



咨 询 通 告

中国民用航空局航空器适航审定司

编 号：AC-34-AA-2025-01

下发日期：2025 年 11 月 14 日

涡轮发动机飞机排放审定

目 录

1. 总则	1
1.1 目的.....	1
1.2 依据.....	1
1.3 废止.....	1
1.4 适用范围.....	1
2. 定义和缩略语	1
2.1 定义.....	1
2.2 缩略语.....	4
3. 条款要求解析及可接受的符合性方法	6
3.1 第 34.3 条 总则.....	6
3.2 第 34.5 条 专用测试程序.....	8
3.3 第 34.6 条 航空器安全性.....	8
3.4 第 34.7 条 豁免.....	9
3.5 第 34.8 条 引用文件.....	13
3.6 第 34.10 条 适用范围.....	13
3.7 第 34.11 条 燃油排泄标准.....	14
3.8 第 34.20 条 适用范围.....	16
3.9 第 34.21 条 排气排出物标准.....	16
3.10 第 34.30 适用范围.....	25
3.11 第 34.31 条排气排出物标准.....	25
3.12 第 34.40 条 适用范围.....	26
3.13 第 34.41 条 二氧化碳排放评定度量.....	27
3.14 第 34.42 条 基准飞机质量.....	27
3.15 第 34.43 条 最高允许二氧化碳排放评定度量值.....	28
3.16 第 34.44 条 确定飞机燃油里程的基准条件.....	29
3.17 第 34.45 条 试验程序.....	30
3.18 第 34.60 条 说明	31

3.19 第 34.61 条 涡轮发动机燃油规范	32
3.20 第 34.62 条 推进发动机的测试程序.....	33
3.21 第 34.64 条 测量气态排出物的采样和分析程序.....	34
3.22 第 34.71 条 对气态排出物标准的符合性.....	34
3.23 第 34.80 条 说明.....	34
3.24 第 34.81 条 燃油规范.....	37
3.25 第 34.82 条 测量烟雾排放的采样和分析程序.....	38
3.26 第 34.89 条 对烟雾排放标准的符合性.....	38
4. 需要说明的其它问题	39
4.1 等效程序.....	39
4.2 设计更改的排放审定.....	47
4.3 豁免.....	50
附录 A 基准增压比的测量	54
附录 B 气态排出物仪表和测量技术	55
附录 C 航空涡轮发动机排出物测试用燃油规范	89
附录 D 气态排出物、烟雾和微粒物质排放物的符合性程序	90
附录 E 非挥发性微粒物质排放的仪表和测量技术	94
附录 F 估算非挥发性微粒物质系统损失修正的程序	148
附录 G 烟雾排放评估	164
附录 H 飞机二氧化碳排放评定度量值的确定	171

涡轮发动机飞机排放审定

1. 总则

1.1 目的

本咨询通告为《涡轮发动机飞机燃油排泄和排气排出物规定》(CCAR-34-R1)中的涡轮发动机及飞机排放要求,提供可接受的符合性方法指导。

1.2 依据

本咨询通告依据《涡轮发动机飞机燃油排泄和排气排出物规定》(CCAR-34-R1)制定。

1.3 废止

不适用。

1.4 适用范围

本咨询通告适用于航空涡轮发动机及飞机型号合格证、型号合格证更改、补充型号合格证、型号认可证、补充型号认可证等设计批准工作。

本咨询通告并非强制要求,其所描述的可接受的符合性方法并非表明对相关条款符合性的唯一方法。

2. 定义和缩略语

2.1 定义

(1)局方 指中国民用航空局(以下简称民航局)、民航地区管理局和民航局授权的机构。

(2)航空器 用于或预期用于空气中飞行的一种器具,并指已具有中国标准适航证或等效外国适航证的任何飞机。

(3)航空发动机 指安装在或为安装在航空器上而制造的推进发动机。

(4)航空涡轮发动机 指涡桨、涡扇、涡轴或者涡喷航空发动机。

(5)TP类 指所有航空涡桨发动机。

(6)TFJ类 指用在亚音速航空器上的所有涡扇和涡喷发动机。

(7) TSS 类 指用在超音速航空器上的所有航空涡轮发动机。

(8) 发动机的制造日期 指验收检查记录表明发动机已完工并满足民航局批准的型号设计的日期。

(9) 排出物测试系统 指传输排出物试样和测量排出物水平的必要的所有设备。该系统包括采样系统和测量系统。

(10) 发动机型别 指具有相同的总序号、排气量和设计特性，并由同一型号合格证批准的所有航空涡轮发动机。

(11) 排气排出物 指由航空器或发动机排气管排放到大气中的物质。

(12) 燃油排泄物 指航空涡轮发动机在所有正常的地面和飞行中排出的原始状态的燃油，不包括排气中的碳氢化合物。

(13) 非挥发性微粒物质 (nvPM) 指存在于涡轮发动机排气管出口平面、当加热到 350 °C 时不挥发的排放微粒。

(14) 在用航空涡轮发动机 指正在使用的航空涡轮发动机。

(15) 新的航空涡轮发动机 指从未使用过的航空涡轮发动机。

(16) 功率设定 指涡喷和涡扇发动机以千牛为单位的推力输出、或涡桨发动机以千瓦为单位的轴功率。

(17) 额定输出 (F_{00}) 对于发动机排放，指中国民用航空局批准的，以国际标准大气海平面静态为条件在不使用喷水的正常运行条件下可用于起飞的最大推力。涡喷和涡扇发动机额定输出为额定推力，用“千牛”表示，涡桨发动机额定输出为额定功率，用“千瓦”表示。

(18) 基准增压比 当发动机在国际标准大气海平面静态条件下达到起飞推力额定功率时，压气机最后一级压气机排气平面处的平均总压与压气机进气平面处的平均总压之比。

注：在国际民航公约附件 16 卷 II 附录 1 中给出了测量

基准增压比的方法。

(19) 基准大气条件 指修正气态排出物（碳氢化合物和烟雾）的基准气象条件。基准大气条件如下：温度=15 °C，绝对湿度=0.00634 千克水/千克干空气，压力=101325 帕。

(20) 采样系统 指将气态排出物试样从试样探头传输到测量系统进口的系统。

(21) 轴功率 指所测量到的涡桨发动机的轴功率输出。

(22) 烟雾 指排气中不透光的物质。

(23) 发烟指数 (SN) 表示烟排放数量的无量纲参数。

(24) 标准大气条件 温度=15 °C，绝对湿度=0.00 公斤水/公斤干空气，压力=101325 帕。

(25) 滑行/慢车（着陆） 指在着陆滑行到所有推进发动机最后停车期间航空器滑行和慢车工作状态。

(26) 滑行/慢车（起飞） 指在为滑行而开始起动推进发动机直至转入起飞跑道期间航空器滑行和慢车工作状态。

(27) 二氧化碳排放审定飞机的衍生型 指已经按本规定二氧化碳排放要求审定的飞机所进行的型号设计更改，该设计更改使得其最大起飞质量增加，或者使得其二氧化碳排放评定度量值增加至超过下列标准：

(a) 最大起飞质量为 5700 千克时为 1.35%，线性降至；

(b) 最大起飞质量为 60000 千克时为 0.75%，线性降至；

(c) 最大起飞质量为 600000 千克时为 0.70%；

(d) 最大起飞质量大于 600000 千克时恒定为 0.70%。

注：当局方认为，在设计、构型、动力或质量上对飞机进行的拟议更改非常之大，以致需要对其与适用的适航规章的符合性进行基本全新的审查时，该飞机将被认为是一种新的型号设计，而非衍生型。

(28) 非二氧化碳排放更改 对已获得二氧化碳排放合格审定的飞机型号的设计更改若既未引起最大起飞重量增加，也未使二氧化碳排放评估度量值增加超过上述阈值，则被视为非二氧化碳排放更改。

注：这一非二氧化碳排放更改阈值的定义也被称为“非二氧化碳排放更改标准”。对于非二氧化碳排放更改，经修改的型号设计被视为具有与母机型号设计相同的二氧化碳排放评定度量值。

(29) 非二氧化碳排放审定飞机的衍生型 指未按本规定二氧化碳排放要求审定的飞机所进行的设计更改，该设计更改导致飞机二氧化碳排放评估度量值增加 1.5% 以上或者被认为是重大二氧化碳更改，对于已颁发适航证的飞机的设计更改除外。

(30) 等效程序 一种试验或分析程序，虽然与 ICAO 附件 16 卷 III 规定的程序不同，但在局方的技术判断中，有效地得出了与规定程序相同的二氧化碳排放评定度量值。

(31) 最大载客座位 飞机型号设计的最大审定乘客数量。

(32) 最大起飞质量 指对于该型号设计的所有起飞质量的最大值。

(33) 性能模型 指一种经修正后的飞行试验数据验证的分析工具或者方法，可用于确定用来计算基准条件下的二氧化碳排放评估度量值的燃油里程值。

(34) 最适条件 在飞机飞行手册中界定的批准运行范围内高度和空速的综合情况，飞机飞行手册规定了每个基准飞机重量的最高燃油里程。

(35) 基准几何因子 指基于机身二维投影得出的飞机机身尺寸测量值的调整因子。

(36) 燃油里程 指飞机巡航飞行阶段每消耗单位燃油所行驶的里程。

2.2 缩略语

A: 面积(米²)

AVG: 平均值

CAAC: 中国民用航空局

CAEP: 航空环境保护委员会

C_D: 空气阻力系数

CFD: 计算流体力学
CG: 重心
CI: 置信区间
 C_L : 升力系数
 CO_2 : 二氧化碳
 CO_2 MV: 二氧化碳排放评定度量值 (千克/千米)
CO: 一氧化碳
 D_p : 在基准排放的着陆与起飞循环中排放出的任何气态污染物的质量
 F_{oo} : 额定输出
 g : 重力加速度 (米/秒²)
 g_0 : 在海平面和大地纬度 45.5 度处的重力加速度标准值, 9.80665 (米/秒²)
 h : 高度 (米)
Hz: 赫兹 (每秒中的周期数)
LHV: 低热值 (兆焦/千克)
M: 马赫数
HC: 碳氢化合物
Kg: 千克
LTO: 着陆和起飞
 m : 米
mm: 毫米
MTOM: 最大起飞质量 (千克)
 NO_x : 氮氧化合物
nvPM: 非挥发性微粒物质 (见定义)
Pa: 帕斯卡
MV: 度量值
OML: 外模线
P: 压力 (帕)
 R_e : 地球半径 (米)
RE: 雷诺数

RGF: 基准几何因子
 RSS: 平方和根值
 SAR: 燃油里程 (千米/千克)
 SN: 发烟指数
 TIM: 状态时间
 °C: 摄氏度
 %: 百分比
 π_{oo} : 基准增压比
 SEM: 半经验方法
 SFC: 单位燃油消耗 (千克/小时/牛顿)
 STC: 补充型号合格证
 T: 温度 (开尔文)
 TAS: 真空速 (千米/小时)
 TC: 型号合格证
 TOW: 起飞重量 (千克)
 V: 速度 (米/秒)
 W_f : 飞机总燃油流量 (千克/小时)
 W: 重量 (牛顿)
 δ : 特定高度大气压与海平面大气压之比
 Φ : 纬度 (度)
 ρ : 密度 (千克/米³)
 σ : 地面航迹角 (度) / 在置信区间 H. 6 节中的标准偏

差

ζ : 在置信区间附录 H. 6 中的自由度

μ : 在置信区间附录 H. 6 中的平均值

3. 条款要求解析及可接受的符合性方法

3.1 第 34.3 条 总则

3.1.1 条款原文

(a) 按《民用航空产品和零部件合格审定规定》中第二章和第三章的规定申请航空涡轮发动机型号合格证、补充型号合格证、型号认可证或申请对该合格证进行更改的法

人，必须表明符合本规定中适用的要求。对于在用的航空涡轮发动机也要符合本规定的适用要求。

(b) 申请人为表明符合本规定的适用要求时，应使用本规定要求的测试和采样方法、分析技术和有关设备，否则，必须经局方批准或认可。

(c) 自本规定生效之日起，对于排气排出物的要求，按照中国民用航空规章的要求进行维修、型号设计符合本规定排气排出物要求的发动机，应视为符合这些要求。发动机进行前述维修前已被局方认可的所有演示符合性的方法和型别牌号，应视为继续符合其被批准所依据的特定标准。

(d) 申请人必须允许局方目击任何确定与本规定适用条款符合性的测试。

3.1.2 条款解释及符合性方法

第 34.3 条(a)款给出了《涡轮发动机飞机燃油排泄和排气排出物规定》的适用范围，不仅包括申请型号合格证、补充型号合格证、型号认可证或对合格证进行更改的航空涡轮发动机，也包括在用发动机，都需要符合《涡轮发动机飞机燃油排泄和排气排出物规定》的适用要求。发动机只要使用就会产生排放，所以为了有效控制民用航空业的排放量，不仅在初始适航审定时对发动机排放特性有所要求，还需要对正在生产和使用中的发动机的排放进行要求。依据《民用航空产品和零部件合格审定规定》，涉及到航空涡轮发动机排放审定的证件主要有发动机型号合格证、补充型号合格证、型号认可证、补充型号认可证。

第 34.3 条(b)款明确要求申请人进行排放符合性测试时应使用 CCAR-34-R1 规章中规定的采样测试方法、分析技术和有关设备，若采用规章要求以外的采样测试方法、分析技术和有关设备，必须经过局方批准或认可。申请人在申请任何替代、等效或与 CCAR-34-R1 规章不一致的采样测试方法、分析技术和有关设备时，必须表明这些方法、技术和设备对规章要求的符合性。

第 34.3 条(c)款规定了在用发动机正常维修后的排放符合性。由于发动机的排放在一定时间内不会发生严重恶化。因此，如果发动机之前满足排放要求，并且按照适航规章的要求进行维修，则这些发动机应视为继续符合其适用的排放要求。

第 34.3 条(d)款要求申请人必须允许局方目击任何确定与 CCAR-34-R1 规章中适用条款符合性的试验。排放试验通常在发动机制造商的设备上完成，由于排放采样和分析设备的费用和复杂性，发动机制造商会尽可能地使用相同的程序和设备完成所有排放审定试验。当局方目击并批准了一项排放审定试验，后续如采用相同的测试设备、程序和方法的相似排放审定试验，局方可适当降低介入程度。但是，局方将对试验设备或程序发生变化的情况进行评估。例如，变更分析仪的制造商对试验影响不大，局方将适当降低介入程度；而从单点采样探针变更为集成式采样耙，则需要重点审查和讨论，包括检查所涉及的设备等。

3.2 第 34.5 条 专用测试程序

3.2.1 条款原文

基于航空器或航空发动机制造人或营运人的书面申请，对于不宜按本规定要求的程序进行满意测试的航空器或航空发动机，局方可以批准其它的测试程序。

3.2.2 条款解释及符合性方法

某些发动机的构型比较特殊，可能需要采用与 CCAR-34 部要求不同的测试方法。比如分开排气的发动机，如果严格要求排放采样管的位置，会使得测试变得异常困难，但若采取某种措施将内外涵气流分开同时不影响发动机的性能，则可以对内涵气流进行单独采样。因此本条特别指出，采用与 CCAR-34 部要求不同的符合性方法需要得到局方的批准。

3.3 第 34.6 条 航空器安全性

3.3.1 条款原文

(a) 局方确认某项排出物标准不可能在特定时间内被满足而不危及安全，可以对本规定的某些条款进行修订。

(b) 只要局方确认本规定中任何燃油排泄物和排气排出物的控制条款不能安全地应用于某航空器，则任何部门不得对该航空器采用或执行该条款。

3.3.2 条款解释及符合性方法

34.6(a) 条要求的实质是在任何时候局方考虑满足排放标准时，都需要考虑对安全的影响，这也表明了排放要求的技术跟随性，只有市场上出现了成熟及成本可控的减排技术后，才会强制要求符合某项排出物标准。

34.6(b) 中的航空器应理解为既包括航空器又包括发动机。

3.4 第 34.7 条 豁免

3.4.1 条款原文

按《民用航空产品和零部件合格审定规定》第 21.3 条规定的程序向民航局提出豁免申请，并由民航局决定是否准予豁免。

(a) 基于不频繁短航程飞行的豁免

本规定的标准不适用于在中国境内用于下列不频繁短航程运行航空器的发动机：

(1) 航空器以出口国外为目的的飞行，包括在飞到中国境外某处之前必须验证航空器的完整性的任何飞行；

(2) 到实施修理、改装或维修的基地、或到储存的地点、或以返场使用为目的的飞行；

(3) 外国政府代表团的正式访问；

(4) 局方认为的其它不频繁短航程的飞行。对这类决定的请求必须在飞行前提出。

(b) 对新发动机的豁免

发动机不符合本规定第 34.21 条标准的，局方可以基于下列情况豁免本规定对其排放标准的要求：

(1) 对制造人有不利的经济影响；

- (2) 对航空工业和航空运输业有不利经济影响；
- (3) 局方认为应当豁免的其它因素。

(c) 对在用发动机的限时豁免

航空器或航空发动机在规定期限内不能满足第 34.11 条 (a) 款或第 34.31 条 (a) 款有关适用标准要求，局方可以基于下列情况对其进行限时豁免：

- (1) 有文件证明已经尽所有最大努力来符合这些标准；
- (2) 有文件证明不能符合这些标准是由于航空器所有人或营运人控制之外的情况所致；
- (3) 有可行的计划表明航空器的所有人或营运人将在最短时间内达到符合性。

(d) 对飞机二氧化碳排放要求的豁免

民航局可以对第 34.40 条规定的适用范围的飞机豁免二氧化碳排放要求，做此决定时应当考虑拟被豁免飞机将生产的飞机数量及其对环境的影响。豁免应当出具书面文件，明确被豁免飞机的序列号，并在飞机永久记录中注明。

3.4.2 条款解释及符合性方法

申请人应按《民用航空产品和零部件合格审定规定》第 21.3 条规定的要求以及《颁发专用条件和批准豁免的程序》向民航局提出豁免申请，并由民航局决定是否准予豁免。

局方在考虑豁免时，将考虑这类发动机的大概生产数量及其对环境的影响。

(1) 豁免申请

(a) 管理

型号合格审定过程中，申请人认为适用 CCAR-21 关于豁免规定情况时，向民航局提交《豁免申请表》（表-21-147-2023）。

(b) 申请豁免的适用范围

(i) 发动机型号（型别信息、型号合格证编号、型号合格证日期、型号合格证上的排放审定基础、国际民航组织发动机排放数据库的唯一标识（UID）号）；

- (ii) 要求豁免的发动机数量；
- (iii) 豁免发动机持续生产时段（截止日期）；
- (iv) 指明拟议豁免的发动机为“备用发动机”，还是“新发动机”，以及发动机的原订货客户（包括适用情况下的航空器类型和序列号）。

(c) 豁免理由

在申请豁免时，申请人应该最大限度地阐明下述因素并使之量化，以作为豁免申请的依据：

- (i) 环境和适航角度相关技术问题；
- (ii) 对制造商、运营人和整个航空业的经济影响；
- (iii) 环境影响。应考虑由豁免造成的额外排放量，如：
 - 1) 超过排放标准规定的发动机数量，同时考虑到相同型号合格证所涵盖的其他型别及与排放标准的关系；
 - 2) 备发的排放量；
 - 3) 为减少排放量所作出的更改对其他环境因素（如噪声和 CO₂ 排放量）的影响；
- (iv) 不可预见的商业环境影响（例如供应链中断或灾难性事件等）；
- (v) 申请豁免发动机的改进型别（符合排放标准）的预计未来产量和生产计划；
- (vi) 任何其他的相关因素。

(2) 评估

对于豁免申请的评估应该基于申请人提供的理由和下述定义与标准执行：

(a) 发动机的使用

“备用发动机”指为维修或替换目的而安装在在用航空器上的全新发动机。对于备用发动机，对豁免申请进行评估的目的是为了保持纪录和进行呈报，而不是为了豁免批准。

“新发动机”指从未使用过的航空涡轮发动机。只有在这些发动机已经满足先前适用的排放标准时，才有可能

免受不符合排放标准的发动机停产要求的制约（例如，只有发动机已经满足 CCAR-34 所提出的 NO_x 标准，才有可能免受不符合 CCAR-34-R1 中 NO_x 排放标准的发动机停产要求的制约）。局方可要求申请人提交关于豁免其他必要信息。

(b) 发动机豁免数量

“备用发动机”

当备用发动机的排放水平等于或优于所替换的发动机时，应给予不带限制的发动机豁免。

“新发动机”

豁免应基于发动机的总数和发动机交付的时段，而发动机的总数和发动机交付的时段将在批准申请时达成共识并以 (a) (3) 豁免理由中所解释的考虑事项为基础。每一发动机型号合格证得到豁免的发动机数量一般不超过 75 台，且持续时间不超过停产生效日期 4 年。豁免仅适用于型号合格证上不满足排放标准的发动机型别。一般而言，对发动机豁免数量将相当低。特殊情况下，需要豁免的发动机数量可超过 75 台，但最多不应超过 200 台的最大值限制。此外，被豁免的发动机数量超过被认为将要停产的发动机型别的结束期产量（如超过 30 台）时，制造商应努力为获豁免的发动机制定后续措施，以使其符合局方商定的时间表。

如果发动机在适用之日不符合标准，但最终目标符合标准，则局方将考虑给予有时间限制的豁免。有时间限制的豁免也可能会限制该时间框架内生产的发动机数量。

(3) 评审

局方将参考 (a) 和 (b) 节所述申请和评估信息，对申请进行及时评审，评审后的结论以正式渠道通知申请人。如批准申请，将在回复中清楚说明所给予豁免的范围。如拒绝申请，将在回复中明确详细理由。

(4) 注册和联络

对所给予豁免发动机，局方将就下述内容进行监督管

理：

(a) 局方将公布豁免发动机的详情，包括发动机型别、允许豁免的最大数量信息。

(b) 申请人应该具备质量控制过程，从而对已豁免发动机进行的监督和管理。

(c) 豁免的发动机识别牌应该标注“豁免”字样。

(d) 豁免应该在发动机批准放行证书/适航批准标签（CAAC 表 AAC-038）中予以记录。

(e) 申请人应该定期向局方提供与批准限制相对应的已生产的豁免发动机的详情（例如，型别、序列号、发动机的使用情况、安装“新发动机”的航空器类型和序列号等）。

3.5 第 34.8 条 引用文件

3.5.1 条款原文

本规定所引用文件的完整标题和信息如下：

(a) 国际民航公约附件 16 卷 II，标题是“国际民用航空公约附件 16，环境保护，第 II 卷，航空器发动机的排放物”，2017 年 7 月第四版，2021 年 1 月 1 日第 10 次修订。

(b) 国际民航公约附件 16 卷 III，标题是“国际民用航空公约附件 16，环境保护，第 III 卷，飞机二氧化碳排放”，2017 年 7 月第一版，2021 年 1 月 1 日第 1 次修订。

3.5.2 条款解释及符合性方法

无。

3.6 第 34.10 条 适用范围

3.6.1 条款原文

(a) 本章适用于 2002 年 4 月 19 日及其后制造的航空燃气涡轮发动机。

(b) 本章同时适用于在用航空燃气涡轮发动机。

(c) 本章还适用于 2023 年 1 月 1 日及其后制造的新的涡轴发动机及其配装的航空器。

3.6.2 条款解释及符合性方法

第 34.10 条款“(a) 本章适用于 2002 年 4 月 19 日及其

后制造的航空燃气涡轮发动机”和“(b)本章同时适用于在用航空燃气涡轮发动机”与2002年3月20日发布的《涡轮发动机飞机燃油排泄和排气排出物规定》(CCAR-34)一致，且在2002年3月20日发布的《涡轮发动机飞机燃油排泄和排气排出物规定》(CCAR-34)中将航空燃气涡轮发动机定义为“涡桨、涡扇或涡喷航空发动机”，因此第34.10条的(a)和(b)款可以合并理解为燃油排泄要求适用于在用的以及在本规章生效之日后制造的涡喷、涡扇、涡桨类航空燃气涡轮发动机及其配装的航空器”。

随通航业日益发展，直升机使用范围和频率累计增加，其燃油排泄也将带来环境污染的问题，出于环境保护考虑，本次规章修改中明确提出“(c)本章还适用于2023年1月1日及其后制造的新的涡轴发动机及其配装的航空器”。

由于CCAR-34规章修改前，未对涡轴类航空发动机提出要求，不对本规章修改生效之日前的涡轴类发动机追溯要求，因此燃油排泄要求只适用于本次修改生效之日即2023年1月1日及之后制造的新的涡轴发动机及其配装的航空器。

表1总结了发动机燃油排泄标准。

表1 发动机燃油排泄标准

发动机类别	燃油排泄标准适用范围
涡桨、涡扇、涡喷类	所有在用和新制造的涡轮发动机
涡轴类	2023年1月1日及其后制造的新的涡轴发动机及其配装的航空器

3.7 第34.11条 燃油排泄标准

3.7.1 条款原文

(a)本章适用的航空涡轮发动机不得向大气排放燃油排泄物。本条旨在防止发动机停车后有意将燃油喷嘴总管中排出的燃油排泄到大气中，而不适用于从轴封、接合面和接头处正常的燃油渗漏。

(b)局方可以采用检查防止燃油排泄物设计的方法，以

确认对本条(a)所述标准的符合性。

(c)应用于某机体或某发动机时，任何制造人或营运人可用防止在发动机停车后从燃油喷嘴总管有意排放燃油的任何方法，来表明符合本条的燃油排泄要求。可接受的符合性方法包括下列之一：

(1)设置一项局方批准的系统，使燃油再循环回流到燃油系统；

(2)加盖或紧固增压和排放活门；

(3)人工将存油箱的燃油排放到某一容器里。

3.7.2 条款解释及符合性方法

航空涡轮发动机燃油系统在加压状态下运行是正常的。发动机停车后，发动机内部可能仍然存在高温，而此时燃油系统内的燃油已停止流动，这使得燃油温度升高导致燃油系统内部压力升高。燃油泄漏或碳氢化合物排放到飞机外部环境中，增加了当地的空气污染负担。本条款的目的是消除发动机在正常飞行或地面运转停车后有意地将燃油喷嘴总管中排出的燃油排泄到大气中。本条款不适用于从轴封、接合面和接头处正常的燃油渗漏。

值得注意的是，燃油排泄要求同时适用于发动机所配装的航空器。

局方可以采用检查防止燃油排泄物设计的方法，以确认规章的符合性。可接受的符合性方法包括下列方法之一：

(1)设置一项局方批准的系统，使燃油再循环回流到燃油系统；

(2)加盖或紧固增压和排放活门；

(3)人工将存油箱的燃油排放到某一容器里。

采用符合性方法(3)时，燃油应以对环境无害的方式处理。对于表明符合燃油排泄要求的责任，可以分配给运营方，这取决于选择哪种方式来防止发动机停车后来自燃油总管的有意地燃油排泄。

除以上三种可接受的符合性方法外，还可采用其他的

可接受的符合性方法，如发动机停机时排出总管中燃油并使其燃尽的方法。该方法依靠压缩气体（通常是空气），在发动机停车过程中将燃油总管中的燃油排出至高温燃烧室并在停车过程中燃尽。当发动机开始停车燃油被切断时，一个或多个阀门将压缩气体释放到燃油总管中，使得总管中的燃油迅速进入燃烧室并在发动机停车过程中燃烧。在总管中的燃油进入燃烧室时，需要有足够高的温度使得燃油可以燃尽。为实现这一功能的装置，整个装置可被认为是发动机的一部分，或一些部件也可安装在机身上。

3.8 第 34.20 条 适用范围

3.8.1 条款原文

本章适用于第 34.21 条规定的日期起规定类别的所有新的航空涡轮发动机。

3.8.2 条款解释及符合性方法

无。

3.9 第 34.21 条 排气排出物标准

3.9.1 第 34.21 条(a)条款原文

(a) 每台新的 TSS 类发动机，2023 年 1 月 1 日及其后制造的额定输出不大于 26.7 千牛的每台新的 TFJ 类发动机，其烟雾排放不得超过：

$SN=83.6(Foo)^{-0.274}$ （Foo 以千牛为单位）或者 50（两者中取小者）

3.9.2 第 34.21 条(a)条款解释及符合性方法

第 34.21 条 (a)，针对新的 TSS 类发动机和 2023 年 1 月 1 日及其后制造的额定输出不大于 26.7 千牛的每台新的 TFJ 类发动机提出了烟雾排放要求，具体要求未变。对于额定输出大于 26.7 千牛的新的 TFJ 类发动机，不再提出烟雾排放要求。

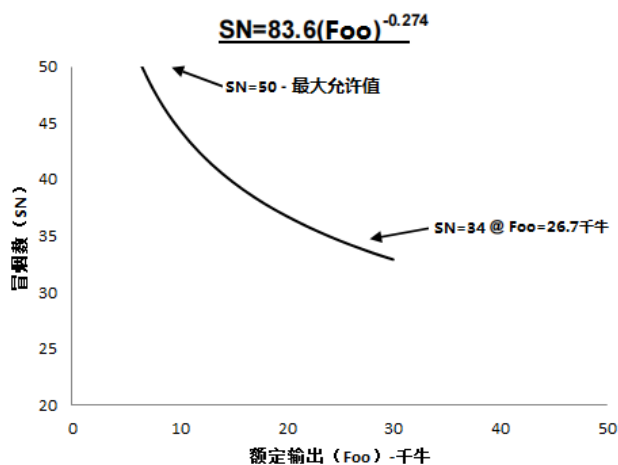


图 1 TSS、TFJ 类发动机烟雾排放要求

3.9.3 第 34.21 条 (b) 条款原文

(b) 2002 年 4 月 19 日及其后制造的额定输出等于或者大于 1000 千瓦 (1340 马力) 的每台新的涡桨发动机的烟雾排放不得超过：

$$SN = 187(Foo)^{-0.168} \quad (\text{Foo 以千瓦为单位})$$

3.9.4 第 34.21 条 (b) 条款解释及符合性方法

第 34.21 条 (b) 款，针对 2002 年 4 月 19 日及其后制造的额定输出等于或者大于 1000 千瓦 (1340 马力) 的每台新的涡桨发动机提出了烟雾排放要求，具体排放要求未变。

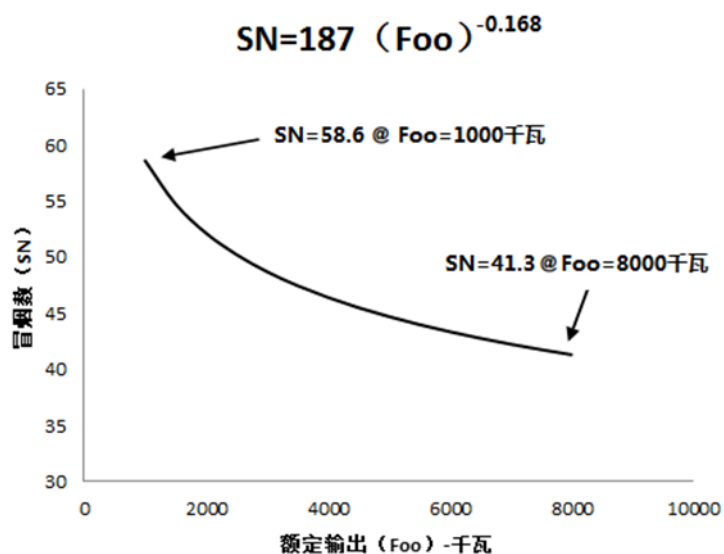


图 2 涡桨类发动机烟雾排放要求

表 2 总结了发动机烟雾排放标准。

表 2 发动机烟雾排放标准

发动机类别	适用发动机范围	额定输出 F_{oo} (千牛)	SN 标准
TSS(超音速航空器发动机)	新的发动机	所有	不得超过 $83.6 (F_{oo})^{-0.274}$ 且最大不超过 50
TFJ(亚音速航空器上的涡扇和涡喷发动机)	2023 年 1 月 1 日及其后制造的发动机	$F_{oo} \leq 26.7$	(即: 当 $F_{oo} \leq 6.527$ 时, SN 不得超过 50; 当 $F_{oo} > 6.527$ 时, SN 不得超过 $83.6 (F_{oo})^{-0.274}$)
TP(涡桨发动机)	2002 年 4 月 19 日及其后制造的发动机	≥ 1000 千瓦 (1340 马力)	不得超过 $187 (F_{oo})^{-0.168}$

3.9.5 第 34.21 条(c)条款原文

(c)2002 年 4 月 19 日及其后制造的额定输出等于或者大于 26.7 千牛 (6000 磅) 的每台新的 TFJ 类发动机排出的气态排出物不得超过:

碳氢化合物: $D_p/F_{oo}=19.6$

一氧化碳: $D_p/F_{oo}=118$

氮氧化合物：

(1) 2023 年 1 月 1 日之前制造的新发动机：

$$D_p/F_{oo}=(32+1.6\pi_{oo})$$

(2) 批生产型别的首台制造日期在 2023 年 1 月 1 日或者其后且在 2023 年 1 月 1 日之前提交型号合格证申请的发动机：

(i) 对于增压比为 30 或者以下的发动机：

(A) 对于最大额定输出大于 89.0 千牛的发动机：

$$D_p/F_{oo}=7.88+1.4080\pi_{oo}$$

(B) 对于最大额定输出大于 26.7 千牛但不大于 89.0 千牛的发动机：

$$D_p/F_{oo}=40.052+1.5681\pi_{oo}-0.3615F_{oo}-0.0018\pi_{oo}F_{oo}$$

(ii) 对于增压比大于 30 但小于 104.7 的发动机：

(A) 对于最大额定输出大于 89.0 千牛的发动机：

$$D_p/F_{oo}=-9.88+2.0\pi_{oo}$$

(B) 对于最大额定输出大于 26.7 千牛但不大于 89.0 千牛的发动机：

$$D_p/F_{oo}=41.9435+1.505\pi_{oo}-0.5823F_{oo}+0.005562\pi_{oo}F_{oo}$$

(iii) 对于增压比为 104.7 或者以上的发动机：

$$D_p/F_{oo}=32+1.6\pi_{oo}$$

(3) 对于 2023 年 1 月 1 日或者其后提交型号合格证申请的发动机：

(i) 对于增压比为 30 或者以下的发动机：

(A) 对于最大额定输出大于 89.0 千牛的发动机：

$$D_p/F_{oo}=7.88+1.4080\pi_{oo}$$

(B) 对于最大额定输出大于 26.7 千牛但不大于 89.0 千牛的发动机：

$$D_p/F_{oo}=40.052+1.5681\pi_{oo}-0.3615F_{oo}-0.0018\pi_{oo}F_{oo}$$

(ii) 对于增压比大于 30 但小于 104.7 的发动机：

(A) 对于最大额定输出大于 89.0 千牛的发动机：

$$D_p/F_{oo}=-9.88+2.0\pi_{oo}$$

(B) 对于最大额定输出大于 26.7 千牛但不大于 89.0 千牛的发动机:

$$D_p/F_{oo}=41.9435+1.505\pi_{oo}-0.5823F_{oo}+0.005562\pi_{oo}F_{oo}$$

(iii) 对于增压比为 104.7 或者以上的发动机:

$$D_p/F_{oo}=32+1.6\pi_{oo}$$

3.9.6 第 34.21 条(c)条款解释及符合性方法

第 34.21 条(c)款, 针对 2002 年 4 月 19 日及其后制造的额定输出等于或者大于 26.7 千牛(6000 磅)的每台新的 TFJ 类发动机提出了气态排出物要求:

碳氢化合物: $D_p/F_{oo}=19.6$

一氧化碳: $D_p/F_{oo}=118$

氮氧化合物: 与 CAEP/8 中氮氧化合物要求一致 (CAEP/8 后至今氮氧化合物要求未修订), 具体详见表 3。

表 3 TFJ 类发动机氮氧化合物排放要求

适用 发动机范围	基准增压比 π_{oo}	最大额定输出 F_{oo} (千牛)	氮氧化合物排放量 D_p/F_{oo}
2002 年 4 月 19 日至 2023 年 1 月 1 日之间制造的新发动机	全部	$F_{oo} \geq 26.7$	不得超过 $(32+1.6 \pi_{oo})$
批生产型别的首台制造日期在 2023 年 1 月 1 日或者其后且在 2023 年 1 月 1 日之前提交型号合格证申请的发动机	$\pi_{oo} \leq 30$	$F_{oo} > 89.0$	不得超过 $7.88+1.4080 \pi_{oo}$
		$26.7 < F_{oo} \leq 89.0$	不得超过 $40.052+1.5681 \pi_{oo}-0.3615F_{oo}-0.0018 \pi_{oo}F_{oo}$
	$30 < \pi_{oo} < 104.7$	$F_{oo} > 89.0$	不得超过 $-9.88+2.0 \pi_{oo}$
		$26.7 < F_{oo} \leq 89.0$	不得超过 $41.9435+1.505 \pi_{oo}-0.5823F_{oo}+0.005562 \pi_{oo}F_{oo}$
	$\pi_{oo} \geq 104.7$	$F_{oo} > 26.7$	不得超过 $(32+1.6 \pi_{oo})$
2023 年 1 月 1 日或者其后提交型号合格证申请的发动机	$\pi_{oo} \leq 30$	$F_{oo} > 89.0$	不得超过 $7.88+1.4080 \pi_{oo}$
		$26.7 < F_{oo} \leq 89.0$	不得超过 $40.052+1.5681 \pi_{oo}-0.3615F_{oo}-0.0018 \pi_{oo}F_{oo}$
	$30 < \pi_{oo} < 104.7$	$F_{oo} > 89.0$	不得超过 $-9.88+2.0 \pi_{oo}$
		$26.7 < F_{oo} \leq 89.0$	不得超过 $41.9435+1.505 \pi_{oo}-0.5823F_{oo}+0.005562 \pi_{oo}F_{oo}$
	$\pi_{oo} \geq 104.7$	$F_{oo} > 26.7$	不得超过 $(32+1.6 \pi_{oo})$

3.9.7 第 34.21 条(d)条款原文

(d)2002 年 4 月 19 日及其后制造的每台新的 TSS 类发动机排出的气态排出物不得超过：

碳氢化合物： $140(0.92)\pi_{oo}$

一氧化碳： $4550(\pi_{oo})-1.03$

氮氧化合物： $36+2.42\pi_{oo}$

3.9.8 第 34.21 条(d)条款解释及符合性方法

第 34.21 条(d)款，针对 2002 年 4 月 19 日及其后制造

的每台新的 TSS 类发动机提出了气态排出物要求，具体要求与上一版 CCAR-34 部一致。

3.9.9 第 34.21 条(e)条款原文

(e)2023 年 1 月 1 日及其后制造的额定输出大于 26.7 千牛(6000 磅)的新的 TFJ 类发动机，应当按照国际民航公约附件 16 卷 II 附录 6、附录 7、附录 8 中的程序测量和计算 nvPM 质量和数量排放等级，并按照国际民航公约附件 16 卷 II 中的程序或者中国民用航空局接受的等效程序将它们转换成特征值，不得超过用下列公式算出的规定限值：

(1)LT0_{mass}:

(i)其型号或者型别的型号合格证申请提交日期为 2023 年 1 月 1 日之前，且制造日期为 2023 年 1 月 1 日或者其后的发动机：

最大额定输出大于 200 千牛的发动机：

$$LTO_{\text{mass}}/F_{\text{oo}}=347.5$$

最大额定输出大于 26.7 千牛但不超过 200 千牛的发动机：

$$LTO_{\text{mass}}/F_{\text{oo}}=4646.9-21.497F_{\text{oo}}$$

(ii)其型号或者型别的型号合格证申请提交日期为 2023 年 1 月 1 日或者其后的发动机：

最大额定输出大于 150 千牛的发动机：

$$LTO_{\text{mass}}/F_{\text{oo}}=214.0$$

最大额定输出大于 26.7 千牛但不超过 150 千牛的发动机：

$$LTO_{\text{mass}}/F_{\text{oo}}=1251.1-6.914F_{\text{oo}}$$

(2)LT0_{num}:

(i)其型号或者型别的型号合格证申请提交日期为 2023 年 1 月 1 日之前，且制造日期为 2023 年 1 月 1 日或者其后的发动机：

最大额定输出大于 200 千牛的发动机：

$$LTO_{\text{num}}/F_{\text{oo}}=4.170 \times 10^{15}$$

最大额定输出大于 26.7 千牛但不超过 200 千牛的发动机：

$$LT0num/F_{oo}=2.669\times 10^{16}-1.126\times 10^{14}F_{oo}$$

(ii) 其型号或者型别的型号合格证申请提交日期为 2023 年 1 月 1 日或者其后的发动机：

最大额定输出大于 150 千牛的发动机：

$$LT0num/F_{oo}=2.780\times 10^{15}$$

最大额定输出大于 26.7 千牛但不超过 150 千牛的发动机：

$$LT0num/F_{oo}=1.490\times 10^{16}-8.080\times 10^{13}F_{oo}$$

(3) 最大 nvPMmass 浓度 ($\mu\text{g}/\text{m}^3$) 特征值不得超过根据下列公式确定的水平：

$$\text{nvPM 质量浓度规定限值}=10^{(3+2.9F_{oo}^{-0.274})}$$

3.9.10 第 34.21 条(e) 条款解释及符合性方法

第 34.21 条(e)款，针对 2023 年 1 月 1 日及其后制造的额定输出大于 26.7 千牛（6000 磅）的新的 TFJ 类发动机提出了 nvPM（非挥发性微粒物质）质量和数量的排放要求，即 CAEP/11 要求。应当按照国际民航公约附件 16 卷 II 的程序测量和计算 nvPM 质量和数量排放等级，按照国际民航公约附件 16 卷 II 中的程序或者中国民用航空局接受的等效程序将它们转换成特征值，详见附录 D、附录 E 和 F.1。所得特征值不得超过规定限值，详见下表 4。

表 4 TFJ 类发动机 nvPM 排放要求限值

要求类别	适用发动机 时间范围	最大额定输出 F_{oo} (千牛)	nvPM 排放要求限值
LTO_{mass}	其型号或者型别的型号合格证申请提交日期为 2023 年 1 月 1 日之前, 且制造日期为 2023 年 1 月 1 日或者其后的发动机	$F_{oo} > 200$	LTO_{mass}/F_{oo} 不得超过 347.5
		$26.7 < F_{oo} \leq 200$	LTO_{mass}/F_{oo} 不得超过 $4646.9 - 21.497F_{oo}$
	其型号或者型别的型号合格证申请提交日期为 2023 年 1 月 1 日或者其后的发动机	$F_{oo} > 150$	LTO_{mass}/F_{oo} 不得超过 214.0
		$26.7 < F_{oo} \leq 150$	LTO_{mass}/F_{oo} 不得超过 $1251.1 - 6.914F_{oo}$
LTO_{num}	批生产型别的首台制造日期在 2023 年 1 月 1 日或者其后且在 2023 年 1 月 1 日之前提交型号合格证申请的发动机	$F_{oo} > 200$	LTO_{mass}/F_{oo} 不得超过 4.170×10^{15}
		$26.7 < F_{oo} \leq 200$	LTO_{mass}/F_{oo} 不得超过 $2.669 \times 10^{16} - 1.126 \times 10^{14} F_{oo}$
	其型号或者型别的型号合格证申请提交日期为 2023 年 1 月 1 日或者其后的发动机	$F_{oo} > 150$	LTO_{mass}/F_{oo} 不得超过 2.780×10^{15}
		$26.7 < F_{oo} \leq 150$	LTO_{mass}/F_{oo} 不得超过 $1.490 \times 10^{16} - 8.080 \times 10^{13} F_{oo}$
最大 $nvPM_{mass}$ 浓度 ($\mu g/m^3$) 特征值	2023 年 1 月 1 日及其后制造的新的 TFJ 类发动机	$F_{oo} > 26.7$	nvPM 质量浓度规定限值不得超过 $10^{(3+2.9F_{oo}^{-0.274})}$

3.9.11 第 34.21 条(f)条款原文

(f) 本条(a)款、(b)款、(c)款和(d)款规定的标准涉及到本规定 G 章适用条款中所述的体现工作循环的混合气态排出物试样, 以及本规定 H 章适用条款所述的发动机工作期间排出的烟雾排放, 应当按这些章规定的程序进行测量和计算。

3.9.12 第 34.21 条(f)条款解释及符合性方法

第 34.21 条(f)款，对涉及到的烟雾和气态排放物的测量程序进行了规范，具体内容在 G 章和 H 章进行介绍。

3.10 第 34.30 适用范围

3.10.1 条款原文

本章适用于各类别已获批准在中国国内营运的，按第 34.31 条中规定的日期及类别的所有在用航空涡轮发动机。

3.10.2 条款解释及符合性方法

本章对于第 34.31 条中规定的日期及类别的所有各类别已获批准在中国国内营运的航空涡轮发动机提出了烟雾排放要求，而不仅局限于超音速推进的涡轮喷气和涡轮风扇发动机。

3.11 第 34.31 条排气排出物标准

3.11.1 条款原文

(a)2002 年 4 月 19 日以前生产的 TFJ 类和 TSS 类的在用发动机的烟雾排放不得超过：

$SN=83.6 (Foo)^{-0.274}$ (Foo 以千牛为单位) 或者 50 (两者中取小者)

(b)本条(a)规定的标准涉及本规定 H 章所述的在发动机工作期间排气的烟雾排放的，应按本规定 H 章规定的程序进行测量和计算。

3.11.2 条款解释及符合性方法

第 34.31 条(a)款，针对 2002 年 4 月 19 日以前生产的 TFJ 类和 TSS 类在用发动机，下图提供了烟雾排放要求的图形表示。一般来说，使得发动机尾迹流可见的最低 SN 值预计在 25~30 之间。然而，发动机尾迹流是否可见与发动机尾喷管直径、观测角度、背景和气象条件等多种因素都有关系，其中任何一个或多个因素发生变化都会影响到尾迹流是否可见。例如，以垂直于发动机轴线方向观察时不可见的尾迹流，当以平行于发动机轴线的角度观察时可能是可见的。此外，尾迹流是否可见也随当地环境湿度变化而变化，可见尾迹流会随着湿度的增加而变得越来越模糊，

甚至变得不可见。规章对烟雾排放设置限制值，目的是确保在垂直于发动机轴线方向上观测时，尾迹流是不可见的。

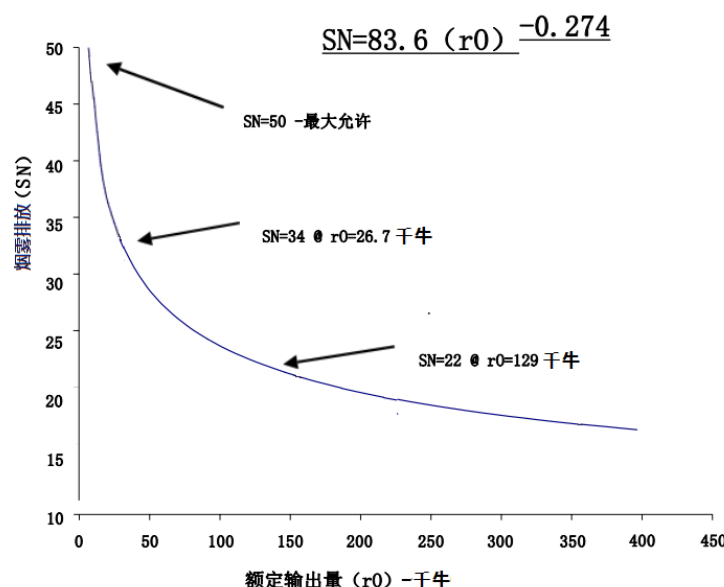


图 3 TSS、TFJ 类发动机烟雾排放要求

3.12 第 34.40 条 适用范围

3.12.1 条款原文

本章的标准适用于下述飞机，但水陆两栖飞机、根据专门运行需求进行初始设计或者改装并加以使用的飞机、基准几何因子（RGF）设计为零的飞机和专门为消防设计或者改装和使用的飞机除外：

(a) 2020 年 1 月 1 日或者其后提交型号合格证申请的最大起飞质量大于 5700 千克的亚音速喷气式飞机，包括其衍生型，但最大起飞质量不大于 60000 千克且最大乘客座位数不大于 19 座的飞机除外；

(b) 2023 年 1 月 1 日或者其后提交型号合格证申请的最大起飞质量大于 5700 千克但不大于 60000 千克，且最大乘客座位数不大于 19 座的亚音速喷气式飞机，包括其衍生型；

(c) 2020 年 1 月 1 日或者其后提交型号合格证申请的最大起飞质量大于 8618 千克的所有螺旋桨驱动的所有飞机，包括其衍生型；

(d) 2023 年 1 月 1 日或者其后提交型号设计更改合格审

定申请的最大审定起飞质量大于 5700 千克的非二氧化碳排放审定的亚音速喷气式飞机的衍生型，包括其后来的二氧化碳排放审定的衍生型；

(e) 2023 年 1 月 1 日或者其后提交型号设计更改合格审定申请的最大审定起飞质量大于 8618 千克的非二氧化碳排放审定的螺旋桨驱动飞机的衍生型，包括其后来的二氧化碳排放审定的衍生型；

(f) 2028 年 1 月 1 日或者其后首次颁发适航证的最大审定起飞质量大于 5700 千克的非二氧化碳排放审定的亚音速喷气式单架飞机；

(g) 2028 年 1 月 1 日或者其后首次颁发适航证的最大审定起飞质量大于 8618 千克的非二氧化碳排放审定的螺旋桨驱动的单架飞机。

3.12.2 条款解释及符合性方法
无。

3.13 第 34.41 条 二氧化碳排放评定度量

3.13.1 条款原文

二氧化碳排放评定度量应当按本规定第 34.42 条中定义的三种基准质量的 $1/\text{SAR}$ 值的平均数和国际民航公约附件 16 卷 III 附录 2 中定义的基准几何因子来确定。度量值应当按照以下公式来计算：

$$\text{二氧化碳排放评定度量值} = \frac{\left(\frac{1}{\text{SAR}}\right)_{\text{AVG}}}{(\text{RGF})^{0.24}}$$

注 1：度量值以千克/千米为单位进行量化。

注 2：二氧化碳排放评定度量是基于燃油里程（SAR）的度量，详见附录 H.5 节。并进行适当调整以考虑机身尺寸，详见附录 H.2。

3.13.2 条款解释及符合性方法
无。

3.14 第 34.42 条 基准飞机质量

3.14.1 条款原文

在根据本章要求进行试验时，应当针对以下三种基准飞机质量的每一种，确定其 1/SAR 值：

(a) 高总质量：92%最大起飞质量 (MTOM)

(b) 中等总质量：高总质量和低总质量的简单算术平均值

(c) 低总质量： $(0.45 \times \text{MTOM}) + (0.63 \times (\text{MTOM}^{0.924}))$

注：最大起飞质量以千克表示。

最大起飞质量的二氧化碳排放审定也代表小于最大起飞质量的起飞质量的二氧化碳排放审定。但是，除了对最大起飞质量的二氧化碳度量值进行强制审定外，申请人可自愿申请对小于最大起飞质量的起飞质量的二氧化碳度量值进行批准。

注：采用最大起飞重量的二氧化碳度量值对低于最大起飞重量的飞机进行合格审定的前提是：

(a) 同型号飞机；

(b) 飞机的气动外形相同；

(c) 飞机发动机构型相同，或发动机在同等条件下的油耗相同；

(d) 向局方表明飞机的其他差异不影响二氧化碳排放。

3.14.2 条款解释及符合性方法

无。

3.15 第 34.43 条 最高允许二氧化碳排放评定度量值

3.15.1 条款原文

应根据国际民航公约附件 16 卷 III 附录 1 所述的评定方法确定二氧化碳排放评定度量值。二氧化碳排放评定度量值不应超过以下所确定的值。

(a) 对于本规定第 34.40 条 (a) 款、(b) 款和 (c) 款规定的最大审定起飞质量不大于 60000 千克的飞机：

$$\text{最高允许值} = 10^{(-2.73780 + (0.681310 * \log_{10}(\text{MTOM})) + (-0.0277861 * \log_{10}(\text{MTOM}))^2)}$$

(b) 对于本规定第 34.40 条 (a) 款和 (c) 款规定的最大审定起飞质量大于 60000 千克，但不大于 70395 千克的飞机：

最高允许值=0.764

(c) 对于本规定第 34.40 条 (a) 款和 (c) 款规定的最大审定起飞质量大于 70395 千克的飞机：

$$\text{最高允许值} = 10^{(-1.412742 + (-0.020517 * \log_{10}(MTOM)) + (0.0593831 * \log_{10}(MTOM))^2)}$$

(d) 对于本规定第 34.40 条 (d) 款、(e) 款、(f) 款和 (g) 款规定的最大审定起飞质量不大于 60000 千克的飞机：

$$\text{最高允许值} = 10^{(-2.57535 + (0.609766 * \log_{10}(MTOM)) + (-0.0191302 * \log_{10}(MTOM))^2)}$$

(e) 对于本规定第 34.40 条 (d) 款、(e) 款、(f) 款和 (g) 款规定的最大审定起飞质量大于 60000 千克，但不大于 70107 千克的飞机：

最高允许值=0.797

(f) 对于本规定第 34.40 条 (d) 款、(e) 款、(f) 款和 (g) 款规定的最大审定起飞质量大于 70107 千克的飞机：

$$\text{最高允许值} = 10^{(-1.39353 + (-0.020517 * \log_{10}(MTOM)) + (0.0593831 * \log_{10}(MTOM))^2)}$$

3.15.2 条款解释及符合性方法

无。

3.16 第 34.44 条 确定飞机燃油里程的基准条件

3.16.1 条款原文

基准条件须包含批准的飞机正常运行包线内的以下条件：

(a) 本规定第 34.42 条规定的飞机总质量；

(b) 申请人选定的高度和空速组合；

注：这些条件一般指产生最大燃油里程值的高度和空速组合，通常是在最优高度的最大航程巡航马赫数。选择最适合条件以外的其他条件，将对燃油里程值产生不利影响。

- (c) 稳定（无加速）、直线和水平飞行；
- (d) 飞机纵向和横向配平状态；
- (e) 国际民航组织标准日大气；
- (f) 飞机在基准高度和大地纬度 45.5 度的静止空气中，向真北方向飞行的重力加速度，基于 g_0 ；
- (g) 燃油低热值等于 43.217 MJ/kg；
- (h) 申请人选定的基准飞机重心（CG）位置，代表与三种基准飞机质量的每一种的设计巡航性能有关的重心中点；
注：对于装备了纵向重心控制系统的飞机，可以利用这一特征来选定基准重心位置。
- (i) 申请人选定的用于根据飞机商载能力和制造商的标准燃料管理做法进行的代表性运行的机翼结构载荷条件；
- (j) 申请人根据制造商推荐的程序选定的与设计巡航性能相关的电力和机械功率提取及引气流量；
注：因使用旅客娱乐系统等选装设备导致的功率提取和引气流量不必纳入其中。
- (k) 符合该特定条件下发动机性能模型的额定设计的发动机操纵/稳定引气操作；
- (l) 申请人选定的发动机性能衰退程度，代表初始衰退程度（最低 15 次起飞或者 50 个发动机飞行小时）。
如果试验条件与基准条件不同，则应按国际民航公约附件 16 卷 III 附录 1 所述，对试验条件和基准条件之间差异进行修正。

3.16.2 条款解释及符合性方法
无。

3.17 第 34.45 条 试验程序

3.17.1 条款原文

燃油里程值构成二氧化碳排放评定度量值的基础，应当直接根据飞行试验确定，或者根据飞行试验所验证的性能模型确定。

试验飞机应当代表申请合格审定的飞机型号设计。

试验和分析程序应当如国际民航公约附件 16 卷 III 附录 1 所述，以批准的方式进行，以产生二氧化碳排放评定度量值。这些程序应当涉及整个飞行试验和数据分析程序，从飞行前的各项行动到飞行后的数据分析。

注：每次飞行试验所使用的燃油应符合 ASTM D1655-21, DEF STAN 91-91 第 7 期修订 3, GB 6537 中规定的规范或等效规范。

3.17.2 条款解释及符合性方法

无。

3.18 第 34.60 条 说明

3.18.1 条款原文

(a) 除第 34.5 条规定的以外，本章规定的程序构成测试大纲，用来确定新的航空涡轮发动机对本规定要求的适用标准的符合性。

(b) 测试包括在发动机测功器上(适用于主要产生轴功率的发动机)或在推力测试台上(适用于主要产生推力的发动机)以规定的功率设定运转发动机。为通过分析系统进行具体的成份分析，必须对发动机运转期间的排气连续采样。

(c) 气态排出物测试目的是测量碳氢化合物、一氧化碳、二氧化碳和氮氧化合物的浓度，并通过计算确定在模拟的航空器起飞着陆循环(LTO)中的总排出物量。起飞着陆循环根据在主要机场高峰期状态时的状态参数的时间来确定。发动机的测试至少由以下四种发动机工作状态组成：滑行 / 慢车、起飞、爬升和进场着陆。综合各种状态的总排出物量得到测试报告值。

(d) 当在发动机测功器或推力测试台上测试排气排出物时，如果不受本规定第 34.62 条(a)款(2)项的限制，应该用完整的发动机(装有合理预计将影响对大气的排出物水平的所有附件，并工作)。不允许使用服务引气和用于辅助发电、驱动飞机系统的齿轮箱部件的轴功率提取。

(e) 其它的气态排出物测试系统，如果能证明获得等同

的结果并且预先得到民航局的批准，也可使用。

3.18.2 条款解释及符合性方法

无。

3.19 第 34.61 条 涡轮发动机燃油规范

3.19.1 条款原文

在排气排出物测试中，应使用不含抑制烟雾产生的添加剂(如金属有机化合物)的满足下列规范的燃油：

航空涡轮发动机排出物测试用燃油规范

性质	值的许可范围
15℃时的密度，千克/米 ³	780～820
蒸馏温度，10%沸点，℃	155～201
终馏点，℃	235～285
净热值，千焦/千克	42860～43500
芳烃含量，%(体积/体积)	15～23
萘含量，%(体积/体积)	0.0～3.0
发烟点，毫米	20～28
氢含量，%(质量/质量)	13.4～14.3
硫含量，%(质量/质量)	小于 0.3
-20℃时运动粘度，毫米 ² /秒	2.5～6.5

3.19.2 条款解释及符合性方法

第 34.61 条，涡轮发动机燃油规范。为与 ICAO 附件 16 卷 II 附录 4 的要求一致，CCAR-34-R1 中对测试用燃油规范进行了部分修改。测试用燃油规范与各地区航空煤油标准规范有一定差异，是考虑到不同航空器燃气涡轮发动机使用不同类型的燃油，具体的燃油类型和组分经常会对发动机排放产生重大影响。当对比不同发动机的排放水平时，燃油类型也是重要的考虑因素。要求使用满足某一特定规范的燃油进行排放审定测试，可为发动机提供固定的参考

点。国际民航组织燃料规范为通用规范，但比通用的 A 类喷气航空燃料规范更为严格。ICAO 附件 16 卷 II 附录 4 中规定燃油组分，可对排气排出物的影响进行某种程度的控制，还有助于对不断改进的技术所产生的影响进行评估。

3.20 第 34.62 条 推进发动机的测试程序

3.20.1 条款原文

(a) (1) 必须在下列模拟航空器运行的每一发动机工作状态下测试发动机以确定总气态排出物比率，修正到标准大气条件下，发动机实际功率设定值应对应于下列额定输出百分比。对基准大气条件所导致的偏差的分析修正和实际功率设定值的小偏差应由局方规定和 / 或批准。

状态	类别		
	TP	TFJ	TSS
滑行/慢车	(*)	(*)	(*)
起飞	100	100	100
爬升	90	85	65
下降	不适用	下降	15
进近	30	30	34

注：*见 (a) (2)

(2) 发动机滑行 / 慢车工作状态应在功率设定为 7% 额定推力下进行，除非局方认为以 7% 进行审定测试时某型别发动机的独特性能会产生与以制造人推荐的慢车功率设定下测试明显不同的碳氢化合物 (HC) 和一氧化碳 (CO) 排出物。在这种情况下局方将规定一个替代的测试状态。

(3) 各状态时间 (TIM) 应按如下规定：

状态	类别		
	TP(分钟)	TFJ(分钟)	TSS(分钟)
滑行/慢车	26.0	26.0	26.0

起飞	0.5	0.7	1.2
爬升	2.5	2.2	2.0
下降	不适用	不适用	1.2
进近	4.5	4.0	2.3

(b) 排出物测试应在已暖机并达到某一稳定工作温度的发动机上进行。

3.20.2 条款解释及符合性方法

对于第 34.62 条 (b) 款，通常暖机时间应不少于 15 分钟。

3.21 第 34.64 条 测量气态排出物的采样和分析程序

3.21.1 条款原文

气态排出物的采样与测量的系统和程序应符合国际民航公约附件 16 卷 II 《航空发动机的排出物》。

3.21.2 条款解释及符合性方法

第 34.64 条，包含对气态排出物的采样和分析程序要求的描述，详见本文件附录 A、附录 B 和附录 C。

另外，对于带加力燃烧的涡轮发动机气态排放物的仪器和测量技术要求，应参考国际民航公约附件 16 卷 II 《航空发动机的排出物》的附录 5。

3.22 第 34.71 条 对气态排出物标准的符合性

3.22.1 条款原文

航空发动机对气态排出物标准的符合性应按依第 34.64 条计算的以每循环克 / 千牛推力或者每循环克 / 千瓦为单位的排出物水平对本规定中适用的排出物标准的对比来确定。国际民航公约附件 16 卷 II 附录 6 给出了用来测试发动机的一种可接受的替代方法，其它表明符合性的方法需经民航局批准。

3.22.2 条款解释及符合性方法

第 34.71 条，包含了对气态排出物标准的符合性的描述，详见本文件附录 D。

3.23 第 34.80 条 说明

3.23.1 条款原文

除第 34.5 条中规定的以外，本章中规定的程序将构成测试大纲，用来确定新的和在用的涡轮发动机对本规定确定的适用标准的符合性。这种测试与第 34.60 条-第 34.62 条所述的测试基本相同，只是本测试是用来确定发动机在代表其在航空器上使用的各工作点的烟雾排放水平。如果其它烟雾测试系统表明能产生等同的结果并预先获得民航局的批准，也可使用。

3.23.2 条款解释及符合性方法

国际民航组织制定的烟雾标准是为了确保发动机排气烟柱的烟雾不可见。烟雾水平是在单位面积滤纸通过规定质量的排气，进而获取滤纸的反射率损失来间接确定的，其结果是一个无量纲数 SN。根据发动机推力和排气喷管直径之间的经验关系，推导出了发烟指数(SN)与发动机推力的关系。不过，该关系源于早期的涡喷或低涵道比燃气涡轮发动机，较少考虑了稀释发动机核心排气的现代高涵道比发动机。国际民航组织定义了测量标准：要求烟雾是在发动机排气口出口平面或附近测量，这与使用 SN 作为早期发动机的尾气能见度指标是一致的。然而，目前的一些发动机设计，将外涵整流罩延伸到内涵喷管之外。根据定义，测量平面包括了外涵气流，这导致了较低的 SN 值，也挑战了 SN 值与能见度之间的经验关系。对于超高涵道比发动机，如涵道式或非涵道式桨扇发动机将使情况进一步复杂。这种测量方法本身已被证明具有稳定性，重复性和可靠性，但耗时长和成本高（特别是对于尾喷口截面的详细移位测试）。

考虑到发烟指数的定义，按规定方法测量以及与发动机排气能见度的隐含关联等上述因素，寻找一种可替代的等效烟雾测试方法变得很有挑战性。这种可替代的等效方法必须与发烟指数（而不是尾流能见度）相关联，即使用可替代的等效方法得到的任何测量值，必须明确地与等效

的发烟指数相关联。一些发动机制造商使用光学设备，进行连续的、几乎实时的烟雾测量。这个装置是仿照 Hartridge 光学烟度计设计的。相关发动机制造商已有经验认为，光学测量结果与 ICAO 附件 16 附录 2 烟痕滤纸测量结果有很好的相关性，而且大大节省了发动机测试时间。若发动机制造商使用这样的装置用于审定试验，则应通过实际测试数据证明该设备等效于 ICAO 附件 16 附录 2。应注意的是，在某个发动机制造商设备上产生的修正结果，尚无法直接延伸至其他发动机制造商的设备上，因此，应格外谨慎地开展上述等效性评估。考虑到烟雾测量非常耗时，尤其是开展尾喷口截面的详细移位测试对发动机提出了很高的要求，寻找可替代且花费少的等效方法将持续具有吸引力。

烟雾测量标准是针对大大超出现今烟雾排放水平的发动机制定的，这也影响了测量方法的相对精度。制订该方法的美国汽车工程师协会 E-31 委员会认为，测量精度在 $\pm 3SN$ 以内。当 SN 在 50-60 之间时，这意味着精度为 5%到 6%。当规定标准为 30 或 30 以下时，相对精度变为 10%到 20%或以上。

同样重要的是要求“向局方提供证据，通过尾喷口截面的详细移位测试，表明所提出的探针设计和采样位置可以在每个规定功率状态下，提供有代表性的样气。”国际民航公约附件 16 卷 II 没有提供“代表性”的定义，也没有指定任何可以证明符合该要求的程序。考虑到尾喷口截面的详细移位测试非常耗时、昂贵，且对于一些新发动机设计来说问题重重，缺少“代表性”的定义和检验是一个相对严重的问题，须加以解决。上述情况对每个有尾喷口截面详细移位测试要求的排放审定试验都无法规避。对于气体排放测试而言，可以通过碳平衡检查将总碳量(主要是二氧化碳)与油气比测量值联系起来，进而估计排气取样的好坏。对于慢车以上的发动机状态，分别从尾气排放和发动机性能

测量得出的油气比相差应在±10%以内。然而，这不是一个充分条件。发烟指数的波动通常大于二氧化碳，因此需要做更多的工作。由于发动机排出物（烟雾与气态排出物）通常为高斯分布（至少在核心流道），可使用标准的统计工具计算平均值与置信水平。上述做法的相关信息可以源自之前的数据，或源自当前或之前类似发动机的详细移位测试。另外，采样探针的设计符合性可通过之前类似发动机上的应用予以证明，申请人需向局方提供相似性证明。

根据燃油组成，二氧化碳与燃油的关系是直接推导出的。例如，一个典型的煤油燃油的分子式为 $C_{12}H_{23}$ 。已知碳(12)和氢(1.008)的原子量，则可计算燃油分子中碳的相对质量是 0.86，或者说 1 千克燃油中含有 0.86 千克碳。假设氧的原子量是 16，类似的计算表明 1 公斤燃油，完全燃烧后，将产生 3.16 公斤的二氧化碳（四舍五入后）。发动机在大功率状态下，假设燃油对空气的比值为 0.02 千克燃油/千克空气，二氧化碳质量比为 0.02×3.16 或每千克空气约 0.063 千克二氧化碳。 CO_2 的分子量为 44.01，空气的分子量为 28.96，空气的密度为 1.225 kg/m^3 ，体积比为 0.0416 或 4.16%。由于二氧化碳仪器读取的是体积百分比，这是当发动机以 0.02 油气比的状态运转时，仪表应读取的值。很明显，按类似方式，通过测量二氧化碳体积，可反向计算出油气比。假设对于已知煤油燃油，可根据上述简单的换算关系，即油气比乘以 200，得到二氧化碳体积百分比的近似值。

3.24 第 34.81 条 燃油规范

3.24.1 条款原文

在烟雾排放测试中，应使用满足第 34.61 条规定的规范的燃油。

3.24.2 条款解释及符合性方法

使用符合特定规范的燃油进行排放审定测试的要求，为发动机提供了一个相对基准。它对燃油成分对烟雾形成

和排放的影响提供了一定程度的控制，也有助于评估技术变化的影响。如果在试验中使用了本规章要求之外的燃油，将无法确保符合烟雾排放标准。

3.25 第 34.82 条 测量烟雾排放的采样和分析程序

3.25.1 条款原文

烟雾排放的采样、测量的系统和程序应当符合国际民航公约附件 16 卷 II 附录 2。

3.25.2 条款解释及符合性方法

烟雾排放的采样、测量系统和程序应当符合国际民航公约附件 16 卷 II 附录 2，其内容与 SAE ARP1179《飞机涡轮增压发动机烟雾排放测量》基本保持一致。具体内容详见本文件附录 G。

3.26 第 34.89 条 对烟雾排放标准的符合性

3.26.1 条款原文

对每一烟雾排放标准的符合性应当按发烟指数随功率设定变化的曲线与本规定中适用的排放标准的对比来确定。每一功率设定值的发烟指数必须能以高置信度表明所测试型号的任何一台发动机不超出标准。国际民航公约附件 16 卷 II 附录 6 给出了用来测试发动机的一种可接受替代方法，其他表明符合性的方法需经民航局批准。

3.26.2 条款解释及符合性方法

在使用国际民航组织符合性表明程序时，可以 90%置信度表明所测试型号的任何一台发动机不超出标准。

4. 需要说明的其它问题

4.1 等效程序

附录 H 中介绍了采用直接飞行试验或使用经过验证的性能模型的符合性方法。经局方批准，可以使用本节中介绍的等效程序代替上述方法。

4.1.1 基于现有数据进行批准

申请人可以申请将现有数据应用在如下的等效程序中，或者采用由局方基于技术判定所批准的其他方法。

使用现有数据建立的最大起飞质量范围内燃油里程值的回归曲线方法。

使用现有数据作为等效程序来证明符合性通常需要的信息如下：

(1) 基于未经局方目击的试验数据所开发的性能模型和/或未经局方确认的飞机型号构型（由申请人自主控制），但获取的数据被局方认为是可接受的；

(2) 仪器精度和数据裁剪过程未达到合格审定标准，或者原始文件可能未保留，但现有的可用数据被局方认为是可接受的。

4.1.2 基于背靠背试验批准设计更改

申请人可以申请使用背靠背试验数据作为等效程序，用于对一项相对较小的型号设计更改（例如安装天线或其他简单的阻力更改）确定二氧化碳评定度量值。这种方法通常不适用于由于内部更改导致的发动机油耗（SFC）变化的情况。对于无法从飞机制造商获取原始飞行试验数据的补充型号证书（STC）改装商，此合规方法可能尤其适用。

(1) 应当在未更改和更改后的同一架飞机和发动机上完成背靠背试验；

(2) 应在试验飞机上安装满足标准精度要求的试验仪器；

(3) 数据剪裁和比较过程应被局方所接受。

4.1.3 基于分析方法批准设计更改

申请人可以申请使用分析程序评估已得到批准的飞机

构型下的二氧化碳排放评定度量发生的设计更改，并证明其符合附件 16 第 III 卷的规定，前提是这些分析程序已经局方基于技术判定所批准。

以下提供了可以采用的分析方法，但并不排除使用其他等效程序。

4.1.3.1 影响飞机空气动力学特征的变化

可用于评估空气动力学变化对飞机阻力影响的方法：

(1) 半经验方法（SEM）：该方法可参考空气动力学相关书籍；

(2) 计算流体力学（CFD）：该数值分析方法在确定阻力时不考虑飞机结构的变形；

(3) 计算流体力学与计算结构力学结合（CFD-CSM）：该方法将经典流体动力学与结构变形分析相结合，并考虑了其对阻力的影响；

(4) 风洞试验。

上述方法可用于下面列举的条件。

(1) 对于影响寄生阻力和/或摩擦阻力的设计更改，可以使用半经验方法、计算流体力学方法或风洞试验。在这种情况下，假定飞机的气动弹性不受影响。

(2) 对于其他所有设计更改，对于不影响飞机气动弹性的设计更改可使用计算流体动力学方法，对于影响飞机气动弹性的设计更改可使用计算流体力学与计算结构力学结合的方法，且在所有情况下都可使用风洞试验。

4.1.3.2 影响推进系统单位燃油消耗（SFC）的改变

可用于评定推进系统设计更改对单位燃油消耗（SFC）影响的可能方法：

(1) 热动力学模型（发动机性能平台）；

(2) 计算流体力学（CFD）；

(3) 组件试验；

(4) 全发动机试验；和

(5) (1) 至 (4) 的任意组合。

4.1.4 基于第一原理模型的批准

性能模型的定义为，经修正的飞行试验数据验证的分析工具或方法，可用于确定燃油里程值以计算基准条件下二氧化碳排放评定度量值的模型。本节的目的是根据被称为“第一原理模型”的具体性能模型来确定燃油里程值。

“第一原理模型”可定义为一种方法，能够使用飞机空气动力学和发动机性能数据，从飞行力学方程式导出给定飞行条件下的燃油里程值。

“第一原理模型”应通过附件 16 卷 III 定义程序所获取的实际燃油里程飞行试验数据进行验证，并且仅需表明附件 16 卷 III 相关的试验点和条件的有效性即可。

本节提出的方法代表了表明符合性的一种可用方法，该方法由选择用于模型验证的相关飞行试验点、燃油里程模型验证、确定置信区间三个步骤组成。

(1) 选择用于模型验证的相关飞行试验点由飞机制造商开发的“第一原理模型”通常涵盖大多数飞行包线，以提供各种不同的运行燃油计划要求。从这些模型得出的飞行试验数据范围通常覆盖较大的马赫数和 Weight/ δ 范围。图 4 中的示例说明了在整个模型中飞行试验数据广泛分布，并且试验点通常不要求恰好落在三个基准飞机质量的燃油里

程下。

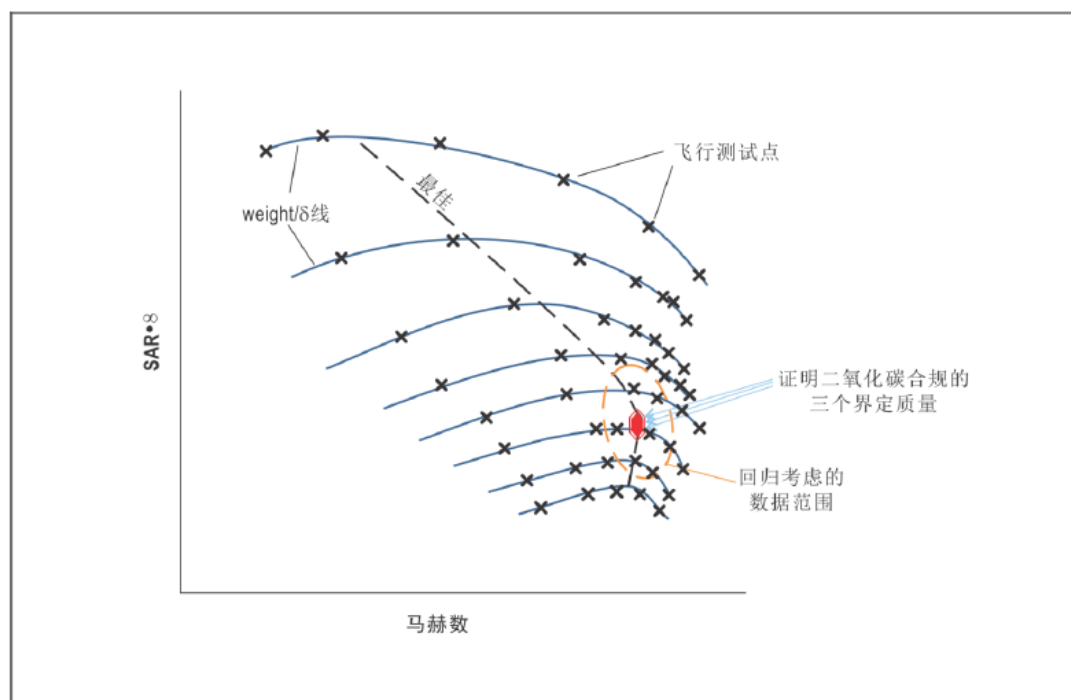


图4 试验点位置示例图

上图显示，三个基准飞机质量的燃油里程在马赫数和 $Weight/\delta$ 方面相对接近，因为它们代表了相同的最佳空气动力学条件。尽管可能没有对这三个燃油里程进行专门的飞行试验，但是它们通常由在局部马赫数和 $Weight/\delta$ 范围内的其他相关飞行试验数据做了很好的验证。

应根据以下标准选择当前性能模型计算的最佳马赫数和最佳 $Weight/\delta$ 附近的飞行试验点，对性能模型进行验证：

(a) $Weight/\delta$ 在最佳 $Weight/\delta$ 的 $\pm 5\%$ 之间；

(b) 马赫数在最佳马赫数的 -0.02 到 $+0.015$ 之间。

注：上述 $\pm 5\%$ 的值旨在根据飞机制造商的最佳飞行试验惯例，在 $Weight/\delta$ 线上捕获高于和低于最佳 $Weight/\delta$ 的飞行试验点。

注：最佳马赫数处左侧（较小）的试验点密度通常低于最佳马赫数处右侧（较大）的试验点密度。另外，在最佳马赫数左侧，马赫数对燃油里程的影响通常比其右侧更小。当接近高马赫数时，有时会出现燃油里程急剧下降。

因此在试验点选择时，最佳马赫数左侧的范围（-0.02）大于最佳马赫数右侧的范围（+0.015）。

注：试验目标 $Weight/\delta$ 值会将压力高度变化对燃油里程的影响无量纲化，从而使得 $Weight/\delta$ 随着 $C_L M^2$ 而变化。因此，在给定的马赫数下 $Weight/\delta$ 变化对燃油里程的影响与在该马赫数下 C_L 变化对燃油里程的影响是一致的。

(2) 燃油里程模型验证

为了证明使用“第一原理模型”来确定燃油里程值是合理的，制造商需要向局方解释其模型验证原理，并证明模型与根据附件 16 卷 III 定义的程序所获取的飞行试验数据相吻合。

一种可行的方法是建立 ΔSAR （即测量所得 SAR 减去计算所得 SAR）与马赫数和 $Weight/\delta$ （或 C_L ）的相关性，这样做的目的是要充分利用更多的试验点数量（如有），以定性表明根据附件 16 卷 III 所选择的试验点（图 5 和图 6 中的红点）相较于巡航包线中的其他试验点（绿点）没有不同的分布或偏差。

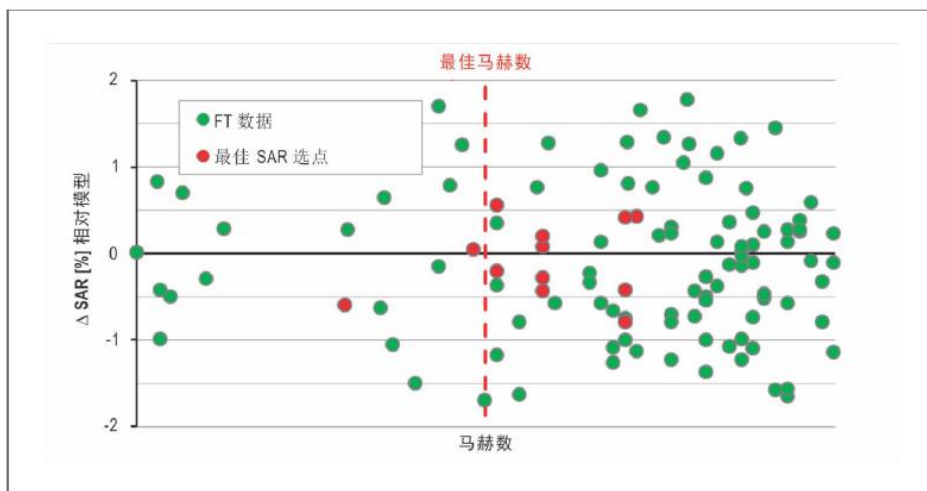


图 5 ΔSAR 相对马赫数

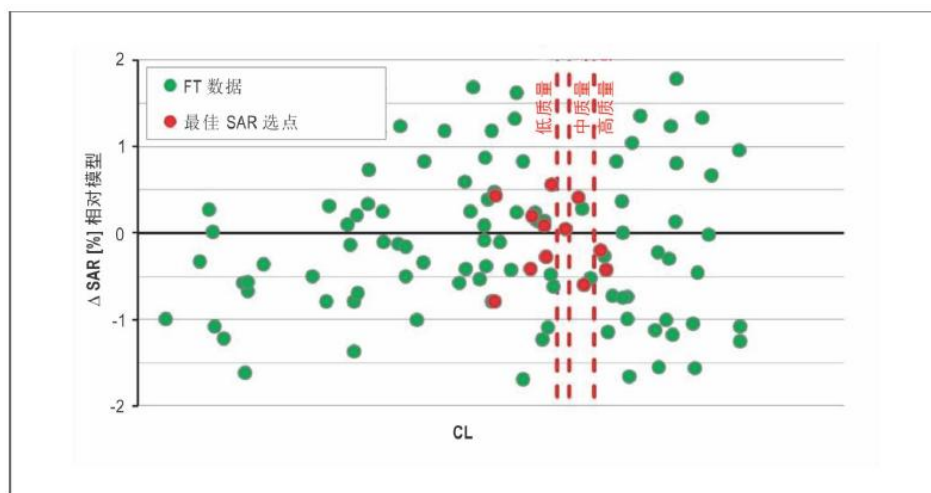


图 6 Δ SAR 相对 C_L

由于通过飞行试验点无法说明模型的原理以及最佳条件与二氧化碳排放评定度量值之间的关系，因此应向局方表明所使用的燃油里程模型符合 CCAR-34-R1 第 E 章的要求。一种可用的方法是展示不同 Weight/ δ 范围下计算所得的最佳燃油里程值分别相对于马赫数和 C_L 的关系（见图 7 和 8），并说明该燃油里程模型得到飞行试验数据的支持。

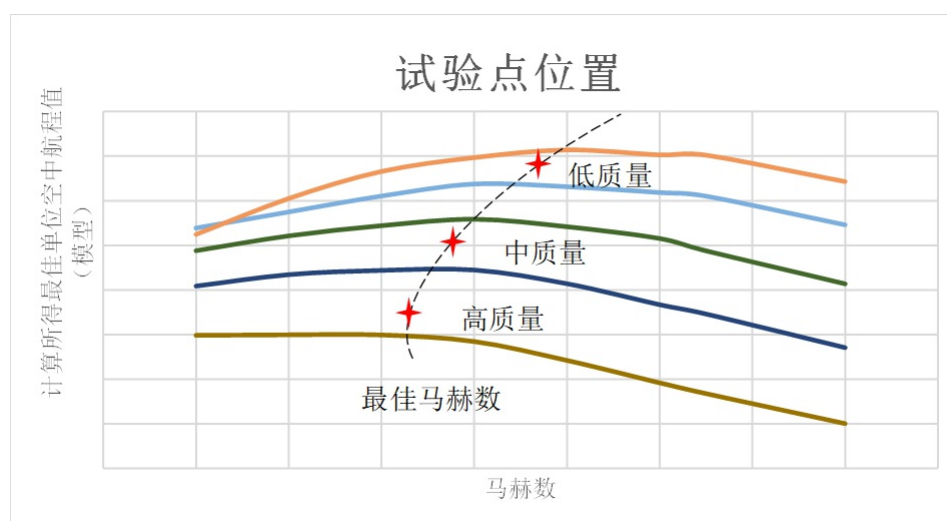


图 7 计算所得燃油里程（模型）相对最佳高度马赫数

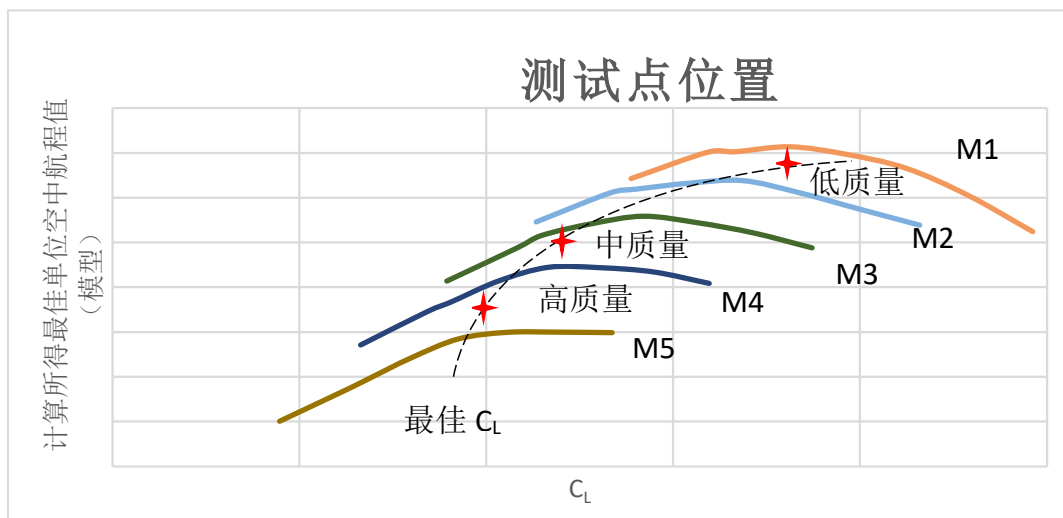


图 8 计算所得燃油里程（模型）相对最佳马赫数的 C_L

图 7 和图 8 表明用于确定二氧化碳排放评定度量所使用的燃油里程周围所选择的马赫数和 C_L 范围没有不正常的间断。

(3) 燃油里程模型验证——确定置信区间

如前所述，燃油里程模型需要在最佳马赫数和最佳 $Weight/\delta$ 附近的飞行试验点得到验证。为此，应按前述标准选择飞行试验点，且所选飞行试验点将代表在马赫和 C_L 条件大致相同的条件下获得的 n 个燃油里程测量值 ($SAR_1, SAR_2, \dots, SAR_n$)。

(a) 估算 ΔSAR 平均值和标准偏差

对于每个飞行试验点 (i)，可通过以下公式确定测得的燃油里程与计算所得燃油里程之间的差值 $\Delta SAR(i)$ （以百分比表示）：

$$\Delta SAR_{(i)}(\%) = \frac{[(\text{测得的} SAR_{(i)} - \text{计算所得} SAR_{(i)})]}{\text{计算所得} SAR_{(i)}} \times 100(\%)$$

然后可通过以下公式确定对于 n 次测量值的 ΔSAR 平均值的估计值 $\Delta SAR_{AVG}(\%)$ ：

$$\Delta SAR_{AVG}(\%) = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^{i=n} \Delta SAR_{(i)}(\%)$$

平均值估计值的标准偏差如下：

$$s = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{i=n} ((\Delta SAR_{(i)} - \Delta SAR_{AVG})^2)}{n-1}}(\%)$$

(b) 确定置信区间

由于在较小的马赫数和 C_L 范围内试验点数量较少，因此假定统计总体遵循 t -分布定律，并且可以根据 H.6.5.1 直接飞行试验的方法界定 90% 的置信区间。确定 ΔSAR 平均值 (%) 及其相关的 90% 置信区间时，一般可接受的最低样本量为 12 个点。基于建模的代表性或保守性的其他理由以及总体模型特征，经局方同意，也可以将最低可接受的样本量减少至六个数据点。

通过以下公式与 t -分布确定平均值 ΔSAR_{AVG} 的 90% 置信区

$$CI_{90}(\%) = [\Delta SAR_{AVG} \pm t_{(.95, n-1)} \frac{s}{\sqrt{n}}](\%)$$

间 (CI_{90}):

其中 $t(.95, n-1) = n$ 个自由度的 t -分布 (对于 90% 的置信度) 如表 5 所示。

表 5 各种自由度的 t -分布 (对于 90% 的置信度)

自由度 (ζ)	$t_{.95, \zeta}$	自由度 (ζ)	$t_{.95, \zeta}$
1	6.314	10	1.812
2	2.920	12	1.782
3	2.353	14	1.761
4	2.132	16	1.746
5	2.015	18	1.734
6	1.943	20	1.725
7	1.895	24	1.711
8	1.860	30	1.697
9	1.833	60	1.671

(c) 结果的有效性

根据 H.6.4，当任何三个基准飞机质量的燃油里程值的 90% 置信区间超过 $\pm 1.5\%$ 时，可以使用该基准质量的燃油里程值，前提是获得局方批准，并对其加以罚值。罚值应等于 90% 置信区间超过 $\pm 1.5\%$ 的量。如果燃油里程值的 90% 置信区间小于或等于 $\pm 1.5\%$ ，则不需要加以罚值。

同样，对于第一原理模型，如果 90%的置信区间仍在 $\pm 1.5\%$ 的限制内，则可以保留 $\Delta SAR_{AVG}(\%)$ 值作为模型修正的基准偏差，如果 90%的置信区间超过了 $\pm 1.5\%$ 的限制，则经局方批准，对 $\Delta SAR_{AVG}(\%)$ 值施加等于 90%的置信区间超过 $\pm 1.5\%$ 部分的罚值。之后，经修正的 $\Delta SAR_{AVG}(\%)$ 值成为用于模型修正的基准偏差。

(d) 燃油里程模型修正

为了确定二氧化碳排放评定度量值，对于使用第一原理模型对三个基准飞机质量中的每一个计算出的燃油里程值须进行修正，修正值百分比应等于在 (c) 步中确定的基准偏差。

4.2 设计更改的排放审定

4.2.1 对获得二氧化碳排放合格审定的飞机型号设计更改

对已获得二氧化碳排放合格审定的飞机型号的设计更改若未引起最大起飞重量增加，也未使二氧化碳排放评估度量值增加超过图 9 所规定阈值，则被视为非二氧化碳排放更改。非二氧化碳排放更改阈值也被定义为“非二氧化碳排放更改标准”。对于非二氧化碳排放更改，经设计更改后的机型被视为与原型号具有相同的二氧化碳排放评定度量值。

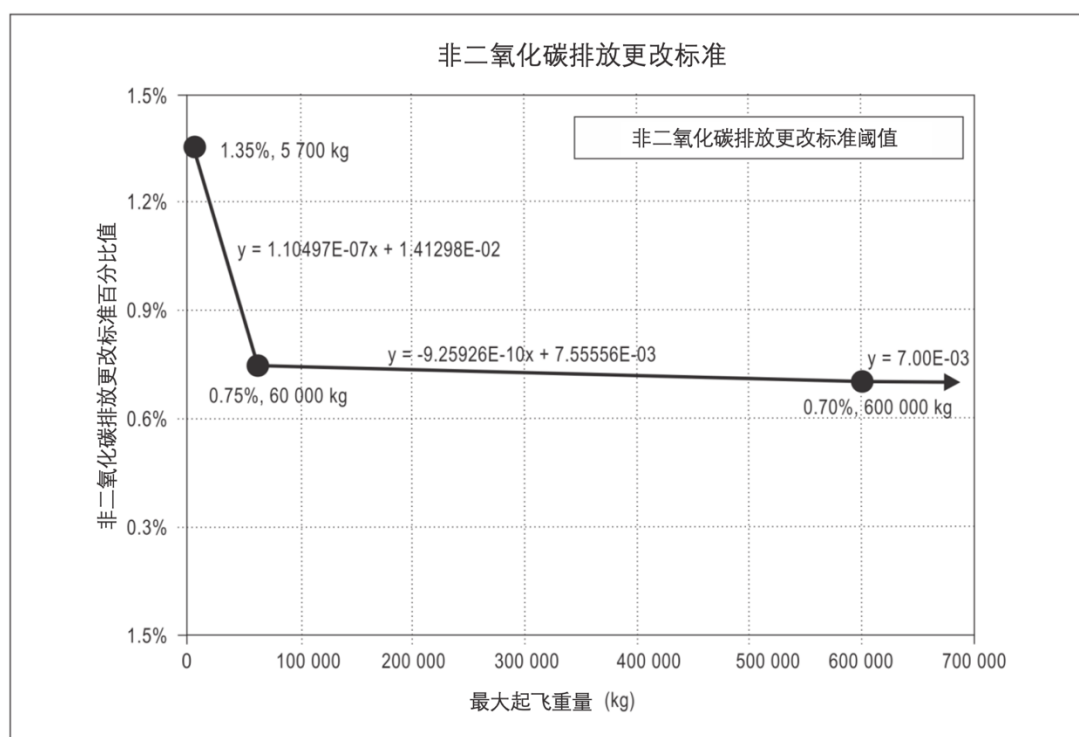


图 9 非二氧化碳排放更改标准图示

局方将审查每项设计更改，确定其对二氧化碳排放产生的影响。如果影响超过非二氧化碳更改阈值，则局方可在符合性证据充分的情况下，批准新的二氧化碳排放评定度量值。

局方可授权具有适当专业知识和程序的申请人进行设计更改中的二氧化碳排放审查，并定期对申请人及其所在单位的授权进行审查。

建议：型号设计更改使得二氧化碳排放评定度量值的提高，且高于非二氧化碳排放更改阈值时，由局方直接审查该型号设计更改的二氧化碳排放评定度量值，对于低于非二氧化碳更改阈值的设计更改可授权申请人审查，其推荐程序如表 6 所示。

表 6 处理设计更改的程序

对二氧化碳排放评定度量值的影响	一般程序	示例
情况 1：型号设计更改对二氧化碳排放评定度量值有不利影响并低于非二氧化碳更改阈值的百分之 X	局方对型号设计更改的申请进行审查，并在证明符合要求的前提下，批准二氧化碳排放评定度量值无变化	申请人具有由局方批准的程序对设计改变进行审查，并在证明符合要求的前提下，批准二氧化碳度量值无变化
情况 2：型号设计更改对二氧化碳排放评定度量值有不利影响并高于非二氧化碳更改阈值的百分之 X 但低于百分之百		局方授予申请人对设计更改进行审查，并在证明合规的前提下，批准二氧化碳排放评定度量值无变化
情况 3：型号设计更改对二氧化碳排放评定度量值有不利影响并高于非二氧化碳改变阈值	局方对型号设计更改申请进行审查，并在证明符合要求的前提下，批准新的二氧化碳排放评定度量值	局方对型号设计更改的申请进行审查，并在证明符合要求的前提下，批准二氧化碳排放评定度量值无变化
注：建议上述百分之 X 可等于 50%		

如果型号设计更改导致二氧化碳评定度量值降低，则申请人有两种可能性：

(1) 若申请人计划降低型号设计更改前批准的二氧化碳评定度量值，则可以遵循表 6 中情况 3 所述的程序，自愿申请并由局方批准；

(2) 若申请人未计划降低型号设计更改前批准的二氧化碳评定度量值，则申请人遵循表 6 中情况 1 所述的程序。

制定二氧化碳排放标准时应遵循不追溯型号设计的累积更改的原则，在建立非二氧化碳排放更改标准的阈值时也应遵循该原则。这意味着对型号设计的每一个设计更改都应根据非二氧化碳排放更改标准的阈值进行评估，而不考虑已经完成审定或有待审定的其他设计更改。

4.2.2 对未获得二氧化碳合格审定的飞机型号设计更改

未获得二氧化碳合格审定的飞机的衍生型触发对于一个飞机型号设计（其基准型号设计未获得二氧化碳标准合

格审定) 进行合格审定的标准。如 3.12 第 d)、e) 条所述。

在此经设计更改的型号获得二氧化碳标准合格审定后, 任何后续的设计更改的合格审定申请 (在该型号设计获得二氧化碳标准合格审定之后) 都将根据获得二氧化碳排放合格审定的飞机的衍生型标准进行评估, 以决定是否必须确定新的度量值。

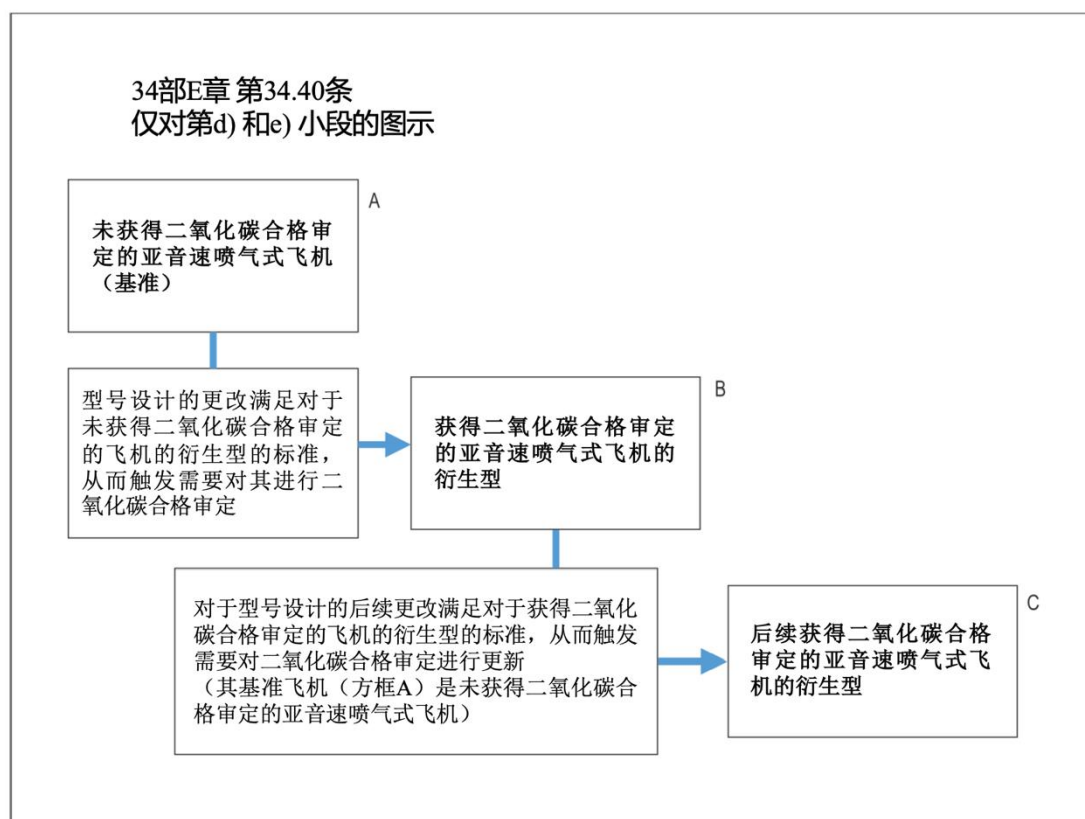


图 10 “非二氧化碳排放审定飞机的衍生型, 包括其后续获得二氧化碳合格审定的衍生型”的图示

4.3 豁免

4.3.1 豁免范围

根据 4.3.1 规定的适用日期要求批准的飞机豁免, 必须在局方批准的符合性文件中注明。局方将考虑生产的豁免飞机数量及其对环境的影响。局方将使用飞机序列号进行豁免, 并正式予以公布。

考虑到 4.3.2.1(3) 中列出的理由, 局方可在特殊情况下豁免小批量生产的飞机。具体允许豁免的数量参考 ICAO

《环境技术手册》(Doc 9501) 第 III 卷中的相关要求予以确定。

4.3.2 豁免程序

4.3.2.1 申请

申请人应向局方提交一份生产被豁免飞机的正式申请书，并向所有其他有关机构提交副本。申请书中应包含下述信息，以使局方能够对申请进行审查：

(1) 管理

申请人的名称、地址和联系方式。

(2) 申请豁免的范围

(a) 飞机机型（如新型或在产机型、型号代号、型号证书 (TC) 号码和型号证书日期）；

(b) 要求豁免的飞机数量；

(c) 豁免飞机预计的持续生产时段（终止日期）；

(d) 飞机的最初指定交付方。

(3) 豁免理由。在申请豁免时，申请人应该最大程度地阐明下述因素并使之量化，以作为豁免申请的依据：

(a) 造成推迟符合的环境和适航性角度的技术问题；

(b) 对制造商、运营商和整个航空业的经济影响；

(c) 环境影响。应考虑由于豁免造成的额外二氧化碳排放量，包括飞机型号超出标准的量，并考虑到同一型号证书所涵盖的其他飞机型号及其与标准的关系；

(d) 相互依赖性。为减少二氧化碳所作出的更改对其他环境因素，包括外部噪声和氮氧化物排放量的影响；

(e) 由于制造商无法控制的商业环境（例如工人罢工、供应商中断或灾难性事件等），出乎预料的情况和困难造成的影响；

(f) 申请豁免的飞机型号在完成设计更改达到二氧化碳排放符合性标准后，预计的未来产量和生产计划；

(g) 仅针对新机型 (NT) 的飞机，针对 CAEP/11 新机型监管限制，提供在飞机设计上已合理运用最大程度使用燃

油效率技术的证明；

(h) 在经济上是竞争对手的各方，因给予豁免所涉及的公平问题（例如，在给予一方豁免、而另一个制造商具有符合排放标准的发动机因而不需要申请豁免的情况下提供理由，同时考虑到若缺少申请豁免的飞机的情况下，对运营人的机队组成、通用性和相关问题的影响）；

(i) 任何其他的相关因素。

4.3.2.2 评估标准

豁免申请的评估将基于申请人所提供的理由。豁免飞机的总数将在批准申请的同时商定，并基于 4.3.2.1(3) 中所解释的考虑因素。

拟议的可能豁免的最大数量应与二氧化碳度量值相对监管水平的偏差百分比成反比。与偏差百分比较大的飞机类型相比，那些相对监管水平偏差百分比较小的飞机类型被允许的豁免数量可以更多。

4.3.2.3 评审

局方将利用 4.3.2.1 中提供的信息并根据 4.3.2.2 中的评估标准，及时对申请进行评审。评审后的分析报告和结论应以正式回复的形式通知申请人。如果申请被批准，则将在回复中明确说明所给予豁免的范围。如果申请被拒绝，将在回复明确详细理由。

4.3.3 登记和沟通

对所给予豁免的监督应该包括下述内容：

(1) 局方将公布豁免飞机的详情，包括飞机型号和允许豁免的最大数量。

(2) 申请人应具备质量控制过程，以维持对已获准豁免的飞机生产进行监督和管理。

(3) 豁免应在飞机符合性文件（说明与飞机型号证书的符合性）中予以记录（建议的标准措辞为：“该飞机免于 CCAR-34-R1 第 E 章的要求”）。

(4) 申请人应定期向局方提供与批准书的限制相符的已

生产的实际豁免飞机的详情（例如，型号、飞机机型和序列号等）。

(5) 新飞机的豁免将由局方协调进行处理并批准被豁免飞机的生产。

附录A 基准增压比的测量(对应 ICAO 附件 16 卷 II 附录

1)

A.1 概述

应使用一台具有代表性的发动机来确定增压比。

基准增压比应使用下述方法推导得出：(a) 确定实测增压比与修正到标准大气条件下发动机推力的关系；(b) 根据该关系和额定起飞推力确定基准增压比。

A.2 测量

总压应在最后一级压气机排气平面和第一级压气机前端面(需根据不同类型的发动机具体到对应的进口位置)摆放至少 4 个探头来测量，从而将气流面积分为 4 等份，取 4 个所得值的平均值。

注：压气机排气总压可以用在最靠近压气机排气平面的位置测得的总压或静压求得。然而，如果发动机的设计使得无法摆放上述探头进行排放测试，则局方可以批准用替代手段来估算压气机的排气总压。

应在型号审定测试期间使用最少一台发动机及任何相关的发动机部件进行测试和分析，确定基准增压比与相应发动机推力的关系。

程序应得到局方的认可。

附录B 气态排出物仪表和测量技术(对应 ICAO 附件 16 卷

II 附录 3)

B.1 引言

注：本附录中规定的程序涉及代表性排气样本的获取、样本向排放物测量系统的传输及由该系统对其进行的分析。这些程序不适用于带加力燃烧的发动机。所推荐的方法代表的是最现成可用和最为成熟的做法。

只有向局方预先申请并得到批准后，才能采取与本附录中的程序等效的程序。

B.2 定义

在本附录中使用的有关名词术语定义如下：

(1) 精度 测量值与独立确定的真值的接近程度。

(2) 空燃比 通过发动机热端部件的干空气质量流量除以进入发动机的燃料质量流量。

(3) 校准气体 用于仪器校准、调节和定期检查的高精度基准气体。

(4) 气体浓度 气体混合物中所含有关成分的体积分数——用体积百分比或百万分率表示。

(5) 火焰离子探测器 一种氢气—空气扩散火焰探测器，它能够产生在名义上与单位时间内进入火焰的碳氢化合物的质量流量成正比的信号，一般情况下假设能对进入火焰的碳原子数量作出响应。

(5) 干扰 由于出现不同于待测气体（或蒸气）的成分而引起的仪器响应。

(6) 噪声 仪器输出的随机变化，它与仪器对之作出响应的样本的特性无关，并且能够由其漂移特性辨识出来。

(7) 非分光型红外线分析仪 一种通过选择性吸收红外线能量来测量具体成分的仪器。

(8) 百万分率(ppm) 每百万单位体积的气体混合物中所

含某一气体成分的体积浓度。

(9) 百万分率碳 (ppmC) 在甲烷当量基础上测得的碳氢化合物的摩尔分数乘以 10^6 。因此, 1 ppm 甲烷表示为 1 ppmC。要将碳氢化合物的 ppm 浓度转换为 ppmC 当量值, 则用 ppm 气体浓度乘以该气体每一摩尔中碳原子数。例如, 1 ppm 丙烷可换算成 3 ppmC 的碳氢化合物; 1 ppm 的己烷可换算成 6 ppmC 的碳氢化合物。

(10) 基准气体 一种经专门配制和已知成分的气体混合物, 用来表示仪器对所测气体浓度响应的基准。

(11) 可重复度 在不调整所用仪器的情况下, 在短期内对一给定的不变样本进行重复测量, 各测量值所具有的接近程度。

(12) 分辨率 在测量中能够探测到的最小变化。

(13) 响应 随着样本气体浓度的变化而出现的仪器输出信号的变化。

(14) 稳定度 在某一给定时段内对一给定的不变样本进行重复测量, 仪器对测量值所能保持的接近程度。

(15) 零点漂移 当仪器通入无待测成分的气体时, 仪器的输出相对于设定的零点所产生的随时间的偏离, 简称零漂。

(16) 零点气 一种用于建立仪器零点或无响应的调整仪器用的气体, 简称零气。

B.3 所需数据

B.3.1 气态排放物

应确定下列排放物的气体浓度:

(1) 碳氢化合物类 (HC): 气体样本中所有各类和各分子量的碳氢化合物的总和。

(2) 一氧化碳 (CO)。

(3) 二氧化碳 (CO₂)。

注: 二氧化碳不是受监管的发动机排出物, 但为了计算和检查的目的, 需要知道二氧化碳的浓度。

(1) 氮氧化物(NO_x)：两种氧化物即一氧化氮(NO)和二氧化氮(NO_2)总合的估算值；

(2) 一氧化氮(NO)。

解释性说明：燃气涡轮发动机排气中一般包含多种碳氢化合物。具体的化合物和其相对浓度通常是未知的。用于测量碳氢化合物含量的火焰离子探测器(FIDs)对所有烃类的反应并不完全相同。尽管这一烃类的不同反应会被限制在确切的范围内，目前排气中的碳氢化合物测量结果仍是估计值。

B.3.2 其他信息

为了使排出物的测量数据规格化和量化发动机的测试特性，应提供下列补充信息：

(1) 进口温度；

(2) 进口湿度；

(3) 大气压力；

(4) 燃料的氢/碳比；

(5) 其他所需的发动机参数（例如：推力、转子转速、涡轮温度和燃气发生器空气流量）。

这些数据应按 B.13（附录 3 附篇 F）所述的那样，通过直接测量或计算获得。

B.4 系统的总体布置

不得使用脱水剂、干燥剂，集水器或相关设备处理流入氮氧化物分析仪和碳氢化合物分析仪的排气样本。

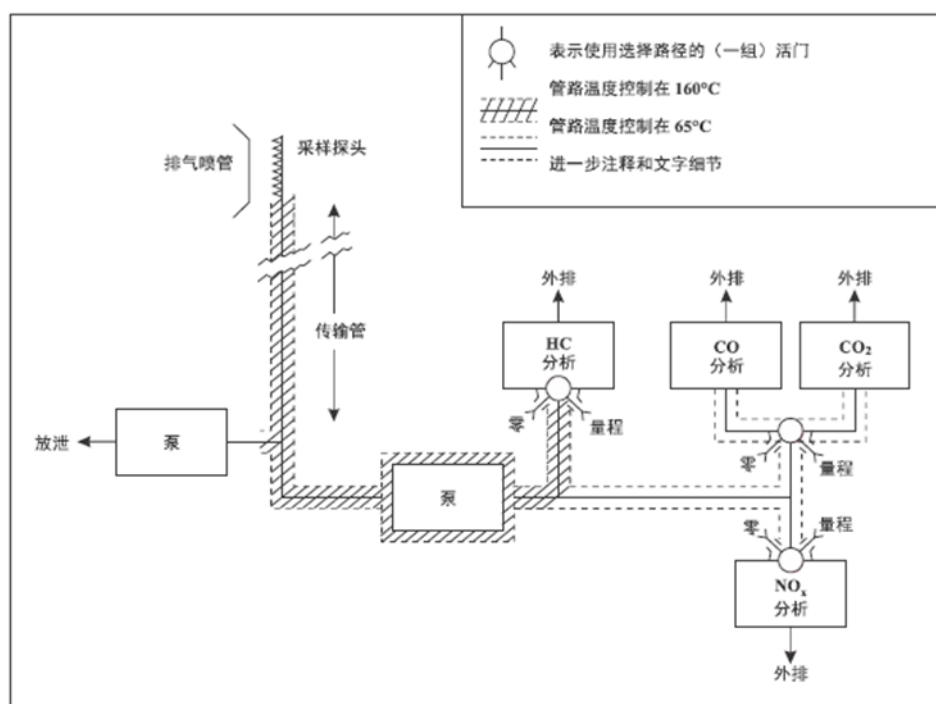
第 5 节叙述了对各部件子系统的要求，但下面的清单给出了一些限定性条件及可作出的变化：

(1) 假设每一个子系统包括有必要的流量控制、调节和测量设备。

(2) 是否需要加入一个旁路和/或一个高温采样泵取决于是否能达到样本传输时间和分析子系统样本流量要求。而这又取决于排气样本驱动压力和管路压损。一般认为，在发动机某些运行条件下，这些泵通常是必要的。

(3) 高温采样泵相对于气体分析子系统的位置可以根据需要改变。(例如, 一些碳氢化合物分析仪包含有高温采样泵, 因此, 可以判定高温采样泵能够用于系统的上游。)

注: 图 B.1 (ICAO 附件 16 卷 II 附录 3 图 A3-1) 是排气采样与分析系统的示意图, 典型地说明了排出物测试的基本要求。



图B.1 采样和分析系统示意图 (ICAO 附件 16 卷 II 附录 3 图 A3-1)

B.5 部件说明

注: 下面是发动机排气排放物测量系统中主要元件的一般性说明和规格。本附录附篇 A、B 和 C 中有所需的更多细节。

B.5.1 采样系统

B.5.1.1 采样探头

采样探头应满足以下要求:

(1) 与排气排出物样本接触的探头材料应是不锈钢或其他非反应性材料。

等效程序: 不锈钢为采样探头的首选材料, 但在特定情况下, 例如在发动机排气温度超出不锈钢材料长期许用

温度限制时，也可以选择其他非反应性材料。In625 和 Ni75 合金已被认可为非反应性采样探头材料，属于受管制的材料种类。其他的材料或许也适合，但需要被局方批准。

(2) 如果使用多孔采样探头，则所有采样孔应具有相等直径。

解释性说明：多孔探头设计(混合探头)应该包括或者可以形成单一腔体的几个采样孔，或者可以形成单独采样管道并在探头出口处混合的几个采样孔。采样孔的尺寸应该相同，并且位于所有混合探针均布面积的中心。如果使用多臂探针，则在每个探针臂上应该具有相同的孔数。形成这些标准的探针设计考虑因素可以参见载于 1996 年出版的美国汽车工程师协会航空航天信息报告 4068A 中的燃气涡轮排放探针因素。最常见的探针构型为十字形，均布面积中心上带有单独的测试孔。

采样探头的设计应保证通过燃气取样耙组件至少 80% 的压降发生在孔口处。

解释性说明：压降需要不同孔处具备等速采样流动。孔的最小区域应该在采样探头入口处。为了实现压降标准，在进入采样管后气体应能够快速膨胀。压降指动压头，不是总压，并需要保证经过每个采样小孔的流量与采样小孔处的动压头成比例。因此，当采样由探针内混合的单独采样孔实现时，总样本代表的是通过发动机排气采样平面的排放质量流量。

80% 的压降的定义如下式和图 B. 2 所示：

$$\frac{P_{t0} - P_{s(n^0i)}}{P_{t0} - P_{sout}} > 80\%; \quad P_{t0} - P_{s(n^0i)} > 0.8(P_{t0} - P_{sout})$$

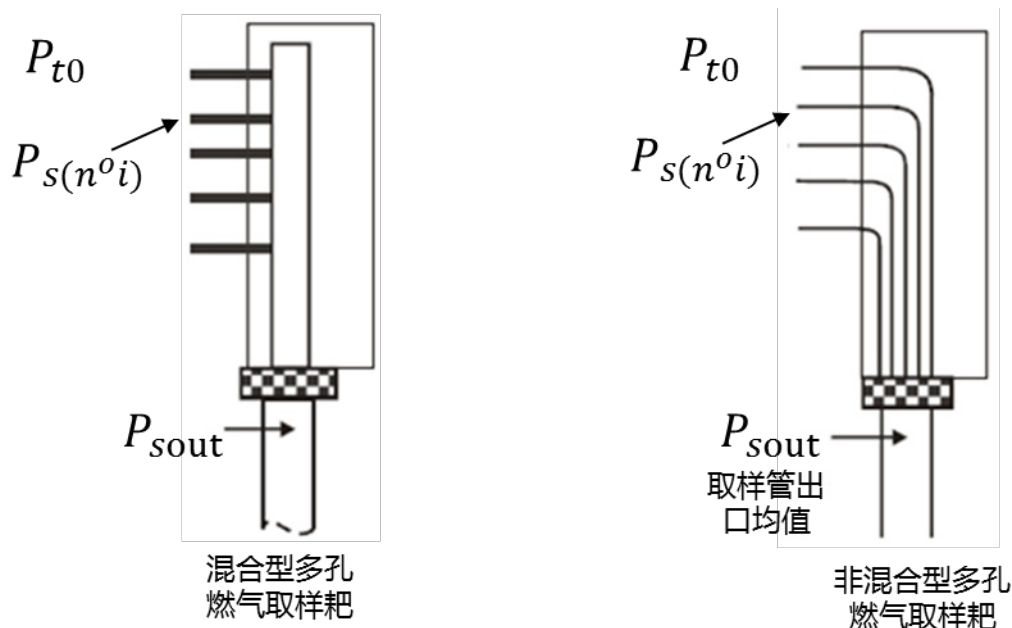


图 B.2 80%的压降的定义

(1) 采样点数不得少于 12 个。

(2) 采样平面应在发动机性能考虑所允许的情况下，尽可能靠近发动机排气管出口平面，但在任何情况下应位于距出口平面 0.5 倍喷管直径范围内。

(3) 申请人应通过详细研究向局方提供证据，证明建议的探头设计和位置确实可为每个规定的推力设定值条件下提供代表性样本。

解释性说明：即使采用主动冷却探头，仍应注意探头的最低样本温度应 $>145^{\circ}\text{C}$ ，以便在将排气样本转移到需要管路温度保持在 $160^{\circ}\text{C} \pm 15^{\circ}\text{C}$ 的气体分析仪时避免出现温度梯度。最低温度的目的是为了避免冷凝（主要是碳氢化合物和水）。这将有助于确保气体浓度在达到采样点之前一直保持在相同数值。

B.5.1.2 采样管路

应通过一根内径为 4.0 至 8.5mm 的管路，走尽可能最短的路径且使用能使传输时间少于 10 秒的流量，将样本从探头输送到分析仪中。管路温度应保持在 $160^{\circ}\text{C} \pm 15^{\circ}\text{C}$ ，除了 a) 把发动机排气温度冷却至管子控制温度所需的那段距离，和 b) 把样本供给到一氧化碳、二氧化碳和氮氧化物分

析仪的支路。该支路温度应保持在 $65\text{ }^{\circ}\text{C} \pm 15\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。当采样测量碳氢化合物、一氧化碳、二氧化碳和氮氧化物成分时，管路应用不锈钢或以渗碳为底基的聚四氟乙烯（PTFE）制成。

B. 5. 2 碳氢化合物分析仪

碳氢化合物的测量须采用火焰离子检测器（FID）。采用此类检测器所产生的离子流近似正比于进入氢火焰中碳氢化合物的质量流量，采用一个静电放大器测量此极小的电流并连续指示。分析仪应被认为包括了用于控制样本温度和流量、样本旁路、燃料气及稀释气体并且能够进行有效量程和零点校准或检查的部件。

注：本附录附篇 A 给出了完整的规格参数。

B. 5. 3 一氧化碳和二氧化碳分析仪

应使用非分光型红外线（NDIR）分析仪来测量这些成分，其设计应能够进行平行参照下的差异能量吸收，每一气体成分的气室或气室组应处于适当的光敏状态。NDIR 分析仪工作原理是：在气室中，特定的气体能够吸收某一段频域上的红外辐射。由探测器测量到的传输辐射量与没有放入可吸收辐射成分的试样时测得辐射量进行比对，两者差异会产生一股与单位试样中吸收辐射气体浓度相关的电信号。这个电信号通常被线性化放大并连续显示。此分析子系统应包括所有必要的控制和处理样本、零气及量程气流的功能。无论选用何种测量基础（湿基的或干基的），温度控制都应与其相对应。

注：本附录附篇 B 给出了完整的规格。

B. 5. 4 氮氧化物分析仪

应使用化学发光法来测量一氧化氮的气体浓度，此方法原理为，对样本中一氧化氮同加入的臭氧发生反应时发射出的辐射强度进行测量即是对一氧化氮气体浓度的测量。测量前，应在一个具有所需效率的转化器内将二氧化氮成分转化为一氧化氮。氮氧化物测量系统应包括所有必要的

流量、温度及其他的控制器，以便于进行例行的零校准和量程校准检查以及转化器效率的检查。

注：本附录附篇 C 给出了完整的规格。

B. 6 一般测试程序

B. 6. 1 发动机运行

B. 6. 1. 1 发动机应在合适的并适当配有高精度性能测试设备的静态测试设施上运转。

B. 6. 1. 2 应按局方规定的推力设定值进行排出物测试。发动机应在每一推力设定值上稳定运转。

B. 6. 2 主要仪器的校准

注：本校准的总目的是确认稳定性和线性度。

B. 6. 2. 1 申请人应使局方确信，分析系统的校准在测试时是有效的。

B. 6. 2. 2 对于碳氢化合物分析仪，这种校准应包括检查探测器的氧气和不同碳氢化合物响应是否在本附录附篇 A 所规定的极限内。还应检查和验证二氧化氮/一氧化氮转化器的效率，以符合本附录附篇 C 的要求。

B. 6. 2. 3 应采用下列程序检查每一分析仪的性能（使用本附录附篇 D 中规定的校准和测试气体）：

(1) 引入零气并将仪器调零，酌情记录设定值；

(2) 对于测试中使用的每一量程，引入（标称）90%量程浓度的校准气体；相应地调节仪器增益并记录其设定值；

(3) 引入约 30%，60%和 90%量程浓度的校准气体，并记录分析仪的读数；

(4) 在零点、30%、60%和 90%量程气体浓度点处拟合出一条最小二乘法直线。对于一氧化碳和/或二氧化碳分析仪，在其基本工作模式下未做出线性输出的，在断定需要时，应使用额外的校准点从相关数学公式拟合出一条最小二乘法曲线。如果任何一点偏离满刻度值的 2%以上（或±1 ppm*，取其中大者），则应为测试制备一条校准曲线。

*二氧化碳分析仪除外，其值应为±100 ppm。

B. 6. 3 运行

B. 6. 3. 1 只有在全部仪器和样本传输管路预热并达到稳定，且完成了下述检查后，才能进行测量：

(1) 渗漏检查：在做一系列测试前，应检查系统是否渗漏，方法是隔离探头和分析仪，连接并操作一个性能类似于烟测量系统所用真空泵的真空泵，以证实系统在正常温度和压力下的渗漏流量小于 0.4 L/min；

(2) 洁净度检查：将气体采样系统与探头隔离，并将采样管端头与零气源相连接。将系统预热到做碳氢化合物测量所需的工作温度。操作样本流量泵，并把流量调到进行发动机排出物测试时所用的流量。记录碳氢化合物分析仪的读数。此读数不得超过发动机慢车排放水平的 1% 或 1 ppm(二者均表示为甲烷)，取其中大者。

注 1：反吹采样管路应在发动机起动与停车阶段开展，同时隔离测量仪器。反吹采样管路可以确保采样系统中不出现明显的燃油污染。

注 2：如存在其他气源，使得发动机进口环境大气中的某种污染物水平明显偏高，则将影响发动机尾气测量中这类污染物的排放水平。在这种情况下，应监测并考虑环境大气中的这些污染物。如建立了环境大气质量对最终排放水平影响的程序，则应使用上述程序，并得到局方批准。

B. 6. 3. 2 应采用下列程序进行运行测量：

(1) 加入合适的零气并对仪器做必要的调节；

(2) 对所取量程加入适当的标称 90% 满刻度偏转气体浓度的校准气体，相应调整和记录增益设定值；

(3) 当发动机稳定在所需的推力设定值上时，继续运转发动机并观察污染物的气体浓度，直至获得一个应予记录的稳定读数；

(4) 在测试结束时以及在测试中以不大于 1 小时的间隔对零点和校准点进行重检。如果任何一点的变化超过所取量程的满刻度的 $\pm 2\%$ ，则应将仪器恢复到其指标要求内，

重复进行测试。

B. 6. 4 碳平衡检查

每一测试应包含一项检查，以查明由混合样本的总碳气体浓度(除去烟)估算出的空燃比是否与基于滑行/地面慢车模式下发动机空燃比对比精确度为 $\pm 15\%$ 之内以及其他所有模式(见 B. 7. 1. 2)下精度为 $\pm 10\%$ 以内。

B. 7 计算

B. 7. 1 气态排放物

B. 7. 1. 1 概述

燃气分析测量应在不同的燃烧室进口温度范围(涵盖 LTO 循环四个状态的燃烧室进口温度)对不同种类的气态排出物通过不同的分析仪进行测量，获得浓度。应使用 B. 7. 1. 2 的计算方法或 B. 12 中规定的替代方法确定每一种气态排放物的实测排放物指数(EI)。并应使用 B. 7. 1. 2 中规定的修正法来说明与基准大气条件的偏离情况。请注意，在适当的情况下，也可使用这些修正法来说明实测发动机与基准标准发动机的偏离情况(见附录 D 第 D. 1 6)段)。然后应把燃烧室进口温度(T_B)用做关联参数，运用 B. 7. 2 中的程序确定与标准大气条件下的基准标准发动机在着陆和起飞循环四种运行模式下相对应的排放指数和燃料流量。

基本参数

$$EI_p(\text{成分 } p \text{ 的排放指数}) = \frac{\text{所产生的 } p \text{ 的质量(g)}}{\text{所用燃料的质量(kg)}}$$

$$EI(\text{CO}) = \left(\frac{[\text{CO}]}{[\text{CO}_2] + [\text{CO}] + [\text{HC}]} \right) \left(\frac{10^3 M_{\text{CO}}}{M_C + (n/m) M_H} \right) \left(1 + [\text{CO}_2]_b (P_0/m) \right)$$

$$EI(\text{HC}) = \left(\frac{[\text{HC}]}{[\text{CO}_2] + [\text{CO}] + [\text{HC}]} \right) \left(\frac{10^3 M_{\text{HC}}}{M_C + (n/m) M_H} \right) \left(1 + [\text{CO}_2]_b (P_0/m) \right)$$

EI(NO_x) as NO₂

$$= \left(\frac{[\text{HC}]}{[\text{CO}_2] + [\text{CO}] + [\text{HC}]} \right) \left(\frac{10^3 M_{\text{HC}}}{M_{\text{C}} + (n/m) M_{\text{H}}} \right) \left(1 + [\text{CO}_2]_b (P_0/m) \right)$$

$$\text{空气/燃料比} = P_0/m \left(\frac{M_{\text{AIR}}}{M_{\text{C}} + (n/m) M_{\text{H}}} \right)$$

式中

$$P_0/m = \frac{2Z - n/m}{4(1 + h_{\text{vol}} - [(\text{CO}_2)_b Z/2])}$$

和

$$Z = \frac{2 - [\text{CO}] - ([2/x] - [y/2x])[\text{HC}] + [\text{NO}_2]}{[\text{CO}_2] + [\text{CO}] + [\text{HC}]}$$

M_{AIR} 干空气分子质量=28.966 g 或在适当的情况下
 $= (32[\text{O}_2]_b + 28.1564[\text{N}_2]_b + 44.011[\text{CO}_2]_b) \text{ g}$

M_{CO} 一氧化碳分子质量 = 28.011g

M_{HC} 排气碳氢化合物（视同甲烷）的分子质量 =
 16.043 g

M_{NO_2} 二氧化氮分子质量 = 46.008 g

M_{C} 碳原子质量 = 12.011 g

M_{H} 氢原子质量 = 1.008 g

$[\text{O}_2]_b$ 干空气中的氧气的体积浓度 = 0.2095

$[\text{N}_2]_b$ 干空气中的氮气+稀有气体的体积浓度 =0.7902

$[\text{CO}_2]_b$ 干空气中的二氧化碳的体积浓度 = 0.0003

$[\text{HC}]$ 湿排气样本中碳氢化合物的平均体积浓度，表示为碳

$[\text{CO}]$ 湿排气样本中一氧化碳的平均体积浓度

$[\text{CO}_2]$ 湿排气样本中二氧化碳的平均体积浓度

$[\text{NO}_x]$ 湿排气样本中一氧化氮和二氧化氮的平均体积浓度= $[\text{NO} + \text{NO}_2]$

$[\text{NO}]$ 湿排气样本中一氧化氮的平均体积浓度

$[\text{NO}_2]$ 湿排气样本中二氧化氮的平均体积浓度

$$\frac{([\text{NO}_x]_c - [\text{NO}])}{\eta}$$

$[\text{NOx}]_c$	通过二氧化氮/一氧化氮转化器后湿排气样本中一氧化氮的平均体积浓度
η	二氧化氮/一氧化氮转化器的效率
h_{vol}	外界空气的湿度，水体积/干空气体积
m	特性燃料分子中的碳原子数
n	特性燃料分子中的氢原子数
x	表征排气样本中碳氢化合物分子的碳原子数
y	表征排气样本中碳氢化合物分子的氢原子数

n/m 值即所用燃料中的氢原子与碳原子之比，通过燃料类型分析评估得到。应在每一设定条件下测量外界空气的湿度 h_{vol} 。在表征排气样本中碳氢化合物 C_xH_y 时，如果不存在相反证据的情况下，将使用 $x=1$, $y=4$ 的数值。如果一氧化碳和二氧化碳测量值为干基或半干基，则首先应按 B.12 附录 3 附篇 E 所述内容，将这些值转换成对应的湿基浓度。该附篇中还包括干扰修正公式。

B. 7. 1. 2 按基准条件修正排放指数

B. 7. 1. 2. 1 应对在所有相关发动机运行模式下测得的发动机所有污染物的排放指数进行修正，以考虑实际测试的进口空气的温度和压力条件与基准大气条件(海平面国际标准大气)的偏离。在适用的情况下，为了考虑所测试的发动机与基准标准发动机的偏离，也可使用这些修正法（见附录 D 第 D.1 6)段）。湿度的基准值应为 0.00634 (kg 水)/(kg 干空气)。因此，修正后的 $\text{EI} = K \times \text{实测的 EI}$ ，式中 K 的广义化表达式是：

$$K = (P_{B\text{ref}}/P_B)^a \times (FAR_{\text{ref}}/FAR_B)^b \times \exp([T_{B\text{ref}} - T_B]/C) \\ \times \exp(d[h_{\text{mass}} - 0.00634])$$

P_B	实测燃烧室进口压力
T_B	实测燃烧室进口温度
FAR_B	燃烧室的燃料/空气比
h_{mass}	外界空气湿度，kg 水/kg 干空气
P_{ref}	国际标准大气海平面压力

- T_{ref} 国际标准大气海平面温度
- P_{Bref} 国际标准大气海平面条件下与测试发动机燃烧室进口温度 T_B 相关联的燃烧室进口压力(即基准发动机的燃烧室进口温度和压力参数)
- T_{Bref} 国际标准大气海平面条件下测试发动机燃烧室进口温度(即基准发动机的燃烧室进口温度参数), 与LTO循环运行模式中规定的推力等级相关联的温度
- FAR_{ref} 在国际标准大气海平面条件下测试发动机(或基准发动机, 如果按基准发动机修正了数据)的燃烧室内的燃料/空气比
- a,b,c,d 特定常数, 依每一污染物和每一种发动机类型而变

燃烧室进口参数建议进行实测, 但也可用适当的公式根据环境条件计算得到。

使用 B. 7. 2 中推荐的曲线拟合方法, 将排放指数与燃烧室进口温度建立关联, 可有效地去除广义化方程式中的 $\exp([T_{Bref} - T_B]/C)$ 项, 而且在大多数情况下, (FAR_{ref}/FAR_B) 项可认为是单位 1。对于一氧化碳和碳氢化合物的排放指数, 许多测试机构已经确认, 湿度项很接近于单位 1, 可从表达式中去除, 而且 (P_{Bref}/P_B) 项的指数接近于单位 1。因此,

修正后的 $EI(CO) =$ 由 $(P_B/P_{Bref}) \times EI(CO)$ 对 T_B 曲线导出的 EI

修正后的 $EI(HC) =$ 由 $(P_B/P_{Bref}) \times EI(HC)$ 对 T_B 曲线导出的 EI

修正后的 $EI(NO_x) =$ 由 $EI(NO_x) \times (P_{Bref}/P_B)^{0.5} \times \exp(19[h_{mass} - 0.00634])$ 对 T_B 曲线导出的 EI

如果这种推荐的一氧化碳和碳氢化合物排放指数修正法不能提供令人满意的结果, 则可以使用由部件试验结果推导出的参数, 形成替代方法。

任何其他用于修正一氧化碳、碳氢化合物和氮氧化物排放指数的方法均应得到局方的批准。

B. 7. 2 控制参数函数 (D_p 、 F_{oo} 、 π)

B. 7. 2. 1 定义

D_p	在基准排放着陆和起飞循环中排放出的任何气态污染物的质量。
F_{oo}	额定推力，指由民航局批准的发动机在标准大气条件下起飞时的最大功率或推力，包括加力作用(若适用)，但不包括任何喷水作用和任何应急功率或推力额定值。推力用千牛顿表示。
F_n	着陆和起飞运行模式 n 下的推力(kN)
W_f	国际标准大气海平面条件下的基准标准发动机的燃料质量流量(kg/s)。
W_{fn}	着陆和起飞运行模式 n 中的国际标准大气海平面条件下的基准标准发动机燃料质量流量。
π	当发动机在国际标准大气海平面静态条件下产生额定起飞推力时，压气机中最后一级压气机排气平面处的平均总压与压气机进口平面处的平均总压之比。

B. 7. 2. 2 应为每一着陆和起飞运行模式获得每种污染物的排放指数(EI_n)，该指数要按基准大气条件进行修正，必要时按基准型标准发动机进行修正(EI_n (修正的))。为了确定慢车模式，至少需要有三个测试点。应在基准大气条件下为每一种气态排放物确定下列关系：

(1) EI (修正的)与 T_B 之间；

(2) W_f 与 T_B 之间；和

(3) F 与 T_B 之间；

注 1：图 B. 3 a)、b)和 c)描绘了这些关系。

注 2：图 B. 3 b)和 c)中的关系可以直接根据发动机数据建立，亦可从验证过的发动机性能模型中导出。

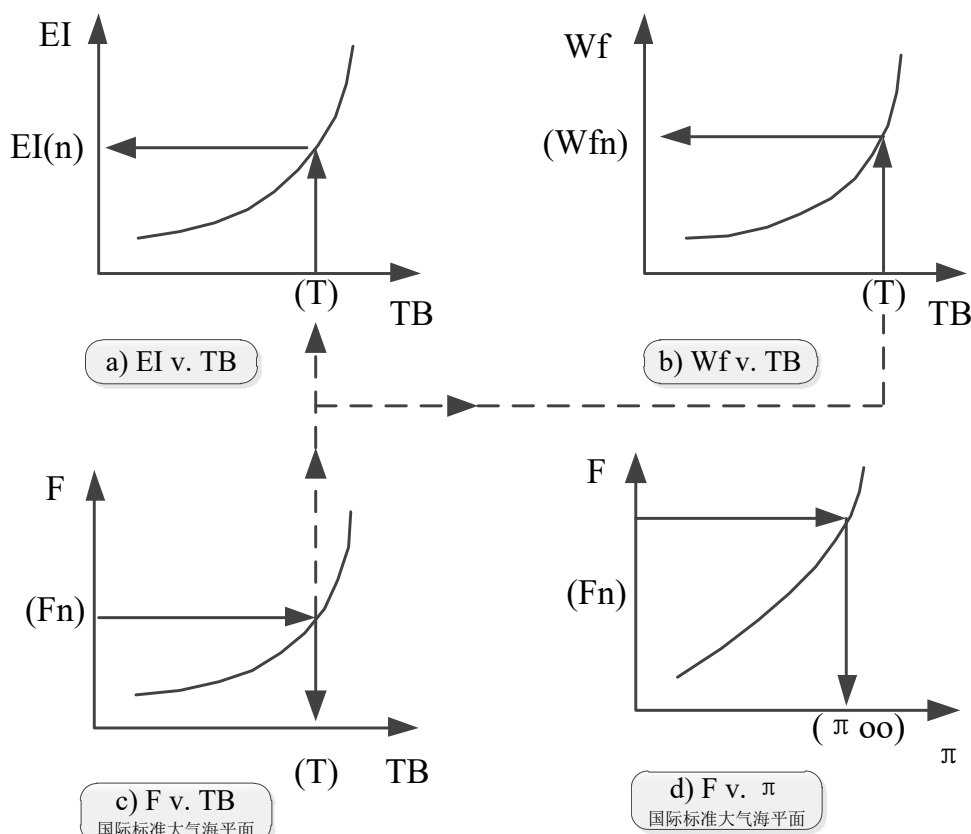
B. 7. 2. 3 基准发动机被定义为：按照发动机型号生产

标准构型出的，并具有该型别充分代表性的运行和性能特性的发动机。

B.7.2.4 制造商还应向局方提供所有必要的发动机性能数据以证实这些关系，以及在国际标准大气海平面外界条件下的：

- (1) 额定推力 (F_{oo})；
- (2) 最大额定推力下的发动机增压比 (π)。

注：图 B.3 d) 描绘了这些关系。



EI=排放指数
TB=燃烧室进口温度
Wf=发动机燃料质量流速
F=发动机推力
 π =发动机增压比

图 B.3 计算程序

B.7.2.5 在四种着陆和起飞运行模式下对每一种气态排放物的 EI(修正的)进行的估算应符合下述一般程序：

- (1) 在基准大气条件下，确定对应于四种着陆和起飞运行模式 n 的 F_n 值下的燃烧室进口温度 (T_B) (图 B.3c))；

- (2) 由 $EI_{\text{修正}}/T_B$ 特性(图 B. 3 a)) 确定对应于 T_B 的 EI_n 值;
- (3) 由 W_f/T_B 特性(图 B. 3 b)) 确定对应于 T_B 的 W_{fn} 值;
- (4) 记录额定推力 F_{oo} 及基准增压比 π_{oo} 的数值, (图 B. 3 d));
- (5) 为每一污染物计算 $D_P = \Sigma(EI_n)(W_{fn})(t)$, 其中:
 t 着陆和起飞循环模式的时间(min);
 W_{fn} 燃料质量流量(kg/min);
 Σ 构成基准着陆和起飞循环的全部模式的求和。

B. 7. 2. 6 尽管上面描述的方法为推荐的方法, 但局方可以接受使用通过已认可的曲线拟合技巧导出的可代表所示曲线的数学表达式的等效数学程序。

B. 7. 3 推荐程序的例外

当存在无法使用此程序的发动机的构型或其他情况时, 局方在收到使用替代程序能够得到等效结果的令人满意的技术证据后, 可以批准该替代程序。

B.8 (附录 3)附篇 A 碳氢化合物分析仪的规格

注 1: 正如 B.5.2(即附录 3 第 5.2 段)所述, 此分析仪的测量元件是火焰离子探测器(FID), 在探测器中, 全部样本流或有代表性的部分样本流被引入以氢为燃料的火焰中。在将电极适当定位后, 即可产生随着进入火焰中碳氢化合物的质量流率而变化的电离电流。此电流参照一适合的零位被放大和调定量程, 以提供输出响应, 作为对以 ppmC 当量表示的碳氢化合物气体浓度的测量数据。

注 2: 关于校准和测试气体的信息见 B.11(附录 3 附篇 D)。

B.8.1 概述

注意事项: 规定的性能规格通常是对分析仪满刻度来说的。部分刻度上的误差可能会占读数中的较大的比例。在做测量准备时应考虑到这类增量的相关性和重要性。如果需要有更好的性能, 则应采取适当的预防措施。

所用的仪器应能够使探测器和样本处理部件的温度保持在不低于 150 °C 的某一定点温度上。在探测器响应已经优化, 且仪器通常已稳定的情况下, 主要规格点应为:

(1) 总量程: 0 到 5000 ppmC 范围内选择合适的量程。

(2) 分辨率: 优于所取量程满刻度的 0.5% 或 0.5 ppmC, 取其中大者。

(3) 可重复性: 优于所取量程满刻度的 $\pm 1\%$ 或 ± 0.5 ppmC, 取其中大者。

(4) 稳定度: 在 1 小时时段内, 优于所取量程满刻度的 $\pm 2\%$ 或 ± 1.0 ppmC, 取其中大者。

(5) 零点漂移: 在 1 小时时段内, 小于所取量程满刻度的 $\pm 1\%$ 或 ± 0.5 ppmC, 取其中大者。

(6) 噪声: 0.5 Hz 及其以上, 小于所取量程满刻度的 $\pm 1\%$ 或 ± 0.5 ppmC, 取其中大者。

(7) 响应时间: 从样本进入分析系统到获得 90% 的最终读数不得超过 10 秒。

(8) 线性度：每个量程内对空气中丙烷的响应应呈线性，且变动在满刻度的 $\pm 2\%$ 以内，否则，应进行校准修正。

B.8.2 协同效应

注：使用中有两个方面可能影响测量的精度：

(1) 氧气效应(由于这一效应，对于恒定的实际碳氢化合物气体浓度，样本中出现的不同比例的氧气会给出不同指示的碳氢化合物气体浓度)；

(2) 碳氢化合物相对响应(由于这一响应，对于以当量 ppmC 表示的同一样本碳氢化合物气体浓度会有不同的响应，这取决于碳氢化合物的种类或各种类的混合情况)。

上述效应的大小应按下列方法确定并做相应限制：

氧气效应：按如下所述，用两种已知相对精度为 $\pm 1\%$ 、气体浓度约为 500 ppmC 的丙烷混合物进行响应测量：

(1) $10 \pm 1\%$ 为氧气其余为氮气中的丙烷；

(2) $21 \pm 1\%$ 为氧气其余为氮气中的丙烷。

如果 R1 和 R2 分别为正常响应，则 $(R1-R2)$ 应小于 R1 的 3%。

不同碳氢化合物响应：按如下所述，用四种已知相对精度为 $\pm 1\%$ 、气体浓度约为 500 ppmC 的空气中的不同碳氧化合物的混合物进行响应测量：

(1) 零空气中的丙烷；

(2) 零空气中的丙烯；

(3) 零空气中的甲苯；

(4) 零空气中的正己烷。

如果 Ra, Rb, Rc 和 Rd 分别为正常响应(相对于丙烷)，则 $(Ra-Rb)$ 、 $(Ra-Rc)$ 和 $(Ra-Rd)$ 应各小于 Ra 的 5%。

B.8.3 探测器响应的优化和校准

B.8.3.1 应执行制造商关于程序初始设置所需附属服务与供应的细则，并使仪器处于稳定状态。所有设定值的调整均应包含对零点的反复检查和必要的修正。将空气中约 500 ppmC 的丙烷混合物作为样本，应首先确定燃料流量变

化的响应特性，然后在接近最佳燃料流量时确定稀释空气流变化的响应特性，以选出最佳值。然后，应按上文所述确定氧气响应和不同的碳氢化合物响应。

B. 8. 3. 2 应通过以满刻度的约30%、60%和90%的气体浓度将丙烷加入到空气样本中，检查每一分析仪量程的线性。任何这些点与最小二乘法拟合直线(与这些点和零相拟合)产生的最大响应偏差不得超过满刻度值的 $\pm 2\%$ 。如果超过，则应为测试使用制备一条校准曲线。

B.9 (附录 3)附篇 B 一氧化碳和二氧化碳分析仪的规格

注 1: B.5.3(即附录 3 第 5.3 段)总结了用于单独测量排气样本中一氧化碳和二氧化碳气体浓度的分析子系统的特性。仪器是基于平行基准与样本气囊的非分光吸收红外线放射原理。通过使用叠加样本囊或改变电子线路或两者一起用,来获得所需敏感度范围。通过使用气体吸收滤光器和/或光学滤光器(最好使用后者)可以将具有重叠吸收频带的气体所产生的背景干扰降至最低。

注 2: 关于校准和测试气体的信息见 B.11(附录 3 附篇 D)。

注意事项: 规定的性能规格通常是对分析仪满刻度来说的。部分刻度上的误差可能会占读数中的较大的比例。在做测量准备时应考虑到这类增量的相关性和重要性。如果有需要有更好的性能,则应采取适当的预防措施。

B.9.1 主要性能规格应为:

B.9.1.1 一氧化碳分析仪:

(1) 总量程: 0 到 2500 ppm 范围内选择合适的量程。

(2) 分辨率: 优于所取满刻度量程的 0.5%或 1 ppm, 取其中大者。

(3) 可重复度: 优于所取满刻度量程的 $\pm 1\%$ 或 ± 2 ppm, 取其中大者。

(4) 稳定度: 在 1 小时时段内, 优于所取满刻度量程的 $\pm 2\%$ 或 ± 2 ppm, 取其中大者。

(5) 零点漂移: 在 1 小时时段内, 小于所取满刻度量程的 $\pm 1\%$ 或 ± 2 ppm, 取其中大者。

(6) 噪声: 0.5 Hz 及其以上, 小于所取满刻度量程的 $\pm 1\%$ 或 ± 1 ppm, 取其中大者。

(7) 干扰: 对于指示的一氧化碳气体浓度, 应按如下所述实施限制:

(a) 小于 500 ppm/%乙烯气体浓度

(b) 小于 2 ppm/%二氧化碳气体浓度

(c) 小于 2 ppm/%水蒸气*。

如果不能遵守二氧化碳和/或水蒸气的干扰限制，则应确定、报告和应用相应的修正因子。

注：为了与最佳实践保持一致，建议在所有情况下都采用这类修正程序。

*在做“干基”测量时不必使用。

B. 9. 1. 2 二氧化碳分析仪

(1) 总量程：0%到 10%范围内选择合适的量程。

(2) 分辨率：优于所取满刻度量程的 0.5%或 100 ppm，取其中大者。

(3) 可重复度：优于所取满刻度量程的 $\pm 1\%$ 或 ± 100 ppm，取其中大者。

(4) 稳定度：在 1 小时时段内，优于所取满刻度量程的 $\pm 2\%$ 或 ± 100 ppm，取其中大者。

(5) 零点漂移：在 1 小时时段内，小于所取满刻度量程的 $\pm 1\%$ 或 ± 100 ppm，取其中大者。

(6) 噪声：0.5 Hz 及其以上，小于所取满刻度量程的 $\pm 1\%$ 或 ± 100 ppm，取其中大者。

(7) 应检查氧气对二氧化碳分析仪响应所起的效应。对于氧气从 0%到 21%的变化时，给定二氧化碳气体浓度响应的变化不得超过读数的 2%。如果无法遵守此限制，则应使用适当的修正因子。

注：为了与最佳实践保持一致，建议在所有情况下都采用这类修正程序。进一步信息可参考《环境技术手册》(Doc 9501 号文件)第 II 卷 — 《航空器发动机排放审定程序》。

B. 9. 1. 3 一氧化碳和二氧化碳分析仪

(1) 响应时间：从样本进入分析系统到获得 90%的最终读数不得超过 10 秒。

(2) 样本温度：正常运行模式是用于分析处于(未处理)“湿”状态的样本。这要求样气室和与此子系统中样本

相接触的所有其他成分保持在不低于 50 °C 的温度，稳定度为 ± 2 °C。允许选择在干基状态下(具有合适的集水器)做一氧化碳和二氧化碳的测量，在这种情况下，允许使用未加热的分析仪并取消了水蒸气干扰限制，但需要对入口水蒸气和燃烧后生成的水做后续修正。

(3) 校准曲线：

(a) 应使用已知气体浓度约为满刻度的 0，30%，60% 和 90% 的校准气体，在整个工作量程上检查具有线性信号输出特性的分析仪。任何这些点与一条与这些点和零点相拟合的最小二乘法直线产生的最大响应偏差不得超过满刻度值的 $\pm 2\%$ 。如果超过，则应为测试使用制备一条校准曲线。

(b) 对于具有非线性信号输出特性的分析仪和那些不符合上面给出的线性要求的分析仪，应使用已知气体浓度约为满刻度的 0、30%、60% 和 90% 的校准气体为所有工作量程制备校准曲线。如果必要，应使用额外混合物来适当限定曲线形态。

B.10 (附录 3)附篇 C 氮氧化物分析仪的规格

注：关于校准和测试气体的信息见 B.11(附录 3 附篇 D)。

正如 B.5.4 (附录 3 第 5.4 段) 所述，应通过用于测量一氧化氮与臭氧反应所发出的辐射的化学发光技术来测量氮氧化物的气体浓度。这种方法对于二氧化氮不敏感，因此，应使样本通过一个转化器，在该转化器中，二氧化氮先被转化为一氧化氮，然后再测量总的氮氧化物。一氧化氮原有浓度和总的氮氧化物的气体浓度都应记录。这样一来，根据差值，便可得出二氧化氮的气体浓度。

所用仪器应配齐所有必要的流量控制部件，诸如调压器、阀门、流量表等。与样本气体接触的材料应限于那些能够耐氮氧化物腐蚀的材料，诸如不锈钢、玻璃等。各处的样本温度都应保持在与局部压力相一致的数值上，以避免水的冷凝。

注意事项：规定的性能规格通常是对分析仪满刻度来说的。部分刻度上的误差可能会占读数中的较大的比例。在做测量准备时应考虑到这类增量的相关性和重要性。如果有需要有更好的性能，则应采取适当的预防措施。

为在稳定在 2 °C 以内的外界温度中工作的仪器确定的主要性能规格应为：

(1) 总量程：0 到 2500 ppm 范围内选择合适的量程

(2) 分辨率：优于所取满刻度量程的 0.5% 或 1 ppm，取其中大者。

(3) 可重复度：优于所取满刻度量程的 $\pm 1\%$ 或 ± 1 ppm，取其中大者。

(4) 稳定度：在 1 小时时段内，优于所取满刻度量程的 $\pm 2\%$ 或 ± 1 ppm，取其中大者。

(5) 零点漂移：在 1 小时时段内，小于所取满刻度量程的 $\pm 1\%$ 或 ± 1 ppm，取其中大者。

(6) 噪声：在 2 小时时段内，0.5 Hz 及其以上，小于所取满刻度量程的 $\pm 1\%$ 或 ± 1 ppm，取其中大者。

(7) 干扰：对含二氧化碳和水蒸气的样本的抑制，应按如下所述加以限制：

(a) 小于读数的 0.05%/每一百分点的二氧化碳气体浓度；

(b) 小于读数的 0.1%/每一百分点的水蒸气气体浓度。

如果不能遵守二氧化碳和/或水蒸气的干扰限制，则应确定、报告和应用相应的修正因子。

注：为了与最佳实践保持一致，建议在所有情况下都采用这类修正程序。

(1) 响应时间：从样本进入分析系统到获得 90%的最终读数不得超过 10 秒。

(2) 线性：优于所取满刻度量程的 $\pm 2\%$ 或 ± 2 ppm，取其中大者。

(3) 转化器：其设计和使用应能使样本中存在的二氧化氮转化为一氧化氮。转化器不得影响样本中原有的一氧化氮。

(4) 转化器的效率不得低于 90%。如果效率不是 100%，此效率值应用于修正实测样本的二氧化氮值（即 $[\text{NO}_x]_c - [\text{NO}]$ ）。

B.11 (附录 3)附篇 D 校准和测试气体

表B.1 校准气体表

分析仪	气体	精度*
碳氢化合物 (HC)	零空气中的丙烷	±2%或±0.05 ppm**
二氧化碳 (CO ₂)	零空气中的二氧化碳	±2%或±100 ppm**
一氧化碳 (CO)	零空气中的一氧化碳	±2%或±2 ppm**
氮氧化物 (NO _x)	零氮气中的一氧化氮	±2%或±1 ppm**

*使用 95%以上的置信区间。

**取其中大者。

在正常运行使用中需要用上述气体做分析仪的例行校准。

表B.2 测试气体表

分析仪	气体	精度*
碳氢化合物 (HC)	10±1%为氧气其余为零氮气中的丙烷	±1%
碳氢化合物 (HC)	21±1%为氧气其余为零氮气中的丙烷	±1%
碳氢化合物 (HC)	零空气中的丙烯	±1%
碳氢化合物 (HC)	零空气中的甲苯	±1%
碳氢化合物 (HC)	零空气中的正己烷	±1%
碳氢化合物 (HC)	零空气中的丙烷	±1%
二氧化碳 (CO ₂)	零空气中的二氧化碳	±1%
二氧化碳 (CO ₂)	零氮气中的二氧化碳	±1%
一氧化碳 (CO)	零空气中的一氧化碳	±1%
氮氧化物 (NO _x)	零氮气中的一氧化氮	±1%

*使用95%以上的置信区间。

需要用上述气体做 B.8(附篇 A)、B.9(附篇 B)和 B.10(附篇 C)中的测试。

一氧化碳和二氧化碳校准气体可以进行单组分混合或双组分混合。若可以保证混合物的稳定度,则可以使用零空气中的一氧化碳、二氧化碳和丙烷三成分混合物作为校准气体。

为一氧化碳、二氧化碳和碳氢化合物分析仪规定的零气应为零空气(包括用 20%至 22%的氧气与氮气混合成的“人

造”空气)。对于氮氧化物分析仪，应使用零氮气作为零气。两种零气中的杂质应限制在小于以下气体浓度：

1ppmC

1ppmCO

100ppmCO₂

1ppmNO_x

申请人应确保供应的商品气体确实符合此规格，或供应商有此规定。

B.12 (附录3)附篇E 排放物参数的计算-基础、测量值修正和备选数值法

B.12.1 符号

AFR	空燃比：通过发动机热端部件的干空气质量流量除以进入发动机的燃料质量流量
EI	排放指数：燃烧单位质量燃料的排气中气态排放物的质量 $\times 10^3$
K	湿基气体浓度与干(冷凝后)基气体浓度之比
L, L'	二氧化碳干扰下的分析仪干扰系数
M, M'	水干扰下的分析仪干扰系数
M_{AIR}	干空气分子质量=28.966 g, 或在适当情况下, $= (32R + 28.1564S + 44.011T) g$
M_{CO}	一氧化碳分子质量=28.011g
M_{HC}	排气碳氢化合物分子质量, 视作甲烷 =16.043 g
M_{NO2}	二氧化氮分子质量=46.008 g
M_C	碳原子质量=12.011 g
M_H	氢原子质量=1.008 g
P_1	每摩尔燃料的排气样本中二氧化碳的摩尔数
P_2	每摩尔燃料的排气样本中氮气的摩尔数
P_3	每摩尔燃料的排气样本中氧气的摩尔数
P_4	每摩尔燃料的排气样本中水的摩尔数
P_5	每摩尔燃料的排气样本中一氧化碳的摩尔数
P_6	每摩尔燃料的排气样本中碳氢化合物的摩尔数
P_7	每摩尔燃料的排气样本中二氧化氮的摩尔数
P_8	每摩尔燃料的排气样本中一氧化氮的摩尔数

数

$$P_T \quad P_1 + P_2 + P_3 + P_4 + P_5 + P_6 + P_7 + P_8$$

$[O_2]_b$ 干空气中氧气的体积气体浓度=0.2095

$[N_2]_b$ 干空气中氮气+稀有气体的体积气体浓度
=0.7902

$[CO_2]$ 干空气中二氧化碳的体积气体浓度=0.0003

b

P_o 在初始的空气/燃料混合物中，每摩尔燃料
的空气摩尔数

Z B. 12.3中使用和定义的符号

$[CO_2]$ 湿排气样本中的二氧化碳的平均体积浓度

$[CO]$ 湿排气样本中的一氧化碳的平均体浓度

$[HC]$ 湿排气样本中碳氢化合物的平均体积浓
度，表示为碳

$[NO]$ 湿排气样本中的一氧化氮的平均体积浓度

$[NO_2]$ 湿排气样本中的二氧化氮的平均体积浓度=

$$\frac{([NOx]_c - [NO])}{n}$$

$[NOx]$ 湿排气样本中的一氧化氮和二氧化氮的平
均体积浓度= $[NO + NO_2]$

$[NOx]_c$ 通过二氧化氮/一氧化氮转化器之后湿排气
样本中的一氧化氮的平均体积浓度

$[]_d$ 冷凝后排气样本中的平均气体体积浓度

$[]_m$ 修正前仪器指示的气体体积浓度测量值

h_{vol} 外界空气的湿度，水体积/干空气体积
从“干燥器”或“冷凝器”出来的排气样本的湿
 h_d 度，水体积/干样本体积

m 特性燃料分子中的碳原子数

n 特性燃料分子中的氢原子数

x 特性排气碳氢化合物分子中的碳原子数

y 特性排气碳氢化合物分子中的氢原子数

η 二氧化氮/一氧化氮转化器的效率

B. 12. 2 排放指数和空气/燃料比参数的计算基础

B. 12. 2. 1 假设原有燃料和空气混合物与采样的排气排出物最终状态之间的平衡可用下面的方程式代表：

$$\begin{aligned} C_m H_n + P_0 [[O_2]_b(O_2) + [N_2]_b(N_2) + [CO_2]_b(CO_2) \\ + h_{vol}(H_2O)] \\ = P_1(CO_2) + P_2(N_2) + P_3(O_2) + P_4(H_2O) + P_5(CO) \\ + P_7(NO_2) + P_8(NO) \end{aligned}$$

由此，根据定义，所需的参数可表示为：

$$EI(CO) = P_5 \left(\frac{10^3 M_{CO}}{mM_C + nM_H} \right)$$

$$EI(HC) = xP_6 \left(\frac{10^3 M_{HC}}{mM_C + nM_H} \right) \quad \text{表示为甲烷当量}$$

$$EI(NO_x) = (P_7 + P_8) \left(\frac{10^3 M_{NO_2}}{mM_C + nM_H} \right) \quad \text{表示为二氧化氮当量}$$

$$AFR = P_0 \left(\frac{M_{AIR}}{mM_C + nM_H} \right)$$

B. 12. 2. 2 燃料碳氢化合物的组成值(m、n)根据燃料规范或分析指定。如果这样确定的只有 n/m 比，则可以指定 m=12。干空气的组分([O₂]_b、[N₂]_b、[CO₂]_b)的摩尔分数通常用推荐的标准值，但是也可指定替代值，但需遵守 [O₂]_b + [N₂]_b + [CO₂]_b = 1 的限制并经局方批准。

B. 12. 2. 3 外界空气湿度 h_{vol} 为每一测试条件下的实测值。对于排气碳氢化合物的特征值(x、y)若没有相反的证据，建议指定 x=1 和 y=4。

B. 12. 2. 4 其余未知数的确定需要求解下面这组线性联立方程式，其中(1)至(4)由原子守恒关系导出，(5)至(9)代表气态生成物的气体浓度关系。

$$m + [CO_2]_b P_0 = P_1 + P_5 + xP_6 \cdots \cdots \cdots (1)$$

$$n + 2h_{vol}P_0 = 2P_4 + yP_6 \cdots \cdots \cdots (2)$$

$$(2[\text{O}_2]_{\text{b}} + 2[\text{CO}_2]_{\text{b}} + h_{\text{vol}})P_0 = 2P_1 + 2P_3 + P_4 + P_5 + 2P_7 + P_8 \cdots (3)$$

$$2[\text{N}_2]_{\text{b}}P_0 = 2P_2 + P_7 + P_8 \cdots (4)$$

$$[\text{CO}_2]P_{\text{T}} = P_1 \cdots (5)$$

$$[\text{CO}]P_{\text{T}} = P_5 \cdots (6)$$

$$[\text{HC}]P_{\text{T}} = xP_6 \cdots (7)$$

$$[\text{NOx}]_{\text{c}}P_{\text{T}} = \eta P_7 + P_8 \cdots (8)$$

$$[\text{NO}]P_{\text{T}} = P_8 \cdots (9)$$

$$P_{\text{T}} = P_1 + P_2 + P_3 + P_4 + P_5 + P_6 + P_7 + P_8 \cdots (10)$$

上述方程组是在所有实测气体浓度都是真值的情况下使用的，即不受干扰效应制约或无需对样本干燥做修正。实际上，在一氧化碳、氮氧化物和一氧化氮测量中通常存在相当程度的干扰效应，因此，常常选择在干或部分干的基础上测量二氧化碳和一氧化碳。B. 12. 2. 5 和 B. 12. 2. 6 中叙述了对相关方程式的必要调整。

B. 12. 2. 5 样本中二氧化碳和水的存在是造成干扰效应的主要原因，它又以基本上不同的方式影响一氧化碳和氮氧化物分析仪。一氧化碳分析仪易出现零漂移效应，氮氧化物分析仪易出现敏感度的变化，它们表示如下：

$$[\text{CO}] = [\text{CO}]_{\text{m}} + L[\text{CO}_2] + M[\text{H}_2\text{O}]$$

$$\text{和} [\text{NOx}]_{\text{c}} = [\text{NOx}]_{\text{cm}} (1 + L' [\text{CO}_2] + M' [\text{H}_2\text{O}])$$

当需要修正干扰效应时，方程 (6)、(8) 和 (9) 三个式子可以用以下方程式进行替代：

$$[\text{CO}]_{\text{m}}P_{\text{T}} + LP_1 + MP_4 = P_5 \cdots (6A)$$

$$[\text{NOx}]_{\text{cm}}(P_{\text{T}} + L'P_1 + M'P_4) = \eta P_7 + P_8 \cdots (8A)$$

$$[\text{NO}]_{\text{m}}(P_{\text{T}} + L'P_1 + M'P_4) = P_8 \cdots (9A)$$

B. 12. 2. 6 选择在干或部分干的基础上(即让样本的湿度降为 h_d) 测量二氧化碳和一氧化碳的气体浓度，需要使用如下的调整后的方程式：

$$[\text{CO}_2]_d(P_T - P_4)(1 + h_d) = P_1 \cdots \cdots \cdots (5A)$$

和

$$[\text{CO}]_d(P_T - P_4)(1 + h_d) = P_5$$

然而，如 B. 12. 2. 5 所述，一氧化碳分析仪也可能受到干扰效应的影响，因此，一氧化碳气体测量浓度的方程可替换为

$$[\text{CO}]_{md}(P_T - P_4)(1 + h_d) + LP_1 + Mh_d(P_T - P_4) = P_5 \cdots \cdots \cdots (6B)$$

B. 12. 3 分析公式

B. 12. 3. 1 概述

可简化方程式(1)至(10)以产生正如本附录 B. 7. 1 节给出的排放指数和空气/燃料比参数的分析公式。当假设所有的气体浓度测量都是“湿”样本时，而且无需干扰修正或类似处理的情况下，这种简化就是一个逐步求解 P_0 、 P_1 至 P_8 、 P_T 的过程。实际上，常常选择在“干”或“半干”的基础上做二氧化碳和一氧化碳气体浓度的测量；而且，也常常发现有必要做干扰修正。B. 12. 3. 2、B. 12. 3. 3 和 B. 12. 3. 4 给出了在上述各类情况下使用的公式。

B. 12. 3. 2 将干气体浓度测量值转换为湿基测量值的方程式

湿气体浓度= $K \times$ 干气体浓度，即 $[\] = K[\]_d$

当一氧化碳和二氧化碳是在“干”基上确定时，使用下面 K 的表达式：

$$K = \frac{\left\{ 4 + \left(\frac{n}{m}\right)[\text{CO}_2]_b + \left(\left[\frac{n}{m}\right][\text{CO}_2]_b - 2h_{\text{vol}}\right)\left([\text{NO}_2] - \left(\frac{2[\text{HC}]}{x}\right)\right) + (2 + h_{\text{vol}})\left(\left[\frac{y}{x}\right] - \left[\frac{n}{m}\right][\text{HC}]\right) \right\}(1 + h_d)}{(2 + h)\left\{ 2 + \left(\frac{n}{m}\right)(1 + h_d)([\text{CO}_2]_d + [\text{CO}]_d) \right\} - \left(\left[\frac{n}{m}\right][\text{CO}_2]_b - 2h\right)(1 - [1 + h_d][\text{CO}]_d)}$$

B. 12. 3. 3 干扰修正

一氧化碳和/或氮氧化物及一氧化氮测量值在用于上面的分析方程式之前，可能需要做样本二氧化碳和水浓度所致干扰的修正。正常情况下，这类修正用下面的通用方程式表示：

$$[\text{CO}] = [\text{CO}]_m + L[\text{CO}_2] + M[\text{H}_2\text{O}]$$

$$[CO]_d = [CO]_{md} + L[CO_2]_d + M \left(\frac{h_d}{1 + h_d} \right)$$

$$[NO] = [NO]_m \left(1 + L' [CO_2] + M' [H_2O] \right)$$

$$\eta[NO_2] = ([NOx]_{cm} - [NO]_m) \left(1 + L' [CO_2] + M' [H_2O] \right)$$

B. 12. 3. 4 样本水成分估算方程式

样本中水的浓度：

$$[H_2O] = \frac{\left(\left[\frac{n}{2m} \right] + h_{vol} \left[\frac{P_0}{m} \right] \right) ([CO_2] + [CO] + [HC])}{1 + [CO_2]_b \left(\frac{P_0}{m} \right)} - \left(\frac{y}{2x} \right) [HC]$$

式中

$$\frac{P_0}{m} = \frac{2Z - \frac{n}{m}}{4 \left(1 + h_{vol} - \left[\frac{[CO_2]_b Z}{2} \right] \right)}$$

和

$$Z = \frac{2 - [CO] - \left(\left[\frac{2}{x} \right] - \left[\frac{y}{2x} \right] \right) [HC] + [NO_2]}{[CO_2] + [CO] + [HC]}$$

应该指出，样本中水浓度的估算是各种分析仪显示的气体浓度读数的函数，其自身可能就需要做水干扰修正。为获得更好的精度，需要在这些情况下使用一种迭代的程序，对水浓度做连续的重复计算，直至达到所要的稳定度。使用 B. 12. 4 节所述的一种替代性的数值解法可避免这种麻烦。

B. 12. 4 替代方法一种替代性的

B. 12. 4. 1 作为上文 B. 12. 3 中归纳的分析程序的替代方法，对于每一组测量值，可以使用计算机的数值求解法来求解方程(1)到(10)，这样就可以很容易得到排放指数、燃料/空气比、修正后的湿气体浓度等数值。

B. 12. 4. 2 在方程组(1)至(10)中，对于特定的测量系统，需要进行干扰修正或干燥后修正，利用方程(5A)、(6A)等中的任一方程来进行替换，以获得实际的气体浓度测量值。

利用计算机编程求解二维矩阵方程是一种很常见的方法，在程序中可以考虑样本的干燥，干扰修正以及其他类型的修正。这样可以对方程组的求解和修正进行灵活方便的处理。

B.13 (附录 3)附篇 F 补充数据的规格

正如 B.3.2(附录 3 第 3.2 段)所要求的,除了实测样本组分气体浓度,还应提供以下数据:

(1)进口温度:在位于发动机一倍进气平面直径内的某一点测得的总温,精度到 $\pm 0.5^{\circ}\text{C}$;

(2)进口湿度(kg 水/kg 干空气):在发动机前方距进气平面 50 米内的某一点测得,精度为:

(a)环境空气湿度大于或等于 $0.00634\text{kg 水/kg 干空气}$ 时,精度为读数的 $\pm 5\%$,或

(b)环境空气湿度小于 $0.00634\text{kg 水/kg 干空气}$ 时,精度为 $\pm 0.000317\text{kg 水/kg 干空气}$;

(3)大气压力:在距发动机测试位置 1 km 之内测量,并视需要根据测试台的高度修正,精度到 $\pm 100\text{ Pa}$;

(4)燃料质量流量:直接测量,精度到 $\pm 2\%$;

(5)燃料氢/碳比:定义为 n/m ,其中 C_mH_n 为测试中所用燃料的当量碳氢化合物代表式并参照发动机燃料型号分析加以评估。

(6)发动机参数:

(a)推力:直接测量,精度到审定测试中使用的起飞功率的 $\pm 1\%$ 和最小推力的 $\pm 5\%$,这些点之间会有线性变化;

(b)转速:直接测量,精度到至少 $\pm 0.5\%$;

(c)燃气发生器空气流量:参照发动机性能校准确定,精度到 $\pm 2\%$ 。

应在每一发动机排放测试设定值上确定 1), 2), 4) 和 6) 参数,而 3) 应在排放测试中以不少于 1 小时的间隔确定。

附录C 航空涡轮发动机排出物测试用燃油规范(对应 ICAO

附件 16 卷 II 附录 4)

除局方同意的偏离和必要的修正外，测试期间使用的燃料应符合本附录的规格(表 C.1)。不得出现为抑制烟雾而使用的添加剂(如有机金属化合物)。

表C.1 航空涡轮发动机排出物测试用燃油规范

性质	值的许可范围
15℃时的密度，千克/米 ³	780~820
蒸馏温度，10%沸点，℃	155~201
终馏点，℃	235~285
净热值，千焦/千克	42860~43500
芳烃含量，%(体积/体积)	15~23
萘含量，%(体积/体积)	0.0~3.0
发烟点，毫米	20~28
氢含量，%(质量/质量)	13.4~14.3
硫含量，%(质量/质量)	小于 0.3
-20℃时运动粘度，毫米 ² /秒	2.5~6.5

附录D 气态排出物、烟雾和微粒物质排放物的符合性程序 (对应 ICAO 附件 16 卷 II 附录 6)

D.1 概述

应遵守下述一般原则，以证明符合 CCAR-34-R1 中 34.21、34.31 条所规定的排气排出物标准，即国际民用航空公约附件 16 卷 II 中第 III 部分 2.2、2.3、3.2、3.3 和 4.2 所阐明的规定水平。

(1) 应允许制造商为审定测试选择任何数量的发动机，如果需要，包括单台发动机；

(2) 局方应考虑到审定测试过程中得到的全部结果；

(3) 总共应至少做三次发动机测试，所以，如果只用单台发动机进行审定，就应对其至少做三次测试；

(4) 如果对某台发动机(i)做多次测试，则这些测试的算术平均值(X_i)应被视为该台发动机(i)的平均值。这样，审定结果就是各台测试发动机所获得的值(X_i)的算术平均值；

(5) 制造商应向局方酌情提供国际民用航空公约附件 16 卷 II 中第 III 部分 2.4、3.4、4.2 和/或 4.3 中规定的信息，包括发动机信息、试验信息和测试结果信息；

(6) 提交测试的发动机应具有代表取证发动机型号的排放物特征。应至少有一台发动机与该发动机型号产品标准构型一致，并具备有充分代表性的运行及性能特征。这些发动机中的一台应被声明为基准标准发动机。根据这台基准标准发动机对其他测试发动机进行修正的方法应得到局方的批准。针对外部环境影响对测试结果进行修正的方法应是国际民用航空公约附件 16 卷 II 附录 3(本文附录 B)第 7 节、附录 7(本文附录 E)第 6 节中适用的方法。

D.2 符合性程序

D.2.1 气态排放物和发烟指数

如果所有测试发动机的实测值经修正(按基准标准发动机和基准大气条件)的平均值，在除以根据表 D.1 所示的测试发动机数量(i)所确定的适当系数转换成某一特征值时不超过规定数值，则局方应认为发动机满足对应的标准要求。

注：发烟指数或气态排放物的特征值是所有测试发动机的实测并且仅就气态排放物而言，根据基准标准发动机和基准大气条件做适当修正后的平均值，除以表 D.1 所示的对应于测试发动机数量的系数之后得到的数值。

表D.1 用于确定特征值的系数(ICA0 附件 16 卷 II 附录 6 表 A6-1)

测试发动机数量 (i)	一氧化碳	碳氢化合物	氮氧化物	发烟指数	nvPM 质量浓度	nvPM LTO 质量	nvPM LTO 数量
1	0.8147	0.6493	0.8627	0.7769	0.7769	0.7194	0.7194
2	0.8777	0.7685	0.9094	0.8527	0.8527	0.8148	0.8148
3	0.9246	0.8572	0.9441	0.9091	0.9091	0.8858	0.8858
4	0.9347	0.8764	0.9516	0.9213	0.9213	0.9011	0.9011
5	0.9416	0.8894	0.9567	0.9296	0.9296	0.9116	0.9116
6	0.9467	0.8990	0.9605	0.9358	0.9358	0.9193	0.9193
7	0.9506	0.9065	0.9634	0.9405	0.9405	0.9252	0.9252
8	0.9538	0.9126	0.9658	0.9444	0.9444	0.9301	0.9301
9	0.9565	0.9176	0.9677	0.9476	0.9476	0.9341	0.9341
10	0.9587	0.9218	0.9694	0.9502	0.9502	0.9375	0.9375
10 台以上	$1 - \frac{0.13059}{\sqrt{i}}$	$1 - \frac{0.24724}{\sqrt{i}}$	$1 - \frac{0.09678}{\sqrt{i}}$	$1 - \frac{0.15736}{\sqrt{i}}$	$1 - \frac{0.15736}{\sqrt{i}}$	$1 - \frac{0.19778}{\sqrt{i}}$	$1 - \frac{0.19778}{\sqrt{i}}$

D. 2. 2 微颗粒物排放物

D. 2. 2. 1 在所有被测试发动机的最大 nvPM 质量浓度的实测质量浓度值的平均值，使用由测试发动机数量(i)决定

的适当系数（如表 D.1 所示）转换为特征值，不超过规定数值，则局方应认为发动机满足对应的标准要求。

注：最大 nvPM 质量浓度的特征值是所有测试的发动机的最大值的平均值，除以表 D.1 所示的与测试的发动机数量对应的系数后得到的数值。

D.2.2.2 在所有被测试发动机的 nvPM 排放质量值和 nvPM 排放数量值的平均值，使用由测试发动机数量(i)决定的适当系数（如表 D.1 所示）转换为特征值，不超过规定数值，则局方应认为发动机满足对应的标准要求。

注：nvPM 质量和 nvPM 数量排放的特征值是所有测试发动机的实测值的平均值，除以与测试发动机数量对应的系数，如表 D.1 所示。

D.2.3 特征值

确定发动机排放物特征值所需的系数，见表 D.1。

D.3 失败时的程序

注：在审定测试失败时，并不一定意味着该发动机型号不符合要求，但可能意味着向局方提供的符合性可信度不够高，即低于百分之九十。因此，应该允许制造商提供发动机型号符合性的补充证据。

D.3.1 如果某发动机型号审定测试失败，如果制造商愿意，局方应允许制造商对审定发动机做补充测试。如果所得的总的结果仍显示该发动机型号不符合审定要求，则应允许制造商根据其意愿对尽可能多的发动机进行测试。然后，应将最终的测试结果与以前的所有数据一并考虑。

D.3.2 如果结果仍然不行，应允许制造商选择一台或多台发动机进行改装。应检查所选发动机在未改装前所做测试的结果，并应做进一步的测试以便至少获得三次测试的数据。对于每一台发动机应确定这些测试的平均值，并称之为“改装前平均值”。

D.3.3 然后可以对发动机进行改装，改装后应至少做三次测试，针对每一次改装，其测试平均值称为相应的做测

试的结果，并应做进一步的测试以便至少获得三次测试的数据。对于每一台发动机应确定这些测试的平均值，并称之为应将最终的测试是否达到符合性要求。在开始测试任何改装后的发动机之前，应确定改装是否符合相应的适航要求。

D. 3. 4 应反复进行此程序，直到证明了符合性，或撤回了发动机型号合格证申请。

附录E 非挥发性微粒物质排放的仪表和测量技术(对应 ICAO

附件 16 卷 II 附录 7)

E.1 引言

注：本附录中的程序提供关于获取具有代表性的涡轮增压发动机非挥发性微粒物质 (nvPM) 排气样本、将它们输送到非挥发性微粒物质采样和测量系统并由该系统对其进行分析的指导原则。这些程序不适用于带加力燃烧的发动机。

只有向局方预先申请并得到批准后，才能采取与本附录中的程序等效的程序。

E.2 定义、缩略语和符号

E.2.1 定义

下列词语在本附录中使用时，具有赋予它们的如下含义：

- (1) 精度 测量值与独立确定的真值的接近程度。
- (2) 微粒的空气动力学直径 微粒的空气动力学直径与实际微粒有着相同沉降速度的单位密度 (1 g/cm^3) 的球形粒子的直径，也称为“空气动力学直径”。
- (3) 校准气体 用于仪器校准、调节和定期检查的高精度基准气体。
- (4) 催化汽提器 一种通过氧化去除挥发性物质的催化装置。
- (5) 具备相关资质的实验室 根据不定期修订的 ISO/IEC 17025:2005 或等效标准建立、实施和维护一个与其活动范围相称的质量体系的测试和校准实验室，该实验室设计和实施一项设备校准方案，以确保其进行的校准和测量都可追溯到国际单位制 (SI)。该实验室不需要通过 ISO/IEC 17025:2005 正式认证。
- (6) 旋风分离器 通过旋转和重力手段将大于规定的空

气动力学直径的微粒分离出去。规定的空气动力学切割粒径与渗透旋风分离器的特定大小的微粒百分比相关。

(7) 扩散火焰燃烧气溶胶源 一种采用给定的产生气载微粒物质燃料的扩散火焰燃烧的装置。

(8) 微粒的电迁移直径 在电场中达到与实际微粒完全相同的运动速度的球体的直径。

(9) 元素碳(EC) 在进行热光透射(TOT)分析时,在惰性气体中将样本滤芯加热到 870℃时未从该样本中去除的具有吸光能力的碳,不包括焦炭。

(10) 气体浓度 气体混合物中所含有关成分的体积分数。

(11) 非挥发性微粒物质(nvPM) 存在于燃气涡轮发动机排气管出口平面、当加热到 350℃时不挥发的排放微粒。

(12) 有机碳(OC) 在进行热光透射(TOT)分析时,在氦气中将石英纤维样本滤芯加热到 870℃时挥发的碳。包括一些材料热解过程中形成的焦炭。

(13) 微粒损失 微粒在输送通过采样系统过程中的损失。这种损失由不同的沉积机理引起,其中一些机理与粒径相关。

(14) 微粒质量浓度 每单位样本体积中的微粒质量。

(15) 微粒质量排放指数 每燃烧单位质量的燃料所排放的微粒质量。

(16) 微粒数量浓度 每单位样本体积中的微粒数量。

(17) 微粒数量排放指数 每燃烧单位质量的燃料所排放的微粒数量。

(18) 粒径分布 用一系列的粒径数据或者粒径的数学函数来表示微粒的数量浓度。

(19) 百万分率(ppm) 每百万单位体积的气体混合物中所含某一气体成分的单位体积浓度。

(20) 渗透分数 采样系统中某一组件下游微粒浓度与上游微粒浓度之间的比值。

(21) 可重复性 在不调整所用仪器的情况下,在短期内

对一给定的不变样本进行重复测量的结果所具有的接近程度。

(22) 质量体系 一种管理系统，指具备相关资质的实验室在必要的范围内记录其政策、制度、方案、程序和指示，以确保测试和/或校准结果的质量。

(23) 分辨率 在测量中能够探测到的最小变化。

(24) 响应 随着样本浓度的变化而出现的仪器输出信号的变化。

(25) 上升时间 当基准物质以初始状态瞬时通入自动测量系统时，当输出信号从终值的 10%变化至 90%所需的时间。(这个术语仅适用于在线分析仪)。

(26) 稳定度 在某一给定的时间段内对一给定的不变样本进行重复测量，其产生的测量值所能保持的接近程度。

E. 2.2 缩略语

CPC: 凝聚微粒计数器

EC: 元素碳

FS: 分析仪的全量程范围

GL: 气体管路

HEPA: 高效微粒空气过滤器，H13 级，可去除至少 99.97% 的邻苯二甲酸二辛酯微粒(0.3 μ m 直径)

ID: 内径

ISA: 国际标准大气(ISO 2533:1975)

LOD: 检测极限

NMI: 国家计量研究所

nvPM: 非挥发性微粒物质(见定义)

nvPMmi: 非挥发性微粒物质质量仪

nvPMni: 非挥发性微粒物质数量仪

PTFE: 聚四氟乙烯

slpm: 每分钟标准升(在标准温度和压力条件下每分钟的升数)

STP: STP 在标准温度为 0 °C、压力为 101.325 kPa 下的

仪器工作条件

VPR: 挥发性微粒去除器

VRE: 挥发性物质去除效率

E. 2. 3 符号

[CO] 湿排气样本中一氧化碳的平均体积浓度

[CO₂] 未稀释的湿排气样本中二氧化碳的平均体积浓度

[CO₂]_b 干空气中的二氧化碳气体的平均体积浓度
=0.0003

[CO₂]_{di1} 第一级稀释器后的湿排气样本中的二氧化碳平均体积浓度

[CO₂]_{di2} 第二级稀释后的湿排气样本中的二氧化碳平均体积浓度

[CO₂]_s 未稀释的湿、半干或干排气样本中二氧化碳的平均体积浓度

DF 稀释因子 = (稀释前样本浓度)/(稀释后样本浓度)

DF₁ 第一级稀释因子=[CO₂]/[CO₂]_{di1}

DF_{1s} 采用直接采样测量的 [CO₂]_s和[CO₂]_{di1} 计算第一级稀释因子

DF₂ 由具备相关资质的实验室校准的第二级(挥发性微粒去除器)稀释因子

D_m 非挥发性微粒物质的电迁移直径, μm

D_{xy}, at z nm 空气动力学直径为 z nm 的微粒的检出效率为 xy %

EI_{mass} 针对收集装置的热泳损失修正后的非挥发性微粒物质质量排放指数, 以 mg/kg 燃料为单位

EI_{num} 针对收集装置的热泳损失修正后的非挥发性微粒物质数量排放指数, 以数量/kg 燃料为单位

F 给定工作模式的推力

H	燃料氢含量(质量百分比)
[HC]	湿排气样本中碳氢化合物的平均体积浓度，表示为碳
$\eta_{VPR}(D_m)$	VPR 对 D_m 微粒的渗透率
k_{fuelM}	nvPM 质量排放指数的燃料成分修正系数
k_{fuelN}	nvPM 数量排放指数的燃料成分修正系数
k_{thermo}	收集部分热泳损失修正因子
[NO]	湿排气样本中一氧化氮的平均体积浓度
[NO ₂]	湿排气样本中二氧化氮的平均体积浓度
[NO _x]	湿排气样本中一氧化氮和二氧化氮的平均体积浓度=[NO]+ [NO ₂]
M_C	碳原子质量=12.011
M_H	氢原子质量=1.008
m	特性燃料分子中的碳原子数
n	特性燃料分子中的氢原子数
$nvPM_{mass}$	针对采样系统收集区中的经过稀释和热泳损失修正后的标准温度和压力仪器条件下的非挥发性微粒物质质量浓度， $\mu g/m^3$
$nvPM_{massSTP}$	在标准温度和压力仪器条件下经过稀释的非挥发性微粒物质质量浓度， $\mu g/m^3$
$nvPM_{numSTP}$	在标准温度和压力仪器条件下经过稀释的非挥发性微粒物质数量浓度，数量/ cm^3
T_{line}	采样管路壁面温度 $^{\circ}C$
T_1	稀释器 1 进口壁面温度 $^{\circ}C$
T_{EGT}	发动机实测的或根据性能推导出的发动机排气管出口平面气体温度 $^{\circ}C$
t_{90}	90%响应时间(进口浓度发生变化与检测器达到其最终信号的 90%之间的时间)
α	燃料的原子氢碳比= n/m ，其中 C_mH_n 为测试中所用燃料的当量碳氢化合物代表式并参

照发动机燃料型号分析加以评估。

E.3 所需数据

E.3.1 非挥发性颗粒物排放

E.3.1.1 为了计算非挥发性颗粒物质的质量和数量排放，应确定下列浓度：

- (1) 非挥发性颗粒物质量： $\text{nvPM}_{\text{mass}_{\text{STP}}}$ ；
- (2) 非挥发性颗粒物数量： $\text{nvPM}_{\text{num}_{\text{STP}}}$ ；
- (3) 二氧化碳(CO_2)： $[\text{CO}_2]$ 和 $[\text{CO}_2]_{\text{dil1}}$ ；
- (4) 一氧化碳(CO)： $[\text{CO}]$ ；
- (5) 碳氢化合物(HC)： $[\text{HC}]$ ；
- (6) 氮氧化物(NO_x)： $[\text{NO}_x]$ 、 $[\text{NO}]$ 、 $[\text{NO}_2]$ 。

E.3.1.2 为系统可操作性检查之目的，应确定以下排放物的浓度：二氧化碳(CO_2)和 $[\text{CO}_2]_s$

E.3.2 其他信息

为了规范排放测量数据和界定发动机测试特性，应提供本报告中的 B.13（附录 3 附篇 F）和 E.10（附录 7 附篇 D）中所列的补充信息。

E.4 非挥发性颗粒物采样和测量系统的总体布置

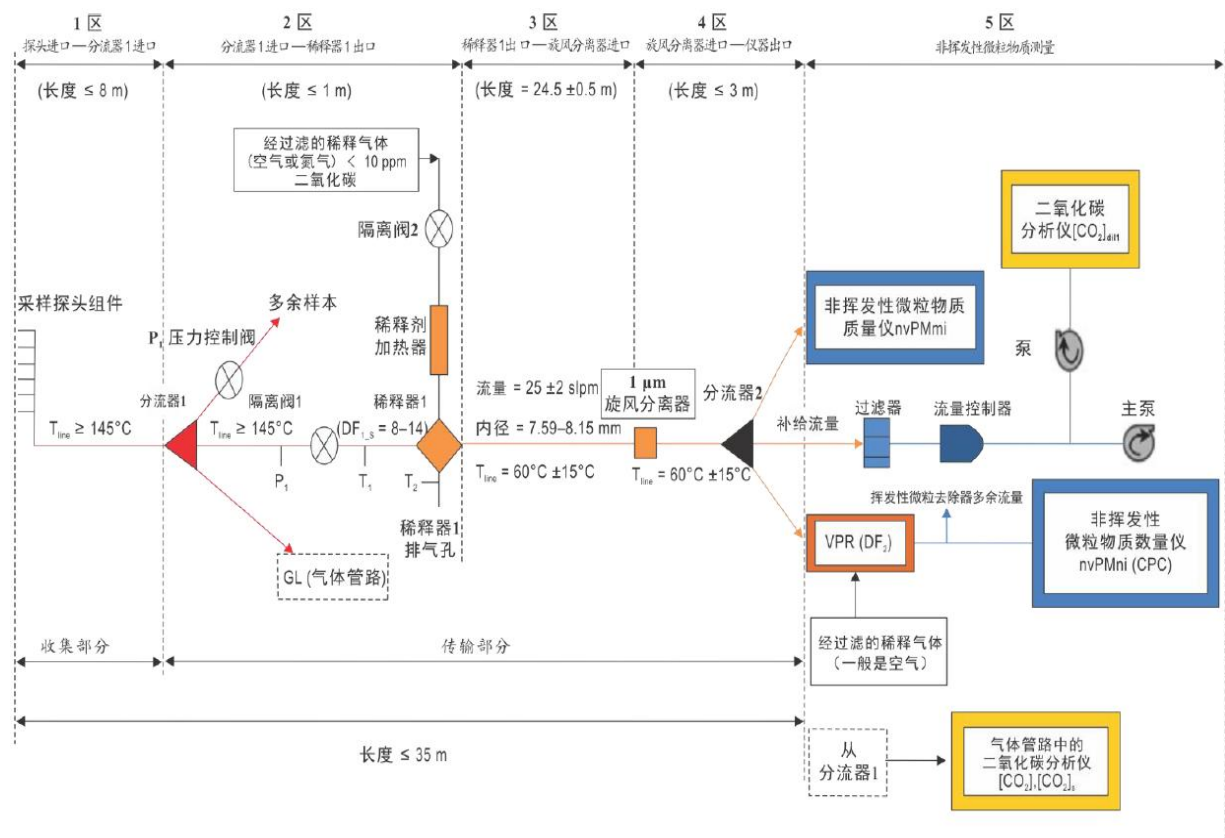
E.4.1 非挥发性颗粒物采样和测量系统

E.4.1.1 非挥发性颗粒物采样和测量系统应包含三个部分，分为五个区：

- (1) 收集部分(1 区)；
- (2) 传输部分(2、3 和 4 区)；
- (3) 测量部分(5 区)。

注 1：非挥发性颗粒物采样和测量系统的概述见图 E.1（ICAO 附件 16 卷 II 图 A7-1）和表 E.1（ICAO 附件 16 卷 II 表 A7-1）。

注 2：关于该系统每个区的更多详细要求和建议见本附录的附篇 A、B、C 和 E。



图E. 1 非挥发性微粒物质采样和测量系统示意图(ICAO 附件 16 卷 II 附录 7 图 A7-1)

表E. 1 非挥发性微粒物质采样和测量系统术语概述(ICAO 附件 16 卷 II 附录 7 表 A7-1)

区域号	硬件名称	描述
1 区	采样探头组件	用于获得航空器发动机排气具有代表性的样本的单点或多点取样耙
	连接管线	将样本从探头输送至分流器 1 进口的管线长度
2 区	分流器 1	流量分流器组件，可控制微粒和气体采样系统的样本分离。还可提供一个流路(多余样本)以减小和控制采样管路压力。
	P1 压力控制阀	用于控制稀释器 1 进口处压力的阀门。
	P1	稀释器 1 进口压力；当进口压力高于外界压力时通过压力控制阀进行调节。

区域号	硬件名称	描述
	T1	计算 1 区和 2 区热泳微粒损失所需的稀释器 1 进口处采样管温度。
	隔离阀 1	使微粒系统与气体管路样本隔离并得以进行气体管路(包括探头)的渗漏检查和传输部分的洁净度检查。
	隔离阀 2	稀释器 1 的稀释剂切断阀。
	稀释器 1	喷射型稀释器, 它向 3 区的进口提供一个接近外界水平的压力。可在开始阶段稀释传输部分中的非挥发性微粒物质样本(第一阶段稀释, DF1), 以尽可能减少微粒凝结, 并且可用于降低样本温度, 以尽可能减少热泳损失。
	经过滤的稀释气体	用于稀释器 1 的压缩气体(氮气或空气)。
	稀释剂加热器	在稀释剂进入稀释器 1 之前对其进行加热。
	稀释器 1 排气孔	可向大气中排出多余的稀释样本以保持稀释器 1 排气处的压力接近外界水平并防止传输部分超压。
	T2	控制稀释器 1 出口温度的排气流温度。
3 区	加热的采样管路	标准化采样区。确保可在离发动机一定安全距离的地方开展测量。
4 区	1 μm 旋风分离器	去除并非由燃烧产生的大微粒并有助于防止仪表堵塞。
	分流器 2	流量分流器组件, 可提供进行非挥发性微粒物质质量和数量浓度测量的样本流路和一个第三流路, 以确保维持 3 区的总体系统流量。
5 区	过滤器	微粒过滤器, 可防止流量控制器的堵塞和损坏。
	流量控制器	通过控制补给流量使 3 区保持恒定流量。

区域号	硬件名称	描述
	主泵	为补给流量提供吸力。
	二氧化碳分析仪	测量稀释样本中的[CO ₂]dil1
	nvPMmi	非挥发性微粒物质质量仪
	挥发性微粒去除器 (DF2)	在非挥发性微粒数量仪之前去除挥发性物质和进一步稀释样本 (第二阶段稀释, DF2) 的设备。
	经过滤的稀释气体	用于挥发性微粒去除器的稀释气体 (氮气或空气)。
	nvPMni (CPC)	是一种凝聚微粒计数器的非挥发性微粒物质数量仪。
其它	GL	样气伴温管路, 用于传输气态污染物测试样气

E. 4. 1. 2 1 至 4 区应满足如下总体要求:

- (1) 采样管路应尽可能直。
- (2) 采样管路从探头端部到测量仪进口处的总长度不得超过 35 m。此总长度不等于各采样区最大允许长度的总和。各区详细的长度要求见本附录附篇 A 和图 E. 1。

E. 4. 1. 3 对于 1 至 4 区的建议如下:

- (1) 管接头数量应尽量少并应由内孔光滑的不锈钢材料制成。
- (2) 穿板接头的数量应尽量少并应绝热以尽量减少热梯度。

注: 指导材料见《环境技术手册》(Doc 9501 号文件) 第 II 卷 — 《航空器发动机排放审定程序》。

E. 4. 1. 4 2 至 4 区应满足如下要求:

- (1) 采样管路任何必要弯折的半径应是管路内径 10 倍以上。
- (2) 不得有大于内径的 15% 的前向台阶。

(3) 采样管路内径中大于 15% 的改变应仅出现在分流器流路的接口处。

(4) 内径小于或等于 15% 的差异可视为没有变化。

E. 4. 1. 5 建议

对于 2 至 4 区, 采样管路应主动加热覆盖管接头。如不可行, 采样管路应尽可能加热到接近下一个加热元件并且将整个管接头绝热。

E. 4. 2 采集部分

E. 4. 2. 1 1 区是由采样探头和连接管线组成。它应满足如下要求:

(1) 采样探头材料应是不锈钢或其它不与样气发生化学反应的耐高温材料。

(2) 如果使用多孔采样探头, 则所有采样孔应具有相等直径。采样探头的设计应保证通过采样探头组件的压降至少 80% 发生在孔口处。

(3) 采样点数不得少于 12 个。

(4) 采样平面应在发动机性能所允许的情况下, 尽可能靠近发动机排气管出口平面, 但在任何情况下应位于距出口平面 0.5 倍喷管直径的范围内。

(5) 申请人应通过详细研究向局方提供证据, 证明建议的探头设计和位置确实可为每个规定的推力设定值条件下提供代表性样气。

注: 关于代表性测量程序的指导材料见《环境技术手册》(Doc 9501 号文件) 第 II 卷 — 《航空器发动机排放审定程序》。

E. 4. 3 传输部分

E. 4. 3. 1 在 2 区的进口处, 分流器 1 组件应将样本分成传输部分管路、用于测量未稀释的二氧化碳、一氧化碳、碳氢化合物、氮氧化物的气体管路以及多余样本管路。

注: 如果需要的话, 这种布置还允许按照 ICAO 附件 16 卷 II 附录 2 中规定的程序将气体管路用于测量发烟指数。

E. 4. 3. 2 传输部分管路的布置应使非挥发性微粒物质样本可以：

(1)通过稀释器 1(一种喷射型稀释器，可引出、稀释和冷却样本)；

(2)通过 3 区；

(3)通过一个旋风分离器和 4 区的分流器 2，然后进入 5 区的测量部分。

E. 4. 4 测量部分

E. 4. 4. 1 非挥发性微粒物质质量测量

E. 4. 4. 1. 1 非挥发性微粒物质质量仪应满足 E. 8(附录 7 附篇 B)的要求。

E. 4. 4. 1. 2 非挥发性微粒物质质量仪的每个样式和型号均应从仪器制造商或其他具备相关资质的测试和校准实验室获得相关证书，确认该非挥发性微粒物质质量仪样式和型号符合表 E. 3(附录 7 附篇 B 表 A7-3)中所列的性能规范。

E. 4. 4. 2 非挥发性微粒物质数量测量

E. 4. 4. 2. 1 非挥发性微粒物质数量浓度应使用一个由挥发性微粒去除器 (VPR) 和凝聚微粒计数器 (CPC) (非挥发性微粒物质数量仪) 串联组成的系统来确定。挥发性微粒去除器包括一个稀释系统 (DF2) 和一个去除挥发性物质的设备。

E. 4. 4. 2. 2 挥发性微粒去除器和凝聚微粒计数器的每个样式和型号均应从仪器制造商或其他具备相关资质的测试和校准实验室获得相关证书，确认每个设备的样式和型号均符合本附录附篇 C 中所列的性能规范。

E. 4. 4. 3 补给流路

(1)应有一个补给流路，以便将通过 3 区的样本流量保持在一个恒定水平，并且可以对稀释样本中的二氧化碳浓度进行测量。

(2)补给流路应包含一个泵、流量控制器和二氧化碳分析仪。

(3)建议：应该在流量控制器上游安装一个微粒过滤器，

以防止损坏部件。

E.5 一般测试程序

E.5.1 校准与维护

E.5.1.1 所有仪器均应按照制造商的指导材料加以维护。

E.5.1.2 非挥发性微粒物质采样和测量系统

应至少每年一次或按制造商的建议，对非挥发性微粒物质采样和测量系统进行如下校准和维护：

(1) 旋风分离器收集容器应进行清空和清洁。

(2) 稀释器 1 孔口喷嘴应进行清洗。

(3) 补给流量控制器和非挥发性微粒物质质量仪、非挥发性微粒物质数量仪和挥发性微粒去除器的进口流量应通过一个可溯源至国家基准的流量计进行校准。

(4) 建议：所有的校准流量示值误差都应该在分析仪满量程的 5% 范围内。

(5) 压力传感器应通过一个可溯源至国家基准的压力传感器进行校准。

(6) 建议：所有的校准压力示值误差都应该在全量程的 2% 范围内。

E.5.1.3 非挥发性微粒物质质量仪

(1) 非挥发性微粒物质质量仪应每年由具备相关资质的实验室进行校准，以便符合 E.8(本附录附篇 B)规定的校准要求。

(2) 非挥发性微粒物质质量仪的硬件或软件发生影响数据采集和处理的改变后，该仪器应证明其符合表 E.3(附录 7 附篇 B 表 A7-3)中所列的性能规范。

注：指导材料见《环境技术手册》(Doc 9501 号文件)第 II 卷—《航空器发动机排放审定程序》。

E.5.1.4 挥发性微粒去除器

(1) 挥发性微粒去除器应每年由具备相关资质的实验室进行校准，以便符合 E.9(本附录附篇 C)中规定的校准要求。

(2) 如果挥发性微粒去除器包含一个催化汽提器，它的更换周期应符合制造商指导材料的要求。

(3) 如果挥发性微粒去除器的软件或硬件更换后，会影响其数据采集与处理功能，应保证更换后的挥发性微粒去除器仍能满足本附件规定。

E. 5. 1. 5 非挥发性微粒物质数量仪(凝聚微粒计数器)

(1) 非挥发性微粒物质数量仪应每年由具备相关资质的实验室进行校准，以便符合 E. 9(本附录附篇 C)中规定的校准要求。

(2) 非挥发性微粒物质数量仪的工作液应是正丁醇，如需使用其他工作介质，应开展验证工作以获得局方批准，并应按照制造商的指导材料进行更换。

(3) 非挥发性微粒物质数量仪的任何硬件或软件发生影响数据采集和处理的改变后，该仪器应证明其符合 E. 9(本附录附篇 C)中所列的性能规范。

注：指导材料见《环境技术手册》(Doc 9501 号文件)第 II 卷—《航空器发动机排放审定程序》。

E. 5. 1. 6 气体分析仪

(1) 二氧化碳、一氧化碳、碳氢化合物和氮氧化物分析仪应根据附录 B(即 ICAO 附件 16 卷 II 附录 3)的程序进行校准。

(2) 用于稀释器 1 下游的二氧化碳分析仪的零校准气体中的二氧化碳杂质应小于 10 ppm。

注：关于稀释器 1 下游二氧化碳分析仪的二氧化碳杂质规范不同于 B. 11(即 ICAO 附件 16 卷 II 附录 3 附篇 D)中的相关规定。

(3) 建议：用于稀释器 1 的稀释剂应该与用于二氧化碳分析仪的零校准气体相同。

E. 5. 2 发动机运行

E. 5. 2. 1 发动机应在合适的并适当配有高精度性能测试设备的静态测试设施上运转。

E. 5. 2. 2 应按局方规定的推力设定值进行非挥发性颗粒物排放测试。发动机应在每一设定值上稳定运转。

E. 5. 3 碳平衡检查

每次测试应包含碳平衡检查，以证明由合成样本的总碳浓度(除去烟)估算出的空气/燃料比是否与基于滑行/地面慢车模式下精度为 $\pm 15\%$ 以及所有其他运行模式下精度为 $\pm 10\%$ 的发动机空气/燃料比所估算的值相一致。

注：关于使用等效程序的指导材料见《环境技术手册》(Doc 9501 号文件)第 II 卷—《航空器发动机排放审定程序》。

E. 5. 4 非挥发性颗粒物采样和测量系统的运行

E. 5. 4. 1 在进行一系列发动机测试之前，应满足如下要求：

(1) 应按照 E. 11(本附录附篇 E)中所述的程序进行收集部分的渗漏和洁净度检查。

(2) 应按照 E. 11(本附录附篇 E)所述程序进行挥发性微粒去除器稀释因子(DF_2)检查。

(3) 传输部分洁净度检查应按照 E. 11(本附录附篇 E)中所述的程序进行。

注：传输部分洁净度检查也可作为非挥发性颗粒物仪表零位检查的可用手段。

E. 5. 4. 2 应采用下列程序进行气体管路和稀释器 1 下游的气体测量：

(1) 通入适当的零校准气体并对仪器做必要的调节。

(2) 对所取量程加入适当的标称 90%满刻度浓度的校准气体，并相应地调整和记录增益设定值。

E. 5. 4. 3 在进行一系列发动机测试期间，应满足如下要求：

(1) 只有在所有仪器和样本传输管路预热并达到稳定之后，才能进行非挥发性颗粒物测量。

(2) 如果非挥发性颗粒物采样系统的任何部件或区域是新更换的、上次使用后进行了清洁或先前用于发动机排

气采样以外的目的，那么在获得非挥发性微粒物质测量数据之前，非挥发性微粒物质采样系统应在任何发动机功率条件下进行航空器发动机排气采样至少 30 分钟。

注：去除稀释器 1 孔口的烟尘堵塞不算是 2) 中所定义的清洗过程。

(3) 应进行非挥发性微粒物质质量仪制造商所建议的可操作性检查。

(4) 进行非挥发性微粒物质数量测量应满足如下要求：

(a) 应将挥发性微粒去除器加热至 $350^{\circ}\text{C} \pm 15^{\circ}\text{C}$ 。

(b) 如果挥发性微粒去除器中使用一个催化汽提器，稀释剂应含有至少 10% 的氧气。

(c) 非挥发性微粒物质数量仪工作液要达到制造商所要求的水平。

(d) 非挥发性微粒物质数量仪饱和器和冷凝器已达到适当的工作温度。

(5) 应进行非挥发性微粒物质数量仪制造商所建议的可操作性检查。

(6) 应在发动机测试开始和结束时按照本附录附篇 E 中所述的程序进行外界非挥发性微粒物质测量。

注：外界测量也可作为非挥发性微粒物质数量仪响应检查的一种有效手段。

(7) 应在测试结束时以及在测试中以不大于 1 小时的间隔对气体分析仪零点和校准点进行重检。如果任何一点的变化超过分析仪全量程的 $\pm 2\%$ ，则应在仪器恢复到其指标要求内，重复进行测试。

建议：应该在发动机启动和关闭时对 1 区进行反吹，同时隔离测量仪器。反吹可确保采样系统中不会发生明显的燃油污染。

E. 5. 4. 4 在进行发动机非挥发性微粒物质测量时，应满足如下要求：

(1) 如果稀释器 P1 进口是在亚大气压压力下，应关闭稀

释器 P1 进口的压力控制阀，并应关闭可选的切断阀(如已安装)。

(2) 应持续测量气体管路二氧化碳浓度和稀释器 1 下游的二氧化碳浓度 ($[CO_2]_{di11}$)，并将其用于实时验证 DF_1 (DF_{1_S}) 并将其控制在 8 至 14 范围内。 DF_{1_S} 定义如下：

$$DF_{1_S} = [CO_2] / [CO_2]_{di11}$$

注： DF_{1_S} 的计算不需要湿基二氧化碳浓度。

(3) 应通过将非挥发性微粒物质质量仪和挥发性微粒去除器的补给流量与进口流量相加来监测 3 区中的样本流量是否维持在 $25 \text{ slpm} \pm 2 \text{ slpm}$ 。

(4) 当发动机运行和测量的非挥发性微粒物质及 $[CO_2]_{di11}$ 浓度在所要求的推力设定值稳定下来时，应将至少 30 秒的数据平均后记录下来。

(5) 如果非挥发性微粒物质质量仪没有进行样本压力测量，应在分流器 2 出口与补给流路进口之间的位置测量该压力并记录下来。

注：当存在无法使用此程序的发动机的构型或其他情况时，局方在收到使用替代程序能够得到等效结果的令人满意的技术证据后，可以批准该替代程序。

E. 6 计算

E. 6. 1 非挥发性微粒物质质量浓度和非挥发性微粒物质质量和数量排放指数方程式

这一程序用于计算在空气中燃烧碳氢化合物燃料的航空器燃气涡轮发动机所排放的非挥发性微粒物质质量浓度以及非挥发性微粒物质质量和数量排放指数 (EI_S)。所有方程式均使用标准温度和压力条件下的非挥发性微粒物质质量浓度和数量浓度。如果不是这种情况，用户应按照仪器制造商所建议的程序，将报告的浓度修正到标准温度和压力条件下的浓度。

E. 6. 1. 1 非挥发性微粒物质质量浓度

非挥发性微粒物质质量浓度 ($nvPM_{mass}$) 代表针对第一

级稀释因子(DF_1)和收集部分热泳微粒损失进行修正后每单位体积发动机排气样本中的微粒质量。可通过下面的方程式计算这一浓度：

$$nvPM_{\text{mass}} = DF_1 \times nvPM_{\text{massSTP}} \times k_{\text{thermo}}$$

E. 6. 1. 2 非挥发性微粒物质质量和数量排放指数

非挥发性微粒物质质量和数量排放指数(EI_{mass} 和 EI_{num})表示经过稀释因子、收集部分热泳微粒损失和燃料成分修正后的每消耗单位质量的燃料(以千克为单位)，发动机排气中的微粒质量(以毫克为单位)和数量。可通过下面的方程式计算这些指数：

$$EI_{\text{mass}} = \frac{22.4 \times nvPM_{\text{massSTP}} \times 10^{-3}}{([\text{CO}_2]_{\text{dil1}} + \frac{1}{DF_1}([\text{CO}] - [\text{CO}_2]_{\text{b}} + [\text{HC}])(M_{\text{c}} + \alpha M_{\text{H}})} \times k_{\text{thermo}} \times k_{\text{fuelM}}$$

$$EI_{\text{num}} = \frac{22.4 \times DF_2 \times nvPM_{\text{numSTP}} \times 10^6}{([\text{CO}_2]_{\text{dil1}} + \frac{1}{DF_1}([\text{CO}] - [\text{CO}_2]_{\text{b}} + [\text{HC}])(M_{\text{c}} + \alpha M_{\text{H}})} \times k_{\text{thermo}} \times k_{\text{fuelN}}$$

$[\text{CO}_2]$ 、 $[\text{CO}]$ 和 $[\text{HC}]$ 应按 B. 12 节附录 3 的附篇 E 所示进行计算。

注 1：上面的 EI 方程式中使用的常数 22.4 是在标准温度和压力条件下 1 摩尔空气的体积(以升为单位)，四舍五入到小数点后一位。

E. 6. 2 非挥发性微粒物质排放的修正因子

E. 6. 2. 1 收集部分中非挥发性微粒物质热泳损失的修正

收集部分中非挥发性微粒物质热泳损失的修正应使用以下方程式来确定：

$$k_{\text{thermo}} = \left(\frac{T_1 + 273.15}{T_{\text{EGT}} + 273.15} \right)^{-0.38}$$

如果 $T_{\text{EGT}} < T_1$ ，则 $k_{\text{thermo}} = 1$

E. 6. 2. 2 燃料成分修正

燃料成分修正应使用以下方程式来确定：

$$k_{\text{fuelM}} = \exp \left\{ \left(1.08 \frac{F}{F_{\text{oo}}} - 1.31 \right) (13.8 - H) \right\}$$

$$k_{\text{fuelN}} = \exp \left\{ \left(0.99 \frac{F}{F_{\text{oo}}} - 1.05 \right) (13.8 - H) \right\}$$

E.6.3 控制参数函数

排放指数应归一到国际标准大气海平面条件下基准标准发动机的燃烧室进口温度。

E.6.3.1 定义

基准标准发动机 基本按照发动机型号生产标准构型出的，并具备有充分代表性的运行和性能特性的发动机。

F_{oo} 额定推力，指由民航局批准的发动机在标准大气条件下起飞时的最大功率或推力，包括加力作用(若适用)，但不包括任何喷水作用和任何应急功率或推力额定值。推力用千牛顿表示。

F_n 与所报告的非挥发性微粒物质排放相关的运行模式 n 下的推力 (kN)

W_f 国际标准大气海平面条件下的基准标准发动机的单位时间燃料质量流量 (kg/s)

W_{fn} 着陆和起飞运行模式 n 中的国际标准大气海平面条件下的基准标准发动机单位时间内燃料质量流量。

T_B 燃烧室进口温度

E.6.3.2 应在基准标准发动机 T_B 下为每一着陆和起飞运行模式获得非挥发性微粒物质质量和数量排放指数。为了确定慢车模式，至少需要有三个测试点。对于每一着陆和起飞运行模式，应获得其在国际标准大气条件下相应的燃料流量。应确定在国际标准大气基准条件下的下列关系，以便可以计算出非挥发性微粒物质质量和数量排放指数：

(1) EI 与 T_B 之间；

(2) W_f 与 T_B 之间；

(3) F_n 与 T_B 之间；

注 1：图 E.2 a)、b) 和 c) 描绘了这些关系。

注 2：b) 和 c) 的关系可以根据发动机测试数据直接确定，亦可从验证过的发动机性能模型中导出。

E.6.4 计算程序

对需要报告给局方的运行模式下非挥发性微粒物质的质量和数量排放指数参照 T_B 进行的估算应遵循下述一般程序：

(1) 确定在基准大气条件下运行模式 n 对应的推力 F_n 值下的燃烧室进口温度(T_B) (图 E.2 c))；

(2) 根据 EI/T_B 特性 (图 E.2 a)) 确定对应于 T_B 的 EI_n 值；

(3) 根据 W_f/T_B 特性 (图 E.2 b)) 确定对应于 T_B 的 W_{fn} 值；

(4) 用 $LTO_{mass} = \sum(EI_{mass_n})(W_{fn})(t)$ ，其中：

t 模式中的时间，min；

W_{fn} 燃料质量流量(kg/min)；

$\sum$ 构成基准着陆和起飞循环的全部模式的求和。

(5) 用 $LTO_{num} = \sum(EI_{num_n})(W_{fn})(t)$ ，其中：

t 模式中的时间，min；

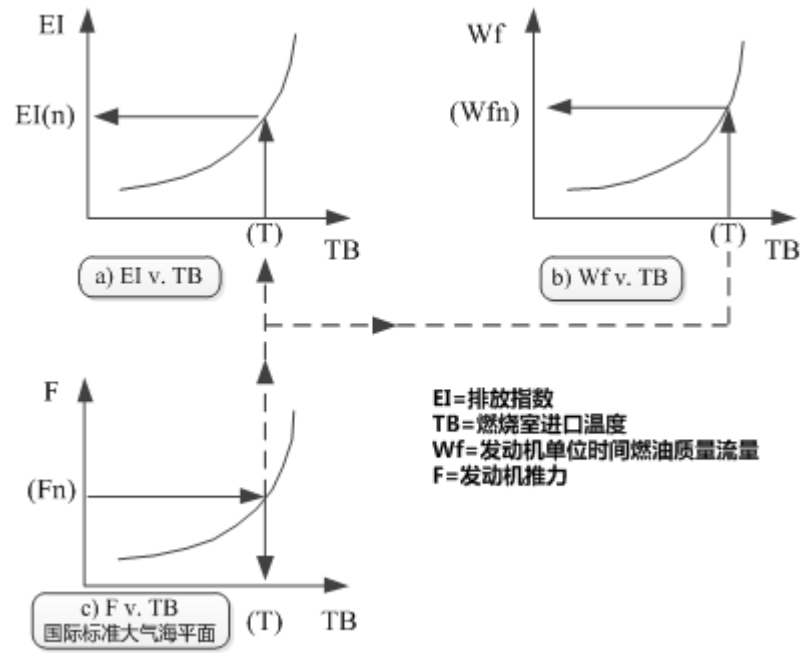
W_{fn} 燃料质量流量(kg/min)；

$\sum$ 构成基准着陆和起飞循环的全部模式的求和。

注：尽管上面描述的方法为要求的方法，但局方也可以接受使用曲线拟合的方法来获得代表所示曲线的数学表达式的等效数学推导过程。

E.6.5 推荐程序的例外

注：当发动机的构型或者其他原因导致无法使用推荐的程序时，申请人也可以使用等效程序，该等效程序应提供令局方信服的技术证据，并得到局方的批准。



图E.2 非挥发性微粒物质排放指数与发动机性能参数的函数关系 (ICAO 附件 16 卷 II 图 A7-2)

E. 7 (附录 7)附篇 A 关于非挥发性微粒物质采样系统的 要求和建议

E. 7.1 1 区：探头进口—分流器 1 进口

E. 7.1.1 1 区应满足如下要求：

(1) 应通过一根内径为 4.0 至 8.5 mm 的管子按照尽可能最短的路径将样本从探头传输到 2 区。

(2) 采样管路温度应保持在大于或等于 145 °C。

(3) 从探头进口到分流器 1 进口的长度应小于或等于 8 m。

E. 7.2 2 区：分流器 1 进口—稀释器 1 出口

E. 7.3 2 区应满足如下要求：

(1) 2 区应包含分流器 1 和稀释器 1。

(2) 采样管路的材料应可确保最大限度减少微粒物质的积聚或静电。

注：不锈钢或电接地渗碳聚四氟乙烯可满足这些要求。

(1) 2 区从分流器 1 进口到稀释器 1 出口的长度不得超过 1m。

(2) 2 区应包含隔离阀 1 以便进行气体管路的渗漏检查。

E. 7.3.1 分流器 1 应满足如下要求：

(1) 分流器 1 应由不锈钢制成。

(2) 分流器 1 本体温度应维持在大于或等于 145 °C。

(3) 分流器 1 应将发动机排气样本分为三个流路。

(4) 相对于输入流的分流角应具有切合实际的锐度，但不得超过 35°。

(5) 非挥发性微粒物质样本流路应尽可能直通并尽可能短。

(6) 分流器 1 的内部几何形状应满足如下要求：

(a) 内壁上无前向台阶；

(b) 从分流器 1 出口到稀释器 1 进口的内径无改变；

(c) 气体管路内径 = 4 至 8.5 mm；

(d) 多余样本管路内截面面积大于或等于探头端部的总

进口面积。

E. 7. 3. 2 隔离阀 1 应满足如下要求：

- (1) 隔离阀 1 应位于分流器 1 出口和稀释器 1 进口之间。
- (2) 隔离阀 1 应是全通径，没有大于内径 15% 的前向台阶。
- (3) 隔离阀 1 的密封件应是干性的，能耐 175 °C 高温。

E. 7. 3. 3 非挥发性微颗粒物采样系统 2 区的管壁温度 (T1)，在稀释器 1 混合平面的 5cm 范围内，应维持在大于或等于 145°C，如图 E. 3 (图 A7-3) 所示。

E. 7. 3. 4 稀释器 1 应满足如下要求：

- (1) 稀释器 1 应是一个喷射型稀释器。
 - (2) 稀释器 1 进口的内径应大于或等于 7.59 mm。
 - (3) 应按照制造商的规定控制稀释剂流量。
 - (4) 实时稀释器 1 稀释因子应控制在 8 到 14 的范围内。
- 注 1：最小稀释因子是最大限度地减少非挥发性微颗粒物凝结所必需的，而最大稀释因子是将稀释样本保持在仪器测量范围内所需要的。

注 2：可通过用多余样本流路上的压力控制阀控制 P1 或通过调整稀释剂气流来调节 DF₁。

(5) 稀释器 1 排气孔应向外界敞开 (相当于发动机进口压力)。

(6) 稀释器 1 本体应加热到 60 °C ±15 °C，如图 E. 3 (图 A7-3) 所示。

(7) 稀释剂应是氮气或空气，经高效微粒空气过滤器过滤并包含少于 10 ppm 的二氧化碳。

(8) 应将稀释剂加热，以便在稀释器 1 排气孔处将稀释的非挥发性微颗粒物样本温度维持在 60 °C ±15 °C (T2)。

(9) 稀释器 1 的微粒渗透应满足表 E. 2 (表 A7-2) 所示的最低要求。

表 E. 2 稀释器 1 微粒渗透分数 (传输效率) 的最低要求 (ICAO 附件 16 卷 II 附录 7 表 A7-2)

微粒电子迁移尺寸(直径)	15 nm	30 nm	50 nm	100 nm
最小微粒渗透分数	80 %	90 %	90%	90%

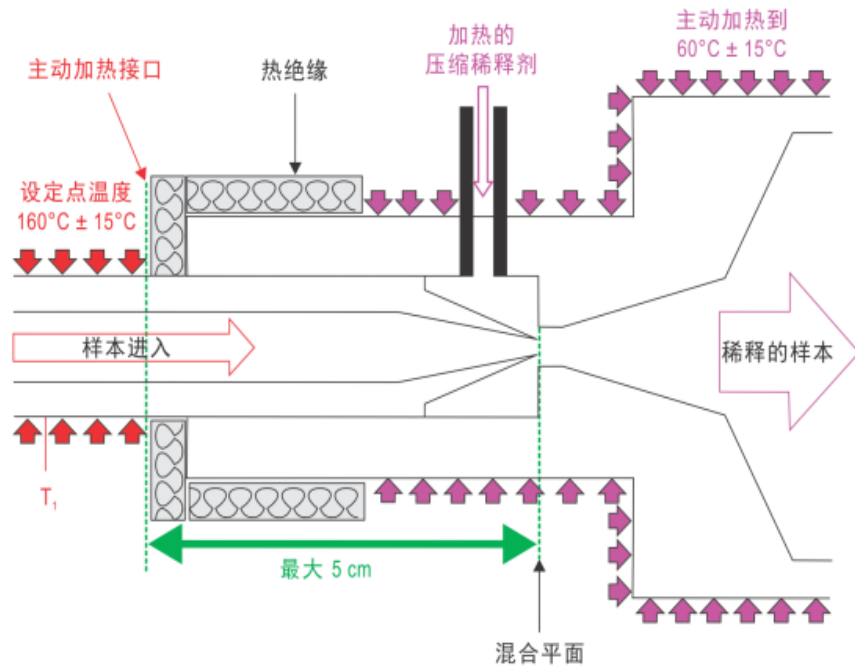


图 E.3 带加热接口的喷射型稀释器 1 进口截面的实例 (ICAO 附件 16 卷 II 附录 7 图 A7-3)

E. 7. 3. 4. 1 建议：为了尽量减少对 DF1 可操作范围的影响，应该将稀释器 1 排气管的压力降尽可能保持在最低限度。

E. 7. 3. 4. 2 建议：应该实施一项安全措施，以防止当稀释剂不流动时稀释加热器过热。

E. 7. 3. 5 气体管路

E. 7. 3. 5. 1 气体管路和气体排放分析仪应符合附录 B (即附录 3) 及其各附篇中的规范。

注：非挥发性微粒物质采样和测量系统的收集部分 (1 区) 符合附录 B (即 ICAO 附件 16 卷 II 附录 3) 中的规范。

E. 7. 3. 5. 2 为了确定非挥发性微粒物质排放指数，应在气体管路同时进行一氧化碳、碳氢化合物和氮氧化物气体浓度测量。

注：指导材料见《环境技术手册》(Doc 9501 号文件)第 II 卷—《航空器发动机排放审定程序》。

E. 7. 3. 5. 3 为了确定 DF1_S，应在进行非挥发性微颗粒物测量的同时在气体管路进行二氧化碳(干、半干或湿)浓度测量。

E. 7. 3. 6 多余样本管路

E. 7. 3. 6. 1 应使用一个具有足够内部空间的合适的压力控制阀将稀释器 1 进口(P1)处的采样管路压力保持在接近当地的环境空气压力。当该阀完全关闭时，应能够保持相对于环境的-75kPa 真空压力。

E. 7. 3. 6. 2 建议：应该将一个可选的具有足够内部空间的切断阀加装到压力控制阀的下游以隔离系统背压，防止分流器 1 在亚大气压条件下出现渗漏。

E. 7. 4 3 区：稀释器 1 出口—旋风分离器进口

E. 7. 4. 1 采样管路应满足如下要求：

- (1) 采样管路材料应为电接地的渗碳聚四氟乙烯。
- (2) 建议：采样管路应该符合 ISO8031 中的防静电规范。
- (3) 采样管路内径应在 7.59 mm 到 8.15 mm 之间。

注：考虑到制造公差，采样管路的内径规格对应于外径尺寸为 3/8 英寸和 7/16 英寸，壁厚都是 0.035 英寸；以及外径尺寸为 10 mm，壁厚是 1 mm 的市售管路。

(4) 管路应为 $24.5 \text{ m} \pm 0.5 \text{ m}$ 长，没有任何不必要的管接头，最多由三个部分组成。

(5) 盘绕的采样管路弯折半径应大于 0.5 m。

(6) 应通过主动加热将采样管路温度保持在 $60^{\circ}\text{C} \pm 15^{\circ}\text{C}$ 。

(7) 样本流量应保持在 $25 \text{ slpm} \pm 2 \text{ slpm}$ 。

E. 7. 5 4 区：旋风分离器进口—仪器进口

E. 7. 5. 1 旋风分离器

旋风分离器应满足如下要求：

- (1) 旋风分离器的材料应为不锈钢。

(2) 旋风分离器应加热到 $60^{\circ}\text{C} \pm 15^{\circ}\text{C}$ 。

(3) 旋风分离器进口和出口内径与采样管路进口和出口内径之间的差异应小于 15%。

(4) 样本流量为 25 slpm 下的旋风分离器的性能应满足如下规范：

(a) 切割粒径： $D_{50} = 1.0 \mu\text{m} \pm 0.1 \mu\text{m}$ ；

(b) 锐度： $(D_{16}/D_{84})^{0.5}$ 小于或等于 1.25；

(c) 压力降： ΔP 小于或等于 2 kPa。

E. 7. 5. 2 分流器 2

分流器 2 应满足如下要求：

(1) 分流器 2 本体材料应为不锈钢。

(2) 分流器 2 应加热到 $60^{\circ}\text{C} \pm 15^{\circ}\text{C}$ 。

(3) 分流器 2 应将样本分成三个流路以便将稀释的非挥发性微颗粒物样本送至：

(a) 非挥发性微颗粒物质量仪；

(b) 挥发性微粒去除器；

(c) 补给流路。

(4) 相对于输入流的分流角应具有切合实际的锐度，但不得超过 35° 。

(5) 所有非挥发性微颗粒物流路应尽可能直通并尽可能短。

(6) 分流器 2 的几何形状应满足如下要求：

(a) 内壁上无前向台阶；

(b) 从分流器 2 到非挥发性微颗粒物质量仪进口的内径无改变；

(c) 从分流器 2 出口到挥发性微粒去除器进口的内径无改变。

E. 7. 5. 3 测量系统接口

连接非挥发性微颗粒物质量仪和挥发性微粒去除器的采样管路应满足如下要求：

(1) 采样管路材料应为不锈钢或电接地渗碳聚四氟乙烯。

(2) 建议：如果采样管路使用的是电接地渗碳聚四氟乙烯，它应该符合 ISO 8031 中的防静电规范。

(3) 采样管路应加热到 $60\text{ }^{\circ}\text{C} \pm 15\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

(4) 采样管路与仪器进口之间的内径无变化。

(5) 从旋风分离器进口到非挥发性微粒物质质量仪和挥发性微粒去除器进口的每一管路的总长度应尽可能短，不得超过 3m。

E. 7. 6 5 区：非挥发性微粒物质的测量

E. 7. 6. 1 补给流量

E. 7. 6. 1. 1 补给流路部件应满足如下要求：

(1) 主泵和流量控制器应使通过 3 区的样本的总体流量（补给流量、非挥发性微粒物质质量仪和挥发性微粒去除器的流量总和）保持在一个恒定水平，即在比外界压力最多低 10 kPa 的情况下 $25\text{ slpm} \pm 2\text{ slpm}$ ；

(2) 在进行非挥发性微粒物质测量时，二氧化碳分析仪应持续测量稀释器 1 下游的二氧化碳浓度 $[\text{CO}_2]_{\text{dil1}}$ 。

注 1：根据采样系统的构造，可能会有多个流量控制器和泵。

注 2：指导材料见《环境技术手册》(Doc 9501 号文件) 第 II 卷—《航空器发动机排放审定程序》

建议：应在流量控制器上游安装微粒过滤器，以防止损坏部件。

E. 7. 6. 1. 2 如果非挥发性微粒物质质量仪没有进行样本压力测量，应在通向补给流路的分流器 2 出口处测量该压力。

E. 7. 6. 1. 3 二氧化碳分析仪应满足如下要求：

(1) 二氧化碳分析仪应安装在流量控制器后面；

(2) 二氧化碳分析仪应符合 B. 9 (即附录 3 附篇 B) “一氧化碳和二氧化碳分析仪” 和 “二氧化碳分析仪” 这两个标题下给出的性能规范，a) 除外。

建议：二氧化碳分析仪的总量程应该比气体管路上使用的二氧化碳分析仪低约 10 倍。

E.8 (附录 7)附篇 B 非挥发性微粒物质质量仪和校准规范

注 1: 在本附篇中, 用元素碳(EC)质量来代表非挥发性微粒物质质量。相关指导见《环境技术手册》(Doc 9501 号文件)第 II 卷—《航空器发动机排放审定程序》。

注 2: 本附篇第 2 节对热光透射(TOT)这一基准测量方法进行了详细描述。此方法通常由校准实验室采用; 预计航空器发动机制造商不一定会采用这种方法。

注 3: 本附篇中使用以下 ISO 参考资料: 国际标准化组织, 《空气质量—定义和确定自动测量系统的性能特性》, (ISO 9169: 2006 年)。

E.8.1 规范

非挥发性微粒物质质量仪的每个样式和型号均应从仪器制造商或其他具备相关资质的测试和校准实验室获得相关证书, 确认该仪器:

- (1) 应有 $0 \mu\text{g}/\text{m}^3$ 到 $1000 \mu\text{g}/\text{m}^3$ 或更大的测量范围;
- (2) 应有 $1 \mu\text{g}/\text{m}^3$ 或更高的分辨率;
- (3) 应是对挥发性微粒物质不敏感;

注 1: 挥发性微粒物质是在温度低于或等于 350°C 时挥发的燃烧废气物质。

注 2: 当非挥发性微粒物质质量仪符合表 E.3(表 A7-3)中的适用性能规范时, 便符合本规范。

- (4) d) 符合表 E.3(表 A7-3)中所列的性能规范。

注 1: 表 E.3(表 A7-3)中提及的带有星号的 ISO9169 对应章节是指对该章节做了修改, 具体见本附篇第 4 节 E.8.4 所述。

注 2: 这些性能规范反映了可以使用热光透射(TOT)作为基准测量方法加以验证的数量限度。热光透射法在第 2 节(E.8.2)中作了描述。

注 3: 只有精度性能规范需要在本附篇第 5 节 E.8.5 中所述的年度校准程序中实施。

注 4：适应性指标可按照本附篇第 3 节 E. 8. 3 所提供的程序确定。

表E. 3 非挥发性微粒物质质量仪(nvPMmi)的性能规范(ICA0 附件 16 卷 II 附录 7 表 A7-3)

性能规范	值(等于或小于)	测定方法
可重复性	10 μg/m ³	ISO* 6. 4. 5. 3
零漂移	10 μg/m ³ /hr	ISO 6. 6 (仅用于 CO)
线性度	15 μg /m ³	ISO* 6. 4. 5. 4
检测极限 (LOD)	1 μg/m ³	ISO* 6. 4. 5. 5
上升时间	2 秒	ISO 6. 3
采样间隔	1 秒	ISO 2. 1. 7
精度(与采用热光透射法确定的元素碳质量浓度相一致的程度)	± 10 %	非挥发性微粒物质质量仪质量浓度与在校准后采用热光透射法确定的元素碳质量浓度之间的线性回归斜率表 E. 5 (表 A7-5)
验证	± 16 %	在航空涡轮发动机尾气上验证仪器及校准源

E. 8. 2 热光透射(TOT)法

应采用热光透射(TOT)法作为证明非挥发性微粒物质质量仪的每个样式和型号符合其性能规范并作为校准的基准测量方法。通过这种方法可以确定非挥发性微粒物质样本中的元素碳和有机碳。

E. 8. 2. 1 概述

E. 8. 2. 1. 1 热光透射分析仪应是一个实验室仪器[带有一个火焰电离检测器(FID)]或是一个半连续仪器[带有一个非分光型红外线分析仪(NDIR)]。

E. 8. 2. 1. 2 热光透射法应使用表 E. 4 (表 A7-4) 中规定的温度分布状况。

注：关于热光透射法的指导材料见《环境技术手册》

(Doc 9501 号文件)第 II 卷 — 《航空器发动机排放审定程序》。

E. 8. 2. 2 试剂和材料

E. 8. 2. 2. 1 应使用下列试剂：

(1) 试剂级的(99%或更高)蔗糖水溶液，使用超纯水(一级水)或等效物稀释，以产生每毫升溶液 0.1 到 3 毫克碳；

(2) 氦气 — 纯度 5.0(大于 99.999%)；

(3) 氢气 — 纯度 4.5(大于 99.995%)；

(4) 零空气(含有少于 0.2 ppm 的碳氢化合物)；

(5) 经审定的含 10%氧气的氦气与氧气混合物；

(6) 经审定的含 5%甲烷的氦气与甲烷混合物。

E. 8. 2. 2. 2 应使用下列材料：

(1) 对于实验室仪器，仪器应配有一个用于切取一块 1.0 cm² 或 1.5 cm² 的矩形滤膜的金属冲头；

(2) 对于半连续仪器，仪器应配有一个用于切取两块 2.0 cm² 的圆形滤膜的金属冲头；

(3) Pall Tissuquartz™ 石英纤维滤膜，或等效物；

(4) 10 微升注射器

E. 8. 2. 2. 3 滤膜的制备

根据所使用的仪器，滤膜应按如下方法制备：

(1) 对于手动采样和分析而言，在采样并贮存在密封容器之前，所有石英纤维滤膜应在 550℃或以上高温的马弗炉中预烧 12 个小时；或者在大于或等于 800℃的马弗炉中预烧 1 到 2 个小时；

(2) 对于半连续分析仪而言，用于测量的滤膜应能够执行至少一个如表 E. 4(表 A7-4) 中所述的完整测量周期。

表E.4 光透射法分析周期所需的温度分布状况(ICA0 附件 16 卷 II
附录 7 表 A7-4)

载气	温度(°C)	温度时间(秒)
100%氮气	310	80
	475	80
	615	80
	870	110
	550	45
含 10%氧气的氮气	550	45
	625	45
	700	45
	775	45
	850	45
	870	60
	930	120
含 5%甲烷的氮气	0	120

E. 8. 2. 3 样本的制备

E. 8. 2. 3. 1 样本滤膜应放置在干净的铝箔表面上。

注：可以使用异丙醇或丙酮清洁铝箔表面。在这种情况下，应在使用前让残留溶剂从其表面蒸发掉。或者箔片在使用前可以通过在马弗炉中烘烤进行清洁。

E. 8. 2. 3. 2 应从滤膜上切取一块有代表性的样品。在滤膜操作中，应遵循良好的实验室规范。

E. 8. 2. 4 校准与质量控制

E. 8. 2. 4. 1 在进行任何热光透射分析之前，确保控制烤箱温度的温度传感器在 1 年以内进行过校准。

E. 8. 2. 4. 2 如果使用实验室仪器，应校准火焰电离检测

器的响应。校准应符合如下程序：

(1) 准备由不含有机物的蔗糖水溶液组成的外部校准标准物；

(2) 从新的预先烘烤过的干净石英滤膜上切取小片滤膜，将 10 微升溶液分散在滤膜上；

(3) 分析至少三个方法空白样本和三个蔗糖溶液样本，以确保仪器校准显示碳的理论质量的回收率达到 95%至 105%(所测得的微克碳/分散的微克碳)。

E. 8. 2. 4. 3 如果使用半连续仪器，应校准非分光型红外线分析仪的响应。校准应符合以下程序：

(1) 准备由不含有机物的蔗糖水溶液组成的外部校准标准物；

(2) 将 10 微升溶液分散在从插入石英半管底部的一个单独的预置“船形”滤膜上切取下来的小片滤膜上；

(3) 分析至少三个方法空白样本和三个蔗糖溶液样本，以确保仪器校准显示碳的理论质量的回收率达到 95%至 105%(所测得的微克碳/分散的微克碳)。

E. 8. 2. 4. 4 如果滤膜分析需要一天以上，每天都应进行一次质量控制检查，做法通常是用储备的蔗糖溶液分散在滤膜上并相应地进行分析。结果应在碳的理论质量的 95%到 105%范围内。

注：方法空白是不添加蔗糖的一种预烧石英滤膜，但处理方式一样。

E. 8. 2. 5 测量

应采用下列程序进行测量：

(1) 应按照制造商的建议操作热光透射分析仪。

(2) 将样本部分放入样本烤箱；

(3) 确定元素碳和有机碳质量(μg)；

注：热光透射分析仪的结果以 μg 碳/ cm^2 为单位进行报告。

(4) 最终样本结果应始终是经过空白修正的：

(a) 对于实验室仪器，现场空白包含以与样本相同的方式(不同的是没有空气通过滤膜)处理的预烧石英纤维滤膜。空白样本中单位面积承载的元素碳质量大于或等于 $0.3 \mu\text{g}/\text{cm}^2$ 时表示有污染。

(b) 对于半连续分析仪，应在不通过任何样本气体的情况下对内部滤膜进行测量。

(5) 最终样本结果应始终是经气相有机碳产物修正的。进行这种修正的操作条件(持续时间和流量)应与用于样本采集的条件相同。根据所使用的仪器，应采用如下程序：

(a) 对于实验室分析，应采用由一个特氟龙滤膜后跟一个预烧备份石英滤膜，或者由一个预烧石英滤膜后跟一个预烧备份石英滤膜组成的采样设备，并且备份滤膜应按照表 E.4(表 A7-4)中的规定进行分析。如果在后备滤膜上发现有机碳，应将其从样本滤膜上发现的有机碳中减去。

(b) 对于半连续分析，应在分析仪之前将特氟龙滤膜插入采样设备中。如果在测量时发现有机碳，应将其从样本测量期间发现的有机碳中减去。

E.8.2.6 计算

对于实验室仪器：

(1) 用滤膜的滤床面积(cm^2)乘以所报告的元素碳承载结果($\mu\text{g}/\text{cm}^2$)来计算每个滤膜样本上元素碳的总质量(μg)(WEC)；

(2) 为空白进行(1)中的相同计算，并计算在平均空白中发现的质量(W_b)；

(3) 计算在标准温度和压力条件下采样的空气体积(V ，以 m^3 为单位)中的元素碳质量浓度(C_{EC})：

$$C_{EC} = \frac{W_{EC} - W_b}{V} (\mu\text{g}/\text{m}^3)$$

注 1：半连续仪器提供元素碳质量浓度作为报告结果。

注 2：关于热光透射法原理的指导材料见《环境技术手册》(Doc 9501 号文件)第 II 卷—《航空器发动机排放审定程序》。

E. 8.3 证明性能符合规范的程序

注：本节所述的程序用于证明非挥发性微粒物质质量仪的每个样式和型号符合其性能规范。

应采用 E. 8.2(本附篇第 2 节)所述的热光透射法证明符合表 E. 3(表 A7-3)中所列的性能规范。应使用以下两种源来进行测量：扩散火焰燃烧气溶胶源和燃气涡轮发动机非挥发性微粒物质排气源。

E. 8.3.1 使用扩散火焰燃烧气溶胶源进行测量

E. 8.3.1.1 扩散火焰燃烧气溶胶源

为证明非挥发性微粒物质质量仪的符合性及年度校准，扩散火焰燃烧气溶胶源应由产生扩散火焰的装置、使用的燃油，以及操作设置来确定。

应注意选择及操作不同的扩散火焰燃烧气溶胶源，因为对于不同的扩散火焰燃烧气溶胶源，非挥发性微粒物质质量仪的校准参数（仪器响应与热光透射基准之间的关系）可能会发生变化。

使用同一台扩散火焰燃烧气溶胶源，表明非挥发性微粒物质质量仪满足表 E. 3 中关于可重复度、零漂移、线性度、上升时间及精度的性能要求。

每个用于校准非挥发性微粒物质质量仪的扩散火焰燃烧气溶胶源应证明可以满足表 E. 3 中的要求（使用燃气涡轮发动机非挥发性微粒物质排气源验证）。

该测量系统应包含：

- (1) 一个扩散火焰燃烧气溶胶源；
- (2) 一个使用高效微粒空气过滤器过滤的稀释剂来控制目标元素碳质量浓度的稀释系统；
- (3) 安装在热光透射仪器和非挥发性微粒物质质量仪上游的一个以 $1\mu\text{m}$ 作为切割粒径的旋风分离器；
- (4) 符合本附录附篇 A 第 4.2d) 和 f) 段的要求的分流器组件；

注：《环境技术手册》(Doc 9501 号文件) 第 II 卷—《航

空器发动机排放审定程序》提供了一个等效程序。

(5) 连接手动石英过滤采样器或元素碳/有机碳半连续分析仪和非挥发性微粒物质质量仪的不锈钢或防静电管。所有管子的材料、长度以及从分流点到仪器进口的温度均应相同；

(6) 建议：如果使用防静电管，管子应符合 ISO 8031 中的防静电规范。

E. 8. 3. 1. 2 根据热光透射测量所使用的仪器，应满足如下要求：

(1) 如果是人工采样并且使用的是实验室分析仪，应使用装在不锈钢过滤支架中的一个预烧石英滤膜，该支架应有一个半角 $\leq 12.5^\circ$ 、在实际操作条件下以小于或等于 0.5 m/s 的膜面速度运行的锥形进口截面。滤膜的滤床直径应足够大，以便从每个滤膜上都可以切取至少一块样本。对于所收集到的每个石英滤膜样本，应从中切取至少一块进行分析；或

(2) 如果使用热光透射半连续分析仪，应以小于或等于 0.5 m/s 的膜面速度进行操作。

E. 8. 3. 1. 3 应在表 E. 5 (表 A7-5) 中规定的不同水平的目标元素碳质量浓度下进行测量。所获得的元素碳质量浓度应在规定的目标质量浓度的 20% 的范围内。

表E.5 元素碳质量载荷参数（用于非挥发性微粒物质质量仪符合性及扩散火焰燃烧气溶胶源验证）（ICAO 附件 16 卷 II 附录 7 表 A7-5）

目标浓度 ($\mu\text{g}/\text{m}^3$)	设备证书（测试次数）	使用新的扩散火焰燃烧气溶胶源进行校准（测试次数）
0(空转)	6	3
50	6	0
100	6	3
250	0	3
500	6	3

E.8.3.1.4 在每个浓度水平，取样的时长应该差不多一样，以确定一个可重复的元素碳过滤载荷。元素碳过滤载荷应为 $12 \pm 5 \mu\text{g}/\text{cm}^2$ 。

E.8.3.1.5 ISO 9169 中定义的平均时间应与滤膜收集时间相同。

E.8.3.1.6 通过热光透射法确定的平均元素碳含量应大于或等于总碳的 80 %。

E.8.3.1.7 应使用通过热光透射法获得的元素碳质量浓度和非挥发性微粒物质质量仪的质量浓度确定本附篇第 4 节中规定的参数，这些参数可用于证明符合表 A7-3 中的性能规范。

E.8.3.1.8 非挥发性微粒物质质量仪的校准应按照表 E.5 中列出的试验次数及本附件规定的相应程序开展。应使用非挥发性微粒物质质量仪质量浓度与采用热光透射法确定的元素碳质量浓度之间的线性回归斜率，确定表 E.5 中要求的精度。

建议：年度校准时应该对 $50 \mu\text{g}/\text{m}^3$ 的三个点进行测试。

E.8.3.2 使用燃气涡轮发动机非挥发性微粒物质排气源进行测量

E.8.3.2.1 此测量用于证明表 E.3 中非挥发性微粒物质

质量仪的性能规范，以验证用于非挥发性微粒物质质量仪校准的扩散火焰燃烧气溶胶源与仪器的组合。对于燃气涡轮发动机非挥发性微粒物质排气源，应使用 E. 8. 3. 1. 1 中 3)、4)、5) 和 E. 8. 3. 1. 2 中规定的测量系统以及一个使用经高效微粒空气过滤器过滤过的稀释剂的稀释系统重复 E. 8. 3. 1. 4 至 E. 8. 3. 1. 5 中的操作。

注：应该进行充分的稀释，以防止采样管路中出现水凝结。

E. 8. 3. 2. 2 应针对至少三种不同推力水平获得至少四个数据点，并且应使用上文规定的非挥发性微粒物质采样系统对其中一个推力水平进行重复测量。应在至少三个目标浓度下进行测量，每个浓度与下一个浓度之间应至少相差 1.5 倍，至少应有一个浓度高于 $120 \mu\text{g}/\text{m}^3$ ，并且至少应有一个浓度低于 $120 \mu\text{g}/\text{m}^3$ 。这四个数据点的元素碳过滤载荷应在 $2.5 \mu\text{g}/\text{cm}^2$ 和 $17 \mu\text{g}/\text{cm}^2$ 之间。

E. 8. 3. 2. 3 应使用通过热光透射法获得的元素碳质量浓度和非挥发性微粒物质质量仪的质量浓度确定表 E. 3 (表 A7-3) 中规定的适用性，以证明符合性能规范。

E. 8. 3. 2. 4 发动机测试燃料应是《民用航空喷气燃油供应手册》(Doc 9977 号文件) 第 3 章 3.2 所列的航空涡轮发动机燃料之一。对于这至少四个数据点，应使用相同的燃料。

E. 8. 4 仪器性能的计算

E. 8. 4. 1 应按照 ISO 9169 第 6.6, 6.3 和 2.1.7 段的规定，分别确定非挥发性微粒物质质量仪的性能参数—零漂移、上升时间和样本率。

E. 8. 4. 2 应在每个浓度水平进行连续 6 次测量来确定非挥发性微粒物质质量仪在 95% 置信区间的可重复性参数：

$$S_{ri}^2 = S_{Yi}^2 - \Delta^2 S_{Ci}^2$$

其中：

$$S_{Yi}^2 = \frac{\sum_{j=1}^n (Y_{i,j} - Y_i)^2}{(n-1)}$$

S_{Ci} 浓度水平为 i 时 $C_{i,j}$ 中 j 的标准偏差

$Y_{i,j}$ 仪器对基准物质 $C_{i,j}$ 的测量结果

$C_{i,j}$ 浓度水平为 i 时基准物质浓度的第 j 个瞬间

Y_i $Y_{i,j}$ 中 j 的平均值

n 在每个浓度水平连续测量的次数(最少 6 次)

Δ 用于失拟检验的回归函数的斜率, 该斜率可通过以下方程式加以确定:

$$E_{i,j} = Y_{i,j} - (\Gamma + \Delta \times C_{i,j})$$

$$E_i = \frac{\sum_{j=1}^n E_{i,j}}{n}$$

其中

$E_{i,j}$ $C_{i,j}$, 与 $Y_{i,j}$ 之间的差值;

E_i $E_{i,j}$ 中 j 的平均值;

Γ 用于失拟检验的回归函数的截距。

注: 如果按照此种程序确定的可重复性为负值, 说明无法将测量方差与基准物质的变率区分开来, 应重复进行测试, 并在测试时更多地关注基准物质源的稳定性(扩散火焰非挥发性微粒物质源流量和压力设定值)以及确定基准物质水平时的精度(热光透射法载荷和程序)。如果做不到这一点, 再现性可报告为“显著好于 $\Delta \cdot S_{Ci}^2$ ”。

E. 8. 4. 3 应按照 ISO 9169 第 6. 4. 5. 4 段的规定来确定非挥发性微粒物质质量仪的线性度, 但应通过以下公式来确定残值:

$$E_i = \frac{\sum_{j=1}^n E_{i,j}}{n}$$

E. 8. 4. 4 应按照 ISO 9169 第 6. 4. 5. 5 段的规定来确定非挥发性微粒物质质量仪的检测极限。如果当样本中没有微粒时仪器不进行测量, 则应使用一个略高于零的非挥发性微粒物质质量浓度 CLOD, 以使仪器产生常规读数。在这种情况下, 检测极限的计算公式为:

$$Y_{LOD,0.95} = \bar{Y}_{LOD} - C_{LOD} + 2 \times t_{v,0.95} \times S_{LOD}$$

其中

$Y_{LOD,0.95}$ 在 95%置信区间的检测极限；

$\bar{Y}_{LOD}$ $Y_{LOD,j}$ 平均值；

C_{LOD} $C_{LOD,j}$ 平均值；

$t_{v,0.95}$ 在 95%置信区间的双侧 Student 因子，自由度 $v=n-1$ ；

S_{LOD} 与平均 Y_{LOD} 相关联的标准偏差。

注：在平均时间内进行的连续测量所用到的基准物质可能是不同的。因此，确定的每个基准物质的值也可能不同，尽管这一值众所周知是通过热光透射法确定的。对 IS09169 的定义作了修改，以适应这种变化性。

E. 8. 5 校准

E. 8. 5. 1 每年应采用本附件中经过验证的扩散火焰燃烧气溶胶源、热光透射法，以及本附篇 3. 1. 1 和 3. 1. 2 所述的系统设备对非挥发性微粒物质质量仪进行校准。

E. 8. 5. 2 应在表 E. 6 中规定的不同水平的目标元素碳质量浓度下进行测量。所获得的元素碳质量浓度应在规定的目标质量浓度的±20%的范围内。

表E.6 元素碳质量载荷参数（用于校准样气）（ICAO 附件 16 卷 II 附录 7 表 A7-8）

目标浓度 (μg/m³)	年度校准 (测试次数)
0 (空转)	3
50	0
100	3
250	3
500	3

E. 8. 5. 2. 1 建议：年度校准时应该对 50 μg/m³ 的三个点进行测试。

E. 8. 5. 3 在每个浓度水平，取样的时长应该差不多一样，以确定一个可重复的元素碳过滤载荷。元素碳过滤载荷应为 $12 \pm 5 \text{ } \mu\text{g}/\text{cm}^2$ 。

E. 8. 5. 4 ISO 9169 中定义的平均时间应与滤膜收集时间相同。

E. 8. 5. 5 应使用通过热光透射法获得的元素碳质量浓度和非挥发性微粒物质质量仪的质量浓度确定通过仪器校准收集到的数据点的最佳拟合度。应采用以下线性最小二乘法来确定比例因子 b ，以调整非挥发性微粒物质质量仪所报告的非挥发性微粒物质质量浓度：

$$b = \frac{\sum \frac{y_i}{x_i}}{n}$$

其中

x_i 浓度水平为 i 时的非挥发性微粒物质质量仪测量结果；

y_i 浓度水平为 i 时的热光透射元素碳质量浓度；

b 最佳拟合直线斜率。

注 1：一旦使用了比例因子 b ，相对于热光透射法元素碳检测，调整了仪器读数的斜率从数学上讲等于 1.0，显然将满足表 E. 3（表 A7-3）中的斜率要求。

注 2：由于热光透射元素碳检测的可重复性预计会存在不确定性，在相同或不同的实验室重复上述过程可能产生不同的斜率，而仪器的响应没有任何变化。表 E. 3（表 A7-3）中的精度规范旨在应对这种变化性。

E. 8. 5. 6 建议：在每次年度校准之前，应按表 E. 6（表 A7-8）所列的 $100 \text{ } \mu\text{g}/\text{m}^3$ 的元素碳质量浓度及试验次数，对每个质量仪的性能进行评估。此评估可追溯至先前进行过的仪器校准，并且可以对现有的校准常数和新的校准常数进行对比。

E. 9（附录 7）附篇 C 挥发性微粒去除器和非挥发性微粒物质数量仪的规范和校准

E. 9. 1 规范

E. 9. 1. 1 挥发性微粒去除器的规范

E. 9. 1. 1. 1 挥发性微粒去除器 (VPR) 的每个样式和型号均应从仪器制造商或其他具备相关资质的测试和校准实验室获得相关证书，确认其符合本附篇的性能规范。

E. 9. 1. 1. 2 挥发性微粒去除器稀释因子 (DF2) 应满足如下要求：

(1) 应调整 DF2，以便将微粒数量浓度维持在凝聚微粒计数器 (CPC) 单一计数模式，并且把凝聚微粒计数器进口处的样本温度降至 10℃ 至 35℃ 之间。

(2) DF2 的变化率应小于 10%。

E. 9. 1. 1. 3 蒸发挥发性物质的加热区的温度应保持在 350℃ ±15℃。

E. 9. 1. 1. 4 如果挥发性微粒去除器包含多个加热阶段，额外温度控制应为挥发性微粒去除器制造商规定的运行温度的 ±15℃。

E. 9. 1. 1. 5 样本压力控制应满足如下要求：

(1) 压力控制装置应允许将稀释样本在外界 (凝聚微粒计数器排气) 压力 ±15 kPa 范围内传送至凝聚微粒计数器。

(2) 压力不应超过 105 kPa。

E. 9. 1. 1. 6 挥发性微粒去除器在每个稀释设定值的最小容许微粒渗透分数应满足表 E. 7 (表 A7-6) 所列的规范。

表E. 7 挥发性微粒去除器在四种粒径情形下的最小容许渗透分数
(ICAO 附件 16 卷 II 附录 7 表 A7-6)

电迁移粒径, D_m	15 nm	30 nm	50 nm	100 nm
最小渗透分数, $\eta_{VPR}(D_m)$	0.30	0.55	0.65	0.70

E. 9. 1. 1. 7 挥发性微粒去除器的挥发性物质去除效率 (VRE) 应该满足超过 99.5% 的电迁移直径为 30 nm、进口浓度至少为 10000 微粒物质/cm³ 的四十烷 (CH₃(CH₂)₃₈CH₃, 纯度超过 95%) 微粒被移除。当挥发性微粒去除器在其最低稀释设

定值和制造商建议的运行温度下运行时，应该证明其满足这一挥发性物质去除效率。

E. 9. 1. 1. 8 如果挥发性微粒去除器中使用了一个催化汽提器，则稀释剂应至少包含 10% 的氧气。

E. 9. 1. 2 挥发性微粒去除器与凝聚微粒计数器之间的接口

连接挥发性微粒去除器出口和凝聚微粒计数器进口的管子应满足如下要求：

该材料应为导电材料。

(1) 该管子的内径应大于或等于 4 mm。

(2) 管子内的样本的停留时间应小于或等于 0.8 秒。

E. 9. 1. 3 凝聚微粒计数器的规范

E. 9. 1. 3. 1 凝聚微粒计数器的每个样式和型号应从仪器制造商或其他具备相关资质的测试和校准实验室获得相关证书，确认其符合下列各节所列的性能规范。

E. 9. 1. 3. 2 应允许适用最高达 10% 修正率的重合修正函数。重合修正函数不应使用任何算法来纠正或者规定计数效率。

E. 9. 1. 3. 3 微粒计数应满足如下要求：

(1) 计数模式应为单一计数模式。不允许在测光模式中使用凝聚微粒计数器。因此，为确保可以使用单一计数模式，应根据需要加大 DF2。

(2) 计数精度应为根据可追溯标准(ISO 27891)从 2000 微粒/cm³ 至单一微粒计数模式上限这个范围的±10%。

(3) 10 nm 电迁移直径下的计数效率应大于或等于 50%，15 nm 电迁移直径下的计数效率应大于或等于 90%。

(4) 应使用 Emery 油气溶胶确定计数效率。

E. 9. 1. 3. 4 发动机运行稳定后，数据采集速率应大于或等于 1.0 Hz，最小间隔应为 30 秒。

E. 9. 1. 3. 5 微粒数量浓度应在标准温度和压力条件下报告为微粒/cm³。如果报告值代表的不是标准温度和压力条件

下的情况，则凝聚微粒计数器进口处绝对压力的测量精度应该优于 2%，以便可以按照制造商的指导原则将数量浓度修正至标准温度和压力条件。

E. 9. 1. 3. 6 在浓度低于 100 微粒/cm³ 情况下，分辨率应优于 0.1 微粒/cm³。

E. 9. 1. 3. 7 上升时间应少于 4 秒。

E. 9. 1. 3. 8 样本流量应为全流量。不允许内部分流。

E. 9. 1. 3. 9 工作液应为正丁醇。

E. 9. 1. 3. 10 响应应为线性。

E. 9. 1. 4 系统要求

从挥发性微粒去除器进口通过凝聚微粒计数器的 t_{90} 应等于或小于 10 秒。

E. 9. 2 校准

E. 9. 2. 1 挥发性微粒去除器

建议：在每次进行挥发性微粒去除器校准之前，应该在单一 DF₂ 设定值下对该挥发性微粒去除器进行“校前测试”验证，这一设定值应为用于航空器涡轮发动机测量的一个典型数值。此项验证工作应包括确定在所选择的 DF₂ 设定值下的挥发性微粒去除器的稀释因子以及确定渗透分数和挥发性物质去除效率。

E. 9. 2. 1. 1 DF₂ 校准应满足如下要求：

(1) 应按照挥发性微粒去除器制造商的规定，在挥发性微粒去除器的每个稀释设定值对 DF₂ 进行校准。

(2) 建议：应该由具备相关资质的实验室使用诸如二氧化碳等示踪气体或者利用流量测量方法进行 DF₂ 校准。

E. 9. 2. 1. 2 挥发性微粒去除器微粒渗透分数校准应满足如下要求：

(1) 挥发性微粒去除器微粒渗透分数应在 350 °C 以及该去除器的每个稀释设定值下使用 15 nm、30 nm、50 nm 和 100 nm 电迁移直径的固体微粒进行测量。所有四种粒径都应有至少 5000 微粒/cm³ 传送至挥发性微粒去除器。如果用

煤烟生成微粒，则可能需要被加热至 350 °C 的一个热预处理装置，以便仅将非挥发性微粒物质传送至挥发性微粒去除器。

(2) 应在挥发性微粒去除器的上游和下游对微粒浓度进行测量，并且凝聚微粒计数器对电迁移直径大于或等于 15 nm 的微粒的计数效率应至少达到 90%。

(3) 应按照以下公式确定挥发性微粒去除器的渗透分数：

$$\eta_{VPR}(D_m) = \frac{DF_2 \times N_{out}(D_m)}{N_{in}(D_m)}$$

其中

$N_{in}(D_m)$ D_m 微粒的上游微粒数量浓度；

$N_{out}(D_m)$ D_m 微粒的下游微粒数量浓度。

(4) $N_{in}(D_m)$ 和 $N_{out}(D_m)$ 应参照相同的温度和压力条件。

(5) 建议：挥发性微粒去除器应该作为一整套装置进行校准。

E. 9. 2. 1. 3 挥发性微粒去除器的挥发性物质去除效率

(1) 挥发性物质去除效率应该用对电迁移直径大于或等于 30 nm 的微粒的计数效率至少为 90% 的凝聚微粒计数器进行确定，如下所示：

$$VRE(D_{30}) = 100 \times \left[1 - \frac{DF_2 \times N_{out}(D_{30})}{N_{in}(D_{30})} \right]$$

其中

$VRE(D_{30})$ D_{30} 微粒的挥发性物质去除效率；

$N_{in}(D_{30})$ D_{30} 微粒的上游微粒数量浓度；

$N_{out}(D_{30})$ D_{30} 微粒的下游微粒数量浓度；

D_{30} 微粒电迁移直径 30 nm。

(2) $N_{in}(D_{30})$ 和 $N_{out}(D_{30})$ 应参照相同的温度和压力条件。

E. 9. 2. 2 凝聚微粒计数器的校准

E. 9. 2. 2. 1 凝聚微粒计数器校准应能追溯到标准校准方法 (ISO 27891)：通过在同时对静电分类校准微粒进行取样时，对在校准的凝聚微粒计数器与已经校准过的气溶胶静

电计的响应进行比较。

E. 9. 2. 2. 2 建议：在每次进行凝聚微粒计数器校准之前，应对该计数器进行验证（“校前测试”）。

E. 9. 2. 2. 3 应使用如下程序进行校准和验证：

(1) 应使用电迁移直径为 10 和 15 nm 的微粒来校准凝聚微粒计数器的探测效率。凝聚微粒计数器在 10 nm 下的计数效率应大于或等于 50%，15 nm 下的计数效率应大于或等于 90%。

(2) 校准气溶胶应为 Emery 油。

E.10 (附录 7)附篇 D 补充数据规范

根据 E.3.2(附录 7 的 3.2)的要求, 应提供表 E.8(表 A7-7)和表 E.9(表 A7-8)中的数据。

表E.8 外界非挥发性微粒物质要求(ICA0 附件 16 卷 II 附录 7 表 A7-7)

所需的数据	单位
外界的非挥发性微粒物质质量浓度 ($\text{nvPM}_{\text{mass_STP}}$)	$\mu\text{g}/\text{m}^3$
外界的非挥发性微粒物质数量浓度 ($\text{DF}_2 \times \text{nvPM}_{\text{num_STP}}$)	微粒/ cm^3

表E.9 非挥发性微粒物质采样系统和测量参数要求(ICA0 附件 16 卷 II 附录 7 表 A7-8)

参数	单位
探头进口温度 ($T_{\text{engine_exit}}$) (等于根据性能预测的发动机出口排气温度 T_{EGT})	$^{\circ}\text{C}$
所测量的稀释器 1 进口温度 (T_1)	$^{\circ}\text{C}$
各个流量 (所测量的 3 区和 4 区流量; 1 区、2 区的实际估算流量)	slpm
1-4 区的各个管子内径	mm
1-4 区的各个长度	m
1-4 区的各个管壁温度	$^{\circ}\text{C}$
1 区采样管的总弯折角度	度
旋风分离器 D50 切割粒径(制造商规范)	nm
旋风分离器锐利度(制造商规范)	小数
稀释器 1 的四个渗透值(附篇 A 表 A7-2)	小数
挥发性微粒去除器校准的四个渗透值(附篇 C 表 A7-6)	小数
凝聚微粒计数器校准的两个计数效率	小数
第一阶段稀释因子, DF_1	
第二阶段(挥发性微粒去除器)稀释因子, DF_2	

参数	单位
进行 DF ₁ 修正的微粒质量浓度： $DF_1 \times nvPM_{massSTP}$	$\mu g/m^3$
进行 DF ₁ 和 DF ₂ 修正的微粒数量浓度： $DF_1 \times DF_2 \times nvPM_{numSTP}$	微粒/cm ³

E.11 (附录 7)附篇 E 系统运行程序

E.11.1 收集部分和气体管路渗漏检查

E.11.1.1 渗漏检查程序

在进行一系列发动机测试之前，应按如下程序检查收集部分和气体管路是否渗漏：

(1) 使用隔离阀 1、P₁ 压力控制阀以及可选的切断阀(如果安装)将气体管路与非挥发性微粒物质测量部分隔离开；

(2) 隔离探头和分析仪；

(3) 连接并开启真空泵，以证实渗漏流量。

(4) 真空泵应具备相对于大气压力-75 kPa 的无流真空能力；其常温常压下的全流量不得小于 26 L/min。

E.11.1.2 渗漏检查要求

渗漏流量应小于 0.4 slpm。

E.11.2 收集部分和气体管路洁净度检查

只有使用完全的气体非挥发性微粒物质 EI 计算方法才可以进行这一检查。

E.11.2.1 洁净度检查程序

应按如下程序对收集部分和气体管路进行洁净度检查：

(1) 使用隔离阀 1 和 P₁ 压力控制阀将气体管路与非挥发性微粒物质测量部分隔离开；

(2) 将气体管路与探头隔离开，并将该采样管路端头与零气源相连接；

(3) 将系统加热至进行碳氢化合物测量所需的工作温度；

(4) 操作样本流量泵，并将流量调至进行发动机排放测试时所用的流量。

(5) 记录碳氢化合物分析仪的读数。

E.11.2.2 洁净度检查要求

E.11.2.2.1 碳氢化合物读数不应超过发动机慢车排放水平的 1%或者 1ppm(二者均表示为碳)，以其中大者为准。

E.11.2.2.2 建议：如存在其他气源，使得发动机进口环境大气中的某种污染物水平明显偏高，则将影响发动机

尾气测量中这类污染物的排放水平。在这种情况下，应监测并考虑环境大气中的这些污染物。如建立了环境大气质量对最终排放水平影响的程序，则应使用上述程序，并得到局方批准。

E. 11.3 传输部分洁净度/渗漏检查

注 1：如果传输部分的组件被污染，或者传输部分和/或测量部分有渗漏，可能导致洁净度检查失败。

注 2：系统渗透将导致外界空气微粒被吸入系统。

E. 11.3.1 洁净度/渗漏检查程序

E. 11.3.1.1 在进行一系列发动机测试之前，应使用如下程序对传输部分进行洁净度和渗漏检查：

(1) 在隔离阀 1 关闭的情况下，将经过滤的稀释剂通过稀释器 1；

(2) 分流器 2 每个流路内的流量应等于发动机测试过程中使用的流量。

(3) 将 DF2 设定为挥发性微粒去除器的最低设定值。

E. 11.3.1.2 在所测得的非挥发性微粒物质质量和数量浓度稳定后，记录至少 30 秒长度的数据。

注：传输部分洁净度检查的流程图见图 E. 4(图 A7-4)。

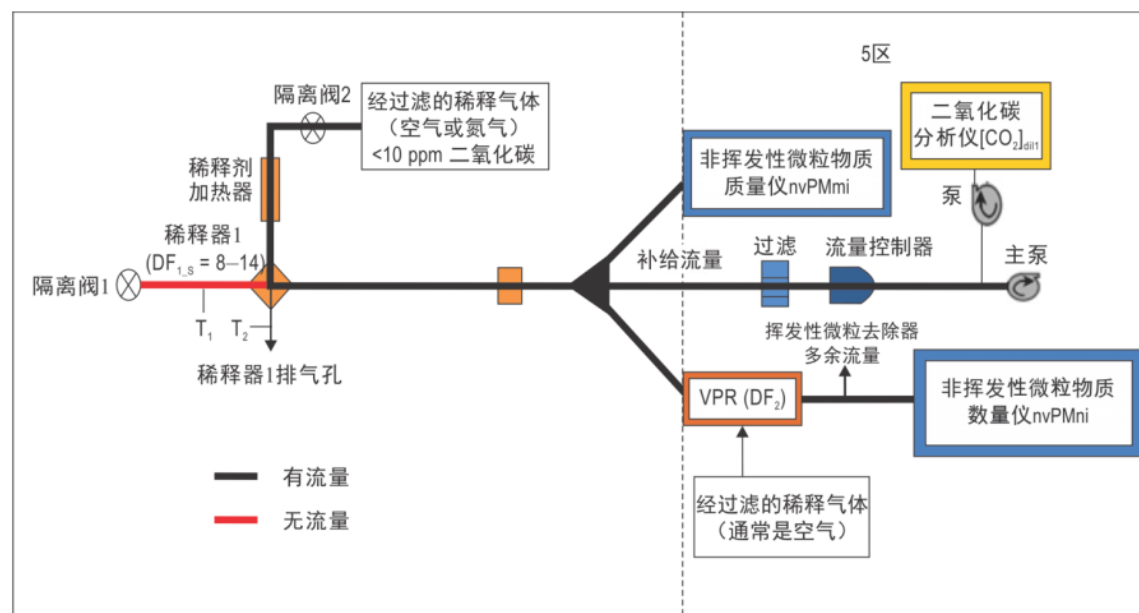


图 E. 4 传输部分洁净度检查流程图(ICAO 附件 16 卷 II 附录 7 图 A7-4)

E. 11. 3. 2 洁净度/渗漏检查要求

E. 11. 3. 2. 1 30 秒平均非挥发性微粒物质质量浓度 ($\text{nvPM}_{\text{mass_STP}}$) 应小于 $1 \mu\text{g}/\text{m}^3$ 。

E. 11. 3. 2. 2 30 秒平均非挥发性微粒物质数量浓度 ($\text{nvPM}_{\text{num_STP}}$) 应小于 2.0 微粒/ cm^3 。

E. 11. 3. 2. 3 建议：如果洁净度检查失败，应该首先检查系统是否有渗漏。如果未检测出渗漏，应检查并清洁旋风分离器收集容器。如果洁净度检查再次失败，则可能需要清洁或更换采样系统的一些组件。

E. 11. 4 收集部分的反吹

为保持 1 区采样探头和管路不残留未燃烧的燃料，应按照图 E. 5 (图 A7-5) 所示，在发动机启动和停转时对 1 区进行反吹。

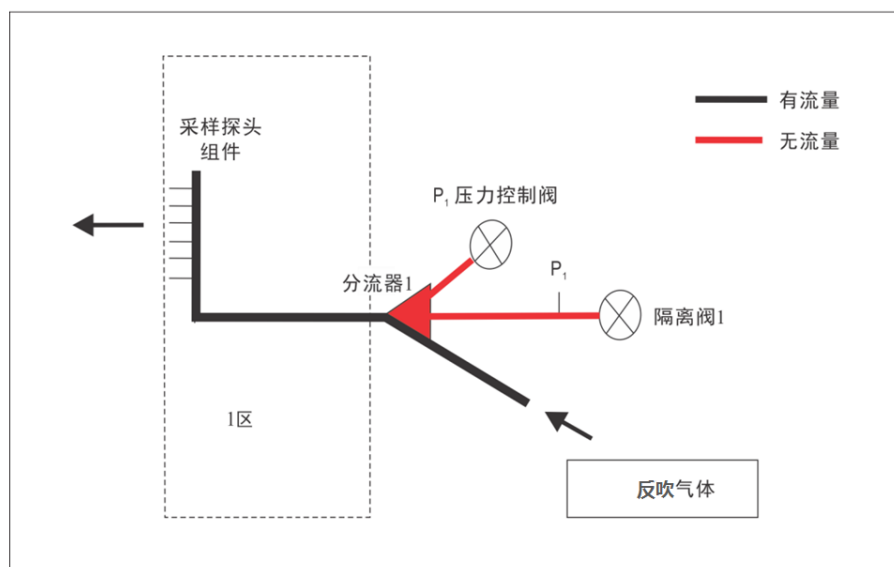


图 E. 5 1 区反吹流程图 (ICAO 附件 16 卷 II 附录 7 图 A7-5)

E. 11. 5 外界非挥发性微粒物质测量

E. 11. 5. 1 概述

E. 11. 5. 1. 1 应在发动机测试之前和之后获取代表发动机空气进口处情况的外界非挥发性微粒物质质量和数量浓度，所报告的值应为两次测量结果的平均值。

E. 11. 5. 1. 2 建议：对于封闭式试车台，发动机起动前，由于其他非挥发性微粒物质源的存在，可能导致最终测量结果升高。在这种情况下，为了获得有代表性的测量结果，

可以使用环境空气冲洗试验舱。

进一步指导材料参见《环境技术手册》(Doc 9501) 第 II 卷。

E. 11. 5. 2 外界非挥发性微粒物质采样程序

应通过下列两种方法之一对代表发动机空气进口情况的外界非挥发性微粒物质质量和数量浓度进行采样测量：

E. 11. 5. 2. 1 方法 1—通过稀释器 1 排气孔采样

应使用非挥发性微粒物质采样和测量系统通过稀释器 1 排气孔进行采样。

当通过稀释器 1 排气孔进行采样时，应采取以下程序：

- (1) 通过关闭隔离阀 2，关掉对稀释器 1 的稀释剂供应，并确保隔离阀 1 是关闭的；
- (2) 建议：当稀释剂流路被关闭时，应该采取保护措施，避免稀释剂加热器过度加热；
- (3) 确保分流器 2 每个流路内的流量等于发动机测试时要使用的流量；
- (4) 在所测得的非挥发性微粒物质质量和数量浓度稳定后，记录至少三分钟长度的数据。

注：用方法 1 进行外界非挥发性微粒物质测量的流程图见图 E. 6（图 A7-6）。

只有当排气孔排气位置可代表发动机进口空气的情况时才可使用这一方法。

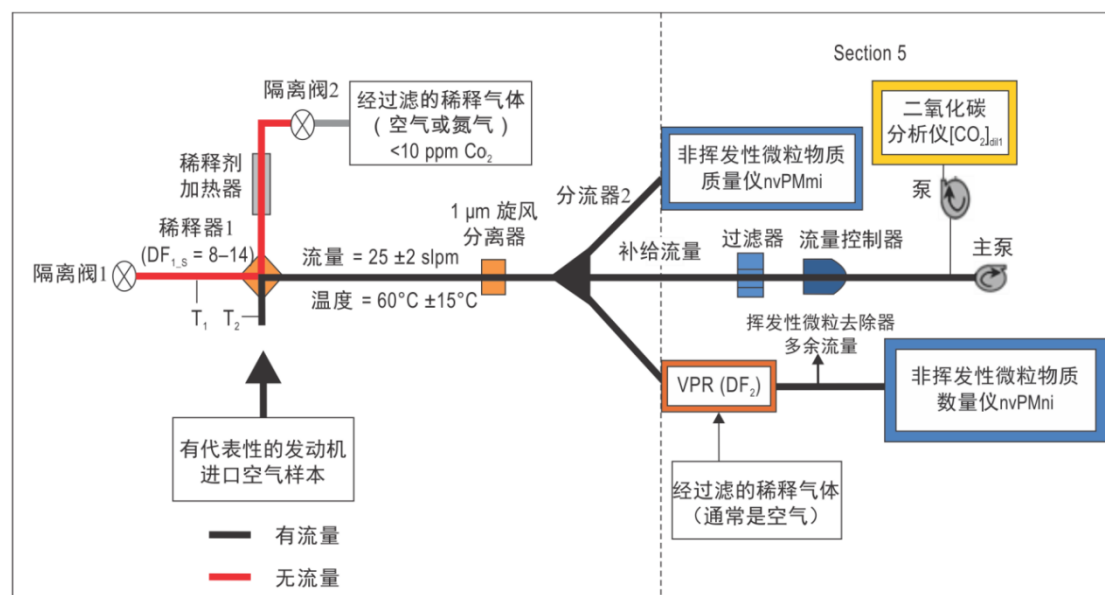


图 E.6 外界微粒空气测量流程图 (ICAO 附件 16 卷 II 附录 7 图 A7-6)

E. 11. 5. 2. 2 方法 2—使用另外一个非挥发性微粒物质测量系统

另外一个外界非挥发性微粒物质采样和测量系统应满足如下要求：

(1) 外界非挥发性微粒物质采样系统应符合本附录附篇 A 中关于 3 区和 4 区的采样系统要求。

(2) 非挥发性微粒物质质量仪、挥发性微粒去除器以及非挥发性微粒物质数量仪应符合本附录附篇 B 和附篇 C 中的规定。

(3) 外界非挥发性微粒物质采样系统进口应位于距发动机进气平面 50 米之内的地方。

当使用另外一个非挥发性微粒物质采样和测量系统进行采样时，应采取以下程序：

(1) 确保分流器 2 每个流路内的流量等于发动机测试中要使用的流量。

(2) 在所测得的非挥发性微粒物质质量和数量浓度稳定后，记录最少三分钟长度的数据。

E. 11. 5. 3 外界微粒测量要求

E. 11. 5. 3. 1 应报告针对 $DF_2 (DF_2 \times nvPM_{num_STP})$ 进行修

正后的三分钟平均非挥发性微粒物质质量浓度(nvPMmass_STP)和非挥发性微粒物质数量浓度。

注：外界的非挥发性微粒物质质量浓度水平可能在非挥发性微粒物质质量仪的检测极限之下。

E. 11. 5. 3. 2 建议：非挥发性微粒物质数量仪测得的针对 DF₂ 修正后的平均浓度值应大于洁净度检查测量值的 10 倍。如果检查失败，应该对系统的运行(阀的位置、流量、压力和温度)进行验证，并重复进行测量。

E. 11. 5. 3. 3 建议：如果认为外界非挥发性微粒物质水平很高，则应该加以注意。

E. 11. 6 挥发性微粒去除器稀释因子校准检查

E. 11. 6. 1 应通过使用下列装置和方法，对发动机测试过程中预期的挥发性微粒去除器稀释因子(DF₂)进行检查：

- (1) 符合 B. 9(附录 3 附篇 B)的二氧化碳气体分析仪；
- (2) 二氧化碳纯度为 2. 0(大于 99. 0%)的经认证的高浓度二氧化碳气体，或以氮气或零空气作为稀释剂的二氧化碳混合气；

注：指导材料见《环境技术手册》(Doc 9501 号文件)第 II 卷—《航空器发动机排放审定程序》。

(3) 用一个三通接头将二氧化碳气体分析仪与挥发性微粒去除器出口连接，以防止二氧化碳样本增压过度；

(4) 用一个三通接头将高浓度二氧化碳气体与挥发性微粒去除器进口连接，并通过流量控制阀使得挥发性微粒去除器的进口压力与发动机测试中的压力相同；

(5) 使得挥发性微粒去除器进口处样本的流量和压力与发动机测试期间所使用的流量和压力相同。

注：挥发性微粒去除器稀释因子检查流程图见图 E. 7(图 A7-7)。

E. 11. 6. 2 应使用下列程序对挥发性微粒去除器稀释因子(DF₂)进行检查：

- (1) 将挥发性微粒去除器加热并确保达到工作温度。

- (2) 检查挥发性微粒去除器进口是否正在抽吸样本流。
 - (3) 相应地预热二氧化碳分析仪，并准备做数据记录。
 - (4) 将适当的零校准气体加入到二氧化碳分析仪中，并对仪器进行必要的调节。
 - (5) 对所取量程将适当的标称 90%满刻度浓度的校准气体加入到二氧化碳分析仪中，并相应地调整和记录增益设定值。
 - (6) 确保有足够的样本流到二氧化碳分析仪(可能需要在二氧化碳分析仪上游安装一个泵)。
 - (7) 使高浓度二氧化碳气体流至挥发性微粒去除器进口，确保在挥发性微粒去除器进口上游的排气孔有多余流量。
 - (8) 将挥发性微粒去除器设定在一个稀释因子设定值上。
 - (9) 调整挥发性微粒去除器进口处的流量控制阀，形成一个压力降，以便模拟在发动机测试时用非挥发性微粒物质数量仪开展测量操作期间挥发性微粒去除器进口处的低于室温的样本压力。
 - (9) 用二氧化碳气体分析仪对挥发性微粒去除器的排气流进行采样。
 - (10) 在二氧化碳气体分析仪的读数稳定后，在三分钟的时段之内记录至少七个二氧化碳浓度数据点，并计算平均值。
 - (11) 计算 DF_2 平均值，即二氧化碳测量结果的平均值与经认证的二氧化碳气体浓度之间的比值。
 - (12) 对发动机测试中要使用的每一挥发性微粒去除器稀释设定值重复上述 E. 11.6.2, h) 至 E. 11.6.2, l)。
- 注：关于使用同等程序的指导材料见《环境技术手册》(Doc 9501 号文件)第 II 卷—《航空器发动机排放审定程序》。

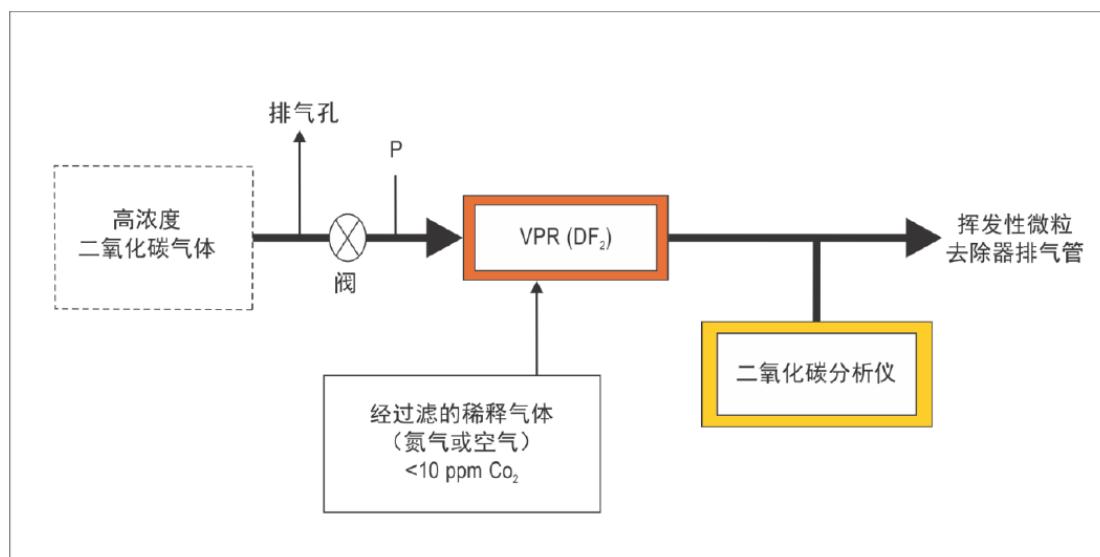


图 E.7 挥发性微粒去除器稀释因子检查方法 (ICAO 附件 16 卷 II 附录 7 图 A7-7)

E. 11. 6. 3 应将计算出的 DF_2 平均值与具备相关资质的实验室校准结果进行比较。如果差异：

(1) 小于或者等于 $\pm 10\%$ ，应使用具备相关资质的实验室校准的 DF_2 值。

(2) 大于 $\pm 10\%$ ，应由具备相关资质的实验室通过校准重新确定挥发性微粒去除器的 DF_2 值。

注：关于使用同等程序的指导材料见《环境技术手册》(Doc 9501 号文件) 第 II 卷—《航空器发动机排放审定程序》。

附录F 估算非挥发性微粒物质系统损失修正的程序(对应 ICAO 附件 16 卷 II 附录 8)

注 1: 非挥发性微粒物质采样和测量系统的实施需要一条最长可达 35 m 的采样管路, 并且包含若干采样和测量系统组件, 这可能会导致大量的微粒损失, 其中非挥发性微粒的质量可能损失约 50%, 非挥发性微粒的数量可能损失约 90%。微粒的损失量与粒径相关, 因此取决于发动机的运行条件、燃烧室技术, 以及其他可能因素。通过本附录所述的程序可以对微粒损失进行估算。

注 2: 本附录中提出的方法使用了附录 E (附录 7) 及其附篇所述的数据和测量结果。未在本附录中加以定义的符号和定义见附录 E (附录 7) 及其附篇的内容。

F.1 概述

F.1.1 在非挥发性微粒物质采样和测量系统中, 微粒会因沉积机理而损失在采样系统管壁上。这些损失有的与粒径相关, 有的不相关。与粒径不相关的收集部分的热泳损失在附录 E 的 E.6.2 中进行了说明。

F.1.2 非挥发性微粒物质采样和测量系统的整体微粒损失(收集部分的热泳损失除外)被称为系统损失。

F.1.3 由于微粒损失机制与微粒尺寸有关, 因此需要考虑 nvPM 的粒径分布。这种与粒径相关的损失根据渗透采样和测量系统的给定尺寸微粒的比例来量化。

F.2 定义、缩略语和符号

F.2.1 定义

下列词语在本附录中使用时, 具有赋予它们的如下含义:

(1) 微粒的空气动力学直径 微粒的空气动力学直径与实际微粒有着相同沉降速度的单位密度 (1 g/cm^3) 的球形粒子的直径, 也称为“空气动力学直径”。

(2) 具备相关资质的实验室 具备相关资质的实验室 一个根据不定期修订的 ISO/IEC 17025:2005 或等效标准建立、实施和维护一个与其业务范围相称的质量体系的测试和校准实验室，该实验室设计和实施一项设备校准方案，以确保其进行的校准和测量都可追溯到国际单位制(SI)。该实验室不需要通过 ISO/IEC 17025:2005 正式认证。

(3) 旋风分离器 通过旋转和重力手段将大于规定的空气动力学直径的微粒进行分离。规定的空气动力学切割粒径与渗透旋风分离器的特定大小的微粒百分比相关。

(4) 扩散火焰燃烧气溶胶源 一种采用给定的产生气载微粒物质燃料的扩散火焰燃烧的装置。

(5) 微粒的电迁移直径 在电场中达到与实际微粒完全相同的运动速度的球体的直径。

(6) 非挥发性微粒物质(nvPM) 存在于燃气涡轮发动机尾喷管出口截面，当加热到 350 °C 时不挥发的排放微粒。

(7) 微粒损失 微粒在采样、测量系统组件传输过程中或者由于仪器性能造成的损失。这种采样和测量系统损失是由各种不同的沉积机理引起的，其中一些机理与粒径相关。

(8) 微粒质量浓度 每单位样本体积中的微粒质量。

(9) 微粒质量排放指数 每燃烧单位质量的燃料所排放的微粒质量。

(10) 微粒数量浓度 每单位样本体积中的微粒数量。

(11) 微粒数量排放指数 每燃烧单位质量的燃料所排放的微粒数量。

(12) 粒径分布 用一系列的粒径数据或者粒径的数学函数来表示微粒的数量浓度

(13) 渗透分数 采样系统某一组件下游微粒浓度与上游微粒浓度之间的比值。

F. 2. 2 缩略语

CPC: 凝聚微粒计数器

EENEP: 发动机排气喷管出口平面

nvPMmi: 非挥发性微粒物质质量仪

nvPMni: 非挥发性微粒物质数量仪

nvPM: 非挥发性微粒物质(见定义)

slpm: 每分钟标准升(在标准温度和压力条件下每分钟的升数)

STP: 在标准温度为 0 °C、压力为 101.325 kPa 下的仪器条件

VPR: 挥发性微粒去除器

F.2.3 符号

$C_c = 1 + \frac{2\lambda}{D_m} \times \left(1.165 + 0.483 \times e^{-\frac{0.997D_m}{2\lambda}} \right)$, 无量纲

的 Cunningham 滑动修正因子

$D = \frac{\kappa_B \times (273.15 + T_i) \times C_c}{3 \times \pi \times \mu \times D_m} \times 10^7$, 微粒扩散系数, cm^2/s

DF_1 第一级稀释因子

DF_2 由具备相关资质的实验室校准的第二级(挥发性微粒去除器)稀释因子

D_m 除旋风分离器外, nvPM 粒子直径是指电迁移率直径; 旋风分离器处 nvPM 粒子直径为气动直径, 单位为 nm

D_{mg} nvPM 粒径分布的几何平均直径, 单位为 nm

δ 稀释校正后的 nvPM 质量浓度和数量浓度的测量值和计算值之间的相对差的平方和

EI_{mass} 进行了热泳损失和燃料成分修正的 nvPM 质量排放指数, 单位为 mg/kg 燃料

EI_{num}	进行了热泳损失和燃料成分的 nvPM 数量排放指数，单位为数量/千克燃料
$f_{\text{lg}}(D_m)$	含有几何标准差 δ_g 和几何平均直径 D_{mg} 参数的对数正态分布函数
$f_N(D_m)$	发动机排气喷管出口平面微粒数量的对数正态分布函数
ID_{ti}	采样管路第 i 段的内径，mm
κ_B	1.3806×10^{-16} ，玻尔兹曼常数， $(g \cdot \text{cm}^2) / (\text{s}^2 \cdot \text{K})$
$k_{\text{SL}_{\text{mass}}}$	未进行收集部分热泳损失修正的 EI_{mass} 系统损失修正因子
$k_{\text{SL}_{\text{num}}}$	未进行收集部分热泳损失修正的 EI_{num} 系统损失修正因子
k_{thermo}	收集部分的热泳损失修正因子，见 E. 6. 2. 1 节
λ	$67.3 \times \left(\frac{273.15 + T_i}{296.15} \right)^2 \times \left(\frac{101.325}{P_i} \right) \times \left(\frac{406.55}{383.55 + T_i} \right)$ ， 载气平均自由量程，nm
μ	载气粘度， $\text{g}/\text{cm} \cdot \text{s}$
$\text{nvPM}_{\text{num}_{\text{EP}}}$	未对收集部分热泳损失进行修正的发动机排气喷管出口的 nvPM 数量浓度估算值
$\text{nvPM}_{\text{mass}_{\text{STP}}}$	在标准温度和压力仪器条件下稀释的非挥发

	性微颗粒物质量浓度， $\mu\text{g}/\text{m}^3$
$\text{nvPM}_{\text{numSTP}}$	在标准温度和压力仪器条件下稀释的非挥发性微颗粒物数量浓度， 数量/ cm^3
$\eta_{\text{mass}}(D_m)$	未包含收集部分热泳损失的电迁移粒径 D_m 的非挥发性微粒质量浓度的采样和测量系统的整体渗透分数
$\eta_{\text{num}}(D_m)$	未包含收集部分热泳损失的电迁移粒径 D_m 的非挥发性微粒数量浓度的采样和测量系统的整体渗透分数
$\eta_i(D_m)$	采样和测量系统中第 i 个组件对于电迁移率微粒尺寸 D_m 粒子的渗透分数。
$\eta_{bi}(D_m)$	采样和测量系统中第 i 个组件管路弯曲部分对于电迁移率微粒尺寸 D_m 粒子的渗透分数
P_i	采样管路第 i 部分的载气压力， kPa
ρ	假定的非挥发性微颗粒物有效密度， g/cm^3
ρ_{gas}	载气密度， g/cm^3
σ_g	假定的对数正态分布几何标准差
Q_i	采样管路第 i 段的载气流量， slpm
Re	$\frac{2 \times \rho_{\text{gas}} \times Q_i}{3 \times \pi \times \mu \times ID_{ti}} \times 10^3$ ， 载气的雷诺数
$R_{\text{MN}}(D_m)$	估算的 nvPM 质量浓度与估算的 nvPM 数量浓度的比值
T_i	采样管路第 i 段的载气温度， $^{\circ}\text{C}$

F.3 所需数据

F.3.1 nvPM 排放

为了计算系统损耗修正因子，需要在附录 E 中规定的下列浓度数据

(1) nvPM 质量浓度： $\text{nvPM}_{\text{mass}_{\text{STP}}}$ ；

(2) nvPM 数量浓度： $\text{nvPM}_{\text{num}_{\text{STP}}}$ 。

F.3.2 其他信息

计算过程需要附录 E 中附篇 D 所列的附加信息。

F.4 非挥发性微粒物质系统损失修正方法和计算程序

F.4.1 概述

注：预估系统损耗修正因子的方法的概览图如图 F.1 所示。

F.4.1.1 预估系统损耗因子需要基于以下假设：排气喷管出口平面的 nvPM 由恒定 nvPM 有效密度、对数的正态分布、固定的几何标准差、粒子不凝结，如计算方法限制部分中所描述的限制 nvPM 质量和数量浓度，以及最小求和粒径截止值为 10 nm 来表示

F.4.1.1.1 系统损失修正方法应使用的粒子有效密度为 1 g/cm^3

F.4.1.1.2 系统损失修正方法应使用几何标准差为 1.8 的单峰对数正态分布

F.4.1.1.3 系统损失修正方法不考虑凝结引起的 nvPM 数量浓度降低

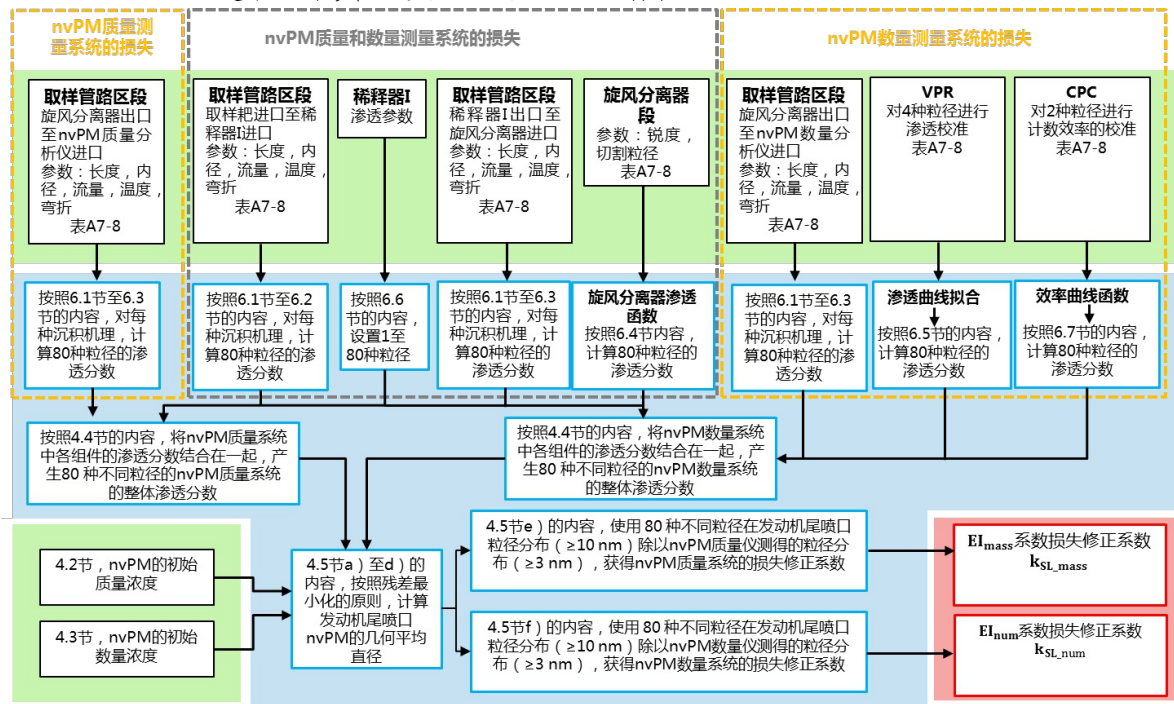
F.4.1.1.4 如果排气喷管出口平面 nvPM 数量浓度计算使用：

$$k_{\text{SL}_{\text{num}}} \times k_{\text{thermo}} \times \text{DF}_1 \times \text{DF}_2 \times \text{nvPM}_{\text{num}_{\text{STP}}}$$

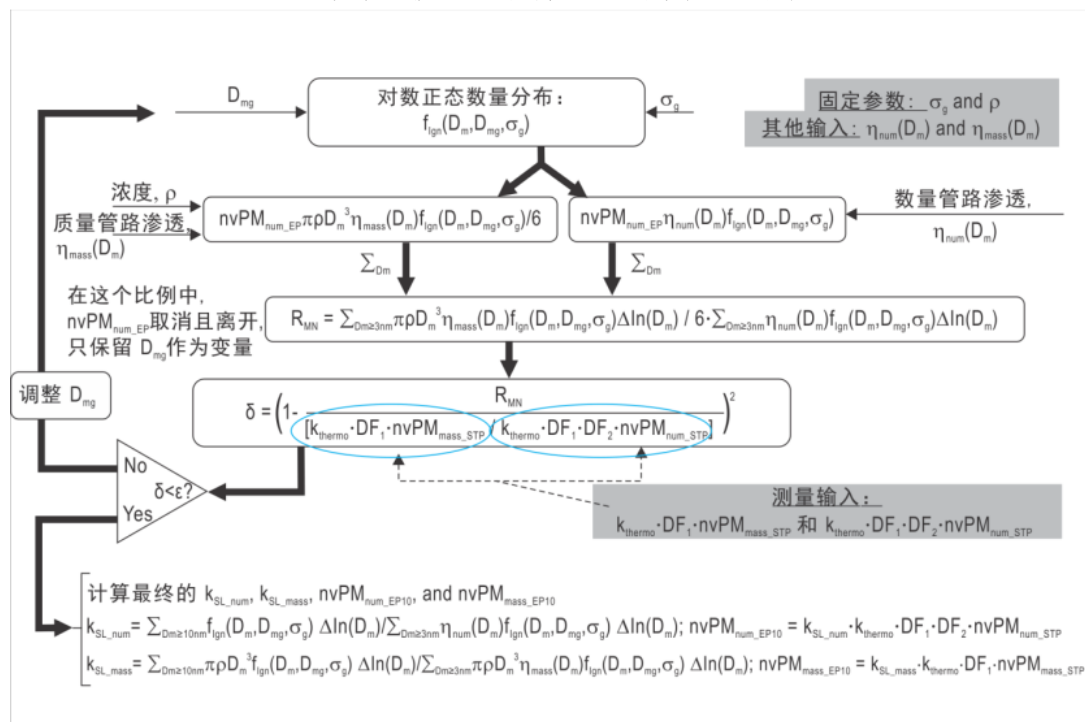
计算结果大于 10^8 微粒/立方厘米，可能会发生凝结并且需要报告给审定机构

注 1：系统损耗修正方法不考虑渗透漂移。这对于符合附录 E (ICAO 附件 16 卷 II 附录 7) 的 nvPM 测量系统来说并不重要。

注 2: 迭代计算过程如图 F.2 所示



图F.1 nvPM系统损失修正方法的流程框图(绿色框表示模型的输入, 蓝色框表示模型的计算, 红色框表示输出系统损失修正系数的计算结果)



图F.2 确定系统损失修正系数的迭代计算过程示意图

F.4.2 主要 nvPM 质量浓度

使用附录 E 中定义的以下等式计算主要的 nvPM 质量浓

度($\text{nvPM}_{\text{mass}}$): $\text{nvPM}_{\text{mass}} = k_{\text{thermo}} \times \text{DF}_1 \times \text{nvPM}_{\text{massSTP}}$

F. 4. 3 主要的 nvPM 数量浓度

主要的 nvPM 数量浓度(nvPM_{num})表示经过第一级稀释因子(DF_1)和第二级稀释因子(DF_2)和收集部分热泳粒子损失修正后的每单位体积发动机排气样本中的微粒数量。计算公式如下:

$$\text{nvPM}_{\text{num}} = k_{\text{thermo}} \times \text{DF}_1 \times \text{DF}_2 \times \text{nvPM}_{\text{numSTP}}$$

F. 4. 4 nvPM 的渗透函数

F. 4. 4. 1 取样系统渗透分数是单个渗透函数和计算效率函数的乘积。表 F. 1 提供了所需的 nvPM 渗透函数和计算效率函数, 并应使用 F. 6 中描述的程序进行计算。

F. 4. 4. 2 对于直径 D_m 的非挥发性微粒物质, nvPM_{mi} 采样系统渗透分数为:

$$\begin{aligned} \eta_{\text{mass}}(D_m) \\ = \eta_1 \times \eta_{b1} \times \eta_2 \times \eta_{b2} \times \eta_3 \times \eta_{b3} \times \dots \times \eta_{\text{di}1} \\ \times \eta_{\text{cyc}} \end{aligned}$$

F. 4. 4. 3 对于直径 D_m 的非挥发性微粒物质, nvPM_{ni} 采样系统渗透分数为:

$$\begin{aligned} \eta_{\text{num}}(D_m) = \eta_1 \times \eta_{b1} \times \eta_2 \times \eta_{b2} \times \eta_3 \times \eta_{b3} \times \dots \times \eta_{\text{di}1} \\ \times \eta_{\text{cyc}} \times \eta_{\text{VPR}} \times \eta_{\text{CPC}} \end{aligned}$$

F. 4. 4. 4 粒径独立的 nvPM 质量和数量采样系统的热泳渗透分数为

$$\eta_{\text{thermo}} = \eta_{\text{th}1} \times \eta_{\text{th}2} \times \eta_{\text{th}3} \times \dots$$

注: 在附录 E(附录 7)的 E. 6. 2. 1 节中对收集部分的热泳损失 k_{thermo} 的计算进行了介绍, 不包括在本计算中。

表F. 1 所需的 nvPM 采样和测量系统的组件渗透分数

符号	nvPM 取样和测量系统的微粒传递函数定义
$\eta_i(D_m)$	取样系统第 i 部分的扩散渗透分数
$\eta_{bi}(\Theta_m)$	取样系统第 i 部分弯折引起的渗透分数
η_{thi}	取样系统第 i 部分热泳引起的渗透分数
$\eta_{di1}(D_m)$	稀释器 1 的渗透分数

符号	nvPM 取样和测量系统的微粒传递函数定义
$\eta_{CVC}(D_m)$	旋风分离器的渗透分数
$\eta_{VPR}(D_m)$	VPR 的渗透分数
$\eta_{CPC}(D_m)$	CPC 计数效率

F. 4.5 计算系统损失修正系数

nvPM 系统质量损耗修正系数($k_{SL_{mass}}$)和 nvPM 系统数量损耗修正系数($k_{SL_{num}}$)应采用迭代法计算:

(1) 使用以下公式估算几何平均直径的初始值

$$D_{mg} = \sqrt[3]{\frac{6 \times DF_1 \times nvPM_{massSTP}}{\pi \times \rho \times DF_1 \times DF_2 \times nvPM_{numSTP}}} \times 10^3$$

注: 通过上述等式计算的算术平均直径提供了用于迭代过程的几何平均直径的初始值 D_{mg} 。计算的粒子直径将以 nm 为单位。

(2) 使用步骤 a) 计算得到的 D_{mg} 值, 估算出 nvPM 质量和 nvPM 数量之比 $R_{MN}(D_{mg})$, 计算公式如下:

$$R_{MN}(D_{mg}) = \frac{\sum_{D_m > 3nm}^{1000nm} \eta_{mass}(D_m) \times \frac{\pi \rho D_m^3}{6} \times e^{-\frac{1}{2} \left(\frac{\ln(D_m) - \ln(D_{mg})}{\ln(\sigma_g)} \right)^2} \times \Delta \ln(D_m)}{\sum_{D_m > 3nm}^{1000nm} \eta_{num}(D_m) \times e^{-\frac{1}{2} \left(\frac{\ln(D_m) - \ln(D_{mg})}{\ln(\sigma_g)} \right)^2} \times \Delta \ln(D_m)}$$

指数函数来自于对数正态分布函数,

$$f_{lgn}(D_m) = \frac{1}{\sqrt{2\pi} \ln(\sigma_g)} e^{-\frac{1}{2} \left(\frac{\ln(D_m) - \ln(D_{mg})}{\ln(\sigma_g)} \right)^2}$$

$\Delta \ln(D_m) = \frac{1}{n} \times \frac{1}{\log_{10}(e)}$ 是以自然对数为底的分档数宽度;

e 是欧拉数, n 是每十倍粒径的粒径分档数。

(3) 确定测量的和预估的 nvPM 质量与数量比值的相对平方差 δ :

$$\delta = \left\{ 1 - \frac{R_{MN}(D_{mg}) \times 10^{-9}}{[(k_{thermo} \times DF_1 \times nvPM_{massSTP}) / (k_{thermo} \times DF_1 \times DF_2 \times nvPM_{numSTP})]} \right\}^2$$

(4) 通过改变 D_{mg} 重复步骤 (2) 和 (3)，直到 δ 小于 1×10^{-9} 。对应于 δ 的最小值的 D_{mg} 应用于计算系统损失修正因子。

(5) 计算 nvPM 质量系统损失修正系数。公式如下：

$k_{SL_{mass}}$

$$= \frac{\sum_{D_m > 3nm}^{1000nm} (D_m^3) \times e^{-\frac{1}{2} \left\{ \frac{\ln(D_m) - \ln(D_{mg})}{\ln(\sigma_g)} \right\}^2} \times \Delta \ln(D_m)}{\sum_{D_m > 3nm}^{1000nm} \eta_{mass}(D_m) \times D_m^3 \times e^{-\frac{1}{2} \left\{ \frac{\ln(D_m) - \ln(D_{mg})}{\ln(\sigma_g)} \right\}^2} \times \Delta \ln(D_m)}$$

将 EI_{mass} 乘以 $k_{SL_{mass}}$ ，得到系统损失修正后的 nvPM 排放指数。

(6) 计算 nvPM 数量系统损失修正系数。公式如下：

$k_{SL_{num}}$

$$= \frac{\sum_{D_m > 3nm}^{1000nm} \times e^{-\frac{1}{2} \left\{ \frac{\ln(D_m) - \ln(D_{mg})}{\ln(\sigma_g)} \right\}^2} \times \Delta \ln(D_m)}{\sum_{D_m > 3nm}^{1000nm} \eta_{num}(D_m) \times e^{-\frac{1}{2} \left\{ \frac{\ln(D_m) - \ln(D_{mg})}{\ln(\sigma_g)} \right\}^2} \times \Delta \ln(D_m)}$$

将 EI_{num} 乘以 $k_{SL_{num}}$ ，得到系统损失修正后的 nvPM 排放指数。

(7) 在此计算中，应使用至少 80 个粒径范围为 3-1000nm 的离散尺寸或使用由认证机构同意的能够产生等效结果的最小数量分档。

注 1：对于 80 个离散尺寸，每 10 倍粒径的粒径分档数 n 是 32 (见上文关于 $\Delta \ln(D_m)$ 的定义)。

注 2：计算系统损失因子的式子中分子从 10nm 开始求和，而分母从 3nm 开始求和

注 3：计算程序可使用商用软件程序实现。

F.5 报告和限制

注 1：对于航空涡轮发动机 nvPM 排放，附录 F 第 F.4 节中所述的系统损失修正因子计算方法已经表明在宽范围的 nvPM 质量和数量浓度范围内，能给出可接受的结果。然而，仍有部分 nvPM 质量和数量浓度范围，其分析的输入可能缺乏可信度，从而无法产生高质量的结果。

注 2：与本附录第 F.4.1.1 节所要求的计算方法所使用的假设条件的任何变化，都可能导致系统损失修正系数的变化，同样，提供给计算方法的数据的变化也会导致系统损失修正因子的变化。数据的变化可能是由于粒子尺寸分布、采样系统、或者仪器造成的。另外，采样和测量系统的工作，比如浓度低时可能会从壁面脱落，可能提供无效的系统损失修正因子。方法的局限性是由于输入数据的变化导致的而不是计算方法。

F.5.1 适用的质量浓度范围

F.5.1.1 如果 $\text{nvPM}_{\text{massSTP}}$ 低于 $3 \mu\text{g}/\text{m}^3$ ，申请人应确认预测的排气喷管出口平面的 D_{mg} 在 F.5.3 节的适用范围内。

F.5.1.2 建议：对于本附录或其他等效方法的计算不能提供 F.5.3 节中所述的合理值的情况（例如：当系统损失法计算出小于 7nm 或大于 100nm 的 EENEP 几何平均直径时），或当系统损失法不能收敛时，应使用一种替代的方法用来估算 LTO 循环的系统损失修正因子，但须经局方批准。

注：如果 $\text{nvPM}_{\text{massSTP}}$ 低于 $3 \mu\text{g}/\text{m}^3$ ，使用本方法评估系统损失修正因子会给评估结果带来较大的不确定度。

注：目前没有已知的关于高 nvPM 质量浓度的限定值，只要验证 nvPM 浓度读数在使用的 nvPM_{mi} 范围内即可。

F.5.2 适用数量浓度范围

F.5.2.1 如果发现在 nvPM_{ni} 测量的 nvPM 数量浓度，经稀释 (DF_1 和 DF_2) 和收集部分热泳损失修正后小于或等于测得的环境数量浓度，申请人应确认预测的 EENEP D_{mg} 属于 F.5.3 节适用范围。

F.5.2.2 建议：对于本附录或其他等效方法的计算不能提供 5.3 中所述的合理值的情况(例如：当系统损失方法计算 EENEP 几何平均直径小于 7nm 或大于 100nm 时)，或者当系统损失方法不收敛，应使用替代方法估算 LTO 循环的系统损失修正因子，但须经局方批准。

注：对于 nvPM_{ni}，目前没有已知的对低 nvPM 数量浓度的限定值。CPC 制造商报告的 CPC 检测极限约为 1 粒子/ cm^3 。高数量浓度测量受限于 CPC 保持在单次计数模式的要求。如果 EENEP nvPM 数量浓度高于 10^8 粒子/ cm^3 ，则可能发生粒子凝聚。系统损失计算方法中不考虑粒子凝聚。

F.5.3 预估适用的几何平均直径

注：飞机燃气轮机在 EENEP 处 nvPM 的几何平均直径预计在 7 到 100nm 范围内。

F.5.3.1 如果系统损失计算方法预测的 EENEP 几何平均直径小于 7nm 或大于 100nm，亦或是系统损失计算方法预测的 EENEP 几何平均直径不满足收敛标准(δ 大于 1×10^{-9})，局方应对 $k_{SL_{mass}}$ 和 $k_{SL_{num}}$ 的结果进行确认，以确定下述建议是否适用。

F.5.3.2 建议：对于本附录或者其他等效方法不能提供合理的计算结果时(例如：当系统损失方法计算 EENEP 几何平均直径小于 7nm 或大于 100nm 时)，或当系统损失方法不收敛，应使用替代方法估算 LTO 循环的系统损失修正因子，但须经局方批准。

注：当计算的 EENEP 几何平均直径 $< 20\text{nm}$ 时，将由于最小求和粒径的截止值导致低估系统损失因子。当 EENEP 的 $D_{mg} \leq 10\text{nm}$ 时，可能会严重低估 $k_{SL_{num}}$ 。

F.6 确定非挥发性微颗粒物采样和测量系统各组件渗透分数的程序

为估计一定尺寸范围内微粒的传输效率，应计算 nvPM 采样和测量系统的每个组件的渗透分数，在 3 到 1000nm 范围内，取至少 80 个离散微粒尺寸或由认证机构同意的等效

的最小数量离散微粒尺寸。

执行本附录中渗透率计算所需的 nvPM 测量和采样系统参数包含在附录 E 的附篇 D 中。

F. 6. 1 管路区段的扩散渗透分数

渗透值 $\eta_i(D_m)$ 对于电迁移率粒径 D_m 的采样系统段中的扩散损失，计算公式为：

$$\eta_i(D_m) = e^{\frac{-\pi \times ID_{ti} \times L_i \times V_{d,diff}}{Q_i}}$$

其中 L_i 为采样管线区段的长度，m

$V_{d,diff}$, $0.0118 \times Re^{\frac{7}{8}} \times Sc^{\frac{1}{3}} \times D/ID_{ti}$, 沉积速度，m/s

Sc , $\frac{\mu}{\rho_{gas} \times D}$, 载气的施密特数

ID_{ti} , 采样管路第 i 段的内径，mm

Q_i , 采样管路第 i 段的载气流量，slpm

F. 6. 2 管路区段的弯曲渗透分数

弯曲渗透分数，对于湍流， Re 大于 5000；对于层流， Re 小于或等于 5000。其中 Re 是雷诺数。对于层流(包括过渡态)，由于在电迁移率粒径 D_m 下每段的样品传输计算如下：

$$\eta_{bi}(D_m) = 1 - 0.01745 \times Stk \times \theta_{bi}$$

对于湍流，由于样品传输管线中的弯曲导致的渗透计算如下：

$$\eta_{bi}(D_m) = e^{-0.04927 \times Stk \times \theta_{bi}}$$

其中 $Stk = \frac{Q_i \times C_c \times \rho \times D_m^2 \times 10^{-3}}{27 \times \pi \times \mu \times ID_{ti}^3}$ 无量纲斯托克斯数

θ_{bi} 采样线第 i 段的总弯曲角度

F. 6. 3 管路区段的热泳损失

由于采样管壁温度低于气体温度而出现的热梯度会导致额外的微粒沉积、热泳损失到采样管表面。除收集部分中的热泳损失外，热泳损失使用以下公式计算：

$$\eta_{thi} = \left[\frac{T_{linei} + 273.15}{T_{gasi} + 273.15} \right]^{Pr \times K_{th}} \times \left[1 + \left(\frac{T_{gasi} + 273.15}{T_{linei} + 273.15} - 1 \right) \times e^{-\frac{\pi \times ID_i \times h_{gas} \times L_i}{\rho_{gas} \times Q_i \times C_p}} \right]^{Pr \times K_{th}}$$

其中 T_{gasi} 样气温度, °C

T_{linei} 管路壁面温度, °C

h_{gas} 载气对流传热系数 ($W/(m^2 K)$)

C_p 等压载气的比热 ($J/kg K$)

P_r 普朗特数

$$K_{th} K_{th} = \frac{2 \times C_s \times C_c}{1 + 3 \times C_m \times K_n} \left[2 + \frac{1}{(k_{gas}/k_p) + C_t \times K_n} \right]^{-1} \text{热泳系数}$$

C_s 滑差系数, 取值 1.17

C_m 烟尘动量, 取值 1.14

C_t 热系数, 取值 2.18

k_{gas} 载气的热导率, $Wm^{-1}K^{-1}$

K_n 克努森数 $2\lambda/D_m$

k_p 粒子热导率, 取值 $0.2 Wm^{-1}K^{-1}$

注: 收集部分和 VPR 热泳损失应按照附录 E 的 E. 6. 2. 1 节和 E. 6. 5 节的规定进行考虑。符合附录 E 规范的系统, 目前不需要针对仪器和分段管路进行热泳损失的修正, 因此 η_{thi} 等于 1.0。

F. 6. 4 旋风分离器渗透函数

旋风分离器的渗透函数应使用以下公式估算

$$\eta_{cyc}(D_m) = 1 - \int_{x>0}^{D_m} \frac{e^{-\frac{(\ln x - \mu_{cyc})^2}{2\sigma_{cyc}^2}}}{x\sigma_{cyc}\sqrt{2\pi}} dx$$

其中

$$\mu_{cyc} = \ln(D_{50})$$

$$\sigma_{cyc} = \ln(D_{16}/D_{84})^{0.5}$$

注 1：现代计算机电子表格应用程序在函数库中内置了累积对数正态分布，可用于生成旋风分离器的渗透函数。

注 2：对于大部分燃气涡轮发动机， $D_m < 30nm$ 。对于这种情况旋风分离器的渗透函数为 1。

F.6.5 挥发性微粒去除器的渗透函数

注：校准实验室提供的四个 VPR 渗透校准点具有好的拟合结果 (R^2 大于 0.95) 的平滑函数可用于代替由下面的计算程序确定的函数。

$$\eta_{VPR} = \eta_{VPRth} \times \begin{cases} 1 - 5.5 \times \psi^{\frac{2}{3}} + 3.77 \times \psi & \psi < 0.007 \\ 0.819 \times e^{-11.5\psi} + 0.0975 \times e^{-70.1\psi} + 0.0325 \times e^{-179\psi} & \psi > 0.007 \end{cases}$$

其中，

$$\psi: \frac{D \times L_{VPR} \times 100}{Q_{VPR}}, \text{ 沉积参数}$$

L_{VPR} : VPR 的有效长度

Q_{VPR} : VPR 中的载气流量

T_{VPR} : VPR 温度, °C

η_{VPRth} : VPR 的热泳损失

应通过改变挥发性微粒去除器的有效长度 (L_{VPR}) 和热泳损失因子 (η_{VPRth})，将挥发性微粒去除器渗透函数 (η_{VPR}) 与所测得的四个渗透点的数据进行拟合。拟合可通过使测量的渗透函数 $\eta_{VPRmeas}$ 与计算的渗透函数 η_{VPR} ，两者之间的相对平方和差异 δ_{VPR} 最小来获得

$$\delta_{VPR} = \sqrt{\sum_{D_m} \left(\frac{\eta_{VPRmeas}(D_m) - \eta_{VPR}(D_m)}{\eta_{VPRmeas}(D_m)} \right)^2}$$

当 δ_{VPR} 值小于 0.08 已被证明可以很好地对测量渗透函数进行拟合。

F.6.6 稀释器 1 渗透函数

对保持恒定流量的稀释器 1，所有粒径的 $\eta_{dil1}(D_m)=1$ 。

F.6.7 CPC 的计数效率

应使用根据下列公式用双参数 S 形函数确定出的两个凝聚微粒计数器计数效率来确定凝聚微粒计数器计数效率的连续函数：

$$\eta_{CPC} = 1 - e^{-\ln(2) \times \left[\frac{D_m - D_0}{D_{50} - D_0} \right]}$$

其中，

$$D_0 = \frac{\alpha_{10}D_{15} - \alpha_{15}D_{10}}{\alpha_{10} - \alpha_{15}}$$

$$D_{50} = \frac{(\alpha_{15} + 1)D_{10} - (\alpha_{10} + 1)D_{15}}{\alpha_{15} - \alpha_{10}}$$

$$\alpha_i = \frac{\ln(1 - \eta_{CPC,i})}{\ln 2}, \quad i=10\text{nm 或者 } 15\text{nm}$$

$$D_{10} = 10\text{nm}$$

$$D_{15} = 15\text{nm}$$

$\eta_{CPC,10}$ ，10nm 处的计数效率

$\eta_{CPC,15}$ ，15nm 处的计数效率

当采用连续函数估计 CPC 计数效率低于零时，则技术效率为零。

附录G 烟雾排放评估(对应 ICAO 附件 16 卷 II 附录 2)

G.1 引言与定义

只有向局方预先申请并得到批准后，才能采取与本附录中的程序等效的程序。

下列词语和符号在本附录中使用时，具有赋予它们的如下含义：

标准取样量：每平方米滤纸烟痕面积上通过 16.2kg 样气的取样量。

取样量：以每平方米滤纸烟痕面积上通过样气的千克(kg)数来表示。

取样容积：通过滤纸的样气容积（以 m^3 表示）。

SN：发烟指数，无量纲，是根据标准取样量下取得的滤纸烟痕情况确定的，其值在 0~100 之间。

SN'：在非标准取样量下得到的发烟指数。

W：根据测得的取样容积、压力和温度计算得到的样气质量（以 kg 表示）。

G.2 烟雾排放的测量

G.2.1 烟雾排放的采样探针

采样探针必须满足以下要求：

(1) 与排气样气接触的探针材料应是不锈钢或是其他非反应性材料。

(2) 如果使用多孔采样探针，则所有采样孔直径应相等。探针设计应保证至少通过探针组件压力降的 80% 发生在孔口处。

(3) 采样孔数不得少于 12 个。

(4) 采样平面的轴向位置，在发动机性能允许情况下，应尽量靠近发动机排气喷管出口平面，并且任何情况下都应在 0.5 倍喷管出口直径之内。

(5) 申请人应通过详细研究向局方提供证据，证明建议的探针设计和位置确实可为每一规定的推力设定值提供代

表性样气。

G.2.2 烟雾排放的采样管路

采样管路内径应为 (4.0~8.5)mm, 尽可能短, 长度不超过 25m。除了把燃气从发动机排气温度冷却到管路控制温度所需的那段距离外, 采样管路温度应保持在 60℃至 175℃之间, 且稳定度为 $\pm 15^\circ\text{C}$ 。

采样管路应尽量走直线, 任何必须弯曲处, 其弯曲半径应大于 10 倍管路内径。管路材料应能防止颗粒物质的沉积和静电荷聚积。

注: 不锈钢、铜或以渗碳为底基的聚四氟乙烯 (PTFE) 满足要求。

G.2.3 烟雾分析系统

注: 这里描述的方法是基于对某一滤纸在被给定质量的排气样气流污染时造成的反射率下降进行的测量。

为获取必要的带烟痕滤纸, 样气所用的系统其各个部件应按下图以简图形式显示的方式排列。系统的主要部件应满足下列要求:

(1) 样气大小测量: 应采用湿式或干式容积流量计来测量样气容积, 精度为 $\pm 2\%$ 。此流量计进口处的压力和温度也应测量, 精度分别为 0.2%和 $\pm 2^\circ\text{C}$ 。

(2) 样气流量测量: 样气流量应保持在 (14 ± 0.5) L/min, 用一个浮子流量计或当量的流量测量装置测量, 精度为 $\pm 5\%$ 。

(3) 滤纸和夹头: 滤纸夹头应用耐腐蚀材料制成并具有下图所示的气流通道构型。滤纸材料应为 4 号 Whatman 型或局方批准的任何同等产品。

(4) 阀门: 如下图所示, 应配备 4 个阀门。

(a) 阀门 A 应为快速动作的三通阀, 它具有“关闭”、“取样”和“旁路”三个位置。阀门 A 也可以用两个互锁的阀门来实现与上述相同的功能。

(b) 阀门 B 和 C 应为调节阀, 用来调节系统的流量。

(c) 阀门 D 应为截止阀，用来切断通往滤纸夹头的流路。所有的阀门应用耐腐蚀材料制成。

(5) 真空泵：此泵在零流量时的抽空能力应不低于 75kPa；在常温常压下，泵的全流量应不小于 26L/min。

(6) 温度控制：到滤纸夹头的来流取样管路的温度应当保持在 60℃至 175℃之间，并具有±15℃的稳定度。

注：目的是为了防止进入滤纸夹头之前和进入后形成冷凝水。

(7) 如果要求探针抽取的样气流量大于滤纸夹头要求的 (14±0.5)L/min 时，可以在探针与阀门 A（下图）之间放置一个附加流量分流装置，排气管路应尽可能靠近探针出口，且确保不影响采样系统中 80%动压降产生在采样探针处，使多余的样气流量排入大气或输送到 CO₂ 分析仪或整套气体污染物测量分析系统。

(8) 如果使用分流装置，应通过测试证明分流装置不会改变测量的发烟指数。这可以通过交换分流装置的两个出口管道，检查两种情况下所测量的发烟指数是否相同（在允许的精度变化范围内）来实现。

(9) 泄漏测试：分系统泄漏应满足下述检验要求：

(a) 将清洁的滤纸夹在夹头内；

(b) 关闭阀门 A，全开阀门 B，C 和 D；

(c) 将真空泵运行一分钟，使系统达到稳定状态；

(d) 真空泵再继续工作 5min，并测量在此期间流过容积流量计的容积。此流量不得超过 1 L/min(按标准温度和压力)，并且，在此标准达到之前不得使用系统。

(10) 反射率计：应使用满足国际标准化组织 ISO 5-4 号标准的仪器测量滤纸材料的反射率。照在滤纸上的反射率计光束不得超过 D/2 或小于 D/10，此处的 D 是下图中规定的带烟痕滤纸的直径。

注：国际标准化组织，ISO 5-4 号标准：1995 年题为“摄影—密度测量—第 4 部分：反射密度的几何条件”。

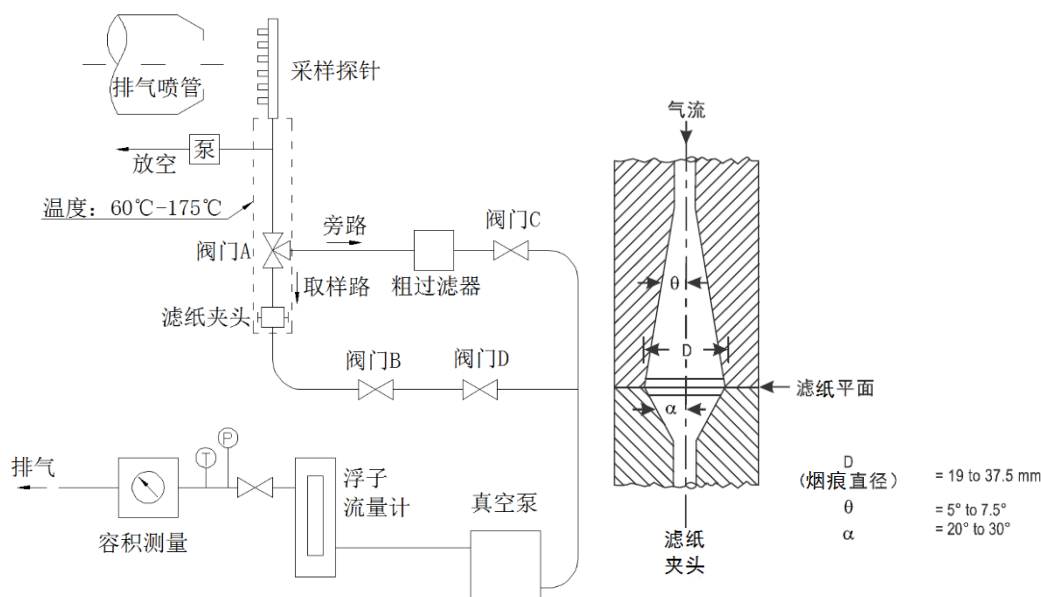


图 G.1 烟雾分析系统

G.2.4 燃油规范

应使用不含抑制烟雾产生的添加剂（如金属有机化合物）的满足 33.64 条款要求的燃油：

G.2.5 烟雾测量程序

G.2.5.1 发动机运行

发动机应在静态的试验器运行，该试验器设备适应于高精度的性能试验。

应按局方批准的推力/功率设定值进行测试，发动机应在每一设定值上稳定运行。

G.2.5.2 泄漏和清洁度检查

只有在全部样气传输管路和阀门预热并达到稳定后，才应进行测量。做系列测试前，应按如下所述检查系统是否泄漏和清洁：

(1) 泄漏检查：断开探针并密封取样管路的断开端，按 G.2.3 i) 的规定进行泄漏测试，将阀门 A 置于“旁路”位置，并使阀门 D 关闭，泄漏极限为 0.4L/min。恢复探针与管路的正常联接。

(2) 清洁度检查：

(a) 全开阀门 B、C 和 D；

(b) 运转真空泵，并交替地将阀门 A 置于“旁路”和“取样”位置，用清洁空气吹扫整个系统 5min；

(c) 将阀门 A 置于“旁路”位置；

(d) 关闭阀门 D，并将清洁的滤纸夹入夹头，重新打开阀门 D；

(e) 将阀门 A 置于“取样”位置，当每平方米滤纸有 50kg 空气通过滤纸后，再将阀门 A 恢复到“旁路”位置；

(f) 按本附录第 3 段所述测量最终带烟痕滤纸，得出发烟指数 SN' ；

(g) 如果 SN' 大于 3，则应清洁系统(或用其他方式进行改正)，必须在满足 SN' 小于 3 的情况下才能使用该系统。

G. 2. 5. 3 烟雾测量

烟雾的测量应与其他测量分开进行，除非此时测得的烟雾值远低于限制值，或者能够证明同时测量烟雾和气态排放物所得到的烟雾值是有效的，在此情况下，烟雾的测量可与气态排放物测量同步进行。在任何情况下，均应严格遵守 G. 2. 2 中详述的采样管路弯折的半径要求。应设置烟雾分析子系统并使其符合 G. 2. 3 的标准。参照图 G. 1，应进行以下主要操作来获取带烟痕滤纸的样品：

(1) 当发动机工作且探针在适当位置时，阀门 A 不得置于无流量状态，否则会促使管路中颗粒聚集；

(2) 将阀门 A 置于“旁路”位置，关闭阀门 D 并将清洁的滤纸夹入夹头。当发动机处于或接近于要求的运行状态，抽取排气样气至少 5min，并用阀门 C 调节样气流量到 (14 ± 0.5) L/min；

(3) 打开阀门 D 并将阀门 A 置于“取样”位置，用阀门 B 再次将流量调到 b) 中设定的值；

(4) 将阀门 A 置于“旁路”位置，并关闭阀门 D，将另一片清洁的滤纸夹入夹头；

(5) 当发动机稳定在某一状态时，让样气在 d) 中设定的值下流动 1 分钟；

(6) 打开阀门 D，将阀门置于“取样”位置，必要时再次调节流量，并让所选的样气容积量(参见下文 h)节)流过，然后把阀门 A 调回到“旁路”位并关闭阀门 D；

(7) 将带烟痕滤纸放置在一旁等待分析，将清洁的滤纸夹入夹头；

(8) 所选的样气量大小应使每平方米滤纸所通过的排气量在 12 至 21kg 范围内，并且应包含每平方米滤纸的排气量为 16.2kg 或在此值上下的样气。每一发动机运行状态下的取样至少 3 次，必要时重复 e) 至 g) 的操作。

G.3 由实测数据计算发烟指数

应使用 G.2.3 中规定的反射率计来分析按照 G.2.5.3 中描述的步骤获取的带烟痕滤纸样品。所用底板材料应是黑色的，其绝对反射率不少于 3%。然后按下式计算 SN' ：

$$SN' = 100(1 - R_s/R_w)$$

式中： R_s 为带烟痕滤纸的绝对反射率； R_w 为清洁滤纸的绝对反射率。

各种样气的质量应以下述公式计算：

$$W = 0.348PV/T \times 10^{-2} (\text{kg})$$

式中： P 和 T 分别为紧靠容积流量计上游测得的样气压力(Pa)和温度(K)。 V 是测得的样气容积(m^3)。

对于每一发动机状态，如样气大小的范围高于或低于标准取样量值，则应将 SN' 和 W 的各个值制成 SN' 对 $\log(W/A)$ 的标绘图，其中 A 是滤纸烟痕面积(m^2)。应使用最小二乘方直线拟合数据点，估算 $W/A=16.2\text{kg}/\text{m}^2$ 的 SN' 值并作为该台发动机的报告发烟指数(SN)。当仅用标准取样量采样时，则所报告的 SN 应是各次 SN' 值的算术平均值。

G.4 向局方报告数据

应向局方报告实测数据。此外，还应报告每一测试中的下列数据：

- (1) 样气温度；
- (2) 样气压力；

- (3) 采样条件下的实际样气体积；
- (4) 采样条件下的实际样气流量；
- (5) 泄漏和清洁度检查的证明（见 G. 2. 5. 2）。

附录H 飞机二氧化碳排放评定度量值的确定(对应 ICAO 附件 16 卷III附录 1 和 2)

H.1 概述

本附录承接 CCAR 34 部 E 章节 第 34.45 条试验程序的内容。燃油里程值构成二氧化碳排放评定度量值的基础,应当直接根据飞行试验确定,或者根据飞行试验所验证的性能模型确定。

确定二氧化碳排放评定度量值的程序包括:

- (1) 确定基准几何因子;
- (2) 通过直接飞行试验或验证性能模型来确定合格审定试验和确定燃油里程的测量条件和程序, 包括:
 - (a) 测量确定燃油里程所需的参数;
 - (b) 参照燃油里程基准条件修正测量数据;
 - (c) 验证计算审定的二氧化碳排放评定度量值时所用的数据;
- (3) 计算二氧化碳排放评定度量值;
- (4) 向局方报告数据和文件。

H.2 确定基准几何因子

(1) 基准几何因子 (RGF) 是用于调整 $(1/SAR)_{AVG}$ 的无量纲参数。基准几何因子基于以 1 平方米为准进行归一化处理的机身尺寸的度量, 并通过下列方式导出:

(a) 对于单层飞机, 确定受投射到一个与主舱地板平行的平面的机身外模线 (OML) 最大宽度制约的表面面积 (以平方米表示);

(b) 对于有上舱的飞机, 确定受投射到一个与主舱地板平行的平面的机身外模线 (OML) 最大宽度制约的表面面积 (以平方米表示) 与受投射到一个与上舱地面平行的平面的、上舱地面或之上机身外模线最大宽度制约的表面面积

的总和；

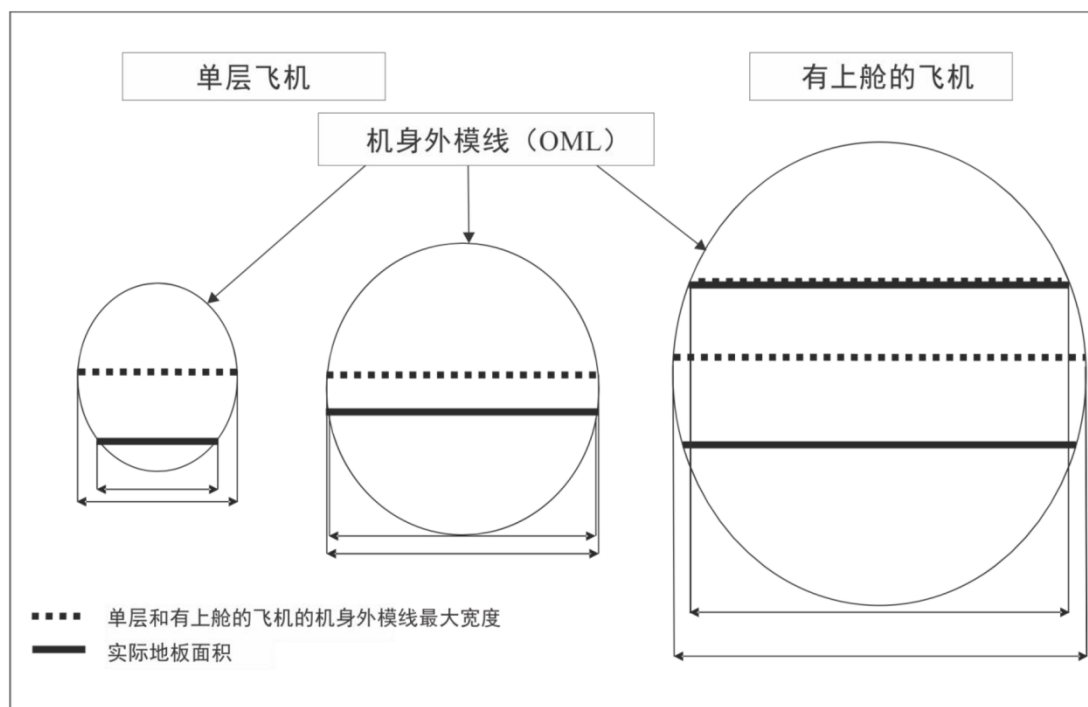
(c) 通过用 1 平方米除 1a) 或 1b) 中定义的面积来确定无量纲基准几何因子。

(2) 基准几何因子包括主舱或上舱所有受压空间，包括通道、辅助空间、厨房、卫生间、通路、楼梯井和可以容纳货物和辅助燃油箱的区域。不包括非受压空间、机舱内永久性集成燃油箱，也不包括并不在主舱或上舱上的空乘人员休息/工作区或货物堆放区（如“顶层”区或地板以下区）。基准几何因子不包括驾驶舱机组区。

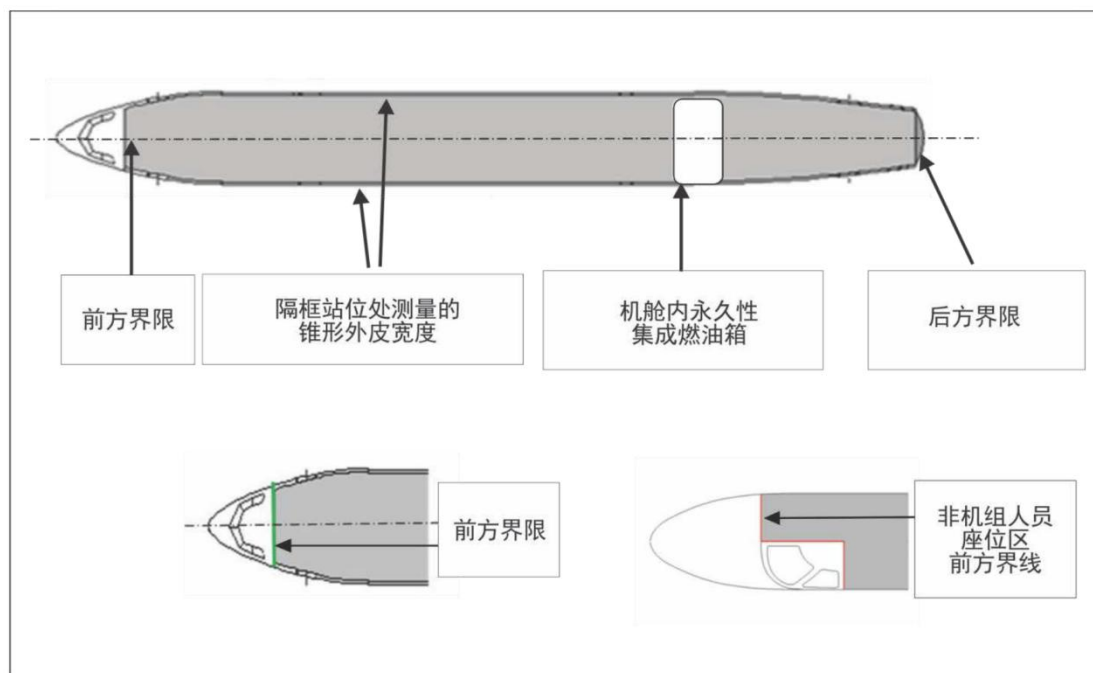
(3) 用于计算基准几何因子的后方界线是后压力隔舱的后表面。前方界线是除驾驶舱机组区之外的前压力隔舱的前表面。在前后界线之间的宽度边界可沿着机身长度方向变化。

(4) 机组和乘客都能进入的区域被排除在驾驶舱机组区的定义之外。对于有驾驶舱门的飞机，驾驶舱机组区的后方界线是驾驶舱门的前平面。对于拥有可选内部布局（包括驾驶门的不同位置）或没有驾驶舱门的飞机，该界线以提供最小驾驶舱机组区的布局为准。对于获得单驾驶员运行合格审定的飞机，即使安装了驾驶舱门，驾驶舱机组区须扩大至驾驶舱的一半宽度。对于有上舱的飞机，允许某个舱的 RGF 向前延伸，在驾驶舱机组区之上或之下。

(5) 图 H.1 和图 H.2 提供了基准几何因子界线条件的概念图。



图H.1 横剖面图



图H.2 纵剖面图

H.3 确定燃油里程的方法

H.3.1 燃油里程可通过燃油里程试验点的直接飞行试验测量来确定，包括根据基准条件对试验数据的所有修

正，或是通过使用局方批准的性能模型来确定。如使用性能模型，须通过实际燃油里程飞行试验数据予以验证。

H.3.2 在任一情况下，燃油里程飞行试验数据均须根据国际民航公约附件 16 卷III所规定的程序获得，并由局方批准。

建议：性能模型仅需考虑在试验点以及标准要求条件下进行验证。试验和性能模型的分析方法，包括可能使用的其他算法，应尽量详细说明。

H.4 燃油里程合格审定试验和测量条件

H.4.1 概述

本节规定了进行燃油里程合格审定试验和使用测量程序的条件。

注：许多审定二氧化碳排放评定度量的申请仅涉及飞机机型设计的微小变化。因此，产生的二氧化碳排放评定度量的变化往往通过等效程序即可准确确定，而不必进行完整的试验。

H.4.2 飞行试验程序

H.4.2.1 飞行前

飞行前的程序必须由局方批准，并且必须包括以下要素：

(1) 飞机构型 必须确认试验飞机符合申请进行合格审定的型号设计构型，如有差异，需向局方表明差异对于二氧化碳排放的影响，包括但不限于：

(a) 气动外形；

(b) 飞机重量：试验飞机重量应覆盖 3.14 节所述的重量上下限；

(c) 发动机构型；

(d) 其他系统构型：大气数据系统、燃油系统、飞行控制律等与

飞行设计巡航性能直接相关的系统。

(2) 飞机称重 试验飞机必须称重。必须说明称重后和试

验飞行前质量发生任何变化的原因。

(3) 燃油低热值 每次飞行试验都要抽取燃油样本，以确定其低热值。燃油样本的低热值试验结果必须修正到基准条件（43.217MJ/kg）。确定燃油低热值和基准条件的修正必须得到局方的批准。

注：应关注燃油样本采集、存储和测试方法，从而确定试验时刻的燃油低热值。

建议：燃油低热值应该根据至少与 ASTM 标准 D4809-13 中规定的同样严格的方法来确定。ASTM D4809-13，题为“弹式量热器液态烃燃油燃烧生热的标准试验方法（精度方法）”。

建议：燃油样本应该代表每次飞行试验所使用的燃油，不应该因燃油取自多个来源、油箱的选择以及燃油在油箱中的分层等因素导致采样试验结果出现误差和变化。若存在多个油箱，可在不同油箱采集燃油样本，并分析试验时刻燃油的来源确定试验的燃油低热值，也可通过交输供油使各油箱燃油互通。

(4) 燃油比重和粘度 必须抽取每次飞行试验的燃油样本，以确定使用容积燃油流量表时燃油的比重和粘度。

注：使用容积燃油流量表时，燃油粘度用来确定一个容积燃油流量表计量的参数得出的容积燃油流量。燃油比重（或密度）用来将容积燃油流量转换为质量燃油流量。

建议：燃油比重应该根据至少与 ASTM 规格标准 D4052-11 中规定的同样严格的方法来确定。ASTM D4052-11，题为“采用数字密度计的液体密度和相对密度标准试验方法”。

建议：燃油运动粘度应该根据至少与 ASTM 规格标准 D445-15 所规定的同样严格的方法来确定。ASTM D445-15，题为“透明和不透明液体动力粘度的标准试验方法（及动态粘度的计算）”。

H. 4. 2. 2 飞行试验方法

H. 4. 2. 2. 1 飞行试验必须根据本节描述的下列飞行试验

方法和 H. 4. 2. 3 描述的稳定性条件来进行。

H. 4. 2. 2. 2 试验点必须至少间隔 2 分钟，或者通过超越 H. 4. 2. 3 描述的一个或多个稳定性标准限值来间隔开。

建议：在试验飞行条件以确定燃油里程时，采用如下方法：

- (1) 飞机在适用的恒压高度沿等压线固定航向飞行；
- (2) 发动机推力/功率设定稳定，无加速水平飞行；
- (3) 飞行试验应尽可能贴近基准条件，最大限度地减少任何修正的范围；
- (4) 配平或发动机功率/推力设定、发动机稳定性和操纵引气，以及电力和机械功率提取（包括引气）方面没有变化。应该避免可能影响燃油里程测量的飞机系统的任何变化；
- (5) 机上人员的移动维持在最低水平。

H. 4. 2. 3 试验条件稳定性

H. 4. 2. 3. 1 要获得有效的燃油里程测量数据，以下参数必须在获得燃油里程数据所需的至少 1 分钟时间内保持在以下波动范围内：

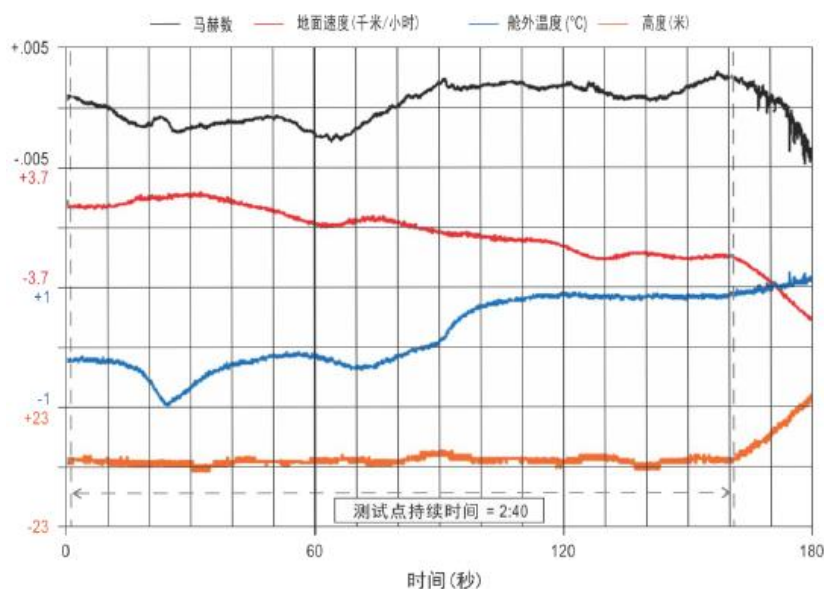
- (1) 马赫数在 ± 0.005 以内；
- (2) 环境温度在 $\pm 1^{\circ}\text{C}$ 以内；
- (3) 航向在 ± 3 度以内；
- (4) 航迹在 ± 3 度以内；
- (5) 偏航角低于 3 度；
- (6) 地速在 ± 3.7 千米/时（ ± 2 节）以内；
- (7) 试验条件开始时的地速和试验条件结束时的地速之间的差在 ± 2.8 千米/时/分（ ± 1.5 节/分）以内；以及
- (8) 气压高度在 ± 23 米（ ± 75 英尺）以内。

H. 4. 2. 3. 2 以上列示的稳定性试验条件的替代方案可在向局方充分论证稳定性的情况下使用。

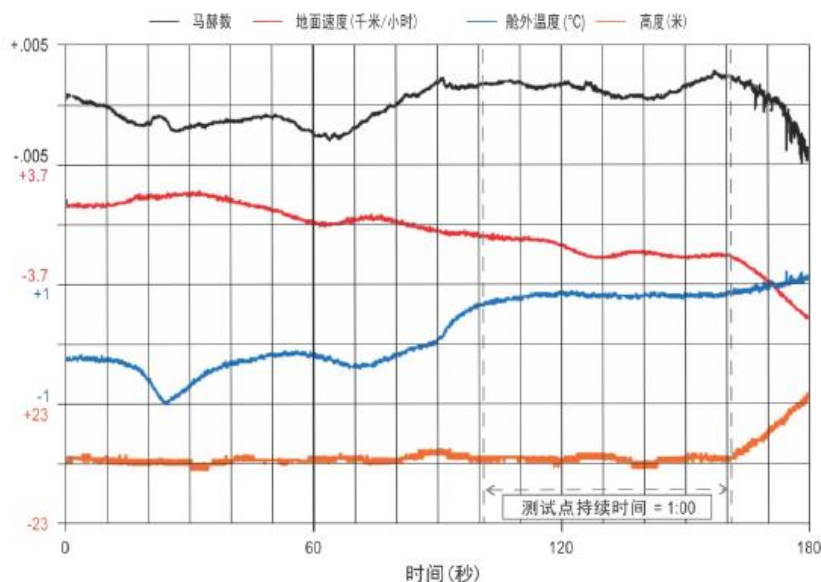
H. 4. 2. 3. 3 试验点不符合规定的稳定性试验标准时，正常情况下不应使用。然而，不符合所列的稳定性标准的试

验点经过局方批准后可以接受，并将被视为一个等效程序。

图 H.3 显示曲线中的参数在试验条件持续时间内保持在稳定性标准允许的波动范围内（条件结束后变化的高度反映飞行员的输入，离开稳定飞行并转换到下一个试验条件）。虽然所有参数都在要求的波动范围内，但环境温度和马赫数的波动较为明显。图 H.4 显示了相同的数据，但手动选择较短的持续时间，期间参数更稳定。



图H.3 飞行试验数据时间区间选择 — 示例 1



图H.4 飞行试验数据时间区间选择 — 示例 2

建议：选择符合更高要求的稳定性标准的数据，而不

是使用所有满足 H. 4. 2. 3 所述稳定性标准的数据，可以让申请人过滤掉由于空气质量、环境条件变化、飞行控制输入和飞机系统动态引起的观测到的不稳定性。这可能使得 SAR 点实际上更能代表实际的飞机性能。

建议：无论采取哪种方法选择数据以界定 SAR 点，重要的是方法的运用应尽可能保持一致，以尽可能减少所得 SAR 点分布可能的不可见偏差。

H. 4. 2. 4 试验条件下飞机质量的验证

H. 4. 2. 4. 1 确定每个试验条件下飞机质量的程序，必须获得局方的批准。

建议：飞行试验期间的飞机质量应通过从飞行试验开始时的飞机质量减去已用的燃油量来确定。应通过飞行前、后飞机在校准的天平上称量试验来验证已用燃油量测定的准确性，或采用经局方批准的其他方法验证。

H. 4. 2. 5 测量系统

H. 4. 2. 5. 1 以下参数必须按 1 赫兹最低抽样率记录：

- (1) 空速；
- (2) 地速；
- (3) 真空速；
- (4) 燃油流量；
- (5) 发动机功率设定参数（如风扇转速、发动机压力比、扭矩、轴马力）；
- (6) 气压高度；
- (7) 温度；
- (8) 航向；
- (9) 航迹；
- (10) 使用的燃油（用于确定总质量和重心位置）。

H. 4. 2. 5. 2 以下参数必须按适当的抽样率记录：

- (1) 纬度；
- (2) 发动机引气位置和动力输出；
- (3) 功率提取（电力和机械载荷）。

H. 4. 2. 5. 3 确定燃油里程所使用的每个参数值，除地速外，必须为整个稳定试验条件下获得的该参数测量值的简单算数平均数。

注：试验条件下地速的变化率将用来评定和修正试验条件下可能出现的任何加速或减速情况。

H. 4. 2. 5. 4 个别测量装置的图形分辨率必须足以确定 H. 4. 2. 3 所规定参数的稳定性可以得到维持。

H. 4. 2. 5. 5 整个燃油里程测量系统被视为仪器和设备的组合，包括任何相关程序，用来获得燃油里程所需的参数如下：

- (1) 燃油流量；
- (2) 马赫数；
- (3) 高度；
- (4) 飞机重量；
- (5) 地速；
- (6) 外部空气温度；
- (7) 燃油低热值；
- (8) 重心。

H. 4. 2. 5. 6 整个燃油里程测量系统中各个要素的精度，应按其对燃油里程的影响来归一化处理。整个燃油里程测量系统试验精度的累积误差为各个要素归一化处理精度的平方和根值（RSS）。

注：各个要素的精度仅需要在符合二氧化碳排放标准所需的参数范围内予以考察。

H. 4. 2. 5. 7 如果整个燃油里程测量系统的累积误差值大于 1.5%，则对根据基准条件修正的燃油里程值处以相当于平方和根值超过 1.5%的数额施加罚值修正。如果整个燃油里程测量系统的累积误差值小于或等于 1.5%，则不施加罚值修正。

H. 5 根据测量数据计算基准燃油里程

H. 5. 1 概述

本节提供了一套将燃油里程试验数据修正至 ICAO 附件 16 第 III 卷中规定的基准条件的方法，但不是唯一可接受的方法。

下列说明的修正涵盖应对飞机重量、阻力和燃油流量试验值所做的修正，以修正飞机试验条件和基准条件之间的差别。对于稳态巡航飞行，可以合理地近似假设升力等于重量，且推力等于阻力。由于阻力是升力的函数，燃油流量是推力的函数，燃油里程是燃油流量的函数，而二氧化碳度量值是燃油里程的函数，因此任何影响重量、阻力或燃油流量相对基准条件的偏差都会影响燃油里程和二氧化碳度量值。

如果申请人认为某一项特定的修正没有必要，则应向局方提供可接受的理由。任何会导致燃油里程增加的修正都是应当选择的，因为不对其做修正将对二氧化碳排放评定度量不利。

表 H.1 列出了所有修正至基准条件的参数及其修正类型，同时给出了某一参数应当选择修正时的情况与说明。

表 H.1 修正至基准条件的参数及其修正类型

修正	修正类型	应当选择修正时的情况	说明
纬度 对重力加速度的效应	视比重	试验纬度高于 45.5 度	重力加速度在两极最大，在赤道最低。在高于 45.5 度的纬度下进行试验将对燃油里程和二氧化碳度量值不利，因为飞机将更重。
高度 对重力加速度的效应	视比重	试验高度低于基准高度	增加地球表面之上的高度会降低重力加速度。因此，由于海拔高度对重力加速度的影响，试验高度低于基准高度将对燃油里程和二氧化碳度量值不利。
离心力 对重力加速度的效应	视比重	顶风（逆风）	逆风造成（相对于地球的）速度降低，由于离心作用而增加了重力加速度。这增加了飞机的重量，对燃油里程和二氧化碳度量值不利。
科里奥利效应 对重力加速度的效应	视比重	试验真航迹角从 180 至 360 度	由于科里奥利效应，以与地球旋转方向相反向西方向飞行会增加重力加速度。这增加了飞机的重量，对燃油里程和二氧化碳度量值不利。

修正	修正类型	应当选择修正时的情况	说明
加速/减速 (能量)	阻力	(dV_G/dT) 大于 0 (地面速度 为正加速度)	加速飞行条件 (过多的能量) 导致更高的阻力, 对燃油里程和二氧化碳度量值不利。
雷诺数	阻力	试验外部气温 高于标准气温	由于雷诺数效应, 更高的温度会导致阻力增大。在高于基准温度的温度下, 对燃油里程和二氧化碳度量值不利。
重心位置	阻力	试验重心位置 比基准重心位置 更靠前	试验重心位置比基准重心位置更靠前会导致阻力增大, 对燃油里程和二氧化碳度量值不利。
气动弹性	阻力	-	取决于飞机的大小/重量/有效载荷以及机翼刚度, 机翼气动弹性可能不是一个关注点。
高度	燃油流量	可以总是被 认为应当修正	由于在非最佳高度处的燃油消耗更高, 在最佳高度以外的任何高度进行试验都会导致对燃油里程和二氧化碳度量值不利。
温度	燃油流量	可以总是被 认为应当修正	在高于基准温度的温度下进行试验将导致对燃油里程和二氧化碳度量值不利, 因为在较高温度下燃油燃烧量更高。
发动机性能 衰退程度	燃油流量	-	通常不应做此修正。
电力和机械 功率削减和 引气	燃油流量	试验电力和 机械功率削 减和引气高 于基准电力 和机械功率 削减和引气	用更高的电力和机械功率削减和引气进行试验需要燃烧更多的燃油, 因此对燃油里程和二氧化碳度量值不利。

H. 5.2 修正至基准条件的步骤

为每个试验数据点确定基准条件燃油里程值的总体程序包括以下步骤:

(1) 根据重力加速度的试验条件和基准条件确定从飞机质量得出的飞机重量, 使用飞机的阻力模型中无加速水平飞行时升力等于重量的关系, 确定由于试验重量和重力加速度基准条件下重量之间的升力差引起的阻力修正;

(2) 按照加速/减速（能量）、雷诺数、重心位置、气动弹性对飞行的影响，确定其他所有的阻力修正，并将它们与 H. 5. 2(1) 所得的阻力修正相加；.

(3) 确定试验条件下的飞机阻力。可以近似认为对于这些未加速水平飞行试验条件，试验条件下的飞机阻力等于试验条件下的发动机推力。发动机推力应或者根据校准的发动机或者根据发动机性能模型、并根据试验条件下测得的确定发动机性能模型的推力所需参数的平均值来确定。

(4) 将 H. 5. 2(2) 中的阻力修正总和加到 H. 5. 2(3) 中得出的试验条件下飞机阻力中，得出飞机阻力相对基准条件的修正。

(5) 确定对于阻力所做修正引起的发动机燃油流量的变化。由于阻力修正而导致的发动机燃油流量变化可以通过以下公式确定：

$$\Delta \text{Fuel Flow}_{\text{Drag}} = \text{Fuel Flow}_{\text{Ref Drag}} - \text{Fuel Flow}_{\text{Test Drag}} \quad (\text{H. 1})$$

其中：

$\text{Fuel Flow}_{\text{Ref Drag}}$ 是在试验条件平均速度、高度和温度下，修正至基准条件的飞机阻力下（假设推力等于阻力）从发动机性能模型得出的燃油流量；

$\text{Fuel Flow}_{\text{Test Drag}}$ 是在试验条件平均速度、高度和温度下，在试验条件飞机阻力下（假设推力等于阻力）从发动机性能模型得出的燃油流量。

(6) 将此测得的试验发动机燃油流量修正至基准条件，如下所示：

$$\begin{aligned} \text{Fuel Flow}_{\text{ref}} = & \text{Fuel Flow}_{\text{test}} + \Delta \text{Fuel Flow}_{\text{Drag}} + \Delta \text{Fuel Flow}_{\text{LHV}} \\ & + \Delta \text{Fuel Flow}_{\text{alt}} + \Delta \text{Fuel Flow}_{\text{temp}} + \Delta \text{Fuel Flow}_{\text{Corr bleed}} \end{aligned} \quad (\text{H. 2})$$

其中：

$\text{Fuel Flow}_{\text{test}}$ 是在试验条件下测得的发动机燃油流量平均值，修正至基准发动机性能衰退水平（如适用），单位为千克/小时；

$\text{Fuel Flow}_{\text{Drag}}$ 是根据 H. 5. 2(5) 得出的阻力的燃油流量修

正，单位为千克/小时；

Fuel Flow_{LHV} 是根据燃油低热值得出的燃油流量修正，单位为千克/小时；

Fuel Flow_{alt} 是根据飞行高度得出的燃油流量修正，单位为千克/小时；

Fuel Flow_{temp} 是根据飞行温度得出燃油流量修正，单位为千克/小时；

Fuel Flow_{Corr bleed} 是根据电动和机械功率削减和引气得出的燃油流量修正，单位为千克/小时。

(7) 修正到基准条件的燃油里程值通过下列关系得出：

$$SAR_{ref} = \left(\frac{TAS}{FuelFlow_{ref}} \right) \quad (H. 3)$$

其中：

SAR_{ref} 是基准条件下的燃油里程，单位为千米/千克；

TAS 是试验条件下的平均飞机真空速，单位为千米/小时；

Fuel Flow_{ref} 是基准条件下的发动机燃油流量，参见 H. 5.2 (6)，单位为千克/小时。

H. 5.3 试验重量

由于无法在每个试验条件下直接测量飞机的重量，因此根据 ICAO 附件 16 第 III 卷附录 1，通过以下程序确定重量：

(1) 首先在地面上对飞机称重，飞行前的飞机质量由以下关系确定：

$$Mass_{weighing} = \frac{Weight_{weighing}}{g_{weighing}} \quad (H. 4)$$

其中：

Weight_{weighing} 是用称重计称得的飞机重量。单位为牛顿；

g_{weighing} 是在称重点纬度和高度处静止时的重力加速度，

单位为米/秒²。分别使用称重点纬度和高度作为试验纬度 ϕ 和试验高度 h 用于确定 g_{weighing} 。

(2) 应计入在称重之后和飞行试验之前质量的任何变化，以确定飞机在飞行试验开始时的质量。每个试验条件下的质量可通过飞机在飞行试验开始时的质量减去综合燃油流量（燃烧的燃油质量）来确定。每个试验条件下的飞机重量根据以下公式确定，单位为牛顿：

$$Weight_{\text{test}} = (Mass_{\text{test}})(g_{\text{test}}) \quad (\text{H. 5})$$

其中：

$Mass_{\text{test}}$ 是试验条件下飞机的平均质量，单位为千克；

g_{test} 是在试验纬度、试验几何高度、试验真航迹和试验地面速度下的重力加速度，单位为米/秒²。

H. 5. 3. 1 视比重

地球引力的局部效应和惯性造成的加速运动影响飞机的重量。试验条件下的视比重随纬度、高度、地速和相对于地轴的运动方向而变化。基准重力加速度为飞机在大地纬度 45.5 度和基准高度的静止空气中向真北方向飞行时的重力加速度，以 g_0 为标准值。

确定由于重力加速度对飞机重量的影响而造成的阻力修正的程序如下：

(1) 确定试验条件下飞机的重量，如 H. 5. 3(2) 段所述。

(2) 根据飞机试验质量和基准重力加速度，确定基准重力加速度条件下的飞机重量：

$$Weight_{\text{ref } g} = (Mass_{\text{test}})(g_{\text{ref}}) \quad (\text{H. 6})$$

其中：

$Weight_{\text{ref } g}$ 是在基准重力加速度条件下的飞机重量，单位为牛顿；

$Mass_{\text{test}}$ 是在试验条件下的飞机平均质量，单位为千克，

g_{ref} 是飞机在基准高度和大地纬度为 45.5 度的静止空气中，向真北方向上飞行且基于 g_0 的重力加速度，单位为米/

秒²；

g_0 是在海平面和大地纬度为 45.5 度处由重力引起的标准加速度，9.80665 米/秒²。

(3) 确定由于 $Weight_{test}$ 和 $Weight_{ref\ g}$ 之间差别引起的阻力修正。

H. 5.3.2 重力加速度修正方法

重力加速度值 g 包含以下组成部分：

(1) 距地球质量中心的距离，该距离是飞机的几何高度和纬度相对于地球形状的数学表示的函数。

(2) 离心效应。飞行中的飞机将承受沿径向向外作用的力，该力与飞机地面速度的平方成正比，与飞机距地球质量中心的距离成反比。

(3) 科里奥利效应。飞行中的飞机将承受与其地面速度、地球旋转速度、行进方向和纬度成正比的力。例如，向东飞行（与地球旋转方向相同）将承受较低的重力加速度，而向西飞行的飞机将承受较高的重力加速度。该效应在赤道的影响最大。

基于“世界大地测量系统 84 椭球重力”的定义得到以下公式。其他公式和简化算法可提供基本等效的结果。每个试验点所承受的重力加速度（ g_{test} ）可由下面的公式得出：

$$g_{test} = g_{\phi, alt} + g_{cent} + g_{Coriolis} \quad (H. 7)$$

其中：

$g_{\phi, alt}$ 是在地面速度为零时试验高度和纬度的重力加速度部分，单位为米/秒²，

g_{cent} 是由于离心作用造成的重力加速度部分，单位为米/秒²；

$g_{Coriolis}$ 是由于科里奥利效应造成的重力加速度部分，单位为米/秒²。

地面速度为零时在试验几何高度和纬度的重力加速度 $g_{\phi, alt}$ 部分计算如下：

(1) 先通过下列公式确定在试验纬度海平面且地面速度为零时的重力加速度部分：

$$g_{\varphi} = \left(9.7803267714 \frac{1 + 0.00193185138639 \sin^2 \varphi}{\sqrt{1 - 0.00669437999013 \sin^2 \varphi}} \right) \quad (\text{H. 8})$$

其中：

φ 是试验纬度，单位为度。

(2) 然后用下列公式得出地面速度为零时在试验几何高度和纬度的重力加速度部分：

$$g_{\varphi, alt} = g_{\varphi} \left(\frac{r_e}{r_e + h} \right)^2 \quad (\text{H. 9})$$

其中：

g_{φ} ：是在试验纬度海平面的重力加速度；

h ：是试验几何高度，单位为米；

r_e ：在试验纬度的地球半径，用下式算出：

$$r_e = \sqrt{\frac{(a^2 \cos^2 \varphi) + (b^2 \sin^2 \varphi)}{(a \cos \varphi)^2 + (b \sin \varphi)^2}} \quad (\text{H. 10})$$

其中：

a ：是赤道处的地球半径=6378137 米；

b ：是极地处的地球半径=6356752 米；

φ ：是试验纬度，单位为度。

由于离心作用造成的重力加速度部分 g_{cent} 用下列公式得出：

$$g_{cent} = -\frac{v_g^2}{r_e + h} \quad (\text{H. 11})$$

其中：

V_g 是地速，单位为米/秒；

r_e 是在试验纬度的地球半径，单位为米，用与前述同样的公式得出；

h 是试验几何高度，单位为米。

由于科里奥利作用造成的重力加速度部分 g_{Coriolis} 可用下列公式得出：

$$g_{\text{Coriolis}} = -2\omega_E v_g \cos \varphi \sin \sigma \quad (\text{H. 12})$$

其中：

ω_E 是地球自转速率 = 7.29212×10^{-5} 弧度/秒；

V_g 是飞机的地速，单位为米/秒；

φ 是试验纬度，单位为度；

σ 是从正北测得的飞机的航迹角，单位为度。

基准重力加速度 g_{ref} 是飞机在基准高度和大地纬度 45.5 度的静止空气中沿真北方向飞行的重力加速度。由于基准重力加速度条件是飞机沿真北方向飞行，因此基准重力加速度不包括任何科里奥利作用。由于基准条件是飞机在静止空气中飞行，因此离心作用对基准重力加速度的影响是通过飞机的真空速（等同于零风地速）确定的。每个试验点的基准重力加速度可按照下述方法确定：

(1) 分别以基准高度和 45.5 度纬度作为高度和纬度（而不是用试验值），用 H. 5. 3. 2 定义的程序确定基准高度和纬度零地速下的重力加速度 $g_{\phi, alt}$ 部分；

(2) 使用飞机的真空速作为地速，用 H. 5. 3. 2 定义的程序确定由于离心作用引起的重力加速度 g_{cent} 的变化；

(3) 基准重力加速度 g_{ref} 是上述方法中得出的基准高度和纬度在零地速下的重力加速度 $g_{\phi, alt}$ 部分与由于离心作用造成的重力加速度部分 g_{cent} 之和。

H. 5. 3. 3 重力加速度的阻力修正

重力加速度的阻力修正（由于飞机试验重量 $\text{Weight}_{\text{test}}$ 和飞机在基准重力加速度条件下的重量 $\text{Weight}_{\text{ref } g}$ 之间的差别）通过飞机阻力模型确定。飞机阻力模型提供了阻力系数 (C_D) 作为升力系数 (C_L) 和马赫数的函数。 $\text{Weight}_{\text{test}}$ 和 $\text{Weight}_{\text{ref } g}$ 的升力系数可通过下列关系确定：

$$C_L = \left(\frac{\text{Weight} / \delta}{70927.5 M^2 A} \right) \quad (\text{H. 13})$$

其中：

C_L 是升力系数；

Weight 是单位为牛顿的飞机重量（Weight_{test} 或者 Weight_{ref g} 取决于计算的是哪个升力系数）；

δ 是试验高度的环境气压与海平面的环境气压之比；

M 是飞机在试验条件下的平均马赫数；

A 是飞机的参考翼面积，单位为米²。

重力加速度的阻力修正可通过下列阻力公式确定：

$$\Delta Drag_{grav} = \frac{1}{2} \rho V^2 (C_{Drefg} - C_{Dtest}) A \quad (H. 14)$$

其中：

$\Delta Drag_{grav}$ 是重力加速度的阻力修正，单位为牛顿；

ρ 是试验高度和试验温度下的空气密度，单位为千克/米³；

V 是飞机在试验条件期间的平均真空速，单位为米/秒；

A 是飞机的参考翼面积，单位为米²；

C_{Drefg} 是根据 H. 5. 3. 3 通过飞机阻力模型得出的 Weight_{ref g} 在 C_L 下的阻力系数；和

C_{Dtest} 是根据 H. 5. 3. 3 通过飞机阻力模型得出的 Weight_{test} 在试验 C_L 下的阻力系数。

H. 5. 4 加速/减速（能量）

基准条件是稳定、无加速飞行，阻力的确定依据基准条件的假设。试验条件下出现的加速或减速会影响评估的阻力水平。

试验条件下由加速度引起的阻力变化的修正可由下式确定：

$$\Delta D_{accel} = -Mass_{test} \left(\frac{dV_g}{dT} \right) \quad (H. 15)$$

其中，

ΔD_{accel} 是试验条件下由加速度引起的阻力修正，单位为牛顿，

$Mass_{test}$ 是试验条件下由于重力加速度变化而修正的飞

机的平均质量，单位为千克，

dV_g/dT 是试验条件下地速随时间的变化，单位为米/秒²。

H. 5.5 雷诺数

雷诺数影响飞机阻力。在给定试验条件下，雷诺数是在试验高度和温度时空气的密度和粘度的函数。基准雷诺数由国际民航组织基准高度的标准大气密度和粘度导出。

在试验中由于偏离基准雷诺数条件的阻力系数校正值可表示为：

$$\Delta C_{DRE} = -B \log \left[\frac{\frac{1}{M} \left(\frac{RE}{m} \right)_{test}}{\frac{1}{M} \left(\frac{RE}{m} \right)_{Ref}} \right] \quad (H. 16)$$

其中：

ΔC_{DRE} 是由于偏离基准雷诺数的阻力系数变化；

B 是代表特定飞机随雷诺数的阻力变化值；

M 是马赫数；

RE/m 是每米雷诺数。

获得 B 值的一种方法是使用阻力模型来得出相对基准

巡航条件不断变化的马赫数和高度下的增量阻力变化。B 值

是 $\Delta Drag$ 相对于 $\log_{10} \left[\frac{1}{M} \left(\frac{RE}{m} \right) \times 10^{-6} \right]$ 变化的斜率值。

$\frac{\frac{1}{M} \left(\frac{RE}{m} \right)_{test}}{\frac{1}{M} \left(\frac{RE}{m} \right)_{ref}}$ 是 $\frac{1}{M} \left(\frac{RE}{m} \right)$ 在试验温度和高度下所得值除以同一

试验 Weight/ δ 在标准日间温度和基准高度下所得的同一项

值，公式如下：

$$\frac{1}{M} \frac{RE}{m} = 4.7899 \times 10^5 P_s \left(\frac{T_s + 110.4}{T_s^2} \right) \quad (H. 17)$$

其中：

RE/m 是每米雷诺数；

P_s 是静态气压，单位为帕；

T_s 是静态温度，单位为开尔文。

然后可通过 $\Delta C_{D_{RE}}$ 和飞机阻力公式得出对飞机阻力的影响，如下：

$$\Delta D_{RE} = \frac{1}{2} \rho V^2 \Delta C_{D_{RE}} A \quad (H. 18)$$

其中：

ΔD_{RE} 是由于试验与基准雷诺数不同引起的飞机阻力修正，单位为牛顿；

ρ 是试验高度和温度下的空气密度，单位千克/米³；

V 是试验条件下的飞机平均真空速，单位为米/秒；

A 是飞机的基准机翼面积，单位为米²；

$\Delta C_{D_{RE}}$ 是由于偏离基准雷诺数的阻力系数变化。

H. 5.6 重心位置

飞机重心（CG）的位置因纵向配平而影响阻力。在试验中对于偏离基准重心位置的阻力修正是基准重心位置处的阻力与试验重心位置处的阻力之差。这一阻力修正可以通过调整纵向配平阻力（根据飞机在基准重心位置处的阻力模型确定）来确定，并针对试验重心位置进行调整。例如，试验重心位置位于阻力模型中使用的基准重心位置之后将产生正阻力修正（即对试验燃油里程的罚值）。

确定偏离基准重心位置的纵向配平阻力变化的一种方法是，首先确定在基准重心位置存在的纵向配平阻力（ $C_{D_{Trim_{Ref_{CG}}}}$ ）的量（是马赫和 C_L 的函数）。这可以使用风洞试验和分析方法来完成。这一随重心变化的纵向配平阻力变化根据飞机型号各不相同，可以通过风洞和分析方法进行估算，并通过飞行试验数据进行核实。然后可以使用此关系确定在试验重心位置处的纵向配平阻力（ $C_{D_{Trim_{test_{CG}}}}$ ）。

一旦通过飞机阻力模型算出配平阻力系数，可用阻力公式得出重心位置的飞机阻力修正：

$$\Delta D_{CG} = \frac{1}{2} \rho V^2 (C_{D_{TrimRefCG}} - C_{D_{TrimTestCG}}) A \quad (H. 19)$$

其中：

ΔD_{CG} 是由于试验重心与基准重心不同而引起的飞机阻力修正，单位为牛顿；

ρ 是试验高度和试验温度下的空气密度，单位为千克/米³；

V 是试验条件下飞机的平均真空速，单位为米/秒；

A 是飞机的基准机翼面积，单位为米²；

$C_{D_{TrimRefCG}}$ 和 $C_{D_{TrimTestCG}}$ 分别是基准重心位置和试验重心位置处通过飞机阻力模型得出的配平阻力系数。

H. 5.7 气动弹性

机翼气动弹性可能因飞机机翼质量分布的作用造成阻力变化。飞机机翼质量分布将受机翼上燃油载重分布和所出现的任何外挂物的影响。

(1) 没有简单的分析手段用于修正不同的机翼结构荷载条件。如有必要，应通过飞行试验或适当的分析过程来根据基准条件进行修正。

(2) 机翼结构荷载的基准条件应由申请人基于飞机的载荷能力和制造商的标准燃油管理规范，根据机翼所携带的燃油量和/或可拆卸外挂存储装置进行选择。飞机载荷能力的基准是建立飞机的零燃油质量，而制造商的标准燃油管理做法基准是用于确定该燃油的分布以及随着燃油的燃烧，分布如何变化。

(3) 机翼结构荷载的基准条件应基于具有运营代表性的空载重量和荷载，它界定了飞机的零燃油质量。三个基准质量中每一个的燃油总加载量是基准质量减去零燃油质量。标准燃油管理规范确定每个燃油箱内的燃油量。标准燃油管理规范的一例是在装载中央（机体）燃油箱之前装载主（机翼）燃油箱，并且在使用主燃油箱中的燃油之前首先用完中央燃油箱中的燃油。这有助于保持重心在后，并减

少配平阻力。

(4) 商业货机可以是从头开始进行设计，但更多的是从客机型号衍生或改型而来。为了确定气动弹性效应，可以合理地假设货机的基准荷载与其源自的客机型号相同。如果没有类似的客机型号，货机的基准零燃油质量可以基于其荷载设计密度。荷载设计密度由充分使用货机的体积容量和在其在此配置下设计承载的最大质量来定义，以千克/米³表示。例如，大型商用货机的典型荷载设计密度是 160 千克/米³。

(5) 使用明显低于乘客内部限制或结构限制荷载的基准荷载有可能会提供更有利的气动弹性效应。申请人需要在考虑到飞机性能以及何为该构型之典型的背景下，为所用的基准荷载假设给出理由。

注：关于气动弹性的修正可在飞机气动力数据修正中一并考虑。

H. 5.8 燃油低热值

燃油低热值决定了燃油的含能量。低热值直接影响给定试验条件下的燃油流量。

通过下式将飞行试验期间的燃油流量修正到基准低热值燃油流量：

$$\Delta FuelFlow_{corrLHV} = FuelFlow_{testLHV} \left(\frac{LHV_{test}}{LHV_{ref}} \right) - FuelFlow_{testLHV} \quad (H. 20)$$

其中：

$\Delta FuelFlow_{corr LHV}$ 是基准燃油低热值修正，单位为千克/小时；

$FuelFlow_{test LHV}$ 是试验中（以试验燃油低热值）测得的燃油流量，单位为千克/小时；

LHV_{test} 是试验使用的燃油的燃油低热值，单位为兆焦/千克；

LHV_{Ref} 是基准燃油低热值=43.217 兆焦/千克。

H. 5.9 高度

飞机飞行的高度影响燃油流量。应使用发动机性能模型来确定试验高度处的燃油流量与基准高度处的燃油流量之差。试验高度处的燃油流量应通过该值进行修正，以代表在基准高度对应的燃油流量。

$$\Delta FuelFlow_{alt} = FuelFlow_{refalt} - FuelFlow_{testalt} \quad (H. 21)$$

其中：

$FuelFlow_{refalt}$ 是基准高度燃油流量，单位为千克/小时；

$FuelFlow_{testalt}$ 是试验高度燃油流量，单位为千克/小时。

H. 5. 10 温度

基准温度是在基准高度国际民航组织标准大气的标准日温，根据 ISA 得出每个测量点的基准温度。对每个测量数据飞行温度的测量流量进行修正。基准温度的流量和试验温度的燃油流量由发动机性能模型计算。温度的燃油流量修正根据下式确定：

$$\Delta FuelFlow_{temp} = FuelFlow_{reftemp} - FuelFlow_{testtemp} \quad (H. 22)$$

其中：

$FuelFlow_{reftemp}$ 是基准温度燃油流量，单位为千克/小时；

$FuelFlow_{testtemp}$ 是试验温度燃油流量，单位为千克/小时。

H. 5. 11 发动机性能衰退程度

发动机首次使用时会出现燃油效率的快速初始性退化，此后衰退会大幅度减缓。在获得局方批准的情况下，可使用性能衰退程度小于初始发动机性能衰退程度的发动机。在这种情况下，须使用批准的方法，根据基准发动机性能衰退程度，修正燃油流量。也可使用衰退程度大于初始发动机性能衰退程度的发动机。在这种情况下，不允许根据基准条件进行修正。

如上所述，通常不应对发动机性能衰退程度进行修正。如果申请人提出使用低于初始性能衰退程度的发动机进行试验，有可能建立一个保守的修正值用于修正燃油流量，以代表初始性能衰退程度的发动机。这种修正应得到来自

相同发动机机型或家族的发动机燃油流量衰退数据的支持。

H. 5. 12 电力和机械功率提取和引气

电力和机械功率提取和引气影响燃油流量。应使用发动机性能模型确定在试验条件下的功率提取和引气与基准条件下的功率提取和引气的燃油流量的差值。电力和机械功率削减和引气的燃油流量修正根据下式确定：

$$\Delta FuelFlow_{corbleed} = FuelFlow_{ref\ bleed} - FuelFlow_{testbleed} \quad (H. 23)$$

其中：

$FuelFlow_{ref\ bleed}$ 是基准功率消减和引气条件的燃油流量，单位为千克/小时；

$FuelFlow_{test\ bleed}$ 是试验功率消减和引气条件的燃油流量，单位为千克/小时。

H. 6 结果的有效性

H. 6. 1 必须针对三种基准质量的每一种燃油里程值计算 90%置信区间。

H. 6. 2 如果针对三个总质量基准点中的每一个单独获得了聚类数据，则三个总质量的每一个燃油里程值可接受的最小样本规模必须为 6。

H. 6. 3 或者，可以收集各种质量的燃油里程数据。在这种情况下，最小样本规模必须为 12 且 90%置信区间必须通过该数据针对均数回归线计算。

H. 6. 4 当任何三个基准飞机质量的燃油里程值的 90%置信区间超过 $\pm 1.5\%$ 时，如果要进行罚值计算，可以在获得局方批准的情况下，使用该基准质量的燃油里程值。罚值数额应相当于 90%置信区间超过 $\pm 1.5\%$ 时的数额。如果燃油里程值的 90%置信区间小于或等于 $\pm 1.5\%$ ，则不需要进行罚值计算。

H. 6. 5 计算 90%置信区间的方法

H. 6. 5. 1 直接飞行试验

如果在大致相同的条件下获得了 n 个燃油里程 (SAR) 的

测量值，并且可以假设它们构成了一个来自正态整体真实总体均值为 μ ，真实标准差为 σ 的随机样本，则可得出如下统计数：

$$\bar{y} = \text{均值估计值} = \frac{1}{n} \{ \sum_{i=1}^{i=n} y_{(i)} \}$$
 (H. 24)

$$s = \text{真实标准偏差估计值} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{i=n} (y_i - \bar{y})^2}{n-1}}$$
 (H. 25)

根据这些统计数和 t 分布，可以确定均值 $\bar{y}$ 的置信区间 CI，如下式：

$$CI = \bar{y} \pm t_{(1-\frac{\alpha}{2}, \zeta)} \frac{s}{\sqrt{n}}$$
 (H. 26)

其 $t_{(1-\frac{\alpha}{2}, \zeta)}$ 中代表单边 t-试 $1-\frac{\alpha}{2}$ 验的百分位，有 ζ 自由度 (对于 集群数据列 $\zeta = n - 1$)，且 α 界定为百分之 100(1- α)即是该置信区间希望达到的置信水平。换言之，它代表该区间将包含未知均值 μ 的概率。为二氧化碳合格审定目的，通常希望达到 90%的置信区间，因此使用了 $t_{0.95, \zeta}$ 。下表 H. 2 列出了 ζ 不同值下 $t_{0.95, \zeta}$ 的值。

表H. 2 不同自由度情况下的 t 分布（90%置信度）

自由度	t 分布
1	6. 314
2	2. 920
3	2. 353
4	2. 132
5	2. 015
6	1. 943
7	1. 895
8	1. 860
9	1. 833
10	1. 812
12	1. 782
14	1. 761

自由度	t 分布
16	1.746
18	1.734
20	1.725
24	1.711
30	1.697
60	1.671
>60	1.645

H. 6. 5. 2 回归模型

如果对于非常不同的质量值 ($x_1, x_2, \dots, x_n$) 分别得到燃油里程 (SAR) 的 n 个测量值 ($y_1, y_2, \dots, y_n$), 可采用最小二乘法对 SAR 值和重量数据进行多项式拟合。为了确定 SAR 值的均值 μ , 可假设下列多项式回归模型适用:

$$\mu = B_0 + B_1x + B_2x^2 + \dots + B_kx^k \quad (\text{H. 27})$$

需采用特定的公式来确定曲线的置信区间。

SAR 数据的平均线约数由下式得出:

$$y = b_0 + b_1x + b_2x^2 + \dots + b_kx^k \quad (\text{H. 28})$$

每一个回归系数 (B_i) 均通过样本数据中 b_i 使用最小二乘法估算, 算法概括如下:

每一观察点 (x_i, y_i) 均满足下列方程:

$$\begin{aligned} y &= B_0 + B_1x_i + B_2x_i^2 + \dots + B_kx_i^k + \varepsilon_i \\ &= b_0 + b_1x_i + b_2x_i^2 + \dots + b_kx_i^k + e_i \end{aligned} \quad (\text{H. 29})$$

其中 ε_i 和 e_i 分别是与燃油里程 (SAR) 有关的随机误差和残差。假设随机误差 ε_i 是一个来自正态整体均值为 0、标准差为 σ 的随机样本。残差 (e_i) 为测量值与使用回归系数估计值和 x_i 得出的该值估计值之差。其均方根值 (s) 是 σ 的样本估计值。

对 n 个测量数据点 (x_i, y_i) 处理如下:

每一个基本向量 ($\underline{x}_i$) 及其转置 ($\underline{x}'_i$) 的构成如下:

$$\underline{x}_i = (1 \ x_i \ x_i^2 \ \dots \ x_i^k), \text{ 行向量; 和}$$

$$\underline{x}_i' = \begin{pmatrix} 1 \\ x_i \\ x_i^2 \\ \dots \\ x_i^k \end{pmatrix} \text{ 列向量。}$$

$\underline{X}$ 矩阵由 $i = 1, \dots, n$ 时对应的所有基本向量 $\underline{x}_i$ 构成。 $\underline{X}'$ 是 $\underline{X}$ 的转置。矩阵 $\underline{A}$ 的定义是 $\underline{A} = \underline{X}'\underline{X}$ ，矩阵 $\underline{A}^{-1}$ 是 $\underline{A}$ 的倒数。此外， $\underline{y} = (y_1 \ y_2 \ \dots \ y_n)$ ，且 $\underline{b} = (b_0 \ b_1 \ \dots \ b_2)$ ，其中 $\underline{b}$ 通过对下列正规方程求解得出：

$$\underline{y} = \underline{X}\underline{b} \text{ 且 } \underline{X}'\underline{y} = \underline{X}'\underline{X}\underline{b} = \underline{A}\underline{b} \quad (\text{H. 30})$$

从而得出

$$\underline{b} = \underline{A}^{-1}\underline{X}'\underline{y} \quad (\text{H. 31})$$

用相关的质量值 x_0 估算的燃油里程(SAR)均值的 90%置信区间 CI_{90} 界定为：

$$CI_{90} = \bar{y}(x_0) \pm t_{.95, \zeta} s v(x_0) \quad (\text{H. 32})$$

其中 $v(x_0) = \sqrt{\underline{x}_0 \underline{A}^{-1} \underline{x}_0'}$ 且 $\underline{x}_0 = (1, x_0, x_0^2, \dots, x_0^k)$ ，

$\bar{y}(x_0)$ 是质量值 x_0 的相关单位燃油里程(SAR)的均值估计值；

$t_{0.95, \zeta}$ 根据自由度 ζ 求取。对于涉及 K 个自变量(即 $K+1$ 个系数)的多元回归分析这一一般情况， ζ 规定为 $\zeta = n - K - 1$ (对于多项式回归分析这一具体情况，其中 k 是曲线拟合的阶数，有 k 个独立于因变量的变量，因此 $\zeta = n - K - 1$)；和

$$s = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{i=n} (y_i - \bar{y}(x_i^2))^2}{n - k - 1}} \quad (\text{H. 33})$$

即真实标准差 σ 的估计值。

H. 7 二氧化碳排放评定度量值的计算

二氧化碳排放评定度量值应按照 3.13 节公式进行计算。

$$MV = \frac{\left(\frac{1}{\text{SAR}} \right)_{\text{AVG}}}{(\text{RGF})^{0.24}} \quad (\text{H. 34})$$

H. 8 向局方报告数据

所需信息分为：

- (1) 一般信息，用以确定飞机特征和数据分析方法；
- (2) 所使用基准条件的列表；
- (3) 从飞机试验中获得的数据；
- (4) 按照基准条件对燃油里程试验数据的计算和修正；
- (5) 从试验数据中得出的结果。

H. 8. 1 一般信息

必须针对申请二氧化碳合格审定的每个飞机型号和型别提供以下信息：

- (1) 飞机型号和型别；
- (2) 飞机的一般特征，包括重心范围、发动机和螺旋桨（如适用）的数量和型号名称；
- (3) 最大起飞重量；
- (4) 计算基准几何因子所需的相关尺寸；以及
- (5) 为申请二氧化碳合格审定目的进行试验的飞机序列号，除此以外，可能影响飞机的二氧化碳特征的任何改装或非标准设备。

H. 8. 2 基准条件

必须提供用于确定燃油里程的基准条件。

H. 8. 3 试验数据

必须针对每个试验测量点，提供以下测量的试验数据，包括对仪表设备特性的任何修正：

- (1) 空速、地速和真空速；
- (2) 燃油流量；
- (3) 气压高度；
- (4) 静止空气温度；
- (5) 每个试验点的飞机总质量和重心；
- (6) 电力和机械功率提取和引气水平；
- (7) 发动机性能：
 - (a) 对于喷气式飞机，发动机功率设定；和
 - (b) 对于螺旋桨驱动飞机，轴马力或发动机扭矩和螺

旋桨转速；

(8) 燃油低热值；

(9) 燃油比重和运动粘度，如果使用燃油流量表；

(10) 整个测量系统的累积误差（见 H. 4. 2. 5. 6）；

(11) 航向、航迹和高度；

(12) 稳定性标准（见 H. 4. 2. 3）；和

(13) 获得确定燃油里程所需参数所使用的仪表和设备描述，以及就对燃油里程的影响而言，各自的精度（见 H. 4. 2. 5. 5）。

H. 8. 4 按照基准条件对燃油里程试验数据的计算和修正必须为每一个试验测量点提供测量的燃油里程值、按照基准条件的修正值和修正后的燃油里程值。

H. 8. 5 衍生数据

必须针对为合格审定目的进行试验的每架飞机，提供以下衍生信息：

(1) 每个基准飞机质量的燃油里程（千米/公斤）及相关的 90%置信区间；

(2) 三个基准质量燃油里程值倒数的平均数；

(3) 基准几何因子；以及

(4) 二氧化碳排放评定度量值。