

文章编号: 100028055(2010) 012001205

某发动机滑油散热系统改进

陈维建, 张大林, 孟繁鑫
(南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

摘 要: 针对某型飞机发动机地面出现滑油超温的问题, 提出了其滑油散热系统的改进方案. 采用试验模拟的方法分别研究了引射系统的混合室横截面积、混合室长度、扩压段及引射器喷嘴形式对引射系统性能的影响. 结果表明, 采用以较小横截面积增加混合室长度、加装扩压段和采用超声速喷嘴的组合改进方案, 可以极大地提高引射系统的引射能力, 改进后的滑油散热系统经试验和装机验证能够满足发动机的滑油散热要求.

关 键 词: 多喷嘴引射器; 滑油散热系统; 滑油; 传热

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Improvement of an engine lubricating oil heat diffusion system

CHEN Weijian, ZHANG Dalin, MENG Fanxin

(College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Improvement scheme of an engine lubricating oil heat diffusion system was provided to solve oil overtemperature problem on the ground. Impacts of mixing cavity area, length, diffuser and nozzle type in original ejector system on ejector performance were investigated experimentally. The results indicate that the combination of small cross section area, long mixing cavity, diffuser and supersonic nozzles can considerably improve the ejector system performance. The test and installation validation prove that the improved lubricating oil heat diffusion system can meet the engine heat requirement.

Key words: multinozzle ejector; lubricating oil heat diffusion system; lubricating oil; heat transfer

飞机发动机滑油系统的作用是润滑发动机轴承、齿轮等机件, 减少磨损, 防止表面腐蚀和硬化; 同时带走由于摩擦和高温部件传热产生的热量以及结合面间的杂物. 当滑油工作温度超过最大允许值时, 其氧化作用会急剧增强, 理化性质发生变化(黏度增大, 酸值提高等), 严重时会产生焦化现象, 在零件结合面析出沥青沉淀物, 堵塞运动机件, 使发动机的修理维护工作变得复杂而昂贵^[1].

1 问题提出及解决方案

本文研究的问题是某型飞机换装发动机后沿用原有的滑油散热系统(如图 1 所示), 大气温度 20℃ 左右, 地面试车时出现了发动机滑油超温现象. 其具体表现是, 在当试车油门角度大于某一值时, 滑油温度超过规定的最大值, 造成发动机不能进行地面正常开车; 在一定飞行高度飞行时, 滑油散热系统能够正常工作. 通过对有关测试结果分析, 引起地面发动机滑油超温的主要原因有: 1 新

收稿日期: 20090203; 修订日期: 20090626

作者简介: 陈维建(1979-), 男, 山东新泰人, 讲师, 博士, 主要研究方向为飞机结冰、防/除冰, 强化换热, 飞行器环境控制.

E2mail: wjchieng@gmail.com

发动机提高功率后, 滑油系统的散热量增大, 沿用原滑油散热系统已经不能满足其地面散热要求; ° 新发动机所装螺旋桨在小功率状态下螺旋桨桨后气流流速比发动机螺旋桨桨后的气流流速小, 导致滑油散热系统冷风道冲压空气压头降低, 使得进入滑油散热器冷边的空气流量下降, 从而导致滑油散热系统地面状态换热条件恶化. 在两者共同作用下, 出现了滑油地面状态超温问题.

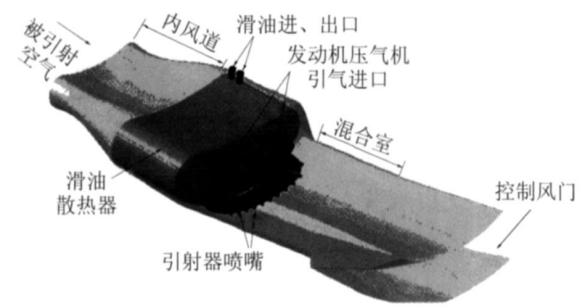


图 1 滑油散热系统示意图
Fig. 1 Schematic lubricating oil heat diffusion system

针对以上原因, 解决方案有: ° 重新设计滑油散热系统中的滑油散热器: 增大散热器的迎风面来减小冷边流阻, 以提高散热器的冷边空气流量, 同时加大散热器的换热面积, 来提高换热器的散热能力; ° 改进原引射系统, 加大其引射能力来提高地面工况下冷风道内冷却空气流量, 增加散热

系统的散热能力. 增大滑油散热器的迎风面积可以解决系统地面散热不足的问题, 但也可能导致高空飞行时造成滑油过冷, 同时还增加了飞机的飞行阻力. 而改进引射系统增加地面状态滑油散热系统冷边流量, 同样可以达到目的, 而且不会对散热系统在高空的使用产生影响. 本文采用试验研究的方法对原有的引射系统进行改进, 改进原则是尽量不改变原滑油散热系统的外形结构.

2 试验系统

本文对滑油散热系统的地面工作状态进行了试验模拟, 所建试验台的原理图如图 2 所示. 试验台主要包括: 飞机滑油模拟系统、发动机压气机引气模拟系统、试验段和测控系统 4 个部分.

2.1 飞机滑油模拟系统

滑油模拟系统主要用来模拟发动机滑油系统进入滑油散热器的压力和温度. 如图 2 上部所示, 滑油模拟系统由储油罐、滑油泵、电加热器及旁通管路等组成, 具有系统出口温度和流量自动调节功能. 其工作原理是: 油泵开启后滑油从储油罐中输出, 过滤杂质后流过流量控制阀, 滑油流量控制系统根据设定的流量与串连在系统中的涡轮流量计测得的流量相比, 改变控制阀的开度, 把多余的滑油从旁通回流到储油罐; 流量调节好的滑油流入温度控制阀, 根据设定的滑油散热器进口温度与热电偶测得的实际温度相比, 由温度控制阀调

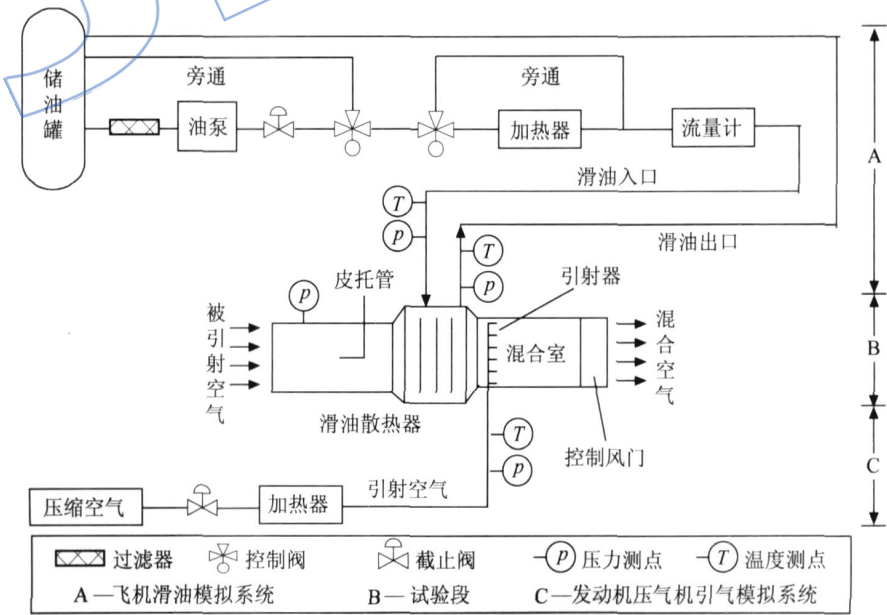


图 2 滑油散热系统试验原理图
Fig. 2 Principle graph of lubricating oil heat diffusion system experiment

节进入电加热器的滑油流量,从而快速的得到需要的滑油温度;流量和温度调节好的滑油进入滑油散热器,冷却后经回油管路流回储油罐,进行再循环.流量控制阀和温度控制阀由 NI(National Instruments)测控系统采用 PID(proportion inte2gration differentiation)方法控制.

2.1.2 发动机压气机引气模拟系统

发动机压气机引射模拟系统如图 2 下部分所示,主要包括流量调节阀和电炉加热系统.通过流量调节阀控制引射器入口压力,电炉温控系统自动控制引射器入口温度,从而模拟发动机不同功率状态下的引气温度和压力.

2.1.3 试验段

试验段即飞机滑油散热系统,结构见图 1.其工作原理是发动机螺旋桨后冲压气流进入冷风道后,形成滑油散热器冷边冷却空气,带走滑油的热量来冷却滑油.地面状态下当滑油散热器出口滑油温度较高时,打开引射器增加冷风道内的冷却空气流量,以提高滑油散热器的散热能力;空中飞行时,冲压空气温度较低,为了防止滑油散热器出口滑油温度过低,通过调节冷风道出口控制风门的开度,减少冷风道内冷却空气流量,来控制滑油散热器出口滑油温度.本文的试验段是装机件,试验时根据研究内容对其进行相应的改进.冷风道内空气流量采用在冷风道进口安装标准皮托管来测量.

2.1.4 测量系统

本文采用基于 Labview 软件和 SCXI 数据采集设备的虚拟测试系统.测点参数由传感器测量,经信号变送后被 SCXI 调理放大,最后传至上位机显示并记录.试验段压力由 PT X7517 压力传感器测量,其精度为 $\pm 5\%$;温度由 T 型热电偶测量,精度 $\pm 0.5^\circ\text{C}$;滑油流量由涡轮流量计测量,精度为 1%.皮托管的动静压差由精度为 $\pm 5\%$ 的压差传感器测量.

3 试验结果及分析

图 3 是原引射系统外形图,图中上方导管是发动机压气机引气管路,将引出的高温高压空气导入引射器,下方是控制风门.从图中可以看出原引射系统的混合室长度很短,文献[225]的研究结果表明对该混合室的结构进行改进可以提高引射系统的引射比.结合系统改进原则,本文主要针对原有引射系统的混合段长径比、引射器喷嘴及出

口扩压器进行了改动试验,研究了混合室长度、截面积、喷嘴及扩压段对引射性能的影响,最后对改进前后散热系统的散热能力进行了对比测试.

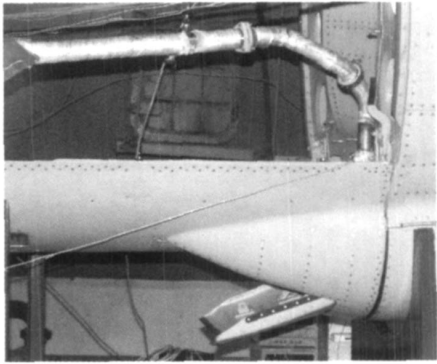


图 3 原引射系统外形图

Fig 3 Outline picture of original ejector system

3.1.1 混合室面积对引射系统性能的影响

图 4 和图 5 是试验中以大、小两种横截面而后加长混合室的结构图.图 6 是原引射系统和两种混合室加长结构,在相同发动机功率状态下引射器工作时,冷风道内相同位置测量的被引射空气流速对比图.由图可知:1° 相对原引射系统混合室加长后,冷风道内的被引射空气流量加大;2° 大横截面混合室相对小横截面混合室而言引射性能差.主要原因是对于固定的引射器而言,引射系统混合室的长径比存在一个最佳值使引射系统的引射比达到最大,原引射系统的混合室太短,加长混合室后,混合室的长径比相对原混合室变大,有利于主引射流与被引射流的掺混,能够提高引射比;大横截面混合室的长径比小于小截面混合室,同时从图 4 和图 5 中可以看出大横截面混合室的相对引射器位置偏下,引射空气与被引射空气混合不够充分,泵抽能力较差.虽然大横截面混合室的结构对发房的气动影响较小,考虑到发房长度的限制和引射性能,在系统改进中还是采用了小截面混合室.

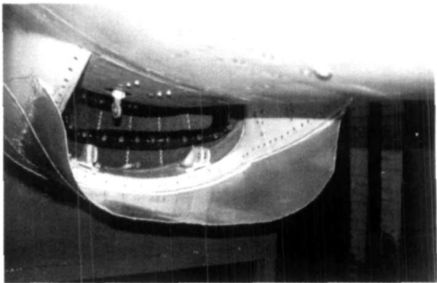


图 4 大横截面

Fig 4 Large cross section

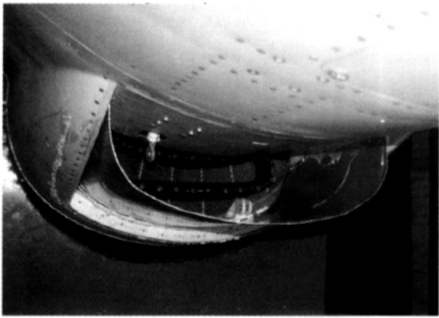


图 5 小横截面
Fig. 5 Small cross section

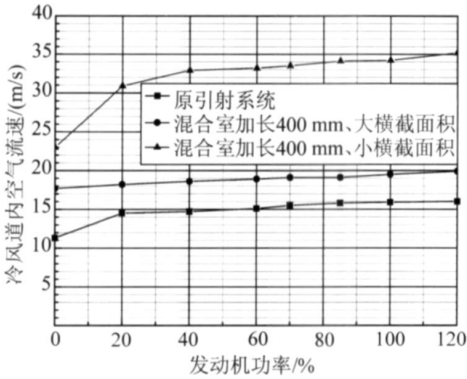


图 6 混合室面积对引射系统性能的影响
Fig. 6 Impact of mixing cavity area on ejector system

31.2 混合室长度对引射系统性能的影响

加大原系统混合室的长径比可以得到较大的引射比, 为了得到混合室的最佳结构, 在对混合室横截面研究的基础上, 对相同截面的不同混合室长度进行了对比试验, 图 7 是混合室分别被加长 400, 600 mm 和 800 mm 三种结构, 被引射空气在冷风道内流速随发动机额定功率的变化情况. 从图 7 中可以看出, 相对原来的引射系统, 加长混

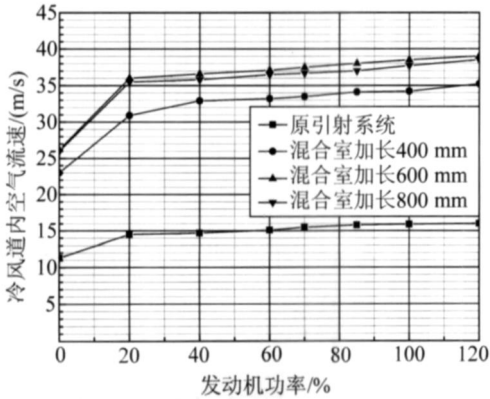


图 7 混合室长度对引射系统性能的影响
Fig. 7 Impact of mixing cavity length on ejector system

合室后被引射空气的流速增加较多. 但随着混合室加长, 其沿程阻力也会加大, 对比加长 600 mm 与加长 800 mm 两者冷风道内被引射空气的流速可以看出, 加长混合室对引射带来的好处被流阻增大抵消了, 这说明该引射系统的混合室最佳长度在加长 600 mm 左右.

31.3 扩压段对引射系统性能的影响

引射系统出口加装扩压器有利于引射比的提高, 从图 3 中可以看出控制风门全打开时有向下的角度, 对其改造后可以用作引射器通的扩压器, 试验中改装后的结构如图 8 所示.

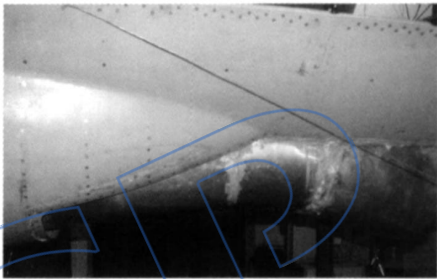


图 8 加装扩压器结构图
Fig. 8 Structure with diffuser

图 9 为混合室加长 600 mm 时, 有、无扩压器两种情况下, 被引射空气在进气道内流速随发动机额定功率的变化情况. 由图知, 加装扩压器可以在一定程度上提高系统引射性能.

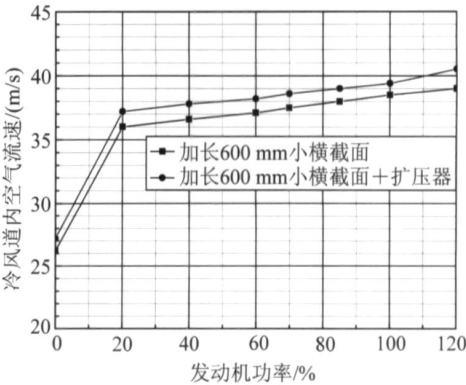


图 9 扩压器对引射系统性能的影响
Fig. 9 Impact of diffuser on ejector system

31.4 超声速喷嘴对引射系统性能的影响

考虑到起飞后引射系统不能使用, 滑油散热器冷边空气主要依赖冲压空气, 为了尽可能不增加冷风道的流阻, 以免影响散热系统的空中使用, 同时改进也应在发房允许的尺寸范围内, 决定采用混合室加长 400 mm 的结构. 为了充分提高地

面状态引射系统的性能,对其需要进一步进行改进.

原引射器采用的是声速喷嘴,其出口速度是声速,不能将发动机压气机的引气压力充分转化成引射器出口空气的速度势能,以提高引射器的抽吸能力.据此,本文对原有喷嘴进行改进,设计出适应发动机最小引气压力的超声速喷嘴,并对加装超声速喷嘴的引射器性能进行了测试.

结合扩压器的使用,图 10 给出了小横截面混合室加长 400mm 时,引射器采用声速喷嘴、超声速喷嘴及加装扩压器情况下,被引射空气在冷风道内流速随发动机各额定功率的变化情况.由图可知,加装超声速喷嘴可以较大地提高引射系统的引射性能,改装超声速喷嘴后,被引射空气在冷风道内的流量有较大增加.

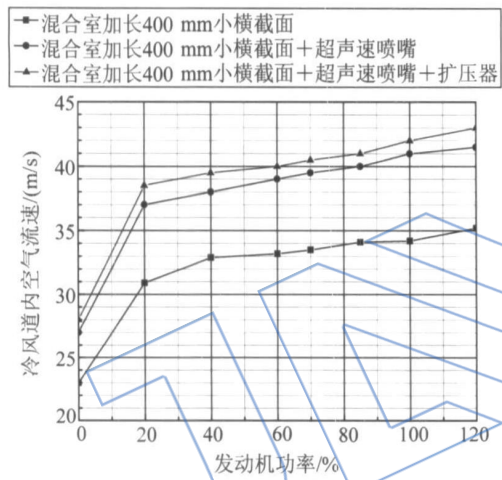


图 10 超声速喷嘴对引射系统性能的影响
Fig. 10 Impact of supersonic nozzles on ejector system

31 5 改进后滑油散热系统性能试验

综合上面的研究结果,最后确定采用小横截面混合室加长 400mm、引射器采超声速喷嘴和加装扩压器的改进方案.在对引射系统进行改进后,本文对改进后的滑油散热系统进行了性能测试.

将发动机滑油模拟系统的滑油出口温度保持在 110 e, 改变冷却空气进口温度,打开发动机压气机引气模拟系统,模拟不同发动机功率状态下引气压力和温度,对滑油散热器的散热量进行测试,结果如图 11 所示.从图中可知:随着冷却空气进口温度升高,滑油散热器散热量逐渐降低,这是由于滑油散热器的平均温差减小的缘故.当冷却空气温度为 40 e 时,滑油散热系统的散热量达到 85kW,满足了某发动机的滑油散热要求.在随后

的装机验证中由于有桨后气流的存在,装机的实际散热量较试验值大,验证中没有出现滑油超温问题,说明本文对某发动机滑油散热系统的改进设计是成功的.

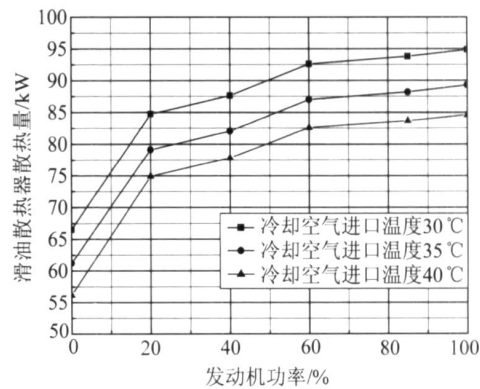


图 11 滑油散热系统散热量随发动机功率状态变化图
Fig. 11 Variation of heat diffusion due to engine power state

4 结 论

针对本文所研究的问题,结合试验结果可得如下结论:

- 1) 对于固定结构的引射器而言,适当增加混合室的长径比,可以改善引射系统的引射性能,但过大的长径比也会增大系统流阻,存在一个最佳长径比;
- 2) 用超声速喷嘴替换原声速喷嘴或在混合室后加装扩压器,可以提高引射系统的引射性能;
- 3) 本文所提出的改进方案能够解决该飞机发动机地面超温问题.

参考文献:

[1] 杜马钦柯 H T, 克拉维茨 A C. 燃气涡轮发动机的滑油系统[M]. 毛可久, 译. 北京: 国防工业出版社, 1978.

[2] 李立国, 张靖周. 航空用引射混合器[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.

[3] Skebe S A, McCormick D C, Presz W M. Parameter effects on mixer2ejector pumping performance[R]. AIAA Paper 8820188, 1988

[4] Hu H, Kobayashi T, Saga T, et al. Research on the rec2 tangular lobed exhaust ejector2mixer systems[J]. Trans2 actions of the Japan Society of Aeronautics and Space Sc2 ence, 1999, 41(34): 1872194

[5] Hewedy N I I, Hamed M H, Abou2Taleb F S, et al. Opti2 mal performance and geometry of supersonic ejector[J]. J. Fluids Eng. , 2008, 130(4): 0412041(10 pages)l