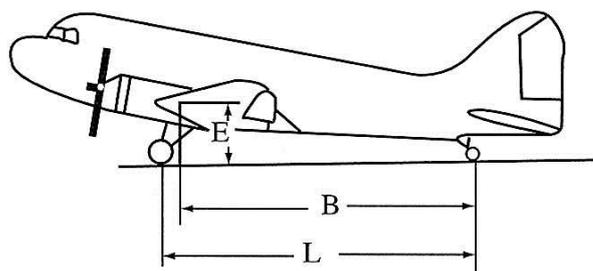
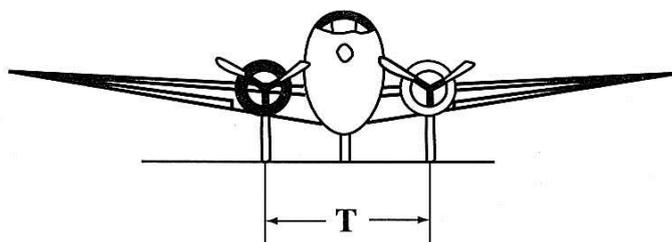
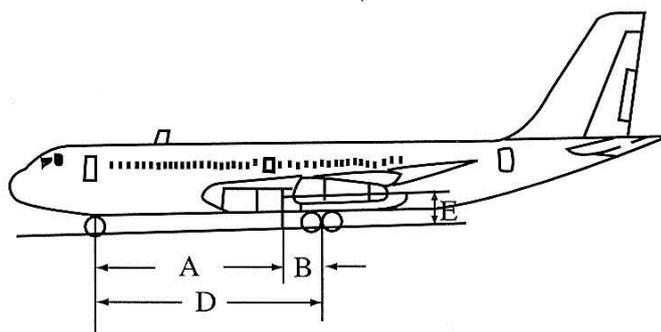
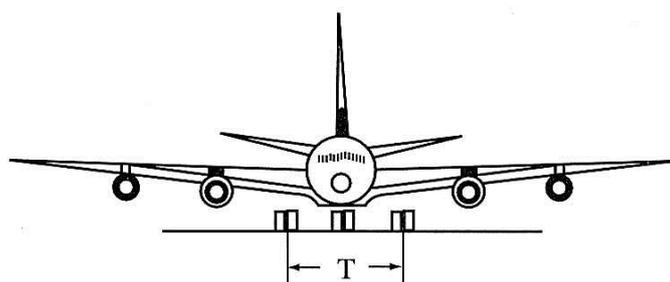


附录 A

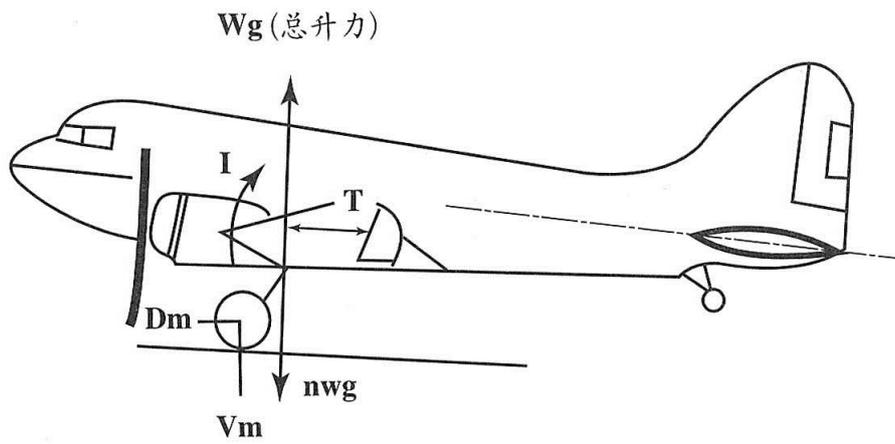


尾轮式

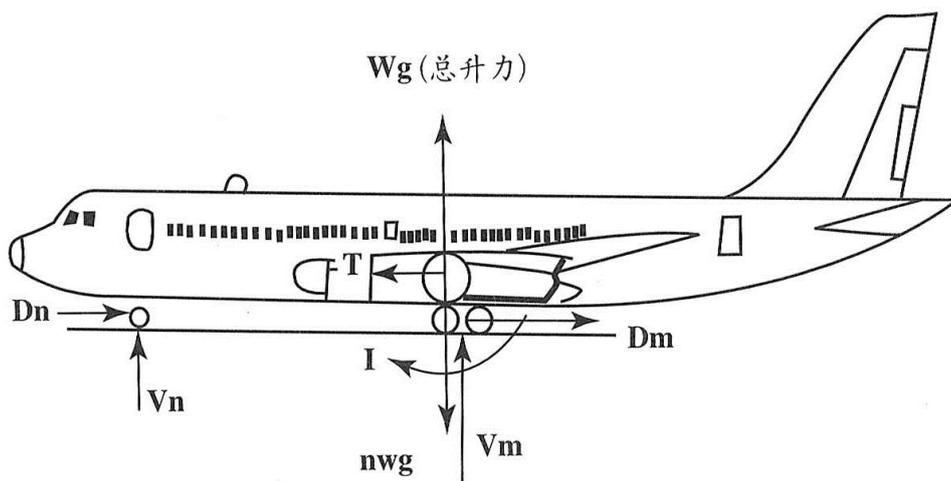


前轮式

图 1 起落架基本尺寸数据



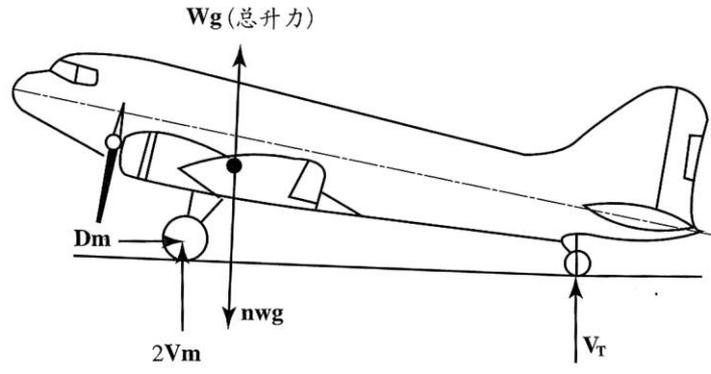
尾轮式



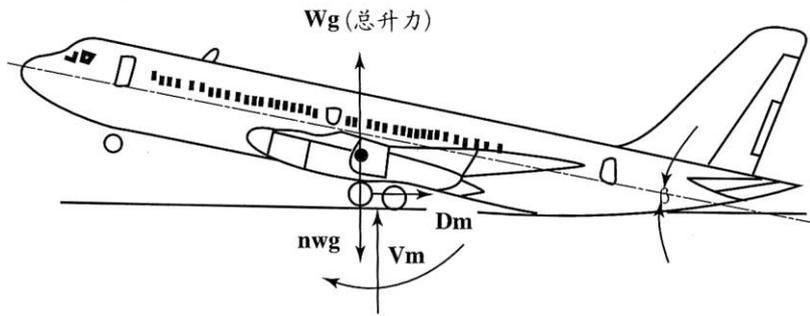
前轮式

I 为平衡所需的角惯性力 T 为惯性力的向前分量
 [注]采用公制和英制时，相应地用 W 代替图 2—图 8 中的 Wg

图 2 水平着陆



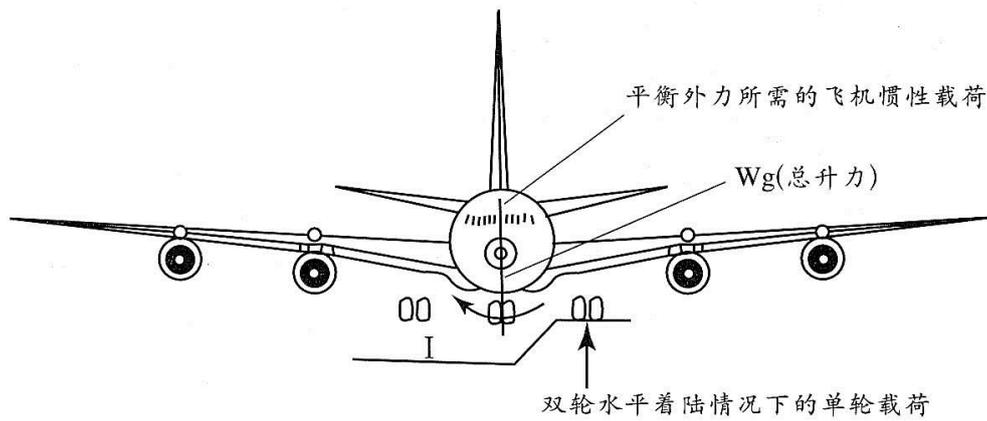
尾轮式



前轮式

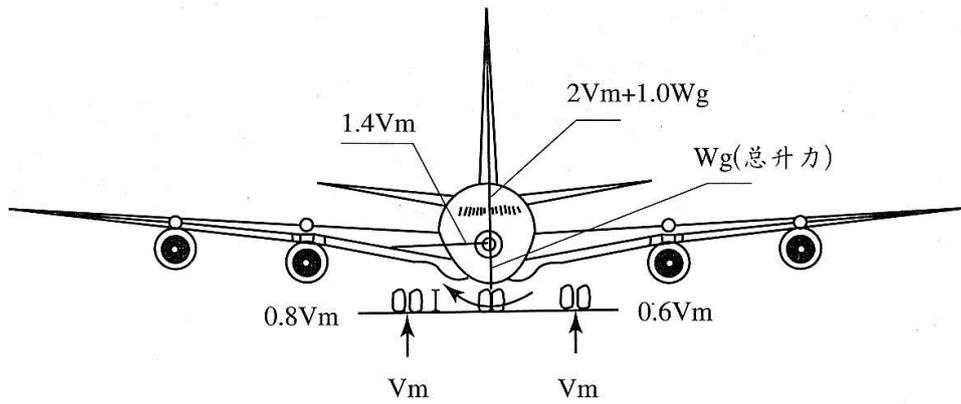
β 为主起落架和尾部结构触地时的角度(但不必大于失速迎角)

图3 尾沉着陆



前轮式或尾轮式

图4 单轮着陆



V_m 为水平着陆时每一主起落架最大地面垂直反作用力的一半
 V_n 前起落架地面反作用力 = 0 处于水平姿态的前轮式或尾轮式飞机

图5 侧向载荷情况

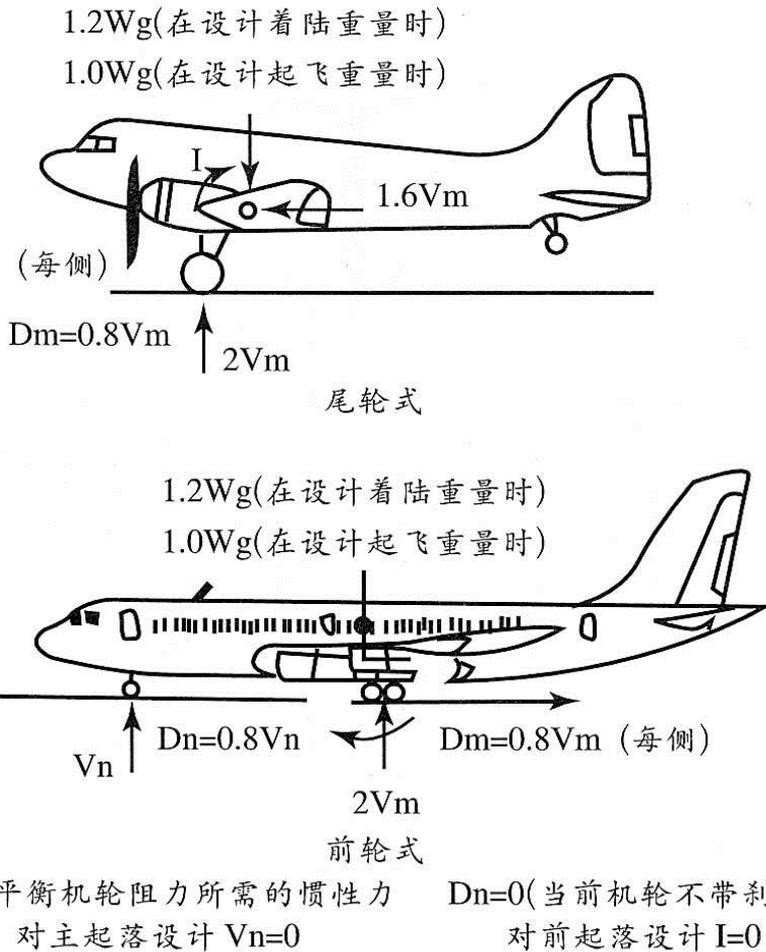


图6 刹车滑行

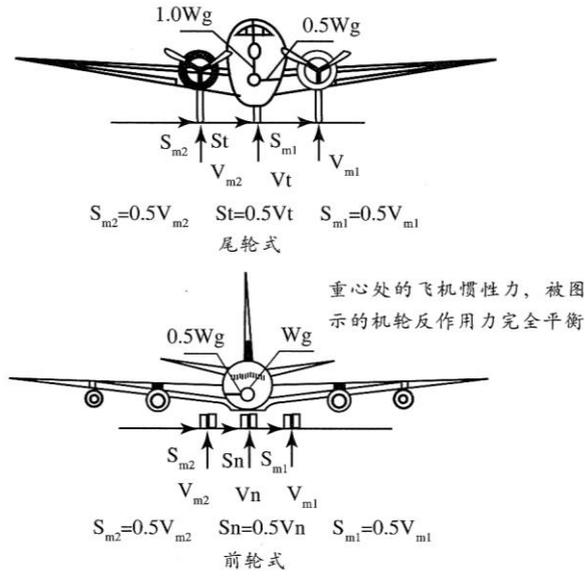


图7 转弯

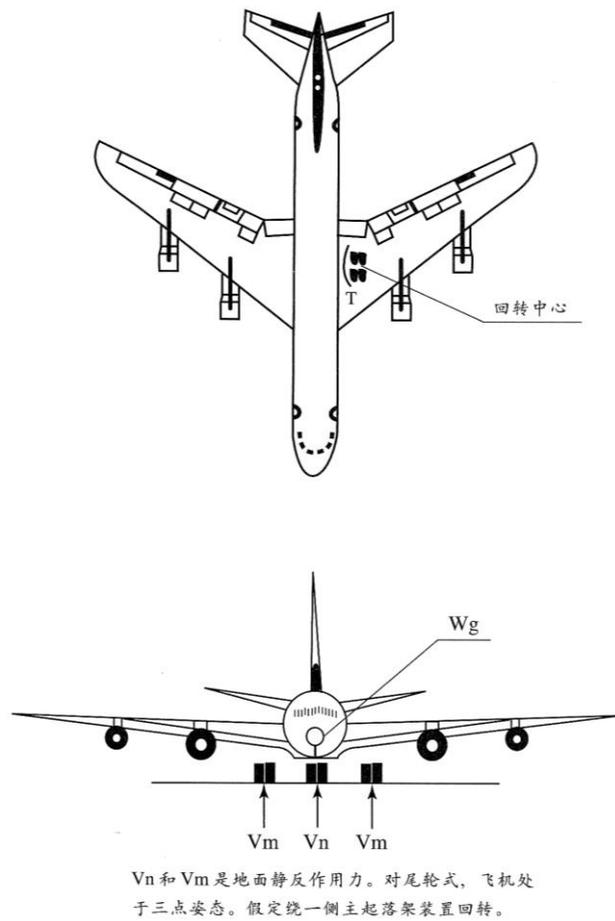


图8 回转(前轮式和尾轮式)

附录 B

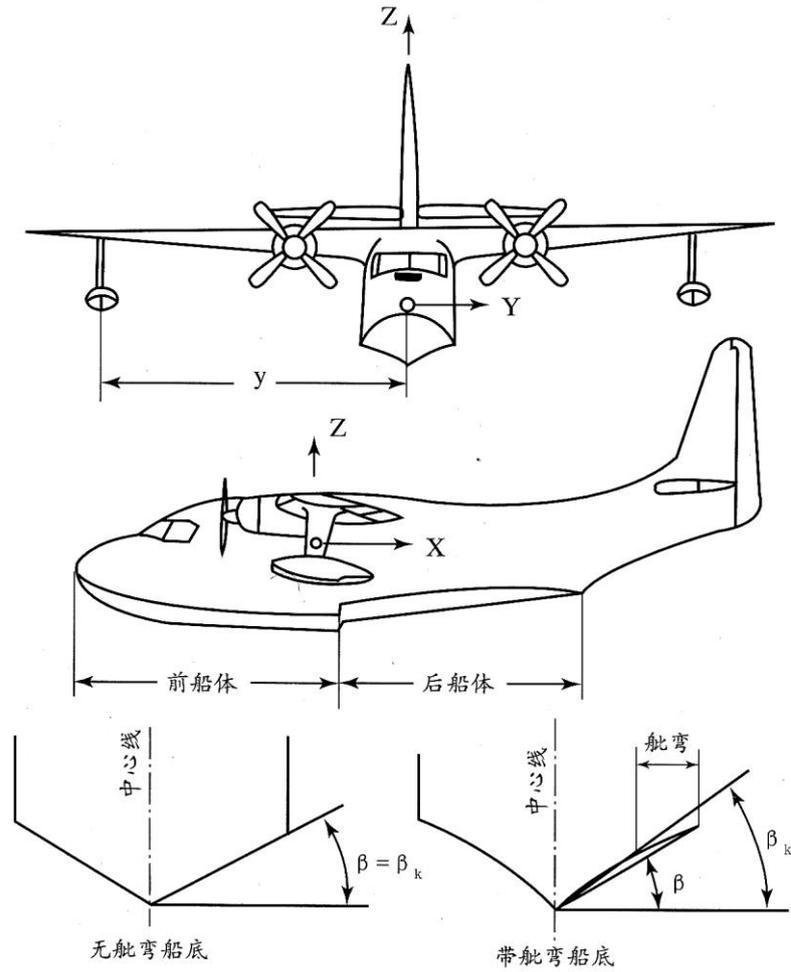
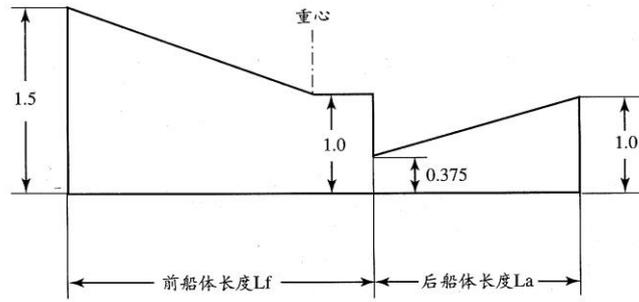
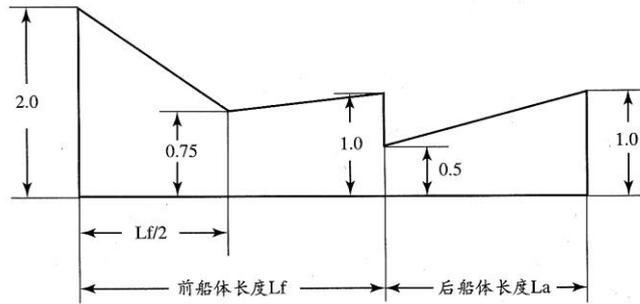


图 1 水上飞机的角度、尺寸和方向的图解定义

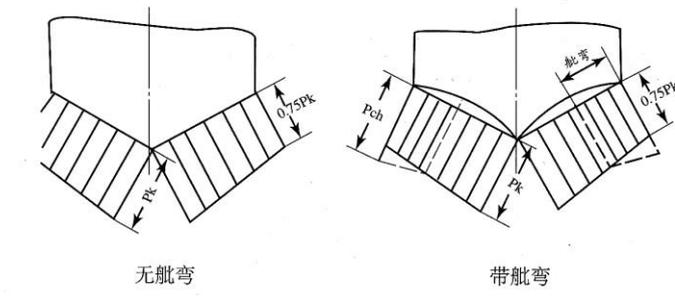


K1 (垂直载荷)



K1 (底部压力)

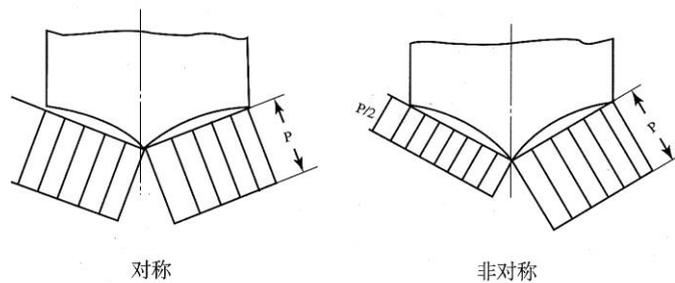
图2 船体各站位加权系数



无舵弯

带舵弯

局部压力图



对称

非对称

压力分部图

图3 横向压力分布图

附录 C

第 I 部分 大气结冰条件

(a) 连续最大结冰

大气结冰状态的最大连续强度(连续最大结冰)由云层液态水含量、云层水滴平均有效直径和周围空气温度三个变量决定。这三个变量的相互关系列于本附录图 1 中。用高度和温度表示的结冰限制包线列于本附录图 2 中。由图 1 和图 2 可确定云层液态水含量同水滴直径及高度间的相互关系。水平范围 17.4 海里以外的连续最大结冰状态的云层液态水含量，用图 1 的液态水含量乘上本附录图 3 的相应系数来确定。

(b) 间断最大结冰

大气结冰状态的最大间断强度(间断最大结冰)由云层液态水含量、云层水滴平均有效直径和周围空气温度三个变量决定。这三个变量的相互关系列于本附录图 4 中。用高度和温度表示的结冰限制包线列于本附录图 5 中。由图 4 和图 5 可确定云层液态水含量同水滴直径及高度间的相互关系。水平范围 2.6 海里以外的间断最大结冰状态的云层液态水含量，用图 4 的液态水含量乘上本附录图 6 的相应系数来确定。

(c) 最大起飞结冰

起飞时最严重的结冰条件(最大起飞结冰)为云中水含量 $0.35\text{g}/\text{m}^3$ ，平均水滴直径为 20 微米，地面环境温度为零下 9 摄氏度。最大起飞条件从地面延伸到起飞表面上 457 米(1500 英尺)的高度。

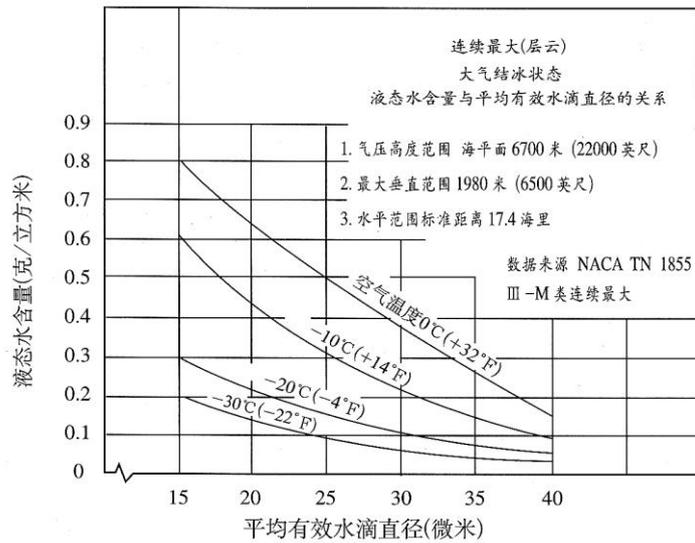


图 1

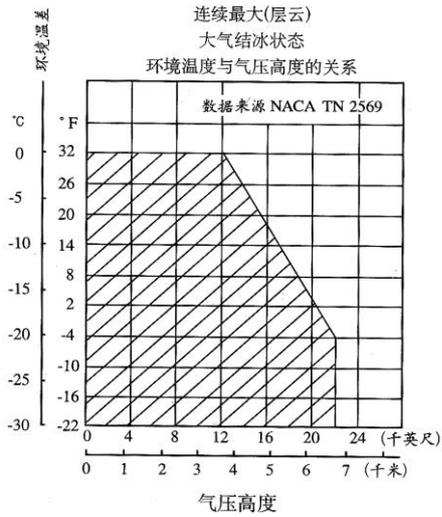


图 2

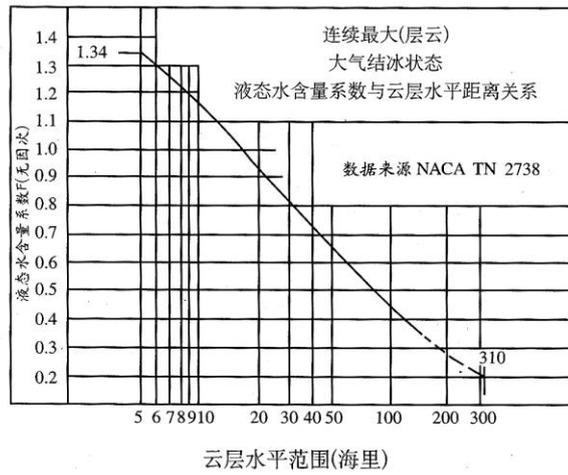


图 3

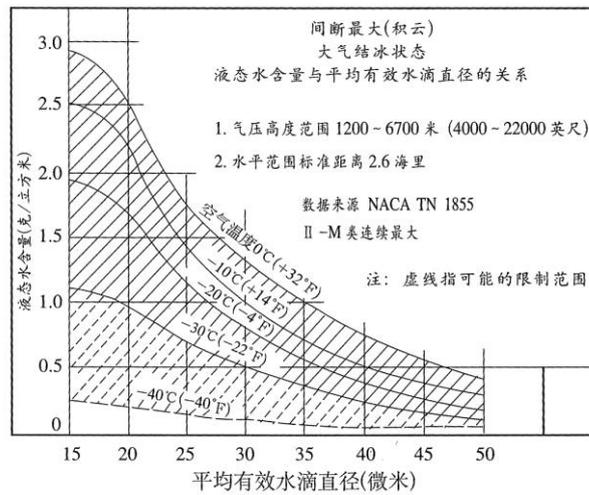


图 4

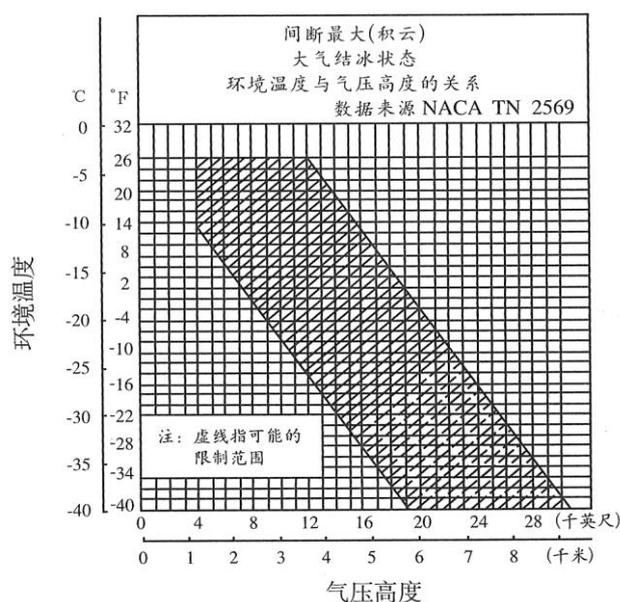


图 5

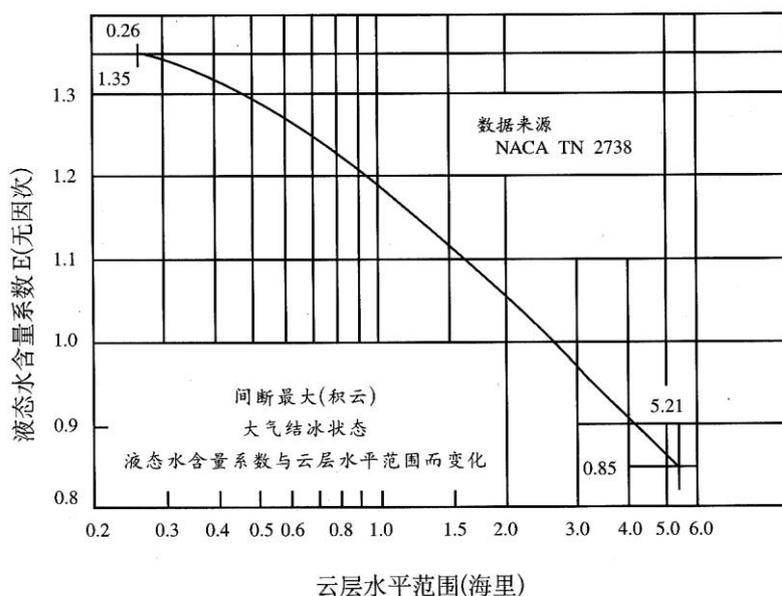


图 6

(交通运输部 2016 年 3 月 17 日第四次修订)

第 II 部分 用于表明对 B 分部的符合性的机身冰积聚条件

(a) 结冰 总则。对本部 B 分部结冰状态下飞行各阶段的飞机性能和操纵品质的符合性进行验证时应在最临界结冰条件下进行。申请人应演示已经考虑到了本附录第 I 部分中规定的全部范围内的结冰条件，包括平均有效水滴直径，液态水含量以及适合飞行状态的温度（例如，飞机形态，速度，攻角和高度）。飞行各阶段的结冰条件定义如下：

(1) 起飞结冰 是无防护的表面上最为临界的结冰条件和防冰系统正常工作的表面上任何结冰条件，从起飞到起飞表面上方 120 米(400 英尺)高度，假定起飞时飞机处于本附录第 I 部分(c)节规定的最大起飞结冰条件下。

(2) 起飞最后阶段结冰是无防护的表面上最为临界的结冰条件和防冰系统正常工作的表面上任何结冰条件，从 120 米(400 英尺)到 457 米(1500 英尺) (或达到 V_{FTO} 并完成航路形态转变的高度，两者取较高值)假定起飞时飞机处于本附录第 I 部分(c)节规定的最大起飞结冰条件下。

(3) 航路结冰 是航路上无防护的表面上最为临界的结冰条件和防冰系统正常工作的表面上任何结冰条件。

(4) 等待结冰 是等待时无防护的表面上最为临界的结冰条件和有常规防冰系统的表面上任何结冰条件。

(5) 进场结冰 是等待阶段结束后飞机转入最为临界的进场形态时，无防护的表面上最为临界的结冰条件和防冰系统正常工作的表面上任何结冰条件。

(6) 着陆结冰 是进场阶段结束后飞机转入着陆形态时，无防护的表面上最为临界的结冰条件和防冰系统正常工作的表面上任何结冰条件。

(b) 为减少对第 25.21(g)条进行演示验证时需考虑的结冰情况，本条(a)款所规定的任何冰积聚可以用于其它任何飞行阶段，前提是要表明这个冰积聚比起为那个飞行阶段所规定的冰积聚要更为临界。必须考虑形态的不同和它们的影响。

(c) 如果任何在性能方面的差异被保守考虑，那么飞机的性能试验可以采用对操纵有最不利影响的结冰。

(d) 对于无防冰和有防冰的部分，起飞阶段的结冰可以由计算确定，假定条件为附录 C 中规定的最大起飞结冰状态，假定条件如下：

- (1) 机翼，操纵面，如果适用，螺旋桨在起飞开始时刻无霜、雪或冰；
- (2) 在飞机离地时刻出现结冰现象；
- (3) 临界推力/功率同重量比；
- (4) 在 V_{EF} 临界发动机停车；

(5) 机组启动防冰系统按飞行手册中正常使用程序。除了开始起飞滑跑之后，必须假定在飞机爬升到起飞表面至少 120 米(400 英尺)前机组没有启动飞机防冰系统。

(e) 在防冰系统已启动和正发挥应有功能前的冰积聚，是在连续的最大大气结冰条件下，防冰系统启动和有效运行前，在未防护表面和正常防护表面上聚集的临界冰积聚，该结冰条件仅适用于表明第 25.143(j)和 25.207(h)条的符合性。

(交通运输部 2016 年 3 月 17 日第四次修订)

附录 D

确定最小飞行机组的准则 适航当局在决定第 25.1523 条所述的最小飞行机组时，考虑下列因素：

(a) **基本工作职能** 考虑下列基本工作职能：

- (1) 飞行航迹控制；
- (2) 防撞；
- (3) 导航；
- (4) 通讯；
- (5) 飞机发动机和系统的操作和监控；
- (6) 指挥决策。

(b) **工作量因素** 为确定最小飞行机组而分析和验证工作量时，主要考虑下列工作量因素：

(1) 对所有必需的飞行、动力装置和设备操纵器件(包括燃油应急切断阀、电气控制器件、电子控制器件、增压系统操纵器件和发动机操纵器件)进行操作的可达性和简便程度；

(2) 所有必需的仪表和故障警告装置(例如火警、电气系统故障和其它故障的指示器或告诫指示器)的可达性和醒目程度。并考虑这些仪表或装置引导进行适当纠正的程度；

(3) 操作程序的数量、紧迫性和复杂性。特别要考虑由于重心、结构或其它适航性的原因而强制采用的专用燃油管理程序，以及发动机自始至终依靠单一油箱或油源(其它油箱如果贮有燃油，则自动向该油箱或油源输油)供油而运转的能力；

(4) 在正常操作以及判断、应付故障和应急情况时消耗精力和体力的大小和持续时间；

(5) 在航路飞行中，需对燃油、液压、增压、电气、电子、除冰和其它系统进行监控的程度；

(6) 需要机组成员离开原定工作岗位才能完成的动作，包括：查看飞机的系统、应急操作操纵器件和处理任何隔舱的应急情况；

(7) 飞机系统的自动化程度，自动化是指系统在发生故障或失效后，能自动切断、自动隔离由此引起的障碍，从而减少飞行机组为防止丧失能源(飞行操纵系统或其它主要系统的液压源、电源)所需的动作；

(8) 通讯和导航的工作量；

(9) 由于任一应急情况可导致其它应急情况而增加工作量的可能性；

(10) 当适用的营运规则要求至少由两名驾驶员组成最小飞行机组时，一名机组成员因故不能工作。

(c) **核准的运行类型** 确定核准的运行类型时，要求考虑飞机运行所依据的营运规则。除非申请人要求批准更为局限的运行类型，假定按本部获得合格证的飞机均在仪表飞行规则条件下运行。

附录 E

第 I 部分 装有助推动力的飞机重量增量

(a) 如果符合下列规定，则对于装有已获得型号合格证的助推火箭发动机的飞机，申请人可按 I(b)的规定增加经合格审定的最大起飞重量和最大着陆重量：

(1) 火箭发动机的安装已获批准，并经飞行试验确认，在最大重量增加后该火箭发动机及其操纵机构能安全可靠地工作；

(2) 除适航当局可能要求的任何其它使用限制外，飞机飞行手册或代替该手册所需的标牌、标记或其它手册还应注明根据本规章批准的增大的重量值。并注明在下列任一情况下禁止以批准增大的重量运行：

(i) 安装的助推火箭发动机贮存或安装时间已超过火箭发动机制造厂商规定的期限(该期限通常印在发动机机匣上)；

(ii) 火箭发动机的燃料已经耗尽或排空。

(b) 飞机未装助推火箭发动机时，经审定现已批准的最大起飞和着陆重量可以增加。增加量不超过下列任一重量数值：

(1) $0.00143IN$ 公斤，其中：I 是单台助推火箭发动机的最大可用冲量，以牛顿秒计；N 是所装火箭发动机台数($0.014IN$ 磅，其中 I 以磅·秒计)；

(2) 不装助推火箭发动机时根据适用的适航规章批准的最大审定重量的 5%；

(3) 火箭发动机安装重量；

(4) 某一重量，该量与现已批准的最大重量之和等于飞机不装助推火箭发动机时所制定的结构限制最大重量。

第 II 部分 装有助推动力的运输类飞机性能

适航当局可以认可在运输类飞机上采用助推动力而改善的性能。但是，该性能只适用于最大审定起飞和着陆重量，起飞距离和起飞航迹，而且不得超过适航当局所确定的值，使得在起飞、进场和着陆飞行阶段的总安全水平，等于飞机原先不装助推动力时据以进行合格审定的规章所规定的总安全水平。本附录的“助推动力”指火箭发动机在较短时间内且在应急情况下才提供的功率或推力或两者。采用下列规定：

(a) **起飞：总则** 本附录 II(b)和(c)所规定的起飞数据，必须在拟应用改善的性能的所有重量和高度以及周围温度（如果适用）下确定。

(b) 起飞航迹

(1) 必须按照有关的适航规章对性能的要求，确定使用助推动力时的单发停车起飞航迹。

(2) 按 II(b)(1)确定的单发停车起飞航迹(不包括飞机在起飞表面或刚离开起飞表面部分)，必须高于满足所有有关适航要求的最大起飞重量下不装助推动力的单发停车起飞航迹。为进行上述比较，飞行航迹要延伸到至少高于起飞表面 120 米(400 英尺)处。

(3) 全发工作但不用助推动力的起飞航迹，必须反映出其总的性能水平保守地高于按 II(b)(1)所确定的单发停车起飞航迹，其余量必须由适航当局制定，以保证安全的经常飞行，但该余量在任何情况下不得小于 15%。全发工作起飞航迹必须用与 II(b)(1)制定的程

序相一致的程序来确定。

(4) 对于活塞发动机飞机，拟列入飞机飞行手册的起飞航迹必须为单发停车起飞航迹，该航迹按 II(b)(1)所确定并经修改以反映申请人为收起襟翼和达到航路飞行速度所制定的程序(见(f))。所列入的起飞航迹在腾空部分的各点都必须具有正的斜率，并且在任何一点均不得高于 II(b)(1)规定的起飞航迹。

(c) **起飞距离** 起飞距离必须是沿着按 II(b)(1)确定的单发停车起飞航迹，从起飞始点到飞机达到高于起飞表面某点所经过的水平距离。该点高度，对于活塞发动机飞机为 15 米(50 英尺)；对于涡轮发动机飞机为 10.7 米(35 英尺)。

(d) **最大审定起飞重量** 最大审定起飞重量必须在拟应用改善的性能的所有高度和周围温度(如果适用)下确定，并且不得超过按 II(d)(1)和(2)确定的重量。

(1) 在最大审定起飞重量下，必须满足 II(b)(2)至 II(b)(4)的条件。

(2) 不使用助推动力时，飞机必须满足飞机原先据以进行合格审定的有关适航规章中所有航路飞行要求。此外，不使用助推动力的涡轮发动机飞机，必须满足有关适航规章所规定的起飞爬升最后阶段的要求。

(e) **最大审定着陆重量**

(1) 最大审定着陆重量(单发停车进场和全发工作着陆爬升)，必须在拟应用改善的性能的所有高度和周围温度(如果适用)下确定，并且不得超过按 II(e)(2)所制定的重量。

(2) 发动机以与飞机形态相对应的功率或推力(或两者)运转，并且使用助推动力时，飞行航迹必须高于满足所有有关适航要求的最大重量下无助推动力的飞行航迹。此外，这些飞行航迹必须符合 II(e)(2)(i)和(ii)的要求。

(i) 必须不改变相应飞机形态制定飞行航迹。

(ii) 飞行航迹必须至少达到比助推动力开动点高 120 米(400 英尺)的高度。

(f) **飞机形态、速度和功率与推力：总则** 必须按申请人为飞机服役运行所制定的程序来改变飞机形态、速度和功率或推力(或两者)，而且必须符合 II(f)(1)至(3)的规定，此外，必须制定实行中断着陆和中断进场的程序。

(1) 适航当局必须确认，该程序能由有中等技巧的机组在服役中一贯地正常执行。

(2) 该程序不得涉及尚未证明是安全可靠的方法或使用尚未证明是安全可靠的装置。

(3) 必须计及在服役中执行这些程序时可合理预期的时间滞后。

(g) **助推动力的安装和工作** 助推动力装置及其安装必须符合 II(g)(1)和(2)的规定。

(1) 助推动力装置及其安装不得对飞机安全造成不利影响。

(2) 助推动力装置及其操纵机构的工作必须已证明是安全可靠的。

附录 F

第 I 部分 表明符合 25.853 条或 25.855 条的试验准则和程序

(a) 材料试验准则:

(1) 载有机组或旅客的内舱

(i) 天花板、内壁板、隔板、厨房结构、大橱柜壁板、结构地板的铺面, 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, 在按本附录第 I 部分的适用部分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 毫米(6 英寸), 移去火源后的平均焰燃时间不得超过 15 秒。试样滴落物在跌落后继续焰燃的时间, 平均不得超过 3 秒。

(ii) 地板覆盖物、纺织品(包括帷暮和罩布)、座椅垫、衬垫、有涂层织物(装饰性和非装饰性的)、皮革制品、托盘和厨房设备、电气套管、空气导管、接头和边缘遮盖物、B 级和 E 级货舱或行李舱衬垫、B、C、D 或 E 级货舱或行李舱地板、货物覆盖和透明罩、模塑和热成形件、空气导管接头和镶边条(装饰用和防磨用), 上述项目中凡用下面(iv)规定以外的材料制成者, 在按本附录第 I 部分的适用部分或其它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 毫米(8 英寸), 移去火源后的平均焰燃时间不得超过 15 秒。试样滴落物在跌落后继续焰燃的时间, 平均不超过 5 秒。

(iii) 电影胶片必须符合中国民用航空局适航部门认可的标准。如果胶片移动要通过导管, 则导管必须满足本附录第 I 部分(a)(1)(ii)的要求。

(iv) 有机玻璃的窗户和标示、整个或部分用弹性材料制成的零件、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, 在按本附录的适用部分进行水平放置试验时, 其平均燃烧率不得超过 64 毫米/分(2.5 英寸/分)。

(v) 除电线和电缆绝缘层及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, 本附录第 I 部分的(a)(1)(i)、(ii)、(iii)或(iv)项未作规定的项目的材料, 在按本附录的适用部分进行水平放置试验时, 其燃烧率不得超过 102 毫米/分(4 英寸/分)。

(2) 不载机组或旅客的货舱和行李舱

(i) [备用]

(ii) 第 25.857 条定义的 B 级或 E 级货舱或行李舱, 必须有同飞机结构分开的衬垫(连接点除外), 其制作材料必须符合本附录第 I 部分(a)(1)(ii)的要求。此外, 这类衬垫必须经受 45 度试验, 在施加火焰或移开火焰后, 火焰均不得烧穿(穿透)材料。移开火源后的平均焰燃时间不得超过 15 秒, 平均阴燃时间不得超过 10 秒。

(iii) 第 25.857 条定义的 B、C、D 或 E 级货舱或行李舱, 必须有同飞机结构分开的地板(连接点除外), 其制作材料必须符合本附录第 I 部分(a)(1)(ii)的要求。这类地板必须经受 45 度试验, 在施加火焰或移开火焰后, 火焰不得烧穿(穿透)材料。移开火源后的平均焰燃时间不得超过 15 秒, 平均阴燃时间不得超过 10 秒。

(iv) 隔绝毯和货物防护罩, 必须用符合本附录第 I 部分(a)(1)(ii)要求的材料制作。每个货舱和行李舱用的系留设备(包括集装箱、普通箱和集装板)必须用符合本附录第 I 部分(a)(1)(v)要求的材料制作。

(3) 电气系统部件 装于机身任何区域的电线或电缆的绝缘层, 在按本附录第 I 部分

规定进行 60 度试验时, 必须是自熄的。平均烧焦长度不得超过 76 毫米(3 英寸), 移开火源后的平均燃烧时间不得超过 30 秒。试样的滴落物在跌落后继续燃烧的时间平均不得超过 3 秒。

(b) 试验程序

(1) **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。每个试样在送入火焰之前必须保持在预处理环境内。

(2) **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, 其它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。但是, 除以下所述情况外, 试件的厚度不得超过须鉴定的飞机所使用的最小厚度。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)。必须满足本附录第 I 部分(a)(1)(v)要求的材料试样厚度, 不得超过 3.2 毫米(1/8 英寸)。电线和电缆试样规格必须与飞机所用的相同。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方向。试样必须夹在金属框架内。进行本附录第 I 部分(b)(4)规定的垂直试验时, 应使试样的两条长边和上边夹紧; 进行本附录第 I 部分(b)(5)规定的水平试验时, 应使两条长边和离火焰远的一边夹紧。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), 除非飞机上的实际使用件小于上述尺寸。试样施加燃烧器火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。进行本附录第 I 部分(b)(6)规定的 45 度试验时, 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 \times 203 毫米(8 英寸 \times 8 英寸)。

(3) **设备** 除本附录第 I 部分(b)(7)规定者外, 试验必须在没有抽风现象的试验箱内进行, 所有试验应按适航当局规定的试验方法或经批准的其它等效方法进行。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。

(4) **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 ($1,550^{\circ}\text{F}$)。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, 对于本附录第 I 部分(a)(1)(i)规定的材料, 火焰必须施加 60 秒后移开, 对于本附录第 I 部分(a)(1)(ii)规定的材料, 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。根据本附录第 I 部分(b)(8)确定的烧焦长度的测量必须精确到 2.5 毫米(1/10 英寸)。

(5) **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 ($1,550^{\circ}\text{F}$)。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。

(6) **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 38.1 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 ($1,550^{\circ}\text{F}$), 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。

(7) **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录第I部分(b)(3)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。用经校准的热电偶高温计测得的火焰最热部分的温度不得低于954°C(1,750°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。根据本附录第I部分(b)(8)确定的烧焦长度测量必须精确到2.5毫米(1/10英寸)。导线试样的断裂不认为是失败。

(8) **烧焦长度** 烧焦长度是指从试样的起始边缘到因着火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。

(中国民用航空总局1990年7月18日第一次修订,1995年12月18日第二次修订,交通运输部2016年3月17日第四次修订)

第II部分 座椅垫的可燃性

(a) **接受准则** 凡座椅垫均必须满足下列准则:

(1) 必须至少试验3组座椅坐垫和靠垫试样。

(2) 如果座椅垫中含有挡火材料,则挡火材料必须完全包住座椅垫的泡沫芯料。

(3) 每个试样的制作必须采用预定用于产品的主要部件(即泡沫芯、浮性材料、挡火材料(如果使用)和装饰罩)和制作工艺(典型的接缝和包边)。如果坐垫和靠垫使用不同的材料组合,则必须用每种材料组合构成完整的试样组来试验。每组试样包括一个坐垫试样和一个靠垫试样。如果某座椅垫(包括装饰罩)已用油燃烧器试验表明符合本附录的要求,则该座椅垫的装饰罩可用相似装饰罩来替换,只要替换罩按第25.853(c)条规定的试验所确定的该替换装饰罩的烧焦长度不超过承受油燃烧器试验的座椅垫装饰罩的烧焦长度。

(4) 至少有2/3试样组的烧焦长度不得从靠近燃烧器的一边达到燃烧器对面的座椅垫边缘,烧焦长度不得超过432毫米(17英寸)。烧焦长度是从靠近燃烧器的椅框内边到试样烧灼损坏最远处的垂直距离,包括部分或完全烧掉、炭化或脆化区域。但不包括熏黑、变色、翘曲或褪色的区域。也不包括远离热源处的材料皱缩或熔化的区域。

(5) 试样平均百分比重量损失不得超过10%,此外,至少有2/3试样组的重量损失不得超过10%,在确定试样重量之前,要除去从座椅垫和固定架上掉落的所有滴落物。一组试样的百分比重量损失是试验前后试样组重量之差与试前重量的百分比。

(b) **试验条件** 座椅靠垫顶部处垂直气流速度平均应为 0.13 ± 0.05 米/秒(25±10英尺/分)。座椅坐垫正上方处水平气流速度应低于0.05米/秒(10英尺/分)。气流速度应在通风罩工作、燃烧器马达关闭时测量。

(c) **试样**

- (1) 每一试验必须使用包括一个座椅坐垫和一个座椅靠垫的一组试样。
- (2) 坐垫试样必须为 457 ± 3 毫米($18 \pm 1/8$ 英寸)宽 $\times 508 \pm 3$ 毫米($20 \pm 1/8$ 英寸)长 $\times 102 \pm 3$ 毫米($4 \pm 1/8$ 英寸)厚, 不包括织物包边和接缝重叠。
- (3) 靠垫试样必须为 457 ± 3 毫米($18 \pm 1/8$ 英寸)宽 $\times 635 \pm 3$ 毫米($25 \pm 1/8$ 英寸)高 $\times 51 \pm 3$ 毫米($2 \pm 1/8$ 英寸)厚, 不包括织物包边和接缝重叠。
- (4) 试验前, 试样必须置于 $21 \pm 2.8^\circ\text{C}$ ($70 \pm 5^\circ\text{F}$)和 $55 \pm 10\%$ 相对湿度的环境中至少 24 小时。

(d) **试验设备** 试验设备的安装见图 1 至图 5, 必须包括本节所述各部件。设备的次要细节可根据所用燃烧器型别而改变。

(1) 试样固定架 试样固定架由角钢构成, 如图 1 所示。固定架腿长 305 ± 3 毫米($12 \pm 1/8$ 英寸)。必须按图 2 所示在固定架上固定坐垫和靠垫试样。固定架还应包括一个衬有铝箔、适于盛滴落物的盘子, 铝箔无光泽面朝上。

(2) 试验燃烧器 用于试验的燃烧器必须符合以下各项要求:

- (i) 是改进的喷枪型;
- (ii) 有一喷射角为 80° 的喷嘴。其在 6895 千帕(7.0 公斤/厘米², 100 磅/英寸²)时的名义流量值为 0.142 升/分(2.25 美加仑/小时);
- (iii) 在喷管端部装有一个长 305 毫米(12 英寸)的燃烧器锥形筒, 开口为 152 毫米(6 英寸)高, 280 毫米(11 英寸)宽, 如图 3 所示;
- (iv) 有一燃烧器燃油压力调节阀, 调节到在输送试验所要求的美标 2 号煤油或等效燃油时名义流量值为 0.126 升/分(2.0 美加仑/小时)。

下述燃烧器和报告可供参考:

燃烧器: Lennox OB-32 型、Carlin 200CRD 型和 Park DPL3400 型。

报告:

- (1) 动力装置工程报告 No.3A 软管组件的标准燃烧试验设备和程序, 1978 年 5 月;
- (2) 报告 No.DOT/FAA/RD/76/213 重新评价用于阻燃试验的燃烧器特性, 1977 年 1 月。

(3) 热流计

(i) 用于试验的热流计必须为 $0-17.0$ 瓦/厘米²($0-15.0$ 英热单位/英尺²·秒), 精度 $\pm 3\%$, 装在 152 毫米 $\times 305$ 毫米(6 英寸 $\times 12$ 英寸) $\times 19$ 毫米($3/4$ 英寸)厚的硅酸钙隔热板上。该板固定在角钢托架上。在校准燃烧器时放在试样固定架上, 如图 4 所示。

(ii) 由于隔热板在使用中的碎裂可能使热流计偏斜, 所以必须监测热流计。必要时, 用垫片调整固定以确保热流计表面与隔热板的外露表面齐平, 且平行于燃烧器锥形筒的出口。

(4) 热电偶 用于试验的 7 根热电偶必须是具有 $1.6-3.2$ 毫米($1/16-1/8$ 英寸)的金属护套、瓷管包封、采用美国线规(AWG)22-30 号名义尺寸导线接壳的 K 型热电偶。7 根热电偶必须连接到角钢托架上构成一个热电偶梳, 以便在燃烧器校准时置于试样固定架上(如图 5 所示)。

(5) 设备安装 试验燃烧器必须固定在适用支架上, 使燃烧器锥形筒出口距试样固定支架的一边为 102 ± 3 毫米($4 \pm 1/8$ 英寸), 燃烧器支架应能使燃烧器在预热阶段转离试样固定架。

(6) 数据记录 必须使用量程合适的记录电位计或其他适用的校准过的仪表以测量和记录热流计和热电偶的输出值。

(7) 重量标度 必须使用具有适当程序、精度在 9 克(0.02 磅)以内、能确定每组座椅

垫试样试验前后重量的称重装置，最好采用连续称重系统。

(8) 计时装置 必须使用秒表或其他装置(校准到 ± 1 秒)测量施加火焰时间和自熄时间或试验持续时间。

(e) **设备准备** 校准前，所有仪器必须处于工作状态。将燃烧器燃油调至(d)(2)规定值。

(f) **校准** 为保证燃烧器输出正确的热量，必须进行下列测试(如图 4 所示)：

(1) 把热流计置于试样固定架上，距燃烧器锥形筒出口 102 ± 3 毫米($4 \pm 1/8$ 英寸)。
(2) 打开燃烧器，预热 2 分钟，调整燃烧器空气进气调节阀使热流计读数为 11.9 ± 0.6 瓦/厘米²(10.5 ± 0.5 英热单位 / 英尺²·秒)，以保证达到的稳定状态。关闭燃烧器。

(3) 用热电偶梳代替热流计 (图 5)。

(4) 打开燃烧器使热电偶读数为 $1038 \pm 56^{\circ}\text{C}$ ($1900 \pm 100^{\circ}\text{F}$)，以保证已达到的稳定状态。

(5) 如果热流计和热电偶的读数超出上述规定范围，重复(1)至(4)步骤并调整燃烧器空气进气调节阀直到获得正确读数。应经常使用热电偶梳和热流计以保持和记录已校准的试验参数，除非该套设备的一致性被证实，否则每次试验均应进行校准。在确认其一致性后，可以在试验前进行预试校准和试验后进行校准核查的条件下进行若干次试验。

(g) **试验程序** 必须按下述程序试验每组试样的可燃性：

(1) 记录每组座椅坐垫和靠垫试样的重量。精确到 9 克(0.02 磅)。

(2) 按图 2 所示，将坐垫和靠垫试样固定在试样固定架上，靠垫试样固定在固定架上部。

(3) 将燃烧器转到试验位置并保证燃烧器锥形筒到坐垫试样一侧的距离为 102 ± 3 毫米($4 \pm 1/8$ 英寸)。

(4) 将燃烧器转离试验位置。打开燃烧器工作 2 分钟，使燃烧器锥形筒充分预热并使火焰稳定。

(5) 开始试验，将燃烧器转到试验位置，同时启动计时装置。

(6) 座椅垫试样置于燃烧器火焰中 2 分钟，然后关闭燃烧器，立即将燃烧器转离试验位置。座椅垫置于火焰中 7 分钟后，使用气体灭火剂(即卤化物或二氧化碳)终止试验。

(7) 称量固定架上座椅垫试样组残余物(不包括滴落物)的重量，精确到 9 克(0.02 磅)。

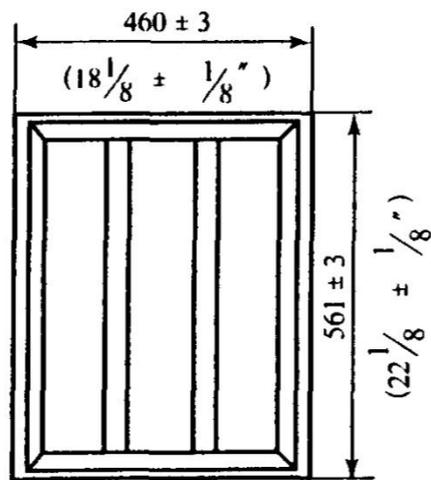
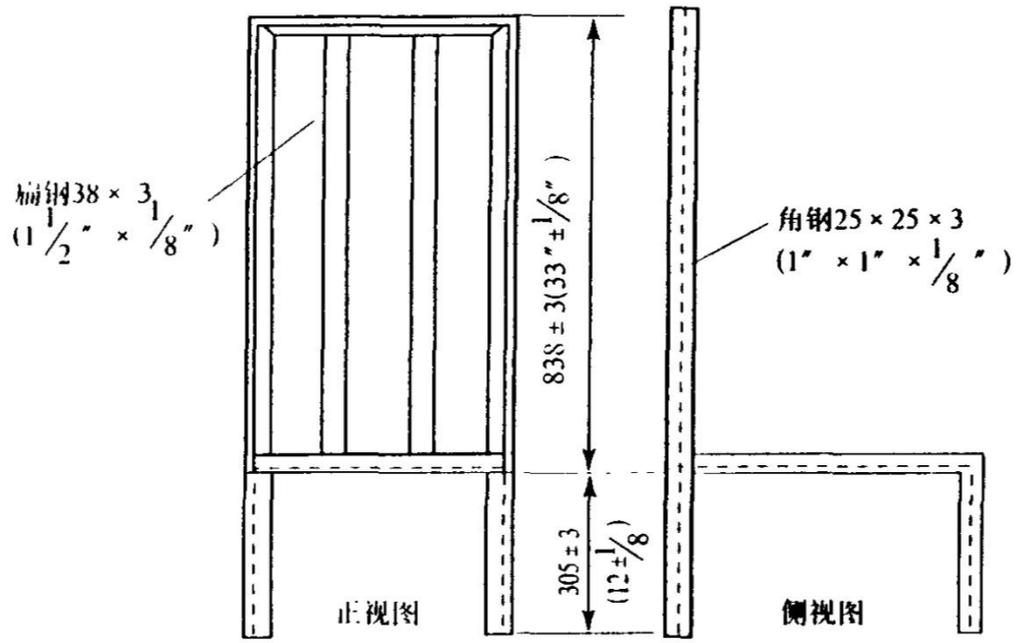
(h) **试验报告** 对进行符合性试验的座椅垫，其所有试样组均必须记录下述数据：

(1) 试样的识别标记和说明。

(2) 试样组的数目。

(3) 每组试样的原始重量和剩余重量。计算每组试样的百分比重量损失和所有试样组的平均百分比重量损失。

(4) 每组试样的烧焦长度。



顶视图

注：所有连接为焊接；扁钢为对接焊；所有尺寸为内侧尺寸(毫米)

图 1 试验固定架

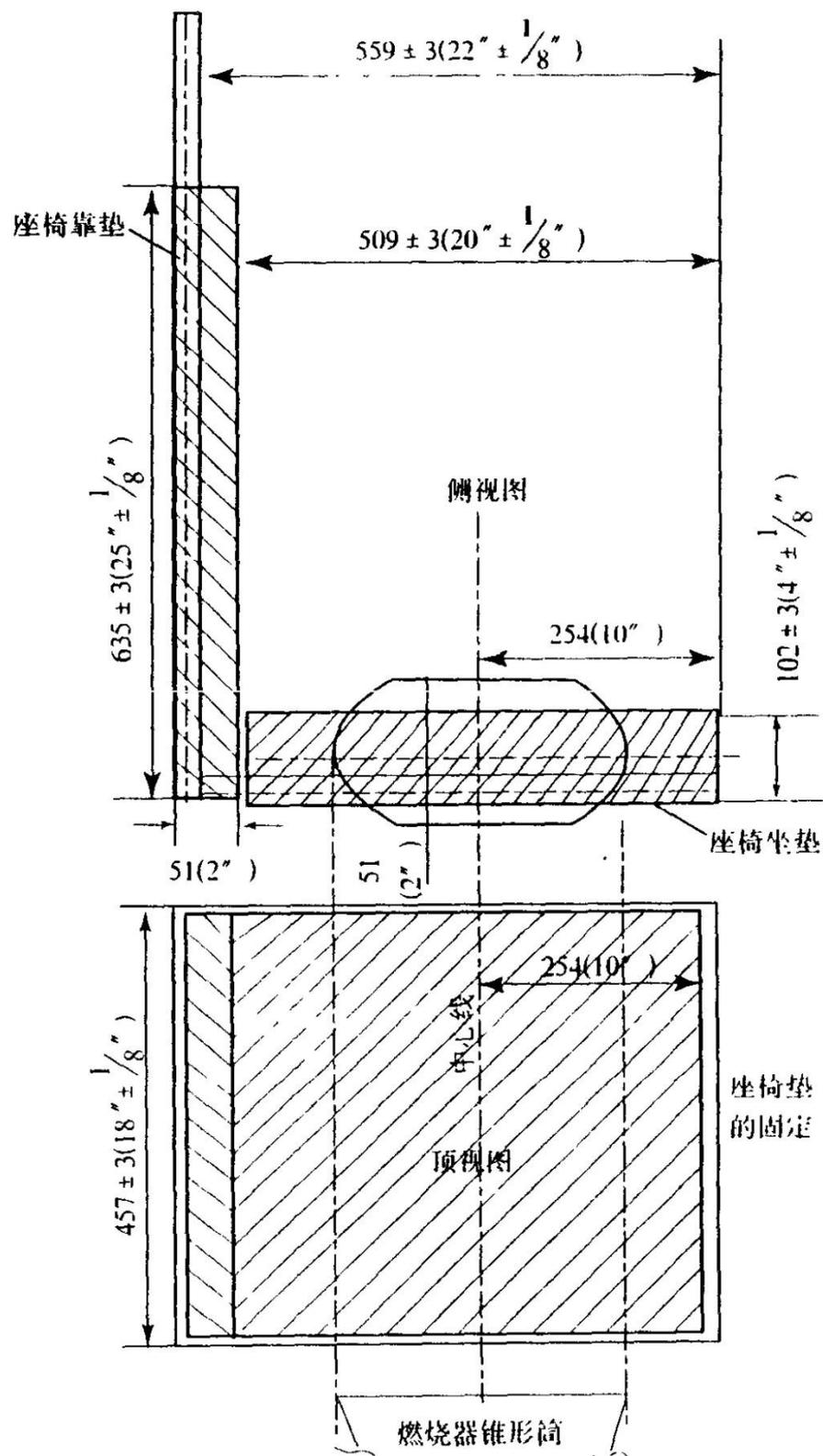
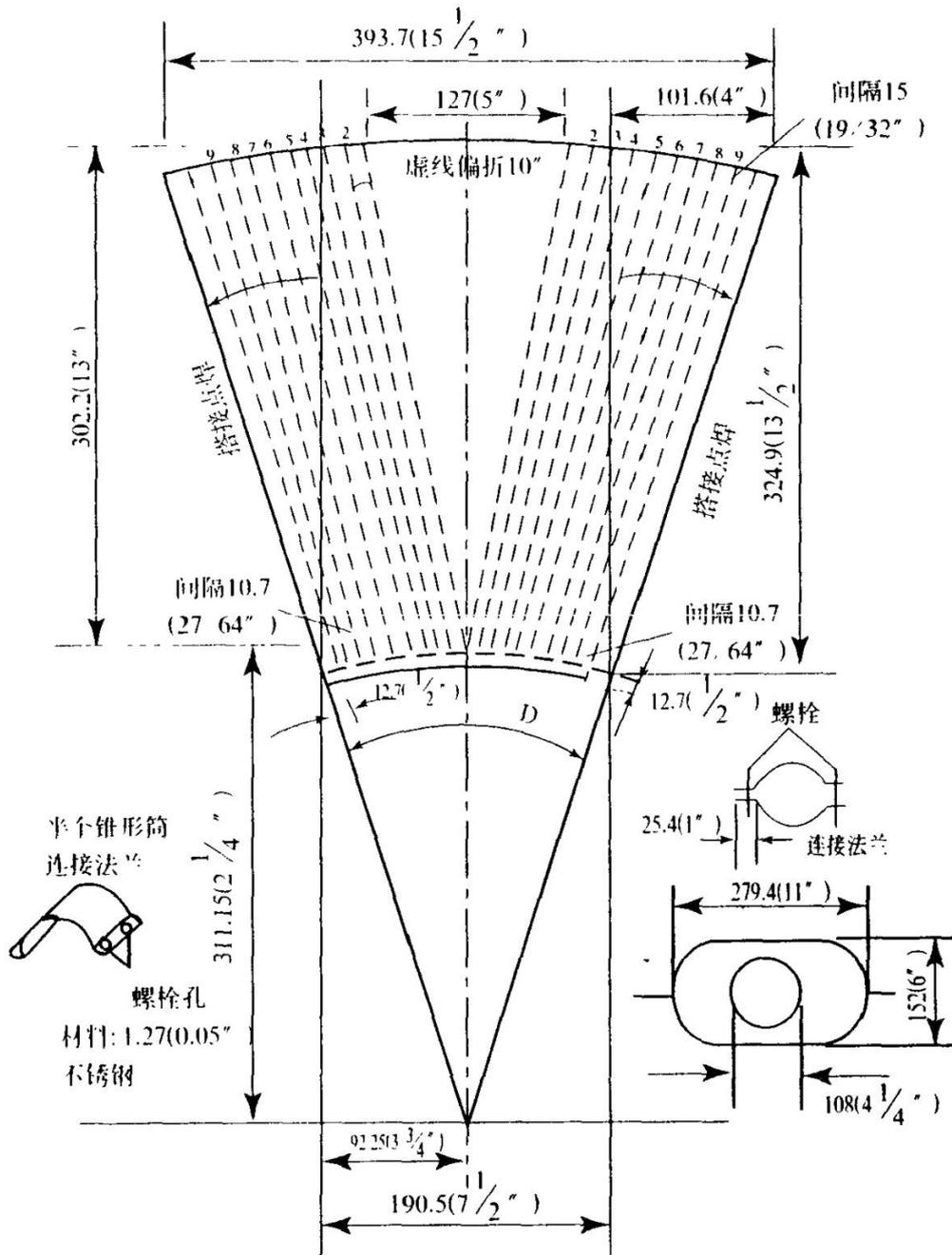


图2 试样固定架视图(毫米)



注：图示为半个锥形筒展开图；另一半在点焊搭接处焊上

图3 软管试验燃烧器锥形筒展开图(毫米)

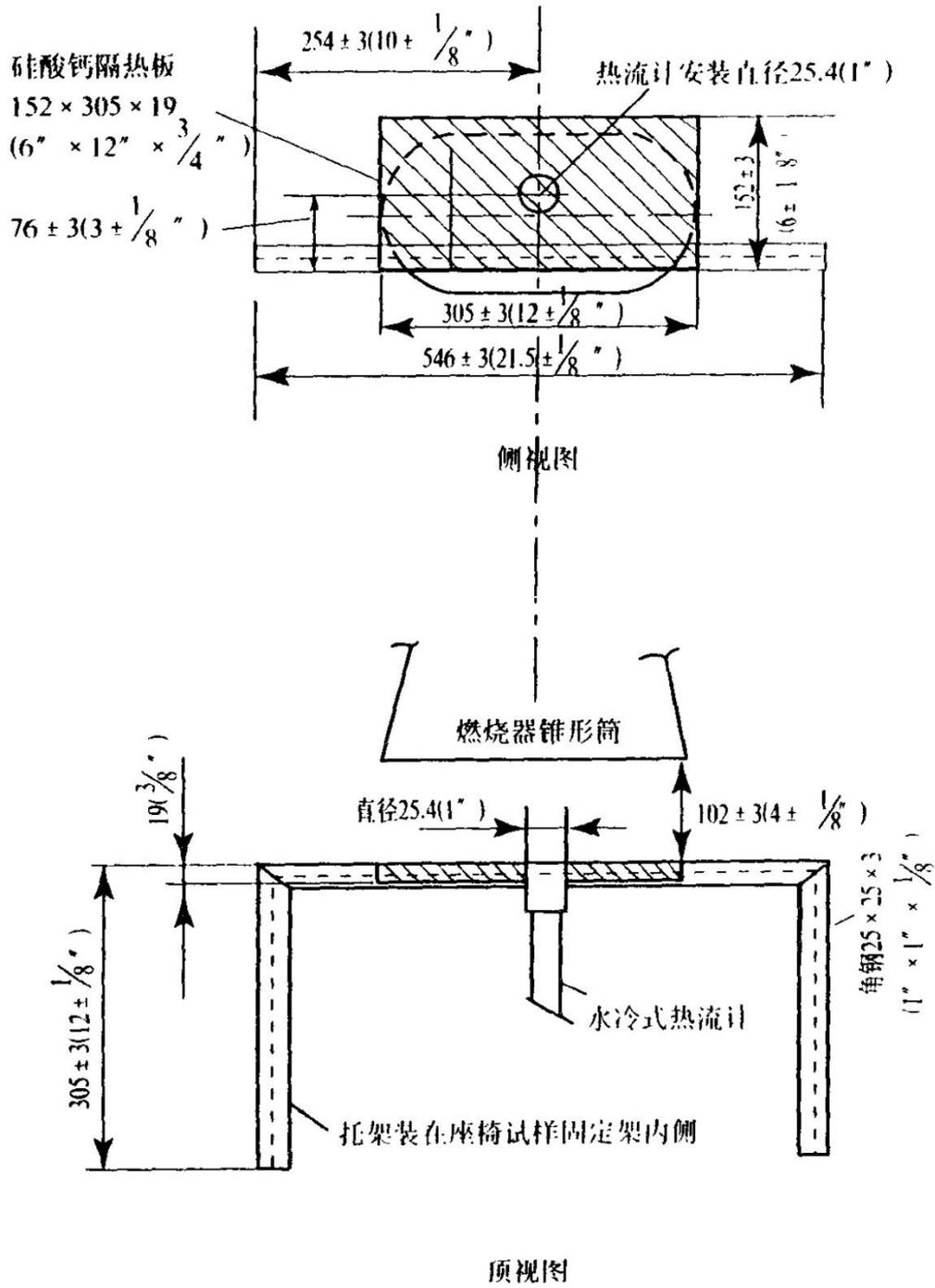


图4 热流计托架(毫米)

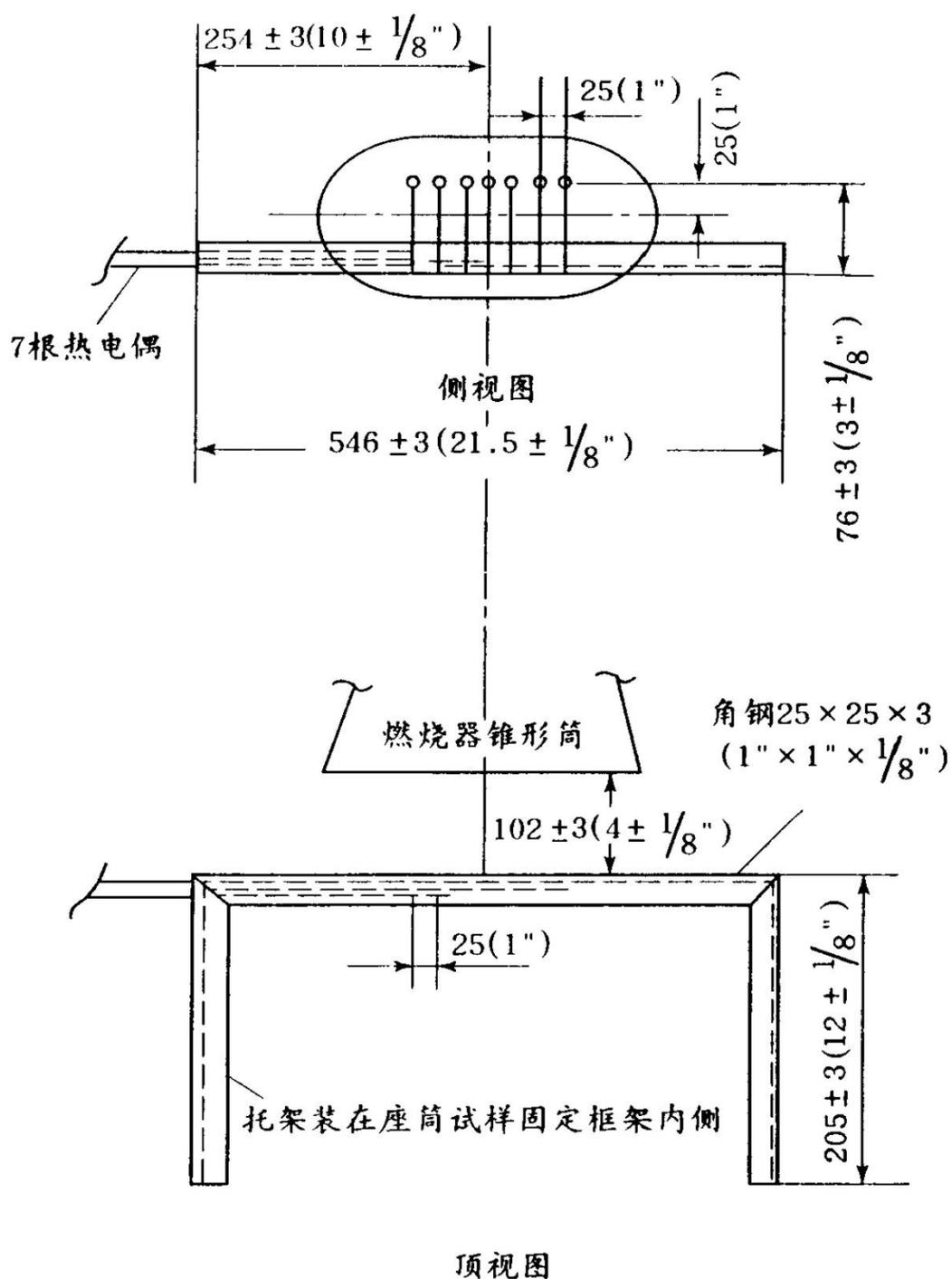


图 5 热电偶梳托架(毫米)

(中国民用航空总局 1990 年 7 月 18 日第一次修订, 2001 年 5 月 14 日第三次修订, 交通运输部 2016 年 3 月 17 日第四次修订)

第 III 部分 确定货舱衬垫抗火焰烧穿性的试验方法

(a) 接受准则

- (1) 必须至少试验 3 块货舱侧壁或天花板衬垫板试样。
- (2) 每一试样必须模拟侧壁或天花板衬垫板, 包括其失效会影响衬垫安全包容火焰能力的任何设计特征, 如接合部位, 照明装置等。
- (3) 施加火焰后 5 分钟内, 任何试样均不得被烧穿, 且在水平试样上表面上方 102 毫米(4 英寸)处测得的峰值温度不得超过 203°C(400°F)。

(b) **方法概述** 本方法提供实验室检测程序, 用于测定货舱衬垫材料在 0.126 升/分(2 美加仑/小时)美标 2#煤油或等效燃油的燃烧器火源下的抗火焰烧穿能力。天花板和侧壁衬垫板可以单独进行试验, 但需用一块挡板来模拟另一者。任何通过了天花板衬垫板试样试验的衬垫板都可以用作侧壁衬垫板。

(c) 试样

- (1) 试样尺寸必须为 406±3 毫米×610±3 毫米(16±1/8 英寸×24±1/8 英寸)。
- (2) 试验前, 试样必须置于 21±2°C(70±5°F)和 55±5%相对湿度的环境中至少 24 小时。

(d) **试验设备** 试验设备必须包括本节所述的各部件, 如本附录第 II 部分图 3 和第 III 部分图 1 至图 3 所示。设备的次要细节可依据所用燃烧器的型别而改变。

- (1) 试样固定架 试样固定架由角钢构成, 如本部分图 1 所示
- (2) 试验燃烧器 用于试验的燃烧器必须符合以下各项要求:
 - (i) 是改进的喷枪型。
 - (ii) 使用合适的喷嘴并保持油压以输出 0.126 升/分(2 美加仑/小时)燃油流量。例如, 名义额定值为 0.142 升/分(2.25 美加仑/小时)的 80 度喷嘴, 其在 586 千帕(6.0 公斤/厘米²; 85 磅/英寸²)时的流量值为 0.128 升/分(2.03 美加仑/小时)。
 - (iii) 在喷管端部装有一个长 305 毫米(12 英寸)的燃烧器锥形筒, 其开口为 152 毫米(6 英寸)高, 280 毫米(11 英寸)宽, 如本部分图 3 所示。
 - (iv) 有一个燃油压力调节阀, 调节到在输送美标 2#煤油或等效燃油时名义流量值为 0.126 升/分(2.0 美加仑/小时)。

下述燃烧器和报告可供参考:

燃烧器: Lennox OB-32 型、Carlin 200CRD 型和 Park DPL3400 型。

报告: 动力装置工程报告 No.3A 软管组件的标准燃烧试验设备和程序, 1978 年 3 月。

(3) 热流计

(i) 用于试验的热流计必须是量程适当的全热通量金属薄片型 Gardon 计(大约 0-17.0 瓦/厘米²(0-15.0 英热单位/英尺²·秒))。热流计必须固定在一个 152 毫米×305 毫米(6 英寸×12 英寸)×19 毫米(3/4 英寸)厚的隔热板上。该板固定在角钢托架上以便在燃烧器校准时放置于试样固定架上, 如本部分图 2 所示。

(ii) 必须监测隔热板是否损坏, 必要时用垫片调整固定, 以确保热流计表面平行于试验燃烧器锥形筒出口。

(4) 热电偶 试验用的 7 根热电偶必须具有 1.6 毫米(1/16 英寸)陶瓷套管, 采用美国线规(AWG)30 号名义尺寸导线接壳的 K 型热电偶。7 个热电偶必须连接到角钢托架上构成一个热电偶梳, 以便在燃烧器校准时放置于试样固定架上, 如本部分图 3 所示。

(5) 设备安装 试验用燃烧器必须固定在一个适当支架上, 使燃烧器锥形筒出口距

天花板衬垫板和侧壁衬垫板的距离分别为 203 毫米(8 英寸)和 51 毫米(2 英寸), 燃烧器支架应能使燃烧器在预热阶段转离试样。

(6) 测试仪器 必须使用量程适当的记录电位计或其他适用的仪表以测量并记录热流计和热电偶的输出值。

(7) 计时装置 必须使用秒表或其他装置测量施加火焰时间和烧穿时间(如发生烧穿)。

(e) **设备准备** 校准前, 所有仪器必须处于工作状态并使其稳定。燃烧器燃油流量必须调节至(d)(2)规定值。

(f) **校准** 为保证燃烧器输出正确的热量, 必须进行下列测试:

(1) 从喷管端部拆去燃烧器锥形筒, 在不接通燃油或点火器未打开的情况下打开燃烧器的增压部分, 在喷管开口表面的中心部位用热线风速表测定空气流速, 调节空气进气调节阀使空气流速在 7.87–9.14 米/秒(1550–1800 英尺/分)范围内。如果在喷管出口使用了调整片, 则测试前必须拆下, 重新装上喷管的锥形筒。

(2) 按本部分图 2 所示, 将热流计放置在试样固定架上, 距燃烧器锥形筒出口 203 毫米(8 英寸), 以模拟水平试样所在位置。

(3) 打开燃烧器, 预热 2 分钟, 调节空气进气调节阀, 使热流计的读数为 9.1 ± 0.6 瓦/厘米²(8.0 ± 0.5 英热单位/英尺²·秒)。

(4) 用热电偶梳代替热流计(见本部分图 3)。

(5) 打开燃烧器, 使 7 根热电偶的读数均为 $927 \pm 38^\circ\text{C}$ ($1700 \pm 100^\circ\text{F}$), 从而确保已达到稳定状态。如果温度超出上述规定范围, 重复步骤(2)至(5)直到获得正确的读数。

(6) 关闭燃烧器并移开热电偶梳。

(7) 重复步骤(1)以保证燃烧器在正确的工作范围内。

(g) **试验程序**

(1) 在水平(天花板)试样上方 102 毫米(4 英寸)处安装一与上述校准中所用热电偶同型号的热电偶, 应放置在燃烧器锥形筒中心的上方。

(2) 将试样按水平或垂直位置放置在本部分图 1 所示的试样固定架上, 将绝热材料置于另一位置。

(3) 将燃烧器置于适当位置使火焰不触及试样, 打开燃烧器并令其工作 2 分钟。然后将燃烧器转到工作位置, 使火焰燃烧试样, 同时启动计时装置。

(4) 将试样置于火焰中 5 分钟, 然后关闭燃烧器。如果观察到烧穿则试验可以提早结束。

(5) 在做天花板衬垫板试验时, 记录在试样上方 102 毫米(4 英寸)测得的峰值温度。

(6) 如果发生烧穿, 记录其出现的时间。

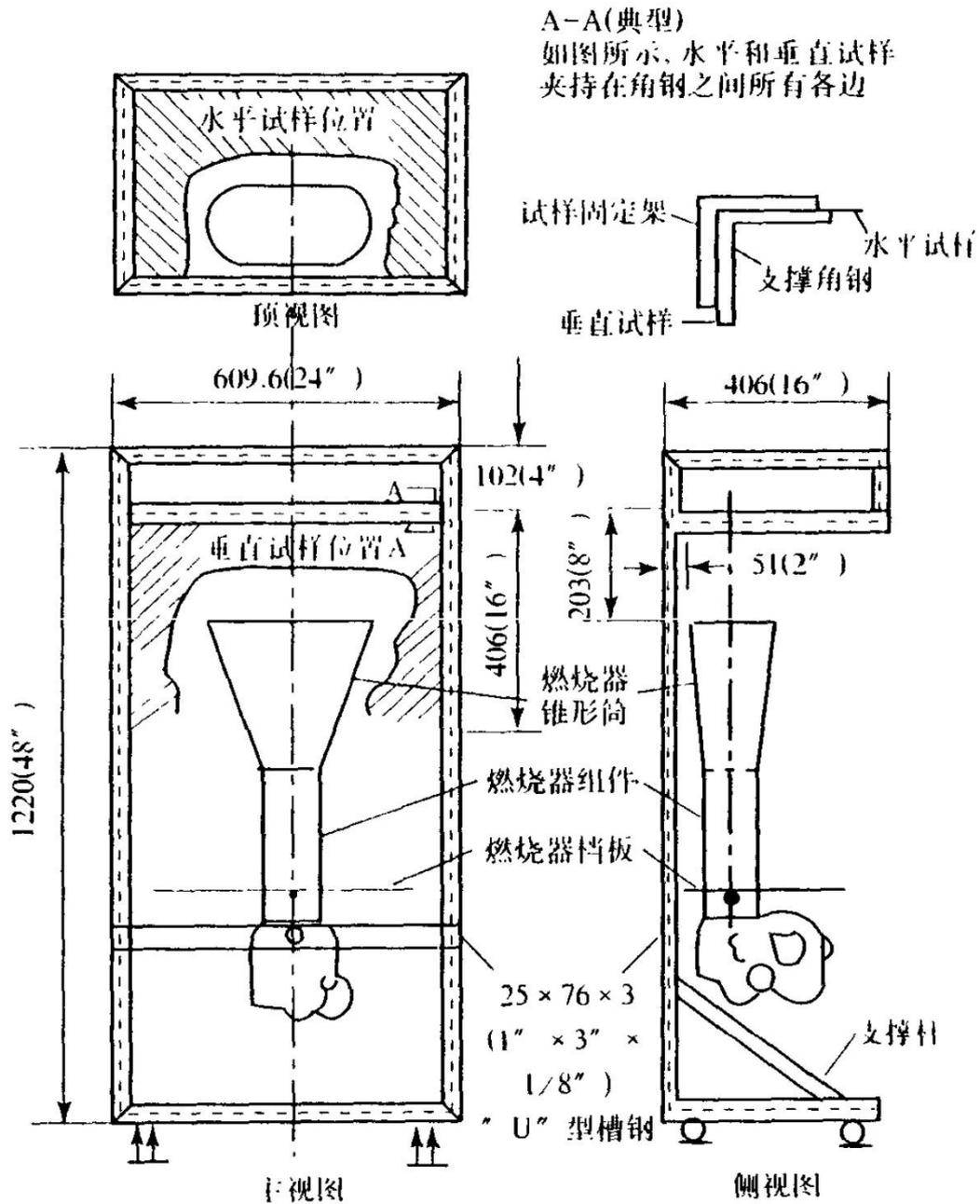
(h) **试验报告** 试验报告必须包括下列内容:

(1) 试验材料的完整说明, 包括材料型号, 制造厂家、厚度及其它有关数据。

(2) 试样在火焰燃烧期间观察到的现象, 如分层、树脂引燃、烟雾等, 包括上述现象发生的时间。

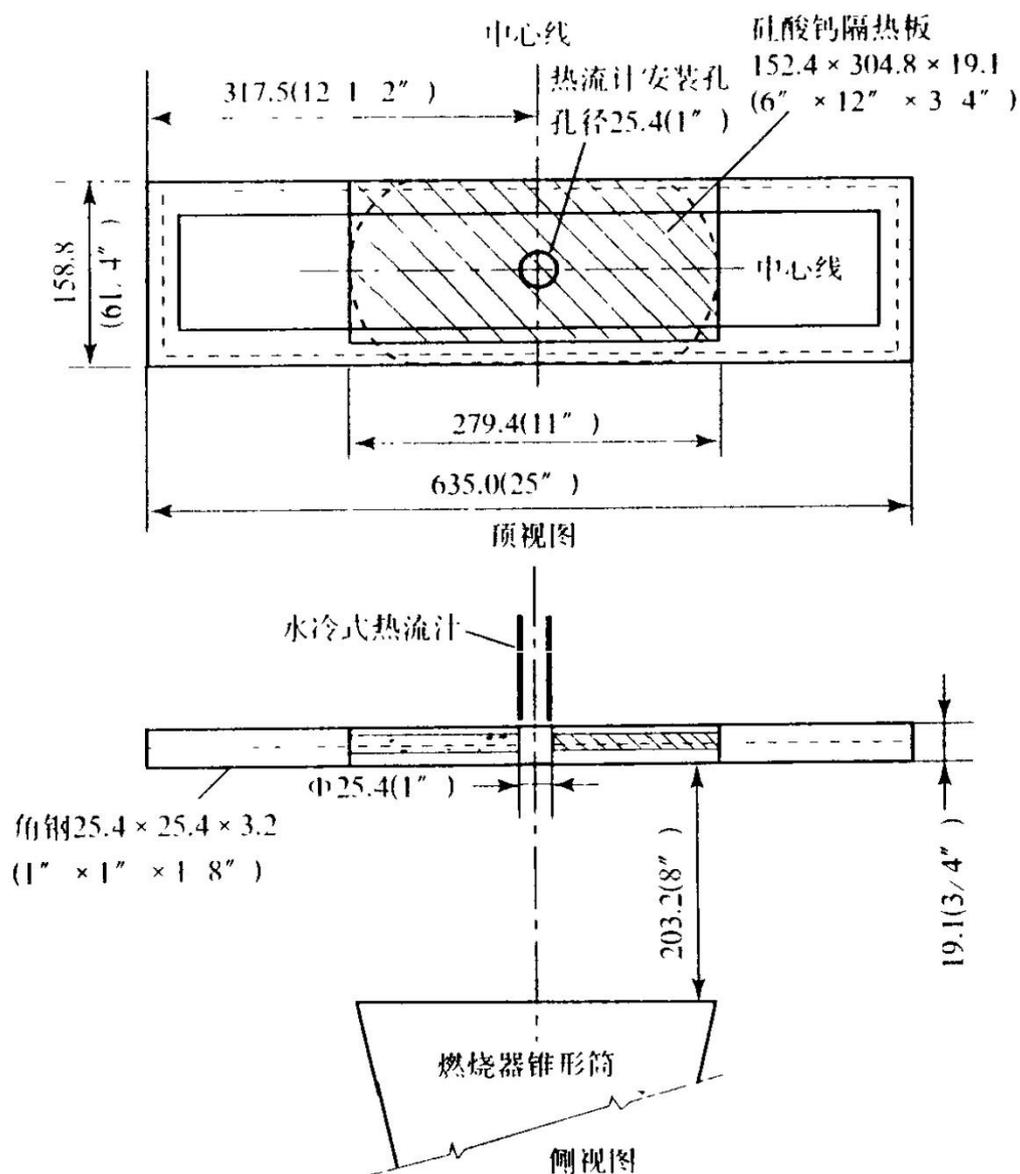
(3) 如果发生烧穿, 3 个试样各自被火焰烧穿的时间。

(4) 板的方位(天花板或侧壁)。



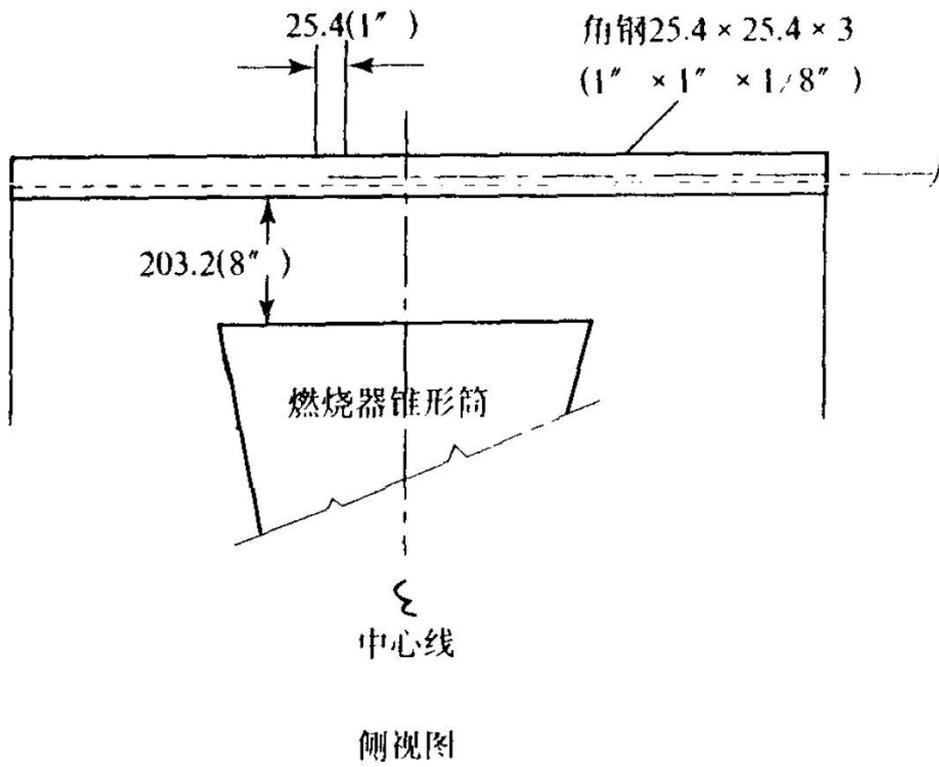
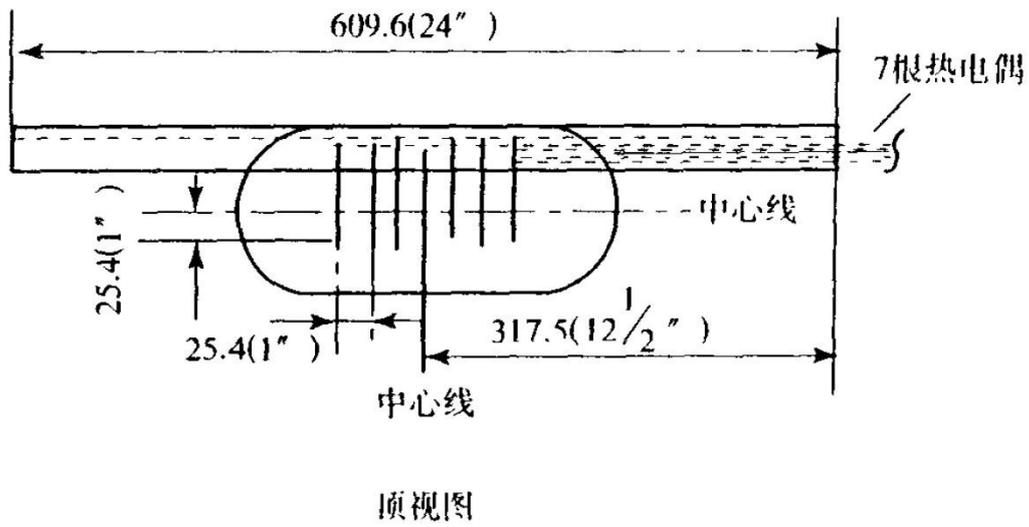
注: 试样固定架由 25×25×3 毫米(1×1×1/8 英寸)的角钢构成, 所有经焊接的支撑角钢的接缝部位均加工到 25×25×3 毫米(1×1×1/8 英寸)

图 1 水平和垂直安装的试验设备 (毫米)



注：托架固定在装有热流计的试验支架上，热流计置于燃烧器锥形筒中心上方。

图2 热流计托架 (毫米)



注：带有热电偶的托架装卡在试样固定架上，热电偶端头距燃烧器锥形筒中心线为 25 毫米 (1 英寸)

图 3 热电偶梳托架(毫米)

(中国民用航空总局 1990 年 7 月 18 日第一次修订，交通运输部 2016 年 3 月 17 日第四次修订)

第 IV 部分 测定热辐射下客舱材料热释放速率的试验方法

(a) **方法概述** 三个或多于三个试样代表全部航空器组件进行试验。将试样放入气流恒定的环境箱中。试样所受辐射通过调节热辐射源确定,使试样表面产生的总辐射热通量为要求的 3.5 瓦/厘米²(使用校准过的热流计)。试验中,试样受辐射表面呈垂直状态。由引燃点火装置起燃,监测离开环境箱的燃烧产物以便计算热释放速率。

(b) **设备** 下述设备为美国俄亥俄州立大学的热释放速率仪,是 ASTM E-906 的改型,可供参考。

(1) 如图 1 所示的设备,除夹持箱外,仪器的所有外表面都应使用 25 毫米厚的低密度耐高温的玻璃纤维板绝热。试件投放杆所通过的门用垫片密封,使试样夹持箱形成气密腔。

(2) **热电堆** 进出环境箱的空气温差由一个有 5 个冷端和 5 个热端及美标 24 号镍铬-镍铝接点的热电堆监测。热电偶必须有一个 1.3±0.3 毫米(0.050±0.010 英寸)直径、球形的焊接头。热端横放在烟道顶部烟道口以下 10 毫米处,其中一热端放置在几何中心,其余 4 个沿对角线分布,距中心 30 毫米,如图 5 所示。冷端放在下空气分流板下面的底座上(见(b)(4))。为保持必要的校准精度,须清除热电偶热端的沉积物。

(3) **辐射源** 如图 2A 和 2B 所示,用 4 个 508 毫米(20 英寸)长、外径 16 毫米(5/8 英寸)、名义阻值 1.4 欧姆的 LL 型碳化硅元件作热辐射源,所产生的热通量最大到 100 千瓦/米²。将碳化硅元件穿过 1 毫米厚陶瓷纤维板上 16 毫米的孔,使其安装在不锈钢板箱中,衬垫和不锈钢外壳上孔的位置如图 2B 所示。必须加上 1.07±0.05 毫米不锈钢菱形罩,以在垂直试样所占的面积上提供均匀的热流密度。

(4) **空气分流系统** 进入环境箱的空气由一块 6.3 毫米厚的铝板分流。铝板上 8 个美标 4 号钻孔。孔中心距为 102 毫米,孔边距为 51 毫米。该板固定在环境箱底座上。另一块美标 18 号钢板上 120 个等间隔的美标 28 号钻孔,安装在铝板上方 152 毫米处。要求有一个易于调节的空气源。在棱锥形排气罩底座上的空气源集气管应有 48 个等间隔的美标 26 号钻孔。钻孔距集气管内侧 10 毫米。这样,使流入设备的空气流量接近 3 比 1。

(5) **烟道** 横截面为 133×70 毫米,长为 254 毫米,由美标 28 号不锈钢制成的烟道安装在棱锥形排气罩出口,由美标 31 号不锈钢制成的 25×76 毫米挡板放置在烟道内中心,垂直于气流方向,在烟道底部以上 76 毫米处。

(6) 试样夹具

(i) 试样应在垂直方向进行试验。夹具(图 3)通过夹持框沿只有 6 毫米宽的边缘夹持试样(试样按本部分(d)(3)要求用铝包覆)，“V”形弹簧夹将其固定在一起。此外,还应提供一尺寸为 12×12×150 毫米的可拆卸盛滴落物盘和两根直径 0.5 毫米(0.02 英寸)的不锈钢丝(如图 3 所示),用以试验易熔和易滴落材料。为适应不同厚度试样,在试样夹具不同孔插入挡杆来改变弹簧和夹持框的配置。

(ii) 因为未采用 ASTM E-906 所述的辐射挡板,所以应在投放机构中增加一导销。该导销与夹持箱外投放机构上开孔的金属板配合,从而可使投放后试样表面精确定位。投放后,试样表面距关闭的辐射门应为 100 毫米。

(iii) 试样夹具夹在安装托架上(见图 3)。安装托架通过 3 个螺栓与投放杆相连,螺栓穿过焊有 13 毫米(1/2 英寸)螺母的宽垫圈。投放杆的末端拧入螺母,并把一个 0.51 毫米(0.02 英寸)厚的宽垫圈夹在两个 13 毫米(1/2 英寸)螺母之间,调节两螺母以密封辐射门上为投放杆或校准热流计通过而留的孔。

(7) **热流计** 必须使用一全通量的热流计来测量总热通量。热流计固定在 12.7 毫米

(1/2 英寸)厚的 Kaowool(硅酸铝纤维)“M”板的中心, 该板嵌在试样夹具上。热流计必须有 180 度的视角且必须对入射热通量校准。热流计的校准必须经中国民用航空局适航部门认可。

(8) 引燃位置 分别如(b)(8)(i)和(b)(8)(ii)或(b)(8)(iii)所述使上、下引燃燃烧器同时点燃试样, 由于大于 3 秒的引燃灭火间歇会使试验结果无效, 可安装一个点火器来确保下引燃燃烧器持续燃烧。

(i) 下引燃燃烧器 引燃管应是外径 6.3 毫米、壁厚 0.8 毫米的不锈钢管。下引燃火焰喷管应通入 120 厘米³/分甲烷和 850 厘米³/分空气的混合气, 引燃燃烧管末端的正常位置应距试样外露铅垂面 10 毫米, 并与其垂直。燃烧管出口中心线须在试样下缘以上 5 毫米处与试样垂直中心线相交。

(ii) 上引燃燃烧器 引燃管必须是外径 6.3 毫米、壁厚 0.8 毫米、管长 360 毫米的不锈钢直管。管的一端必须封闭。管上应钻有 3 个孔距 60 毫米的美标 40 钻孔作燃气孔, 同向喷射。第一个孔距管子的封闭端应为 5 毫米。管子应置于距试样外露上缘的上方 19 毫米和后方 19 毫米。中间的孔必须指向辐射源并在垂直于试样暴露表面且通过其垂直中心线的铅垂面内。供给燃烧器的气体应为甲烷, 且调到产生 25 毫米长火焰。

(iii) 选择性的 14 孔上引燃燃烧器 该燃烧器可用来代替本部分(b)(8)中所述的标准 3 孔燃烧器。该引燃燃烧器必须是外径 6.3 毫米、壁厚 0.8 毫米、管长 400 毫米的不锈钢直管。管的一端必须封闭。管上应钻有 14 个孔距 13 毫米的美标 59 号钻孔作燃气孔, 同向喷射。第一个孔距管子的封闭端应为 13 毫米。管子应置于试样夹具上方, 以便使这些孔如本部分图 1B 所示位于试样上方。供给燃烧器的气体应为甲烷与空气以大约 50/50 的比例混合的混合气体。总燃气流量应调到产生 25 毫米长火焰。当燃气/空气的比例调整恰当时, 大约 6 毫米长火焰呈现黄色。

(c) 仪器校准

(1) 热释放速率 应将图 4 所示的燃烧器气密连接于下引燃管末端。流入引燃器的气流至少须含 99%甲烷, 且须精确测定。使用前, 将湿式测试表严格调水平, 并在无气体流动时向内部指示器末端充蒸馏水。环境温度和水的压力依据湿式测试表的温度, 先调定大约 1 升/分的基准流量, 然后增加到较高的预定流量 4、6、8、6、4 升/分。在将记录甲烷流速前应采用 8 升/分钟的流速 2 分钟预处理燃烧室。此不作为校准的部分记录。该流量测定采用秒表, 以记录湿式测试表对基准流量和较高流量两者的全周期时间, 变到下一个较高流量之前要返回基准流量。测量热电堆基准电压。流入燃烧器的燃气应增到较高的预定流量且燃烧 2 分钟, 然后测量热电堆电压。重复操作直到全部测出 5 个电压值为止。这 5 个数据的平均值应作为标定系数。如果相对标准偏差超过 5%, 则整个过程必须重复。有关计算见(f)。

(2) 热通量均匀度 对试样上方热通量的均匀度必须进行定期检查和更换加热元件后的检查, 以确定其是否处于允许的±5%限制内。

(3) 应如本部分(b)(2)款所注的那样清除热电偶热端的沉积物以保持校准精度。

(d) 试样准备

(1) 在材料和构造方法方面应足以代表航空器元件。厚度不超过 45 毫米垂直安装试验的试样, 其标准尺寸为 150×150 毫米。试样厚度应与其所代表的航空器元件一样, 最大可为 45 毫米厚。

(2) 预处理 试样必须置于本附录第 1 部分所述的环境中。

(3) 安装 一个试验中, 试样应只有一个表面暴露在外, 其余未暴露表面全部用 0.025 毫米厚的单层铝箔包覆。

(e) 程序

(1) 接通辐射板电源以产生 3.5 瓦/厘米² 的辐射热通量。该值应在试样置于试验位置时其暴露表面中心处测定，并须在通过设备的气流调到额定流量后测得。必须按试样的最终使用厚度进行试验。

(2) 按(b)(8)所述，点燃引燃火焰并检查火焰位置。

(3) 通过设备的气流应由一个位于直径为 38.1 毫米的管道内的圆孔板盘控制，该管道内有 2 个压力测量点位于孔板盘的上流 38 毫米和下流 19 毫米处，且管道应与设置压差为 200 毫米汞柱的流量计相接(见图 IB)。通过设备的气流调定为常压下 0.04±0.001 米³/秒。调整垂直试样夹持连杆的止动器使试样被放入环境箱时，其暴露表面距入口 100 毫米。

(4) 在辐射门关闭的情况下，将试样放入夹持箱。关紧外侧气密舱门并启动记录装置。投放前，试样必须在夹持箱内保持 60±10 秒。热电堆的零值应在保持期的最后 20 秒内确定。

(5) 试样投入时，打开辐射门，把试样放进环境箱中，随即关闭辐射门。

(6) [备用]

(7) 试样放入并关闭辐射门时为时间零点。在试样位于环境箱内的全过程中，必须记录热电堆的输出值，至少每秒一个数据点。

(8) 试验进行时间为 5 分钟。除可以间歇不超过 3 秒的间歇性火焰熄灭外，下引燃燃烧器和上引燃燃烧器在整个试验期间应保持燃烧，而且，若选用 3 孔上引燃燃烧器，除可以间歇不超过 3 秒、3 个火焰出口全部间歇性火焰熄灭外，在整个试验期间至少 2 个火焰出口应保持燃烧。

(9) 至少试验 3 个试样。

(f) 计算

(1) 标定系数按下式计算：

$$K_h = \frac{(F_1 - F_0)}{(V_1 - V_0)} \times \frac{(210.8 - 22) \text{千卡}}{\text{摩尔}} \times \frac{273}{T_a} \times \frac{P - P_v}{760} \\ \times \frac{\text{摩尔(甲烷在标准状态温度压力下)}}{22.41} \times \frac{\text{瓦} \cdot \text{分}}{0.01433 \text{千卡}} \times \frac{\text{千瓦}}{1000 \text{瓦}}$$

F₀-甲烷基准流量(升/分)；

F₁-甲烷预定流量(升/分)；

V₀-热电堆基准电压(毫伏)；

V₁-预定流量下热电堆电压(毫伏)；

T_a-环境温度(K)；

P-环境压力(毫米汞柱)；

P_v-水蒸气压力(毫米汞柱)。

(2) 任一时刻的热释放速率可用下式根据热电堆的输出电压算出：

$$HRR = \frac{V_M K_h}{0.02323 \text{米}^2}$$

HRR--热释放速率(千瓦/米²)；

V_M-测得的热电堆电压(毫伏)；

K_h-标定系数(千瓦/毫伏)。

(3) 热释放速率的积分是总放热量，其为时间函数，可用热释放速率乘以数据采样

周期(以分钟为单位)并将其累加(从 0 到 2 分钟)得出。

(g) **接受准则** 必须将至少 3 个试样开始试验 2 分钟以上时间内的正的总放热量值进行平均,还必须平均试样的峰值热释放速率。总放热量的平均值不得超过 65 千瓦·分/米²。峰值热释放速率的平均值不得超过 65 千瓦/米²。

(h) **报告** 试验报告应包括各试样下列内容:

- (1) 试样说明;
- (2) 试样受到的辐射热通量,用瓦/厘米²表示;
- (3) 给出作为时间函数的热释放速率(千瓦/米²)数据,以时间间隔不超过 10 秒的图形或表格表示,且须给出标定系数(Kh);
- (4) 如发生熔化、下垂、分层或其他影响暴露表面面积或燃烧形态的情况,则须将这些情况及发现时间一并记录下来;
- (5) 必须记录峰值热释放速率值和 2 分钟的热释放速率积分值。

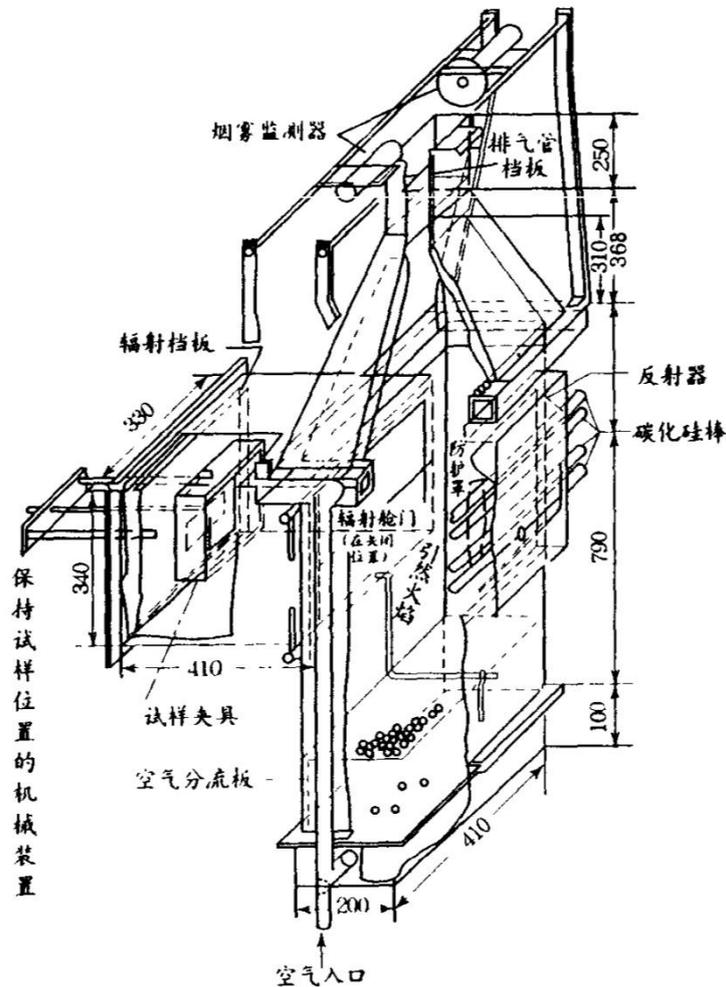


图 1 热释放速率仪(毫米)

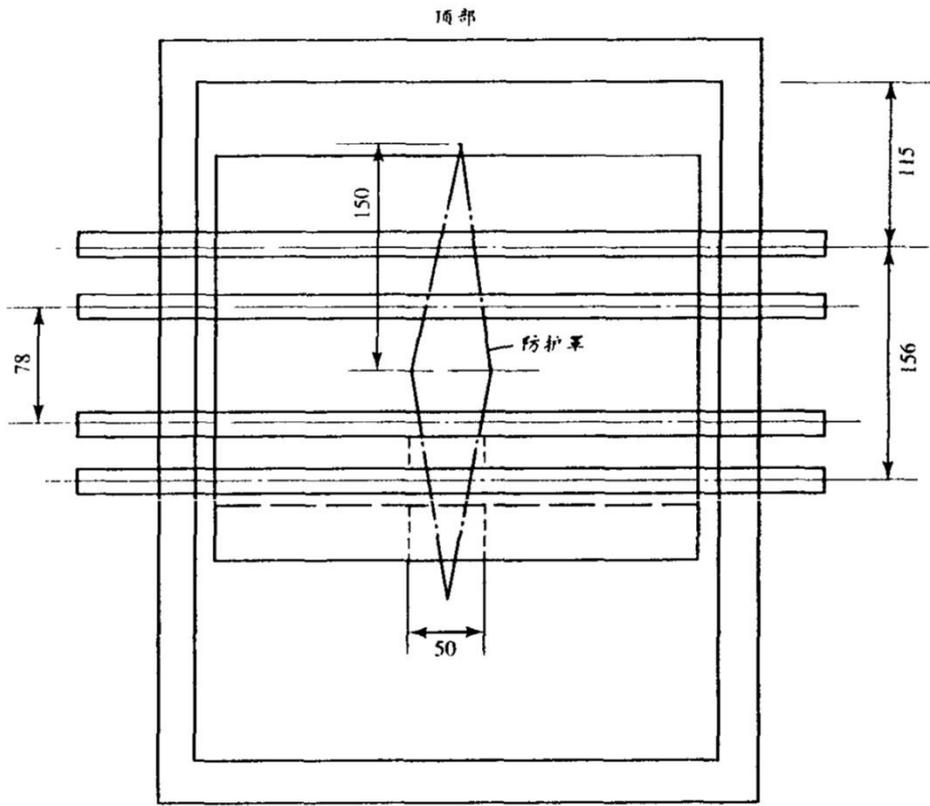


图 2A “碳化硅” 辐射板(毫米)

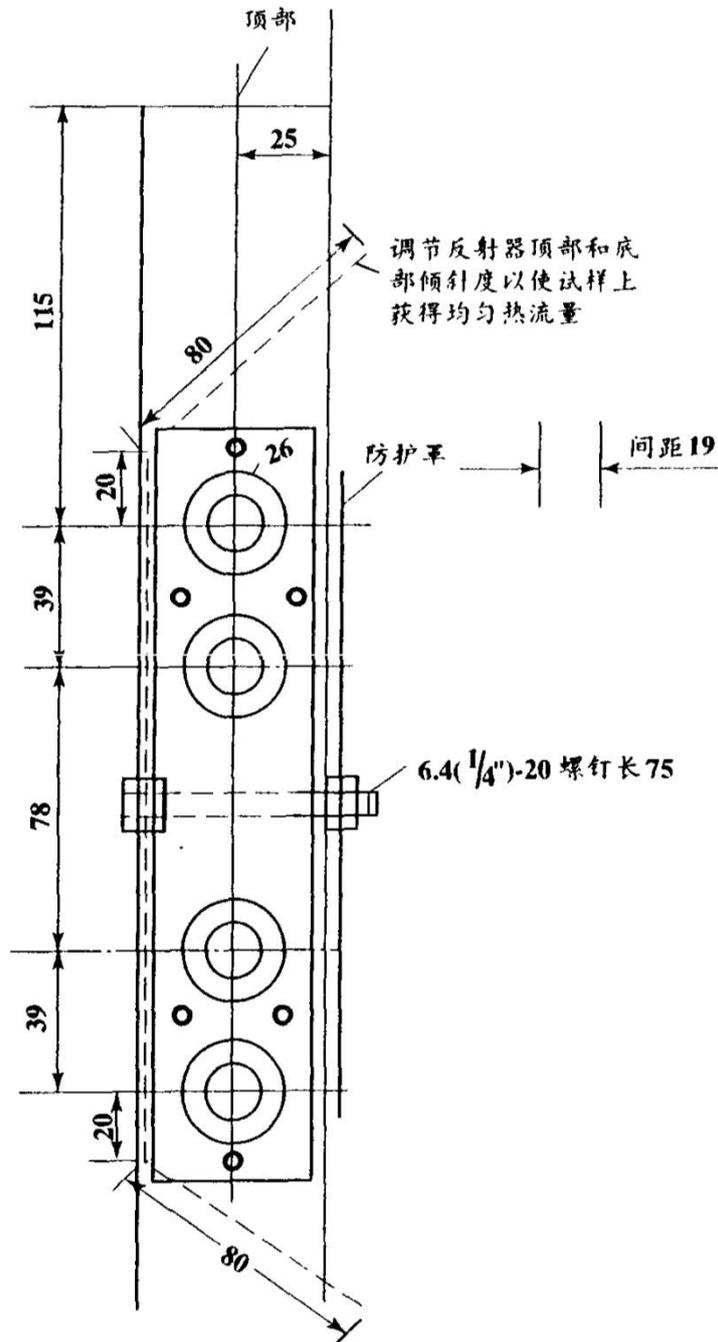


图 2B “碳化硅” 辐射板(毫米)

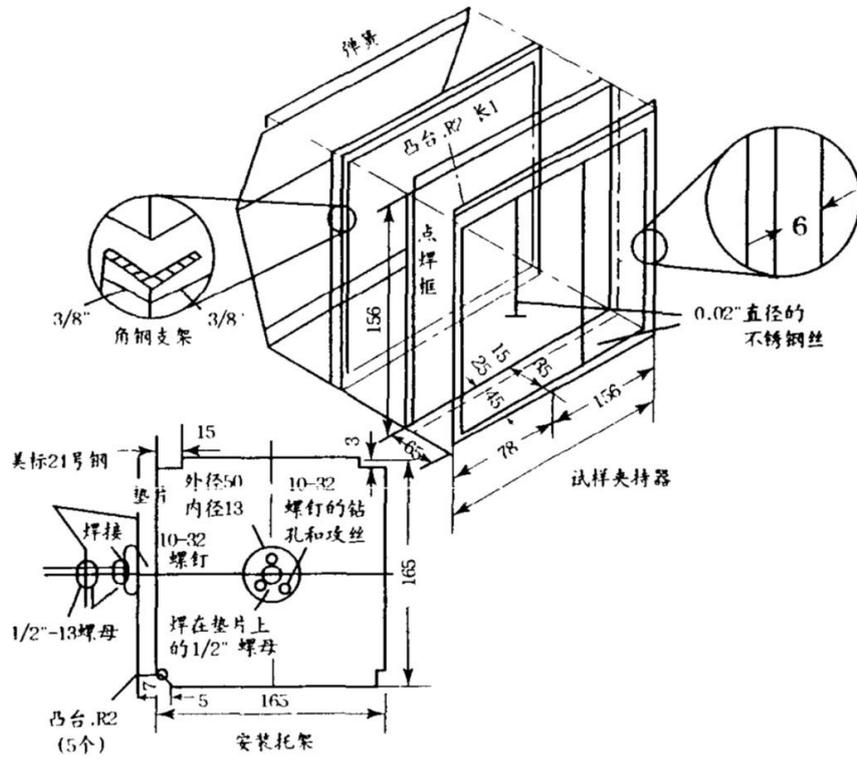


图3 试样夹持器(毫米)

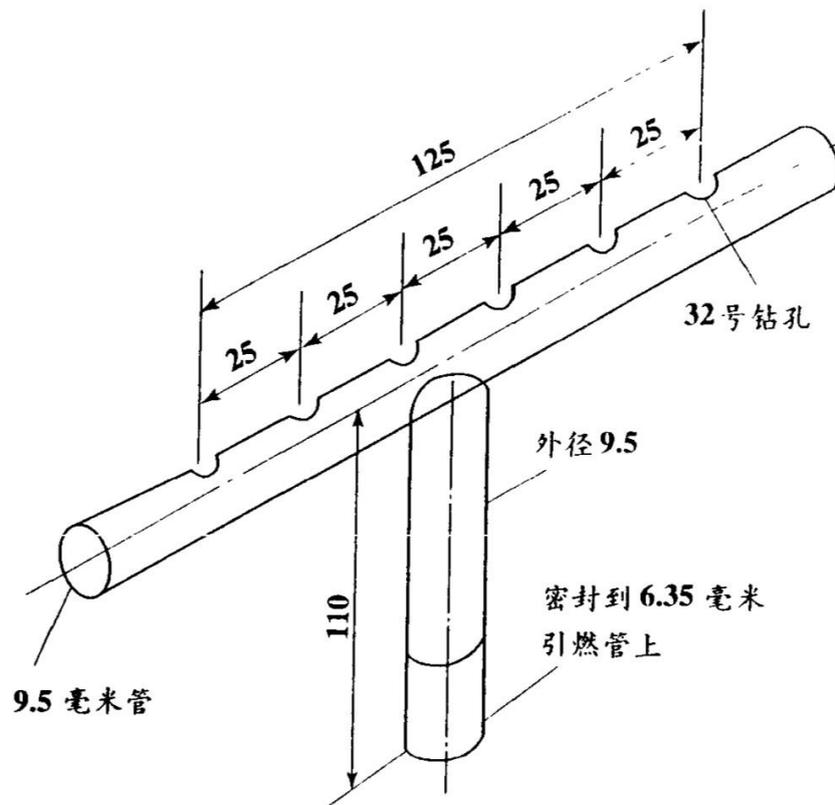


图4 燃烧器(毫米)

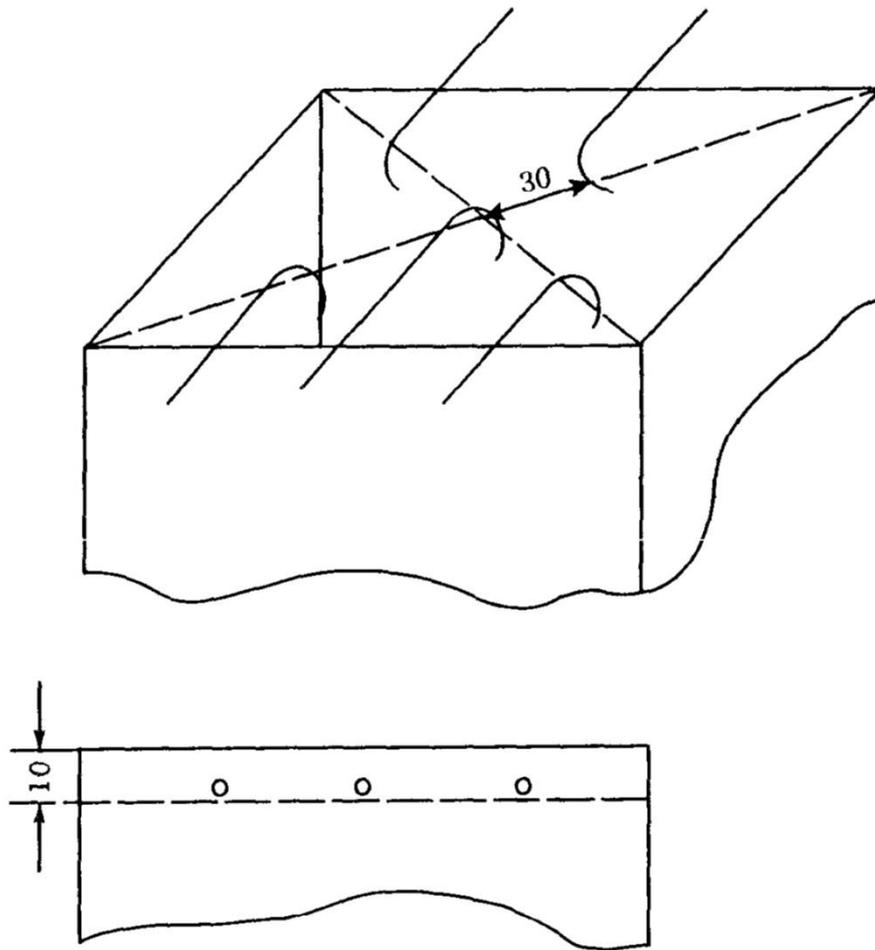


图5 热电偶热端位置(毫米)

(中国民用航空总局 1990 年 7 月 18 日第一次修订, 1995 年 12 月 18 日第二次修订, 2001 年 5 月 14 日第三次修订, 交通运输部 2016 年 3 月 17 日第四次修订)

第 V 部分 测定舱内材料发烟特性的试验方法

(a) 接受准则, 3 个试样中的每个试样试验 4 分钟后, 其烟比光密度读数平均值 D_s 不得超过 200。

(b) 试验设备和方法必须符合中国民用航空局适航部门认可的标准。

(中国民用航空总局 1990 年 7 月 18 日第一次修订, 1995 年 12 月 18 日第二次修订)

第 VI 部分 测定隔热/隔音材料的可燃性和火焰蔓延特性的试验方法

使用本试验方法来评估暴露在辐射热源和火焰下的隔热/隔音材料的可燃性和火焰蔓延特性。

(a) 定义

“火焰蔓延”指可见火焰沿试样长度方向蔓延的最远距离，从燃烧源火焰的中点开始测量。在初始点火之后，试样上所有火焰熄灭之前测量该距离。该距离与试验后所测得的烧焦长度不同。

“辐射热源”指电子或气体丙烷板。

“隔热/隔音”指用来隔离热和/或声音的一种材料或材料体系。例如，用膜和泡沫包覆的玻璃纤维或其它絮状材料。

“零点”指燃烧器作用于试样的那个点。

(b) 试验设备

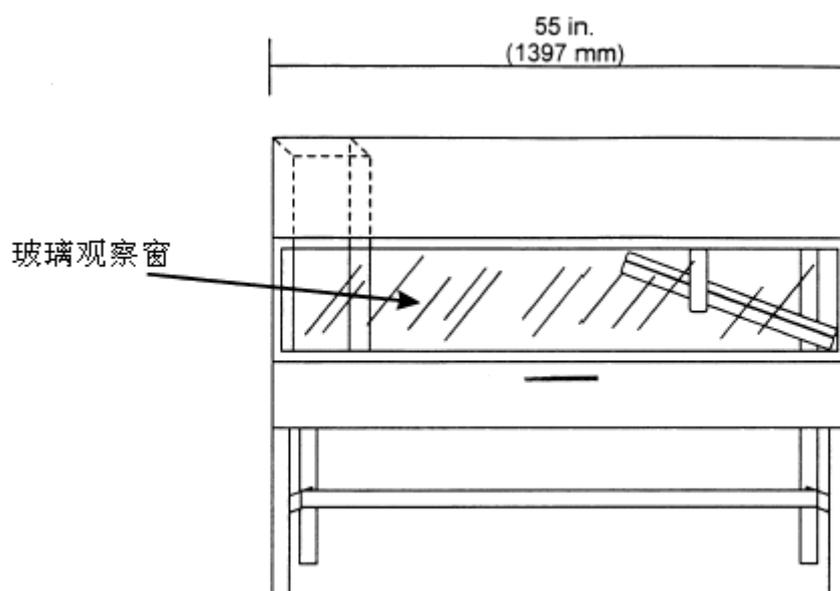


图 1—辐射板试验箱

(1) 辐射板试验箱 在辐射板试验箱中进行试验（如上图 1 所示）。将试验箱放置在一个排气罩下方，以便在每次试验后将试验箱的烟排出。辐射板试验箱应为 1397 毫米（55 英寸）长、495 毫米（19.5 英寸）深，高于试样 710mm（28 英寸）到 762mm（30 英寸）（最大）。侧壁、底部和顶部有纤维状陶瓷绝热材料使其隔离，例如 Kaowool M™ 板。前面板须提供 1321×305 毫米（52×12 英寸）的不透风、耐高温的玻璃窗用来观察试验过程中的试样。在窗口下设置一个门用于可移动的试样平台夹持器的进出。试验箱的底部必须为可滑动的钢平台，能够确保试样夹持器处于一个固定和水平的位置。试验箱应有内置烟囱，外部尺寸为 129 毫米（5.1 英寸）宽、411 毫米（16.2 英寸）深、330 毫米（13 英寸）高，位于试样箱中与辐射热源相对的一端。其内部尺寸应为 114 毫米（4.5 英寸）宽、395 毫米（15.6 英寸）深。烟囱应延伸到试验箱的顶部（见图 2）。

$\frac{1}{2}$ in. (13 mm) Kaowool 陶瓷棉面板
 16 标准规格 ($\frac{1}{16}$ in. 1.6mm) 铝金属板
 $\frac{1}{8}$ in. (3.2 mm) 角铁

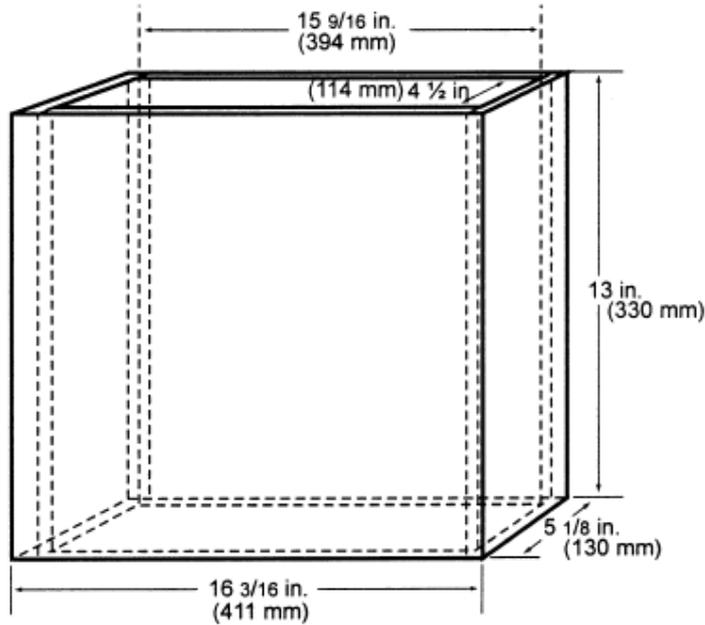


图 2—内部烟道

(2) 辐射热源 将辐射热能源安装在铸铁或等效框架里。电子板必须有 6 个 76 毫米 (3 英寸) 宽的放射条。该放射条必须垂直于面板长度方向。该面板必须有 327×470 毫米 (12 7/8 英寸×18 1/2 英寸) 的放射面。该面板必须能够承受可达 704°C (1300° F) 的工作温度。丙烷气体板必须由耐火的多孔材料制成, 并且有 305×457 毫米 (12×18 英寸) 的放射面。该面板必须能够承受可达 816°C (1500° F) 的工作温度。见图 3a 和 3b。

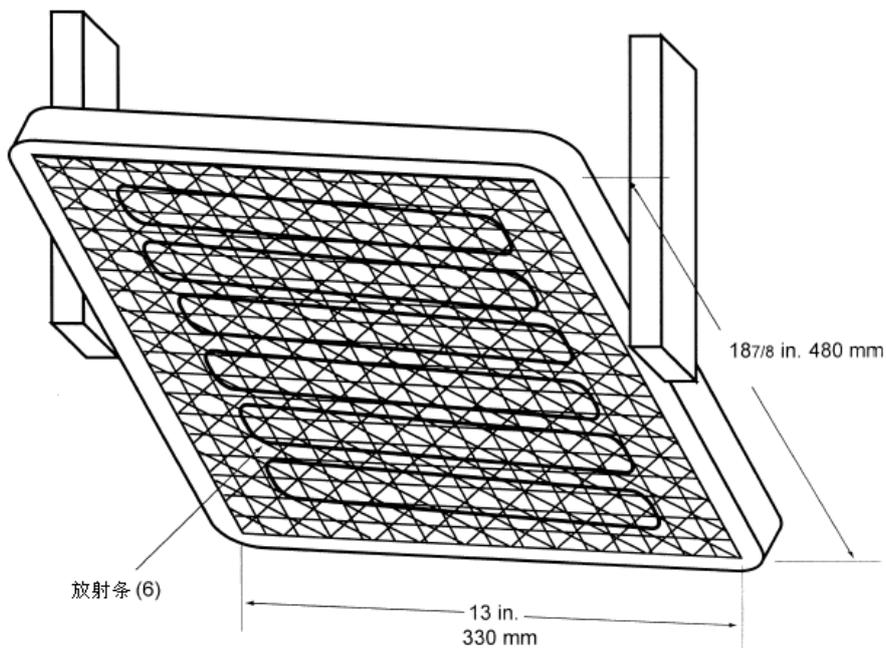


图 3a—电子板

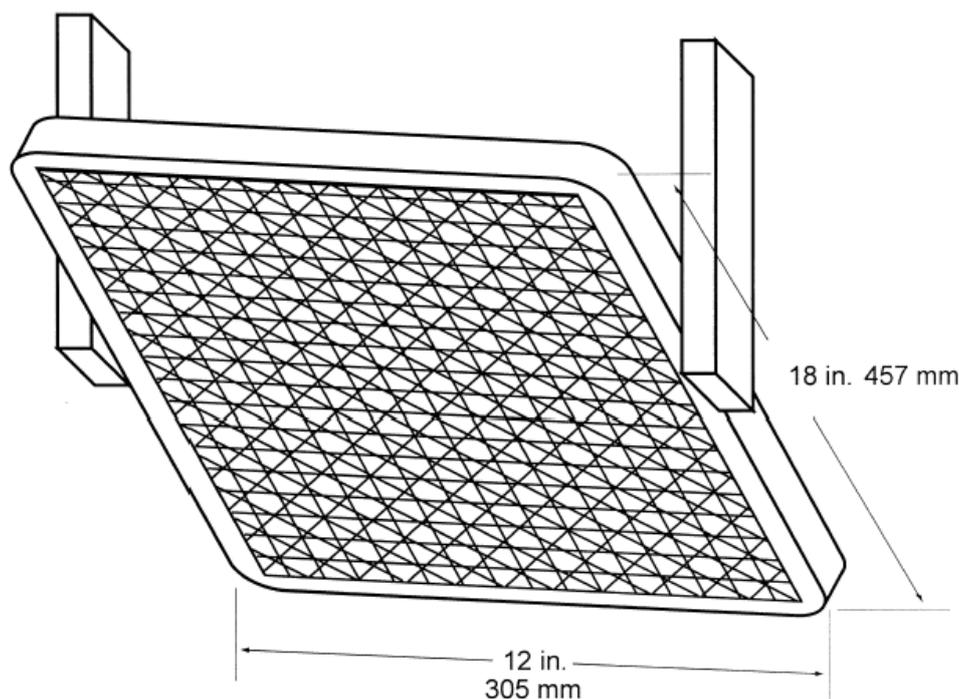


图 3b—气体丙烷辐射板

(i) 电子辐射板。该辐射板应为三相且工作在 208 伏，单相 240 伏的面板也是可以接受的。使用固态的功率控制器和微处理器为基础的控制器的来设置电子板的工作参数。

(ii) 气体辐射板。使用丙烷（液化天然气—2.1 UN 1075）作为辐射板的燃料。该面板的燃料系统必须由文氏（Venturi-Type）空气混合器组成，用于在接近大气压力的条件下混合丙烷气体和空气。提供适当的仪表用于监视和控制燃料和空气向面板的流动。包括一个气流流量计、一个气流调整器和一个气压计。

(iii) 辐射板的放置。将面板放置在试验箱中，与试样水平面呈 30 度，并在试样零点之上 190 毫米（7 1/2 英寸）。

(3) 试样夹持系统

(i) 可滑动的平台作为试样的放置架子。可以将支架（通过螺母）固定在平台的上缘，以便安装不同厚度的试样。将试样放置在 Kaowool M™ 板或 1260 标准板（Thermal Ceramics 制造）上或等效件上，试样或者靠在可滑动的平台的下缘或者靠在支架的基座上。有必要根据不同厚度的试样（为了符合试样高度的要求）使用多层材料。一般来说，可购买厚度为 6 毫米（1/4 英寸）的这些阻燃板材料。见图 4。但是，只要能够达到样品的高度要求，比图 4 中所示 50.8 毫米（2 英寸）深的可滑动平台也可接受。

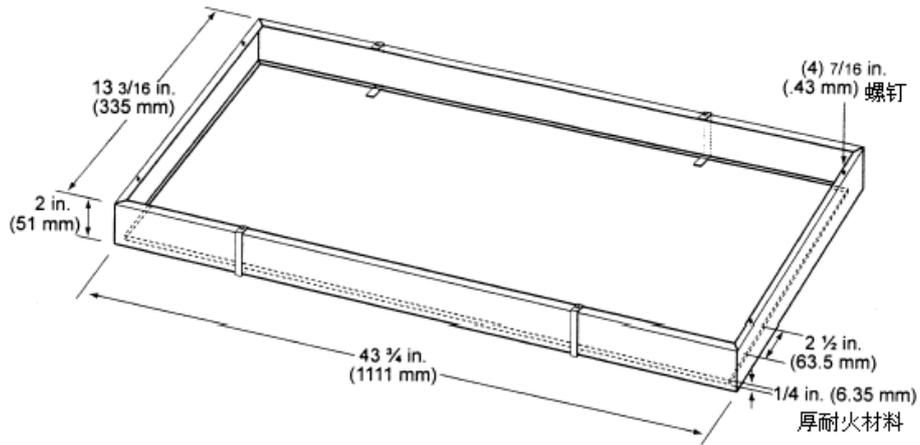


图 4—可滑行的平台

(ii) 在平台的背面贴上 13 毫米 (1/2 英寸) 厚, 1054×210 毫米 (41 1/2×8 1/4 英寸) 的 Kaowool M™ 板或其它耐高温材料。该板用来隔热和防止试样过度预热。该板的高度不得阻碍可滑动平台的移动 (进出试验箱)。如果该平台的背面已经设计得足够高, 在滑动平台移出时可以防止试样的过度预热, 则不需要隔热板。

(iii) 将试样水平放置在阻燃板上。然后用一个由低碳钢制作保护/固定框架放置在试样上, 钢的厚度为 3.2 毫米 (1/8 英寸), 框的总体尺寸为 584×333 毫米 (23×13 1/8 英寸), 中间带有 483×273 毫米 (19×10 3/4 英寸) 试样开口。框架上缘的前、后和右侧边缘必须靠在可滑动的平台顶部, 下缘必须夹紧试样的全部四边。下缘的右侧必须与可滑动的平台齐平。见图 5。

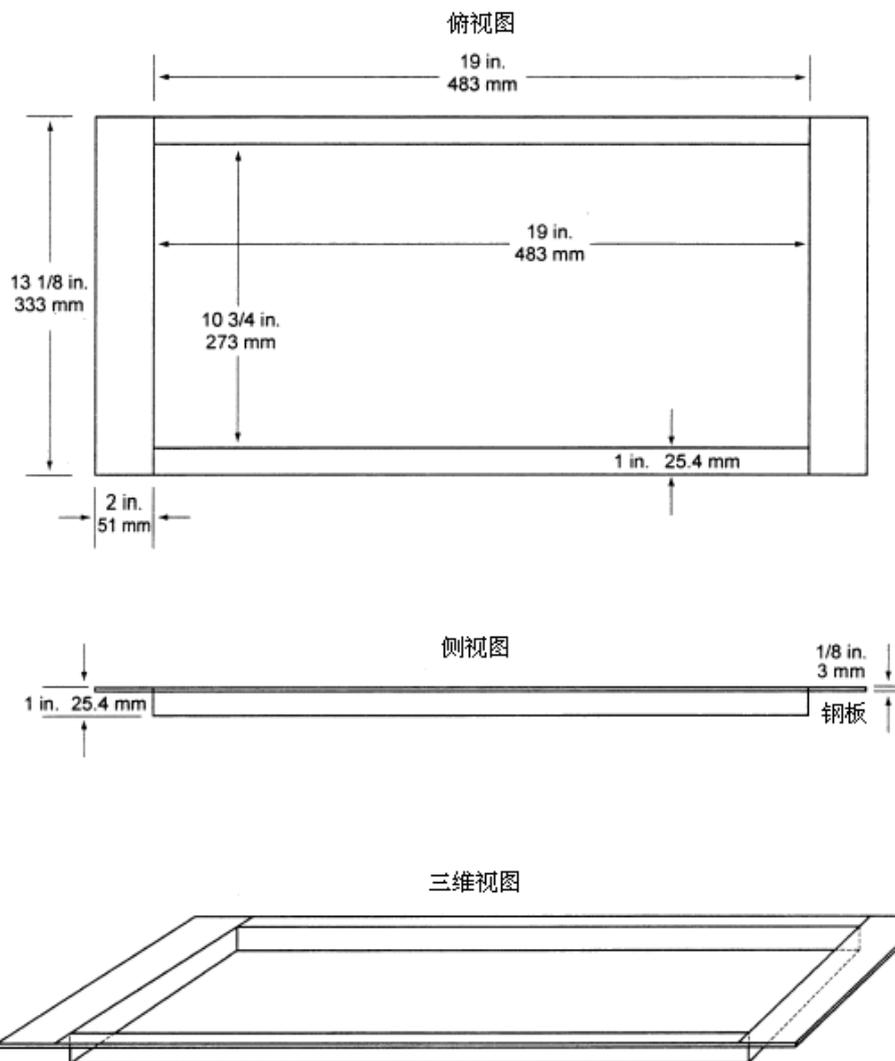


图 5：三视图

(4) 燃烧器 用于点燃试样的燃烧器必须是 Bernzomatic™ 商业丙烷文式管喷灯，带有轴向对称的燃烧器喷嘴和孔径为 0.15 毫米 (0.006 英寸) 的丙烷供给装置。燃烧管的长度必须为 71 毫米 (2 7/8 英寸)。丙烷气流必须通过嵌入式的调节器由气压来调节，以产生 19 毫米 (3/4 英寸) 的蓝色内焰。在燃烧器的顶端焊上一个 19 毫米 (3/4 英寸) 的指示装置 (例如一个薄金属条)，用来帮助设置火焰高度。总的火焰长度必须约 127 毫米 (5 英寸) 长。提供一种将燃烧器从点火位置移开的方法，以使火焰保持水平并离开试样上方至少 50 毫米 (2 英寸)。见图 6。

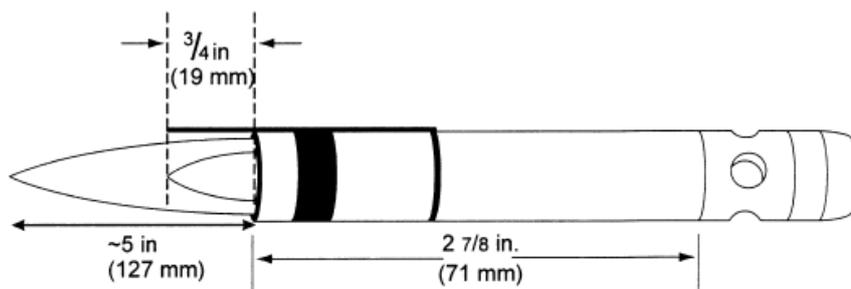


图 6—丙烷燃烧器

(5) 热电偶 在试验箱中安装用来监测温度的美国线规 (AWG) 24 号 K 型 (铬-铝) 热电偶。通过在试验箱的背面钻一个小孔将其插入。热电偶放置在离箱后壁 279 毫米 (11 英寸), 离箱右壁 292 毫米 (11 1/2 英寸), 辐射板下方 51 毫米 (2 英寸) 处。也可以使用其它热电偶。

(6) 热流计 热流计必须是一英寸的圆柱形水冷、总热流密度、箔式 Gardon 热流计, 量程为 0 至 5 英制热量单位/英尺²秒 (0 至 5.7 瓦/厘米²)。

(7) 热流计校准规范和程序

(i) 热流计规格

(A) 金属箔的直径必须为 6.35 ± 0.13 毫米 (0.25 ± 0.005 英寸)。

(B) 金属箔厚度必须为 0.013 ± 0.0025 毫米 (0.0005 ± 0.0001 英寸)。

(C) 金属箔材料必须是热电偶级的康铜。

(D) 温度测量必须是铜-康铜热电偶。

(E) 铜中心线的直径必须为 0.013 毫米 (0.0005 英寸)。

(F) 热流计的整个表面必须薄薄涂上一层发射率为 96 或更大的“黑天鹅绒”涂料。

(ii) 热流计的校准

(A) 校准方法必须通过与标准传感器的比较。

(B) 标准化的传感器必须符合本附录 VI(b)(6)段的规定。

(C) 校准标准传感器的基础标准应溯源到美国国家标准与技术研究院 (NIST)。

(D) 传热的方法应是一个加热的石墨板。

(E) 石墨板必须是电加热的, 板的两面至少都有 51×51 毫米 (2×2 英寸) 的清洁表面, 板厚 3.2 ± 1.6 毫米 ($1/8 \pm 1/16$ 英寸)。

(F) 将 2 个传感器相对置于板的中心, 与板保持相等距离。

(G) 热流计与板的距离应不少于 1.6 毫米 (0.0625 英寸), 也不大于 9.5 毫米 (0.375 英寸)。

(H) 用于校准的范围必须至少为 0 至 3.5 英制热量单位/英尺²秒 (0 至 3.9 瓦/厘米²), 且不大于 0 至 5.7 英制热量单位/英尺²秒 (0 至 6.4 瓦/厘米²)

(I) 使用的记录装置必须同时记录 2 个传感器, 或者传感器之间的记录间隔不超过 1/10 秒。

(8) 热流计支架 从试验箱中拉出可滑动平台, 安装热流计的支撑框, 并且在可滑动平台底部与支撑框贴近的部位放置一层阻燃材料。这样能防止校准过程中的热量损失。框架应为 333 毫米 (13 1/8 英寸) 深 (从前到后), 203 毫米 (8 英寸) 宽, 并且靠在可滑动平台的顶端。支撑框必须用 3.2 毫米 (1/8 英寸) 的平板钢构造, 并且有能够容纳 12.7 毫米 (1/2 英寸) 厚的耐火板板的开口, 该开口与可滑动平台的顶端平齐。这个板必须有 3 个穿过板的 25.4 毫米 (1 英寸) 直径的孔, 用于插入热流计。从第一个孔 (“零”点) 的中心线到辐射板的表面的距离应为 191 ± 3 毫米 ($7 1/2 \pm 1/8$ 英寸)。第一个孔的中心线到第二个孔的中心线的距离应为 51 毫米 (2 英寸)。第二个孔的中心线到第三个孔的中心线的距离必须与之相同。见图 7。只要第一个孔的中心线到辐射板的高度和孔之间的距离与本段规定的一样, 热流计支撑框结构上的差异是可以接受的。

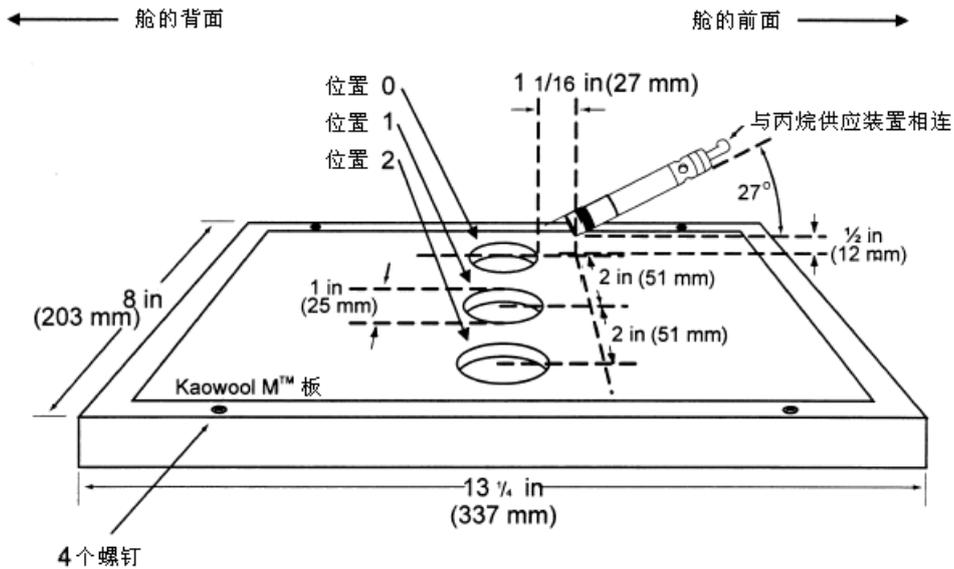


图 7—热流计支撑框

(9) 测量设备 提供具有合适量程的经校准的记录装置或者计算机化的数据采集系统来记录热流计和热电偶的输出值。在校准时，数据采集系统必须能够每秒记录热流计的输出值。

(10) 计时装置 提供一个秒表或其它装置，精度为±1 秒/小时，测量燃烧器火焰的作用时间。

(c) 试样

(1) 试样制备 至少制备并试验三个试样。如果使用了各向异性的薄膜包覆材料，则经向和纬向试样都要制备并试验。

(2) 结构 试样必须包括用于隔绝结构（包括纤维、薄膜、织物、带子等）的所有材料。切下一片芯体材料，如泡沫或玻璃纤维，然后切下一片足够大到能覆盖那个芯体材料的薄膜包覆（如果使用了）材料。热封装是制备玻璃纤维试样的较好方法，因为这样能够不压缩玻璃纤维制备试样（“盒试样”）。不能热封的包覆材料可以用装订、缝合或者捆扎的方法制备试样，只要包覆材料能够切成不压缩芯体材料而足够覆盖侧面的长度。扣紧方式应沿接缝的长度尽可能的连续。试样的厚度应与安装在飞机上的厚度一致。

(3) 试样尺寸 为了方便将试样合适的放到滑动平台支架中，切割非刚性的芯体材料，例如玻璃纤维，318 毫米（12 1/2 英寸）宽 584 毫米（23 英寸）长。切割刚性材料，例如泡沫，292 毫米±6 毫米（11 1/2±1/4 英寸）宽 584 毫米（23 英寸）长，使得其能够适当地放进滑动平台支架中，并且使暴露表面与支架开口齐平。

(d) 试样预处理 试验前，将试样置于 21±2°C（70±5°F）和 55±10% 相对湿度的环境条件下至少 24 小时。

(e) 仪器校准

(1) 将可滑动平台滑出试验箱，安装热流计支架，然后将平台推回试验箱并将热流计插入第一个孔（“零”位置）。见图 7。关闭位于可滑行平台下方的门。热流计中心线到辐射板表面的距离必须为 191±3 毫米（7 1/2±1/8 英寸）。在点燃辐射板之前，确保热流计的表面是清洁的且热流计已经接通冷却水。

(2) 点燃板。调节燃油/空气混合气使“零”位置达到 1.5 英制热量单位/英尺²秒±5%（1.7 瓦/厘米²±5%）的热流量。如果使用电子板，设置功率控制器使其达到合适的热流量。确保热流计达到稳定状态（可能持续 1 小时），在此期间，燃烧器必须关闭并且处于

下方位置。

(3) 达到稳定状态之后，将热流计从“零”位置（第一个孔）移动 51 毫米（2 英寸）到位置 1 并记录热流量。将热流计移动到位置 2 并记录热流量。在每个位置保持足够的时间使热流计稳定。表 1 给出了 3 个位置上典型的校准值。

表 1—校准表

位置	英制热量单位 /英尺 ² 秒	瓦/厘米 ²
“零”位置	1.5	1.7
位置 1	1.51-1.50-1.49	1.71-1.70-1.69
位置 2	1.43-1.44	1.62-1.63

(4) 打开下边的门，取出热流计和夹持装置。小心此时的装置非常烫。

(f) 试验程序

(1) 点燃燃烧器。确保燃烧器位于平台顶部上方至少 51 毫米（2 英寸）。燃烧器直到试验开始才能接触试样。

(2) 将试样放置在可滑动平台夹持器中。确保试样的表面与平台的顶部平行。在“零”点，试样表面应在辐射板下方 191 ± 3 毫米（ $7 \frac{1}{2} \pm \frac{1}{8}$ 英寸）。

(3) 将保护/固定框架放置在试样上方。由于压缩，因此有必要上下调节试样位置以确保试样在“零”位置与辐射板的距离为 191 ± 3 毫米（ $7 \frac{1}{2} \pm \frac{1}{8}$ 英寸）。对薄膜/玻璃纤维组件试样而言，很重要的一点就是在薄膜铺覆物上切口排除内部的空气。这样可使操作人员保持合适的试样位置（与平台顶部保持水平）并且在试验过程中保持气体的流通。一个大约 51 毫米（2 英寸）长的纵向切口，切口中心必须位于固定框架左缘 $76 \text{ 毫米} \pm 13 \text{ 毫米}$ （ $3 \text{ 英寸} \pm \frac{1}{2} \text{ 英寸}$ ）的位置。可用美工刀在薄膜包覆物上切口。

(4) 迅速将可滑动平台推进试验箱并关闭底部的门。

(5) 使燃烧器火焰在“零”点接触试样的中心并同时启动计时器。燃烧器必须与试样成 27 度角，并在试样上方约 12 毫米（ $\frac{1}{2}$ 英寸）。见图 7。如图 8 所示的定位器可使得操作人员每次正确地定位燃烧器。

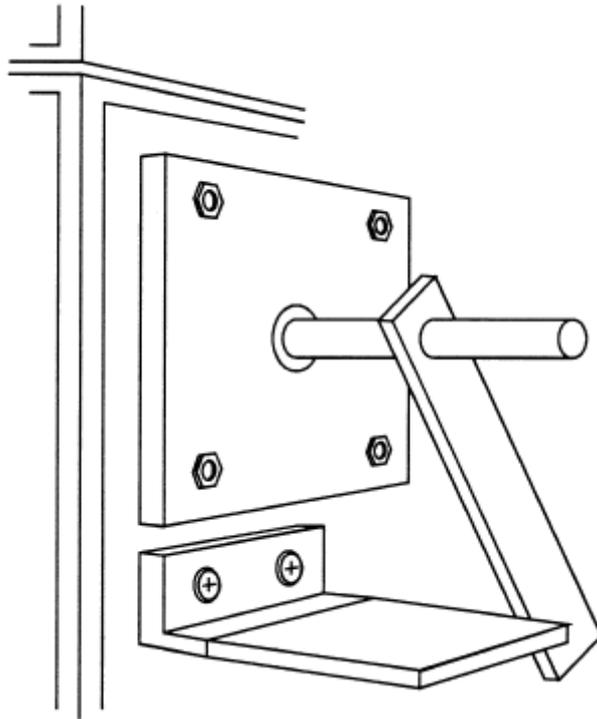


图 8—丙烷燃烧器定位装置

- (6) 使燃烧器在该位置点火 15 秒，然后移至试样上方至少 2 英寸(51 毫米)的位置。
- (g) 报告
- (1) 确定和描述试样。
 - (2) 报告试样的任何收缩或者熔化。
 - (3) 报告火焰蔓延距离。如果该距离小于 51 毫米(2 英寸)，报告试验通过(无需测量)。
 - (4) 报告火焰熄灭时间。
- (h) 要求
- (1) 从燃烧器火焰中心线的左侧起，火焰蔓延不能超过 51 毫米(2 英寸)。
 - (2) 任何试样在移开燃烧器后火焰燃烧时间不能超过 3 秒。
- (交通运输部 2016 年 3 月 17 日第四次修订)

第 VII 部分 测定隔热/隔音材料的抗烧穿性的试验方法

使用下列试验方法来评估暴露在高强度开放火焰下的隔热/隔音材料的抗烧穿特性。

(a) 定义

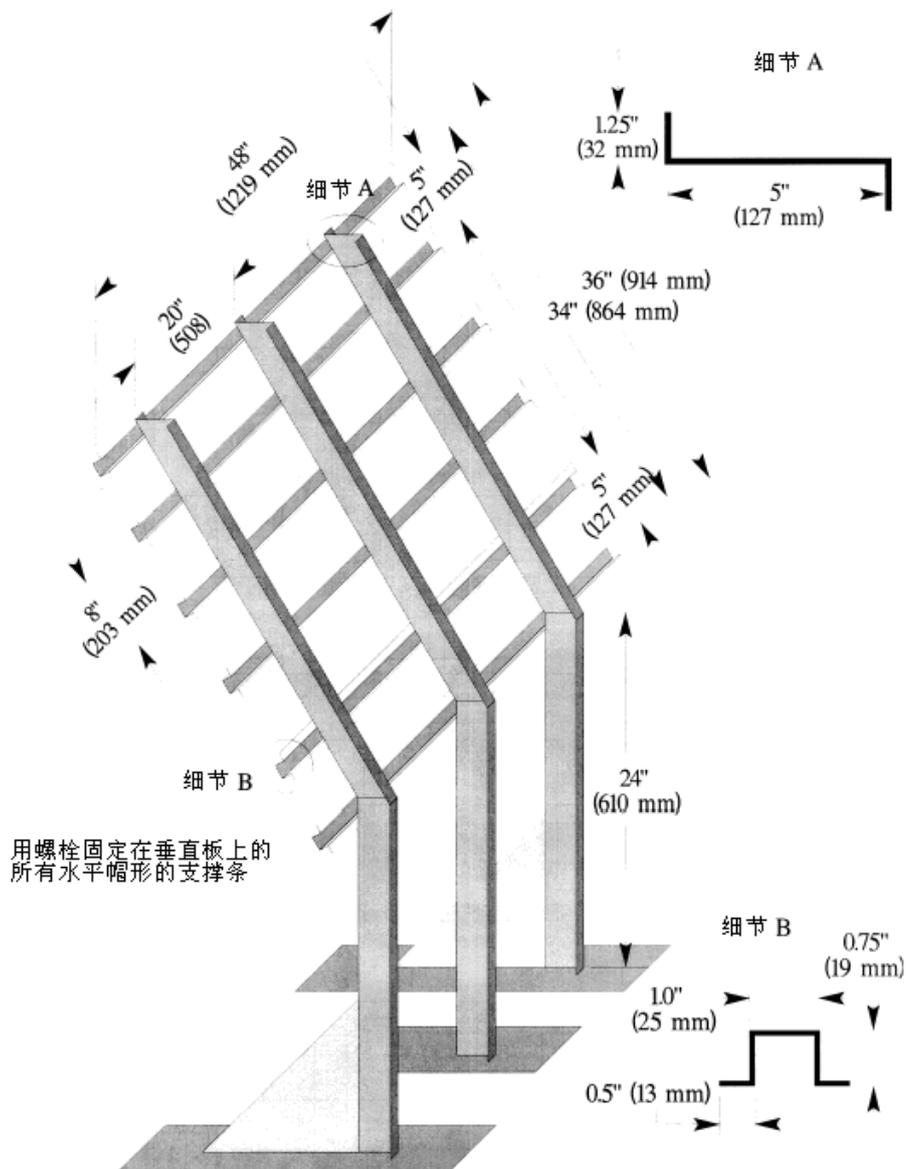
烧穿时间指燃烧器火焰烧穿试样的时间，和/或在距离隔热隔音毯试验架前表面 30.5cm (12 英寸) 的板内侧热流量达到 2.27 W/cm^2 ($2.0 \text{ Btu/ft}^2 \text{ 秒}$) 所需的时间，两者取较快者，以秒计。烧穿时间在每一个隔热隔音毯试样面向飞机舱内的一侧测量。

隔绝毯试样是指定位于试验台两侧，与垂直方向成 30 度角的两个试样中的一个。

一套试样指两个隔绝毯试样。两个试样必须是隔绝毯构造和材料相同的产品，试样的尺寸相应对称。

(b) 设备

(1) 试验设备的布置如图 1 和图 2 所示，必须能够在预热期间将燃烧器移离试样。



除中央垂直板之外的所有材料为0.125英寸（3毫米）厚，中央垂直板0.250英寸（6毫米）厚

图 1—烧穿试验设备试样夹持器

(2) 试验燃烧器 试验燃烧器必须为改进的枪型燃烧器，如 Park DPL 3400 型。火焰特性很大程度上取决于实际的燃烧器设置。调节燃油压力、喷嘴深度、固定片位置和进口气流等参数以达到正确的火焰输出。

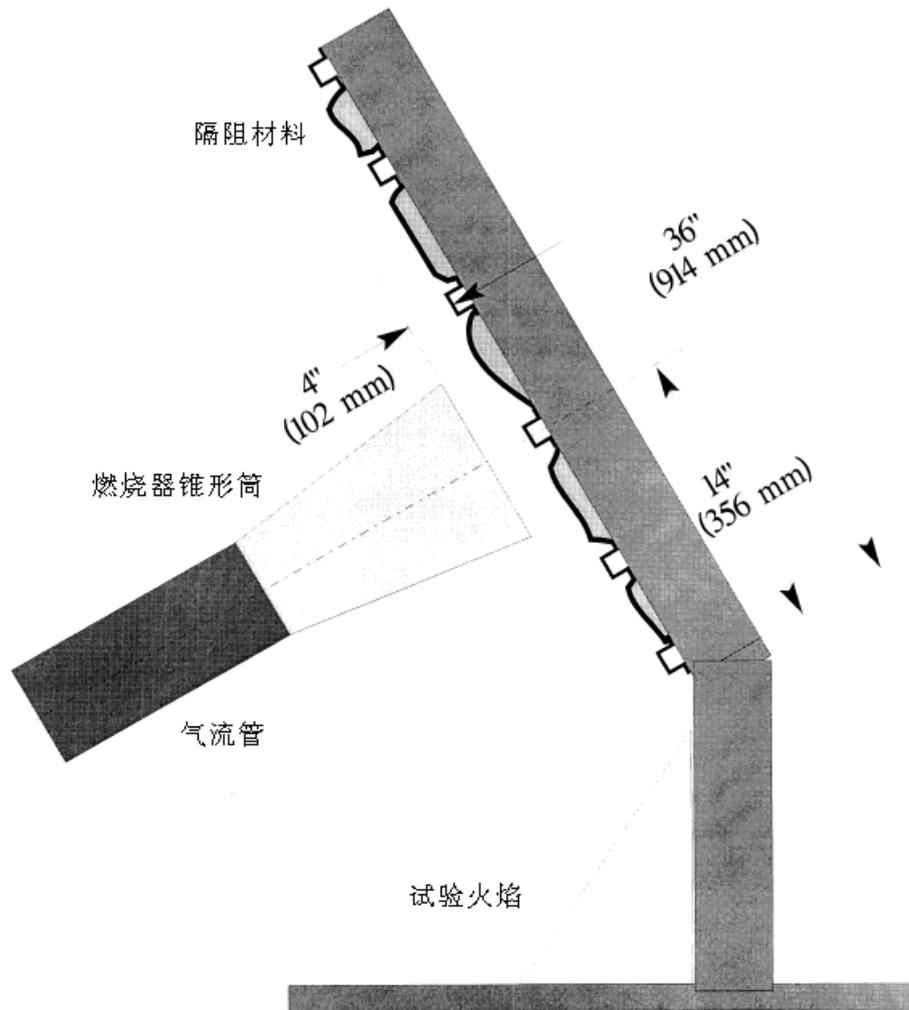


图 2—烧穿试验设备

(i) 喷嘴 喷嘴应保持燃油压力以产生名义值为 6.0 加仑/小时 (0.378 升/分钟) 的燃油流量。由 Monarch 制造的 80 度 PL (中空锥形) 喷嘴在 0.71 兆帕 (100 磅/英寸²) 压力、名义流速为 6.0 加仑/小时时能够达到合适的喷射形式。

(ii) 燃油导轨 调节燃油导轨使之能够定位燃油喷嘴于距离出口固定片末端 8 毫米 (0.3125 英寸) 深的位置，出口固定片必须安装在空气导管的末端。

(iii) 内部固定片 位于气流管中间的内部固定片应定位在距燃油喷嘴尖 95 毫米 (3.75 英寸) 深的位置。固定片的定位还应使点火器位于 10 点到 11 点钟的中间位置 (从外往里朝空气导管看时)。如果温度和热流量要求符合本附录 VII (e) 段的要求，点火器角度的小偏差是可接受的。

(iv) 风机 用于将空气抽进燃烧器的圆柱形风机的直径应为 133 毫米 (5.25 英寸)，宽为 89 毫米 (3.5 英寸)。

(v) 燃烧器锥形筒 在空气导管的末端安装一个 280 ± 3 毫米 (12 ± 0.125 英寸) 的燃烧器锥形筒。这个锥形筒必须有一个 152 ± 3 毫米 (6 ± 0.125 英寸) 高、 280 ± 3 毫米 (11 ± 0.125 英寸) 宽的开口 (见图 3)。

(vi) 燃油 使用 JP-8、Jet A 或国际上等同的燃油，流量为 6.0 ± 0.2 加仑/小时 (0.378 ± 0.0126 升/分钟)。如果不能获得该燃油，在名义燃油流量、温度和热流量测量值符合本附录 VII (e) 段的要求的条件下，ASTM K2 燃油 (2 级煤油) 或 ASTM D2 燃油 (2

级燃油或者 2 号柴油) 是可接受的。

(vii) 燃油压力调节器 提供燃油压力调节器, 调节使之能够提供 6.0 加仑/小时 (0.378 升/分钟) 的名义流量。对于名义值为 6.0 加仑/小时 (0.378 升/分钟) 80 度喷射角的喷嘴 (如 PL 型) 在 0.71 兆帕 (100 磅/英寸²) 燃油压力时能够提供 6.0 加仑/小时 (0.378 升/分钟) 的流量。

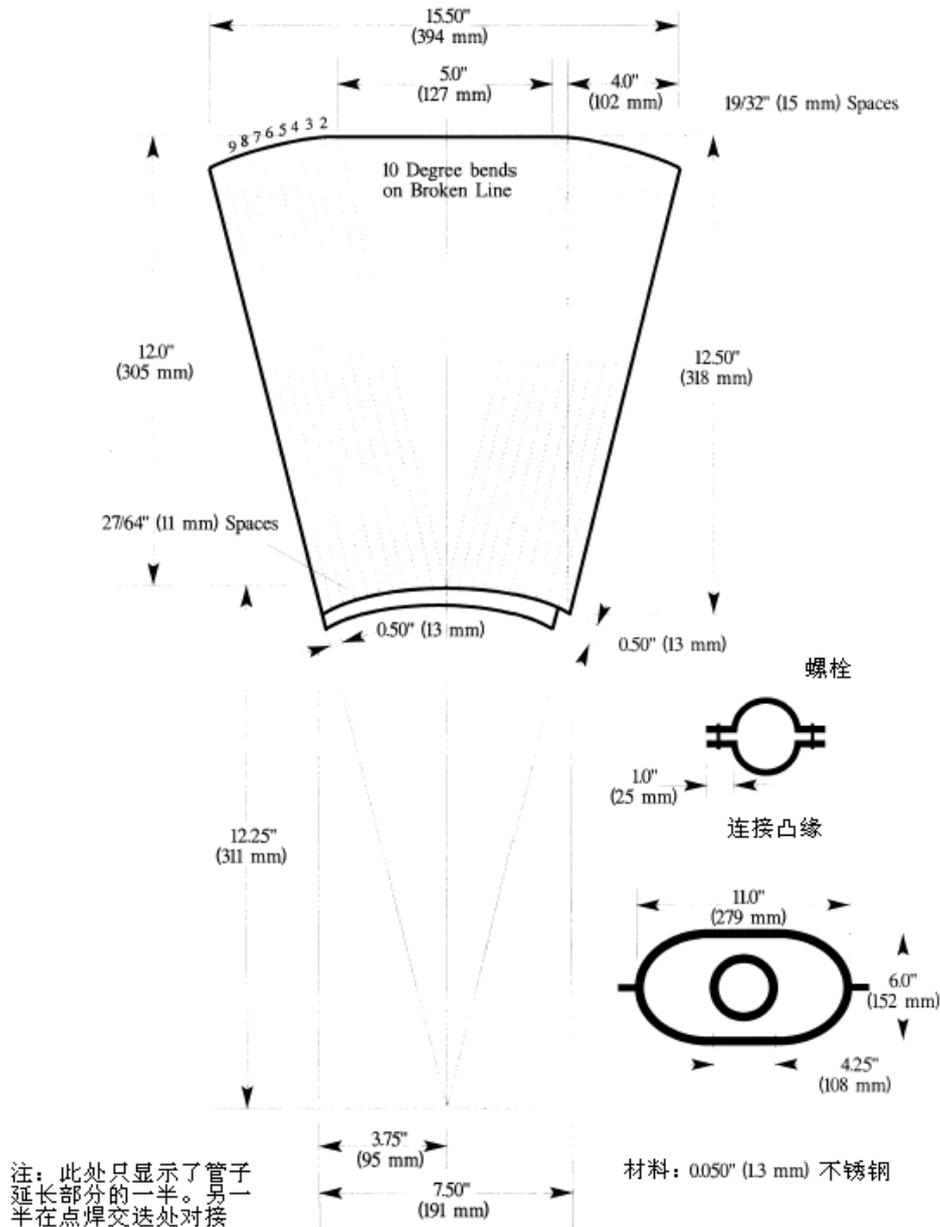


图 3—燃烧器气流管锥形筒展开图

(3) 校准台和设备

(i) 制作单独的校准台将测量热流量和温度的热流计和热电偶一体化。定位校准台使得燃烧器能够毫不困难地从试验台位置移动到热流量或温度位置。

(ii) 热流计 热流计必须为总热流量、Gardon 箔式热流计, 具有合适的量程, 如 0 至 22.7 瓦/厘米² (0 至 20 英制热量单位/英尺²秒), 精度为显示读数的±3%。热流量校准方法必须符合本附录 VI (b) (7)。

(iii) 热流计安装 将热流计安装在 152×305±3 毫米 (6×12±0.125 英寸)、19

毫米±3 毫米 (0.75±0.125 英寸) 厚的绝热板上, 在校准过程中, 该绝热板放置在热流计校准台上 (图 4)。注意绝热板的老化并在必要时更换。必要时调节安装来确保热流计的表面与试验燃烧器锥形筒的出口平面平行。

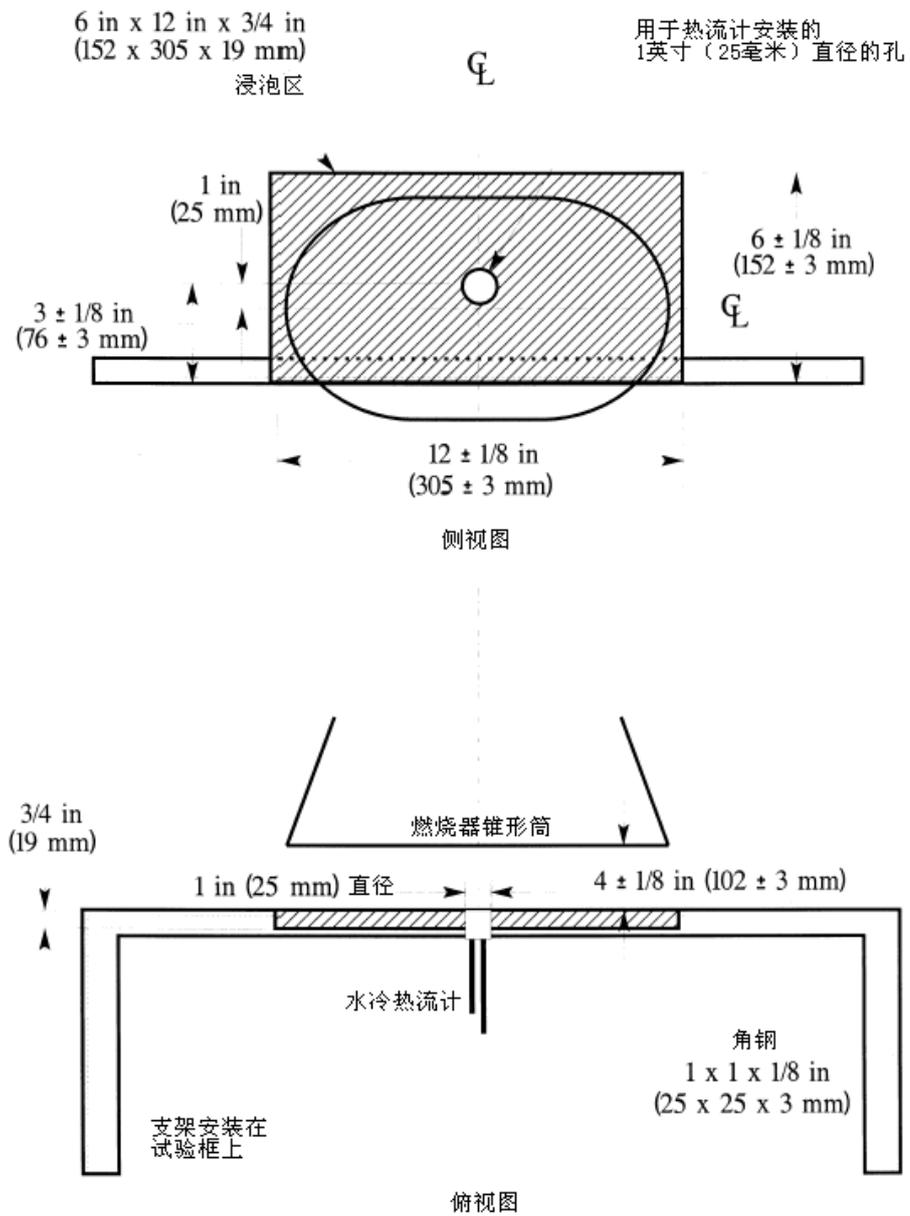


图 4—热流计与燃烧器锥形筒的相对位置

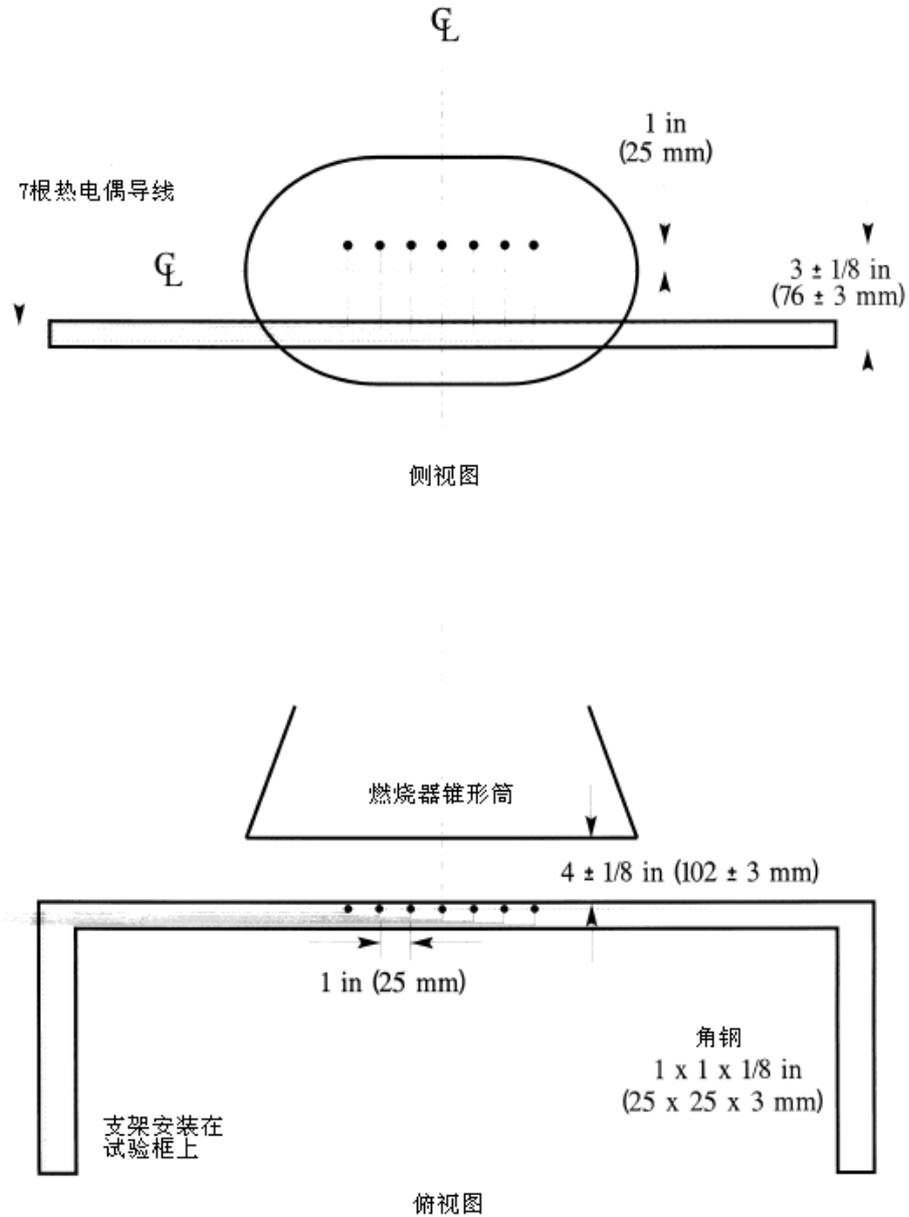


图 5—热电偶靶与燃烧器锥形筒的相对位置

(iv) 热电偶 提供 7 根 3.2 毫米 (1/8 英寸) 的陶管包封、金属护套、美国线规 (AWG) 24 号名义尺寸导线接壳的 K 型 (镍铬-镍铝合金) 热电偶用于校准。将热电偶连接到一个角钢支架上制成热电偶靶以便在燃烧器校准过程中放置在校准台上 (图 5)。

(v) 风速计 使用一个叶片风速计来校准进入燃烧器的空气的速度。Omega Engineering Model HH30A 就可以满足要求。使用合适的适配器将测量装置连接在燃烧器的入口一侧, 以防止空气进入燃烧器而没有通过测量装置, 这会导致读数偏低的错误。使用 102 毫米 (4 英寸) 宽、6.1 米 (20 英尺) 长的柔性管来给燃烧器入口供应新鲜的空气, 防止吸入烟尘导致风速计的损坏。可选的永久安装在燃烧器入口区域的空气过滤机, 能够有效地遮护风速计并提供柔性入口管的安装端口。

(4) 试样安装框 为试样制作一个安装框, 如图 1 所示, 除中央垂直板用 6.4 毫米 (1/4 英寸) 厚的钢来减少热变形外, 其它部位都用 3.2 毫米 (1/8 英寸) 厚的钢。试样安装

框的支撑条（水平）应用螺栓固定在试验框板（垂直）上，使得支撑条的膨胀不会引起整个结构变形。使用安装框来安装两个隔热毯试样，如图 2 所示。

(5) 背面热流计 在试样安装框的背面（冷）区域，绝热试样后面安装两个总热流量 Gardon 型热流计，如图 6 所示。沿着与燃烧器锥形筒中心线相同的平面定位热流计，与试验框的垂直中心线的距离为 102 毫米（4 英寸）。

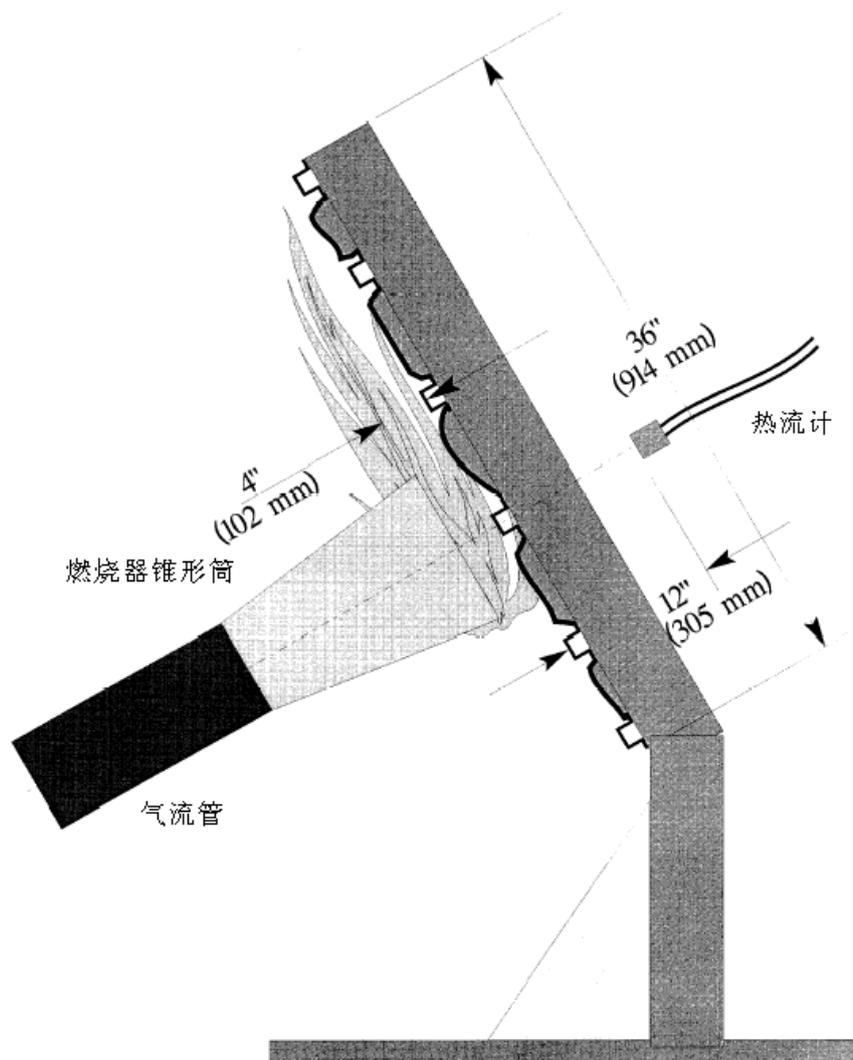


图 6—相对于试样框的热流计背面位置

(i) 热流计必须为总热流量、箔式 Gardon 热流计，具有合适的量程，如 0 至 5 英制热量单位/英尺²秒（0 至 5.7 瓦/厘米²），精度为指示读数的±3%。热流量校准方法必须符合本附录 VI(b)(7)。

(6) 仪表 提供一个具有合适量程的记录式电位计或其它适当的经校准的仪表来测量和记录热流计和热电偶的输出值。

(7) 计时装置 提供一个秒表或其它装置，精确度为±1%，测量燃烧器火焰的作用时间和烧穿时间。

(8) 试验箱 在一个合适的箱中进行试验以减少或消除由于空气运动造成的试验波动可能性。该箱必须具有最小的底面面积为 305×305 厘米（10×10 英尺）。

(i) 通风罩 给试验箱提供一个能够在试验期间清除燃烧产物的排气系统。

(c) 试样

(1) 试样准备 至少准备同一个结构和构形的 3 套试样用于试验。

(2) 隔绝毯试样

(i) 对于纤维状材料如玻璃纤维，做好的试样毯组合必须为 32 英寸宽、36 英寸长（81.3×91.4 厘米），不包括热封膜的边缘。

(ii) 对于刚性体和其它非变形类型的隔绝材料，最终的试样必须能以重现实际使用中安装状态的方式放进试验台中。

(3) 结构 用主要的元件（例如，隔绝材料、防火材料（如果使用了的）、以及防潮薄膜）和装配工艺（有代表性的接缝和封口）制作测试用的每一个试样。

(i) 防火材料 如果隔绝毯由防火材料构成，则以能反映安装状态的方式放置防火材料，例如防火材料放置在隔绝材料的外侧、防潮薄膜的内侧，那么按照相同的方式将它放在试样中。

(ii) 隔绝材料 如果隔热隔音毯使用了多种隔绝材料（成分、密度等），必须有能够代表实际使用的隔绝材料组合制备试样。但是，如果几种隔绝毯的型号使用了相似的隔绝材料组合，那么在能够包含不同组合的条件下无须测试每一个组合。

(iii) 防潮薄膜 如果成品毯结构使用了多种防潮薄膜，则分别对每一个组合进行试验。例如，如果隔绝材料和聚酰亚胺薄膜组合使用以提高烧穿能力，当它与聚氟乙烯薄膜组合时，也要用相同隔绝材料进行试验。

(iv) 安装在试验框上 使用 12 个钢弹簧夹子将隔绝毯试样与试验框固定，如图 7 所示。使用夹子将隔绝毯固定在外部垂直板的两侧位置和中心垂直板（每一个板 4 个夹子）。夹子的表面应为 25×51 毫米（1 英寸×2 英寸）。顶部和底部夹子安放在距离试验框顶部和底部各 15.2 厘米（6 英寸）处。在距离试验框顶部和底部 20.3 厘米（8 英寸）处安置中部夹子。

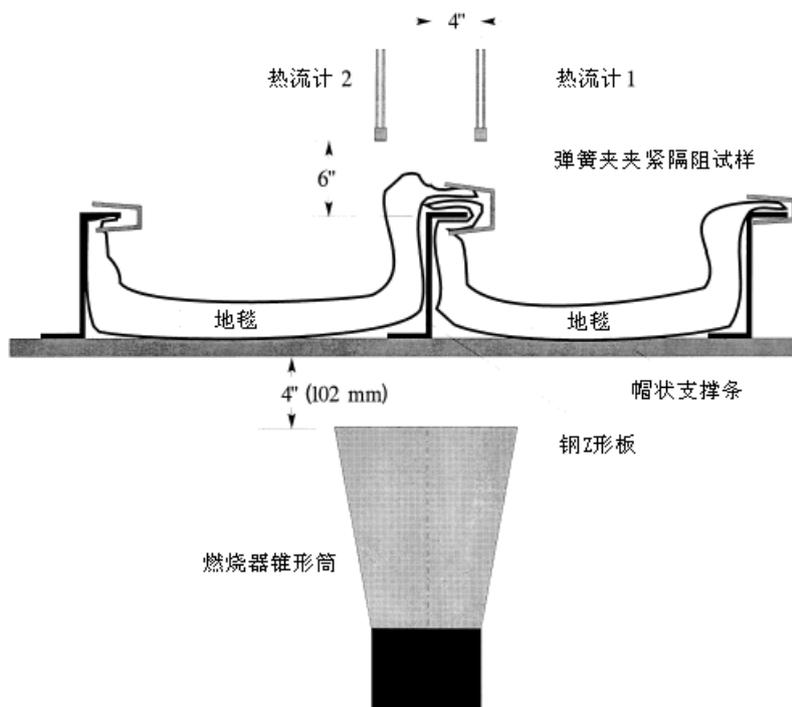


图 7—试样在试验框上的安装

（注：对于不能按照图 7 安装的隔绝毯材料，该隔绝毯必须按照经局方批准的方式。）

(v) 预处理 在试验前将试样置于 $21 \pm 2^\circ\text{C}$ ($70 \pm 5^\circ\text{F}$) 和 $55\% \pm 10\%$ 相对湿度的环境中至少 24 小时。

(d) 设备准备

(1) 将框架整体放平和居中以确保根据燃烧器锥形筒与热流计和/或热电偶靶对准。

(2) 打开试验箱的通风罩。不要打开燃烧器吹风机。使用叶片式风速计或相同的测量设备测量试验箱的风速。隔热毯上部顶端后面的垂直风速应为 0.51 ± 0.25 米/秒 (100 ± 50 英尺/分钟)。这一点的水平风速必须小于 0.25 米/秒 (50 英尺/分钟)。

(3) 如果没有已校准的流量计，使用合适尺寸的量筒测量燃油流量。在确保点火系统已关闭后，打开燃烧器电动机/燃油泵。用一个塑料或橡胶管将燃油收集到量筒中 2 分钟。以加仑每小时为单位确定流量。燃油流量应为每小时 6.0 ± 0.2 加仑 (0.378 ± 0.0126 升/分钟)。

(e) 校准

(1) 将燃烧器定位在热流计前面，使其居中并使燃烧器锥形筒出口的垂直面距热流计表面为 102 ± 3 毫米 (4 ± 0.125 英寸)。确保燃烧器锥形筒的水平中心线在热流计的水平中心线下方偏离 25.4 毫米 (1 英寸) (图 8)。不打乱热流计的位置，旋转燃烧器至热电偶靶前，使得中间的热电偶 (7 个热电偶中的第 4 个) 位于燃烧器锥形筒的中心。

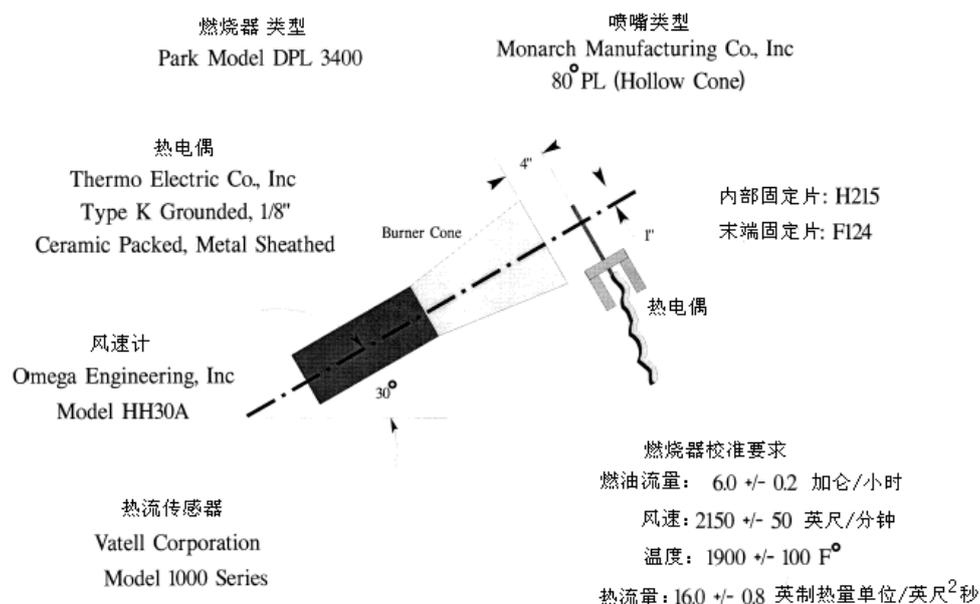


图 8—燃烧器信息和校准设施

确保燃烧器锥形筒的水平中心线也在热电偶尖的水平中心线下方偏离 1 英寸。将燃烧器旋转到各个位置来再次检查测量装置，确保锥形筒和热流计及热电偶靶对准。(注：试验燃烧器定位系统必须带有“锁销”来确保燃烧器锥形筒相对于热流计和热电偶靶能正确的居中，使得校准过程中实现燃烧器的快速定位。)

(2) 在适配器或空气过滤机中定位风速计，确保在气流速度测量装置周围可能泄漏空气的地方没有缝隙。在确保燃油电磁阀和点火器是关闭的情况下打开风机/电机。调节进气速度达到 10.92 米/秒 (2150 英尺/分钟)，然后关闭风机/电机。(注：Omega HH30 风速计测量 2.625 英寸的直径。为了计算进气流量，用横截面 (0.03758 英尺²) 乘以气流速度 (2150 英尺/分钟) 以获得 2.29 米³/分钟 (80.80 英尺³/分钟)。能提供经计算的气流相当于

2.29 米³/分钟 (80.80 英尺³/分钟), 可以使用不同于 HH30 的风速计。)

(3) 将燃烧器从试验位置旋转到预热位置。在点燃燃烧器前, 确保热流计表面没有烟灰沉积物, 并有水通过热流计。检查并清洁燃烧器锥形筒上的燃烧产物堆积、烟灰等。在燃烧器锥形筒内侧的烟灰堆积会影响火焰特性并使校准变得困难。由于燃烧器锥形筒会随时间变形, 应定期检查尺寸。

(4) 当燃烧器仍在预热位置时, 打开风机/电机, 点火器和燃油, 点燃燃烧器。预热 2 分钟。移动燃烧器到校准位置, 保持 1 分钟使热流计到达稳定, 然后在 30 秒钟的时间里每秒记录一次热流量。关闭燃烧器, 旋转离开该位置, 使其冷却。计算 30 秒时间里的平均热流量。平均热流量应为 18.2 ± 0.9 瓦/厘米² (16.0 ± 0.8 英制热量单位/英尺²秒)。

(5) 燃烧器定位于热电偶靶前。适当的调整检查后, 旋转燃烧器到预热位置, 打开风机/电机, 点火器和燃油, 并点燃燃烧器。预热 2 分钟。移动燃烧器到校准位置并保持 1 分钟使热电偶达到稳定, 然后在 30 秒的时间里每秒记录一次 7 个热电偶的各自温度。关闭燃烧器, 旋转离开该位置, 使其冷却。计算 30 秒时间里的每个热电偶的平均温度并记录。7 个热电偶的各自平均温度应为 $1038 \pm 56^{\circ}\text{C}$ ($1900 \pm 100^{\circ}\text{F}$)。

(6) 如果热流量或温度不在规定的范围内, 则调节燃烧器的进气速度并重复上述的(4)和(5)段程序以获得正确的值。确保进气速度在 10.92 ± 0.25 米/秒 (2150 ± 50 英尺/分钟) 的范围内。

(7) 每次试验前必须校准直至到证明稳定为止。在证明已经达到稳定之后, 在一系列试验校准前后可进行多次试验。

(f) 试验程序

(1) 在试验框上固定两个隔绝毯试样。用图 7 所示的四个弹簧夹将隔绝毯定位在试验架中央垂直条上 (根据本附录本部分(c)(3)(iv)的要求)。

(2) 确保燃烧器锥形筒的垂直面距离试验框水平支撑条的外测表面为 102 ± 3 毫米 (4 ± 0.125 英寸), 并且燃烧器和试验框都与垂直方向成 30 度角。

(3) 准备开始试验时, 将燃烧器从试验位置移到预热位置, 使火焰不会过早地接触试样。打开并点燃燃烧器, 保持稳定 2 分钟。

(4) 开始试验, 旋转燃烧器到试验位置并同时启动计时装置。

(5) 将试样暴露在燃烧器火焰下 4 分钟, 然后关闭燃烧器。立即将燃烧器从试验位置移开。

(6) 确定烧穿时间 (在适用的地方), 或热流量超过 2.27 瓦/厘米² (2.0 英制热量单位/英尺²秒) 的那一点。

(g) 报告

(1) 确定并描述进行试验的试样。

(2) 报告经过试验的隔绝毯试样数目。

(3) 报告烧穿时间 (如果有), 隔绝毯试样背面的最大热流量, 和最大热流量发生的时间。

(h) 要求

(1) 两个隔绝毯试样中的任何一个都不能在 4 分钟内被火或火焰烧穿。

(2) 任何一个隔绝毯试样在隔绝试样冷面一侧距试验架表面 30.5 厘米 (12 英寸) 的那一点的热流都不能超过 2.27 瓦/厘米² (2.0 英制热量单位/英尺²秒)。

(交通运输部 2016 年 3 月 17 日第四次修订)

附录 G 连续突风设计准则

除非采用更合理的准则，否则，必须采用本附录中的连续突风设计准则来确定飞机对垂直和横向连续紊流的动态响应。下列突风载荷要求用于任务分析和设计包线分析：

(a) 采用连续紊流概念的限制突风载荷，必须按本附录(b)，或者按(c)与(d)的条款确定；

(b) 设计包线分析 限制载荷必须按下列各点确定：

(1) 必须考虑第 25.321(b)条中规定的所有临界高度、重量和重量分布，以及本附录(b)(3)中所述的速度范围内的所有临界速度；

(2) \bar{A} 值(载荷增量均方根值与突风速度均方根值之比)必须用动态分析法确定。大气紊流的功率谱密度必须由下式给出：

$$\Phi(\Omega) = \frac{\sigma^2 L}{\pi} \frac{1 + \frac{8}{3}(1.339L\Omega)^2}{[1 + (1.339L\Omega)^2]^{\frac{11}{6}}}$$

式中：

Φ 为功率谱密度((米/秒)²/(弧度/米))((英尺/秒)²/(弧度/英尺))；

σ 为突风速度均方根值(米/秒)(英尺/秒)；

Ω 为折算频率(弧度/米)(弧度/英尺)；

L—760 米(2,500 英尺)。

(3) 限制载荷必须以动态分析所确定的 \bar{A} 值乘以下述突风速度 U_0 求得：

(i) 在速度 V_C ：在 0 到 9,140 米(30,000 英尺)高度的区间内，真实突风速度 $U_0 = 25.90$ 米/秒(85 英尺/秒)，然后线性递减到 24,400 米(80,000 英尺)高度真实突风速度为 9.15 米/秒(30 英尺/秒)。当适航当局认为，该设计与某个具有广泛满意的服役经验的设计类似时，可同意把 V_C 时的 U_0 值选为小于 25.90 米/秒(85 英尺/秒)，但不得小于 22.85 米/秒(75 英尺/秒)。在 6,100 米(20,000 英尺)处具有该选定值，然后，线性递减到 24,400 米(80,000 英尺)处为 9.15 米/秒(英尺/秒)。在估计与某一类似设计的可比性时，要考虑下列因素：

① 与类似设计相比，新飞机具有的传递函数不应显示出会明显影响其对紊流响应的异常特性。例如，能够导致载荷显著增加的模态响应在频域上的重合现象；

② 新飞机的典型任务实质上与类似设计相当；

③ 类似设计应表明，所选定的 U_0 是合适的；

(ii) 在速度 V_B ： U_0 等于按本附录(b)(3)(i)所得数值的 1.32 倍；

(iii) 在速度 V_D ： U_0 等于按本附录(b)(3)(i)所得数值的 1/2；

(iv) 在速度 V_B 和 V_C 之间以及 V_C 和 V_D 之间： U_0 等于用线性内插求得的数值。

(4) 在分析中包含有增稳系统时，系统的非线性对处于限制载荷水平的载荷的影响，必须如实地或保守地加以考虑。

(c) 任务分析 限制载荷必须按下列各点确定：

(1) 飞机预期的使用方法必须由一个或多个飞行剖面代表，在飞行剖面中规定载重分布，以及速度、高度、总重及重心位置随时间的变化。为了进行分析，这些飞行剖面必须分成若干任务段或块，对每一段确定有关参数的平均值或有效值；

(2) 对本附录(c)(1)确定的每一个任务段，必须用分析确定 \bar{A} 和 N_0 的数值。 \bar{A} 的定义为载荷增量均方根值和突风速度均方根值之比； N_0 是载荷功率谱密度函数绕零频率点的

回转半径。大气紊流的功率谱密度必须由本附录(b)(2)中的公式得到；

(3) 对每一选定的载荷量和应力量，超越频率必须用下式作为载荷水平的函数来确定：

$$N(y) = \sum t N_o [P_1 \exp(-\frac{|y - y_{1g}|}{b_1 \bar{A}}) + P_2 \exp(-\frac{|y - y_{1g}|}{b_2 \bar{A}})]$$

式中：

t 为选定的时间间隔；

y 为载荷或应力的净值；

y_{1g} 为 1g 平飞时载荷或应力的数值；

$N(y)$ 为单位时间内载荷或应力指定值的平均超越次数；

Σ 为表示对所有任务段求和的符号；

N_o , \bar{A} 为本附录(c)(2)中定义的由动态分析确定的参数；

P_1 、 P_2 、 b_1 、 b_2 为确定突风速度均方根值概率分布的参数，按本附录图 1 和图 2 读出。

限制突风载荷必须按每小时超越 2×10^{-5} 的超越频率由超越频率曲线读出。在确定限制载荷时，正、负两个载荷方向都必须考虑；

(4) 如果采用增稳系统来减小突风载荷，必须考虑系统可能不工作的那部分飞行时间。本附录(c)(1)中的飞行剖面，必须包括系统不工作那部分飞行时间的飞行。当分析中包含有增稳系统时，系统的非线性对处于限制载荷水平的载荷的影响，必须保守地加以考虑。

(d) 补充设计包线分析 除了按本附录(c)确定限制载荷以外，还必须按本附录(b)确定限制载荷，但是作如下修订：

(1) 在本附录(b)(3)(i)中，在 0 到 9,140 米(30,000 英尺)高度的区间内，真实突风速度的数值 $U_o = 25.90$ 米/秒(85 英尺/秒)用 $U_o = 18.30$ 米/秒(60 英尺/秒)代替，然后线性递减到 24,400 米(80,000 英尺)高度时的 7.60 米/秒(25 英尺/秒)真实突风速度；

(2) 在本附录(b)中引用的本附录(b)(3)(i)到(b)(3)(iii)，要理解为已按(d)(1)修订过的条款。

(中国民用航空总局 1995 年 12 月 18 日第二次修订，交通运输部 2016 年 3 月 17 日第四次修订)

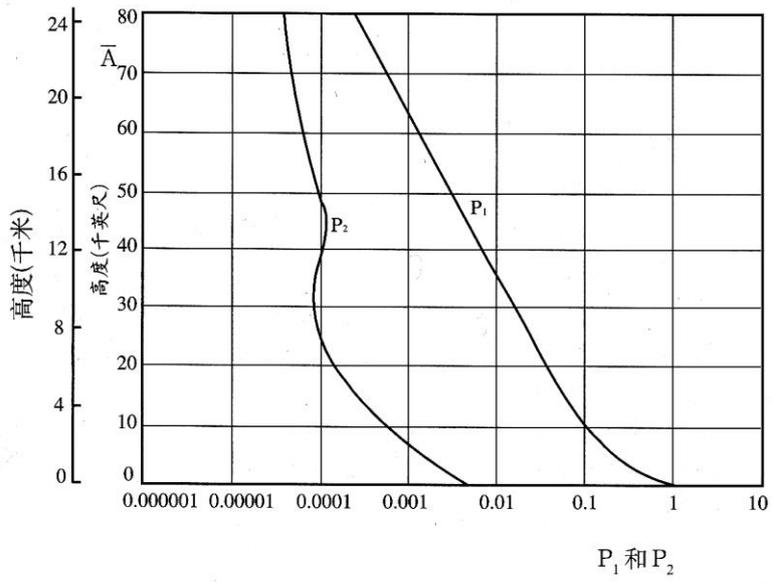


图1 P1 和 P2 值

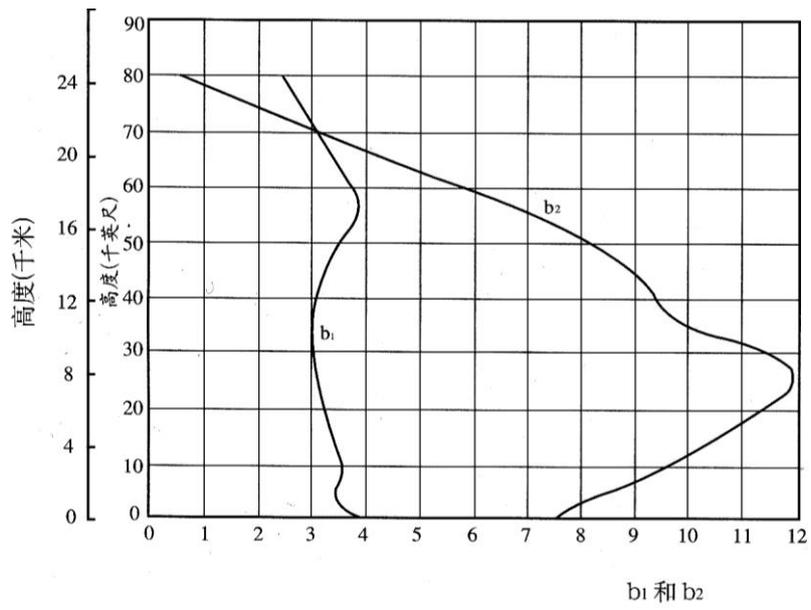


图2 b1 和 b2 值

附录 H 持续适航文件

H25.1 总则

(a) 本附录规定第 25.1529 和 25.1729 条所需的持续适航文件的编制要求，以及 CCAR-21 部和 CCAR-26 部的适用条款。

(b) 飞机的持续适航文件必须包含：发动机和螺旋桨(以下统称“产品”)的持续适航文件，中国民用航空规章要求的设备的持续适航文件，以及所需的有关这些设备和产品与飞机相互联接关系的资料。如果装机设备或产品的制造厂商未提供持续适航文件，则飞机持续适航文件必须包含上述对飞机持续适航性必不可少的资料。

(c) 申请人必须向适航当局提交一份文件，说明如何分发由申请人或装机产品和设备的制造厂商对持续适航文件的更改资料。

(交通运输部 2016 年 3 月 17 日第四次修订)

H25.2 格式

(a) 必须根据所提供资料的数量将持续适航文件编成一本或多本手册。

(b) 手册的编排格式必须实用。

H25.3 内容

手册的内容必须用中文编写。持续适航文件必须含有下列手册或部分(视适用而定)以及下列资料：

(a) 飞机维护手册或部分

(1) 概述性资料，包括在维护和预防性维护所需范围内对飞机特点和数据的说明。

(2) 飞机及其系统和安装(包括发动机、螺旋桨和设备)的说明。

(3) 说明飞机部件和系统如何操作及工作的基本操作和使用资料(包括适用的特殊程序和限制)。

(4) 关于下列细节内容的服务资料：服务点、油箱和流体容器的容量、所用流体的类型、各系统所采用的压力、检查和服务口盖的位置、润滑点位置、所用的润滑剂、服务所需的设备、牵引说明和限制、系留、顶起和调水平的资料。

(b) 维护说明书

(1) 飞机的每一部分及其发动机、辅助动力装置、螺旋桨、附件、仪表和设备的定期维护资料。该资料提供上述各项应予清洗、检查、调整、试验和润滑的荐用周期，并提供检查的程度、适用的磨损允差和在这些周期内推荐的工作内容。但是，如果申请人表明某项附件、仪表或设备非常复杂，需要专业化的维护技术、测试设备或专家才能处理，则申请人可以指明向该件的制造厂商索取上述资料。荐用的翻修周期和与本文件适航性限制条款必要的相互参照也必须列入。此外，申请人必须提交一份包含飞机持续适航性所需检查频数和范围的检查大纲。

(2) 说明可能发生的故障、如何判别这些故障以及对这些故障采取补救措施的检查排故资料。

(3) 说明拆卸与更换产品和零件的顺序和方法以及应采取的必要防范措施的资料。

(4) 其它通用程序说明书，包括系统地面运转试验、对称检查、称重和确定重心、顶起和支撑以及存放限制程序。

(c) 结构检查口盖图，和无检查口盖时为获得检查通路所需的资料。

- (d) 在规定要作特种检查(包括射线和超声检验)的部位进行特种检查的细节资料。
- (e) 检查后对结构进行防护处理所需的资料。
- (f) 关于结构紧固件的所有资料, 如标识、报废建议和拧紧力矩。
- (g) 所需专用工具清单。

H25.4 适航限制部分

(a) 持续适航文件必须包含标题为适航限制的部分, 该部分必须单独编排并与文件的其它部分明显地区分开来。该部分必须规定:

(1) 按第 25.571 条批准的每一个强制性的更换时间、结构检查时间间隔以及相关结构检查程序;

(2) 对燃油箱系统的每一个强制性的更换时间、结构检查时间间隔以及按第 25.981 条批准的所有关键设计构型控制限制。

(3) 25.1701 条定义的 EWIS 部件的任何强制更换时间。

(b) 如果持续适航文件由多本文件组成, 则本节要求的这部分内容必须编在主要手册中, 必须在该条显著位置清晰说明: “本适航限制部分经过适航当局批准, 并规定了中国民用航空规章有关维护和营运的条款所要求的维护, 如果适航当局已另行批准使用替代的大纲则除外。

(交通运输部 2016 年 3 月 17 日第四次修订)

H25.5 电气线路互联系统(EWIS)的持续适航文件

(a) 申请人必须准备第 25.1701 条定义的, 适用于 EWIS 的持续适航文件, 经局方批准, 并包含下列内容:

(1) 通过增强区域分析程序制定的, EWIS 的维护和检查要求, 包括:

(i) 飞机每个区域的识别

(ii) 含有 EWIS 的每个区域的识别

(iii) 含有 EWIS 以及易燃材料的每个区域的识别

(iv) EWIS 与主用和备份液压、机械或电气飞行控制和管线都密切接近的每个区域的识别

(v) 以下识别:

(A) 减少点火源和易燃材料积聚可能性的任务, 和执行这些任务的间隔, 和

(B) 如果没有有效减少易燃材料积聚可能性的任务, 则有效清除 EWIS 部件易燃材料的程序, 和执行这些程序的间隔,

(vi) 在进行维护、改装或修理过程中, 对 EWIS 造成污染和意外损坏降至最低的保护和告诫信息。

(2) 标准格式的可接受的 EWIS 维护措施

(3) 第 25.1707 条确定的线路分离要求

(4) 说明 EWIS 识别方法的信息, 以及按第 25.1711 条对 EWIS 更改识别的要求

(5) 电气负载数据和更新该数据的说明

(b) 按 H25.5(a)(1)条要求制定的 EWIS 持续适航文件, 必须用适合于提供信息的文件形式, 并容易被作为 EWIS 的持续适航文件所识别。该文件必须包含要求的 EWIS 持续适航文件, 或明确提及包含该信息的持续适航文件的其他部分。

(交通运输部 2016 年 3 月 17 日第四次修订)

附录 I 起飞推力自动控制系统(ATTCS)的安装

I25.1 总则

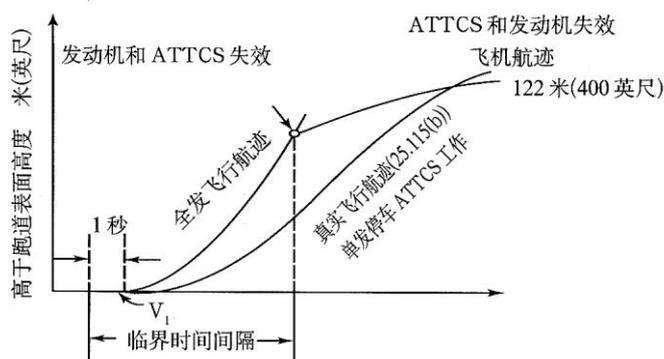
(a) 本附录对发动机功率控制系统的安装规定了附加要求。当任一发动机在起飞中失效时，该系统自动重新调定工作发动机的功率或推力。

(b) 在装有设计功能正常的 ATTCS 和有关系统的情况下，除本附录规定者外，第 25 部的所有适用要求必须得到满足，不应要求机组人员采取增加推力或功率的任何措施。

I25.2 定义

(a) **起飞推力自动控制系统(ATTCS)** ATTCS 定义为起飞中使用的完整自动系统，包括感受发动机失效、输送信号、驱动燃油调节器或功率杆或用工作发动机上的其它装置增加发动机功率以得到预期的推力或功率增量和向驾驶舱提供系统工作信息的所有机械和电气装置。

(b) **临界时间间隔** 当进行 ATTCS 起飞时，临界时间间隔是指 V_1 减去 1 秒和位于最低性能全发飞行航迹上一点之间的时间间隔，在该点，假定一台发动机和 ATTCS 同时失效所形成的最低飞行航迹与第 25 部要求的真实飞行航迹相交于不低于起飞表面 122 米(400 英尺)处，该时间间隔如下图所示：



I25.3 性能和系统可靠性要求

申请人必须满足下述性能和 ATTCS 可靠性要求：

(a) 在临界时间间隔内，ATTCS 失效或 ATTCS 内的一个失效组合：

(1) 不应妨碍进入最大批准起飞推力或功率，或必须证明是不可能事件。

(2) 不应导致推力或功率的显著损失或减少，或必须证明是极不可能事件。

(b) 必须表明在临界时间间隔内 ATTCS 和发动机同时失效是极不可能的。

(c) 在起飞过程中在最临界点发生一台发动机失效而 ATTCS 系统发挥功能的情况下，必须符合第 25 部所有适用的性能要求。

I25.4 推力调定

在起飞滑跑开始时的每台发动机起始起飞推力或功率的调定值不得小于下述任一值：

(a) ATTCS 所调定的推力或功率(在当时环境条件下对飞机最大批准起飞推力或功率)的 90%；

(b) 使所有受发动机推力或功率杆位置影响且涉及安全的系统和设备正常运行所要求

的值；

(c) 当推力或功率从初始起飞推力或功率增加到最大批准起飞推力或功率时，表明发动机没有危险的响应特性的值。

I25.5 动力装置操纵器件

(a) 除第 25.1141 条的要求外，ATTCS(包括有关系统在内)的任何单一失效或故障，或其可能的组合，还不得引起安全所必需的任何动力装置功能失效。

(b) 必须将 ATTCS 设计成：

(1) 在起飞中当任何一台发动机失效后，能使工作发动机的推力或功率达到最大批准起飞推力或功率而又不超过发动机使用限制；

(2) 允许人工操纵功率杆使推力或功率减少或增加到当时条件下飞机最大批准起飞推力或功率。对装有限制器，能自动防止发动机超出当时环境条件下使用限制的飞机，也可以采用其它装置在 ATTCS 万一失效时增加推力或功率，条件是该装置安装在功率杆上或功率杆的前方，容易识别并且在所有运行条件下易于由任一驾驶员用通常操纵功率杆的手通过单一动作操纵，并且该装置满足第 25.777(a)、(b)和(c)条的要求；

(3) 备有能在起飞前向飞机机组证明 ATTCS 处于使用状态的装置；

(4) 备有一种能使飞行机组解除自动功能的装置。该装置必须设计成能防止无意中动作。

I25.6 动力装置仪表

除第 25.1305 条的要求外，还应满足下列要求：

(a) 必须备有一种指示 ATTCS 处于接通或准备状态的装置；

(b) 如果飞机固有的飞行特性不能提供一台发动机已经失效的充分警告，则必须备有一个独立于 ATTCS 的警告系统，以便在起飞中在任一台发动机失效时向驾驶员发出清晰警告。

(中国民用航空总局 1990 年 7 月 18 日第一次修订)

附录 J 应急撤离演示

必须使用下述试验准则和程序来表明符合第 25.803 条：

(a) 必须在飞机应急照明系统工作之前外部灯光水平不超过 3.229 勒（0.3 英尺烛光）的条件下进行应急撤离演示。在实际演示过程中初始外部灯光水平可以保持或照亮。然而，不得增加外部灯光水平，除非由于启动了飞机应急照明系统。

(b) 飞机必须处于起落架放下的正常姿态。

(c) 除了飞机装备有从机翼下地的设施之外，可以利用台架或跳板从机翼下到地面。可以在地板或地面上放置安全设备(如垫子或翻转的救生筏)保护参加者。不得使用不属于飞机应急撤离设备的其它设备来协助参加演示者下到地面。

(d) 除本附录(a)规定者外，只可以使用飞机应急照明系统提供照明。

(e) 必须装齐飞机计划运行所要求的一切应急设备。

(f) 每个内部舱门或帘布必须处于起飞时的状态。

(g) 每个机组成员必须坐在通常指定的起飞时的座位上，并且直至接到开始演示的信号为止。他们必须是具有使用应急出口和应急设备知识的人，倘若还要演示对于中国民用航空局有关营运规定的符合性，则还需证明他们是正规定期航班的机组成员。

(h) 必须按下列规定由正常健康人组成有代表性的载客情况：

(1) 至少 40% 是女性；

(2) 至少 35% 是 50 岁以上的人；

(3) 至少 15% 是女性，且 50 岁以上；

(4) 旅客携带 3 个真人大小的玩偶(不计入总的旅客装载数内)，以模拟 2 岁或不到 2 岁的真实婴孩；

(5) 凡正规担任维护或操作飞机职务的机组人员、机械员和训练人员不得充当旅客。

(i) 不得对任一旅客指定专门的座位，但中国民用航空局适航部门有要求者除外。除本附录(g)规定者外，申请人的雇员不得坐在应急出口旁边。

(j) 必须系紧座椅安全带和肩带(如果有要求)。

(k) 开始演示前，必须将总平均量的一半左右的随身携带行李、毯子、枕头和其它类似物品分放在过道和应急出口通道上的若干地点，以造成轻微的障碍。

(l) 不得向任何机组成员或旅客预示演示中要使用的特定出口。

(m) 申请人不得对参加演示者进行演示的训练、排演或描述，任何参加者也不得在演示前的六个月内参加过这种性质的演示。

(n) 在进入演示航空器之前，可以劝告旅客遵循机组成员的指导，但是除了演示所需的安全程序或在演示地点必须做的说明之外，对演示中要遵循的程序不得加以说明。在开始演示前，可以对旅客作中国民用航空局有关营运规定要求的起飞前的简介。飞行机组可以遵循经批准的培训大纲在滑梯的底部协助人员，以帮助演示。

(o) 必须配置飞机以避免在开始演示前向飞机上参与演示的人员暴露将供使用的应急出口。

(p) 演示中使用的出口必须符合每一对出口中的一个出口。如果配有滑梯，演示可以使用充好气的滑梯并且在开始演示时出口处于打开的状态。在该情况下，必须配置所有的出口使得不会向参与人员暴露要使用的出口。如果使用这种方法，必须计及每一出口所用的出口准备时间，并且在开始演示前不得表明演示中不使用的出口。要使用的出口必须是

飞机所有应急出口的代表性出口，并且必须由申请人指定并经中国民用航空局适航部门批准。必须至少使用一个与地板齐平的出口。

(q) 除本附录(c)规定者外，所有撤离者必须借助属于飞机的撤离设备离开飞机。

(r) 在演示中必须完全执行申请人的经过批准的程序，但飞行机组不得主动对舱内其他人员提供协助。

(s) 当最后一名机上乘员撤离飞机并下到地面后，撤离时间即告结束。如果台架或跳板的撤离容纳率不大于实际撞损着陆情况下用来从机翼下地的机上可用设施的撤离容纳率，则当使用本附录(c)所允许的台架或跳板的撤离者处于台架或跳板上时，即认作已到地面。（中国民用航空总局 1995 年 12 月 18 日第二次修订，交通运输部 2016 年 3 月 17 日第四次修订）

附录 K 延程运行 (ETOPS)

本附录详细说明飞机一发动机组合的延程运行(ETOPS)批准的适航要求。对于双发飞机, 申请人必须符合本附录 K25.1 条和 K25.2 条。对于多于两台发动机的飞机, 申请人必须符合本附录 K25.1 条和 K25.3 条。

K25.1 设计要求

K25.1.1 符合性

飞机一发动机组合必须按照申请人寻求批准的最大飞行时间和最长备降时间符合本部的要求。

K25.1.2 人为因素

申请人必须考虑机组负荷、运行状态、以及其申请批准的最长备降时间内, 连续运行过程中由于失效对机组和乘客的生理需求造成的影响。

K25.1.3 飞机系统

(a) 结冰条件下的运行

(1) 飞机必须按第 25.1419 条取得结冰条件下的运行许可

(2) 飞机必须能够在下述严重结冰的情况下安全进行 ETOPS 备降:

(i) 在一台发动机失效或座舱释压后, 飞机必须在某一高度飞行遭遇的结冰条件。

(ii) 在本部附录 C 指定的连续最大结冰条件下(液态水含量系数为 1.0)保持 15 分钟。

(iii) 在本部附录 C 指定的结冰条件下, 近进和着陆过程中结聚的冰。

(b) 电源供给。飞机必须至少装有三套独立的电源系统。

(c) 有时间限制的系统。申请人必须确定每一个有时间限制的 ETOPS 重要系统的系统时间性能。

K25.1.4 推进系统

(a) 燃油系统设计。在任何未表明为极不可能的飞机失效状态下, 必须按照第 25.955 条要求的压力和燃油流量向工作发动机提供完成 ETOPS 飞行(包括申请人寻求批准的最长备降时间)所需的燃油。必须考虑的失效类型包括(但不限于): 交输活门失效, 自动燃油管理系统失效和正常发电失效。

(1) 如果发动机被许可在发动机燃油泵进口负压条件下限制运行, 则适用下列要求:

(i) 飞机演示试验必须覆盖巡航和备降条件的最坏情况, 包括:

(A) 燃油等级和温度。

(B) 推力或功率变化。

(C) 紊流和负重力加速度。

(D) 燃油系统部件在其批准的维修期限内性能下降。

(ii) 必须按第 25.959 条判定抽吸供油状态下的不可用燃油量

(2) 对于双发飞机超过 180 分钟 ETOPS 的合格审定, 每个主油箱的一个燃油增压泵

和至少一个交输活门，或交输燃油的其他方式，必须由一个独立的电源供电，而非由符合本附录 K25.1.3(b)条要求的三个电源供电。如果正常燃油增压压力、交输活门作动、或燃油传输不是由电源提供，则本要求不适用。

(3) 发动机可用燃油量低于飞抵目的地所需燃油时，必须给飞行机组显示警告。该警告必须在仍有足够燃油安全完成备降时给出。该警告必须顾及非正常燃油管理，或油箱间传输和可能的燃油损失。本段落不适用于要求配备飞行机械师的飞机。

(b) APU 设计。如果符合本附录需要 APU，则申请人必须表明：

(1) APU 的可靠性足以满足这些要求，且

(2) 如果需要 APU 能够在空中启动，则 APU 能够在飞机最大运行高度（或 45000 英尺，低者为准）下的任何高度启动，并在剩余飞行过程中工作。

(c) 发动机滑油箱设计。发动机滑油箱盖必须符合 CCAR-33 部第 33.71(c)(4)条。

K25.1.5 发动机状态监控

必须指定和确认发动机状态监控程序，并符合 CCAR-33 部相应要求。

K25.1.6 构型、维护和程序

申请人必须在构型维护程序(CMP)文件中列出任何构型、运行和维护要求、硬件寿命、MMEL 限制和 ETOPS 批准。

K25.1.7 飞机飞行手册

飞机飞行手册必须包含适用于 ETOPS 型号设计批准的下列信息：

(a) 特殊限制，包括与长达批准的最长备降时间的飞机运行相关的任何限制。

(b) 要求的牌和标识

(c) 延程运行要求的机载设备，以及该设备的机组操作程序

(d) 下列系统时间性能：

(1) C 级货舱或行李舱灭火系统的最大限制

(2) C 级货舱或行李舱灭火系统以外的 ETOPS 重要系统的最大限制

(e) 如是声明：“该飞机—发动机组合的型号设计已经过 CCAR-25.1535 条的评估，如果(填入 CMP 文件)文件所包含的构型、维护和程序的标准满足的话，则表明适合 xxx 分钟（填入批准的最大备降时间）的延程运行。基于最大限制系统的时间性能，该飞机实际最大批准的备降时间可能有所减少。该决定不构成进行 ETOPS 的运行批准”。

〔交通运输部 2016 年 3 月 17 日第四次修订〕

K25.2 双发飞机

双发飞机的 ETOPS 型号设计批准的申请人必须使用本附录 K25.2.1, K25.2.2 或 K25.2.3 条描述的一种方法。

K25.2.1 服役经历的方法

用服役经历的方法进行 ETOPS 型号设计批准的申请人，在进行本附录 K25.2.1(c)和 K25.2.1(d)条指定的评估前，以及在本附录 K25.2.1(e)条指定的试飞前，必须符合本附录 K25.2.1(a)和 K25.2.1(b)条。

(a) 服役经历。该飞机—发动机组合整个全球机队必须至少累积 250000 发动机小时。

如果申请人能够确定一些补偿因素并被适航当局所接受，则该发动机小时数可以降低。这个补偿因素可以包括其他飞机的经历，但候选飞机的经历时间必须占总经历时间的大部分。

(b) 空中停车率。该飞机—发动机组合的全球机队 12 个月滚动平均空中停车率必须与申请批准的 ETOPS 等级相当。

(1) 对于不超过 120 分钟的型号设计批准：除非经局方批准，每 1000 全球机队发动机小时的空中停车率小于等于 0.05。除非每 1000 全球机队发动机小时的空中停车率小于等于 0.02，申请人必须在本附录 K25.1.6 条规定的 CMP 文件中列出一个纠正措施清单，通过采取这些纠正措施，可使每 1000 全球机队发动机小时的空中停车率降至 0.02 或 0.02 以下。

(2) 对于不超过 180 分钟的型号设计批准：除非经局方批准，每 1000 全球机队发动机小时的空中停车率小于等于 0.02。如果按照现有 120 分钟 CMP 文件执行，该飞机—发动机组合不能达到这一停车率，则申请人必须在 CMP 文件中增加新的或附加的 CMP 要求，以达到该停车率水平。

(3) 对于超过 180 分钟的型号设计批准：除非经局方批准，每 1000 全球机队发动机小时的空中停车率小于等于 0.01。如果按照现有 120 分钟或 180 分钟 CMP 文件执行，该飞机—发动机组合不能达到这一停车率，则申请人必须在 CMP 文件中增加新的或附加的 CMP 要求，以达到该停车率水平。

(c) 推进系统评估。

(1) 申请人必须进行推力系统评估，该评估基于来自该飞机—发动机组合全球机队的下列数据：

(i) 所有空中停车的清单、非计划的地面发动机停车、发动机未停车但不能实现发动机控制或要求的推力（或功率）的发生情况（包括空中和地面），包括发动机熄火。飞行训练过程中计划的空中停车不必包括。对于每一项，申请人必须提供：

- (A) 每架飞机和发动机的制造、型号和序列号；
- (B) 发动机构型和重要改装历史
- (C) 发动机位置
- (D) 导致发动机停车或其他不正常情况的详情
- (E) 飞行阶段或地面
- (F) 气象和其他环境条件；以及
- (G) 发动机停车或其他不正常情况的原因

(ii) 自发动机投入服役后的发动机非计划拆换的历史（用 6 个月和 12 个月滚动平均表示），含发动机拆换的主要原因概述；

(iii) 所有推进系统事件的清单（不管是否由维护或飞行机组差错引起），包括派遣延误、取消、中断起飞、返航、备降以及发生事件后继续到达目的地的飞行。

(iv) 发动机的总小时数和循环数，具有最高小时数的发动机的小时数，具有最高循环数的发动机的循环数，小时数和循环数的分配情况

(v) 影响可靠性的推进系统部件的平均故障时间(MTBF)

(vi) 自投入服役后的空中停车率的历史，用 12 个月滚动平均表示

(2) 对于 K25.2.1(c)(1)(i)所列每一项的原因或潜在原因必须具有纠正措施或表明能够有效防止将来发生的其他措施。每项纠正措施必须列入 K25.1.6 条指定的 CMP 文件中。下列情况无需纠正措施：

- (i) 生产商无法判定原因或潜在原因的项。
- (ii) 技术上无法制定纠正措施的事件。

(iii) 如果全球机队的空中停车率:

(A) 对于不超过 180 分钟的 ETOPS 批准, 每 1000 全球机队发动机小时的空中停车率小于等于 0.02; 或

(B) 对于超过 180 分钟的 ETOPS 批准, 每 1000 全球机队发动机小时的空中停车率小于等于 0.01。

(d) 飞机系统评估。申请人必须进行飞机系统评估。申请人必须使用候选飞机—发动机组合的 ETOPS 重要系统的可用在役可靠性数据表明飞机系统符合第 25.1309(b)条。在役期间发生的与设计、制造、运行和维护问题相关的每项原因或潜在原因必须具有纠正措施或表明能够有效防止将来发生的其他措施。每项纠正措施必须纳入本附录 K25.1.6 条指定的 CMP 文件中。如果该问题不会对安全或飞机系统的可靠性造成重大影响, 则无需采取纠正措施。对于 ETOPS 组类 1 重要系统的已经或将会造成空中停车或备降的问题叫做相关问题。申请人必须在评估中包含安装在其他型号飞机上类似或相同设备的相关问题的信息, 该信息的内容在可以合理获取的范围内。

(e) 飞机飞行试验。申请人必须进行飞行试验以证实飞行机组有能力在一台发动机失效、且出现服役过程中可能发生的 ETOPS 重要系统失效和故障的最坏情况下安全进行 ETOPS 备降。飞行试验必须验证示范的失效和故障情况下飞机的飞行品质和性能。

K25.2.2 早期的 ETOPS 方法

使用早期 ETOPS 方法进行 ETOPS 型号设计批准的申请人必须符合下列要求:

(a) 以前经本部合格审定的飞机相关经历的评估。申请人必须确定已经针对候选飞机采取专门纠正措施, 以防止申请人制造的经本部合格审定的飞机先前发生的设计、制造、运行和维修相关的问题。对于其本性不会对安全和涉及的飞机系统可靠性造成重要影响的问题无需采取专门的纠正措施。对于 ETOPS 组类 1 重要系统的已经或将会造成空中停车或备降的问题叫做相关问题。申请人必须在评估中包含安装在其他型号飞机上类似或相同设备的相关问题的信息, 该信息的内容在可以合理获取的范围内。

(b) 推进系统设计。

(1) 用于申请人飞机设计的发动机必须按 CCAR-33 部进行早期 ETOPS 合格批准。

(2) 申请人推进系统的设计必须排除造成空中停车的失效和故障。申请人必须通过分析、试验、其他飞机上的在役经历或局方接受的其它方法来表明其符合该要求。如果使用分析, 申请人必须表明其推进系统的设计将使失效和故障最小化, 以达到下列空中停车率的目标:

(i) 对于不超过 180 分钟型号设计批准, 每 1000 全球机队发动机小时的空中停车率小于等于 0.02。

(ii) 对于超过 180 分钟型号设计批准, 每 1000 全球机队发动机小时的空中停车率小于等于 0.01。

(c) 维护和运行程序。申请人必须验证 ETOPS 重要系统的所有维护和运行程序。申请人必须确定、跟踪和解决按本附录 K25.2.2(h)条指定的问题跟踪和解决系统进行验证过程中发现的任何问题。

(d) 推进系统验证试验。

(1) 寻求批准的安装的发动机构型必须符合 CCAR-33 部。试验发动机必须配置完整的飞机短舱组件, 包括发动机安装设备, 除了发动机短舱与试验台连接所必要的不同构型以外。试验结束后, 推进系统必须:

(i) 按照申请人的在翼检查建议和限制进行目视检查, 且

(ii) 彻底分解，以及对推进系统硬件进行检查，以确定是否符合按第 25.1529 条递交的持续适航文件规定的服役限制要求。

(2) 申请人必须确定、跟踪和解决按本附录 K25.2.2(h)条指定的问题跟踪和解决系统进行检查过程中发现的造成空中停车、失去推力控制或其他丧失推力的原因或潜在原因。

(e) 新技术试验。申请人使用新的技术，包括充分新的制造技术，必须经试验证实其适用于飞机设计。

(f) APU 验证试验。如果需要使用 APU 来满足本附录的要求，与飞机一起批准的该型号的 APU 必须经等同于 3000 飞机运行循环的试验。试验结束后，APU 必须经分解检查。申请人必须确定、跟踪和解决按本附录 K25.2.2(h)条指定的问题跟踪和解决系统发现的造成 APU 空中无法启动或运行的每项原因或潜在原因。

(g) 飞机演示。对于进行 ETOPS 批准的飞机一发动机组合，申请人必须试飞至少一架飞机以显示飞机及其部件和设备在 ETOPS 飞行期间和申请人寻求批准的最长备降期间能够正常工作。该飞行试验可以结合 CCAR-21 部第 21.35 条要求的飞行试验一起完成，但不可以替代。

(1) 飞机演示飞行试验程序必须包括：

(i) 飞行模拟实际的 ETOPS，包括在正常巡航高度的飞行、梯级爬升和 APU 运行（如适用）。

(ii) 具有最长备降时间的最大飞行时间。

(iii) 发动机不工作最长备降时间。必须使用同一台发动机在最大连续推力或功率，进行至少两次一发不工作的备降。

(iv) 非正常条件下的飞行，以演示在服役过程中可能发生的 ETOPS 重要系统的故障或失效的最坏情况下，飞行机组有能力安全进行 ETOPS 备降。

(v) 备降至用于 ETOPS 备降的具有代表性的机场。

(vi) 在地面重复暴露在潮湿和严酷的气象条件下，并且随后在正常巡航高度进行长时间飞行。

(2) 飞机演示飞行试验程序必须充分验证飞机的飞行品质和性能，以及按本章 K25.2.2(g)(1)条指定的条件下，飞行机组安全进行 ETOPS 备降的能力。

(3) 在飞机演示飞行试验程序执行过程中，必须使用申请人建议的操作和维护程序对每架飞机进行操作和维护。

(4) 在飞机演示飞行试验程序完成以后，必须按照建议的持续适航文件中确定的任务对每个 ETOPS 重要系统进行在翼检查或测试，以确定其持续安全运行的状态。每台发动机必须进行气道检查。这些检查必须通过适当的方法以识别可能造成空中停车或备降的非正常状况。申请人必须确定、跟踪和解决按本附录 K25.2.2(h)条指定的问题跟踪和解决系统发现的任何不正常情况。

(h) 问题跟踪和解决系统。

(1) 申请人必须建立和保持一个问题跟踪和解决系统。该系统必须：

(i) 包含向局方报告的程序，报告的内容包括在飞机和发动机用于早期 ETOPS 合格评估开发过程中遇到的，按中国民用航空局适航部门要求需要报告的情况。

(ii) 包含向局方通报的程序，通报的内容包括针对本附录 K25.2.2(h)(1)(i)款确定的每一个问题，申请人认为有必要的每一项建议的纠正措施。通报的提交时间，必须在建议的纠正措施实施前，允许局方进行适当的审查。

(2) 如果申请人对先前经 ETOPS 批准的飞机一发动机组合的更改寻求 ETOPS 型号设计批准，其问题跟踪和解决系统只需解决下表所列的问题，前提是申请人先前得到过局方

批准。

如果该更改不要求新的飞机型号合格证且…	则问题跟踪和解决系统必须解决…
(i) 需要新的发动机型号合格证	适用于新发动机安装的所有问题，对于飞机的其他部位，仅限系统更改过的问题
(ii) 不需要新的发动机型号合格证	仅限系统更改过的问题

(i) 接受标准。在进行本附录 K25.2.2(g)条指定的飞机飞行试验程序和飞机演示飞行试验程序过程中发生的 ETOPS 重要系统失效和故障的类型和频度，必须与目前已获 ETOPS 批准的已取证飞机预期发生的失效和故障的类型和频度相一致。

K25.2.3 服役经历和早期 ETOPS 方法相结合

用服役经历和早期 ETOPS 方法相结合的方法进行 ETOPS 型号设计批准的申请人必须符合下列要求。

- (a) 候选飞机—发动机组合全球机队不少于 15000 发动机小时的服役经历要求。
- (b) K25.2.2 条的早期 ETOPS 要求，本附录 K25.2.2(g)条指定的飞机演示除外；且
- (c) 本附录 K25.2.1(e)条的飞行试验要求。

〔交通运输部 2016 年 3 月 17 日第四次修订〕

K25.3 多于两发的飞机

对于多于两发飞机的 ETOPS 型号设计批准的申请人必须采用本附录 K25.3.1, K25.3.2, 或 K25.3.3 条所述的一种方法。

K25.3.1 服役经历方法

用服役经历方法进行 ETOPS 型号设计批准的申请人，在进行本附录 K25.3.1(b)条指定的评估前，以及在本附录 K25.3.1(c)条指定的试飞前，必须符合本附录 K25.3.1(a)条。

(a) 服役经历。该飞机—发动机组合全球机队必须累积至少 250000 发动机小时。如果申请人能够确定一些补偿因素并被局方所接受，则该发动机小时数可以降低。这个补偿因素可以包括其他飞机的经历，但候选飞机的经历时间必须占总经历时间的大部分。

(b) 飞机系统评估。申请人必须进行飞机系统评估。申请人必须用候选飞机—发动机组合 ETOPS 重要系统的可用在役可靠性数据显示飞机系统符合第 25.1309(b)条。在役期间发生的与设计、制造、运行和维护问题相关的每项原因或潜在原因必须具有纠正措施或表明能够有效防止将来发生的其他措施。每项纠正措施必须纳入本附录 K25.1.6 条指定的 CMP 文件中。如果该问题不会对安全或飞机系统的可靠性造成重大影响，则无需采取纠正措施。对于 ETOPS 组类 1 重要系统已经或将会造成空中停车或备降的问题叫做相关问题。申请人必须在评估中包含安装其他型号飞机上类似或相同设备的相关问题的信息，该信息的内容在可以合理获取的范围内。

(c) 飞机飞行试验。申请人必须进行飞行试验以证实飞行机组有能力在一台发动机失效、且出现服役过程中可能发生的 ETOPS 重要系统失效和故障的最坏情况下安全进行 ETOPS 备降。飞行试验必须验证示范的失效和故障情况下飞机的飞行品质和性能。

K25.3.2 早期 ETOPS 方法

使用早期 ETOPS 方法进行型号设计批准的申请人必须符合下列要求：

(a) 维护和运行程序。申请人必须证实 ETOPS 重要系统的所有维护和运行程序。申请人必须确定、跟踪和解决按本附录 K25.3.2(e)条指定的问题跟踪和解决系统进行验证过程中发现的任何问题。

(b) 新技术试验。申请人使用新的技术，包括充分新的制造技术，必须经试验证实其适用于飞机设计。

(c) APU 验证试验。如果需要使用 APU 来满足本附录要求，与飞机一起批准的该型号的 APU 必须经等同于 3000 飞机运行循环的试验。试验结束后，APU 必须经分解检查。申请人必须确定、跟踪和解决按本附录 K25.3.2(e)条指定的问题跟踪和解决系统发现的造成 APU 空中无法启动和运行的每项原因或潜在原因。

(d) 飞机演示。对于进行 ETOPS 批准的飞机一发动机组合，申请人必须试飞至少一架飞机以显示飞机及其部件和设备在 ETOPS 飞行期间和申请人寻求批准的最长备降期间能够正常工作。该飞行试验可以结合第 21.35 条要求的飞行试验一起完成，但不可以替代。

(1) 飞机演示飞行试验程序必须包括：

(i) 飞行模拟实际的 ETOPS，包括在正常巡航高度的飞行、梯级爬升和 APU 运行（如适用）。

(ii) 具有最大备降时间的最长飞行时间。

(iii) 发动机不工作最长备降时间。必须使用同一台发动机在最大连续推力或功率，进行至少两次一发不工作的备降。

(iv) 非正常条件下的飞行，以演示在使用过程中可能发生的 ETOPS 重要系统的故障或失效的最坏情况下，飞行机组有能力安全进行 ETOPS 备降。

(v) 备降至用于 ETOPS 备降的具有代表性的机场。

(vi) 在地面重复暴露在潮湿和严酷的气象条件下，并且随后在正常巡航高度进行长时间飞行。

(2) 飞机演示飞行试验程序必须充分验证飞机的飞行品质和性能，以及按本附录 K25.3.2(d)(1)条指定的条件下，飞行机组安全进行 ETOPS 备降的能力。

(3) 在飞机演示飞行试验程序执行过程中，必须使用申请人建议的操作和维护程序对每架飞机进行操作和维护。

(4) 在飞机演示飞行试验程序完成以后，必须按照建议的持续适航文件中确定的任务对每个 ETOPS 重要系统进行在翼检查或测试，以确定其持续安全运行的状态。每台发动机必须进行气道检查。这些检查必须通过适当的方法以识别可能造成空中停车或备降的非正常状况。申请人必须确定、跟踪和解决按本附录 K25.3.2(e)条指定的问题跟踪和解决系统发现的任何不正常情况。

(e) 问题跟踪和解决系统。

(1) 申请人必须建立和保持一个问题跟踪和解决系统。该系统必须：

(i) 包含向局方报告的程序，报告的内容包括在飞机和发动机用于早期 ETOPS 合格评估开发过程中遇到的，按中国民用航空局适航部门要求需要报告的情况。

(ii) 包含向局方通报的程序，通报的内容包括针对本附录 K25.3.2(e)(1)(i)款确定的每一个问题，申请人认为有必要的每一项建议的纠正措施。通报的提交时间，必须在建议的纠正措施实施前，允许局方进行适当的审查。

(2) 如果申请人对先前经 ETOPS 批准的飞机一发动机组合的更改寻求 ETOPS 型号设计批准，其问题跟踪和解决系统只需解决下表所列的问题，前提是申请人先前得到过局方

批准。

如果该更改不要求新的飞机型号合格证且…	则问题跟踪和解决系统必须解决…
(i) 需要新的发动机型号合格证	适用于新发动机安装的所有问题， 对于飞机的其他部位，仅限系统更改过的问题
(ii) 不需要新的发动机型号合格证	仅限系统更改过的问题

(f) 接受标准。在进行本附录 K25.3.2(d)条指定的飞机飞行试验程序和飞机演示飞行试验程序过程中发生的 ETOPS 重要系统失效和故障的类型和频度，必须与目前已获 ETOPS 批准的已取证飞机预期发生的失效和故障的类型和频度相一致。

K25.3.3 服役经历和早期 ETOPS 方法相结合

用早期 ETOPS 方法进行 ETOPS 型号设计批准的申请人必须符合下列要求：

- (a) 候选飞机—发动机组合全球机队不少于 15000 发动机小时的服役经历要求。
- (b) 本附录 K25.3.2 条的早期 ETOPS 要求，本附录 K25.3.2(d)条指定的飞机演示除外；

和

- (c) 本附录 K25.3.1(c)条的飞行试验要求。

〔交通运输部 2016 年 3 月 17 日第四次修订〕

附录 L HIRF 环境和 HIRF 设备测试水平

本附录注明了用于第 25.1317 条中电子和电气系统的 HIRF 环境和 HIRF 设备测试水平。HIRF 环境和 HIRF 设备测试水平的场强都是用调制周期内峰值的均方根表示。

(a) HIRF 环境 I 如下表 1 所示：

表 1

频段	场强 (V/m)	
	峰 值	平均值
10kHz-2MHz	50	50
2MHz-30MHz	100	100
30MHz-100MHz	50	50
100MHz-400MHz	100	100
400MHz-700MHz	700	50
700MHz-1GHz	700	100
1GHz-2GHz	2000	200
2GHz-6GHz	3000	200
6GHz-8GHz	1000	200
8GHz-12GHz	3000	300
12GHz-18GHz	2000	200
18GHz-40GHz	600	200

表中，较高的场强适用于频段边沿。

(b) HIRF 环境 II 如表 2 所示：

表 2

频段	场强 (V/m)	
	峰 值	平均值
10kHz-500kHz	20	20
500kHz- 2MHz	30	30
2MHz -30MHz	100	100
30MHz-100MHz	10	10
100MHz-200MHz	30	10
200MHz-400MHz	10	10
400MHz-1GHz	700	40
1GHz-2GHz	1300	160
2GHz-4GHz	3000	120
4GHz-6GHz	3000	160
6GHz-8GHz	400	170
8GHz-12GHz	1230	230
12GHz-18GHz	730	190
18GHz-40GHz	600	150

表中，较高的场强适用于频段边沿。

(c) HIRF 设备测试水平 1

(1) 10kHz-400MHz 内, 用连续波形 (CW) 且调制深度为 90% 或更大的 1kHz 方波做传导敏感测试。传导敏感电流必须最小从 10kHz 处的 0.6mA 开始, 然后频率每增加 10 倍电流幅值增加 20dB, 到 500 kHz 处电流最小为 30mA。

(2) 500kHz-40MHz 内, 传导敏感电流至少为 30mA。

(3) 40MHz-400MHz 内, 做传导敏感测试, 传导敏感电流必须最小从 40MHz 处的 30mA 开始, 然后频率每增加 10 倍电流幅值下降 20dB, 到 400MHz 时电流最小为 3mA。

(4) 100MHz-400MHz 内, 用峰值最小为 20V/m 的连续波形 (CW) 且调制深度为 90% 或更大的 1kHz 方波做辐射敏感测试。

(5) 400MHz-8GHz 内, 用峰值最小为 150V/m、占空比为 4% 且脉冲重复频率 (PRF) 为 1kHz 的调制脉冲做辐射敏感测试。这个信号必须以 1Hz 频率开和关, 占空比为 50%。

(d) HIRF 设备测试水平 2

HIRF 设备测试水平 2 是表 2 中的 HIRF 环境 II 经过可接受的航空器传输函数和衰减曲线降低后的结果。测试必须覆盖 10kHz-8GHz 频段。

(e) HIRF 设备测试水平 3

(1) 10kHz-400MHz 内, 做传导敏感测试。传导敏感电流必须最小从 10kHz 处的 0.15mA 开始, 然后频率每增加 10 倍电流幅值增加 20dB, 到 500 kHz 处电流最小为 7.5mA。

(2) 500kHz-40MHz 内, 传导敏感电流至少为 7.5mA。

(3) 40MHz-400MHz 内, 做传导敏感测试, 传导敏感电流必须最小从 40MHz 处的 7.5mA 开始, 然后频率每增加 10 倍电流幅值下降 20dB, 到 400MHz 时电流最小为 0.75mA。

(4) 100MHz-8GHz 内, 做场强最小为 5V/m 辐射敏感测试。

(交通运输部 2016 年 3 月 17 日第四次修订)

附录 M 燃油箱系统降低可燃性的措施

M25.1 燃油箱可燃性暴露的要求

(a) 按照本部附录 N 确定的每一燃油箱的机队平均可燃暴露时间不得超过本部附录 N 定义的可燃性暴露评估时间 (FEET) 的 3%。如果采用了降低可燃性措施 (FRM)，则在这 3% 当中，下列每段时间均不得超过 FEET 的 1.8%：

- (1) FRM 工作，但燃油箱没有惰惰性并且可燃；
- (2) FRM 不工作，燃油箱可燃。

(b) 本部附录 N 定义每个燃油箱的机队平均可燃性暴露时间不可超过 FEET 中温暖天气条件下处于地面或起飞/爬升阶段部分的 3%。分析必须考虑以下条件：

(1) 分析必须使用从为全部工作性能进行的可燃性暴露分析中提取的那些起始于海平面高度，地面环境温度为 26.7°C (80°F，标准日+21°F 大气条件) 或更高的航段子集。

(2) 对于航段的地面和起飞/爬升阶段，必须用该特定阶段中燃油箱可燃的时间除以该阶段总的时间来计算平均可燃性暴露。

(3) 本段的符合性可以只用在降低可燃性措施工作情况下放行的航段来表明。

M25.2 表明符合性

(a) 申请人必须提交由分析、地面试验和飞行试验或者它们的组合所得到的数据，以：

(1) 验证在本附录 M25.1 条所要求的分析中所使用的参数；

(2) 证实为表明符合本附录 M25.1 条而采用的 FRM 措施对于限制每一油箱所有隔舱的可燃性暴露是有效的；且

(3) 描述飞行的每一阶段中，FRM 可能不工作的情况。

(b) 对于申请批准的 FRM，申请人必须验证在所有对其性能有影响的飞机或发动机构型下，FRM 均满足本附录 M25.1 条要求。

M25.3 可靠性指示和维修可达

(a) 必须提供可靠性指示以识别 FRM 的隐性失效。对于确保具有 FRM 措施的燃油箱满足本附录 M25.1 条列出的机队平均可燃性暴露要求来讲，该识别是必需的，包括当 FRM 不工作时。

(b) 可靠性指示对于维修人员或机组必须有充分的可达性。

(c) 具有 FRM 的燃油箱（包括通过通气系统连通的其他油箱）和在正常或失效情况下可能存在危险气体的有限空间或封闭区域的接近口盖和面板，必须用永久的标记或标牌警告维修人员可能存在有潜在危险的气体。

M25.4 适航限制和程序

(a) 如果为符合本附录 M25.1 条而使用 FRM，对于其内部为满足 M25.1 条要求所需的部件，必须为识别其失效所必需的所有维护或检查工作确定适航限制。

(b) 必须制定维护程序以识别 FRM 维护过程中要考虑的任何危害。这些程序必须纳入持续适航文件 (ICA) 中。

M25.5 可靠性报告

飞机部件失效对 FRM 可靠性的影响必须实时评估。申请人/持证人必须做以下工作：

(a) 拿出确保 FRM 可靠性数据收集的有效措施。该措施必须提供影响 FRM 可靠性的数据，比如部件失效。

(b) 除非局方已经批准替代的报告程序，否则按照 CCAR-26 部的要求，在进入服役的最初 5 年内每 6 个月要向局方递交一份报告。之后，延续的每 6 个月报告可由局方可接受的其他可靠性跟踪方式替代。或者如果确定 FRM 的可靠性满足并且能够持续满足本附录 M25.1 条的可燃性暴露要求，每 6 个月报告的要求可以取消。

(c) 按照 CCAR-26 部确定的经局方批准的时间表制定服务文件或修订适用的飞机手册，以纠正服役过程中出现的任何可能导致燃油箱的机队平均可燃性暴露超过本附录 M25.1 条规定的 FRM 失效。

〔交通运输部 2016 年 3 月 17 日第四次修订〕

附录 N 燃油箱可燃性暴露和可靠性分析

N25.1 概述

(a) 本附录规定了为满足第 25.981 条(b)和附录 M 所需进行的燃油箱机队平均可燃性暴露分析的要求。对于安装在铝制机翼内的燃油箱，如果能够证实该油箱为传统的非加热机翼油箱，则定性的评估就足够了。

(b) 本附录定义了分析中必须使用的影响燃油箱可燃性的参数，包括影响机队中所有飞机的参数，比如环境温度的统计分布、燃油闪点、航段距离和飞机下降率。符合性的证明也同样要求运用所评估机型的特定因素。这些因素包括最大航程、巡航马赫数、飞机开始初始巡航阶段的典型高度、地面和飞行过程中的燃油温度和可燃性降低措施（FRM）的性能（如安装）。

(c) 以下定义、输入变量和数据表格必须在确定特定机型的机队平均可燃性暴露的程序中使用。

N25.2 定义

(a) 总体燃油平均温度（按体积计算的），是指燃油箱内或燃油箱不同区域（如果油箱被隔板或隔舱分隔）的燃油平均温度。

(b) 可燃性暴露评估时间（FEET），是指从飞机航前准备开始，历经飞行和着陆，直至所有商载卸下、所有旅客和机组人员离开飞机的这一段时间。在 Monte Carlo 分析程序中，飞行时间从航段距离分布表（表 2）中随机选取，航前时间为飞行时间的函数，航后时间固定为 30 分钟。

(c) 可燃的，对于液体或气体，“可燃的”是指容易被点燃或爆炸。一个不可燃的油箱空余空间指其中的燃油空气混合蒸气过贫或过富而不能燃烧或者该空间已被惰性化（定义见后面）。就本附录而言，当油箱内总体燃油平均温度在所使用燃油的可燃范围内时，没有被惰性的燃油箱被认为是可燃的。对于被隔板或隔舱分隔成各个小部分的燃油箱，如果该油箱没有被惰性化，则当其中任一小部分的总体平均燃油温度在所使用燃油的可燃范围内时，该燃油箱被认为是可燃的。

(d) 闪点，可燃液体的闪点指被加热样本所挥发出的蒸气能被火焰瞬时点燃（或闪燃）时的最低温度。本附录中表 1 提供了分析中所使用的标准燃油的闪点。

(e) 机队平均可燃性暴露，是指按照本附录规定的环境条件和燃油特性，一个机型的机队在全世界范围内运行的各个航段距离范围上，每个燃油箱的空余空间处于可燃状态的时间占可燃性暴露评估时间（FEET）的比例。

(f) 高斯分布，也称为正态分布，是一种对称的频率分布，具有用样本的均值和标准差精确表达的数学公式。高斯分布的钟形频率曲线数值上在均值附近占有优势，随着曲线向外延伸逐渐减少。

(g) 危险的大气，是指置于其中的维护人员、旅客或机组可能面临死亡、丧失能力、损失自救能力（即独立的从受限空间中逃离）、受伤或急性病症风险的空气环境。

(h) 惰性，就本附录而言，如果燃油箱每个舱室内的总体平均氧气浓度在海平面到 3,048 米（10,000 英尺）高度之间不超过 12%，3,048 米（10,000 英尺）到 12,192 米（40,000 英尺）高度之间该浓度值从 12%线性增加至 14.5%，高于 12,192 米（40,000 英尺）线性外

推，则该油箱被认为是惰性的。

(i) 惰惰性化，是指将不可燃气体注入燃油箱内的空余空间，使之变得不可燃的过程。

(j) Monte Carlo 分析，指本附录中规定的分析方法，作为评估燃油箱的机队平均可燃性暴露的符合性方法。

(k) 氧气析出，是指随着燃油箱内的压力和温度降低，燃油中溶解的氧气释放到空余空间当中。

(l) 标准差，是一个分布中离散或变化情况的统计度量，等于样本数据对于算术平均值离差的平方的算术平均值的平方根。

(m) 运输效应，就本附录而言，运输效应是指由于低燃油情况和燃油冷凝、雾化导致燃油箱内燃油蒸气浓度的变化。

(n) 空余空间，是指燃油箱内未被液体燃油占据的容积部分。

N25.3 燃油箱可燃性暴露分析

(a) 必须对评估的燃油箱进行可燃性暴露分析，以确定所评估飞机和燃油类型的机队平均可燃性暴露。对于被隔板或隔舱分隔成不同部分的燃油箱，必须对油箱的每一部分或者可燃性暴露最高的部分进行分析。分析中不允许考虑运输效应。分析必须按照中国民用航空局适航部门认可的方法和程序进行。本条 N25.3(b)和(c)指定的参数必须在燃油箱可燃性暴露“Monte Carlo”分析中使用。

(b) 以下参数在 Monte Carlo 分析中定义并在本附录 N25.4 条中给出：

(1) 巡航环境温度，见本附录中定义。

(2) 地面环境温度，见本附录中定义。

(3) 燃油闪点，见本附录中定义。

(4) 航段距离分布，见本附录中表 2 定义。

(5) 飞机爬升和下降剖面，定义由中国民用航空局适航部门认可的技术标准确定。

(c) 作为 Monte Carlo 分析输入的所评估机型的特定参数有：

(1) 飞机巡航高度。

(2) 燃油箱油量。如果燃油量影响燃油箱的可燃性的话，则输入 Monte Carlo 分析的必须是代表评估的每一航段中自始至终燃油箱或燃油箱舱室内的实际燃油量。该数据的输入值必须由地面和飞行试验数据或经适航当局批准的燃油管理程序获得。

(3) 飞机巡航马赫数。

(4) 飞机最大航程。

(5) 燃油箱热特性。如果燃油温度影响燃油箱的可燃性的话，则输入 Monte Carlo 分析的必须是代表评估的每一航段中自始至终燃油箱内每一时刻的总体平均燃油温度。对于被隔板或隔舱分隔的燃油箱，必须提供燃油箱每一部分的总体平均燃油温度。这些数据的输入值必须由地面和飞行试验数据或经过地面和飞行试验数据验证的油箱热模型获得。

(6) 飞机最高运行温度限制。见飞机飞行手册中限制部分的定义。

(7) 飞机利用率。申请人必须提供用于支持所评估特定机型的日航段数和航段小时数的数据。如果没有支持所评估机型的现有有机队数据，申请人必须证实该机型的日航段数和航段小时数与其提议使用的现有有机队数据相符。

(d) 燃油箱 FRM 模型。如果采用 FRM，必须使用经适航当局批准的 Monte Carlo 程序表明符合第 25.981 条和附录 M 的可燃性要求。该程序必须确定具有 FRM 的燃油箱或隔舱在每一飞行阶段中可燃的时间段。在确定这些时间段时必须考虑以下因素：

(1) 在整个可燃性暴露评估时间内，全部预期的运行条件下，FRM 工作正常，但由于燃油箱通气系统或其他原因无法保持燃油箱不可燃的任何时间段。

(2) 如果请求按主最低设备清单 (MMEL) 放行，可靠性分析中假设的时间段（对于 10 天 MMEL 放行限制，必须是 60 飞行小时，除非局方已批准了可替代的时间段）。

(3) FRM 不能运行的频率和持续时间。FRM 不能运行是由潜在或已知的故障引起，包括可能造成 FRM 关断或停止工作的飞机系统关断或失效，而且经过适航当局可接受的试验或分析证实。

(4) 可能增加燃油箱可燃性暴露的 FRM 失效的影响。

(5) 如果采用的 FRM 受燃油箱内氧气浓度的影响，则从燃油中析出的氧气导致燃油箱或隔舱内超过惰性水平的时段。申请人必须考虑所评估的燃油箱或隔舱内的燃油中析出的氧气可能导致油箱可燃的所有时间。必须用到的氧气析出率中国民用航空局适航部门认可的技术标准定义。

(6) 如果采用惰性化系统 FRM，当天最后一个航班后，由于外界温度变化可能进入燃油箱内的空气的影响。夜里 12 个小时外界温度的变化由表 4 确定。

(e) 申请人必须向适航当局提交燃油箱可燃性的分析以获批准。该分析包括本附录 N25.3(c)确定的特定飞机参数、与 N25.3(b)确定的影响可燃性暴露的参数任何偏离、具体数据和分析中假定的任何适航限制和其他条件。

N25.4 变量和数据表

在进行可燃性暴露分析确定机队平均可燃性暴露时，必须使用以下数据。用于计算机队可燃性暴露的变量必须包括外界大气温度、航段距离、可燃性暴露评估时间、燃油闪点、燃油箱的热特性、过夜温降和油箱空余空间中燃油析出的氧气含量。

(a) 外界大气温度和燃油特性。

(1) 为预测某一给定航段的可燃性暴露水平，必须使用地面环境温度和巡航环境温度的变化量，以及从地面到巡航再回到地面转换过程的计算方法。地面和巡航环境温度的变化量以及燃油的闪点由高斯曲线定义。该高斯分布由平均值和正负一个标准差给出。

(2) 环境温度：程序中的地面和巡航环境温度与一系列大气条件的假设相关联。从地面到航段所达到的巡航高度，温度随高度的变化服从国际标准大气 (ISA) 变化率。在该高度以上，环境温度固定为巡航环境温度。这导致上层大气温度的改变。对于冷天，在 3,048 米 (10,000 英尺) 以下采用温度递增，然后在 3,048 米 (10,000 英尺) 以上使用 ISA 变化率。

(3) 燃油特性：

(i) 对于 JET A 燃油，燃油闪点的变化量由高斯曲线的定义，该高斯分布由平均值和正负一个标准差给出，见本附录中表 1。

(ii) 对于给定航段，可燃性暴露分析中必须使用的燃油可燃性包线是由 Monte Carlo 方法选取的燃油闪点的函数，由如下可燃性上限 (UFL) 和可燃性下限 (LFL) 定义：

(A) 海平面的 LFL=海平面燃油闪点温度-5.56°C(10°F)。随高度增加，每 246 米 (808 英尺) LFL 下降 0.56°C (1°F)。

(B) 海平面的 UFL=海平面燃油闪点温度+35.28°C (63.5°F)。随高度增加，每 156 米 (512 英尺) UFL 下降 0.56°C (1°F)。

(4) 对于分析的每个航段，三个参数（地面环境温度、巡航环境温度和燃油闪点）当中的每一个都必须用本附录表 1 定义的高斯分布产生一个独立的随机数。

参数	温度 (°F)		
	地面环境温度	巡航环境温度	燃油闪点
平均温度	59.95	-70	120
负一个标准差	20.14	8	8
正一个标准差	17.28	8	8

(b) 在 Monte Carlo 分析中必须使用表 2 定义的航段距离分布。

航段距离 (海里)		飞机最大航程 (海里)									
自	至	1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000	8000	9000	10000
		航段距离分布 (占总航段数的百分比)									
0	200	11.7	7.5	6.2	5.5	4.7	4.0	3.4	3.0	2.6	2.3
200	400	27.3	19.9	17.0	15.2	13.2	11.4	9.7	8.5	7.5	6.7
400	600	46.3	40.0	35.7	32.6	28.5	24.9	21.2	18.7	16.4	14.8
600	800	10.3	11.6	11.0	10.2	9.1	8.0	6.9	6.1	5.4	4.8
800	1000	4.4	8.5	8.6	8.2	7.4	6.6	5.7	5.0	4.5	4.0
1000	1200	0.0	4.8	5.3	5.3	4.8	4.3	3.8	3.3	3.0	2.7
1200	1400	0.0	3.6	4.4	4.5	4.2	3.8	3.3	3.0	2.7	2.4
1400	1600	0.0	2.2	3.3	3.5	3.3	3.1	2.7	2.4	2.2	2.0
1600	1800	0.0	1.2	2.3	2.6	2.5	2.4	2.1	1.9	1.7	1.6
1800	2000	0.0	0.7	2.2	2.6	2.6	2.5	2.2	2.0	1.8	1.7
2000	2200	0.0	0.0	1.6	2.1	2.2	2.1	1.9	1.7	1.6	1.4
2200	2400	0.0	0.0	1.1	1.6	1.7	1.7	1.6	1.4	1.3	1.2
2400	2600	0.0	0.0	0.7	1.2	1.4	1.4	1.3	1.2	1.1	1.0
2600	2800	0.0	0.0	0.4	0.9	1.0	1.1	1.0	0.9	0.9	0.8
2800	3000	0.0	0.0	0.2	0.6	0.7	0.8	0.7	0.7	0.6	0.6
3000	3200	0.0	0.0	0.0	0.6	0.8	0.8	0.8	0.8	0.7	0.7
3200	3400	0.0	0.0	0.0	0.7	1.1	1.2	1.2	1.1	1.1	1.0
3400	3600	0.0	0.0	0.0	0.7	1.3	1.6	1.6	1.5	1.5	1.4
3600	3800	0.0	0.0	0.0	0.9	2.2	2.7	2.8	2.7	2.6	2.5
3800	4000	0.0	0.0	0.0	0.5	2.0	2.6	2.8	2.8	2.7	2.6
4000	4200	0.0	0.0	0.0	0.0	2.1	3.0	3.2	3.3	3.2	3.1
4200	4400	0.0	0.0	0.0	0.0	1.4	2.2	2.5	2.6	2.6	2.5
4400	4600	0.0	0.0	0.0	0.0	1.0	2.0	2.3	2.5	2.5	2.4
4600	4800	0.0	0.0	0.0	0.0	0.6	1.5	1.8	2.0	2.0	2.0
4800	5000	0.0	0.0	0.0	0.0	0.2	1.0	1.4	1.5	1.6	1.5

航段距离 (海里)		飞机最大航程 (海里)									
自	至	1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000	8000	9000	10000
		航段距离分布 (占总航段数的百分比)									
5000	5200	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.8	1.1	1.3	1.3	1.3
5200	5400	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.8	1.2	1.5	1.6	1.6
5400	5600	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.9	1.7	2.1	2.2	2.3
5600	5800	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.6	1.6	2.2	2.4	2.5
5800	6000	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.2	1.8	2.4	2.8	2.9
6000	6200	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	1.7	2.6	3.1	3.3
6200	6400	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	1.4	2.4	2.9	3.1
6400	6600	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.9	1.8	2.2	2.5
6600	6800	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.5	1.2	1.6	1.9
6800	7000	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.2	0.8	1.1	1.3
7000	7200	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.4	0.7	0.8
7200	7400	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.3	0.5	0.7
7400	7600	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.2	0.5	0.6
7600	7800	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1	0.5	0.7
7800	8000	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1	0.6	0.8
8000	8200	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.5	0.8
8200	8400	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.5	1.0
8400	8600	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.6	1.3
8600	8800	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.4	1.1
8800	9000	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.2	0.8
9000	9200	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.5
9200	9400	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.2
9400	9600	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1
9600	9800	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1
9800	10000	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1

(c) 过夜温降。对于安装有 FRM 的飞机，本附录中的过夜温降使用以下数据进行定义：

(1) 过夜期起始温度，该温度等于前一次飞行的着陆温度，是一个基于高斯分布的随机数；且

(2) 过夜温降值是一个基于高斯分布的随机数。

(3) 对于任何以过夜地面停放结束的航段（每天一个，在每天平均航段数之外，取决于所评估特定机型的使用情况），着陆外界大气温度（OAT）作为随机值从以下高斯曲线中选取：

参数	着陆外界大气温度 (°F)
平均温度	58.68
负一个标准差	20.55
正一个标准差	13.21

(4) 外界大气温度 (OAT) 的过夜温降作为随机值从以下高斯曲线中选取:

参数	外界大气温度过夜温降 (°F)
平均温度	12.0
一个标准差	6.0

(d) 分析所需模拟的航班数量。为使 Monte Carlo 分析能够有效表明符合机队平均和暖天可燃性暴露要求, 申请人必须对一个起码数量的航段进行分析, 确保所评估燃油箱的机队平均和暖天可燃性暴露满足本附录表 5 中适用的可燃性限制。

Monte Carlo 分析中最少航段数	可接受的 Monte Carlo 最大平均燃油箱可燃性暴露 (百分比) —按满足 3% 的要求	可接受的 Monte Carlo 最大平均燃油箱可燃性暴露 (百分比) —按满足 CCAR-26 的 7% 的要求
10,000	2.91	6.79
100,000	2.98	6.96
1,000,000	3.00	7.00

(交通运输部 2016 年 3 月 17 日第四次修订)