

隐蔽式安装布局涡轴发动机安装损失的飞行试验

张浩,汪涛,李延希
(中国飞行试验研究院,西安 710089)

摘要:为确定轻小型直升机飞行性能评估所需的发动机安装性能损失,对隐蔽式安装布局的涡轴发动机进行了不同直升机飞行姿态的飞行试验。基于试飞数据建立了一套真实飞行条件下涡轴发动机安装损失的计算流程,对比分析了在不同高度和速度下稳定平飞、有/无地效悬停、有/无地效悬停回转、不同高度爬升、不同高度下滑、盘旋、侧后飞等飞行姿态对涡轴发动机安装损失的影响。结果表明:隐蔽式安装布局的涡轴发动机安装损失主要来自进气温升,不同飞行姿态下功率损失为 4.3%~20.7%,耗油率相对增量为 1.2%~132.7%;功率损失随飞行高度的变化规律不明显,随飞行速度的增大而减小;耗油率相对增量随飞行高度和飞行速度的增大而减小;在近地面的低速飞行姿态下安装损失最小,且受地效影响较小;风速和风向对安装损失的影响较大。

关键词:安装损失;涡轴发动机;飞行姿态;隐蔽式安装布局;飞行试验

中图分类号:V231

文献标识码:A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.024

Research on Installation Loss of Turboshaft Engine with Covert Installation Layout

ZHANG Hao, WANG Tao, LI Yan-xi

(Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: To determine the installation performance loss of turboshaft engines required for the flight performance evaluation of light and small helicopters, flight tests were conducted on turboshaft engine with covert installation layout under different helicopter flight attitudes. Based on test flight data, a set of calculation processes of turboshaft engine installation loss under real flight conditions was established. The effects of flight attitudes such as stable level flight at different altitudes and speeds, IGE/OGE hover, IGE/OGE hover rotation, different altitude climb, different altitude glide, circling, and side backward flight on the installation loss of turboshaft engine were compared and analyzed. The results show that the installation loss of turboshaft engine with covert installation layout mainly comes from the inlet temperature rise; the power loss under different flight attitudes is 4.3%~20.7%, and the relative increment of specific fuel consumption is 1.2%~132.7%; the power loss does not change obviously with the flight altitude, but decreases with the increase of flight speed; the relative increment of specific flue consumption decreases with the increase of flight altitude and speed; the installation loss is minimized in low-speed flight attitude near the ground, and it is less affected by ground effects; wind speed and direction have a significant impact on installation losses.

Key words: installation loss; turboshaft engine; flight attitude; covert installation layout; flight test

0 引言

一般来说,涡轴发动机型号说明书上所给出的功率是台架试车功率,而发动机在直升机上真实装机使用以后,处于直升机诱导的上下游气动环境中,由于进排气条件的变化会产生一部分装机性能损失,使发动机输出功率低于相同环境条件下的台架功率^[1-2]。发动机安装损失直接关系到直升机和发动机的性能

匹配^[3-5],是飞发一体化设计的重要研究方向^[6]。然而在以往的军用直升机飞行试验中,发动机安装损失评估工作不受重视,通常采用直升机设计方给定的固定安装损失粗略地预估发动机使用状态性能,用于直升机性能试飞试验点设计^[7]。在真实飞行试验中,直升机/发动机构型、引气及功率提取、地面效应、大气条件变化等多种因素均会使发动机安装损失的数值产生变化。若是忽略这些影响因素,采用固定安装损失

收稿日期:2022-07-27 基金项目:航空动力基础科研项目资助

作者简介:张浩(1992),男,硕士,工程师。

引用格式:张浩,汪涛,李延希.隐蔽式安装布局涡轴发动机安装损失的飞行试验[J].航空发动机,2024,50(2):170-174.ZHANG Hao,WANG Tao,LI Yanxi.Research on installation loss of turboshaft engine with covert installation layout[J].Aeroengine,2024,50(2):170-174.

预测试飞试验点,就会与真实飞行结果存在较大偏差,给飞行试验的实施带来不便。另外,通过涡轴发动机使用状态性能试验结果去计算评估非安装性能,准确性也难以保证。

国外关于涡轴发动机安装损失的评估工作主要依据1998年的SAE-ARP-1702A标准^[8],推荐的做法是应用发动机性能模型来预测发动机在台架状态和飞行状态下的性能,通过比较来计算安装损失。在EH101直升机试飞过程中,Jones^[9]采用了RTM322涡轴发动机高精度计算模型来评估安装损失;徐朝梁^[10]和Casavant^[11]在确定AC313直升机的PT6B-67A发动机可用功率时,采用了加拿大普惠公司提供的发动机计算程序(EAPP)进行计算。但目前中国大多数涡轴发动机不具备相当精度的性能计算模型,直接采用该方法可能引入较大的计算误差,不能满足工程应用的需求。徐威阳^[12]采用数值模拟的方法研究了典型飞行姿态下的涡轴发动机安装气动性能,简要说明了飞行姿态对安装性能的影响。

安装损失与直升机动力系统的进排气设计息息相关,对于小型直升机或轻型直升机来说,结构较为紧凑,为了减轻质量,发动机多采用隐蔽式安装布局^[13],发动机和主减速器共用滑油散热器,相对复杂的进气情况也随之产生了较大的安装损失。本文以涡轴发动机配装轻型直升机的安装损失试飞为算例,建立真实飞行状态下的涡轴发动机安装性能损失计算流程,针对直升机隐蔽式安装的涡轴发动机在各种飞行条件下的安装性能损失进行探索研究,以期为直升机与其发动机性能匹配设计提供借鉴。

1 研究对象

所研究的涡轴发动机由单级离心压气机、单级燃气涡轮、环形回流燃烧室和单级动力涡轮等组成,采用全权限数字式电子控制系统,最大工作高度为6000 m,最大来流 $Ma=0.4$ 。试飞载机为5座型单发轻型直升机,最大飞行质量为1.7 t,结构形式为单旋翼带涵道式尾桨,配备滑橇式起落架,机体为金属结构,发动机安装布局为完全隐蔽式安装。

被试发动机采用径向进气方式,试飞载机在发动机进气口前、后安装边上安装进气兜包绕进气口,进气兜侧向开口,呈矩形。由于离心压气机转速高,单级压比高,且进气兜的矩形进口距离进气防护网较

近,因此发动机进口气流不均匀。发动机在试飞载机上安装之后形成了复杂的进气条件,气流从直升机动力舱前端进气,绕过主减舱和设备舱后,进入发动机进气兜,进气路径上相关各部件结构紧凑且形状不规则,没有平直段,没有稳定流动区域。此外,发动机与直升机主减速器共用的滑油散热器位于主减舱,起动发电机的排气也位于主减舱,这些因素造成了较大的进气温升。复杂的进气情况导致发动机进口处的流场条件与大气条件差异较大,因此进气压力损失和进气温升引起的安装损失较为严重。

2 研究方法

在发动机进气兜的矩形进口处加装进气总温总压复合测头,用于测取发动机进气总温和进气总压。选取试飞载机的有/无地效悬停、有/无地效悬停回转、爬升、稳定平飞、下滑、盘旋、侧后飞等飞行姿态,针对发动机安装损失进行计算分析。

真实飞行试验在非标天条件下进行,而台架试验只开展了地面3种温度条件的试验,以台架性能试验结果外插换算空中非标天的性能参数会引入较大误差。因此,本文假设不同飞行姿态条件下发动机进口截面流场变化较小,可以使用复合测头所测温度、压力代替台架进口条件,通过进气总温升高和进气总压损失来评估发动机的安装损失。本文采用同转速条件下相比较获取安装损失的计算方法,具体的研究思路如下。

(1)以发动机进口截面总温 T_1^* 、总压 P_1^* 为基准,参考国军标^[14-15]推荐的相似换算方法,建立涡轴发动机非装机状态下的稳态性能计算方法。

$$P_{sh,0} = f_1(T_1^*, P_1^*, N_g) \quad (1)$$

$$S_{fc,0} = f_2(T_1^*, P_1^*, N_g) \quad (2)$$

(2)挑选典型的直升机飞行姿态试飞数据,计算使用状态的功率 P_{sh} 和耗油率 S_{fc} ,并记录大气总温 T_0^* 、大气总压 P_0^* 和燃气发生器转速 N_g 。

(3)以真实飞行的大气总温 T_0^* 和大气总压 P_0^* 替换发动机进口截面参数,代入(1)所建立的稳态性能计算方法中,计算飞行大气条件下的非安装性能。

$$P_{sh,0} = f_1(T_0^*, P_0^*, N_g) \quad (3)$$

$$S_{fc,0} = f_2(T_0^*, P_0^*, N_g) \quad (4)$$

(4)将(2)和(3)计算出来的真实飞行性能和非装机性能进行比较,得到 (T_0^*, P_0^*, N_g) 条件下的功率损失

和耗油率相对增量。

$$\tilde{P}_{sh} = \frac{P_{sh,0} - P_{sh}}{P_{sh,0}} \times 100\% \quad (5)$$

$$\tilde{S}_{fc} = \frac{S_{fc} - S_{fc,0}}{S_{fc,0}} \times 100\% \quad (6)$$

(5)为进一步探讨发动机安装损失来源,计算(2)中各典型飞行姿态的进气总温升高值和进气总压恢复系数,与安装损失数值开展对比分析,总结规律。

$$\Delta T_1 = T_1^* - T_0^* \quad (7)$$

$$\delta = \frac{P_1^*}{P_0^*} \times 100\% \quad (8)$$

3 计算结果

3.1 稳定平飞

选取试飞载机在高度为1000~6000 m不同速度点的稳定平飞数据进行安装损失计算,将计算结果整理为进气总温升高值、进气总压恢复系数、功率损失和耗油率相对增量随飞行速度变化的曲线,如图1所示。

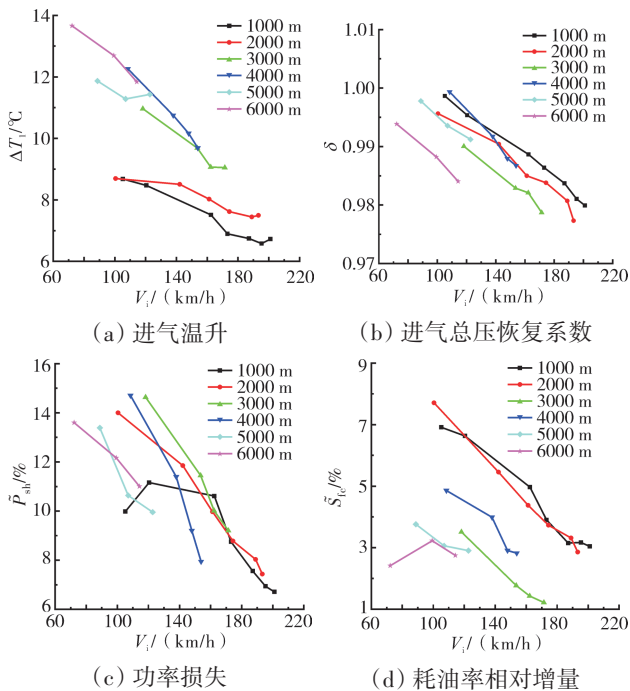


图1 稳定平飞时发动机参数随飞行速度的变化

总结试验结果可以得出以下规律。

(1)进气温升随高度上升而增大,随飞行速度增大而减小。

(2)进气总压恢复系数随高度上升的变化规律不明显,随飞行速度增大而减小。

(3)功率损失随高度上升的变化规律不明显,随

飞行速度增大而减小。

(4)耗油率相对增量随高度上升而减小,随飞行速度增大而减小。

下面结合发动机及直升机的结构和气动设计特点,进一步分析上述规律产生的原因。

发动机进气温度升高主要来源于主减舱内滑油散热器对主减滑油和发动机滑油的冷却作用。试验表明,随着气压高度的升高,外界环境温度逐渐降低(每升高1000 m降低约6.5 °C),而主减速器和发动机的滑油温度变化不大。主减速器滑油和发动机滑油的物理性质类似,以发动机滑油系统为例进行说明。被试发动机滑油系统的基本工作原理为,通过滑油泵将滑油从滑油箱中抽出,并为滑油增压,高压滑油在发动机内部进行冷却和润滑,然后在回油管路上通过空气滑油散热器后返回滑油箱。发动机滑油进口处设有1个温度/压力复合传感器,试验时又在滑油散热器进口加装了滑油温度传感器,2个传感器分别测量了冷却后的滑油箱内滑油温度和滑油散热器前滑油温度。在发动机正常工作时,压力温度复合传感器所测的发动机进口滑油温度约为70 °C,位于直升机主减平台的滑油散热器进口滑油温度为84~95 °C,外界气流经过滑油散热风扇时会产生温升。随着气压高度的升高,外界气流与滑油散热器进口滑油温度的温差逐渐增大,导致进气温升逐渐增大。

另外,直升机飞行速度较低时,受到旋翼下洗流的影响,发动机进口总压可能会高于大气总压,使得总压恢复系数大于1。随着飞行速度增大,旋翼下洗流的影响逐渐减弱,大气总压逐渐提高;而试飞载机的发动机进口处于动力舱内部,经过动力舱内较长进气路径的整流,使得发动机进口截面流场受到外界环境影响较小,总压变化不大。根据进气总压恢复系数的计算公式,即可说明进气总压恢复系数随飞行速度增大而减小。

3.2 其他飞行姿态

选取试飞载机的有/无地效悬停、有/无地效悬停回转、爬升、下滑、盘旋、侧后飞等飞行姿态,针对发动机安装损失进行计算分析。

由稳定平飞姿态下的计算结果可知,气压高度对发动机安装损失的影响较大,因此在比较不同飞行姿态的安装损失时,尽量选取相同或相近高度下的不同飞行姿态。近地面不同飞行姿态下的安装损失计算

结果见表 1,包括有/无地效悬停、有/无地效悬停回
转、小速度前飞/后飞/左侧飞/右侧飞;高空中不同飞
行姿态下的安装损失计算结果见表 2,包括爬升、下

滑和稳定盘旋。直升机爬升和下滑过程中安装损失
的时间历程曲线如图 2 所示。

表 1 近地面飞行时的安装损失试验结果

序号	飞行姿态	H_w/m	$V_g/(m/s)$	$T_{ht}/^{\circ}C$	$N_g/\%$	$P_{sh}/\%$	$S_{fc}/(kg/(kW \cdot h))$	$\Delta T_1/^{\circ}C$	$\delta/\%$	$\bar{P}_{sh}/\%$	$S_{fc}/\%$
1	有地效悬停	7.2		29.0	98.4	90.1	0.373	4.0	100.2	4.3	2.1
2	有地效右悬停回转	6.6		29.1	98.0	87.6	0.377	3.9	100.3	4.3	2.2
3	有地效左悬停回转	6.8		29.1	98.0	87.2	0.377	4.0	100.4	4.5	2.2
4	无地效悬停	19.3		28.8	98.0	86.2	0.378	5.0	100.2	5.7	2.5
5	无地效右悬停回转	18.2		28.6	98.5	90.8	0.371	4.9	100.2	4.4	2.1
6	无地效左悬停回转	16.2		28.6	98.1	87.8	0.376	4.7	100.2	4.8	2.3
7	前飞	17.4	5.7	28.1	97.7	83.2	0.387	7.1	100.3	8.1	4.7
8	左侧飞	19.4	5.8	28.6	98.2	86.7	0.380	5.8	100.2	6.4	3.5
9	右侧飞	17.5	5.5	28.6	97.9	82.5	0.386	6.0	100.2	9.2	4.6
10	后飞	15.2	4.2	28.5	98.3	88.6	0.376	5.6	100.1	5.9	2.9

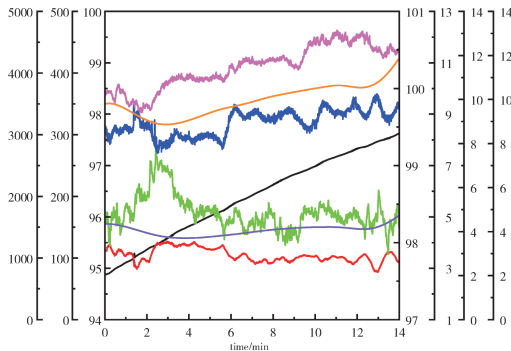
表 2 高空飞行时的安装损失试验结果

序号	飞行姿态	H_p/m	$V_p/(km/h)$	$T_{ht}/^{\circ}C$	$N_g/\%$	$P_{sh}/\%$	$S_{fc}/(kg/(kW \cdot h))$	$\Delta T_1/^{\circ}C$	$\delta/\%$	$\bar{P}_{sh}/\%$	$S_{fc}/\%$
1		1000	98.1	3.6	93.1	68.2	0.395	8.1	98.8	12.3	5.0
2		2000	100.8	3.5	94.3	67.0	0.379	9.0	98.7	11.3	4.0
3	爬升	3000	95.4	-2.8	94.5	63.1	0.369	10.0	98.8	13.2	4.4
4		4000	99.9	-9.1	96.2	67.4	0.347	12.9	98.6	11.8	3.0
5		5000	89.1	-16.7	97.1	66.9	0.335	13.3	98.9	11.9	2.1
6		6000	82.1	-23.1	98.7	67.5	0.326	14.1	98.6	12.2	3.1
7		2000	119.3	3.6	79.4	11.1	1.093	4.4	98.9	9.7	88.7
8	下滑	3000	115.2	-3.3	80.4	12.2	0.926	5.7	99.0	12.3	132.7
9		4000	112.2	-9.5	77.3	7.3	1.040	6.9	99.2	20.7	73.2
10	右盘旋	3056	152.5	8.2	96.3	65.9	0.369	9.0	98.8	10.2	4.2
11	左盘旋	3054	145.2	8.2	95.6	62.6	0.374	8.8	98.9	10.5	4.1

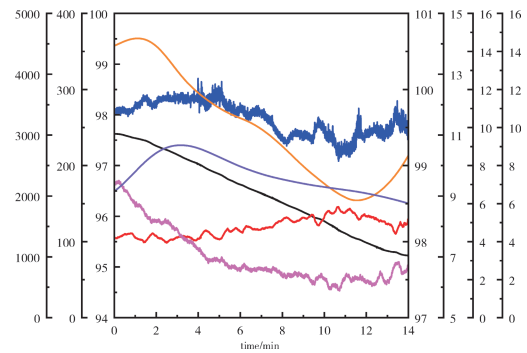
根据试验结果,可以总结得出以下规律。

(1)在近地低速飞行姿态下,进气温升较小,进气
总压恢复系数大于 1,安装功率损失和耗油率相对增
量比高空高速飞行姿态的小。

(2)隐蔽式安装布局条件下,发动机进气流场受
到地效的扰动影响较弱,有/无地效悬停、悬停回转的
安装损失基本一致。



(a) 爬升时



(b) 下滑时

图 2 直升机爬升和下滑时安装损失时间历程曲线

(3)在小速度近地机动时,右侧飞的安装损失最
大,接下来的顺序分别是前飞、左侧飞、后飞。说明在
直升机不同的飞行姿态下,相对来流方向不同,发动
机所处的流场环境不同,使安装损失不同,右侧飞时
更容易达到发动机状态限制,使右侧飞边界性能相对
其他方向的较差。

(4)近地试飞科目考核目的是评估直升机的抗侧风能力,因此可推测该型直升机的抗右侧风能力较差。

(5)不同高度的爬升、下滑,飞行速度基本一致,主要差异在于进气温升不同,因此与稳定平飞时的规律基本相似,在相同发动机功率状态下,随着高度的上升,功率损失逐步增大,耗油率相对增量基本不变。

(6)由于直升机在爬升时,发动机多处于大功率状态,而下滑时发动机多处于小功率状态,因此应多关注爬升时的安装损失,以开展更好的爬升性能设计。

(7)在相同高度下,左盘旋和右盘旋的安装性能损失基本一致。

4 结论

(1)隐蔽式安装的涡轴发动机安装损失主要来自于进气温升;在同一飞行姿态下,进气温升随高度上升而增大,随飞行速度增大而减小;进气总压恢复系数随高度上升的变化规律不明显,随飞行速度增大而减小;功率损失随高度上升的变化规律不明显,随飞行速度增大而减小;耗油率相对增量随高度上升而减小,随飞行速度增大而减小。

(2)在高度和速度相同的条件下,悬停、悬停回转的安装损失基本一致,不同方向盘旋的安装损失基本一致。

(3)在近地面的低速飞行姿态下,隐蔽式安装的涡轴发动机安装损失比其他飞行姿态的小。

(4)风速风向对直升机的安装损失影响较大,安装损失影响着直升机不同方向的抗侧风能力。

参考文献:

- [1]《航空发动机设计手册》总编委会.航空发动机设计手册:第6册—涡桨涡轴发动机总体[M].北京:航空工业出版社,2001:84.
General Editorial Board of Aeroengine Design Manual. Aeroengine design manual: volume 6—turboprop and turboshaft engine general[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001: 84. (in Chinese)
- [2] Prouty R W. Helicopter performance, stability, and control[M]. Florida: Krieger Publishing Company, 1986: 276–278.
- [3] SAE. The effect of installation power losses on the overall performance of a helicopter: SAE AIR 5642[S]. United States: SAE Technical Standards Board, 2005: 4–14.
- [4] 交通运输部. 运输类旋翼航空器适航规定: CCAR-29[S]. 北京: 交通运输部, 2017: 48–59.
Ministry of Transport. Airworthiness regulations for transport rotorcraft: CCAR-29[S]. Beijing: Ministry of Transport, 2017: 48–59. (in Chinese)
- [5] 杨志强, 周灵玲, 马阔. 直升机涡轴发动机安装损失特性研究[J]. 中国战略新兴产业, 2018(24): 172.
YANG Zhiqiang, ZHOU Lingling, MA Kuo. Study on installation loss of helicopter turboshaft engine[J]. China Strategic Emerging Industry, 2018 (24): 172. (in Chinese)
- [6] 梁彩云, 谢业平, 李泳凡, 等. 飞/发性能一体化技术在航空发动机设计中的应用[J]. 航空发动机, 2015, 41(3): 1–5.
LIANG Caiyun, XIE Yeping, LI Yongfan, et al. Application of integrated aircraft/engine technology in aeroengine designing[J]. Aeroengine, 2015, 41(3): 1–5. (in Chinese)
- [7] 沈雳, 于琦, 郑甲宏. 直升机发动机装机功率损失试飞研究[J]. 航空科学技术, 2015, 26(3): 39–43.
SHEN Li, YU Qi, ZHENG Jiahong. Flight test study on the engines power loss of helicopter[J]. Aeronautical Science and Technology, 2015, 26(3): 39–43. (in Chinese)
- [8] SAE Technical Standards Board. Defining and measuring factors affecting helicopter turbine power available: SAE ARP 1702A[S]. United States: SAE Technical Standards Board, 1998: 1–14.
- [9] Jones M J, Morgan S G. Evaluation of the installed performance of the RTM322 in EH101[R]. AIAA-94-2673.
- [10] 徐朝梁. AC313直升机符合性验证方法[M]. 北京: 航空工业出版社, 2019: 14–38.
XU Chaoliang. Means of compliance of AC313 helicopter[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2019: 14–38. (in Chinese)
- [11] Casavant F. Installation losses flight testing for the change AC313 helicopter with standard intake[R]. Longueuil: Pratt and Whitney Canada Corp, 2012.
- [12] 徐威阳. 直升机涡轴发动机一体化安装气动性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
XU Weiyang. Study of integrated installation aerodynamic characteristics of helicopter turboshaft engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [13]《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册: 第19册—直升机设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005: 837–838.
General Editorial Board of Aircraft Design Manual. Aircraft design manual: volume 19, helicopter design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2005: 837–838. (in Chinese)
- [14] 国防科学技术工业委员会. 航空燃气涡轮动力装置飞行试验要求: GJB 243-2004[S]. 北京: 国防科学技术工业委员会, 2004: 25–39.
Commission of Science, Technology and Industry for National Defense. The flight test requirements for aircraft gas turbine powerplant: GJB 243-2004[S]. Beijing: Commission of Science, Technology and Industry for National Defense, 2004: 25–39. (in Chinese)
- [15] 国防科学技术工业委员会. 直升机动力装置飞行试验要求: GJB 5883-2006[S]. 北京: 国防科学技术工业委员会, 2006: 14–20.
Commission of Science, Technology and Industry for National Defense. The flight test requirement for helicopter powerplant: GJB 5883-2006 [S]. Beijing: Commission of Science, Technology and Industry for National Defense, 2006: 14–20. (in Chinese)

(编辑: 刘 静)