

大涵道比涡扇发动机总体性能与循环参数设计

Design of Performance and Cycle Parameters of High Bypass Ratio Turbofan

沈锡钢 / 中航工业沈阳发动机设计研究所

导 读: 大涵道比涡扇发动机采用高涵道比、高总增压比、高涡轮前温度, 在总体性能和循环参数选取时应根据各参数的相互影响进行优化设计, 要考虑包括安装条件、设计、材料、工艺水平限制, 还要综合平衡性能、可靠性、耐久性和环保的要求。为了适应未来大涵道比涡扇发动机更经济、更清洁、更安静的要求, 需要提高发动机总体性能的新途径和新技术, 包括先进的传统大涵道比涡扇发动机、齿轮传动涡扇发动机和开式转子发动机。

关键词: 大涵道比; 涡扇发动机; 总体性能; 循环参数

Keywords: high bypass ratio; turbofan; performance; cycle parameter

0 引言

20世纪70年代, 发动机在广泛应用各种先进技术的同时, 采用“三高”循环参数: 高的涵道比、高的总增压比、高的涡轮前温度, 也就是大涵道比涡轮风扇发动机。它的出现进一步提高了发动机的经济性, 降低了飞机噪声及污染物排放, 同时大幅度提升了飞机起飞性能, 成为军民用运输机的主要动力。

1 总体性能与循环参数的发展历程

大涵道比涡扇发动机总体性能设计技术发展大致分为四个阶段, 每一次技术进步都伴随着更大的涵道比、更高的总增压比和涡轮前温度的提高。

第一阶段: 20世纪70年代初至80年代中, 采用的循环参数一般涵道比约为4.2~5.0, 总增压比约为22~30, 涡轮前温度约为1250℃以下。基本采用了常规的设计技术、材料与制造工艺。这一阶段的代表发动机有RB211、CF6、JT9D等。

第二阶段: 20世纪80年代初至90年代初, 涵道比约为5.0~6.0, 总增压比约为28~34, 涡轮前温度约为1300~1400℃。此时的发动机在设计技术、材料、工艺以及调节器上均有较大的改进, 例如, 叶型设计已由二维逐渐向三维、全三维发展, 广泛采用定向结晶、单晶涡轮叶片材料以及粉末冶金的涡轮盘, 全功能数字式燃油调节器(FADEC)取代了传统的机械液压燃油调节器等。这一阶段的代表发动机有CFM56、V2500等。

第三阶段: 20世纪90年代, 涵道比约为6.0~8.0, 总增压比约为34~40, 涡轮前温度约为1400℃以上。此阶段中采取了许多提高部件效率的措施, 例如, 风扇、高压压气机与涡轮的叶片中, 全部采用全三维设计, 且由于复合材料、带夹芯和空心的风扇叶片技术的发展, 风扇叶片由减振凸肩的大展弦比设计改为无凸肩的小展弦比(宽弦)设计; 刷式封严装置用于气封与油

封中; 采用了性能更好的耐温材料与涂层; 采用新一代FADEC; 完善维修性设计等。不仅使发动机性能有提高, 发动机的可靠性与寿命也有较明显的提高。这一阶段的代表发动机有GE90、遑达800、PW4084等。

第四阶段: 20世纪末到现在, 涡扇发动机的涵道比高达8.0~11.0, 总增压比达到40~52, 涡轮前温度约为1500℃以上。这一时期的发动机, 在叶片设计中采用了新一代的三维气动设计; 风扇叶片采用掠形设计; 复合材料已用于制造尺寸较大的风扇机匣; 低排放的燃烧室设计与完善的降噪设计使发动机不仅能满足21世纪严格的环保条例的要求, 而且还有较大的裕度; 高效的涡轮叶片冷却技术与智能化发动机状态监视系统等。这一阶段的代表发动机有GENx、遑达1000等。

表1为具有代表性的大涵道比涡扇发动机主要性能参数, 在大涵道比涡扇发动机发展中, 总是不断提高发动机涵

表1 具有代表性的大涵道比涡扇发动机主要性能参数

性能	型号	CFM56-5	V2500	RB211-524C	CF6-80C2	JT9D-7R	PW4056	GE90	TRENT 800	PW4084	GEnx	TRENT 1000
起飞推力(dN)		11350	11350	22500	25000	22200	25300	42300	37710	39700	30800	30800
巡航耗油率 (kg/(daN·h))		0.604	0.575	0.655	—	0.64	0.59	—	0.567	—	—	0.516
总增压比		26.4	36	29	30	24	30	39.3	39.9	34.2	44	39
涡轮前温度(℃)		1364	1382	—	1365	1250	1300	1430	—	1400	—	—
涵道比		6.0	5.7	4.4	5.28	5.2	5.0	8.4	5.96	6.4	9.6	11

道比、总增压比以及部件效率,使发动机耗油率大幅度降低。

2 性能和热力循环特点

大涵道比涡扇发动机主要用作军民用运输机的动力,要求在巡航状态应具有低的燃油消耗,在起飞状态具有较大的推力。

大涵道比涡扇发动机空气流道分内外涵两部分,热力循环在内涵完成。热力循环的一部分可用功用于产生内涵推力,大部分传递给风扇,用于压缩外涵空气,产生外涵推力。通过对大涵道比涡扇发动机进行热力循环分析,得到涵道比、总增压比、涡轮前温度变化等主要循环参数对发动机总性能的影响如图1所示。从图1可以看出,要获得低的发动机耗油率,需提高发动机涵道比、总增压比、涡轮前温度,即采用“三高”循环参数:高的涵道比,高的总增压比,高的涡轮前温度。前述大涵道比涡扇发动机的发展历程也印证了这一点。

1) 高涵道比

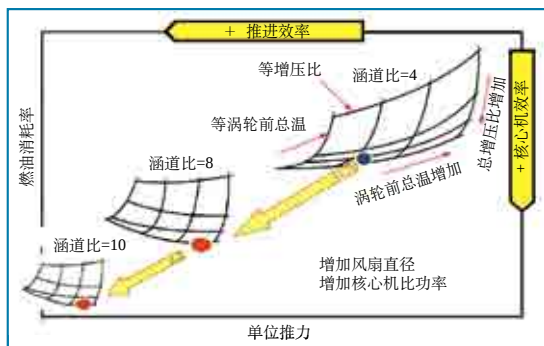


图1 主要循环参数对发动机总性能的影响

在核心机不变的条件下,涵道比越大,根据“附加质量原理”,发动机的推力越大,满足起飞推力的要求。涵道比越大,喷管的排气速度越低,推进效率越高,耗油率越低,可满足巡航耗油率的要求。

2) 高总增压比

在一定的涡轮前燃气温度条件下,存在一个获得最大单位推力的增压比(即最佳增压比),以及一个获得最低燃油消耗率的增压比(即最经济增压比),最经济增压比远高于最佳增压比,大约为最佳增压比的2~3倍,具体的数值取决于涡轮前燃气温度及压缩与膨胀过程的效率。对于大涵道比涡扇发动机而言,应尽量接近最经济的增压比。随着涡轮前燃气温度和效率的提高,最经济增压比提高。经过几十年的努力,压气机的增压比提高到40以上,大大提高了发动机的性能水平。根据当前使用的涡轮前燃气温度,增压比已经达到或超过最佳增压比,但仍然低于最经济的增压比。

3) 高涡轮前温度

涡轮前温度是影响发动机综合性能水平的最重要参数,直接反映发动机的设计水平,是航空技术进步的重要标志。提高涡轮前温度,发动机加热量增加,热效率也增加,因此发动机单位推力显著增大,这样可以有效地减小发动

机尺寸和减轻发动机重量,是提高发动机性能的主要途径,而且随着涵道比和总增压比的提高,需要更高涡轮前温度,以保证较优的发动机性能。

3 总体性能和循环参数的选取和优化

尽管大涵道比涡扇发动机性能和循环参数特点是高涵道比、高总增压比和高涡轮前温度,但在总体性能和循环参数选取时应根据各参数的相互影响进行优化设计,并要考虑包括安装条件、设计、材料、工艺水平限制,还要综合平衡性能、可靠性、耐久性和环保的要求。

1) 涵道比的选取

增大涵道比使经济性得到改善,但涵道比增大也带来了一系列不利因素和限制。同一推力级的发动机,涵道比增大,风扇尺寸增大,由此导致四方面问题。一是短舱直径增加,装机外部阻力相应增大,安装损失增加。涵道比增大到一定程度后,安装巡航耗油率不降反升。二是重量增加,要保证强度要求,一般要使用复合材料或空心叶片。三是受风扇叶尖速度的限制,低压转速降低,导致低压轴、增压级和低压涡轮设计难度增大,必要时需增加低压涡轮级数,重量增加。四是发动机翼下安装时受到飞机要求的地面间隙的限制。因此,涵道比的选取要考虑以上因素综合权衡考虑。

2) 总增压比的选取

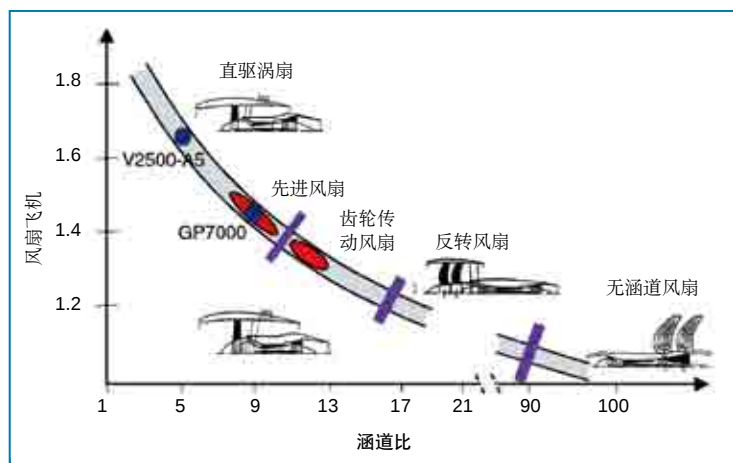


图2 风扇外涵压比和涵道比变化关系

随总增压比增大,压气机的出口温度升高,受到压气机出口级叶片、轮盘材料和耐热能力的限制,高压压气机长度的限制。另外总增压比增大,增加涡轮负荷,涡轮的设计难度增大。

3) 涡轮前温度的选取

大涵道比涡扇发动机更注重热端部件的可靠性、耐久性以及发动机维护费用,因此设计时涡轮叶片耐温能力留有较大裕度,即发动机工作温度低于采用冷却后材料能承受的温度,一般温度裕度有100~150℃。例如,为波音787-3与-8型客机设计的GENx发动机排气温度分别有173℃、105℃的裕度。

4) 部件效率的选取

根据设计经验及技术水平选择部件效率、主要损失系数和引气参数。部件效率的选取还与采用的结构有关,例如,采用单级涡轮和双级涡轮,选取的效率不同。部件性能水平是恰当确定新发动机尺寸的关键,效率的提高对固定尺寸的发动机的耗油率的影响比对全新发动机的影响要小,一旦发动机几何通道固定,效率提高的影响就降低。因此在设计初期部件效率和主要损失系数的选取很重要。

5) 风扇外涵压比的选取

当飞行条件、内涵参数及涵道比确

定的条件下,随风扇外涵压比的增大,发动机单位推力的最大值和耗油率的最小值几乎同时达到,因此存在最佳风扇外涵增压比使单位推力和耗油率为最佳值。最佳风扇外涵增压比与外涵损失有关。在内涵参数和涵道比相同的情况下,混排涡扇发动机最佳风扇增压比应比分排风扇发动机的更小。内涵参数一定时,随涵道比增大,最佳风扇增压比减小,风扇最佳外涵压比和涵道比的变化关系见图2。由于风扇外涵压比增加会带来低压涡轮的膨胀比加大,实际选择风扇外涵压比时,要综合考虑总体性能、低压涡轮级数、风扇和低压涡轮设计难度等因素。

对某一实际发动机方案,为找出总增压比、涡轮前温度和涵道比可行的较佳取值范围,可将不同涵道比下的等总增压比和等涡轮前总温曲线族进行叠加形成如图3的综合分析图。

图3中三角形区域为该方案在考虑耗油率要求、风扇尺寸限制、涡轮前总温限制等边界条件后得到的涵道比、总增压比和涡轮前温度等三个主要循环参数初步选择范围。在此可行域内,综合考虑设计、材料、工艺水平限制以及可靠性、耐久性和环保的要求,对各循环参数进行进一步的优化和迭代,以期

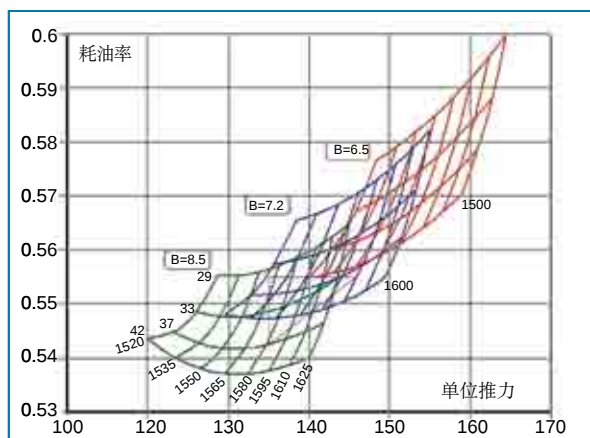


图3 总增压比、涡轮前温度和涵道比对单位推力和耗油率的综合影响分析

获得满足各约束条件的较优方案。

4 提高总体性能的新途径和新技术

未来大涵道比涡扇发动机将更清洁、更安静、更快速、更经济。下一代大涵道比涡扇发动机要求燃油消耗比现有发动机减少15%~35%,并且强调经济性和环保性的平衡。要达到这一目标,实施的途径主要包括:先进的传统大涵道比涡扇发动机、齿轮传动涡扇(GTF)发动机和开式转子发动机。

4.1 先进的传统大涵道比涡扇发动机

先进的传统大涵道比涡扇发动机是在常规形式大涵道比涡扇发动机的基础上,采用先进的材料、气动设计、控制等技术减小油耗, LEAP-X是GE公司开发的下一代先进的传统大涵道比涡扇发动机,其减小油耗主要途径包括:

1) 进一步提高涵道比、发动机总增压比和涡轮前温度

开发高温材料和采用先进的冷却技术提高涡轮前温度。LEAP-X的高压涡轮导向器采用陶瓷基复合材料(CMC),涡轮叶片采用先进涡轮叶型材料(ATAMS),钛铝合金用于低压涡轮叶片,减轻重量。

LEAP-X采用高的高压压气机压比

来提高发动机总增压比,增加高压气机单级压比,用较少级数达到高的压比。

涵道比进一步提高。LEAP-X采用尺寸更小的核心机以增大涵道比,使涵道比达到9。为了减少涵道比增加带来的风扇重量的增加,采用了三维编织树脂传递成型(RTM)复合材料风扇叶片和机匣。

2) 进一步提高部件效率

LEAP-X采用第三代的三维设计技术,开发先进多级计算流体力学方法提高效率,考虑端壁效应设计以降低二次流损失。

3) 高压涡轮冷却空气流量可调

高压涡轮冷却流量是依据起飞和爬升状态确定的,这些状态下确定的冷却流量在巡航和下降等低温飞行段有些浪费,冷却流量调节系统可以设计成巡航状态减少冷却流量,从而降低油耗,LEAP-X就采用了这项技术。

4) 采用可变外涵喷管

通过改变外涵喷管可以增加起飞推力,减小巡航耗油率。

5) 采用主动间隙控制技术

主动间隙控制不但在发动机全工作范围内减小叶尖间隙,而且能保持发动机性能。这一技术现已被广泛采用。

4.2 齿轮传动涡扇发动机

齿轮传动涡扇发动机是在风扇和增压级之间用减速齿轮连接,通过增加减速齿轮可以使风扇、低压涡轮和增压级在各自最佳转速下工作,从而提高部件效率,降低发动机耗油率。采用齿轮传动风扇可以使风扇工作在更低转速,这样就可以加大风扇直径,使增加涵道比降低排气速度成为可能,可进一步降低发动机耗油率。

齿轮传动涡扇发动机需要解决的关键技术是减速齿轮系统、高速增压级和高速低压涡轮设计技术。增压级和低压涡轮转速的提高导致气流马赫数的

提高,有利于气动设计,但另一方面高转速提高了叶片和盘的气动和离心负荷,因此叶片和转子设计要认真考虑载荷分布,否则级数的减少带来的重量收益可能被重的单级转子所消耗。

PW1000G发动机是普惠公司研制的齿轮传动涡扇发动机,目前验证机是133kN推力级,涵道比11,风扇直径2.032m,同样级别的常规发动机风扇直径一般为1.90cm左右。

静洁发动机计划开发的三级高速低压涡轮的验证转速达到9000r/min,是同样尺寸的低压涡轮转速的二倍。风扇叶尖速度300~350m/s,而气动和噪声限制最大为430m/s。

4.3 开式转子发动机

提高发动机总效率、降低油耗有两个途径:一是提高热效率,二是提高推进效率。提高热效率只能靠提高涡轮前温度和压气机总增压比来实现,而这方面提高的潜力已经不是很大,于是增加涵道比,提高推进效率是降低油耗的主要途径。和大涵道比涡扇发动机相比,开式转子发动机的涵道比可以大幅度增加,大大提高了推进效率,又因其无风扇机匣,短舱阻力较小,因此可比具有相同技术水平的涡扇发动机节省20%~30%的燃料。但需要解决桨扇噪声偏大和发动机在飞机上的安装等问题。美国GE与NASA在GE36基础上联合开发研制的新一代开式转子发动机,采用了先进核心机,涵道比在35以上。

5 结束语

大涵道比涡扇发动机总体性能匹配和循环参数选取遵循“高涵道比、高总增压比、高涡轮前温度”原则,并要考虑包括安装条件,设计、材料、工艺水平等限制,还要综合平衡性能、可靠性、耐久性和环保的要求。大涵道比涡扇发动

机的发展就是不断提高循环参数,提高部件效率下取得的,未来耗油率的进一步降低,除了在常规的大涵道比涡扇发动机的基础上采用先进技术来达到降低油耗目的外,还采用齿轮传动发动机和开式转子发动机等新形式发动机来大幅度降低油耗。

AST

参考文献

- [1] Riegler C. The geared turbofan technology opportunities, challenges and readiness status[OL]. MTU Aero Engines GmbH. http://www.mtu.de/en/technologies/engineering_news/others/Riegler_Geared_turbofan_technology.pdf
- [2] 黄太平.民用航空涡轮发动机现状与发展趋向[J].机电技术,2003(51).
- [3] Perkins D. Steps toward a practical ultra-high bypass ratio propulsion system design[OL].Engine Systems Branch NASA Glenn Research Center Cleveland, Ohio, 2007-07-26. <http://ns1.nianet.org/workshops/docs/QA/presentations/PS/Perkins.pdf>
- [4] Gould K, Weed P.The aircraft engine design project-engine cycles design problem overview[OL]. http://web.mit.edu/16.unified/www/SPRING/systems/GE_Challenge/GE%20Challenge%20Problem%20Statement%202009.pdf

作者简介

沈锡钢,工学硕士,中航工业航空发动机总体性能设计技术首席技术专家,现任中航工业沈阳发动机设计所副所长、研究员,主要从事航空发动机总体设计技术研究。