

文章编号: 1000-8055 (2005) 02-0169-08

“昆仑”发动机设计研制的基本经验

严成忠

(中国航空工业第一集团公司 沈阳发动机设计研究所, 辽宁 沈阳 110015)

摘要: 介绍了我国首次按GJB 241-87“航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范”的要求, 自行设计研制成功的“昆仑”加力式双转子涡轮喷气发动机的设计研制基本经验: 认真贯彻“航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范”, 严格按规范的要求进行设计和试验; 合理控制创新与继承的比例, 既要保持先进性, 又要降低风险性; 把作战适用性、可靠性、耐久性、维修性与性能并重; 设计中留有较大的温度裕度和喘振裕度; 进行苛刻的、充分的试验是发动机可靠性的基础。

关键词: 航空、航天推进系统; “昆仑”发动机; 通用规范; 设计; 研制; 经验

中图分类号: V 23

文献标识码: A

Some Fundamental Experiences of Design and Development of the "Kunlun" Aero-Engine

YAN Cheng-zhong

(Shenyang Aero-Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: Briefly introduces some fundamental experiences of design and development of the "Kunlun" two-spool afterburning turbojet engine, which was successfully self-designed and developed in China. The design, development and test were strictly followed out the "General Specification of Turbojet and Turbofan Aero-Engines". The adequate proportion between creativeness and inheritance was controlled to reduce risk without sacrificing the engine's advanced status. The design regarded the operability, reliability, durability and maintainability as important as performance. Large exhaust temperature margin and surge margin were ensured. Strict and sufficient ground and flight tests were the base of the engine reliability.

Key words: aerospace propulsion system; Kunlun aero-engine; general specification; operability; reliability; maintainability; exhaust temperature margin; surge margin

由于航空发动机内部要承受高温、高压、高转速、高负荷, 外部要适应复杂、苛刻的环境条件, 加之载人和长时间多次重复使用的特殊要求, 其研制的技术难度大, 投资多, 周期长, 风险高。当今世界上能自行设计飞机的国家不少, 而能独立自行

设计航空发动机的却只有美、俄、英、法等少数几个国家。新中国成立以来, 几代航空人曾数次向自行设计航空发动机的目标冲击, 遗憾的是都未能走完自行研制全过程^[1]。从80年代中期开始的“昆仑”发动机(图1)研制, 是向自行设计航空发

收稿日期: 2004-02-26; 修订日期: 2004-07-06

获奖项目: 国防科学技术工业委员会2003年度国防科学技术一等奖和型号研制金奖; 2004年度国家科学技术进步二等奖

作者简介: 严成忠(1939-), 男, 济南人, 中国航空工业第一集团公司沈阳发动机设计研究所型号总设计师, 研究员, 主要从事航空发动机设计、研究和发展研究

表1 昆仑发动机的主要改善
Table 1 Main improvements of Kunlun engine

项 目	某现役发动机	昆仑发动机
中间状态推力/%	100	129
最大状态推力/%	100	114
最大状态耗油率/%	100	88
发动机总寿命指标/%	100	167
空中起动最高高度/%	100	120
维修性	装拆后机身时 左、右发动机 必须拆承力环和机尾罩 不能互换	不必拆承力环、机尾罩 主机及加力扩散器可以互换

发动机的目标发起的又一次冲击。在经历了18年曲折漫长的研制,完成了几百项地面考核试验和空中考核试飞后,成为我国第一个走完从自行设计到设计定型全过程的航空发动机^[8]。昆仑发动机是我国首次按国军标(GJB 241-87“航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范”,以下简称“通用规范”)编制的型号规范自行设计研制的一种中等推

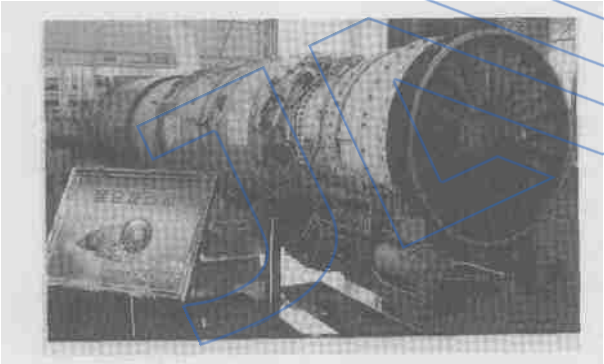


图1 昆仑航空发动机
Fig. 1 Kunlun aero-engine

力级、高性能加力涡轮喷气发动机。它具有单位迎面推力大,加力耗油率低,发展潜力大等特点。昆仑发动机的研制成功,是几代航空人心血和智慧的结晶。认真总结昆仑发动机的设计研制经验,无疑将对我国航空发动机今后的研制发展具有一定的借鉴和参考意义。

1 对昆仑发动机的研制要求

为了改善现役歼×和歼×系列飞机的飞行性能,又要尽量减少飞机换发的改动量,要求昆仑发动机在“三不变”(即保持与现役发动机的最大外廓尺寸、空气流量、安装形式不变)的约束下,大

幅度地提高中、低空飞行时的推力,降低耗油率,同时改善空中起动性能、可靠性、耐久性和维修性(见表1)。并要求在国内首次贯彻与美军标MIL-E-5007D等效的国军标通用规范。

为满足装拆后机身时不拆承力环和机尾罩的维修性要求,昆仑发动机加力燃烧室尾喷管最大外廓直径必须比某现役发动机缩小123 mm,从而使昆仑发动机的单位迎面推力超过119.64 kN/m²(12 200 kgf/m²),使该项性能指标达到九十年代初期国际领先水平。

由上可知,对昆仑发动机研制的要求极其苛刻,指标十分先进,而研制经费有限,设计师们面临严峻的挑战。

2 昆仑发动机设计研制的主要经验

2.1 合理控制创新与继承的比例,既要保持先进性又要降低风险性

为达到使用方要求的先进性能指标,昆仑发动机在热力循环参数的选取上,采取“三提高”的措施,即提高涡轮前温度、总增压比和加力温度。但是,从技术可行性和结构复杂性考虑,“三提高”的幅度又受到三方面的限制:为减少涡轮和主燃烧室的难度,主燃烧室的温升比不能过大;为使压气机不用几何调节就有足够的喘振裕度,压气机增压比的提高不超过70%;为降低加力燃烧室的风险,加力温度的增幅不超过180 K。在图2所示的循环参数可行域内,折衷选定涡轮前温度(T_3)提高200 K以上,总增压比(π_k)提高50%以上,加力温度(T_{j1})提高100 K左右^[2]。为此,有选择地采用了四十余项有预研基础和经过试验验证的新技术、新

材料和新工艺。例如,带气动雾化喷嘴的全环形燃烧室;定向结晶,无余量精铸,对流、撞击和气膜“三合一”多孔回流复合冷却涡轮叶片;数字式防喘控制系统等(见图3)。采用的新技术、新材料、新工艺越多,发动机的技术水平越先进。但是所需的研制经费越多,周期越长,研制中的风险性也就越大。根据国内外的经验与教训,为了减少研制中的风险,必须在设计时就要对创新与继承

之间进行折衷平衡,将二者的比例控制在一个合理的范围。该比例不应平均分配,对达到战技指标至关重要的措施允许其创新比例较高,而其它方面要低。在昆仑发动机工程热力学设计方面的创新比例高于结构设计,热端部件高于冷端;在发动机结构设计中则更强调继承性,其承力系统和支点布局方案与现役发动机一脉相承,各部件都尽量采用成熟的结构设计。即使采用新的结构形式,也力求有相近结构的原准机参考。凡影响成败的关键零部件,如空心气冷涡轮叶片等要“精化设计”;“完美设计”;非关键的一般件,如管路联接件、紧固件等则用“传统设计”;“常规设计”,并尽量采用标准件、通用件和外购件。昆仑发动机的标准化系数达到56.91%,重复系数达到5.24,基础标准的贯标率高达95.8%^[3]。不仅大大节省了设计和制造成本,缩短研制周期,提高了产品的继承性和可靠性,而且可以集中有限的研制经费用于攻克“三新”关键,确保创新部份的实现。粗略估计,昆仑发动机设计中创新的比例大致控制在15%的范围以内,这使研制中的风险性大大降低。昆仑发动机在俄国进行PERT(飞行前规定试验)阶段的高空台考核试验获一次成功;在试飞中,累计九百多飞行小时,未发生过叶片断裂等主要零部件的损坏故障。究其重要原因之一就是在设计时控制创新与继承的比例。该比例并非一成不变,随着我国技术储备、工业基础、试验能力、投资力度的改善和研制经验的积累,可以逐步地适当扩大创新的比例。但创新比例若超过20%,则风险

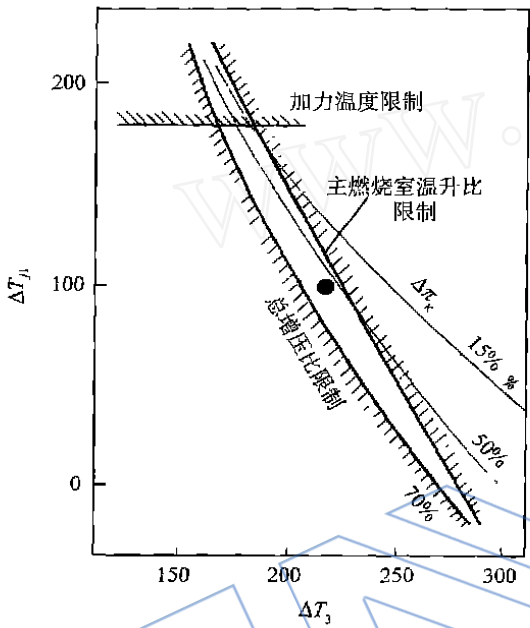


图2 达到设计推力的循环参数可行域
Fig 2 Feasible range of the thermodynamic cycle parameters to achieve design thrust



图3 昆仑发动机的剖视立体图及新技术
Fig 3 The cutaway view and advanced technique for Kunlun engine

性将急剧上升。

2.2 严格按通用规范编制的型号规范进行设计和试验, 是保证产品研制质量的基本措施

通用规范的有效条款共有608条, 昆仑发动机型号规范直接抄录的有494条, 占81.25%, 有改动引用的仅为49条, 占8.06%; 而美国某型军用发动机的型号规范中与美国通用规范完全相同的条文约占70%。比较起来, 昆仑发动机型号规范的贯标率是相当高的。

型号规范对发动机的产品要求、性能特性、物理特性、结构特性、系统特性、可靠性、耐久性、维修性、环境条件、材料、工艺、设计管理、技术鉴定试验、飞行前规定试验、定型试验、验收试验等均做出了明确、严格的规定。型号规范经原航空航天部和空军司令部联合批准颁发, 成为发动机承制方与使用方在研制中必须共同遵循的权威性依据。从而使我国航空发动机研制从过去无章可循、因人而异、带有很大随意性的“人治”, 变为科学、系统、严格的“法治”, 确保了型号研制质量。

然而, 研制初期, 国内实际缺乏全面贯彻通用规范的必要条件。多数项目国内从未做过, 许多试验必须从新建试验设备, 探索试验方法着手; 甚至连设计中必不可少的材料手册, 竟没有一本能符合通用规范要求, 只好组织力量从编写我国第一部“航空发动机设计用材料数据手册”做起。型号规范规定的考核试验要求高、技术难度大, 比实际飞行条件和国内传统的试验要求更苛刻。例如, 用同一台昆仑发动机曾连续两次通过了按传统规程的60 h长试, 而按型号规范规定标准的PFRT 60 h长试, 是经过9次摸底试车, 5年之后才正式通过考核。尽管首次贯彻通用规范的艰难性使昆仑发动机的研制周期拖长了, 但同时也使昆仑发动机的研制朝着与国际标准接轨的方向跨上了一个新台阶。

2.3 把发动机“四性”(作战适用性、可靠性、耐久性、维修性)与性能并重

70年代中期美国F100发动机单纯追求性能先进, 忽视了“四性”, 在服役初期, 暴露出一系列故障, 造成F15和F16飞机大批停飞, 因而使普惠公司原独家占有的市场丢掉了大约一半^[4]。我国早期也存在着“重性能轻可靠性, 重气动轻结构”的倾向。在昆仑发动机设计中认真吸取了F100发动机的经验教训。一方面, 在设计中视“四性”和性能同等重要, 而且在二者矛盾时, 优先保证“四性”, 必要时甚至对性能做出一定的牺牲。另一方

面, 紧密结合昆仑发动机的研制需要, 立项开展“发动机结构完整性”的预研, 并随时将预研成果应用到昆仑发动机的可靠性、耐久性改进中去。

2.3.1 留有较大的温度裕度和喘振裕度

发动机热端零部件过早损伤的主要原因之一是使用中的超温。零件在其金属温度超过最高许可值15~20 K工作, 则寿命减半。昆仑发动机一方面按通用规范的要求(见图4), 在热端部件设计中通过选材、冷却和隔热等技术措施, 使其承受高温的能力高于最高工作温度大约80~100 K。其中采用定向结晶, 无余量精铸, 对流、撞击和气膜“三合一”多孔回流复合冷却的高压涡轮工作叶片的技术水平与国外第三代战斗机发动机相当。另一方面, 由于采用了多测点、高线性、高可靠铠装热电偶和涡轮排气温度自动控制系统, 有效地防止了发动机超温。使飞行员从对超温的人工监控中解脱出来, 实现了“无忧虑的操纵”。经持久试车和试飞验证, 留有较大温度裕度的昆仑发动机的热端部件具有良好的可靠性与耐久性。

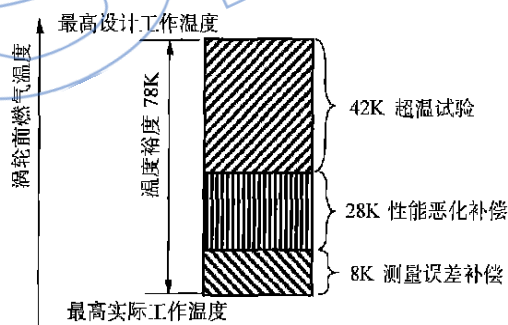


图4 通用规范要求的温度裕度

Fig. 4 Temperature margin required by general specification

战斗机的发动机要求在发动机加、减速和接通/切断加力的瞬态过程, 和因飞机机动飞行及发射武器吞入尾烟引起进气道出口流场(压力、温度、方向)严重畸变时, 发动机不失速、不喘振。这就要求压气机不仅在设计点达到喘振裕度的指标, 而且在中、低转速时也要有足够大的喘振裕度。昆仑发动机早期的低压压气机中转速喘振裕度不够大, 在进气道调整不当引起流场畸变加大的情况下, 曾发生高空大Mach数喘振停车。除修改进气道调节规律外, 发动机前后共采取了5项修改措施, 在全转速范围提高了低压压气机喘振裕度(见图5), 才最终满足了实战要求。虽然这些改动对发动机的重量

和高空高速飞行时推力等局部性能略有牺牲,但换来了良好的作战适用性和可靠性。

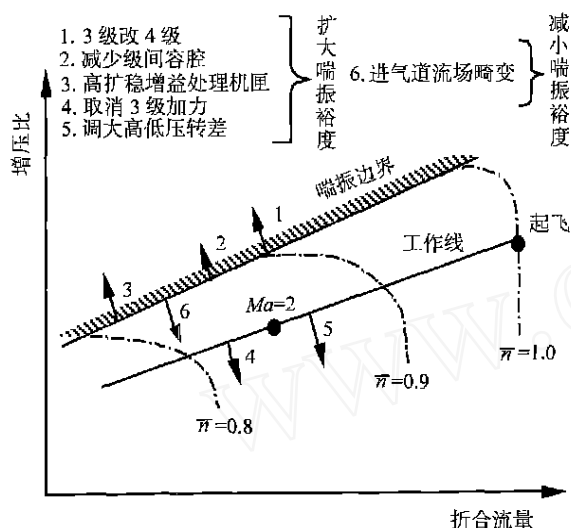


图5 LPC 扩大喘振裕度的措施

Fig 5 Means to increase surge margin of LPC

2 3 2 贯彻结构完整性原则, 进行发动机的强度和寿命设计

昆仑发动机的强度和寿命设计是严格按型号规范要求进行的。材料允许的强度和寿命性能数据以负3倍的标准差 (-3σ) 为基准。要求发动机在向下、向前最大过载10 g, 向上过载7 g, 向后和侧向过载4 g 的条件下能良好工作, 不产生永久变形。承受上述数值1.5倍的静载荷时发动机不破坏。型号规范不仅规定了发动机寿命为冷端件3000 h, 热端件1500 h, 还同时规定了低循环疲劳寿命要求和应力断裂/蠕变要求, 并指出要按给定循环数总寿命的2倍做目标和以材料的应力断裂寿命数据的一半进行设计。根据飞行包线、发动机构件受载状况、型号规范和应力标准, 按200多种安装节反力、支点反力、转/静子扭矩和轴向力载荷, 进行了发动机主要构件的强度和寿命设计。转子动力学计算分析表明, 发动机在工作转速范围内无弯曲型临界转速, 转速裕度大于20%。对各排叶片的振动计算和坎贝尔图分析表明没有低阶危险共振区。在飞行包线的16个状态点下进行的压力平衡计算表明, 支点轴向力符合设计要求。

2 3 3 认真做可靠性设计, 不断进行可靠性增长

由于GJB 450-88《装备研制与生产的可靠性通用大纲》颁布较晚, 昆仑发动机最初设计时未做可

靠性设计, 因而在试飞初期渗漏油等可靠性问题频繁发生。下决心进行可靠性设计补课, 编制了可靠性大纲, 实施了可靠性增长计划。对发动机的146种关键和重要零、组件进行了故障模式、影响及危害性分析 (FM ECA), 初步确定出潜在的故障模式318个, 属于I、II类的共153种。其中有27种在昆仑发动机试车或试飞中发生过, 经技术攻关都查明原因, 采取了有效措施, 经试车、试飞反复验证, 已彻底排除; 余下的126种虽未发生过, 但也都找出了薄弱环节, 采取了改进和预防措施, 消除了隐患。使发动机的相对故障率逐年降低, 可靠性显著改善^[5], 确保了发动机定型试飞和试验的顺利完成。

2 3 4 不断改进维修性设计

设计阶段, 利用昆仑发动机的模型样机提前在飞机样机上试装, 并请飞机设计、制造和使用、维修人员评审, 是保证发动机维修性设计质量的关键措施; 对试飞中暴露出的维护性问题, 认真研究, 及时改进, 是提高维修性设计水平的重要手段。与某现役发动机相比, 昆仑发动机在维修性方面实现了装拆后机身时不必拆卸承力环和机尾罩, 主机及加力扩散器可以左、右发动机互换等7项改进^[6]。

2 4 苛刻、充分的试验是发动机可靠性的基础

航空发动机的工作条件恶劣多变, 零件承受的压力、温度和载荷状况非常复杂, 由于设计中不可避免地采用各种简化和假设, 不可能做到全面、准确地反映千变万化的实际工作条件。因而在地面上模拟比实际工作更苛刻的条件进行大量试验, 是保证发动机可靠性的根本措施。

2 4 1 零部件和子系统试验

遵循“部件试验在前, 整机试车在后”的原则, 完成了600多项零部件和子系统试验, 累计试验时数超过43 000 h。其中方案验证, 部件性能调试试验为370项, 型号规范要求的考核试验为240项。高压涡轮工作叶片进行冷热疲劳试验5 000次循环 (图6), 试验后无裂纹, 与美国F404发动机高压涡轮叶片的冷热疲劳试验次数相同。在2倍最大工作压力进行了结构的压力试验, 在最高允许稳态转速的115%进行转子超转试验, 在最高允许稳态转速的122%进行轮盘破裂试验; 按型号规范要求总寿命的2倍进行转子和主要静子构件的低循环疲劳试验。在上仰105° (相当“眼镜蛇”动作), 90俯冲, 左、右最大坡度45°的各种飞

表2 QT 150 h 持久试车与传统300 h 寿命试车的苛刻性比较
Table 2 Harsh terms comparison between QT 150 h endurance test
and traditional 300 h life test

项 目	型号规范QT 150 h 长试	传统 300 h 长试
最大状态涡轮排气温度	比性能合格+ 8 K 以上	比性能合格+ 0
进气加温试车时间	1 488 m in	900 m in
进气加温、加压时间	240 m in	0
考验高周疲劳的转速台阶递增	12 个转速, 各运转 8 m in, 共 2 400 m in 军方可增加峰值振动点的运转时间	无
全加力 (5 m in) ← (快速) →慢车 (5 m in)	150 次	无
中间 (10 m in) + 全加力 (10 m in) (连续工作)	25 次	无
部份加力连续工作 15 m in 长试后性能恶化	25 次 按指标检查	无 不检查

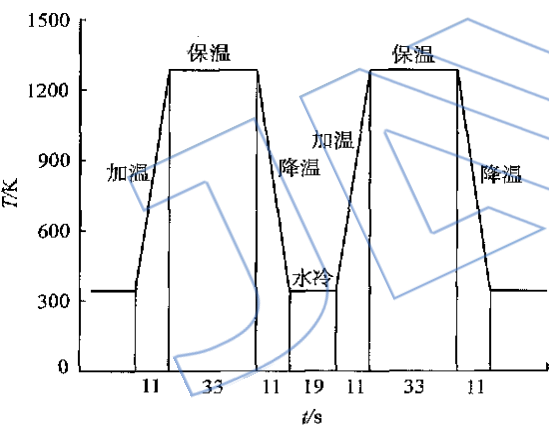


图6 涡轮叶片冷热循环试验图谱
Fig 6 Temperature spectrum for thermo-cycle test
of turbine blade

行姿态下进行滑油系统姿态试验。电气系统和燃滑油系统的附件进行了条件苛刻的环境试验(如:振动、冲击、加速度、湿热、电磁兼容、霉菌、盐雾、电源特性、温度冲击、温度一高度、加速老化、室温持久、高温、低温、汽蚀等试验)。大量的、苛刻的零、部件试验为整机工作的可靠性、耐久性奠定了良好的基础。

2 4 2 发动机整机试车

据统计,先后用35 台发动机进行了347 台次地面整机试车,累计运转4 200 h 以上。除进行发动机性能调试、部件和系统的匹配调试,发动机温度、

压力、应力与轴向力等多种参数测量试车外,还按型号规范要求进行了高难度的19 项整机考核试车。例如在发动机转速超转到103% 时,在比最高允许涡轮排气温度高出42℃ 的苛刻条件下进行持续5 分钟的发动机超温试车;在100.5% 转速下进行断油30 s 的发动机滑油中断试验,远远超过了俄罗斯的断油标准(17 s)。电源故障试车证明了即使喷口不能转换时,无论喷口面积处于最大或最小,发动机在全转速范围都能正常工作。吞水试车时,最大吞水流量占空气流量的5%,且其中1/2 的水量要由1/3 的进口面积吞入,连续工作5 m in,验证了雨中飞行的可靠性。昆仑发动机进行了五种持久试车:按型号规范要求进行的有PFRT 60 h 持久试车、QT 150 h 定型持久试车、翻修期低循环疲劳试车;按传统规程进行的有150 h, 300 h 寿命试车。根据长试后分解故检的情况对比,QT 150 h 长试对发动机机件(尤其是热端部件)造成的折旧程度要比传统的300 h 寿命试车还严重。由表2 列出的对比可知,按型号规范进行的考核要更加苛刻。QT 150 h 持久试车主要考验发动机的应力断裂和蠕变寿命;其次,25×96 m in 的转速台阶递增试车,则对机件的高周疲劳寿命进行考验;但对发动机低循环疲劳寿命的考验不够。因而,按型号规范的要求还要另外进行至少一个翻修期的低循环疲劳(LCF)试车(图7)。昆仑发动机除了按型号规范要求,完成了相当于300 h 首翻期的低循环疲劳试

车外, 又按使用方的要求, 用同一台发动机进行了增加 67% 循环数的补充低循环疲劳试车。共完成 434 次海平面起飞、166 次接地复飞和 835 次空中作战循环^[7]。

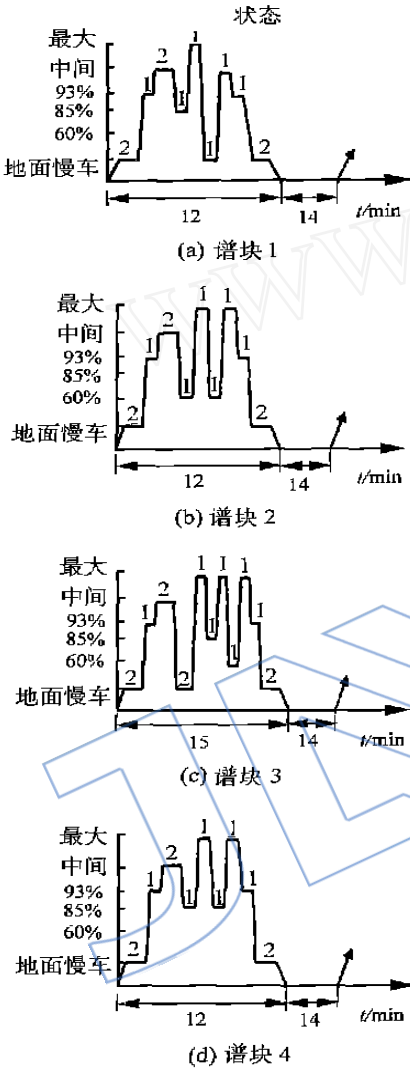


图 7 昆仑发动机的低循环疲劳试车循环谱块

Fig. 7 Cycle spectrum group for LCF test of Kunlun engine

2 4 3 发动机高空试验

昆仑发动机先后在暂冲式高空台、连续式高空台和飞行台上进行了 10 次高空试验, 累计高空试验超过 140 h。进行了发动机稳态性能 (包括中间和最大状态的 $H-V$ 特性、巡航特性、发动机节流特性等), 风车状态, 空中起动 (补氧、不补氧)、推力瞬变、接通/切断加力、加力稳定性检查, 进气加温加压循环、模拟飞机进气道出口流场畸变, 海拔 4 000 m 高原起动, 咽喉火药气体和防喘系统瞬

态特性等多项试验。高空试验状态点遍布飞行包线, 达到了升限高度和最大 $Mach$ 数。在连续式高空舱实测的推力高度-速度特性达到或优于计算性能。

2 4 4 发动机试飞

昆仑发动机装在歼 $\times \times$ 飞机上进行严格的考核试飞, 共累积发动机飞行时数 900 多小时。尽管在飞行前已按型号规范通过了 24 项严格的飞行前鉴定试验 (PFRT)。但由于在地面和高空台的试验中不可能完全逼真地模拟装机飞行的真实工作条件, 在试飞前期必然会暴露出一些新问题。诸如空中滑油消耗量超标, 接通加力成功率低, 部份加力推力脉动、转速摆动, 以及空中停车等。经过技术攻关和反复验证, 均找准了故障原因, 并采取有效措施, 排除了故障。例如, 在高空 2 倍音速飞行时会发生喘振停车。经改进处理机匣, 调整二级加力状态, 增大高、低压转子转差率, 扩大了大 $Mach$ 数飞行时的低压压气机喘振裕度; 优化调整进气道斜板调节规律, 改善了进气道与发动机的流量匹配 (见图 8)。经 4 台发动机四十多次飞行验证, 证实已彻底排除了这一故障^[8]。

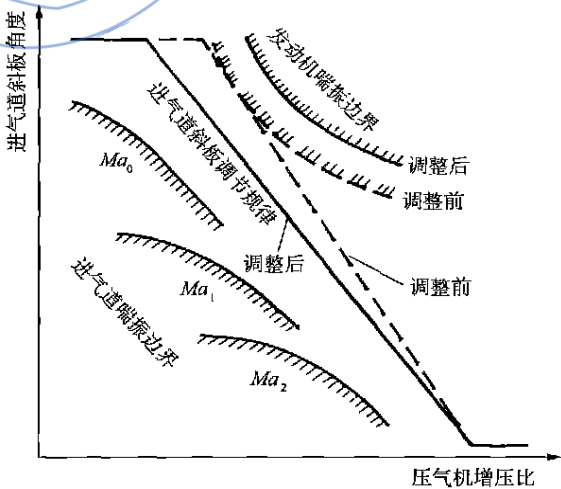


图 8 进气道与发动机匹配的调整

Fig. 8 Adjustment for matching between inlet and engine

按循序渐进原则, 先在地面和空中进行大量先期性试验, 是确保高难、复杂试飞科目顺利成功的根本措施。例如, 为确保发射武器试飞的成功, 昆仑发动机在地面和空中进行了大量先期性试验: 台架整机防喘切油规律优化试验, 进口温度畸变试验; 台架和飞行台咽喉火药气体试验; 高空台 5~19 km 高空防喘试验; 在歼 $\times \times$ 飞机上进气道与发

动机的瞬态匹配防喘稳定性试飞等。在充分试验的基础上,在中挂架和内挂架发射导弹3型14枚,防喘均获成功;随着一个个问题的解决,发动机可靠性大幅度提高,规定的全部飞行试验都达到要求。

昆仑发动机经过大量地面试验和空中试飞的考核,使设计和制造中存在的薄弱环节暴露的比较充分,解决得比较彻底。因而为将来服役使用中的良好可靠性和较高出勤率奠定了基础。

3 结 论

经过几代航空人的不懈努力,历经数次失败,中国自行设计研制的航空发动机终于实现了零的突破。昆仑发动机成为我国第一型具有自主知识产权的高性能加力涡轮喷气发动机。总结其基本研制经验是:认真贯彻国军标,严格按型号规范的要求进行设计研制;合理控制创新与继承的比例,既要保持先进性,又要降低风险性;把作战适用性、可靠性、耐久性、维修性与性能并重;苛刻的、充分的试验是发动机可靠性的基础。尽管“航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范”中的某些内容今后可能会进行修改和补充,今后我国新型航空发动机

的研制条件也会比昆仑发动机开始研制时有很大的改善,但上述基本经验是不会变的。

参考文献

- [1] 严成忠 SARI的航空发动机研制与发展 [A] 中国航空学会第三届动力年会 [C] 重庆: 1993
- [2] 李烽 “昆仑”发动机的方案论证报告 [R] 沈阳: 沈阳发动机设计研究所, 1983
- [3] 李晋年 “昆仑”发动机标准化审查报告 [R] 沈阳: 沈阳发动机设计研究所, 2002
- [4] 陈光 四种型号发动机发展试验程序的变化 [J] 航空科学技术, 1995 (6): 10~14
CHEN Guang The Variation of Development Test Procedure for Four Types of Engine [J] *Aeronautical Science and Technology*, 1995 (6): 10~14
- [5] 杨士杰 “昆仑”发动机可靠性分析报告 [R] 沈阳: 沈阳发动机设计研究所, 2002
- [6] 严成忠 WPX——一种新型高性能加力涡喷发动机 [A] 中国航空学会第四届动力年会 [C] 深圳: 1998
- [7] 白学土 “昆仑”发动机设计定型重大试验综合报告 [R] 沈阳: 沈阳发动机设计研究所, 2002
- [8] 严成忠 “昆仑”发动机的研制总结 [R] 沈阳: 沈阳发动机设计研究所, 2002