

民用大涵道比涡扇发动机 总体性能设计分析

Analysis of Overall Performance Design for Civil High-Bypass Ratio Turbofan Aeroengine

中国燃气涡轮研究院 黄红超 李美金 王为丽



黄红超

西北工业大学在读博士, 工程师, 1998年北航本科毕业, 一直在中国燃气涡轮研究院从事航空发动机设计工作, 现任航空发动机总体性能设计专业副主任设计师, 主要进行航空发动机总体性能设计、先进航空动力新技术和新概念的探索与研究。

21世纪, 民用飞机将迎来新一轮的发展高潮。首先, 由于使用寿命限制, 老一代民用飞机将逐步退出历史舞台, 必须由新飞机补充相应市场; 其次, 由于世界经济持续、健康、高速发展, 航空运输需求显著增加, 需要投入更多、更新的大飞机以满足

为了更好地满足巨大的民用飞机市场需求, 世界几大民机发动机供应商也投入极大精力研制高性能民用发动机, 以迎接新的市场。高效、环保、节能、具有较大发展潜力的大涵道比涡扇发动机是未来民用发动机发展的必然趋势。

经济发展需要。

为了更好地满足巨大的民用飞机市场需求, 世界几大民机发动机供应商无不投入极大精力研制高性能的民用发动机, 以迎接新的市场竞争。高效、环保、节能、具有较大发展潜力的大涵道比涡扇发动机是未来

民用发动机发展的必然趋势。

大涵道比涡扇发动机 技术特点

民用飞机的低运营成本和严格的环保要求, 促使大涵道比涡扇发动机继续朝着高经济性(包括低耗油

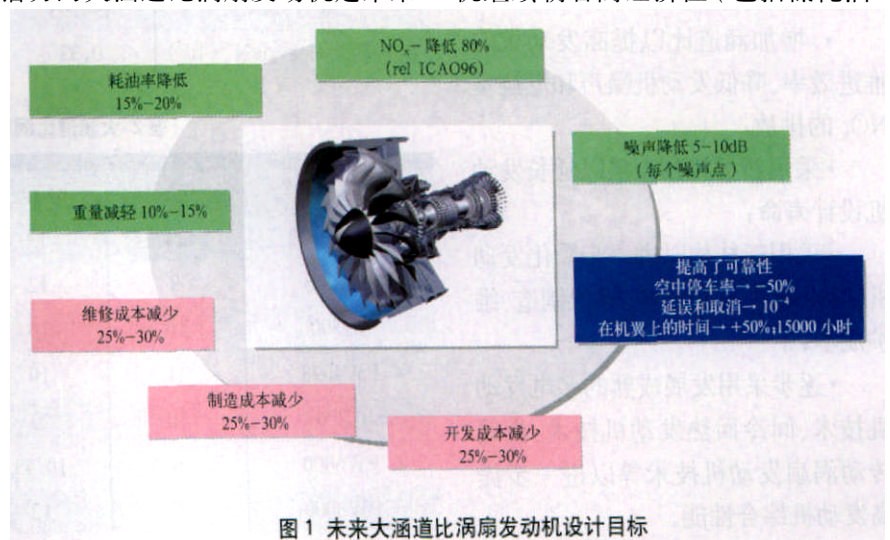


图1 未来大涵道比涡扇发动机设计目标

率、低加工和低维护费用)、低排放和低噪声的方向发展(见图1)。大涵道比涡扇发动机的主要技术特点表现为^[1-4]:

(1) 高性能。高性能的发动机是高性能飞机的“心脏”,也只有高性能发动机才会是市场永远不变的“宠儿”。

(2) 良好经济性。良好经济性是降低民用飞机使用成本的一个重要环节。

(3) 高可靠性和高可预测性。为了使航空运输达到更高的效率,发动机必须具有很高的可靠性和可预测性。

(4) 低污染和低噪声。航空运输的不断普及将对环境带来不利的影响,发动机必须在噪声和污染方面获得较大改进,以满足民机对污染和噪声日益严格的规定。

(5) 低成本。进一步降低发动机的采购费用和使用、维护费用,以降低发动机的成本,同时发动机性能必须进一步提高,因此,发动机设计制造中必须不断引入新技术。

因此,为了满足未来大飞机的设计目标,其发动机必须具有高效率部件,尽量高的发动机循环参数水平(如高涵道比、高总增压比和高燃烧室出口总温)及先进材料和加工技术,原因如下:

- 提高增压比和燃烧室出口总温以提高发动机热效率;
- 增加涵道比以提高发动机的推进效率、降低发动机噪声和燃烧室 NO_x 的排放;
- 采用新材料和涂层以延长发动机设计寿命;
- 采用新结构以进一步简化发动机结构,减少零件数量,降低制造、维护成本;
- 逐步采用发展成熟的多电发动机技术、间冷回热发动机技术、齿轮传动涡扇发动机技术等以进一步提高发动机综合性能。

大涵道比涡扇发动机总体性能设计分析

1 设计点的选择

军用飞机强调的是机动性、加速性,要求动力装置在起飞、爬升、作战时的单位推力大,一般选择起飞状态(飞行高度 $H/\text{马赫数 } Ma=0\text{km}/0$)作为发动机设计点。而民用飞机强调的是经济性,在保证起飞推力和发动机可靠性前提下,需尽量低的巡航耗油率。而分别把起飞状态或者空中巡航状态作为设计点时,大涵道比涡扇发动机的性能差异较大^[5]。例如,起飞推力 200kN 的大涵道比涡扇发动机,设计点分别选择在起飞状态($H/Ma = 0\text{km}/0$)和空中巡航状态($H/Ma = 10.7\text{km}/0.8$)时,发动机性能的计算结果见表 1。

分析表 1 可见,与以起飞状态为设计点相比,若以空中巡航状态为设计点,当保持发动机流量与推

力大致相同时,发动机在 $H/Ma = 10.7\text{km}/0.8$ 工作时耗油率更低,并且涡轮进口总温和压气机总增压比也低,即发动机热负荷和气动负荷低,其优点是发动机可靠性更高。因此,大涵道比涡扇发动机设计点选在空中巡航状态比较合适。

2 循环参数的选择

大涵道比涡扇发动机循环参数的高低不但影响发动机整机性能,而且影响发动机的研制周期和研制经费。所以循环参数选择时应重点考虑部件效率、通道损失、涵道比、涡轮进口总温以及总增压比等的可实现性和发动机总体性能的优越性。

除此之外,发动机总体设计时还应考虑风扇和压气机的叶尖切线速度、进口轮毂比、进口轴向马赫数、级压比(见表 2)以及涡轮最后一级转子出口直径和叶片轮毂比等关键参数对发动机综合性能的影响^[6]。分析表 2 可见,压气机叶尖切线速度越

表 1 设计点不同时的发动机性能对比

	以起飞状态为设计点		以空中巡航状态为设计点	
	设计点	非设计点	设计点	非设计点
飞行高度 /km	0	10.7	10.7	0
飞行马赫数	0	0.8	0.8	0
发动机进口流量 / ($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	700	272	276	700
涡轮进口总温 /K	1650	1690	1560	1650
涵道比	6	6	6	6
总增压比	28	33	30	25
推力 /kN	199.93	43.1	43.04	200.85
耗油率 / ($\text{kg} \cdot \text{daN}^{-1} \cdot \text{h}^{-1}$)	0.33	0.66	0.61	0.33

表 2 大涵道比涡扇发动机压气机性能

型号	级数	增压比	级压比	叶尖切线速度 / ($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)
CF6-80C2	14	13	1.20	343.2
CFM56	9	12	1.318	400
V2500	10	16	1.349	406.36
PW4098	11	10	1.234	
GE90	10	23	1.368	455
PW6000	6	10.43	1.478	442
PW8000	5	12	1.644	

大,越有利于叶片的加功,获得高的增压比,但在部件直径不变的条件下,必须增加转子转速,从而导致涡轮强度负荷 AN^2 值增加;压气机进口轮毂比提高可以降低叶片相对高度,降低转子转速和涡轮强度负荷 AN^2 值,但增加了其进口直径,使其重量和阻力增加;压气机进口轴向马赫数增加,提高了流通能力,减小了进口直径,但将导致涡轮强度负荷 AN^2 值增加。因此,循环参数的选择还需考虑这些关键参数的相互约束性。

3 循环参数的优化

不同的发动机循环参数对发动机性能的影响程度是有差异的。对整机性能影响较小的循环参数基本上不进行优化,而影响较大的循环参数,则需进行仔细地优化,以确保发动机性能最优。

进气道总压恢复系数、中介机匣总压恢复系数、外涵管道总压恢复系数、主燃烧室总压恢复系数、涡轮间流道总压恢复系数、涡轮出口段总压恢复系数、喷管推力系数、主燃烧室效率、机械效率等参数的数值主要取决于部件设计水平。在当代先进的航空发动机设计中它们都已经达到了较高的水平,因而这些循环参数的优化空间较小。

风扇/压气机效率、高压/低压涡轮效率、涡轮冷却空气量等参数

的数值主要取决于部件的设计技术和部件设计手段;而风扇压比、压气机增压比级压比、涵道比、涡轮进口总温等参数除部件设计因素之外还得考虑发动机整机设计技术水平和部件匹配水平。这些参数对发动机的推力和耗油率影响比较明显,其值的选择需要进行综合优化。需强调的是,在进行优化时还应考虑发动机气动负荷、热力负荷、应力水平、部件技术难度等因素,以便最终选择各方均可接受的数值^[5]。

下面以涵道比和涡轮进口总温对推力和耗油率的影响为例进行循环参数优化分析,见图2。分析图2可见,在发动机总增压比和核心机进口空气换算流量不变的条件下,涡轮进口总温增加,发动机推力增加,但是耗油率并不总会随之增加;而涵道比增加,则发动机推力增加,耗油率降低,但发动机进口空气流量增大,要求发动机尺寸增大,从而使飞机阻力增加。由此进一步拓展分析可知,所有循环参数对发动机性能的影响都是相互约束的,循环参数优化时需找到一个最佳值。

4 发展潜力分析

大涵道比民用涡扇发动机虽然具有巨大的经济附加值,但也是高投入的产品,发动机在总体设计时不仅需考虑原型机的性能,更需考虑发动机的发展潜力。只有具有较大发展潜力的发动机,才能在残酷的民机动力竞争中较长时期内立于不败之地。

发动机发展潜力主要反映在推力的覆盖范围,同时也体现在发动机使用寿命上,而涡轮进口总温的大小则是决定发动机发展潜力的一个关键因素。发动机设计初期,涡轮进口总温需保留足够

的使用裕度,确保发动机今后有较大的发展空间。如GE90设计状态(巡航状态)涡轮进口总温为1380K,起飞状态为1592K。GE90高压涡轮设计留有较大的温度裕度,GE90-B3为127℃,GE90-B1为89℃。

核心机发展潜力是制约发动机发展潜力的另一个关键因素^[7]。在核心机基础上发展系列发动机,是有效解决发动机自身系列化发展的最好的一条技术途径。如GE公司的GE90发动机设计阶段就充分考虑了核心机发展潜力,核心机气动和结构设计时考虑了将来发动机推力增长需要,其最新投入使用的-115B推力达到了511kN,推力较早期型号增加了53%。

国内大飞机发动机发展建议

面对未来20年利润巨大的航空发动机市场,我国的大飞机项目发展为我国进入民机发动机市场提供了一次宝贵机会。结合大飞机发动机发展规律和我国国情,我国大涵道比涡扇发动机发展应遵循以下建议:

(1) 市场需求是目的。民机市场全球接轨,研制出的发动机要参与到全球竞争中,因此有较大发展潜力的大涵道比涡扇发动机,才具有较大的市场前景。

(2) 技术先进是核心。为了使发动机更具竞争力,必须集中全行业的精英研究并突破民机发动机研制的核心技术。

(3) 系列发展是保障。为了能够迅速满足民机市场发展的需求,发动机必须具有系列化发展的能力,使发动机能够较快地派生研制出满足用户需求的动力系统。

注:本文有参考文献7篇,因篇幅所限未一一列出,如有需要,请向本刊编辑部索取。

(责编 侧卫)

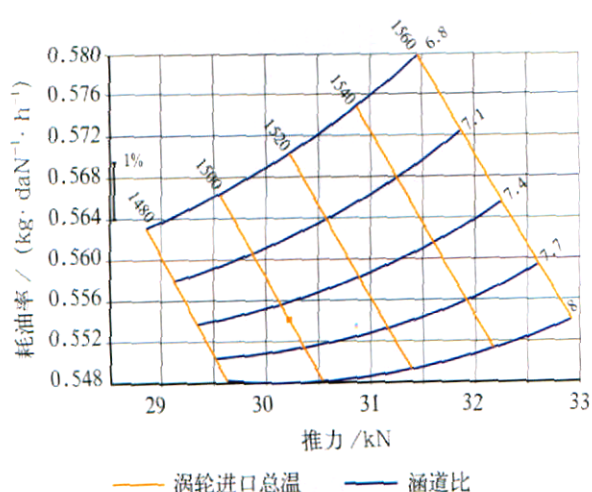


图2 涡轮进口总温和涵道比对推力和耗油率的影响