

大涵道比发动机核心机流量与推力相关性研究

唐宇峰, 李长晖, 丁宁, 魏宝锋

中国航发沈阳发动机研究所, 辽宁 沈阳 110015

摘要:为满足大涵道比发动机不同起飞推力的设计要求,对不同进气质量流量及压缩比的核心机采用 Gasturb 软件开展发动机起飞推力相关性研究;以压缩比最大、核心机进气质量流量最大的核心机为例,采用核心机低压部件重新匹配方法,试验设计不同推力量级下对应的发动机性能参数。结果表明:核心机进气质量流量对发动机起飞推力影响较大,核心机压缩比对发动机推力影响较小;核心机进气质量流量越大,发动机推力越大;降低低压部件级数,可减小发动机推力,但可能影响发动机油耗、尺寸、部件设计等;提高低压部件设计水平和增加低压部件级数,可增大发动机设计起飞推力,但应满足发动机温度裕度要求。

关键词:核心机;大涵道比发动机;核心机流量;推力

中图分类号:U233

文献标志码:A

文章编号:1673-6397(2024)03-0046-05

引用格式:唐宇峰,李长晖,丁宁,等.大涵道比发动机核心机流量与推力相关性研究[J].内燃机与动力装置,2024,41(3):46-50.

TANG Yufeng, LI Changhui, DING Ning, et al. Correlation between core engine flow and thrust of a high bypass ratio engine[J]. Internal Combustion Engine & Powerplant, 2024,41(3):46-50.

0 引言

大涵道比发动机主要指涵道比(外涵道与内涵道空气质量流量的比)大于4的涡扇发动机,该类型发动机推力为50~500 kN,油耗低、噪声小、寿命长、可靠性高,广泛应用于大型民用、军用运输机以及其他大型亚声速飞机^[1]。核心机是大涵道比发动机的重要组成部分,生产成本低,研制周期长,包括了发动机推进系统中温度最高、压力最大、转速最高的组件。核心机的高压压气机、燃烧室和高压涡轮承受发动机高速、高温环境,对各部件的工作强度和可靠性要求非常严格,是发动机研制过程中的重要部分。核心机进气质量流量与大涵道比发动机的推力级别密切相关,在压缩比、各部件效率、材料等各方面设计相同的条件下,核心机进气质量流量越大,派生发展的发动机推力越大。

美国、俄罗斯等航空发达国家采用多种技术及方法开发核心机。美国将核心机和技术验证机结合,在发动机及其航空技术系列化发展中取得了重大成就:在JT系列发动机和CFM56系列发动机的基础上,采用核心机技术发展了一系列满足不同需求的发动机;GE公司在成熟核心机的基础上,研制了一系列军、民用航空发动机,比如F101、F110、CF6和CFM56等^[2-3]。通常核心机技术开发有2个特点:1)核心机基本保持不变,通过增加发动机进气质量流量,改变涵道比,衍生发展系列型号;2)在核心机流道及支撑方式等不变的基础上,采用新的涂层和冷却方式等先进技术提高涡轮进口温度,增大发动机温度裕度(发动机能承受的最大温度与涡轮进口温度的差),增大发动机推力^[4]。但一款成熟的核心机不可能适用于所有推力级别发动机,若核心机性能不能满足大涵道比发动机的推力目标,可通过缩放技术将核心机放大或缩小,并对核心机进气质量流量进行分析,以满足大涵道比发动机的推力要求。

收稿日期:2024-04-09

基金项目:中国航发动所航空动力基金项目(6141B09050360)

第一作者简介:唐宇峰(1985—),男,辽宁葫芦岛人,工学硕士,高级工程师,主要研究方向为航空发动机总体性能设计, E-mail:414631@qq.com。

Gasturb 软件可实现涡喷、涡扇、涡桨、涡轴及地面燃气轮机的整机热力学设计或性能分析,获得各个部件性能参数,有利于分析测试数据,快速实现发动机热力学性能设计等功能。本文中以不同进气质量流量的核心机为基础,采用 Gasturb 软件完成不同推力量级大涵道比发动机的设计方案,分析核心机进气质量流量与整机推力的适配程度,为大涵道比发动机设计提供参考。

1 理论分析

增大核心机循环功或进气质量流量可增大发动机设计推力。核心机单位循环功^[5]

$$W_c = [kRl_T T(1 + l_m - l_1)(1 - l_p^{\frac{k-1}{k}})] / (k - 1), \quad (1)$$

式中: k 为绝热指数; R 为特定气体常数; l_T 为核心机温升比,为核心机出口燃气总温与进口空气总温的比; T 为核心机进口热力学温度,K; l_m 为核心机燃油与空气的质量比; l_1 为核心机空气泄漏质量与核心机燃气质量的比; l_p 为核心机压缩比,为出口压力与进口压力的比。

由式(1)可知,增大核心机温升比和压缩比可增大核心机单位循环功。设计核心机时,增大压气机效率、压气机压缩比、涡轮效率、涡轮前温度等,使温升比和压缩比增大,从而增大核心机推力,但该方法成本高、周期长,主要用于未来核心机的系列化发展;改变核心机几何尺寸,放大核心机,可增大核心机进气质量流量,从而增大发动机推力,但该方法在设计、试制和试验环节上均需改进,研制周期长、研制经费高、技术风险大^[6]。以上设计方法是从改变核心机的角度进行设计,若保持核心机气动参数不变,可选用大功率风扇增加风扇流量和核心机压缩比,增大发动机总进气流量,使发动机推力增大,同时采用增大涡轮流量、涡轮级数、涡轮级膨胀比、涡轮效率等方法提高低压涡轮单位循环功^[7]。受发动机尺寸、质量及低压部件级数等的限制,该方法增大发动机推力有限。若进一步增大发动机推力,应对核心机进行改进设计,通过对核心机放大、增加高压压气机或高压涡轮级数等方式,使其满足不同推力量级发动机的需求。

2 方案分析及性能设计

2.1 方案设计

采用核心机低压部件重新匹配的方法,开展大涵道比发动机推力级别试验研究,主要考虑以下因素:1)低压部件流量和核心机流量平衡;2)根据核心机工作性能曲线,选取核心机目标工作点,确定核心机增压比、工作效率和对应的进气质量流量;3)核心机涡轮前温度应满足匹配后发动机的温度裕度;4)混排涡扇发动机整机的内、外涵道出口总压平衡,分排涡扇发动机整机的内、外涵道出口速度应匹配^[8-9]。根据核心机转速、进气质量流量、燃油流量、功率、工作强度等要求,重新匹配风扇、增压级、低压涡轮的级数,使不同推力级发动机满足性能、功能、寿命、可靠性等要求。

选用进气质量流量分别为 25、35、45 和 55 kg/s 的核心机,每种核心机分别与适合推力量级(方案 1)、最小推力量级(方案 2)和最大推力量级(方案 3)3 种方案进行匹配。方案 1 低压部件效率、增压比、膨胀比等与国际通用的牵引性指标一致,发动机推力、耗油率、外廓尺寸、低压部件级数等指标均按照相对经济指标选取;方案 2 拓宽了核心机工作点选取范围,对比方案 1,减少了低压部件级数,低压部件工作效率和流路连接部分气动损失与方案 1 保持一致;方案 3 设计的涵道比在常规涡扇发动机合理工作范围内,同时增大发动机外廓尺寸,对比方案 1,增加了低压部件级数,提高了低压部件效率,增大了低压压气机增压比及低压涡轮膨胀比,提高了发动机涡轮前温度,降低了温度裕度,增大了发动机推力^[10-11]。

2.2 参数分析

选取大约 50 台大涵道比发动机,按年份对涵道比进行统计,如图 1 所示,地面起飞推力和巡航推力的关系曲线如图 2 所示,起飞推力与风扇直径的关系曲线如图 3 所示。采用 Gasturb 软件,估算核心机进气质量流量分别为 25、35、45、55 kg/s 时,对应的发动机起飞推力如图 4 所示。

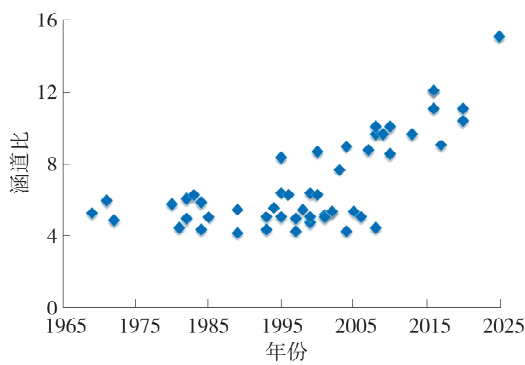


图 1 涵道比统计

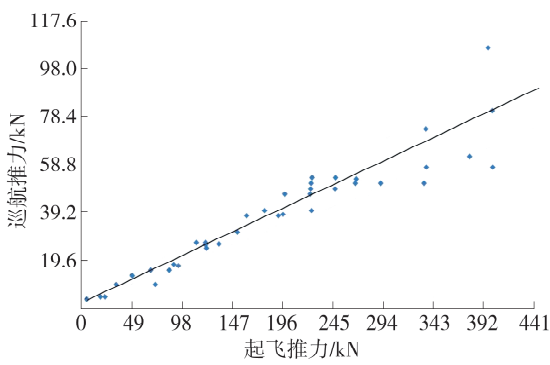


图 2 地面起飞推力和巡航推力的关系曲线

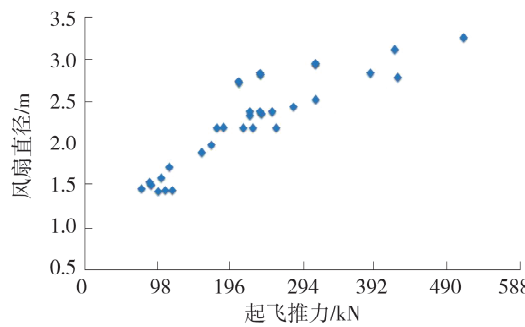


图 3 起飞推力与风扇直径的关系曲线

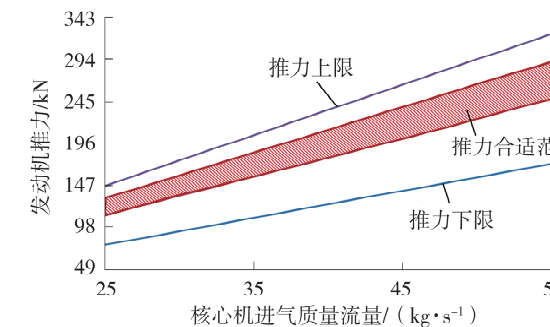


图 4 核心机进气质量流量与发动机起飞推力的关系曲线

由图 1 可知:随着科技发展,核心机涵道比逐渐增大,2024 年涵道比最大,约为 15。由图 2 可知:起飞推力越大,发动机的巡航推力也越大;起飞推力固定时,巡航推力可在一定的范围内波动。由图 3 可知:起飞推力越大,对应的风扇直径也越大;最大风扇直径未超过 3.5 m。由图 4 可知:随着核心机进气质量流量增大,发动机起飞推力增大;核心机进气质量流量确定后,发动机起飞推力在一定范围内变化。

选取国际惯用巡航状态为设计点,即国际标准大气压下,巡航高度 $h = 10.668\text{ km}$, $Ma = 0.8$, 结合图 2、4,根据发动机统计经验选取最大巡航状态推力,结合发动机起飞推力设计裕度,选取核心机进气质量流量,通过匹配相应水平的低压部件,满足发动机的不同推力需求。

采用 Gasturb 软件,核心机进气质量流量分别为 25、35、45、55 kg/s,压缩比 l_p 分别为 10、15、20,将不同的进气质量流量和压缩比进行组合,形成 12 种核心机,按照 2.1 节的 3 种方案进行数据估算。为减少其他因素对方案的影响,各方案总压恢复系数、流路连接部分气动损失等一致。不同核心机进气质量流量及压缩比下发动机起飞推力估算结果如表 1 所示。

表 1 不同核心机进气质量流量及压缩比下发动机起飞推力估算

进气质量 流量/($\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$)	合适推力下限/kN			合适推力上限/kN			最小推力/kN			最大推力/kN		
	$l_p = 10$	$l_p = 15$	$l_p = 20$	$l_p = 10$	$l_p = 15$	$l_p = 20$	$l_p = 10$	$l_p = 15$	$l_p = 20$	$l_p = 10$	$l_p = 15$	$l_p = 20$
25	112.70	120.05	112.70	132.30	124.95	122.50	78.40	88.20	88.20	147.00	139.65	137.20
35	157.78	168.07	157.78	185.22	174.93	171.50	109.76	123.48	123.48	205.80	195.51	192.08
45	202.86	216.09	202.86	238.14	224.91	220.50	141.12	158.76	158.76	264.60	251.37	246.96
55	247.94	264.11	247.94	291.06	274.89	269.50	172.48	194.04	194.04	323.40	307.23	301.84

由表 1 可知:核心机进气质量流量对发动机起飞推力影响较大,核心机压缩比对发动机推力影响较小;核心机进气质量流量越大,发动机推力越大。

2.3 性能设计

核心机 $l_p = 20$ 、进气质量流量为 55 kg/s 时,采用 Gasturb 软件进行发动机性能设计分析。由于核心机最大工作温度不得超过 1900 K ,考虑发动机经济性 & 部件设计限值,该核心机不同起飞推力方案的发动机性能参数如表 2 所示。

表 2 $l_p = 20$ 、进气质量流量为 55 kg/s 时核心机不同推力方案的发动机性能参数

方案	起飞推力/kN	巡航耗油率/[$\text{g} \cdot (\text{N} \cdot \text{s})^{-1}$]	涵道比	风扇直径/m	风扇级数	增压级级数	低压涡轮级数
1	250	53.143	9.2	2.60	1	4	6
2	194	56.816	6.7	2.00	1	3	4
3	302	52.643	10.0	2.95	1	5	7~8

方案	风扇外涵压缩比	高温涡轮前温度/K	增压级压缩比	总压缩比	高压涡轮膨胀比	低压涡轮膨胀比
1	1.54	1830	2.30	45	5.401	6.63
2	1.70	1780	1.77	35	5.401	4.71
3	1.52	1870	2.66	51	5.401	7.21

由表 2 可知:1)方案 1 发动机起飞推力为 250 kN ,参照图 1、3,设计涵道比和风扇直径均在合理范围内,发动机的温度裕度为 70 K ,符合行业内大涵道比发动机温度裕度为 $50 \sim 100 \text{ K}$ 的惯例;设计该发动机增压级级数为 4,低压涡轮级数为 6,满足低压部件级数一般不超过 8 级的惯例,方案 1 为相对合理方案。2)方案 2 发动机起飞推力为 194 kN ,推力较小,可降低低压部件级数,减小低压部件设计难度,降低发动机总压缩比,增大温度裕度,减小核心机流量,降低涡轮前温度,设计增压级级数为 3,低压涡轮级数为 4,但该方案巡航耗油率较高,没有充分发挥核心机的设计水平。3)方案 3 发动机推力为 302 kN ,推力较大,可提高低压部件的设计水平或增加低压部件级数,增大核心机流量,设计增压级级数为 5,低压涡轮级数为 7~8,但该方案发动机温度裕度为 30 K ,不满足发动机温度裕度的限值要求,需配合新的涂层、冷却、主动间隙控制等技术,以满足大涵道比发动机寿命长、可靠性高的研制要求。

3 结论

1)核心机进气质量流量明显影响大涵道比发动机设计起飞推力,核心机压缩比对发动机起飞推力的影响较小;核心机进气质量流量越大,发动机设计起飞推力越大。

2)核心机确定后,大涵道比发动机设计起飞推力在一定范围内变化,当设计推力偏离该范围后,发动机的耗油率、尺寸、部件设计等将偏离合理范围。

3)提高低压部件设计水平和增加低压部件级数可增大发动机设计起飞推力,但需要满足发动机温度裕度要求,可结合新技术,满足发动机寿命长、可靠性高的使用要求。

参考文献:

- [1] 林左鸣. 世界航空发动机手册[M]. 北京:航空工业出版社,2012.
- [2] 张丹玲,唐宇峰,丁宁,等. 军用运输机发展及动力选型[J]. 航空动力,2021(4):27-31.
- [3] 曹传军,刘天一,朱伟,等. 民用大涵道比涡扇发动机高压压气机技术进展[J]. 航空学报,2023,44(12):6-23.
- [4] 程荣辉,古远兴,黄红超,等. 民用航空发动机核心机技术发展研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2007(1):1-7.
- [5] 韩玉琪,董芑呈,王翔宇. 核心机技术发展研究[J]. 航空动力,2021(1):33-35.
- [6] 江和甫,黄顺洲,周人治. “系列核心机及派生发展”的航空发动机发展思路[J]. 燃气涡轮试验与研究,2004(1):1-5.
- [7] 黄顺洲,胡骏,江和甫. 核心机及其派生发动机发展的方法[J]. 航空动力学报,2006(2):241-247.
- [8] 唐海龙,朱之丽,罗安阳,等. 以已有核心机为基础进行发动机系列发展的初步研究[J]. 航空动力学报,2004(5):

636-639.

- [9] 梁彩云,张恩和,李泳凡,等.大涵道比涡扇发动机总体性能设计技术研究[C]//中国航空学会年大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会 2007 年学术年会论文集.深圳:中国航空学会动力专业分会,2007:28-34.
- [10] 欧阳辉,朱之丽,俞伯良.核心机派生涡扇发动机部件及整机匹配[J].航空动力学报,2010,25(9):2057-2063.
- [11] 索斯诺夫 B A,切普金 B M.航空发动机和动力装置的原理、计算及设计[M].莫斯科:莫斯科国力航空学院,2003.

Correlation between core engine flow and thrust of a high bypass ratio engine

TANG Yufeng, LI Changhui, DING Ning, WEI Baofeng

AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China

Abstract: To meet the design requirements of different takeoff thrusts for high bypass ratio engines, a study on the correlation of engine takeoff thrust is conducted using Gasturb software based on core engines with varying intake mass flow rates and compression ratios. Taking the core engine with the highest compression ratio and the largest intake mass flow rate as an example, the method of re-matching the low-pressure components of the core engine is employed to design the engine performance parameters corresponding to different thrust levels. The results indicate that the intake mass flow rate of the core engine significantly affects the engine takeoff thrust, whereas the compression ratio has a smaller impact. The larger the intake mass flow rate of the core engine, the greater the engine thrust. Reducing the number of low-pressure component stages can decrease the engine thrust, but may affect fuel consumption, size, and component design. Enhancing the design level of low-pressure components and increasing the number of low-pressure component stages can increase the designed takeoff thrust of the engine, but the engine temperature margin requirements must be met.

Keywords: core engine; high bypass ratio engine; core engine flow; thrust

(责任编辑:胡晓燕)

.....
(上接第 45 页)

both increase with the increasing of engine speed and main bearing clearance, and decrease with the increasing of oil temperature. The minimum oil film thickness increases with the oil temperature and main bearing clearance. The change trend of minimum oil film thickness is not clear with the increasing of engine speed. With the increasing main bearing clearance, center trajectory of bearing is increased, which can reduce the reliability of the engine.

Keywords: multi-body dynamics analysis; crankshaft and main bearing; lubrication parameter; numerical analysis

(责任编辑:臧发业)