的使用与已有广泛而满意的服役经验的设计相类似，否则对那些破坏后可能引起灾难性后果的艇体结构件的强度、细节设计及制造，必须按下列任何一条进行评定：

(1)疲劳强度检查用试验或有试验支持的分析方法来表明，结构能承受在服役中预期的变幅重复载荷；或

(2)破损安全强度检查采用分析、试验或两者结合的方法表明，当一个主要结构元件出现疲劳破坏或明显局部破坏后，结构不可能发生灾难性破坏，并且其余结构能够承受其值为 V_C 时临界限制载荷系数 75% 的极限静载荷系数。除非在静载荷下破坏的动态效应另有考虑，这些载荷必须乘以 1.15 的系数。

(b)本条要求的每一评定必须：

(1)包括典型的载荷谱(如滑行、地—空—地循环、机动、突风等)；

(2)计及任何由于气动面的交互作用而导致的显著影响；

(3)考虑由于螺旋桨滑流载荷和旋涡碰撞抖振导致的显著影响。

NA.573 损伤容限及疲劳评定

对于通勤类飞艇：

(a)复合材料艇体结构。复合材料艇体结构必须按本条要求进行评定，而不用第 NA.572 条。除非表明不可行，否则申请人必须用本条(a)(1)至(a)(4)规定的损伤容限准则对复合材料艇体结构进行评定。如果申请人确定损伤容限准则对某个结构不可行，则该结构必须按照本条(a)(1)和(a)(6)进行评定。如果使用了胶接连接，则必须按照本条(a)(5)进行评定。在本条要求的评定中，必须考虑材料偏差和环境条件对复合材料的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表明，在所使用的检查程序规定的检查阈值对应的损伤范围内，带损伤结构能够承受极限载荷。

(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，由疲劳、腐蚀、制造缺陷、或冲击损伤引起的损伤扩展率或不扩展。

(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界限制飞行载荷(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)在初始可检性与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，必须用下列方法之一验证其限制载荷能力：

(i)必须用分析、试验或两者兼用的方法确定每个胶接连接件能承受本条(a)(3)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；或

(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；或

(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、零组件、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。

(b)检查。基于本条要求的评定，必须制定为预防灾难性破坏所必要的检查或其他程序，并必须纳入第 NA.1529 条持续适航文件的适航限制章节。

D 章—设计和构造

总则

NA.601 总则

每个有疑问的设计细节和对安全有重要影响的零件的适用性必须通过试验确定。

NA.603 材料和工艺质量

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

(1)由经验或试验来确定；

(2)符合经批准的标准保证这些材料具有设计资料中采用的强度和
其它性能；

(3)考虑服役中预期的环境条件，如温度和湿度及紫外辐射的影响。

(b)工艺质量必须是高标准的。

NA.605 制造方法

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

(b)飞艇的每种新的制造方法必须通过试验予以证实。

NA.607 紧固件

(a)如果可卸的紧固件的丢失可能妨碍继续安全飞行和着陆，则其必须有两套锁定装置。

(b)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。

NA.609 结构保护

每个结构零件必须满足下列要求：

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

(1)气候；

(2)腐蚀；

(3)磨损。

(b)有足够的通风和排水措施。

NA.611 可达性措施

对需要维护、检查或其他保养的每个部件，必须在设计中采取适当的措施，以便完成这些工作。

NA.613 材料的强度性能和设计值

(a)材料的强度性能必须以足够的材料试验为依据(材料应符合标准)，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(e)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)至关重要的部件或结构在正常运行条件下热影响显著的部位，必须考虑温度对涉及设计许用应力的影响。

(d)结构的设计，必须使灾难性疲劳破坏的概率减至最小，特别是应力集中处。

(e)对于一般只能用保证最小值的情况，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”的材料采用的设计值可以大于本条要求的保证最小值。

NA.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NA.303条规定的安全系数必须乘以第NA.621条至第NA.625条规定的最高的相应特殊安全系数：

(a)其强度不易确定。

(b)在正常更换前，其强度在服役中很可能降低。

(c)由于制造工艺或检验方法中的不确定因素，其强度容易有显著变化。

NA.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，其铸件系数按下列规定：

(1) 不论铸件采用何种检验方法，对于支承应力取用的铸件系数不必超过 1.25；

(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，100%接受目视和经批准的无损检验方法的检验；

(ii) 具有不小于 2.0 的铸件系数，100%接受目视、100%经批准的等效的无损检验方法的检验方法。如果已制定质量控制程序并经批准，且可接受的统计分析表明可以减少无损检验量，则无损检测量可以从 100%下调，并且采用抽样原则。

(2) 对于铸件系数小于 1.50 的每项关键铸件，必须用三个铸件样品进行静力试验并表明下列两点：

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

(ii) 在 1.15 倍限制载荷的作用下满足第 NA.305 条的变形要求。

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

(d) 非关键铸件

除本条(c)款规定的铸件外，对于其他铸件采用下列规定：

(1)除本条(d)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表 A.8 要求；

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

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

(i)可以采用 1.0 的铸件系数；

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

NA.623 支承系数

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

(b)对于符合第 NA.693 条规定的系数的操纵系统关节接头，则满足本条(a)款的要求。

NA.625 接头系数

对于每个接头(用于连接两个构件的零件或端头)，采用以下规定：

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

(1)接头本体；

(2)连接件或连接手段；

(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(如金属钣金的连续接合、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 NA.561 条规定的惯性力。

NA.627 疲劳强度

结构必须尽可能地设计成避免在正常服役中很可能出现变幅应力超

过疲劳极限的应力集中点。

NA.629 颤振

必须用分析或飞行试验表明，在所有的直到飞艇的速度加上第NA.341条的迎面突风所获得最大空速，系留风速，或 V_D (取大者)时，气囊和所有固定的与可动的操纵面不发生颤振。

操纵面

NA.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。

NA.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范围角运动操作时，任何操纵面、其张线或相邻的固定结构之间没有干扰。

(b)如果采用可调水平安定面，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。

NA.657 铰链

(a)操纵面铰链，除滚珠和滚柱轴承铰链外，对于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，不得超过批准的轴承额定值。

(c)对平行于铰链轴线的载荷，铰链必须有足够的强度和刚度。

NA.659 重量平衡

操纵面的集中重量、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

NA.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。

NA.672 增稳系统及自动和带动力操纵系统

如果增稳或其它自动或带动力操纵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 NA.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纵系统中任何失效，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。警告系统不得直接驱动操纵系统。

(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他自动或动力的操纵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。

NA.673 主飞行操纵器件

(a)主飞行操纵器件是驾驶员对俯仰和偏航进行直接操纵的器件。

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

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

(d)如果在驾驶员主操纵器件和操纵面之间没有直接的机械交连，必须具有操纵这些操纵面的双余度措施和驾驶员易于快速地从操纵这些舵面的主系统转入备用系统的方法，从而不会遇到不安全的飞行特性，而且操纵完全丧失是不大可能的。

NA.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操纵系统设计情况相应的任何载荷。

NA.677 配平系统

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

(b)当用副气囊配平时，必须为驾驶员提供副气囊完全排空和完全饱满的状态信息。

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

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

NA.679 操纵系统锁

如果有一种在地面或水上锁住操纵系统的装置，则：

(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。

NA.681 限制载荷静力试验

(a)必须按下列规定进行试验，来表明满足本条限制载荷的要求：

(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；

(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。

NA.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)试验载荷按下列规定：

(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，载荷不得小于按照第 NA.405 条确定的最大驾驶员作用力作用时相应的载荷。

(c)对非机械飞行操纵系统，除非故障被表明是极不可能发生的，否则必须用操作试验表明，飞艇在任一轴舵面急偏后还能完全可操纵，且过渡时间从舵面出现急偏开始，驾驶员察觉到出现舵面急偏直至转入到备用操纵系统的整个时间段内不存在不安全的状况。其次，必须表明，在舵面急偏出现并被驾驶员察觉后，不需要特殊的技巧、警觉或力量就能成功地、安全地转入人工操纵系统。此外，在系统任一单个故障后，飞艇必须是完全可操纵的。

NA.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阻操纵系统的部位。

(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，或具有明显的永久性标识，使由于不正确装配而引起操纵系统出故障的可能性减到最小。

NA.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，否则操纵系统内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。

NA.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；和

(3)必须能对导引件、滑轮、钢索接头和松紧螺套进行目视检查。

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

(c)安装导引件而引起的钢索方向变化不得超过 3°。

(d)承受载荷或运动且仅用开口销保险的 U 形销钉，不得用于操纵系统中。

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

(f)调整片操纵钢索不是主操纵系统的零件，且在调整片处于最不利位置时仍可安全操纵的飞艇上，该钢索直径可以小于 3.2mm(1/8 in)。

NA.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

NA.721 总则

对于客座量(不包括驾驶员座椅)等于或大于 10 座的通勤类飞艇，采用下列对起落架的一般要求：

(a)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损坏(假定超载向上向后作用)，这种失效方式极不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。

(b)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。

(c)可用分析或试验，或两者兼用来表明符合本条规定。

NA.723 减震试验

(a)必须表明，不会超过根据第 NA.473 条(b)款的规定分别按起飞和着陆重量所选定的用于设计的限制载荷系数。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损坏，但可以屈服。此试验模拟的下沉速度为 1.2 倍的限制下沉速度。

NA.729 收放机构

(a)总则

对于装有可收放起落架的飞艇，采用下列规定：

(1)每个起落架收放机构和支承结构必须按下列载荷设计：起落架收起时的最大飞行载荷系数；在由申请人选定的直到 V_{LO} 的任一速度下收起过程中产生的摩擦、惯性、刹车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，必须能承受飞行载荷，包括由在结构分部中规定的所有的偏航情况造成的载荷，此时起落架在速度为直到 V_{LO} 的任一速度下放出。

(b)起落架锁

必须有可靠的措施(除用液压压力者外)将起落架保持在放下位置。

(c)应急操作

可收放起落架的陆上飞艇，若不能手动放下起落架，则必须具有措施在下列情况下放下起落架：

(1)正常起落架收放系统中任何合理可能的失效；

(2)动力源的任何合理可能的失效导致正常起落架系统不能工作。

(d)操作试验

必须通过操作试验来表明收放机构功能正常。

(e)位置指示器

如果采用可收放起落架，必须有起落架位置指示器(以及驱动指示器工作所需的开关)或其他手段来通知驾驶员，各个起落架已锁定在放下

(或收上)位置。如果使用开关,则开关的安置及其与起落架机械系统的结合方式必须能防止在起落架未完全放下时,指示器误示“放下和锁住”,或在起落架未完全收上时,指示器误示“收上和锁住”。

(f)起落架警告

起落架警告必须提供下述二者之一的音响或等效起落架警告装置:

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

(2)当起落架未完全放下并锁住且飞艇高于地面的高度低于30.48m时,该装置将连续发声。若警告系统的高度传感器失效,警告系统必须设计成在起落架完全放下并锁住之前一直工作。

(g)起落架舱内的设备

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。

NA.731 机轮

(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 NA.471 条规定的地面载荷要求确定的最大径向限制载荷。

NA.733 轮胎

(a)当装在飞艇机轮上并充气至规定压力时,轮胎必须能承受允许的飞艇的操作。

(b)如果使用特殊构造的轮胎,则机轮上必须清楚明显地标明其特点。标识内容必须包括制造厂名、尺寸、帘线层数及该轮胎的识别标识。

(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。

载人和载货装置

NA.771 驾驶舱

对于驾驶舱采用下列规定：

(a)驾驶舱及其设备，必须能使每个驾驶员在执行职责时不致过分专注或疲劳。

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

(c)第 NA.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，使驾驶员和操纵器件的任何部分都不在任一内侧螺旋桨通过其桨毂中心与螺旋桨旋转平面前和后成 5° 夹角的锥面之间的区域内。

NA.773 驾驶舱视界

(a)每个驾驶舱不得有影响驾驶员视线的眩光和反射，并且其设计应符合下列要求：

(1)为了安全运行，驾驶员的视界应足够宽阔、清晰和不失真；

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

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

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

NA.775 风挡和窗户

(a)风挡和窗户，必须采用非碎裂性材料，如非碎裂性安全玻璃。

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

NA.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)必须保证操作方便并防止混淆和误动。

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

(c)各台发动机使用同样的动力装置操纵器件时，操纵器件位置的安

排必须能防止混淆各自控制的发动机，并必须按以下次序从左向右安排：

- (1)油门或功率操纵杆；
- (2)螺旋桨桨距操纵器件；
- (3)操纵/切断燃油混合器。

(d)起落架操纵器件必须设在油门杆中心线或操纵台中心线的左侧。

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

NA.779 驾驶舱操纵器件的动作和效果

驾驶舱操纵器件必须按表 A.9 的动作规律设计。在实际可行之处，其他操纵器件的动作产生的运动方向必须相应于操纵飞艇或被操纵部件的运动的方向。

NA.783 舱门

(a)每个装载乘客的封闭舱，必须至少有一扇足够大小和易于接近的外部舱门。

(b)乘客门不得位于任何螺旋桨旋转平面或其他有潜在危险之处，以免使用此门时对人产生危害。

(c)另外，对通勤类飞艇，每个乘客和机组使用的外部舱门必须符合下列要求：

(1)即使在飞艇内侧有人拥挤在门上，每扇舱门必须能从内外两侧开启；

(2)如果使用向内打开的舱门，必须有措施防止乘客拥在门上影响开门；

(3)可以使用辅助锁定装置。

(4)舱门必须有措施锁定并保险，以防止在飞行中被人或货物无意打开或因机械故障打开；

(5)当内部锁定装置位于锁定位置时，舱门必须能从内部和外部打开；

(6)开门装置必须简单明显，其设置及内部和外部的标识必须使得即使在黑暗中也易于辨明位置和操作；

(7)舱门必须满足第 NA.811 条对标识的要求；

(8)舱门必须能合理地避免在应急着陆时因艇舱变形而卡住；

(9)可以使用从飞艇外部操作的辅助锁定装置，但这种装置必须能用正常的内部打开方法开启。

(d)通勤类飞艇上的每个外部舱门，正常类飞艇位于发动机或螺旋桨前面的外部舱门，必须满足下列要求：

(1)每个外部舱门(包括货舱和服务性舱门)必须有措施锁定和保险，以防止在飞行中被人或货物无意打开，或是由于在关闭过程中或关闭后机构损坏或单个结构元件损坏而打开；

(2)必须有对锁定机构作直接目视检查的装置，来确定那些打开时首先作非向内运动的外部舱门是否完全关闭并锁定，在机组乘员使用手电筒或等效光源的工作照明条件下，必须能看清该装置；

(3)如果外部舱门没完全关闭并锁定，必须有目视警告装置来告知飞行机组成员。对于打开时首先作非向内运动的舱门，该装置必须设计成使导致误示关闭和锁定的任何故障或综合故障是不可能的。

(e)如果厕所装有门，则厕所的门必须设计成能防止乘员被困闭在厕所内。如果装有门锁机构，必须能够从厕所外部开启。

NA.785 座椅、卧铺、安全带

(a)在起飞、着陆、航行、系留和紧急着陆时，每个座椅、卧铺及其支撑结构、安全带必须按体重至少为 77kg(170lb)的使用者设计，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、卧铺和安全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)每一个平行于飞艇纵轴安装的卧铺，必须设计成前部具有带包端的端板、帆布隔档或其它等效措施，当乘员承受第 NA.561 条规定的向前惯性力时，卧铺能够承受乘员的静止载荷反作用力。此外，每个卧铺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使使用者严重受伤的棱角和突部。

(e)作为型号设计批准的一部分，本条中座椅、卧铺和安全带及其安装是否符合本条的强度和变形要求的验证可用以下方法之一来表明：

(1)如果结构与常规飞艇的形式相同，且对他们已有可靠的分析方法，则可用结构分析法；

(2)结构分析和限制载荷试验的组合；

(3)极限载荷静力试验。

(f)当经受第 NA.561 条规定的惯性载荷时，每个乘员必须由每个座椅上的安全带保护免受头部严重伤害。

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

(h)在每个座椅周围的可能碰撞乘员(已用安全带系紧)头部和躯体的座舱空间范围内(包括结构、内壁、仪表板、驾驶盘、脚踏和座椅)，必须没有可能致伤的物体、锐边突出物和硬表面，如果采用能量吸收的设计或设施来满足这个要求，则当承受第 NA.561 条中规定的极限惯性力时，它们必须保护乘员不受严重伤害。

(i)每个座椅滑轨必须装有止动器以防止座椅滑出轨道。

NA.787 行李和货舱

(a)每个货舱必须符合下列要求：

(1)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；

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

(3)必须至少是由阻燃材料制造的；

(4)设计成与乘员同舱或邻近乘员舱时，必须有措施在货物受到第 NA.561 条规定的极限静载荷系数所对应的惯性力的作用时，并且假设舱内载有允许的最大重量货物的情况下，保护乘客免受伤害；

(5)如果货舱中装有照明灯，每盏灯的安装必须避免灯泡和货物接触；

(6)在飞行中机组不能进入时，必须有措施将火包容，使能继续安全飞行和着陆。

(b)适用时，行李舱也必须符合本条(a)的要求。

NA.803 应急撤离

(a)应制定一项技术措施，并将其列入飞艇飞行手册，以便所有成员在紧急情况下能迅速撤离飞艇。

(1)当所有发动机工作或一个发动机不工作时能提供动力；

(2)当所有发动机不工作时。

(b)技术措施应包括机组人员在合理时间内控制乘客撤离的程序。

(c)当执行此技术措施时，由飞艇控制装置的操纵，包括紧急放气装置，在撤离过程中，飞艇不能离开地面至一定高度，其会阻止乘客离开飞艇；同时气囊的放气率不得使乘客陷入气囊中。

(d)技术措施应包括在地表风速从零至飞艇允许运行的最大风速之间采取的任何特殊预防措施。

(e)对于通勤类飞艇，撤离演示必须使用需要认证的最大乘员人数。演示必须在模拟夜间条件下进行，仅使用飞艇最临界一侧的应急出口。参加者必须代表普通的航线旅客，不得有预先的实践或为演示的排练。撤离必须在 90 秒内完成。

NA.807 应急出口

(a)数量和位置

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

(1)所有飞艇至少有一个应急出口设在第NA.783条规定的客舱主舱门的对面一侧；

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

(b)型式和使用

应急出口必须是可开启的窗户、壁板或外部门，有畅通无阻的开口，其大小足以通过 483 mm×660 mm(19 in×26 in)的椭圆。此外，每个应急出口必须符合下列规定：

(1)在应急情况时是易于接近的，不需要特别敏捷的动作就能使用；

(2)具有简单明了的打开方法；

(3)布置和标识，即使在黑暗中也易于找到和使用；

(4)有合理的措施防止由于艇舱变形而被卡住。

(c)必须通过试验表明每个应急出口能达到其合适的功能

(d)舱门和出口

对于通勤类飞艇，采用下列要求：

(1)旅客入口门必须符合地板平面应急出口的要求。如果在此类旅客入口门旁安装一个整体楼梯，则楼梯的设计必须使其在受到NA.561条

款规定的惯性力时，在起落架的一个或多个支柱崩溃后，它不会影响到降低乘客通过紧急出口的效率的程度。每一个额外的紧急出口，除了楼层出口，必须提供可接受的方法，以协助乘客下到地面。除旅客出入舱门外：

(i)总客座量等于或小于 15 座时，客舱每侧要求有一个本条(b)规定的应急出口；

(ii)总客座量为 16 至 19 座时，要求有三个本条(b)规定的应急出口，其中一个与出入舱门同侧，两个在另一侧。

(2)必须有措施锁定并保险每个应急出口以防止飞行中因人为疏忽或机械损坏而打开。此外，必须有供直接目视检查锁定机构的措施，以确定初始开启运动向外的每个应急出口是否完全锁好。

NA.811 应急出口的标识

(a)每个客舱内的应急出口和舱门，必须在外部作标识，并且采用下列规定使之从飞艇外面易于识别：

(1)有明显的目视识别图形；

(2)在应急出口上或邻近处，有永久的图案或标牌示出打开应急出口的方法。如果适用，也包括其他任何特殊的指示。

(b)此外，对通勤类飞艇，应急出口和舱门必须在内部作标识，25.4 mm(1in)高的白色“出口”二字衬于 51 mm(2 in)高的红底上，这些标志还必须是自身发亮或独立的内部电照明，并且其最小亮度至少是 160 微朗伯。如果客舱内照明基本相同的话，上述配色可以相反。

NA.813 应急出口通道

对于通勤类飞艇，通向窗口型的应急出口通道不能被座椅或座椅靠背挡住。

NA.815 过道宽度

对于客座量(不包括驾驶员座椅)等于或大于 10 座的通勤类飞艇，座椅之间的乘客主过道宽度在任何一点处必须不得小于下列值：

(a)离地板小于 635 mm(25 in)：230 mm(9 in)。

(b)离地板等于或大于 635 mm(25 in)：380 mm(15 in)。

NA.831 通风

每个客舱和驾驶舱必须适当通风。

(a)一氧化碳在空气中的浓度不得超过 1/20000。

(b)燃油蒸气的浓度不得达到危险值。

防火

NA.851 灭火器

(a)驾驶舱内，必须至少有一个驾驶员坐在座位上就可方便取用的手提式灭火瓶。

(b)在下列情况下，客舱内必须至少有一个可方便取用的手提式灭火瓶：

(1)可容纳 6 位乘客以上的飞艇；

(2)通勤类飞艇。

(c)手提式灭火器必须符合下列要求：

(1)每种灭火剂的类型和剂量必须与其使用部位很可能发生的火灾类型相适应；

(2)用于载人舱的每个灭火瓶的设计必须将其毒性气体浓度的危害降至最小。

NA.853 座舱内部设施

对于每一个乘员舱(包括机组人员或乘客使用的客舱)，需满足以下条款：

(a)材料必须至少是阻燃的。

(b)(备用)。

(c)如果禁止吸烟，必须有相应的说明标牌；如果允许吸烟时，则应符合下列规定：

(1)必须有足够数量的、可卸的自包容式烟灰盒；

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

(i)当标识亮时，在客舱的每个乘客座位处，在全部可能的照明条件下都能清楚地看到该标识；

(ii)其构造应使机组能将发光标识接通和断开。

(d)此外，对于通勤类飞艇，采用下列要求：

(1)收集毛巾、纸张或垃圾的每个废物箱必须是完全封闭的，其材料至少是耐火的，而且必须能包容正常使用条件下其内部很可能出现的火焰。废物箱在使用中预期可能有的各种磨损、错位和通风情况下包容上述火焰的能力必须由试验演示。每扇废物箱的门上或门旁必须设置写有“勿扔烟头”清晰字样的标牌。

(2)厕所门的两侧均必须醒目地设置“禁止吸烟”或“厕所内禁止吸烟”的标牌，在每扇厕所门的外侧或其附近必须醒目地设置可卸的包容式烟灰盒；但是如果能从几扇厕所门的外侧看到同一烟灰盒，则可共用一个烟灰盒。标牌必须用至少高13 mm(1/2 in)的红字衬在至少高 25.4 mm(1 in)的白底上(标牌上可以有“禁止吸烟”的图形)。

(3)每个有机组或乘客的舱内所使用的材料(包括用于材料的涂层或饰面)，必须根据所适用的情况满足下列试验标准：

(i)天花板、内壁板、隔板、厨房结构、大橱柜壁板、结构地板铺面，以及用于制造储存间(座椅下的储存箱和储存杂志、地图一类小件的箱子除外)的材料，按附录 F 的适用部分或其他等效方法进行垂直放置试验时，必须是自熄的。平均烧焦长度不得超过 152 mm(6 in)，移去火源后的平均焰燃时间不得超过 15 s，试样滴落物在跌落后继续焰燃的时间平均不得超过 3s；

(ii)地板覆盖物、纺织品(包括帷幕和罩布)、座椅垫、衬垫、有涂层的织物(装饰性和非装饰性的)、皮革制品、托盘和厨房设备、电气套管、隔热和隔音物及绝缘表层、空气导管、接头和边缘遮盖物、货舱衬里、隔绝毯、货物覆盖、透明材料及模塑和热成形的零件、空气导管接头和镶边条(装饰用和防磨用)，上述项目中凡用本条(d)款(3)项(iv)规定以外的材料制成者，在按附录 F 的适用部分或其他经批准的等效方法进行垂直放置试验时，必须是自熄的。平均烧焦长度不得超过 203 mm(8 in)，移去火源后的平均焰燃时间不得超过 15 s。试样滴落物在跌落后继续焰燃的时间，平均不超过 5 s；

(iii)备用；

(iv)有机玻璃的窗户和标志、整个或部分用弹性有机材料制成的零件，在一个壳体内装设一个以上仪表的边光照明的仪表组件、座椅安全带、肩带以及货物和行李系留设备，包括集装箱、普通箱、集装板等，凡用于客舱或机组舱内者，在按附录 F 的适用部分或其他经批准的

等效方法进行水平放置试验时，其平均燃烧率不得超过 63.5 mm/秒(5/2 in/s)；

(v)除电线和电缆绝缘层及局方认为对火势蔓延影响不大的小件(如旋钮、手柄、滚轮、紧固件、夹子、垫片、耐磨条带、滑轮和小的电气零件)以外，本条(d)款(3)项(i)、(ii)、(iii)或(iv)未作规定项目的材料，在按附件 F 的适用部分或其他经批准的等效方法进行水平放置试验时，其燃烧率不得超过 102 mm/min(4 in/min)。

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

(f)在防火墙的座舱一侧上的飞艇材料必须是自熄的，或离防火墙足够远，或有其它的防护措施，以使在防火墙受到不小于 1093°C(2000°F)的火焰作用 15 min 时，这些材料不会着火。对于自灭材料(除局方认为对火焰扩展不会有重要影响的电线和电缆绝缘以及其它小零件以外)，必须按附录 F 或局方批准的等效方法进行垂直自灭试验。材料的平均烧焦长度不得超过 152 mm(6 in)，并且在移去火源后平均焰燃时间不得超过 15s。材料试样滴落物在跌落后继续焰燃的时间，平均不得超过 3s。

NA.863 可燃液体的防火

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

(b)必须用分析或试验方法表明符合本条(a)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。

NA.865 飞行操纵系统、发动机架和其他飞行结构的防火

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

电搭接和闪电评定

NA.867 电搭接和闪电防护

(a)必须防止飞艇因受闪电而引起灾难性后果。所有的由于静电荷的积累与泄放而可能引起电闪、点燃可燃蒸汽，或影响重要设备的项目，必须适当地用搭铁接地。

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

气囊特征

NA.881 气囊设计

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

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

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

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

(e)副气囊必须设计和安装成，其排气量的中心在纵向与气囊浮力的中心重合，副气囊系统必须设计成，该系统绕飞艇浮力中心的静配平能

力在前后副气囊之间是等量平分的。在 0 到 100%的副气囊充满度的范围内前后副气囊的有效配平能力必须大致相等，必须有足够的措施在副气囊部分变瘪时防止空气截流。

(f)当系留时，万一飞艇脱离系留杆，必须有措施使气囊迅速放气直至排空。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疏散时放掉气囊中的气体。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，气囊放气的速度也不得达到会使气囊罩住乘员的程度。

(h)内部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，结合部不承受剥离载荷。必须有措施防止吊挂系统部件与充气系统部件之间的磨擦，吊挂系统的绳索必须是在必要时可调的，以保证正确的载荷分布。

(i)气囊头部必须设计成，防止由于高速飞行或限制系留载荷而起皱褶。

NA.883 压力系统

应提供控制气囊内部压力和向副气囊充空气的装置，并必须至少包括下列部件：

(a) 氦气阀。至少要有一只阀，阀可以装在气囊上或其近旁。它们必须设计成能适用于手动操作与自动操作这两者，在所有可达到的空速下都能在规定的压力设置下工作，并能确实地开闭。阀不可泄漏氦气至艇舱内部、发动机进气系统或副气囊。阀必须有足够的容量能在最大设计爬升率下允许飞艇在压力高度以上上升，而不致使氦气压力超过 1.25 倍最大使用压力。

(b) 空气阀。每一副气囊至少要有一只阀用于排放空气，阀可以装在气囊上，或用合适的管子与其相连接。阀必须能手动操作和自动操作，在所有可达到的空速下，在适当的压力设置下可以操纵，并能确实地开闭。阀必须有足够的容量能在最大设计爬升率下，而不致使氦气压力超过 1.15 倍最大使用压力。

(c) 副气囊空气收集与导入系统。集风器、进气管、吹风器或它们的组合必须有足够的流量使飞艇能以最大设计速率下降，而不致使气囊

压力减低至规定的设计值以下。对于多发动机飞艇，当副气囊增压依赖发动机时，必须提供措施在单发失效时使所有的副气囊增压。

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

(e) 在氦气过度地逸失的情况下，必须有措施将空气吹入氦气空间以充实氦气囊。该系统的操纵器件必须易于接近，并能迅速地被乘员使用。足以防止前飞速度 $0.25V_H$ 下气囊起皱的氦气压力必须在下降率为 1.5 米/秒(5 ft/s)下能维持不变。

NA.885 地面牵引

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

其他

NA.891 升力气体

升力气体必须是不可燃的。

NA.893 配重系统

(a)总则

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

(b)容量

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

(c)配重材料

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

(d)排放率

必须有措施以不低于 378 L/min(每分钟 100 加仑)的速率排放液体配重。配重箱出口必须能调节此速率。从箱或出口中的泄漏在正常飞行姿态下是不允许的。液体排放阀门必须设计成使乘员能在任何排放操作期间关闭此阀。

(e)配重排出口的位置

配重的排出口或通气口均不应靠近发动机、空气收集器或导致冲击飞艇之处。

(f)操纵器件和仪表

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

NA.895 定水平的设施

必须有确定飞艇在地面处于水平位置的设施。

E 章—动力装置

NA.901 安装

(a) 就本规定而言，飞艇动力装置的安装包括下列部件：

- (1) 推进所必需的部件；
- (2) 影响主推进装置安全和控制的部件。

(b) 飞艇动力装置的构造、布置和安装必须满足下列要求：

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

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

(d) 安装必须满足下列要求：

- (1) CCAR33.5 或局方接受的发动机和螺旋桨安装说明；
- (2) 本规定中适用的规定。

(e) 每一辅助动力装置安装必须满足本规章适用的要求。

NA.903 发动机

(a) 发动机型号合格证

(1) 每型发动机必须通过下列方式之一被批准：

- (i) 有型号合格证；或
- (ii) 随飞艇的型号合格审定、补充型号合格审定或者改装设计批准合格审定一起批准。CCAR-33 或其他局方可接受的标准一般可作为审定基础的指导性文件。

(2) 每型涡轮发动机应满足下列要求之一：

- (i) 符合 2002 年 4 月 19 日生效或以后修订的 CCAR-33 第 33.77 条的规定；
- (ii) 表明具有在类似安装位置上吸入的外来物未曾造成任何不安全情况的使用履历。

(b) 涡轮发动机的安装。对于涡轮发动机的安装有下列规定：

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

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

(c) 各动力装置的布置和相互隔离，必须至少能在一种运行形态下，当任一发动机或任一能影响此发动机的系统(如果只安装一个油箱，则此油箱除外)失效或故障(包括发动机舱内被火烧坏)后，不致发生下列情况：

(1)妨碍其余发动机继续安全运转；或

(2)需要任何机组成员立刻采取行动以保持其余发动机继续安全运转。

(d)起动和停转(活塞发动机)。发动机的安装设计必须在允许发动机起动的任何情况下，使由于起动而引起发动机或飞艇着火或机械损坏的危险减至最小。必须制定发动机的起动技术及有关的限制，并将它们列入飞艇飞行手册、经批准的手册资料或适用的使用标牌中。必须提供在飞行中每台发动机停车和再起动的方法。此外，对于通勤类飞艇，采用下列规定：

(1)在防火墙的发动机一侧，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；

(2)如果为此目的使用螺旋桨液压顺桨系统，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。

(e)起动和停转(涡轮发动机)。涡轮发动机的安装必须符合以下要求：

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

(2)必须具有停止任何发动机燃烧和转动的措施。为符合本要求而设置在任何发动机舱内、在防火墙的发动机一侧的全部部件必须至少是耐火的；如果为此目的使用螺旋桨液压顺桨系统，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；

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

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

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

(g)对于以涡轮发动机为动力的飞艇，如果在飞行中所有发动机停车后，发动机的最小风车转速不足以提供发动机点火所需的电功率，则必须有一个不依赖于发动机驱动的发电系统的电源，以便能在飞行中对发动机点火进行再起动。

NA.905 螺旋桨

(a)每型螺旋桨应通过以下方式之一批准：

(1)有型号合格证；或

(2)随飞艇的型号合格审定、补充型号合格审定或者改装设计批准合格审定一起批准。CCAR-35 或其他局方可接受的标准一般可作为审定基础的指导性文件。

(b)发动机功率和螺旋桨轴的转速不得超过螺旋桨的限制。

(c)每具可顺桨的螺旋桨必须有在飞行中回桨的措施。

(d)螺旋桨桨距操纵系统的每个部件都必须满足 CCAR-35 中 35.42 的要求。

NA.907 螺旋桨振动

(a)必须表明在每种正常运行条件下，除常规的定距木制螺旋桨外，每一具有金属桨叶或高应力金属部件的螺旋桨和/或防护罩螺旋桨的振动应力不超过螺旋桨制造厂已表明的连续安全使用的应力值。这必须用下列方法之一来表明：

(1)通过所有预期的任务构型的螺旋桨和防护罩螺旋桨直接试验测定应力；或

(2)与已完成该测量的类似装置作比较；或

(3)能证明该装置安全的任何其它可接受的试验方法或使用经验。

(b)除定距木制桨外，当需要时还必须表明任何型号螺旋桨的安全振动特性。

NA.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，或表明在正常的发动机安装及在发动机环境中工作时，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 小时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,必须能包容正常转速控制装置不工作时可能出现的最高转速情况下压气机或涡轮损坏的碎片。

(d)如果提供中间冷却器安装,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,气体的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 NA.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。

NA.925 螺旋桨间距

(a)地面间距:

(1)螺旋桨。除非已证实可采用更小间隙,否则在飞艇为最大重量和最不利的重心位置情况下,螺旋桨尖距地面的间隙不得小于 23cm(9in),这是指飞艇处于水平、正常起飞、正常着陆、或滑行姿态中各位置的最临界情况。此外,当起飞姿态下其临界轮胎完全泄气和相应的减震支柱压缩到底时,螺旋桨尖仍应有正的间距;

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

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

(b)结构间距必须满足:

(1)螺旋桨桨叶或桨叶柄整流轴套与飞艇的各静止部分之间的纵向间距不得小于 13 mm(1/2 in);

(2)螺旋桨其它转动部分或桨毂罩与飞艇的各静止部分之间必须有正的间距；

(3)除非有螺旋桨防护罩或等效的防护措施，螺旋桨和气囊之间有足够的间距，以使由螺旋桨甩出的碎片或冰块所造成的损害减至最小，如果没有螺旋桨防护罩或相当的防护措施，则间距至少应为 0.6 m (2 ft)。

(c)在设计中应考虑到，在轻度撞击着陆情况下由于螺旋桨和防护罩干涉所产生的危险。

NA.929 螺旋桨防除冰

螺旋桨(木质螺旋桨除外)和整个发动机安装的其它部件，在申请审定的结冰条件下工作时，必须能够防止冰的积累，以保证得到满意的功能而无明显的功率损失。如果飞艇气囊不能避免螺旋桨甩出冰块的影响，则螺旋桨必须采用防冰装置，而不是除冰装置。

NA.933 反推力系统

对于安装反推力系统的通勤类飞艇，每一反推力系统必须设计成，在预定运行条件下，系统的单点失效或功能不正常不会引起不希望的反推力。如果结构元件的失效概率极小，则这种失效可以不必考虑。

NA.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会使螺旋桨阻力超过按本规定结构要求设计飞艇所采用的值。如果阻力限制系统结构件的失效概率极小，则可不考虑此类失效。

NA.939 动力装置的工作特性

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

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

(c)对以涡轮增压式活塞发动机为动力的飞艇，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过增压、喘振、淹缸、汽塞等导致的有害特性出现。

(d)对于以涡轮发动机为动力的飞艇，涡轮发动机正常工作期间，进

气系统气流畸变所引起的振动不得对发动机产生有害的影响。

NA.943 负加速度

当飞艇在第NA.333条规定的飞行包线内作负加速度飞行时，发动机、辅助动力装置或与发动机或辅助动力装置有关的任何部件或系统不得出现危险的故障。必须按使用中预期的最长加速持续时间表明满足上述要求。

燃油系统

NA.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允许发动机工作的机动飞行，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)每个燃油系统的布置必须满足下列条件：

(1)燃油泵不能同时从一个以上的油箱内吸油；

(2)或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)对于以涡轮发动机为动力的飞艇，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。

NA.953 燃油系统独立性

(a)多发飞艇的燃油系统的布置必须至少在一种系统构型下，使任一部件(燃油箱除外)的故障不会导致一台以上的发动机丧失功率(推力)，也不需要驾驶员立即动作来防止一台以上的发动机丧失功率(推力)

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

(1)供每台发动机使用独立的油箱出口，油箱上每个出口均有切断阀门。如果阀门和发动机舱之间的油管中容纳的并可排入发动机舱的油

量不超过 0.946L(1 夸脱)(如表明是安全的, 也可超过此油量), 该切断阀门也可用作所需的防火墙上防火切断阀门;

(2)至少设置两个通气口以将其同时堵塞的可能性降至最低;

(3)加油口盖的设计必须将不正确安装或飞行中丢失的可能性降至最低;

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

NA.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。

NA.955 燃油流量

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

(1)油箱内的燃油量不得超过第 NA.959 条制定的该油箱不可用燃油量与为验证本条符合性所需的油量之和;

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

(3)如果装有不带旁路的流量计, 则不能出现将燃油流量限制到低于该燃油验证所要求水平的任何可能失效模式;

(4)燃油流量必须包括使蒸气回流所必须的流量、引射泵驱动流量、以及为其他任何目的使用燃油所需的流量。

(b)重力供油系统。重力供油系统(主供油和备用供油)的最小燃油流量必须为根据本规定要求批准的起飞状态下发动机最大功率下燃油流量的 150%。

(c)泵供油系统。每台活塞式发动机的每套泵供油系统(主供油和备用供油)的最小燃油流量必须为根据本规定要求批准的起飞状态下发动机最大功率下燃油流量的 125%。

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

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

(3)当主燃油泵和应急燃油泵同时工作时,燃油压力不能超过发动机燃油进口压力限制,除非表明不会产生不利影响。

(d)辅助燃油系统和燃油转输系统。本条(b)款、(c)款和(f)款适用于每一辅助系统和转输系统,但是流量按下述规定:

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

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

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

(f)涡轮发动机燃油系统

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

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

NA.957 连通油箱之间的燃油流动

(a)油箱出口相互连通的重力供油系统,在第 NA.959 条规定的条件下(除非必须使用满油箱),油箱之间应有足够的燃油流动而必须不可能造成从任何通气口溢出燃油;

(b)如果在飞行中,燃油能够从一个油箱泵送至其他油箱,则燃油箱的通气口和燃油转输系统必须设计成不致因输油过量而对飞艇部件造成结构损坏。

NA.959 不可用燃油

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

NA.961 燃油系统在热气候下的工作

在临界工作情况下，当使用温度为 43°C(110°F)的燃油时，每个燃油系统一定不能发生汽塞。

NA.963 燃油箱：总则

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

(b)软油箱必须是可接受的类型。

(c)整体油箱必须易于进行内部检查和修理。

(d)油箱总的可用油量，必须足以供发动机以最大连续功率使用至少半小时。

(e)每个油量指示器必须进行调整以考虑按第 NA.959 条所确定的不可用燃油量。

(f)飞艇内的燃油箱在受到第 NA.561 条规定的应急着陆惯性力作用时，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。

NA.965 燃油箱试验

(a)每个燃油箱必须能承受下述压力而不会损坏或漏油：

(1)对于每个普通金属油箱和油箱壁不支撑于飞艇结构的非金属油箱，为 24.14 kPa(3.5 psi)，或当油箱处于满油状态，飞艇以最大极限加速度飞行时产生的压力，两者中取大值；

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

(3)对于箱壁支持于飞艇结构和用可接受的基本油箱体材料以可接受方式构成的每种非金属油箱，在真实的或模拟的支承条件下，对特定设计的首件油箱，为 13.7 kPa (2 psi)，支承结构必须按飞行或着陆强度情况下产生的临界载荷与相应的加速度引起的燃油压力载荷组合来进行设计。

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

(1)必须用完整的油箱连同其支承件做振动试验，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)项规定外，油箱必须在装有 2/3 油箱容量的水或其它合适的试验液，以不小于 0.8 mm(1/32 in)的振幅(除非证实可采用其它振幅)振动 25 h；

(3)振动试验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 的飞艇，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 的飞艇，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率，则必须以此频率作为试验频率；

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

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

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

(c)如果整体油箱所采用的构造和密封方法未被先前试验数据或使用经验证明是合适的，则该油箱必须能经受本条(b)款(1)项至(4)项规定的振动试验。

(d)每个具有非金属软油箱的油箱舱，必须装有室温的燃油，经受本条(b)款(5)项规定的晃动试验。另外，必须用一个与飞艇上所用的基本结构相同的软油箱样件，安装在一个合适的试验油箱舱内，用温度为 43°(110°F)的燃油进行晃动试验。

NA.967 燃油箱安装

(a)每个燃油箱的支承必须使油箱载荷不集中。此外，还必须符合下列规定：

(1)如有必要，必须在油箱与其支承件之间设置隔垫，以防擦伤油箱；

- (2)隔垫必须不吸收液体，或经处理后不吸收液体；
- (3)如果使用软油箱，则软油箱的支承必须使其不会承受油液载荷；
- (4)每个油箱舱内表面必须光滑，而且不具有会磨损软油箱的凸起物，除非满足下列要求之一：

- (i)在凸起物处，具有保护软油箱的措施；

- (ii)软油箱本身构造具有这种保护作用。

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

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

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

- (c)油箱不得装在防火墙靠发动机的一侧。油箱与防火墙之间必须至少有 12.7 mm(1/2 in)的间距。直接位于发动机舱主要空气出口后面的发动机短舱蒙皮，不得作为整体油箱的箱壁。

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

- (e)油箱的设计、布局及安装在下列情况下必须能保存燃油：

- (1)当受到第 NA.561 条规定的应急着陆情况的惯性力；和

- (2)当飞艇在起落架收起状态或一侧起落架折损情况下可能发生的各种情况。

NA.969 燃油箱膨胀空间

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

NA.971 燃油箱沉淀槽

- (a)每个燃油箱必须有沉淀槽，其有效容积在正常地面姿态时不小于油箱容积的 0.25%或 0.24 升(1/16 美加仑)(两者中取最大值)，但下列情况例外：

(1)燃油系统有一个排放时易于接近的积液槽或腔，其容量应是燃油箱容量每 75.71 升(20 美加仑)为 29.27 毫升(1 盎司)；

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

(b)按本条(a)款要求而设置的每一沉淀槽、积液槽和积液腔的放液嘴，必须符合第 NA.999 条(b)款的放液嘴规定。

NA.973 燃油箱加油口接头

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

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

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

(e)如果飞艇发动机将汽油作为唯一的可允许燃油，燃油加油口的内径不能大于 6 厘米(2.36 英寸)。

(f)对于装有涡轮喷气发动机的飞艇，燃油加油口的内径不能小于 7.5 厘米(2.95 英寸)。

NA.975 燃油箱通气和汽化器蒸气排放

(a)每个燃油箱必须从膨胀空间的顶部通气。此外，应满足下列要求：

(1)每个通气口的位置和构造必使冰或其它外来物堵塞的概率减至最小；

(2)每个通气口的构造必须能防止正常运行时产生燃油虹吸；

(3)通气量必须能够迅速地消除油箱内外的过大压差；

(4)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)通气管所终止的部位，不得使通气管出口排出的燃油引起着火，或使油气进入载人舱。

(b)每个具有蒸气消除接头的汽化器和有蒸气返回装置的燃油喷射发

动机必须有单独的通气管路将蒸气引回到油箱的上部。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，则必须将蒸汽排放回输管引至首先使用的油箱，除非这些油箱的相对容量表明将蒸汽引回到其它油箱更为可取。

NA.977 燃油箱出油口

(a)燃油箱出油口或增压泵都必须装有符合下列规定的燃油滤网：

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

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

(c)每个滤网的直径，必须至少等于燃油箱出油口直径。

(d)每个指形滤网必须便于检查和清洗。

NA.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，以防止每个油箱内的燃油量超过该油箱经批准的最大载油量，该设施必须在油箱每次加油前，能够检查切断功能是否正常。

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

燃油系统部件

NA.991 燃油泵

(a)主油泵。发动机正常运行或满足本规定所规定燃油系统要求所需的每个燃油泵即为主油泵(本条(b)款要求的除外)。每个正排量式主燃油

泵必须具有旁路措施，批准作为发动机组成部分的注射泵(当汽化器未完成注油时，此泵为注油提供适当的流量和压力)除外。

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

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

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

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

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

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

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

(i)每台涡轮发动机必须至少有一台主燃油泵；

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

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

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

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

(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。

NA.993 燃油系统导管和接头

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

(b)连接在可能有相对运动的飞艇部件之间的每根燃油导管，必须用柔性连接。

(c)燃油管路中可能承受压力和轴向载荷的每一柔性连接，必使用软管组件。

(d)软管必须经过批准，或必须表明适合于其特定用途。

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

NA.994 燃油系统部件

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。

NA.995 燃油阀和燃油控制器

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

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

(1)防止燃油切断阀因疏忽被误动的措施；和

(2)允许有关的飞行机组成员在某一燃油切断阀关闭后再迅速打开该阀门的措施。

(c)燃油阀和燃油系统控制器的支承必须使得阀门工作或加速飞行情况下所造成的载荷不会传给与阀门相连的导管。

(d)燃油阀和燃油系统控制器的安装必须使重力和振动不影响其选定的位置。

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

(f)必须在构造上或采取其它相应措施防止不正确装配或错误连接燃油单向阀。

(g)燃油箱选择阀必须满足下列要求：

(1)需用独立的明显不同动作才能将选择器置于断开位置；

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

NA.997 燃油滤网或燃油滤

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，且必须有易于拆卸的网件或滤芯。

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

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

(d)具有足够的滤通能力(根据发动机的使用限制)，以便在燃油脏污程度(与污粒大小和密度有关)超过 CCAR-33 或等效标准对发动机所规定的值时，保证发动机燃油系统的功能不受损害。

(e)此外，对于通勤类飞艇，除非燃油系统具有防止冰晶在油滤上聚集的措施，否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。

NA.999 燃油系统放液嘴

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

(b)本条(a)款和第 NA.971 条中要求每个排放口必须满足下列要求：

(1)使排放物避开飞艇各个部分；

(2)有手动或自动的装置，能确实地锁定在关闭位置；

(3)有易于接近的放油阀，并能易于打开和关闭；其安装位置或本身具有保护装置，能够在起落架收起的着陆情况下防止燃油喷溅。

NA.1001 应急放油系统

如安装应急放油系统，则必须能以 378.541 L/min(100 US-gal/min)的速率排放燃油。整个系统的设计应使供安全着陆所需的燃油量不致被排放掉。

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

(1)应急放油系统及其使用应无着火危险；

(2)放出的燃油应避开飞艇的各个部分；

(3)燃油或油气不应进入飞艇任何部分；和

(4)应急放油操作应不会对飞艇的操纵性产生不利影响。

(b)应急放油阀的设计，必须允许飞行人员在应急放油过程中的任何

时刻都能关闭放油阀。

(c)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。

(d)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,将不会由于不能排放燃油造成危险。

滑油系统

NA.1011 总则

(a)如果滑油系统及部件已经依据发动机适航要求获得批准,并且那些要求等同于或比本章中相应的要求更严格,则滑油系统及部件不需要再次获得批准。如果本章中要求更严格,则必须进行验证以表明符合要求。

(b)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。

(c)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率的乘积,加上保证系统循环的适当余量。

(d)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。

(e)如果有滑油转输系统,则可将转输油泵能从这些管路中输出的油量计入滑油油量内。

NA.1013 滑油箱

(a)安装。每个滑油箱的安装必须满足下列要求:

(1)第 NA.967 条(a)款和(b)款的要求;

(2)能承受运行中可能遇到的各种振动,惯性和液体载荷。

(b)膨胀空间。必须按下列要求保证滑油箱的膨胀空间:

(1)用于活塞发动机的每个滑油箱，必须具有不小于 10%滑油箱容积或 1.9 L(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。

(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密封件；

(2)每个滑油箱加油口盖必须按第 NA.1557 条(c)款作标记。

(d)通气。滑油箱必须按下列要求通气：

(1)滑油箱必须从膨胀空间的顶部通气，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)软滑油箱衬垫。软滑油箱衬垫必须是可接受的类型。

NA.1015 滑油箱试验

除按下列规定外，应满足第 NA.965 条的要求：

(a)油箱结构的试验压力必须用不小于 34.45kpa(5psi)而代替第 NA.965 条(a)款规定的压力。

(b)对于具有非金属软油箱的油箱舱，试验液必须用滑油来代替第 NA.965 条(d)款中规定的燃油，软油箱试样进行晃动试验时，必须用温度为 120°C(250°F)的滑油。

(c)对于涡轮发动机的增压油箱，试验压力不得小于 34.45kpa(5psi)加上该油箱的最大工作压力。

NA.1017 滑油导管和接头

(a)滑油导管。滑油导管必须满足第 NA.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。

NA.1019 滑油滤网或滑油滤

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

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

(2)滑油滤网或滑油滤必须具有足够的滤通能力(根据发动机的使用限制)和网眼尺寸。以便在滑油脏污程度(与污粒大小和密度有关)超过CCAR-33 发动机适航标准或等效标准对发动机所规定的值时，保证发动机滑油系统功能不受损害；

(3)滑油滤网或滑油滤(除非将其安装在滑油箱出口处)必须安装指示器，在脏污程度影响本条(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 NA.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。

NA.1021 滑油系统放油嘴

滑油系统至少有一个可达的放油嘴，每个放油嘴必须满足下列要求：

(a)安全地排放整个滑油系统的滑油。

(b)有手动或自动的机构，能将其确实地锁定在关闭位置。

NA.1023 滑油散热器

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

NA.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**NA.1041 总则**

在地面和直到申请批准的最大高度运行时，动力装置的冷却措施必须能够使动力装置部件、发动机所用的液体温度均保持在所制定的温度限制内。

NA.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 NA.1041 条的要求。对于涡轮增压式发动机，在要求涡轮增压器工作的爬升剖面，每个涡轮增压器必须按预期方式工作。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，而混合比必须是正常运行中使用的值。

(b)最高外界大气温度。相应于海平面条件的最高外界大气温度必须至少规定为 37.8°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)。然而对于冬

季使用的装置，申请人可以选用低于 $37.8^{\circ}\text{C}(100^{\circ}\text{F})$ 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。

NA.1045 冷却试验程序

(a)总则。必须按飞艇的下述条件对每一个飞行阶段作冷却试验：

(1)取对冷却量临界的构型(包括由申请人所选定的活塞式发动机驱动的飞艇发动机整流通风片位置，以及对于有推力转向装置的发动机，由申请人制定的推力转向程序)；和

(2)取对冷却最临界的情况。

(b)温度稳定。就冷却试验而言，当温度变化每分钟少于 $1.1^{\circ}\text{C}(2^{\circ}\text{F})$ 时，则认为温度已达到“稳定”，对于各飞艇和各个飞行阶段均适用以下稳定规则：

(1)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。对每一个飞行阶段的冷却试验都必须连续进行，直到下列任一状态为止：

(1)部件和发动机所用液体的温度达到稳定；

(2)飞行阶段结束；

(3)达到使用限制值。

(d)涡轮发动机飞艇。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)活塞式发动机飞艇。对这种飞艇采用下述补充要求：

(1) 对于单发飞艇，爬升期的发动机冷却试验必须按下述规定进行：

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

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

(iii) 爬升速度不得超过相应于最大连续功率的最佳爬升率速度，除非在达到冷却试验所选择的速度时，飞艇的航迹倾角等于或大于按第 NA.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；

(iv) 在记录到最高温度之后，飞艇还必须以最大连续功率至少飞行 5 min。

(2) 多发飞艇的爬升期发动机冷却试验必须按下述规定进行：

(i) 单发停车；

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

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

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

(v) 在记录到最高温度之后，飞艇还必须以最大连续功率飞行至少 5min。

液体冷却

NA.1061 安装

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

(1) 冷却液箱的支承，应使液箱载荷分布在液箱的大部分表面上；

(2) 在冷却液箱及其支架之应装有隔垫或其它隔离措施以防擦伤；

(3)在充液或工作时，除膨胀箱外，冷却系统的任何部分不能集存空气或蒸气；

(4)隔垫必须是不吸液的或经处理防止吸收可燃液体。

(b)冷却液箱。冷却液箱的容量必至少为 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承受在运行中可能遇到的振动、惯性力及液体载荷；

(2)每个冷却液箱必须至少有整个冷却系统容量 10%的膨胀空间；

(3)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)加液口接头。每个冷却液箱加液口接头均必须按第 NA.1557 条(c)款的规定作标记。此外，还应满足下列要求：

(1)必须防止溢出的冷却液流入冷却液箱，或流入冷却液箱外的飞艇任何部分；

(2)每个凹形冷却液加液口接头，必须有放液嘴，其排放液能避开飞艇各个部分。

(d)导管和接头。每个冷却液系统的导管和接头必须符合第 NA.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承受它通常遇到的振动、惯性力及冷却液压力载荷。此外，还应满足下列要求：

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

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

(f)放液嘴。必须有一个满足下列要求的可接近的放液嘴：

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

(2)排放液能避开飞艇各个部分；

(3)具有能确实地将它锁定在关闭位置的设施。

NA.1063 冷却液箱试验

每个冷却液箱必须按第 NA.965 条进行试验，但下列要求除外：

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

(b)对于具有非金属软液箱的液箱,试验液必须用冷却液来代替第 NA.965 条(d)款规定的燃油,软液箱的晃动试验必须在工作温度下用冷却液进行。

进气系统

NA.1091 进气

(a)每台发动机、辅助动力装置及其附件的进气系统必须在申请审定的各种运行条件下,供给发动机、辅助动力装置及其附件所需要的空气。

(b)每台活塞发动机的安装必须至少有两个分开的进气口,并必须符合下列要求:

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

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

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

(c)对于涡轮发动机驱动飞艇的进气系统,应满足下列要求:

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

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

NA.1093 进气系统的防冰

(a)活塞式发动机。每个活塞式汽油发动机的进气系统必须有防冰和除冰措施,除非由其他方法来满足上述要求,否则,必须表明,在温度-1.1°C(30°F)时无可见水汽的空气中,符合下列规定:

(1)装有普通文氏管式汽化器的海平面发动机飞艇的预热器,能在发动机以 75%最大连续功率运转情况下提供 50°C(90°F)的温升;

(2)装有普通文氏管式汽化器的高空发动机飞艇的预热器，能在发动机以 75%最大连续功率运转情况下提供 66.7°C(120°F)的温升；

(3)装有有助于防冰的汽化器的高空发动机飞艇的预热器，能在发动机以 60%最大连续功率运转情况下提供 55.6°C(100°F)温升；

(4)装有有助于防冰的汽化器的海平面发动机的单发飞艇的受保护的备用气源，该气源的预热不低于发动机冷却空气流经气缸后所提供的预热；

(5)装有有助于防冰的汽化器的海平面发动机的多发飞艇的预热器，能在发动机以 75%最大连续功率运转情况下提供 50°C(90°F)的温升。

(b)涡轮发动机：

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

(i) CCAR-25 部附录 C 规定的结冰条件；

(ii)降雪和扬雪两种情况。

(2)每台涡轮发动机必须在温度-9°C至-1°C(15°F 至 30°F)、液态水含量不小于 0.3g/m³、水呈水滴状态(其平均有效直径不小于 20 μm)的大气条件下，进行地面慢车运转 30 min，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)对于装有增压器(对进入汽化器之前的空气进行增压)活塞发动机的飞艇，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，只要所利用的温升是在有关的高度和运转条件下因增压而自动获得的。

NA.1101 汽化器空气预热器的设计

如果装有汽化器空气预热器时，其设计和构造必须满足下列要求：

(a)当发动机工作时，如果没有使用空气预热器，需保证预热器的通风。

(b)能够检查预热器所包围的排气歧管部分。

(c)能够检查预热器的关键部位。

NA.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)连接在可能有相对运动的部件之间的每根进气管道必须采用柔性连接。

NA.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 37.8°C(100°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。

NA.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)必须确定最大引气量对飞艇和发动机性能的影响。

(c)发动机滑油系统的故障，不得引起座舱空气系统的危险污染。

排气系统

NA.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。

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

(c)必须用防火的屏蔽件将所有排气系统部件与邻近的飞艇易燃部位(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)所有排气系统部件均必须通风，以防某些部位温度过高。

(f)废气不得排到所引起的闪光会在夜间严重影响驾驶员视觉的地方。

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

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

NA.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。

NA.1125 排气热交换器

对于活塞发动机飞艇，采用下列规定：

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

(1)排气热交换器必须适合于高温下连续工作，并能耐排气腐蚀；

(2)必须具有检查排气热交换器关键部位的措施；

(3)排气热交换器接触废气的部位必须通风。

(b)用于给通风空气加温的排气热交换器的构造必须使废气不能进入通风空气中。

动力装置操纵器件和附件

NA.1141 动力装置的操纵器件：总则

(a)动力装置操纵器件的位置和排列必须符合第 NA.777 条的规定并按第 NA.1555 条(a)款的要求作标记。

(b)柔性操纵器件必须是可接受的类型。

(c)每个操纵器件必须能保持在任何必要的位置，而无下列现象：

(1)要求飞行机组成员经常注意；或

(2)由于操纵载荷或振动而滑移。

(d)每个操纵器件必须能承受工作载荷而不失效或没有过度的变形。

(e)对于涡轮发动机飞艇，任何动力装置操纵系统中单个的失效或故障，或可能的两者组合都不得造成任何安全所需的动力装置功能的失效。

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

(g)位于驾驶舱内的动力装置阀门操纵器件必须具有下列措施：

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

(2) 对于动力作动阀门，应有向飞行机组指示下列情况之一的手段：

(i)阀门在全开或全关位置；

(ii)阀门在全开和全关位置之间移动。

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

(c) 功率操纵器件的布置必须能够对全部发动机分别单独操纵，也能进行同时操纵。

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

(1)在慢车位置有确实的锁或止动器；

(2)要用一个另外的明显动作才能将操纵器件移到断油位置。

NA.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。

NA.1147 混合比操纵器件

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

NA.1149 螺旋桨转速和桨距的操纵器件

(a)如果有螺旋桨转速或桨距的操纵器件，则必须成组排列并满足下列要求：

- (1)能单独操纵每一螺旋桨；
- (2)能同时操纵所有螺旋桨。
- (b)在多发飞艇上，该操纵器件必须易于使所有螺旋桨同步。

NA.1153 螺旋桨顺桨操纵器件

如果安装有螺旋桨顺桨操纵器件，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。

NA.1157 汽化器空气温度控制器

每台发动机必须有单独的汽化器空气温度控制装置。

NA.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)任何由发动机远距驱动的附件，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。

NA.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。

(c)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。

(d)每台涡轮发动机的点火系统都必须与其他涡轮发动机的点火系统互相独立，而且必须能够承受艇体电气负载和/或故障的影响。

(e)此外，对于通勤类飞艇，每个涡轮螺旋桨发动机点火系统必须被考虑成一项重要电气负载。

NA.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可靠地选择每个相应的推力位置。

(c)如果每一台推进器都有独立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。

NA.1169 辅助动力装置操纵器件

在驾驶员座位处必须有措施能起动、停止和应急切断每一台安装好的辅助动力装置。

动力装置的防火

NA.1181 指定火区的范围

指定的火区指下列各部分：

(a)对于活塞式发动机

(1)动力部分；

(2)附件部分；

(3)动力部分和附件部分没有隔离的整个动力装置舱。

(b)对于涡轮发动机：

(1)压气机和附件部分；

(2)包含有输送可燃液体或气体管道或部件的燃烧室、涡轮和尾喷管部分；

(3)压气机、附件部分、燃烧室、涡轮和尾喷管地区部分之间没有隔离的整个动力装置舱；

(c)辅助动力装置舱；

(d)燃油燃烧加热器和其他燃烧设备所在区域。

NA.1182 发动机防火墙周围的发动机舱区

位于发动机舱防火墙周围的部件、导管与接头的制造材料和离防火墙的距离，必须使它们在防火墙靠发动机一侧的部分受到温度不低于 1093°C(2000°F)的火焰作用 15min 时，不会受到足以使飞艇发生危险的损坏。

NA.1183 导管、接头和部件

(a)除本条(b)款规定外，在易受发动机着火影响的区域内输送可燃液体、气体或空气的每一组件、导管和接头均必须至少是耐火的，但属于发动机一部分并且固定在发动机上和指定火区内的可燃液体箱和支架必须是防火的或用防火罩防护，如果任何非防火零件被火烧坏后不会引起可燃液体渗漏或溅出则除外。上述组件必须加防护罩或安置得能防止点燃漏出的可燃液体。软管组件(软管和管接头)必须是经批准的。活塞发动机上容量小于 23.7L(25qt)的整体滑油收油池不必是防火的，也不必用防火罩防护。

(b)本条(a)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)破损后不会引起或增加着火危险的通风管和排放管及其接头。

NA.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易燃蒸汽的积聚。

NA.1189 切断措施

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

(b)任何一台发动机其燃油切断阀的关闭，不得中断对其余发动机的供油。

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

(d)切断装置必须装在发动机舱的外部，除非装在发动机舱内能保证等效安全。

(e)切断装置关闭后，不得有危险量的可燃液体排入发动机舱。

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

(g)在下列情况下，涡轮发动机安装不需要发动机滑油系统切断装置：

(1)滑油箱和发动机组成一体或安装在发动机上；

(2)位于发动机外部的所有滑油系统部件是防火的，或位于不易受发动机着火影响的区域。

NA.1191 防火墙

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

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

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

(d)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 $1093^{\circ}\text{C}\pm 27.5^{\circ}\text{C}(2000^{\circ}\text{F}\pm 50^{\circ}\text{F})$;

(2) 对于板材, 必须在大约 $64.5\text{ cm}^2(10\text{ in}^2)$ 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 $32.25\text{ cm}^2(5\text{ in}^2)$ 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 $0.38\text{mm}(0.015\text{in})$;

(2) 软钢板(包覆铝层或采用其它防腐措施), 厚度 $0.46\text{mm}(0.018\text{in})$;

(3) 镀锡铅钢板, 厚度 $0.46\text{mm}(0.018\text{in})$;

(4) 蒙乃尔合金, 厚度 $0.46\text{mm}(0.018\text{in})$;

(5) 钢或铜基合金的防火墙接头;

(6) 钛板, 厚度 $0.41\text{mm}(0.016\text{ in})$ 。

NA.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 NA.1191 条防火墙要求的隔板与发动机附件部分隔离。

NA.1193 发动机罩

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

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

(c) 整流罩必须至少是耐火的。

(d) 在发动机舱内的开口后面或开口附近的发动机罩在与开口相距至少 $609.6\text{mm}(24\text{ in})$ 范围内的所有表面, 必须至少是耐火的。

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

(f) 对于装有多台增压式发动机的通勤类飞艇, 每个短舱的构造和设计应使在起落架收起状态下发动机舱内出现的着火不能烧穿整流罩或短舱, 不能进入发动机舱以外的短舱区域。

(g) 此外, 对于通勤类飞艇, 其设计必须使发动机舱内出现的着火不能通过开口或烧穿而进入其他任何会增加危险的区域。

NA.1195 灭火系统

对于通勤类飞艇，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、灭火剂量、喷射速率和喷射分布必须足以灭火。可以使用单独的“一次喷射”式灭火系统。

(c)短舱的灭火系统必须能够同时对被防护短舱的每个火区进行防护。

NA.1197 灭火剂

对于通勤类飞艇，采用下列规定：

(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害密度的灭火液或其蒸气(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(即使灭火系统中可能存在缺陷)。对于此要求必须用试验来表明，但舱内的固定式二氧化碳灭火系统除外，对于该系统则有下列要求：

(1)应能按规定的灭火程序，向任一隔舱喷射 2.3 kg(5 lb)或少于 2.3kg(5 lb)的二氧化碳；或

(2)对于在驾驶舱执勤的或每个飞行机组成员，应有防护性呼吸设备。

NA.1199 灭火瓶

对于通勤类飞艇，下列规定适用：

(a)每个灭火瓶必须备有释压装置，防止内压过高而引起容器爆破。

(b)从释压接头引出的每根排放管的排放端头，其设置必须使放出的灭火剂不会损伤飞艇。该排放管还必须设置和防护得不致被冰或其它外来物堵塞。

(c)对于每个灭火瓶必须设有指示措施，指示该灭火瓶已经喷射或其充填压力低于正常工作所需的最小规定值。

(d)在预定运行条件下，必须保持每个灭火瓶的温度，以防出现下列情况：

(1)容器中压力下降到低于提供足够喷射率所需的值；

(2)容器中压力上升到足以引起过早喷射。

(e)如果采用爆炸帽来喷射灭火剂，则灭火瓶的安装不会因温度条件而使爆炸帽发生危险性的恶化。

NA.1201 灭火系统材料

对于通勤类飞艇，下列规定适用：

(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。

NA.1203 火警探测系统

对于多发涡轮发动机飞艇、装有涡轮增压器的多发活塞式发动机飞艇和所有通勤类飞艇，下列规定适用：

(a)必须有确保快速探测发动机舱着火的装置。

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

(c)火警探测器不得受可能出现的任何液体或烟气的影响。

(d)必须有手段使机组在飞行中能检查每个火警探测器电路的功能。

(e)指定火区内每个火警探测系统的导线和其它部件必须至少是耐火的。

NA.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其部件的温升超出安全限制。

F 章—设备

总则

NA.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)按照对该设备规定的限制进行安装。
- (d)在安装后功能正常。

NA.1303 飞行和导航仪表

所需的飞行和导航仪表规定如下：

- (a) 一个空速表。
- (b)一个高度表。
- (c)一个磁航向指示器。
- (d)一个大气静温表。
- (e)指示气囊和副气囊压力的装置。
- (f)测量并显示升力气体和外部空气之间温度差的装置。
- (g)姿态指示器。
- (h)爬升率指示器。

NA.1305 动力装置仪表

所需的动力装置仪表规定如下：

- (a)对于所有飞艇：
 - (1) 每个燃油箱需有一个燃油油量表；
 - (2) 每个滑油箱有一个滑油油量测量装置；
 - (3) 每台发动机中每套独立的滑油系统需有一个滑油压力指示器；
 - (4) 每台发动机一个滑油温度指示器；
 - (5) 对要求符合第 NA.1203 条的飞艇提供一个火警指示器；
 - (6) 每一个可变角度推力器有一个推力矢量角位置指示器。
- (b)对于活塞式发动机飞艇，除本条(a)款要求的仪表外，还需如下动力装置仪表：
 - (1)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；

- (2)每台发动机有一个转速表；
- (3)一个气缸头温度指示器，用于：
 - (i)具有整流罩风门片的每台气冷式发动机，
 - (ii)每艘通勤类飞艇。
- (4)每台泵压式供油发动机：
 - (i)一个装置，向驾驶员持续指示燃油的压力或流量；或
 - (ii)一个装置，持续地监测燃油系统，并对有可能导致发动机失效的燃油流量变化趋势，向驾驶员告警。
- (5)每台高空发动机和每台具有可控螺旋桨的发动机，一个进气压力指示器；
- (6)对于每一涡轮增压器装置：
 - (i)如果规定有汽化器的进气温度限制，或排气或涡轮增压器的涡轮进口温度限制，则对确定了限制的每种温度必须提供温度指示器，除非证明在所有预定的使用状态不会超出此种限制；
 - (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。
- (c)对于涡轮发动机飞艇，除了要按本条(a)款的规定要求安装那些动力装置仪表外，还需如下动力装置仪表：
 - (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(用以指示确定的限制速度下发动机转速)；
 - (4)如果发动机起动既未按连续使用设计，又未设计成在其失效后能防止危险，但是可能被连续使用，则每台发动机应有一种向飞行机组指示其运转状态的装置；
 - (5)要有能指示动力装置防冰系统工作的指示器；
 - (6)第 NA.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 NA. 997 条(d)款规定的滤通能力之前即指示出现脏污；
 - (7)第 NA.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 NA.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)为每台发动机提供一套滑油压力低警告装置；

(9)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)对于涡轮螺旋桨飞艇。这类飞艇除了要有本条(a)款和(c)款规定之动力装置仪表外，还需要安装以下动力装置仪表：

(1)每台发动机一个扭矩指示器；

(2)每具螺旋桨，一个位置指示装置，在螺旋桨桨叶角小于飞行低距位置时，向飞行机组发出指示；

(3)在螺旋桨处于反桨距状态时，要有向驾驶员指示每个螺旋桨反桨距状态的装置。

NA.1306 其它仪表(辅助设备仪表)

如果安装了辅助系统，则需要补充以下的仪表：

(a)电源系统

(1)每套直流电源系统要有电压和电流表；

(2)每套交流电源系统要有电压和频率表。

(b)辅助动力装置(APU)

(1)对涡轮发动机提供燃气发生器转速指示器；

(2)一套温度指示器，以便为涡轮发动机提供过热保护；

(3)一个指示 APU 工作的指示器；

(4)如果在 APU 开关处于“接通”或“运转”位置时停车，应有一个指示器指示 APU 停车；

(5)对活塞式发动机要有一个转速表；

(6)对气冷式活塞发动机要有一个气缸头温度指示器。

(c)推力转向系统的每台发动机或螺旋桨应有一套推力转向角位置指示器。

(d)液压系统

(1)每套系统应有液压油量表(油尺或可视油量表)；

(2)每套系统应有液压压力表。

(e)电传/光传飞行操纵系统：

(1)一个能为驾驶员指示操纵面位置及与指令相对关系的装置；

(2)一个能为驾驶员指示电传/光传飞行操纵系统功能不正常的装置。

NA.1307 其它设备

要求配备以下各项设备：

- (a)每个乘员一把座椅或铺位。
- (b)一套总开关装置。
- (c)本规章规定的电气保护装置。

NA.1309 设备、系统及安装

(a)每项设备在执行其预定功能时，对下列方面不得有不利影响：

- (1)对安全运行所必不可少的任何设备的响应、运行或精度；
- (2)任何其它设备的响应、运行或精度，若有措施使驾驶员知道其影响，则除外。

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

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

(d)此外，对于通勤类飞艇，系统和装置的设计必须防止发生故障时使飞艇受到危害。当装置需要电源，并且该装置的功能必须表明对适用要求的符合性时，必须将该装置视为电源上的重要负载。能源和配电系统必须能够在可能的工作组合与可能的持续时间内对下列能源负载提供能源。

(1)任何原动力、能源转换、或能源存储装置失效后的所有重要负载；

(2)双发飞艇任何一台发动机失效后的所有重要负载；

(3)在确定(d)(1)项和(d)(2)项描述的电源故障情况下可能的工作组合与持续时间的重要负载时，可以假定能源负载是按照与批准的运行类别的安全相一致的监控程序减少的。

仪表：安装**NA.1321 布局 and 可见度**

(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，即可看清供他使用的每个飞行、导航、

气囊和副气囊压力(所安装的)及动力装置仪表。

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

(c)仪表板的振动不得破坏或降低任何仪表的精度。

(d)预期在仪表飞行规则下运行的每种飞艇，根据第 NA.1303 条和有关营运条例(当适用时)所要求的飞行仪表必须在仪表板上构成组列。并尽可能集中在驾驶员向前视线所在的垂直平面附近。此外，必须符合下列规定：

(1)最有效地指示姿态的仪表必须装在仪表板上部中心位置；

(2)最有效地指示空速的仪表必须紧靠和直接装在仪表板上部中心位置处仪表的左边；

(3)最有效地指示高度的仪表必须紧靠和直接装在仪表板上部中心位置处仪表的右边；

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

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

NA.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。

NA.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便确定系统误差，该系统误差(包括位置误差，但不包括空速指示仪表校准误差)在自 37 千米/小时(20 节)至 VMO 速度范围内不得超过 9 千米/小时(5 节)。

(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。

NA.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)如果一个静压系统为仪表、系统或装置的功能所必需的，则必须符合本条(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) 备有可靠的排水措施；

(ii) 要避免导管擦伤和在导管弯曲处过分变形或严重限流；

(iii) 所用的材料应是耐久的，适合于预定用途并能防腐蚀。

(2) 必须以下列方法进行验证试验以演示静压系统的完整性：对静压系统抽气直至压差近似 34 百帕(1 英吋汞柱)或高度表上读数高于试验时飞艇海拔高度 305 米(1000 英尺)，停止抽气 1 分钟后，指示高度的减小值在高度表上不得超过 30 米(100 英尺)。

(3) 预期在仪表飞行规则下或结冰环境下运行的飞艇，如果按照可适用相关营运规则的要求为任何仪表、装置或系统配置静压系统时，每个静压孔的设计和位置必须使在飞艇遇到结冰情况时，静压系统内的空气压力和真实环境大气静压之间的相互关系不变。可以使用一个防冰装置或一个备用静压源来表明符合该要求。如果备用静压系统的高度表读数与主静压系统的高度表读数相差 15 米(50 英尺)以上时，必须为备用静压系统提供一个修正卡片。

(c)除本条(d)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：

(1) 选用任一静压源时，另一个静压源断开；

(2) 两个静压源不能同时断开。

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

(e)每个系统的设计和安装必须使在海平面标准大气条件下指示压力高度误差(不包括仪表校准误差)不会导致在 37 千米/小时(20 节)和 VMO 速度范围内超过 ± 10 米(30 英尺)的误差。

NA.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的磁航向指示器,其平飞时任何航向的偏差均不大于 10° ,或者安装了一个陀螺航向指示器,则非稳定磁航向指示器的偏差在用电系统(例如电加温风挡)工作时可以大于 10° 。偏差超过 10° 的非稳定磁航向指示器必须有符合第 NA.1547 条(e)款的标志。

NA.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使自动驾驶仪能够符合下列要求之一:

(1)驾驶员能迅速确实地断开,以防其干扰驾驶员操纵飞艇。

(2)由一个驾驶员就足以超控,而使他能够操纵飞艇。

(b)除非有自动同步装置,否则每个自动驾驶仪系统必须有措施向驾驶员及时指示驱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旁边。

(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,在适于使用自动驾驶仪的任何飞行条件下,不论正常工作或失灵(假如在合理的时间内开始进行纠正),均不会对飞艇引起危险的载荷或使飞艇航迹产生危险的偏离。

(e)每个系统必须设计成使单一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,以免系统工作不正常。

(f)必须防止由于故障而使交联部件相互产生有害的作用。

(g)如果自动驾驶仪系统能与机载导航设备相连,则必须有向飞行机组人员指示当时工作状态的手段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。

NA.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

(1)在包括直射阳光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；

(2)不妨碍姿态的主显示；

(3)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；

(4)对本规章要求显示的每一参数，有符合第 NA.1541 条至第 NA.1553 条要求的仪表标记的目视显示，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。

NA.1331 使用能源的仪表

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。

NA.1335 飞行指引系统

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

NA.1337 动力装置仪表

(a)仪表和仪表管路：

(1)动力装置仪表的每条管路必须满足第 NA.993 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，以防管路破损时泄漏大量的液体；

(ii)管路的安装和布置要使液体的泄漏不会造成危险。

(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泄露不会造成危险。

(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。必须使用以适当单位作刻度的并清晰标明了这些刻度单位的指示器。此外，还必须符合下列规定：

(1)每个燃油油量表必须经过校准，使得在平飞过程中当油箱内剩余燃油量等于按第 NA.959 条确定的不可用燃油时，其读数为“零”；

(2)每个用作燃油油量表的外露式目视油量表必须加以防护，以免损坏；

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

(4)出口和空间都互通的若干油箱可以视为一个油箱而不必分别设置指示器；

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

(i)能防止溢出；

(ii)如果没有按计划进行输油，能迅速给飞行机组成员以警告。

(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旁路燃油的装置。

(d)滑油油量指示器。在下列情况下必须有设施指示每个油箱内的滑油量：

(1)在地面上(如油尺)；

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

电气系统和设备

NA.1351 总则

(a)电气系统容量。每个电气系统必须符合其预定的用途。此外，采用下列规定：

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

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

(b)功能。每个电气系统符合下列要求：

(1)安装后的每个电气系统必须满足下列要求：

(i) 对系统本身及其工作方式和对飞艇其它部分的影响均没有危险；

(ii)采取保护以免受燃油、滑油、水和其它有害物质的侵害及机械损伤；

(iii)系统设计成使机组、乘客和地面人员受到电击的危险减小到最低程度。

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

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

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

(5)此外，对于通勤类飞艇，以下规定适用：

(i) 每一系统必须设计成在合理可能的故障或包括载有大电流电缆故障在内的断路时，能够向重要负载电路供电；

(ii)在飞行中飞行机组成员将各电源与该系统单独断开或一起断开的措施必须容易接近；

(iii)系统必须设计成在任何可能的运行条件下，所有重要负载设备端的电压和频率(如果适用)均能保持在该设备的设计限制范围之内；

(iv)如果特定的设备或系统要求有两个独立的电源，则其供电必须有保证措施。例如：双套电气设备、投掷式转换开关或分开敷设的多路或环路措施)；

(v) 为了符合本条(b)款(5)项的要求，配电系统包括配电汇流条、与其相连的馈电线及每个控制和防护装置。

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

(1)每台发电机必须能够输出它的连续额定功率；

(2)发电机的电压控制装置必须能可靠地将发电机的输出电压调整在额定范围内；

(3)每台发电机必须有一个反流断路器，其设计当反向电流足以损坏发电机时，能断开该发电机与蓄电池和其它发电机的连接；

(4)任何一台发电机失效时，必须有措施立即向飞行机组发出警告；

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

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

(e)耐火性。电气设备的设计和安装必须在发动机舱起火的情况下，靠近火的防火墙表面加热到 1 093 摄氏度(2 000 华氏度)并保持 5 分钟，或者加热到由申请人证实是合理的较低温度时，安装在防火墙后面的连续安全运行所必不可少的设备能令人满意地工作，而不产生进一步着火危险。

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

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

NA.1353 蓄电池的设计和安装

(a)每个蓄电池必须按照本条的规定设计和安装。

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

(1)以调定的最大电压或功率；

(2)最长持续飞行期间；

(3)服役中很可能出现的最不利的冷却条件。

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

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

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

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

(g)能够用于起动发动机或辅助动力装置的镉镍蓄电池必须具有下列系统之一：

(1)一个自动控制蓄电池充电速率的系统，以防止蓄电池过热；

(2)一个蓄电池温度敏感和超温警告系统，该系统具有一旦出现超温情况即可将蓄电池与其充电电源断开的措施；

(3)一个蓄电池失效敏感和警告系统，该系统具有一旦发生蓄电池失效即可将蓄电池与其充电电源断开的措施。

NA.1357 电路保护装置

(a)在所有电路中必须安装保护装置，例如熔断器或断路器。但下列情况除外：

(1)起动电动机的主电路；

(2)不装保护装置，不会有危险的电路。

(b)对于飞行安全所必不可少的电路的保护装置，不得用于保护其它电路。

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

(1)在跳闸后需要人工操作以恢复工作；

(2)如果存在过载或电路故障，不管操作控制的位置如何，该装置应断开电路。

(d)如果飞行安全要求必需有使某一断路器复位或更换某一熔断器的能力，则这种断路器或熔断器的位置和标识必须使其在飞行中易被复位或更换。如果采用熔断器，则每种规格的熔断器应有百分之五十的备件，但至少备一个。

NA.1361 总开关装置

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

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

(c)总开关或其控制装置必须安装成使机组成员在飞行中容易辨认和接近。

NA.1365 电缆和设备

(a) 每根电缆必须具有足够的载流能力。

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

NA.1367 开关

每个开关必须满足下列要求：

(a)能够承受其额定电流。

(b)在结构上使载流元件与壳体之间有足够的间距或绝缘材料，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记。

灯

NA.1381 仪表灯

仪表灯必须满足下列要求：

(a)使每个仪表和控制装置易于判读和识别。

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

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

NA.1383 着陆灯

(a)所安装的每个着陆灯必须是经批准的。

(b)每个着陆灯的安装必须做到:

- (1)使驾驶员看不到有害的眩光;
- (2)使驾驶员不受晕影的不利影响;
- (3)为夜间着陆提供足够的光照。

NA.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,并且每个系统作为总体必须满足第 NA.1387 条至第 NA.1397 条的要求。

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

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

(d)后航行灯。必须是白色,要尽可能向后安装在尾部,并且必须经过批准。

(e)电路。每个灯(头部航行灯、两个前航行灯和后航行灯)必须组成一个单独电路。

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

NA.1387 航行灯系统二面角

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

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

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

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

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

(f)如果根据 NA.1385 条(d)款尽可能向后安装的后航行灯,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，该圆锥体以后航行灯为顶点，母线与通过后航行灯的垂直线成 30° 夹角。

NA.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、前和后航行灯灯光。头部、前和后航行灯灯光分布和光强必须以二面角 L、R 和 A 范围内水平平面内的最小光强、任一垂直面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(包含飞艇纵轴并垂直于飞艇对称平面)内各灯的光强必须等于或大于第 NA.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)内各灯的光强必须等于或大于第 NA.1393 条规定的相应值，其中，I 为第 NA.1391 条中规定的该水平平面内相应角度的最小光强；

(3)相邻光源间的掺入光强。相邻光源间的任何掺入光强均不得超过第 NA.1395 条中规定的相应值，但是当主光束的光强远大于第 NA.1391 条和第 NA.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，则可允许更大的掺入光强。当前航行灯光强峰值大于 100 坎时，如果 A 区内的掺入光强不大于航行灯光强峰值的百分之十，B 区内的掺入光强不大于航行灯光强峰值的百分之二点五，则前航行灯之间的掺入光强最大值可以超过第 NA.1395 条中规定的相应值。

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

(1)照射的最大锥体轴线在平飞中平行于飞行轨迹；和

(2)在灯的后部和最大照射轴线左、右各 70° 角平面之间无任何障碍。

NA.1391 头部、前和后航行灯水平平面内的最小光强

每个航行灯的光强必须等于或大于表A.10规定的相应值。

NA.1393 头部、前和后航行灯任一垂直平面内的最小光强

每一航行灯的光强必须等于或大于表A.11规定的相应值。

NA.1395 前、后航行灯的最大掺入光强

除第NA.1389条(b)款(3)项规定外，航行灯掺入光强均不得超过表A.12规定的相应值。

NA.1397 颜色规格

每一航行灯的颜色必须满足国际照明委员会规定的下列相应色度坐标值：

(a)航空红色

“y”不大于 0.335；和

“z”不大于 0.002。

(b)航空绿色

“x”不大于 $0.440-0.320y$ ；

“x”不大于 $y-0.170$ ；和

“y”不小于 $0.390-0.170x$ 。

(c)航空白色

“x”不小于 0.300 且不大于 0.540；

“y”不小于“ $x-0.040$ ”或“ $y.-0.010$ ”，取小者；

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

其中，“y。”为普朗克辐射器相对于所论“x”值的“y”坐标值。

NA.1401 防撞灯系统

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

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

(2)满足本条(b)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 次每分钟至 100 次每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 次每分钟，但不得超过 180 次每分钟。

(d) 颜色。防撞灯必须为航空红色或航空白色，且必须满足第 NA.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”光强表示的任一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：

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

其中，

I_e —有效光强(坎)；

$I(t)$ —作为时间函数的瞬时光强；

$t_2 - t_1$ —为闪光时间间隔(秒)。

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

(f) 防撞灯的最小有效光强必须等于或大于表 A.13 规定的相应值。

安全设备

NA.1411 总则

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

(b) 必须备有存放所需安全设备的设施，该存放设施必须满足下列要求：

(1) 布置得使安全设备可以直接取用，而且其位置明显易见；

(2) 防止安全设备由于受到第 NA.561 条规定的惯性载荷而导致损坏。

NA.1413 安全带

(a) 根据具体座椅或卧铺的布置及安全带的安装尺寸特性，安全带的额定强度不得小于第 NA.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，不需作用第 NA.561 条规定的向前的载荷系数。

(c)每一安全带必须安装有金属对金属的锁扣装置。

NA.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。

NA.1415 水上迫降设备

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。

(a)飞艇营运规则要求的应急漂浮和信号设备必须布置得使机组和乘客易于获得。

(b)每一救生筏和救生衣必须经过批准。

(c)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。

(d)民用航空规章营运规则要求的信号设备必须可接近，功能令人满意，并必须在其使用中无任何危险。

NA.1419 防冰设备

如果申请带有防冰设施的合格审定，必须表明对下列要求的符合性：

(a)必须在飞艇飞行手册中给出使用防冰设备的推荐程序。

(b)必须根据飞艇的运行要求进行分析以确认防冰系统足以满足飞艇不同部件的要求。另外，防冰系统必须通过试验来演示在 CCAR-25 附录 C 确定的连续和间断的最大结冰状态下飞艇能够安全飞行。

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

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

其它设备

NA.1431 电子设备

对通勤类飞艇，以下条款适用：

(a)在表明无线电和电子设备及其安装符合第 NA.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、控制装置和导线，必须安装成在任一部件或多部件系统工作时，对民用航空规章所要求的任何其他无线电或电子的部件或多部件系统的同时工作不会有不利影响。

NA.1435 液压系统

(a)设计。液压系统必须按下列要求进行设计：

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

(2)对于提供两个或更多主要功能的每个液压系统，必须有向飞行机组指示系统内压力的装置；

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

(4)最小设计破坏压力必须是工作压力的 2.5 倍。

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

(c)蓄压器。如果满足下列要求，蓄压器或蓄液箱可以安装在防火墙的发动机一侧：

(1)它们是发动机或螺旋桨系统整体的一部分，或

(2)蓄液箱是非增压的，并且所有这种非增压蓄液箱的总容积不大于 0.946 升(1 美制夸脱)。

NA.1437 多发飞艇附件

对于多发飞艇，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。

NA.1438 增压系统和气动系统

以下要求适用于飞艇上所有气动系统，而用于主副气囊增压的系统则除外：

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

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

(c)可以用分析或分析和试验相结合的方法来代替本条(a)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。

NA.1461 含高能转子的设备

(a)含高能转子的设备必须符合本条(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够包容住高能转子叶片所引起的损伤；

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

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

G 章—使用限制和资料

NA.1501 总则

(a)必须制定第 NA.1505 条至第 NA.1528 条所规定的每项使用限制以及为安全使用所必需的其它限制和资料。

(b)必须按第 NA.1541 条至第 NA.1589 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

NA.1505 空速限制

(a)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)，飞艇都不要超过该速度。所制定的 V_{MO} 不得大于设计最大平飞速度 V_H 。

(b)对于起落架可收放的飞艇，必须制定最大起落架收放速度 V_{LO} ，不得超过按第 NA.729 条或飞行特性中确定的速度。

NA.1519 重量和重心

必须按照第 NA.23 条确定的重量和重心限制制定使用限制，包括最大起飞重量、最大着陆重量、最大艇舱重量、最大允许净重、最大允许净轻。

NA.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或型号合格证中的相应限制值，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(对活塞发动机适用)；

(3)最高允许燃气温度(对涡轮发动机适用)；

(4)本条(b)条(1)项至(3)项制定的起飞操作限制对应的使用时间限值；

(5)最高允许的气缸头温度(如适用)、最高允许的冷却液温度和最高允许的滑油温度。

(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(对活塞式发动机适用)；
- (3)最高允许燃气温度(对涡轮发动机适用)；
- (4)最大允许的气缸头温度(如适用)、冷却液温度和滑油温度。

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

(e)环境温度。对于装设了涡轮发动机的飞艇，必须制定涡轮发动机的环境温度限制(如装有防冻装置，包括对该装置的限制)，该限制应为表明飞艇符合有关冷却规定时的最大环境温度。

NA.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。这些使用限制至少应包括以下规定：

- (a)涡轮发动机燃气发生器的最高转速。
- (b)涡轮发动机过热保护的最高温度。
- (c)活塞式发动机的最大转速。
- (d)气冷活塞式发动机的最高气缸头温度。

NA.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 NA.1525 条所核准的运行类型。

NA.1524 最大客座量布置

必须制定最大客座量的布置。

NA.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。

NA.1526 最大爬升和下滑率

必须按第 NA.65 条(b)条规定最大爬升率和最大下滑率。

NA.1527 发动机转向推力

必须按飞行、结构、动力装置和功能要求的限制，制定使用所允许的发动机能够工作的最大推力转向角的范围，包括向上和向下转向角。

NA.1528 主气囊和副气囊压力

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

(a)主气囊的最大和最小工作压力。

(b)副气囊的最大工作压力。

NA.1529 持续适航文件

如适用，申请人必须根据 CCAR-23 部附录 G 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之前或者在颁发适航证之前完成这些文件，则这些文件在型号合格审定时可以是不完备的。

标识和标牌

NA.1541 总则

(a)飞艇必须装有下列标识和标牌：

(1)规定的标识和标牌；

(2)飞艇安全飞行所需的附加信息、仪表标识和标牌。

(b)本条(a)条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。

NA.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。

NA.1545 空速指示器

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，用一红色径向射线或红色直线红线标识为 V_{MO} 。

NA.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° 的磁航向角标识。
- (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哪些负载的组合工作时可能引起大于 10° 的偏差。

NA.1549 动力装置和辅助动力装置仪表

每个所需的动力装置和辅助动力装置仪表，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识。
- (b)正常使用范围用绿色弧线或绿色直线标识，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识。
- (d)发动机、辅助动力装置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直线标识。

NA.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。

NA.1553 燃油油量表

每一油量表按第 NA.1337 条(b)(1)规定在校准的零读数处标示红色径向射线或红色直线。

NA.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)每个辅助操纵器件必须有适当标识。

(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，指明相对应的所操纵发动机的位置。

(c)可用燃油容量必须标识如下：

(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。

(d)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 NA.729 条(c)条所要求的每个目视指示器作出标识，以便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，必须标识其使用方法。

NA.1557 其它标识和标牌

(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(对活塞发动机适用)；

(iii)许用燃油标号(对涡轮发动机适用)；

(iv)压力加油系统最大许用加油压力和最大许用抽油压力。

(2)在滑油加油口盖上或其近旁必须标有“滑油”字样及许用滑油牌号，或参见飞行手册中许用滑油牌号。

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

(e)每个直流装置的外接电源插头附近，必须清楚地标识其系统电压。

NA.1559 使用限制标牌

必须有驾驶员能看清楚内容的一个标牌，标明根据飞艇安装设备限制或禁止的飞艇飞行的类型(如目视飞行规则(VFR)、仪表飞行规则(IFR)、白天或夜间飞行条件)和气象条件(如结冰条件)。

NA.1561 安全设备

(a)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，以方便乘员及时取用。

NA.1563 空速标牌

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

飞艇飞行手册

NA.1581 总则

(a)应提供的资料：必须为每架飞艇提供一本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 NA.1583 条至第 NA.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)条(2)项规定的内容外，飞艇飞行手册中包含第 NA.1583 条至第 NA.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)条(1)项的要求不适用：

(i)飞艇飞行手册包含第 NA.1583 条规定资料的每一部分，其内容必须仅限于此种资料，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 NA.1585 条至第 NA.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项，其式样必须不易被擦去、损坏或错放，能插入申请人提供的手册或者放进活页夹，或任何其它固定的装订夹内。

(c)如果手册的复杂程度表明有必要，每一飞艇飞行手册必须包含一个目录表。

NA.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训练飞行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)。

(b)动力装置限制必须提供下列资料：

(1)第 NA.1521 条要求的限制；

(2)对限制的解釋(当需要时)；

(3)按第 NA.1549 条至第 NA.1553 条的要求对仪表作标识所必需的资料。

(c)重量。飞艇飞行手册必须包含下列重量：

(1)最大起飞重量；

(2)最大着陆重量；

(3)最大允许净重和最大允许净轻；

(4)最大艇舱重量；

(5)最大行李舱重量。

(d)重心。必须提供已制定的重心限制。

(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，要求飞行机组人数多于一人时，则必须提供最小飞行机组人员的数量和职能。

(f)运行类型。必须提供飞艇可以或不得使用的运行类型(如目视飞行规则 VFR、仪表飞行规则 IFR、昼间或夜间)，以及飞艇可以或不得使用的气象条件。必须列出所有与使用限制有关的装机设备，并标出其使用

功能。

(g)最大客座量布置。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)最大爬升率和最大下滑率。必须提供飞艇的最大爬升率和最大下滑率。

(j)机动。必须提供飞艇的最大俯仰角。

(k)标牌。对第 NA.1541 条至第 NA.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)雪载荷。必须提供满足第 NA.505 条要求的积雪厚度。

NA.1585 使用程序

(a)对每架飞艇，必须提供有关正常和应急程序的资料以及为安全运行必要的其他有关资料，其中包括下列内容：

(1)推荐的爬升速度及其随高度的变化；

(2)推荐的起飞和爬升飞行剖面图，包括正常起飞和爬升中使用辅助推力、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)推荐的进场速度、着陆速度和飞行剖面图，包括进场和着陆所用的辅助动力、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)推荐的着陆复飞爬升空速和从进场和着陆过渡到着陆复飞爬升的程序；

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

(6)根据第 NA.253 条要求，维持气囊压力的使用程序；

(7)使用操纵系统锁定装置时，有关操纵系统锁定装置的使用说明；

(8)根据第 NA.863 条要求编制的可易燃液体的防火说明和程序；

(9)根据第 NA.903 条(d)条和(e)条要求编制的发动机起动和关车的推荐程序；

(10)水上迫降说明和程序(包括基于第 NA.807 条(b)条、第 NA.1411 条和第 NA.1415 条要求的程序)；

(11)根据第 NA. 1419 条要求的关于防冰设备使用的说明和程序；

(12)应急放油设备(如适用)的使用说明和程序, 包括有关使用该系统的任何操作注意事项;

(13)根据第 NA.255 条要求的推荐地面操作程序、锚泊塔操作程序和锚泊程序, 这些程序应反映出第 NA.481 条所要求的飞艇设计能力;

(14)根据第 NA.893 条要求编制的配重配置操作程序;

(15)根据第 NA.1001 条要求编制的应急放油操作程序;

(16)根据第 NA.803 条(仅适用通勤类)和第 NA.881 条(g)条(适用于所有飞艇)要求的应急撤离操作程序。

(b)对于多发飞艇, 还必须包含下列资料和程序;

(1)一发工作和全发不工作情况下的正常程序和应急程序;

(2)在单台发动机不工作情况下获得最佳性能的操作程序, 应考虑包括飞艇、螺旋桨和辅助推力及升力控制的不同构型的影响;

(3)按照第 NA.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 NA.953 条规定独立供油, 同时提供将燃油系统配置成用以表明符合该条要求的状态的说明。

(c)对于表明符合第 NA.1353 条(c)条的每架飞艇, 必须提供将蓄电池与向其充电的电源断开的操作程序。

(d)如果任何油箱的不可用燃油超过油箱容量的 5%或 3.8L(取大者), 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)必须提供关于每个燃油箱可用燃油总油量的资料。

(f)对于通勤类飞艇, 必须在飞艇飞行手册中规定在飞行中重新启动涡轮发动机的程序, 包括高度的影响。

NA.1587 性能资料

(a)必须为每架飞艇提供下列资料:

(1)在第 NA.76 条规定的改出期间, 飞艇产生的大于 30 米的高度损失或大于 30°的俯仰角;

(2)每个油箱的可用燃油总量可以被安全使用的条件;

(3)按第 NA.51 条确定的起飞距离, 在 15 米高度上的空速、飞艇构型(如果相关)、试验时使用的道面类型, 以及与发动机罩通风片位置、飞行航迹控制装置的使用和起落架收放系统使用(如有安装)的有关资料;

(4)按第 NA.75 条确定的着陆距离、飞艇构型(如有关)和试验时所用的道面类型;

(5)按第 NA.65 条和第 NA.67 条确定的定常爬升率或梯度、空速、动力和飞艇构型;

(6)以下内容变化对起飞距离(本条(a)条(3)项)、着陆距离(本条(a)条(4)项)和定常爬升率(本条(a)条(5)项)的近似影响计算:

(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状态 33.3°C, 到高于标准状态 22°C;

(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。

(7)对活塞式发动机飞艇, 表明符合第 NA.1041 条至第 NA.1063 条冷却规定的最高大气温度。

(b)对于多发飞艇, 必须提供以下相关资料:

(1)单台发动机不工作时的最佳爬升速率;

(2)用来表明符合第 NA.1045(e)条(2)项(iv)条的冷却和爬升要求的速度, 如果该速度大于单台发动机不工作时的最佳爬升速率;

(3)按第 NA.67 条规定的空速、发动机推力和飞艇构型下确定的定常爬升率或爬升梯度;

(4)提供下列变化对于按第 NA.67 条确定的爬升性能计算的近似影响计算:

(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状态 33.3°C, 到高于标准状态 22°C;

(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。

(c)通勤类飞艇。此外, 对于通勤类飞艇, 飞艇飞行手册还必须包含至少以下性能资料。

(1)提供足够的资料。申请人可以在所选运行限制内, 在所有温度和高度条件下, 符合第 NA.1583 条要求的起飞重量限制;

(2)获得性能资料的条件, 应包括根据 NA.75 条确定着陆距离对应的 15 米高度时的空速;

(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 NA.77 条确定的着陆构型进行的爬升; 以及

(ii)按第 NA.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。

NA.1589 载重资料

必须提供以下载重资料:

(a)第 NA.29 条规定的空重状态下, 每一项设备的重量和位置。

(b)对于第 NA.25 条所确定的最大和最小重量之间能导致重心超出下列范围的每种可能装载情况, 应有相应的装载分布情况说明:

(1)申请人选定的限制; 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 A
表和数据

表A.1 设计机动载荷情况

序号	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	V_H	W_t	(2)	向前	中立	(2)
2	水平飞行 (推力反向)	$0.71 V_H$	W_l	(2)	反向	中立	(2)
3	低头	V_H	W_o	$+30^\circ$	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)速度值必须稳定后确定。							

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纵, 在转弯 75 度以后, 随之作方向舵反向满操纵。

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⁾
	(50 Din-lb)	(40 Din-lb)
杆	298N(67 lbf)	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	±0.25nW ₁
滑跑着	水平	W ₁	最大	nW ₁	0	(l)

陆						
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 NA.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(7)	W_t	(1)	(2)
杆式地面操纵一平衡 (3)(7)	W_o	(1)	(2)
杆式地面操纵一超控 (4)(7)	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)必须考虑飞艇和杆之间以 1.54 m/s 的相对速度撞击带来的压缩力引起的载荷。 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。对囊体尾部和后四分之一部分的牵引绳，必须按照系留塔系留方式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。

注 7: (7) 杆式是指系留塔和系留杆。

表A.5 飞行试验中的一般允差

见 NA .21(b)

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

方向	惯性载荷系数
向上	0
向下	3.0g
向前	2.5g
向后	1.0g
侧向	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)、或等效的无损检验方法。
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 A.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 区包括在相邻的二面角内通过光源并与共同边界面相交成大于 10° 但小于 20° 角的所有方向； 注 2：B 区包括在相邻的二面角内通过光源并与共同边界面相交成大于 20° 角的所有方向。		

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

材料抗撕裂强度测试

B.1 范围

此测试方法可用于确定第 NA.881 条(d)确定的气囊蒙皮的撕裂强度。

B.2 试验件

试件尺寸为 $152\text{mm} \times 102\text{mm}$ ，中央必须用刀片切开一个与长边垂直的 32mm 的缝。

B.3 仪器设备

仪器设备必须经过批准。

B.4 程序

- a) 将试件对称夹上试验机夹钳，使长边与加载方向平行，短边垂直。平行于长边的纱线必须与每一个夹钳的前面夹头一条外侧边平行对齐，确保两个夹头夹住相同的纱线。夹钳必须有 $25.4\text{mm}(1\text{in})$ 宽，必须夹住已经有切缝的纱线。
- b) 试验开始时两个夹钳之间距离必须为 $76.2\text{mm}(3\text{in})$ ，试件上的缝与二夹头的距离相等。
- c) 对试件加破坏力的速度应当使拉伸夹钳以 $305 \pm 12.7\text{mm/min}(12.0 \pm 0.5\text{in/min})$ 的速度作匀速运动。
- d) 试件拉断以后，从测力表、刻度尺或曲线上读出破坏力，记录数值。
- e) 经、纬两个方向均应做 5 个试件，并按每一种织物类型报告试验结果。

B.5 结果

记下 5 个试件的最大峰值(N)予以平均即得出撕裂强度。

附录 C

定义和缩略语

C.1 定义

以下定义适用：

(a) 飞艇类别：

按结构形式，飞艇分为：

(1) 软式飞艇：完全由气囊内部的气体压力来保持外形的飞行。

(2) 半硬式飞艇：在囊体中加入龙骨以分担部分弯曲载荷，仍依靠囊体内的气体压力来保持外形飞艇。

(3) 硬式飞艇：通过刚性结构承担所有载荷并保持外形的飞艇。

(b) 在标准海平面，大气温度为 $15^{\circ}\text{C}(59^{\circ}\text{F})$ 、压力为 $1.01325 \times 10^5 \text{Pa}(29.92 \text{ in Hg})$ 的状态下，纯净气体密度为：

(1) 干燥空气 $= 1.2250 \text{kg/m}^3(0.07647 \text{ lb/ft}^3)$ 。

(2) 干燥氮气 $= 0.1689 \text{kg/m}^3(0.01054 \text{ lb/ft}^3)$ 。

(c) 单位升力：采用该值应以设计分析鉴别。在缺乏合理的分析时，对于氮气，采用 $1.017 \text{kg/m}^3(0.0635 \text{ lb/ft}^3)(96\% \text{ 纯度})$ 。

C.2 一般定义

下列术语和定义适用于本规章。

飞艇——带有动力推进和运动方向控制的浮空器。

压力飞艇——同软式飞艇。

主气囊——浮空器中储存浮升气体，用于提供净浮力的气囊。

副气囊——浮空器中储存空气，用于调节气囊内气体压力或俯仰姿态的气囊。

升力气室——为一柔软的和可压缩的、装有升力气体的气室，气室在飞艇的气囊内或艇体内。

空间参考点——由设计人制定的飞艇内的作为空间定位的点。

净重——飞艇重量与浮力之间的差值，向下即为净重。

净轻——飞艇总量与浮力之间的差值，向上即为净轻。

平衡——零净重。由浮力产生的净升力与重力相等。所有的航空气动力为零。

准平衡——在正常飞行时，垂直空速为零的情况下，处于净重力为零的能力。

虚拟惯性—在流体中运动时由于该物体造成的流体运动而产生的附加惯性。

最大海拔高度—飞艇能够到达的最高大气气顶高度，考虑环境状况对飞艇和设备的影响。

压力高度—或压力升限，副气囊完全放气(对于软式或半硬式飞艇)或氦气囊膨胀至极限压力(对于硬式飞艇)时的高度。此高度是可变的，但在未超压或未释放浮升气体时不允许被超过。

主结构—气囊和硬式结构，及承载关键载荷和重要载荷的结构。

龙骨—沿气囊纵向布置、用于分析囊体弯曲荷载的刚性结构。

艇舱—连接于或悬挂于气囊下或气囊内/外的结构上的结构件，用以运载机组人员、乘客、货物、推进系统或其它设备。

私密舱—自包容式舱，在长期飞行中对于乘客隐私不可缺少的舱处。

货物—是指物品，散装物品或集装物品等载荷，包括舱内装载物和外挂物。

可抛投配重—飞行中可被扔掉、倾倒或投弃来调整重心。或在指定程序中减轻飞艇重量的重物。

固定配重—由于设计或产品制造产生的偏差，为了达到飞艇平衡，用来调整重心的重物。

可移动配重—在地面上可拆卸的，为特定飞行任务准备的，或飞行期间在飞艇内可移动的，用于调整重心的重物。

外部载荷—连接在飞艇上但是不装入飞艇结构内的载荷。

单元载荷装置—是指被规定大小的一个载荷装置。如货物集装箱。

条件—即一个失效、环境、大气环境、事件条件，而非飞艇的能力。

常规—即如果类似设计已经过另外证明或实验。

关键功能—其功能故障会阻碍飞艇持续安全运行和着陆。

定义的—由申请人定义的或设计的。

指定的—由申请人指定的或设计的。

预期的—由申请人预期的。

备用系统—是指第二系统，当原系统失效时，其能力能够代替原系统。

双冗余—并行和独立系统。一旦一个系统出现故障，能够自动检测和切换到并行的系统，无需操作人员操作。执行转换必须由可见的措施

指示。

双系统—两个相似的或相异的系统被作为一个冗余的或可选择的措施，每个系统都具有完全能力，但不是备用系统。

地面操作—由地面机组人员和/或机械设备施加外部载荷以控制飞艇在地面上移动。

倒立—即如果锚泊状态下的飞艇的未被系留的尾翼由于阵风或平衡条件影响而意外垂直向上的状态。

地面牵引—飞艇已经系留在锚泊杆上或系在地面设备上的地面操作方式。典型情况下，飞行机组人员不须执行此操作。典型的操作包括在系留或锚泊状态下，在艇库口移动飞艇。

头部系留—飞艇只在头部前端受到约束、可以绕这个点作旋转和俯仰运动的停泊状态。

锚泊杆系留—地面操作过程，使飞行中的飞艇系留在锚泊杆上。飞行机组人员和地勤需要执行此操作。

地面系留—艇体通过头锥与索具系留载系留设备的状态。

地面系泊—在飞行中，直到将飞艇系在地面上。飞行机组人员和地勤需要执行此操作。

次操纵—除主操纵器件外的所有其它操纵器件。如，控制飞艇的配平系统。

推进器传动系统—是指驱动推力系统的机械连接，如扭矩轴、齿轮箱和离合器。

固定推进器—正常工作模式下，推力角度是固定的推进装置。包括推进器驱动和推进器操纵系统。

变角度推进器—即矢量推进器，是指在正常工作模式下，推力方向的角度是可变的推进器。包括推进器驱动、矢量和推进器控制系统。

轻微碰撞—能够确保乘客安全的紧急着陆状况。

C.3 符号和缩略语

C.3.1 符号

下列符号适用于本文件。除非另外指明，速度均为当量空速(EAS)。

V_{WG} —地面风速

V_{WT} —飞艇系留状态下进行装/卸载或上/下艇时的设计风速

V_{WM} —飞艇锚泊状态设计风速

V_B —最大突风强度的设计速度

V_D —最大俯冲速度

V_{MO} —最大使用限制速度

V_H —最大水平速度

V_{Hh} —设计最大平飞速度

V_{AM} —最小气动控制速度

V_{MC} —关键发动机失效但仍能够维持对飞艇操纵的最小可控速度

W_o —最大设计平衡重量，等于最大设计静升力

W_{sh} —最大设计净重

W_{sl} —最大设计净轻

W_l —最大着陆重量

W_t —最大起飞重量($W_o + W_{sh}$)

W_m —最小设计重量

W_e —最大外挂物重量

C.3.2 缩略语

下列缩略语适用于本文。

CRI —取证审查项目。

DOP —设计工作压力。

EAS —当量空速。

HIRF—高强度辐射场。

ICA —持续适航文件。

C.4 飞艇分级

按载人数量，飞艇分级如下：

- (a) I级：最大成员数量 ≤ 9 人(不包含驾驶员)；
- (b) II级：9人 $<$ 最大乘员数量 ≤ 19 人(不包含驾驶员)；
- (c) III级：最大乘员数量 > 19 人(不包含驾驶员)。

根据以上分级标准，正常类飞艇属于 I 级飞艇，通勤类飞艇属于 II 级飞艇。

附录 D

机轮起旋和回弹载荷

D.1 机轮起旋载荷

- (a) 确定着陆情况下机轮起旋载荷的下述方法是基于 NACATN8863。然而，设计所采用的阻力分量不得小于第 NA.479(b)条规定的阻力载荷。

$$F_{H_{\max}} = \frac{1}{r_e} \sqrt{\frac{2I_w(V_H - V_C)nF_{V_{\max}}}{T_s}}$$

式中：

$F_{H_{\max}}$ —作用在机轮上的最大向后水平力，牛顿(千克；磅)；

r_e —在以推荐的轮胎工作压力撞击时，机轮的有效滚转半径(可以假定等于在 $n_j \text{Weg}$ ($n_j \text{We}$) 静载荷作用下的滚转半径)，m(ft)；

I_w —滚动组件的转动惯量， kg/m^2 (千克/平方米)；

V_H —与地面接触瞬时，平行于地面的飞艇线速度(假定为 $1.2V_{so}$ ，米/秒(ft/s))；

V_C —预先旋转的轮胎的圆周速度(必须有一个可靠的预先旋转方法才可以考虑预先旋转)，米/秒(ft/s)；

n —有效摩擦系数(可用 0.80)；

$F_{V_{\max}}$ —机轮上的最大垂直力，其值等于 $n_j \text{Weg}$ ($n_j \text{We}$)，牛顿(千克；磅)，其中 We 为落震试验中使用的有效重量，公斤(磅)； n_j 为落震试验中达到的载荷系数(即落震试验中所记录到的用 g 表示的加速度 dv/dt)加 1.0；

t_s —从与地面接触至机轮达到最大垂直力之间的时间间隔，秒；(但是，如果从上述公式得出的 $F_{H_{\max}}$ 值超过 $0.8F_{V_{\max}}$ ，则 $F_{H_{\max}}$ 必须采用 $0.8F_{V_{\max}}$ 的值。)

- (b) 该公式假定载荷系数随时间为线性变化一直达到最大载荷为止。

在这种假定下，该公式确定了在半径 r_e 上的机轮圆周速度等于飞艇速度时的阻力。多数减震支柱不能精确地保证载荷系数随时间作线性变化，因此，必须有合理或保守的余量来补偿上述偏差。在大多数起落架上，对于特定的下沉速度和前进速度，机轮起旋时间应小于达到最大垂直载荷系数所需的时间。对于特别大的机轮，在最大垂直载荷达到时，机轮圆周速度可能还未达到飞艇速

度。但是，如上所述，阻力方向的起旋载荷不必超过 0.8 倍的最大垂直载荷。

- (c) 机轮开始加速时，起落架及其周围结构的动态回弹可能会产生显著的向前作用的动态载荷，必须在滑跑着陆情况下确定其影响，并假定用本附件中的方法计算的机轮起旋载荷是反向的。对于机轮重量较大或着陆速度较高的起落架，动态回弹有可能成为临界载荷情况。

附录E

试验方法

表明符合第 NA.853、第 NA.855 和第 NA.1359 条的自熄材料可接受的试验方法

(a)预处理。试样必须置于 $21\pm 2.8^{\circ}\text{C}(70\pm 5^{\circ}\text{F})$ 和 $50\%\pm 5\%$ 相对湿度的环境下，直到水分达到平衡或放置 24 小时。每次只可以从预处理环境中取出一个试样并立即送入火焰。

(b)试样形态。除了制造电线和电缆的绝缘层以及小零件的材料外，其他材料都必须从

装机制品上切下一块或用模拟切块的试样(例如从板材上切下的试样或制品的模拟件)进行试验。试样可以从制品的任何部位上切取，但制成的整体件(如夹层板件)不得分解后试验。试件的厚度不得大于须鉴定的飞艇所使用的最小厚度。但下列情况例外：(1)厚的泡沫件，例如座椅垫，其试样厚度必须为 12.7 毫米(1/2 英寸)。(2)为符合第 NA.853(d)(3)(v)对小部件中的材料进行试验时，材料试样厚度不得超过 3.2 毫米(1/8 英寸)。(3)为符合第 NA.1359(c)对电线和电缆绝缘层作试验时，电线和电缆试样规格必须与飞艇所用的相同。对于织物，经纬两个方向都必须进行试验以确定最严重的易燃情况。当进行本附件(d)和(e)规定的试验时，试样必须按下列规定夹在金属夹具内：(1)在进行本附件(d)的规定的垂直试验时，应使试样的两条长边和上边夹紧；(2)在进行本附件(e)规定的水平试验时，应使两条长边和离火焰远的一边夹紧；(3)试样的暴露面积必须至少宽 50.8 毫米(2 英寸)，长 305 毫米(12 英寸)，除非飞艇上的实际使用的尺寸比上述尺寸更小；(4)试样着焰的边缘不得有涂饰或保护，但必须代表装机材料或零件的真实横截面。进行本附件(f)规定的试验时，试样的四边都必须夹紧在金属框架内，其暴露面积至少为 203 毫米×203 毫米(8 英寸×8 英寸)。

(c)设备除本附件(g)中所规定者外，试验必须在没有抽风现象的试验箱内进行，所有试验应按局方规定的试验方法或经批准的其他等效方法进行。尺寸过大无法放入试验箱的试样，必须在类似的没有抽风现象的条件下试验。

(d)垂直试验最少必须试验 3 个试样，并取试验结果的平均值。对于织物，最严重的

易燃编织方向必须平行于最长的尺寸。每个试样必须垂直支撑，置于本生灯或特利尔灯的火焰中。灯管名义内径为 9.5 毫米(3/8 英寸)，火焰高度调到 38.1 毫米(1 1/2 英寸)。用经核准的热电偶高温计在火焰中心测得的焰温不得低于 843°C(1550°F)。试样下端必须高出灯的顶部 19.1 毫米(3/4 英寸)。火焰必须施加在试样下端中心线上。对于第 NA.853 条(d)(3)(i)和第 NA.853 条(f)中涉及的材料，火焰必须施加 60 秒后移开。对于第 NA.853 条(d)(3)(ii)涉及的材料，火焰必须施加 12 秒后移开。必须记录焰燃时间、烧焦长度和滴落物(如果有)的焰燃时间。根据本附件(h)确定的烧焦长度的测量必须精确到 2.5 毫米(1/10 英寸)。

(e)水平试验最少必须试验 3 个试样，并取试验结果的平均值。每个试样必须水平支撑。装机时的外露表面在试验时必须朝下，置于本生灯或特利尔灯火焰中，灯管名义内径为 9.5 毫米(3/8 英寸)。火焰高度调到约 38.1 毫米(1 1/2 英寸)。用经校准的热电偶高温计在火焰中心测得的焰温不得低于 843°C(1550°F)。试样的放置必须使被试验的边缘位于灯的中心线上并高出灯的顶端 19.1 毫米(3/4 英寸)，火焰必须施加 15 秒后移开。必须至少用试样的 254 毫米(10 英寸)长度来计算燃烧时间，而且燃烧锋到达这个计时区之前先烧掉 38.1 毫米(1 1/2 英寸)，并且必须记录平均燃烧率。

(f)45 度试验最少必须试验 3 个试样，并取试验结果的平均值，试样必须以与水平面成 45 度角的方式支撑。装机时的外露表面在试验时必须朝下，置于本生灯或特利尔灯的火焰中，灯管名义内径为 9.5 毫米(3/8 英寸)，火焰高度调到 38 毫米(1 1/2 英寸)。用经校准的热电偶高温计在火焰中心测得的焰温不得低于 843°C(1550°F)，必须采取适当的措施以避免发生抽风现象。火焰的 1/3 必须在试样中心处接触材料，并且必须施加 30 秒后移开。必须记录焰燃时间、阴燃时间和火焰是否烧穿试样。

(g)60 度试验导线(每种品种和规格)必须至少试验 3 个试样。电线或电缆(包括绝缘层)的试样必须以与水平面成 60 度角的方式被安装在本附件(c)规定的试验箱内，试验时箱门打开；或放在高约 610 毫米(2 英尺)长、宽各约 305 毫米(1 英尺)的柜内，其顶部和一个垂直面(正面)是打开的，使得有足够的空气流入以求燃烧完全，但是不能有抽风现象。试样必须与柜的正面平行，相隔约 152 毫米(6 英寸)。试样下端必须刚性地夹

紧。上端绕过一滑轮或圆棒，并连接适当的重物，使试样在整个易燃性试验过程中保持张紧。试样从下端夹子到上端滑轮或棒的距离必须是 610 毫米(24 英寸)，而且在距下端 203 毫米(8 英寸)处必须做上标记，表明施加火焰的中心点。本生灯或特利尔灯的火焰必须施加在试验标记处 30 秒。灯必须装在试样标记的下方，与试样正交，与通过试样的垂直平面成 30 度角。灯口的名义内径必须为 9.5 毫米(3/8 英寸)，火焰高度调至 76.2 毫米(3 英寸)，其内锥约为火焰高度的 1/3。用经核准的热电偶高温计测得的火焰最热部分的最低温度不得低于 954°C(1750°F)。灯的放置必须使火焰的最热部分施加到导线的试验标记上。必须记录焰燃时间、烧焦长度和滴落物(如果有)的焰燃时间。根据本附件(h)确定的烧焦长度必须测量到 2.5 毫米(1/10 英寸)。导线试样的断裂不认为是失败。

(h)烧焦长度是指从试样的起始边缘到因着焰而损坏处的最远距离，它包括部分或完全烧掉、炭化或脆化部分，但不包括熏黑、变色、翘曲或褪色的区域，也不包括由于热源引起的材料皱缩或熔化的区域。