

ICS: 49.020

CCS: V04

团体标准

T/AOPA XXXX—XXXX

轻型运动飞艇技术要求

Technical requirements for light sport airship

(征求意见稿)

XXXX-XX-XX 发布

XXXX-XX-XX 实施

中国航空器拥有者及驾驶员协会 发布

目次

前言.....	II
引言.....	III
1 范围.....	1
2 规范性引用文件.....	1
3 术语、定义和符号.....	1
3.1 术语和定义.....	1
3.2 符号.....	1
4 一般要求.....	2
5 详细要求.....	2
5.1 飞行.....	2
5.2 结构.....	4
5.3 设计和构造.....	6
5.4 动力装置.....	8
5.5 设备.....	10
5.6 操作限制.....	10

前言

本文件按照GB/T 1.1-2020《标准化工作导则 第1部分：标准化文件的结构和起草规则》的规定起草。

本文件由中国航空器所有者及驾驶员协会（Aircraft Owners and Pilots Association of China，以下简称中国AOPA）提出、制定、发布、解释并组织实施。

本文件起草单位：中国特种飞行器研究所、中国航空器所有者及驾驶员协会。

本文件主要起草人：

引言

本文件紧密结合我国轻型运动飞艇的发展现状，结合我国目前轻型运动飞艇实际发展情况，参考了AC-21-AA-2009-09R1《飞艇的型号合格审定》、AC-21-AA-2015-25R1《轻型运动航空器适航管理政策指南》、FAA P-8110-2 Airship Design Criteria《飞艇设计准则》等相关标准，基于国内工业发展水平分析基础上，广泛调研，结合国外成熟标准，制定适用于中国国情的轻型运动飞艇技术要求，用以指导工业方开展设计，并指导轻型运动飞艇的技术审查。

本文件规定了轻型运动飞艇的一般要求和飞行、结构、设计和构造、动力装置、设备、操作限制等安全性设计要求。

本文件是中国AOPA组织、实施和保障轻型运动飞艇技术要求的基本依据，是所有自愿认同本标准的机构、个人共同遵守的技术规范，也可作为认可本标准的研究机构开展相关领域研究的依据。

轻型运动飞艇技术要求

1 范围

本文件规定了轻型运动飞艇的一般要求和飞行、结构、设计和构造、动力装置、设备、操作限制等安全性设计要求。

本文件适用于轻型运动飞艇。

2 规范性引用文件

下列文件中的内容通过文中的规范性引用而构成本文件必不可少的条款。其中，注日期的引用文件，仅该日期对应的版本适用于本文件；不注日期的引用文件，其最新版本（包括所有的修改单）适用于本文件。

GB/T 38060 浮空器球体结构工艺术语

3 术语、定义和符号

3.1 术语和定义

GB/T 38060 界定的以及下列术语和定义适用于本文件。

3.1.1

轻型运动飞艇 light sport airship

- a) 包括飞行员在内的最大座位数不超过2座，带有动力推进且运动方向可控的浮空器。
- b) 升力气体为非可燃可爆气体。
- c) 飞艇总长度不超过50m，飞艇总高度不超过15m。
- d) 如果具有座舱，座舱为非增压座舱。
- e) 限制在昼间目视飞行规则运行。

3.1.2

气囊 envelope

具有一定气动外形，承受主要外部载荷，用于安装浮空器主要部件、容纳升力气体的结构部件。

3.1.3

副气囊 ballonnet

为一种柔软的和可压缩的、容纳在气囊内的空气室，其目的在于补偿气体容积的变化，保持气囊内部压力，并帮助配平飞艇。

3.2 符号

下列符号适用于本文件。

V_B ——最大突风强度的设计空速

V_H ——海平面最大平飞速度

V_{MO} ——最大使用限制速度（指示空速IAS）

- W_0 ——最大设计平衡重量
- W_{st} ——最大净轻
- W_{sh} ——最大净重
- W_t ——最大起飞重量

4 一般要求

轻型运动飞艇的应符合下列一般要求：

- a) 轻型运动飞艇应具有飞行安全性，主要包括起飞、爬升、下滑、平飞、机动、着陆、中断着陆等。
- b) 轻型运动飞艇机体结构及典型运动机构应具有结构安全性，主要包括尾翼、操纵系统、起落架等。
- c) 轻型运动飞艇系统、设备应具有系统安全性，主要包括动力装置、电气系统、仪表等。

5 详细要求

5.1 飞行

5.1.1 重量重心

应制定轻型运动飞艇可以安全运行的重量和重心范围，每项要求对重量和重心的每种相应组合，均须得到满足。最合适重心范围应由飞行试验进行校验调整，以证明在该重心范围内的飞行不影响飞行性能和结构强度。

制定的最大重量不超过申请人选定的最重的重量。在飞行试验中，对重量、重心值的一般的允差见表 1。

表1 允差表

序号	项目	允差	
1	重量	+5%	-10%
2	重心	+7%	-7%

5.1.2 性能一般要求

各项性能要求应按静止空气和标准大气条件予以满足，速度应按指示空速（IAS）或者校正空速（CAS）的形式给出，速度单位采用“km/h”。

所有的飞行操纵必须表明能够使飞艇安全的机动和安全的着陆。

5.1.3 起飞

起飞模式应按下列条件确定：

- a) 滑跑起飞模式：以最大净重正常滑跑起飞至15 m障碍高度的总水平距离不应超过200 m（在最大允许起飞高度及温度下该距离也应满足）。
- b) 矢量起飞模式（若存在）：矢量起飞至15 m时，将推力矢量设置为正常飞行模式，此过程飞艇的高度损失不超过5m，同时该过程姿态角的变化不影响飞艇过渡到正常爬升。

注：正常飞行模式的推力矢量设定由厂商自行定义。

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

5.1.4 全发爬升

全发工作应按下列条件确定：

- a) 以最大净重在海平面的全发爬升，定常爬升率不小于1.6 m/s且爬升角不小于5°（每台发动机不超过其最大连续功率）。
- b) 应制订使用高度范围内的最大爬升率和最大下滑率，并演示验证在以这些最大速率作爬升或下滑时，飞艇气囊的压力在安全范围内。

5.1.5 单发停车爬升

单发停车爬升应符合以下要求：

- a) 以最大净重在海平面单发停车爬升，定常爬升率不小于0.5 m/s（每台发动机不超过其最大连续功率）。
- b) 单发停车定常爬升率推荐值为：不小于1.0 m/s。

5.1.6 下降

下降要求应符合以下要求：

- a) 发动机或螺旋桨失效后的飞艇下降情况；
- b) 气囊出现最大允许破损量后的飞艇下降情况。

注：厂商需给出在指定下降高度范围内，飞艇以最大允许下降率下降并安全着陆时的操纵方法。

5.1.7 着陆

着陆要求应符合以下要求：

- a) 需表明飞艇在下滑或着陆进近时，飞行员无需复杂操纵技巧即可容易使飞艇达到不大于0.7 m/s的下降率。
- b) 应按飞艇的最不利着陆形态，确定从高于着陆表面15 m的一点到着陆并完全停止所需的总水平距离。

5.1.8 发动机全部失效

飞艇飞行中发生全发失效以后，应能通过使用指定压舱物快速恢复准平衡状态（准平衡状态最大下降率建议不大于6 m/s）。

5.1.9 操纵性和机动性

飞行器在起飞、爬升、平飞（巡航）、进近和着陆时，应具有安全的操纵性和机动性。

需演示各种飞行状态下的平稳过渡性能，不同飞行状态的过渡过程无需特殊驾驶技巧，期间驾驶员脚蹬操纵力不大于59.1kg，稳定飞行持续脚蹬力不大于9.1kg；手动操纵力不大于29.5kg，稳定飞行持续手动操纵力不大于4.5kg。

5.1.10 稳定性和控制

5.1.10.1 稳定性和控制

需评估飞艇在最大总重下的飞行稳定性和控制能力，验证飞艇在飞行中遇到较小紊流或突风时，氦气阀长时间排气不会导致飞艇进入危险的下降。

5.1.10.2 纵向稳定性

需评估飞艇在最大总重飞行及较小突风干扰下，分别在爬升、平飞、下降三种模式下演示持续2

分钟无操纵输入下的纵向运动特性，演示飞艇在每种模式下的运动都不会使飞艇进入危险状态或出现不正常高度变化。

5.1.10.3 纵向操纵

纵向操纵应符合以下要求：

- a) 从稳定爬升+30° 俯仰角状态转为低头下俯状态；
- b) 从稳定下滑-30° 俯仰角状态转为抬头上仰状态；
- c) 纵向扰动响应需通过理论分析或试飞测试评估，或结合两者一起评估，以表明飞艇不会出现不安全的情况。

5.1.10.4 侧向和航向稳定性

横侧向和航向稳定性需符合以下要求：

- a) 在最大操纵重量及较小紊流下，飞艇初始平飞配平，操纵方向舵偏转到一固定角度维持2分钟，评估飞艇的运动特性，飞艇不应出现危险的高度损失情况。
- b) 在最小操纵重量及较小紊流下，飞艇初始平飞配平，操纵方向舵偏到特定角度或满偏，使飞艇以不小于6°/s的偏航角速率进行转弯飞行，连续使飞艇盘旋完成3个完整的360°圈（左、右方向都做），操纵转弯过程中飞艇不应出现危险的高度损失情况。

5.2 结构

5.2.1 概述

5.2.1.1 载荷

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

5.2.1.2 安全系数

除下列情况，安全系数均为 1.5。

- a) 接头系数1.15；
- b) 操纵面铰链系数6.67；
- c) 操纵系统关节接头系数3.33；
- d) 钢索操纵系统系数2.0；
- e) 气囊结构和索具4.0；
- f) 铸件系数符合CCAR 23.621条规定；
- g) 考虑其它安全系数，温度影响和其它操作特性，或两者都有，影响强度和气球的系数都应考虑在内。

5.2.1.3 强度和变形

结构应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。

结构应能够承受极限载荷至少 3 s 而不破坏，但是如果结构能够承受要求的极限载荷至少 3s，则在限制载荷与极限载荷之间产生局部失效或结构失稳是可接受的。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 3 s 的限制不适用。

5.2.1.4 结构验证

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，应进行载荷试验来表明其符合性。

气囊材料，附件，吊舱结构须经试验表明能承受可能遇到的安全系数下的极限载荷。气囊需经抗撕裂试验评估证明。

5.2.1.5 设计空速

设计空速应符合以下要求：

- a) 最大水平飞行速度 V_H 是由全发满功率飞行，且飞艇处于最小阻力情况下获得。
- b) 最大突风强度的设计空速 V_B ，应不小于 $35kn$ 或 $0.65V_H$ ，两者中取小者。

注：除非在特定要求中另行说明，所取的设计空速均为当量空速（EAS）。

5.2.2 飞行载荷

5.2.2.1 设计机动载荷

机动载荷为气囊在 V_H 和最大偏转下产生的最大载荷，除非另有说明。

5.2.2.2 突风载荷

突风载荷为在 V_H 下 7.6 m/s 的离散突风和在 V_B 下 10.6 m/s 的离散突风。

5.2.2.3 载荷系数

载荷系数应符合以下要求：

- a) 正— $n = 1.5$ （由机动载荷乘以阵风载荷系数组成）。
- b) 负— $n = 0$ 。
- c) 附加载荷系数是结合设计空速和动压考虑的。

5.2.2.4 发动机扭矩

发动机架及其支承结构，应按下列组合效应进行设计：

- a) 相应于起飞功率及螺旋桨转速的发动机限制扭矩，和设计机动情况的限制载荷的75%同时作用。
- b) 相应于最大连续功率及螺旋桨转速的发动机限制扭矩，和设计机动情况的限制载荷同时作用。

5.2.2.5 发动机架的侧向载荷

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

- a) 1.33。
- b) 5.2.2.1条所述的设计机动情况的限制载荷系数的1/3。
- c) 可假定本条a)规定的侧向载荷与其它飞行情况无关。

5.2.3 操纵面载荷

5.2.3.1 操纵面载荷

操纵面载荷应按5.2.2.1和5.2.2.2中产生的操纵面载荷进行设计。

5.2.3.2 操纵系统载荷

每一飞行操纵系统及其支承结构,应按相应于 5.2.2.1 和 5.2.2.2 中规定情况计算的可动操纵面铰链力矩的 1.25 倍的载荷进行设计。但这些载荷不必超过最大驾驶员作用力。

5.2.4 地面载荷

5.2.4.1 着陆情况

设计特征应表明极限下沉速度不超过或等于 1 m/s,采用一定高度下落测试下沉速度不超过或等于 1 m/s。

5.2.4.2 系留和地面操纵情况

飞艇在白天或晚上不飞行时,通常都具有地面系留装置,系留系统应能适应飞艇360°转动。系留装置在飞艇突风情况具有足够的强度。

5.2.5 应急着陆情况

结构的设计应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:

- a) 正确使用设计提供的座椅、安全带。
- b) 乘员经受表2所示的极限载荷系数相对应的静惯性载荷。

表2 极限载荷系数

序号	方向	极限载荷系数
1	向上	1.5
2	向下	3
3	向前	2.5
4	侧向	1.5

5.3 设计和构造

5.3.1 概述

5.3.1.1 设计

每个有疑问的设计细节和对安全有重要影响的部件的适用性应通过试验确定。

5.3.1.2 材料

其损害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应满足预期使用要求。选择的设计值(强度)应保证结构在承受强度载荷不引起材料性能变化,且必须由试验、分析、使用寿命或制造商认证来确定。

5.3.1.3 制造方法

制造方法应符合以下要求:

- a) 采用的制造方法应能生产出一个始终完好的结构。如果某种制造工艺(如胶接、焊接或热处理)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要求执行。
- b) 飞艇的每种新制造方法必须通过试验大纲予以证实。

5.3.1.4 紧固件

紧固件应符合以下要求:

- 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，则其应有两套锁定装置。
- 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。

5.3.1.5 结构保护

结构应有适当的保护，以防止运行中由于气候、腐蚀、磨损等其它原因而引起性能降低或强度丧失。

5.3.1.6 检查措施

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

5.3.1.7 操纵系统

操纵系统应符合以下要求：

- a) 操纵系统及其支撑结构的设计应能承受最大作用力。
- b) 每个操纵器件应操作简便、平稳和确切，足以实现其功能。
- c) 操纵器件的布置和识别应考虑操作方便，并防止出现混淆和随之出现误动的可能性。
- d) 应用操作试验表明，从驾驶舱以驾驶员限制作用力操作操纵系统器件时，系统不出现下列情况：
 - 卡阻。
 - 过度摩擦。
 - 过度变形。

5.3.2 驾驶舱

5.3.2.1 驾驶舱环境

驾驶舱具有乘坐舒适、视野良好（仪表，显示器以及外部环境），可达性良好，便于进出，并且能够平顺、积极的操作。

5.3.2.2 驾驶舱操纵器件

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

5.3.2.3 座椅、安全带和肩带

座椅、安全带和肩带应符合以下要求：

- a) 每个座椅及其支承结构，应按体重至少为 77 kg 的使用者设计，要考虑以下设计情况：相应于规定的飞行和地面载荷情况的最大载荷系数，包括应急着陆情况。
- b) 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、脚蹬和座椅），应没有可能致伤的物体、尖边突出物和硬表面。

5.3.3 气囊

5.3.3.1 气囊设计

气囊设计应符合以下要求：

- a) 气囊织物的极限强度应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标准规定的全部要求导出的最大载荷的组合确定。
- b) 由织物或非金属材料制成的吊挂系统部件的极限强度应不小于规定的限制载荷下强度的 4 倍。
- c) 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。
- d) 当系留时，万一轻型运动飞艇脱离系留杆，应有措施使气囊迅速瘪下。如轻型运动飞艇无人照管，应有自动放气装置。此系统应予以保护防止误操作，并应正确地识别使驾驶员可用。
- e) 必须有方法允许在安全紧急降落时能够完成气囊放气。

5.3.3.2 压力系统

气囊和副气囊工作压力极限取决于飞行、结构和设备，必须明确给出最大最小气囊工作压力，最大最小副气囊工作压力。

5.3.3.3 地面牵引

牵引绳索的尾端应硬化。

5.3.3.4 升力气体

升力气体应是不可燃的。

5.3.3.5 配重系统

应有方法安全储存以及控制释放可卸配重物。配重物的材料要求在飞行中释放时应对地面人员无危害，如水或砂。

5.3.3.6 定水平设施

应有确定轻型运动飞艇在地面处于水平位置的设施。

5.4 动力装置

5.4.1 概述

5.4.1.1 发动机

轻型运动飞艇对发动机是否取得适航认证不做要求，但须通过行业鉴定或其地面运行试验应表明100h无故障。

5.4.1.2 螺旋桨

轻型运动飞艇对螺旋桨是否取得适航认证不做要求，但须通过行业鉴定或其地面运行试验应表明100h无故障。

5.4.1.3 发动机和螺旋桨

发动机和螺旋桨应符合以下要求：

- a) 螺旋桨—发动机—艇体结构的交互作用—在最严酷的条件下，发动机安装不会疲劳、故障、过度磨损或其它异常。

- b) 对于任意设计组合的螺旋桨、发动机和发动机安装支架需要经过 100 h 飞行试验。试验必须在一套硬件上测试完成，包括发动机、螺旋桨和发动机安装支架。
- c) 对于满足 b) 条要求现有安装，仅涉及螺旋桨或发动机支架的更改调整，需要完成 25 h 飞行测试。针对此条，对于已经符合本要求批准的安装、螺旋桨桨距的改变不被认为是螺旋桨的改变。
- d) 飞艇性能、操纵性、机动性和结构的飞行试验可以计入本章的测试时间要求。

5.4.2 燃油

5.4.2.1 不可用燃油量

油箱的不可用燃油量应确定为不小于下述油量：对需由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油箱内的油量，该试验可通过地面试验表明。

5.4.2.2 油箱安装

油箱的安装以及支撑结构应通过试验确认，保证能够经受在无不利变形或失效情况下的载荷影响，该试验可通过坠落试验或相似试验表明。所有试验应在重量和压力相当的满油箱状态下进行。

5.4.2.3 油箱试验

油箱试验应满足下列要求：

- a) 金属油箱、箱壁不支承于轻型运动飞艇结构的非金属油箱，应承受 24.5 kPa 的压力试验而不损坏或渗漏。
- b) 箱壁支承于飞艇结构的非金属油箱，应承受 14 kPa 的压力试验。

5.4.2.4 燃油系统通气

油箱应有通气口，通气口应不会被艇身或其他部位遮挡。

5.4.2.5 压力加油系统

若有压力加油系统，应能通过试验表明，其每一部件和关联装配部件能够承受两倍正常工作压力且不发生失效。

5.4.2.6 燃油滤网及燃油滤

燃油滤网及燃油滤应满足下列要求：

- a) 连接在可能有相对运动的轻型运动飞艇部件之间的每根燃油导管，应用柔性连接。
- b) 高热区域的燃油管路应是防火的或有防护措施。
- c) 应包含一个可替换的便于放液和清洗的滤网。

5.4.2.7 燃油切断阀

驾驶员必须在系有安全带的情况下仍可接触到的燃油关断阀，并可将其切断或打开。

5.4.2.8 泄油口

必须至少有一个泄油口来进行安全泄油。布置在燃油系统中最低点处的可排放沉淀杯或油水分离器可以用来代替油箱中的可排放集油槽。

5.4.3 防火

发动机如果是封闭的，必须使用防火墙或护罩与飞艇的其余部分隔离。其应设计成尽可能阻挡液体、气体、火焰或其组合进入艇身。使用任意以下材料是可以接受的，不需要进一步试验：

- a) 不锈钢，不小于0.38 mm厚。
- b) 低碳钢（防腐），不小于0.46 mm厚。
- c) 证明保护能力等效于a) 或b) 的替代材料。

5.5 设备

5.5.1 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) 一个航向指示器。
- d) 指示气囊压力的装置。
- e) 指示副气囊压力的装置（若存在）。

5.5.2 动力装置仪表

动力装置所需的仪表及设备要求如下：

- a) 转速表。
- b) 燃油油量指示器。
- c) 发动机厂家要求的发动机仪表。
- d) 发动机急停开关。

5.5.3 电气系统和设备

电气系统及设备要求如下：

- a) 一个电源总开关。
- b) 在电路中应安装过载保护装置，例如熔断器或断路器。但对于起动电动机的主电路和不装过载保护装置不会有危险的电路除外。

5.5.4 其它

其他要求如下：

- a) 应有应急释放气体的方法。
- b) 压舱物（若存在）的材料特性应确保对地面人员无害。
- c) 暴露在外部的缆绳需硬化以避免缠绕树木、电线及其他地面物体。
- d) 对艇内可能接触人员导致受伤的地方应配置必要的护垫防护。
- e) 每位乘员必须装有安全带，安全带与航空器连接部分设计时应考虑适当的载荷限制。

5.6 操作限制

5.6.1 总则

应制定保证安全操作所需的使用限制和相关资料，并写入飞行手册，确保驾驶员使用飞行器之前能够充分了解这些使用限制和相关资料。飞行手册应包括5.1至5.5所定义的具体数据。

5.6.2 重量和重心

应制定重量和重心限制，包括必要的参考值和水平测量数据。

5.6.3 动力装置

应制定合理的动力装置使用限制。

5.6.4 环境温度/高度/总重

应准确制定飞行器在正常使用范围内的环境温度范围、高度范围、总重范围的信息。

5.6.5 浮力和载荷

应制定飞行器的浮力和飞行载荷数据表。