

科技参考资料

第六期

美国军用规范 (MIL-E-5595C
和 MIL-T-25920C)

上海第一汽车附件厂

一九七七年三月

目 录

一 航空燃气涡轮发动机防腐预先润油和地面

操作的工艺规程 (M1L-E-5595C) 1

二 航空燃气涡轮推进系统装置的地面和飞行

试验 (M1L-T-25920C) 11

MLL-E-5595C

1965年3月1日

取 代

MLL-E-5595B

1959年8月28日

军 用 技 术 规 格

航空燃气涡轮发动机防腐预先 润滑油和地面操作的工艺规程

本技术规格应由国防部各部门及其代办机构颁布施行。

1. 范围：

1.1 本技术规格包含有规定航空燃气涡轮发动机的防腐预先润滑油和地面操作的各项详细要求。同时，本技术规格也适用于对这类发动机进行物理维护的所有合同承制厂。

2. 有关文件：

2.1 在本文规定的范围内，于招标或投标申请日期内有效的下列文件的发行本构成本技术规格的一个组成部分。

技术规格

联邦规格

P - D - 6 8 0

干洗溶剂

军用规格

MIL-C-4339 喷水系统的防腐溶性油

MIL-E-5607 燃气涡轮发动机的封存和运输准备及工艺规程

MIL-O-6081 喷气发动机的润滑油

MIL-C-6529 航空发动机防腐剂

MIL-L-7808 航空涡轮发动机合成基润滑油

MIL-L-7870 润滑油（一般用途、低温）

MIL-C-15074 去除指纹印防腐剂

MIL-L-23699 航空涡轮螺旋桨及涡轮轴发动机合成基润滑油

MIL-I-26860 变色湿度插塞指示器

标准

军用标准

MS20003 浸润区域三点湿度板指示器

（供方如因特殊的采购任务而需要上述技术规格和标准的付本的话，可向采购单位索取，或根据签订合同官员指示的方式取得）。

3. 材料要求：

3.1 材料及工艺——在燃气涡轮发动机的防腐预先润油和地面操作中采用的材料和工艺应遵守本文的规定。在采用合同承制厂的技术规格时，应将该技术规格呈交政府作审定。在使用非政府技术规格时，必须进行政府检验。

3.2 防腐剂——本技术规格中所规定的防腐剂在最低为 60°F 使用时应是无水的。

3.2.1 矿物基防腐剂——当为在一般操作中要求 MIL-O-6081 作润滑油的航空燃气涡轮发动机指定一防腐油以进行封存时，应采用下列各项中的一种作为防腐剂：

a. 25% 的遵守 MIL-C-6529 的 I 型防腐化合物与 75% 的发动机规定等级的 MIL-O-6081 润滑油的混合物。

b. 遵守 MLL-C-6529 的未经冲淡的三型防腐化合物。

3.2.2 合成基防腐剂——当对在一般操作时要求 MLL-7809 或 MLL-L-23699 油的航空燃气涡轮发动机指定防腐方法，以进行封存时，所使用的防腐油应是该发动机特定的等级的操作油。

4 发动机及其零部件的准备：

4.1 清洗——应采取各种预防措施，以使发动机及其附件在任何时候都保持清洁无外来杂质。一般不进行发动机完全的外部清洗。当对单个零件进行清洗以进行封存时，只能用石油清洗溶剂将封存带或其他材料从零件表面上除去。对于紧配合及没有涂复层、暴露在外的金属表面应非常注意，确保将所有的汗迹去除干净。应先用蘸有 MLL-C-15074 指纹印去除剂的抹布擦拭表面，然后再用一蘸有 P-D-680 溶剂的布擦拭，以去净汗迹。

5. 规程

5.1 概述——对所有的航空燃气涡轮发动机都应按需要采用下述一项或几项规程进行处理。

5.2 对位于包装容器中的发动机的处理：

5.2.1 对发动机的检验：

5.2.1.1 对非加压容器中发动机的检验：一俟接收到发动机以及在这以后至少每隔 30 天应检查一次湿度指示器，将其与 MS20003 或 MLL-I-26860 上的颜色比较图进行比较。如果检验显示湿度指示器仍处于完全的作用状态，并且相对湿度在 40% 以下，则在下次检验前不需对发动机采取任何维护措施。如果检验显示出内部的相对湿度为 40% 或 40% 以上，则应按 5.2.1.2.3 所示采取措施。

5.2.1.2 对加压容器中发动机的检验：一俟接收到发动机应进行压力检查及内部相对湿度检验。以后应至少每隔 90 天进行一次压力与湿度的检查。然后根据需要按 5.2.1.2.1，5.2.1.2.2 或 5.2.1.2.3 采取措施。

5.2.1.2.1 如果检验显示出湿度指示器仍处于完全的作用状态，并且内部压力在 1 (磅²/吋²) (表压) 以上，相对湿度在

40%以下,则在下一次检验之前不必对发动机或容器进行进一步的维护。

5.2.1.2.2 如果检验显示出容器的内部压力在1(磅/吋²)表压以下,並且其相对湿度仍在40%以下,则应在所有的接缝及闭合处周围用肥皂溶液检验其是否有漏缝。检查以后,用清洁的无液态水的压缩空气充入容器,使其再加压至5±1个(磅/吋²)表压。然后在各接缝与闭合处再刷上肥皂溶液,再次检查容器的密封性。如果没有漏泄出现,则在下一次检验之前不必进一步采取措施。

5.2.1.2.3 如果检验显示内部的相对湿度为40%或40%以上,这说明容器内存在一不安全或有腐蚀性的状态。应将容器盖取下,进一步检查发动机的可使用性。如果发动机仍处于可使用状态,则将容器重新盖好,并按恰当的容器技术规格对容器再次采取干燥措施。

5.2.2 发动机及加力燃烧室在包装容器中的贮存——所有的航空燃气涡轮发动机及加力燃烧室在包装容器中贮存时应确保其能随时进行按本技术规格要求的各项检验。

5.2.3 包装容器中发动机和加力燃烧室的封存更新。

5.2.3.1 将发动机从装运容器中取出,当从装运容器中泄放压力以后,应将发动机从中取出,以接着进行本文所规定的各项操作。

5.2.3.2 解除封存:应将燃油监控部分里的油放泄干净并换上该发动机规定的燃油。

5.2.3.3 再封存:发动机应按5.9的要求进行再封存。

5.2.4 对零部件的改进:如需对发动机或加力燃烧室上可拆卸的零件作改进时,应将发动机的包装容器打开并取出零件。将容器再密封好。当对零件改进完后,应将其放回原处,换上大量新鲜的干燥剂並在容器内装上新的湿度指示器。

5.2.5 对发动机的改进:如需对发动机本身作改进,应将发动机从容器中取出。在作了必要的修改后发动机应按5.9的要求作封存的准备工作。

5.2.6 历史记录表的记载:在发动机和/或加力燃烧室的历

其记录表中应对所有的检验（包括按需要每月或90天一次的例行检验），内部的相对湿度或压力，各次维护及封存的更新等等作出完整的记载。进行过的某些改进也应记载到发动机/加力燃烧室历史记录表的适当的部分中去。

5.3. 对需进行安装的发动机/加力燃烧室的处理：

5.3.1 等待安装的发动动力/加力燃烧室：预备安装到飞机上去的发动机/加力燃烧室应保存在干燥的包装容器中，时间越长越好。

5.3.2 装运容器：发动机/加力燃烧室取出以后，空的包装容器应打扫干净，并将发动机/加力燃烧室的所有附件，零件、垫片、闭合螺栓等等全部安装放置在适当的位置。仍然可用的包装容器，封严、盖、密封和系固零件应作为政府财产保存起来，处理安排的说明可从知情的政府检验者处得到。

5.3.3 安装：在安装发动机时，应将工厂原先的安装密封保持完整无损，或对发动机加以适当的密封以保护发动机，防止水或其他外来的杂质进入发动机内。在飞机上安装发动机时，应按照每种型号和类型的飞机发动机的《使用维护》上所提供的《发动机使用维护说明手册》来进行。对涡轮螺旋桨和涡轮轴发动机而言，轴的装运盖及套筒防腐化合物应小心地除去。然后按有关的使用说明安装螺旋桨。

5.3.4 历史记录表的记载：应将在飞机上安装的日期，所进行的封存更新以及活动的名称等等记载到发动机历史记录表中去。

5.4 解除封存以及地面起转的准备工作：

5.4.1 概述：在实际地面试车前24小时之前，不应进行发动机地面起转的准备工作。如无特别规定，不应解除喷水设备的封存。

5.4.2 去除密封：应将接头，放泄孔以及通气孔处的所有密封去除。

5.4.3 排油：应将滑油从所有的排油孔道及涡轮螺旋桨发动机的减速齿轮箱中放出。排油完后应将放泄堵头全部塞好。

5.4.4 解除燃油系统的封存：应从燃油监控装置中放出1010油并换上该发动机所规定的燃油。

5.4.5 分离燃油系统：应在调节器与喷嘴之间尽量靠近喷嘴处或在流量计油管处将油路断开。另外准备一足够大的容器，将拆下的油管与其接通，以存放燃油与滑油的混合物。在地面预先润油操作中应将燃油系统中这种燃油——滑油混合物清洗干净。

5.4.6 加油箱：应在油箱中加入足量的各特定飞机所规定的燃油，以确保完成各要求的操作项目。

5.4.7 起动前的检查：起动前，应进行在有关的《发动机使用说明手册》中要求的所有的检查工作。

5.4.8 预先润油：将发动机所规定的滑油注入到油槽或油箱中去。通往轴承的输油管及增压管路中的空气都应完全排出。在轴承油路中注满油。将火花塞处于断开位置后完成正常的起动规程。如在第二次试验中压力没有增高，则应将起动规程中断，采用《发动机使用说明手册》所示的必要的纠正措施。应完成足够多次的假起动规程，以确证从燃油系统拆下的油管中流出来的都已是干净的燃油。然后将所有油管照原样接好。

5.4.9 防盐腐蚀封存：在发动机循环运行中，如果使用单位要求，可对发动机用一经审定过的化学溶剂及《发动机使用手册》或其他《使用维护》中说明的规程进行防腐封存。

5.5 历史记录表的记载：应将解除封存及预先润滑的日期，活动的名称等等记载到发动机历史记录表中去。

5.6 地面起转运行：在需要时给油槽或油箱注上常量的、符合该发动机规定的类型与等级的滑油。然后按照有关的《发动机使用说明手册》完成所有的地面试验。

5.7 历史记录表的记载：应将地面起转运行的日期，发动机的配置安排以及活动的名称记载到发动机的历史记录表中去。

5.8 飞行试验后对发动机的处理：飞行试验完成以后，在将飞机送给政府之前或当对飞机进行某种改进期间，应将发动机按5.9及5.4.9进行处理。

5.9 发动机在一定的停用期间的处理：

5.9.1 停用一至四十五天：如果明确肯定发动机将在24小时

内停用，但将在45天内工作的话，则应按5.10的规定对发动机进行封存、保持封存以及解除封存。

5.9.2 停用45天到180天：如果在45天内不使用发动机的话，则应按5.11的规定对发动机进行封存，保持封存以及解除封存。

5.9.3 对于在停车期间不能运行的发动机的处理：对于因为种种原因而在停车期间不能运行的发动机来说，应按5.12所示进行封存。

5.10 停用一至四十五天：

5.10.1 封存：在停车开始时，如有关合同中无其他规定，应使用发动机所规定的润滑油，使发动机以大约75%的额定转速运转至少10分钟，以保证发动机内部所有的零件上都涂有润滑油。加力燃烧室应按现有的对发动机的规定进行运行操作。在停车期间，发动机所有孔道的开口都应完全密封起来，以防止水和其他外来杂质进入。

注意：不应将干燥剂放入发动机或加力燃烧室的内部去。

5.10.2 解除封存：封存一至四十五天的发动机不要求进行解除封存。

5.10.3 封存的更新：一至四十五天的封存不必更新。

5.10.4 历史记录表的记载：应将封存的日期，解除封存的日期，封存的类型以及活动的名称等等记载到发动机历史记录表中去。

5.11 停用45到180天：

5.11.1 封存：在停车开始时，应对发动机采取下列各步骤：

5.11.1.1 准备：在停车开始时，如有关合同中无其他规定，应使用发动机所规定的润滑油，使发动机以大约75%的额定转速运转至少10分钟，以保证发动机内部所有的零件上都涂有润滑油。如在有关的合同或定型技术规格中没有规定，一般不应使用防腐油。

5.11.1.2 对压气机喷油：如有关合同或定型技术规格中没有其他规定，当用起动机或辅助运转设备带动压气机转动时，应对其喷射符合M1L-C-6529 规格的防腐油。压气机的转速不应超过起动机转速，而且在起转及转速惯性下降时都应喷射防腐油。在发动机充

分冷却之前不应喷油，以防止自动点火。为防止意外点火，应将火花塞接地或将火花塞导线拆下。喷油时应使用一恰当的喷枪在距压气机进口约18吋处进行。喷枪在喷射时应不断地有规则移动，以使整个压气机内部都喷到油。

5.11.1.3 防冰系统及喷水系统的封存：在进行本规程时，应先将防冰系统及喷水系统放泄干净，再用空气进行管道吹除。然后，用符合P-D-680的溶剂对该系统进行冲洗（该溶剂应按MIL-C-4339的要求，按容积计含有5%的可溶防腐油）。最后，这两个系统应再次放泄并用空气进行管道吹除。

5.11.1.4 燃油系统的封存：进行燃油系统封存规程时，应先将油管从油箱上拆下，并使用辅助油箱及油泵，将符合MIL-O-6081，1010等级或MIL-L-7870的滑油导入燃油系统。燃油系统中一般经常要接触到燃油的所有零件都应涂复这种滑油。

5.11.2 封存期间的维护：如果发动机没有被贮藏在密封的容器中，则停车期间至少每隔60天就应用起动机或一辅助运转设备，带动发动机冷运转2分钟。如果采用起动机，则应遵守起动机使用维护说明手册中所规定的各项极限。燃油系统，燃油防冰系统以及喷水系统不要求在封存期间进行维护。不应活动油门及喷水控制器。压气机系统如果没有被贮藏在密封的容器中，则应至少每隔60天作一次检查。如果发现喷射的防腐油已经干了，则应重新喷射。

5.11.3 解除封存：发动机应按5.4中所述的规程进行解除封存。如果没有特别的指示，则不应解除防冰系统及喷水系统的封存。

5.11.4 封存的更新：以重复进行了5.11中所规定的工艺的方法，将45-180天的封存重新进行封存一次。应按MIL-E-5607所述对结束了第二次封存期的发动机进行封存。如果对贮藏在密封容器中发动机按5.1*进行的检验指出情况良好，则不要求对其重新进行封存的措施。

5.11.5 历史记录表的记载：应将封存的日期，封存期间的维护，解除封存以及活动的名称记载到发动机的历史记录中去。

* 此处应是按“5.2节”原文有误——译校者注。

5.12 在停车期间不能运行的航空燃气涡轮发动机的封存说明:

5.12.1 不能运行的发动机:

5.12.1.1 当发动机轴能转动时:当发动机轴能转动时,应先使发动机冷运转达到的最高转速(至少每分钟300转),以进行封存。当发动机轴转动时,如有关的合同或定型技术规格中没有其他规定,应按5.11.1.1的要求对压气机喷射防腐油。除非实在没有其他带动发动机的设备,一般不用起动机带动发动机运转。如果使用起动机时,不应超过它的各次极限。应按M1L-E-5607所述对发动机的其他零部件及其附件进行封存,包装及运送。

5.12.1.2 当发动机轴不能转动时:当发动机轴不能转动时,应将所有可达的油管或润滑机构的管道拆下,並往轴承内注入大量的一般润滑油。如在有关的合同或定型技术规格中没有规定,一般不应使用防腐油。应按M1L-E-5607所述对发动机的其他零部件进行封存包装及运送。

6. 检验:

6.1 审定:对于须进行封存的发动机作准备的工艺及其在这些工艺规程中使用的所有材料都应受到熟悉的政府检验员的检验。

7. 维护:

7.1 设备及规程的有效性:在任何非政府的活动中处理航空燃气涡轮发动机时所用的设备与规程的有效性都应每隔一必要的时间由熟悉的政府检验员进行检查。

8. 注:

8.1 使用范围:本技术规格被指定用于对航空燃气涡轮发动机的防腐预先润油及地面操作。航空发动机制造厂对航空燃气涡轮发动机原先的准备规程包括在M1L-E-5607中。

8.2 污染:必须密切注意,以防止油类污染。决不可将合成基油类与矿物基油类混合在一起。

8.3 对于有缺陷的项目的检验与安置:如果在进行本技术规格中规定的检验工作时,遇到有缺陷的发动机,包装容器或包装容器与

发动机之间的连接件时，应接着进行使用单位所要求的安装及报告规程。

8.4旁注标记：本技术规格前的旁注标记主要用来指出其对于以前的发行本来说作了何种更改，删减或增补。这样做的目的仅仅为了方便而已，而政府对这些旁注标记中错误并不承担任何责任。不论旁注介释及其与前期技术规格的关系如何，投标者及合同承制商都应注意，认真评定本文件中书面提出的所有内容的各项要求。

文件管理：

准备部门：

陆军—M0

空军—71

海军—Weps

空军—71

设计编号：2840-0015

审查部门：

陆军—EL, MO, SM

海军—Weps

空军—11, 71, 82

使用部门：

陆军—M1

海军—

空军—70

本文件发布日期时的审查/使用者通报可同时通用。为使将来与本文件作的改动相协调，设计方案的发行应以《技术规格》与《标准》的通用《DOD索引》中的通报为基础。

M I L - T - 25920C (美国空军)

1973年6月25日

取 代

M I L - 7 - 25920B (美国空军)

1966年2月10日

军 用 技 术 规 格

航空燃气涡轮推进系统装置的地面和飞行试验

1. 范围

1.1 范围：本技术规格对军用飞机上的涡轮风扇、涡轮喷气、涡轮螺旋桨和涡轮轴推进系统装置确立了地面及飞行试验的要求。同时，本技术规格对推进等系统的状态指示系统及推进装置的航空地面设备也确立了试验要求。

1.2 目的：本文件对各种推进等系统在其安装到飞机上去后，为确保其正常的运行而提供试验规程。

2 有关的文件

2.1 于招标日或投标申请日期有效的下述文件的发行本，在本文规定的范围内，构成本技术规格的一个组成部分：

技术规格

军用规格

M I L - E - 5007 航空涡轮喷气及涡轮风扇发动机的通用技术规格。

- M1L-W-5088 飞机布线的选择与安装
- M1L-T-5522 飞机液压与气动系统的通用试验规程。
- M1L-F-7872 飞机起火和超温连续警报系统的试验和安装。
- M1L-S-8512 航空支座设备设计的通用与专用技术规格。
- M1L-P-8686 燃气涡轮型飞机辅助动力设备的通用技术规格。
- M1L-F-8785 驾驶飞机的飞行质量。
- M1L-A-8871 对飞机的强度和刚度进行的飞行和地面运行试验。
- M1L-A-8892 飞机的强度和刚度，振动。
- M1L-A-8893 飞机的强度和刚度，音响疲劳。
- M1L-E-22285 飞机高速放泄型灭火系统的安装与试验。
- M1L-F-25381 驾驶飞机和导向导弹电气系统飞行试验的一般要求。
- M1L-P-26366 飞机螺旋桨系统的通用技术规格。
- M1L-F-38363 飞机燃油系统的通用技术规格。
- M1L-E-38453 飞机的环境监控、环境保护和发动机放气系统的通用技术规格。
- M1L-I-83294 航空推进系统安装要求的通用技术规格
- 标 准
- 军用标准
- M1L-STD-210, 军用设备的气候极限。
- M1L-STD-831 试验报告的准备。

(供方如因特殊的采购任务而需要上述技术规格，标准，图象和

出版物的付本的话，可向采购单位索取，或根据签订合同官员指示的方式取得）。

2.2 其他的这些出版物：下述文件在本文规定的范围内构成本技术规格的一个组成部分。除另有规定外，在招标日或投标申请日有效的发行本仍将适用。

D D C 文件 AD401813 美国标准大气，1962

B D N 报告第 2202 号， 飞机噪音的探测及计算噪音分布的性能数据的测量和分析试验计划。

（上述文件的付本可向“防务文件提供中心”函索。地址是：

弗吉尼亚州，22314，亚历山大，喀麦伦研究站。

D D C Cameron Station Alexandria Virginia
22314)

2.3 文件的优先使用问题：当上面所述的参考文件与本技术规格的内容发生冲突时，应优先考虑执行本技术规格的要求。

3. 要求

3.1 一般要求：应按本技术规格的指定进行试验，以确定安装的推进系统的地面和飞行的功能、运行、结构和性能特性是符合武器系统的要求的。这些试验应在指定的每个新型号的试验机上进行。

3.1.1 构型的变化：当推进系统的元件或装置特性在生产飞机中发生了变化，以致需要进行再试验，则再试验应在改为新构型的第一台产品上进行。当在生产型号上对发动物构型作了变动以后，应该对这些变化给试验结果的影响进行再检查，并进行必要的试验，以确保发动机与飞机之间良好的配合性。

3.1.2 同时进行的试验：应尽可能多地同时进行推进等系统

要求的飞行试验，以确保最有效地利用飞行试验的时间

3.1.3 对规定的试验的偏差：对于本技术规格规定的试验的偏差和变动应经采购单位审定。

3.1.4 需进行试验的系统和特定区域：规定的试验与下列各推进特性、系统和特定区域有关：

- | | |
|---|-----------|
| a . 起动系统 | 4.4.1. |
| b . 推进系统监控 | 4.4.2. |
| (1) 推力杆监控 | 4-4.2.4.1 |
| (2) 飞机涡轮风扇/涡轮喷气式发动机的监控 | 4-4.2.4.2 |
| (3) 涡轮螺旋桨飞机的螺旋桨和发动机监控 | 4-4.2.4.3 |
| (4) 直升飞机、涵道风扇、倾斜转子和定向
滑流飞机的转子/风扇和发动机监控 | 4-4.2.4.4 |
| (5) 混合式与复合式飞机的监控系统 | 4.4.2.4.5 |
| c . 防火 | 4.4.3. |
| d . 放泄 | 4.4.4. |
| e . 冷却与通风 | 4.4.5 |
| f . 发动机排气、风扇涵道、反推力装置和
推力矢量控制系统 | 4.4.6 |
| g . 发动机进气系统 | 4.4.7 |
| h . 管道与线路的安装 | 4.4.8 |
| i . 发动机的装配组合——安装与可维护性 | 4.4.9 |
| j . 可达性 | 4.4.10 |
| k . 放气系统 | 4.4.11 |
| l . 润滑系统 | 4.4.12 |
| m . 飞机机体燃油系统 | 4.4.13 |

n .	推进系统的状态指示系统（发动机分析仪）	4.4.14
o .	附件动力系统	4.4.15
P .	航空地面设备	4.4.16
g .	对安装发动机的飞机机体结构进行试验	4.4.17
r .	振动应力的测定	4.4.18
S .	红外线特征的测定	4.4.19
t .	噪音的测定	4.4.20

3.15 试验的完成：当试验的数据和分析表明该装置符合了所有的要求，在整个飞机的运行包线中设备的运行极限没有被超出；运行特性是稳定的，有响应的，各系统间显示出良好的协调性；性能数据是令人满意的，并没有显示出反常的恶化的额定值；并且，各结构件的试验数据及对其作了检验后没有发现故障、即将发生故障或过度磨损的迹象，这时才可认为对推进系统装置进行的试验完成了。

3.2 飞行前的试验要求：应在飞行运行的先决条件（即：分析，模型试验，模拟装置和风洞试验，仪器的安装和校准，检验，地面试车，编制飞行计划和规程）都完成以后方可开始进行推进系统的飞行试验。应在飞行试验开始之前取得采购单位的同意。

3.2.1 初次的飞行证明：在飞行前应按采购单位所指定的进行一次检验，以确定该推进系统的适航性。一般来说，这是飞机的“初次的飞行证明”的一个组成部分。应按采购单位的特定说明来确定是否许可飞行。

3.3 试验计划和报告（见6.2节）

3.3.1 推进系统试验计划：合同承制厂必须准备一份其必须遵守的，包括了所有的试验和规程的、完整的地面与飞行试验计划，以验证该推进系统装置符合武器系统的所有要求。这些计划中也应规定经采购单位审定过的运行说明。计划也应进一步包括按3.4.2所述的有关仪器仪表的条文及计划。在飞行试验开始之前，地面与飞行试验计划都应经采购单位审定。在提交采购单位作审定前，应先将飞