

文章编号:1674-8190(2019)06-826-10

中小型核心机派生发动机设计研究

张少锋,陈玉春,李夏鑫,陈敏泽

(西北工业大学 动力与能源学院,西安 710129)

摘要: 中小型核心机派生的发动机作为通用飞机、无人机、公务机的动力,应用越来越广泛,因此研究中小型核心机派生发动机的总体方案设计非常有必要。以核心机各部件共同工作约束和高低压的匹配机理为基础,研究核心机几何面积不可调和几何面积可调设计点的选取对核心机特征参数的影响,建立核心机派生发动机总体性能和尺寸质量计算模型,应用该模型对某一先进的中小型核心机派生大涵道比涡扇发动机进行总体方案设计研究。结果表明:在核心机几何面积不可调时不能同时发挥核心机的机械负荷和热负荷,只有核心机几何面积可调时才能够同时发挥核心机的机械负荷和热负荷,在低压压缩系统增压比为 1.8 时,核心机几何面积可调比核心机几何面积不可调发动机的进口物理流量增加 16.4%,推力增加 14.1%,耗油率降低 1.4%。

关键词: 中小型核心机;总体方案;几何面积可调;总体性能;涡扇发动机

中图分类号: V235.13

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.06.012

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Research on Design of Medium-small Core-derived Engine

Zhang Shaofeng, Chen Yuchun, Li Xiabin, Chen Minze

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: As the power of general aircraft, unmanned aerial vehicle and business aircraft, the medium-small core-derived engines are more and more widely used, therefore, it is necessary to study the overall scheme design of medium-small core-derived engines. Based on the co-working constraints of the core engine's components and the matching mechanism of high and low pressure system, the influence of the core engine design points on the characteristic parameters of core engine with non-variable geometric area and variable geometric area is studied, the overall performance and size-weight calculation model of the core-derived engine is established, and the model is used to design the overall scheme design of a big bypass ratio turbofan engine derived from an advanced medium-small core engine. The results show that the mechanical load and thermal load of the core engine can not be simultaneously exerted when the geometrical area of the core engine is not variable. Only when the geometrical area of the core engine is variable, the mechanical load and thermal load of the core engine can be simultaneously exerted. When the pressure ratio of the low-pressure system is 1.8, compared to the core engine with non-variable geometric area, the core engine with variable geometric area increases 16.4% in mass flow, 14.1% in thrust and decreases 1.4% in specific fuel consumption.

Key words: medium-small core engine; overall scheme; variable geometric area; overall performance; turbofan engine

收稿日期:2018-12-12; 修回日期:2019-01-27

通信作者:张少锋, fengshao@mail.nwpu.edu.cn

引用格式:张少锋,陈玉春,李夏鑫,等. 中小型核心机派生发动机设计研究[J]. 航空工程进展, 2019, 10(6): 826-835.

Zhang Shaofeng, Chen Yuchun, Li Xiabin, et al. Research on design of medium-small core-derived engine[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(6): 826-835. (in Chinese)

0 引言

核心机是发动机上的高压系统,是各类航空发动机中最关键也是最难解决的技术之一,其技术水平的高低基本决定了整台发动机性能和可靠性的优劣^[1]。

20 世纪 60~70 年代,国外就非常重视核心机技术的发展和运用,并获得巨大的成功。在中小型核心机(换算流量不大于 15 kg/s)方面,美国 GE 公司以 T64 核心机派生发展了 T64-GE-100 涡轴发动机、CT64-820-4 涡桨发动机和 CF34 涡扇发动机系列;艾利逊公司以 T406 的核心机成功派生发展了 T406 系列的涡轴发动机、AE3007H 涡扇发动机以及 AE2100J 涡桨发动机^[2-3]。江和甫等^[4]、黄顺洲等^[5]对核心机派生发动机的方法以及系列化发展型谱规划进行了研究;尹泽勇等^[1]介绍了核心机技术的必要性、优点以及技术特点;唐海龙等^[6-7]对已有核心机进行派生发动机的发展进行了初步研究;李刚团等^[8]对 5 kg/s 流量的核心机进行了 10 kN 推力中等涵道比的涡扇发动机派生研究。但是,上述研究未涉及中小型核心机的派生发展。目前中小型核心机派生的涡扇发动机可以作为无人机、通用飞机、民用支线客机等的动力,用途越来越广泛,非常有必要进行中小型核心机派生发动机设计研究。

本文以核心机各部件的共同工作约束和部件的高低压匹配机理为基础,研究核心机几何面积不可调与核心机几何可调的发动机设计点的选取对核心机特征参数的影响,开发基于核心机派生的发动机总体性能计算模型和尺寸质量计算模型,以某一先进的涡轴发动机的中小流量核心机派生大涵道比涡扇发动机进行设计研究,研究不同的低压系统和涵道比对派生发动机总体性能的影响,为中小核心机派生发动机的设计研究提供有益的技术支撑。

1 计算模型和计算方法

1.1 核心机各部件共同工作约束

对于一个先进成熟的核心机,搭配不同的低压系统进行派生发动机设计时,需要对核心机的工作点进行匹配定位^[8-9]。核心机工作点主要指的是核

心机压气机特性图上换算转速、换算流量、增压比和等熵效率的具体值,核心机工作点的匹配定位对整个发动机的性能计算非常重要,可以在不同的工作线以及不同的换算转速下进行选择。

根据核心机涡轮导向器超临界工作流通能力不变以及涡轮与压气机流量平衡的约束^[8-9],得到:

$$\pi_{ch} = C_1 \sqrt{\frac{T_{t4}}{T_{t23}}} W_{acor23} \quad (1)$$

式中: π_{ch} 为核心机压气机增压比; T_{t4} 为核心机涡轮进口温度; T_{t23} 为核心机压气机进口温度; W_{acor23} 为核心机的换算流量; C_1 是由核心机几何决定的常数。

根据核心机压气机与涡轮匹配工作功率平衡的约束^[8-10],得到:

$$C_p T_{t23} \left[\frac{\pi_{ch}^{(k-1)/k} - 1}{\eta_{ch}} \right] = C_{pg} T_{t4} \left[1 - \frac{1}{\pi_{th}^{(k_g-1)/k_g}} \right] \eta_{th} \quad (2)$$

式中: η_{ch} 为核心机压气机等熵效率; π_{th} 为核心机涡轮的膨胀比; η_{th} 为核心机涡轮等熵效率; k 为气体的绝热指数; k_g 为燃气的绝热指数。

派生发动机的核心机部件的共同工作方程必须同时满足核心机压气机与涡轮的流量平衡和功率平衡的约束,将两式合并并消去 T_{t4}/T_{t23} ,得到:

$$\frac{W_{acor23}}{\pi_{ch}} \sqrt{\frac{\pi_{ch}^{(k-1)/k} - 1}{\eta_{ch}}} = C_2 \quad (3)$$

核心机几何不可调(核心机涡轮进出口面积固定)以及核心机涡轮进出口处于临界或超临界状态下的核心机共同工作方程如式(3)所示, C_2 是由核心机几何决定的常数。

1.2 核心机派生发动机的高低压部件匹配

在 1.1 节中,从核心机各部件共同约束阐述了核心机的工作线和工作点以及核心机特性参数受核心机几何面积的影响。在此基础上,研究核心机派生发动机高低压部件匹配关系。

在核心机派生发展匹配低压系统的时候,核心机的入口气流的总温和总压是由低压压缩系统出口参数确定的,低压系统内涵的物理流量应当与核心机的匹配工作点的物理流量连续,这是核心机派生发动机时低压压气机和核心机的基本约束关系。此外,在 1.1 节中核心机部件共同工作约束的研究中,还表明核心机的特性参数增温比 T_{t4}/T_{t23} 、增

压比、和流通能力这些核心机匹配工作点参数相互之间存在约束。基于这种核心机特性参数之间的内在制约关系以及低压压气机与核心机的高低压匹配约束关系,核心机的工作参数(核心机物理转速、物理流量、涡轮前温度等)都受到核心匹配工作点以及低压压气机设计参数的共同影响,下面具体对此进行阐述。

1.2.1 核心机物理转速受匹配点及低压压缩系统的影响

核心机的物理转速是与派生发动机结构强度和可靠性关系最紧密的参数之一,因此首先讨论该参数受核心机匹配点以及低压系统设计参数共同的影响。在核心机发动机匹配设计时考虑核心机气动负荷、强度负荷等因素,如果核心机压气机匹配换算转速和工作点确定,那么核心机的物理转速就与低压系统的增压比、等熵效率等参数直接相关。这是由式(4)和式(5)决定的:

$$n_{\text{cor}} = \frac{n_c}{\sqrt{T_{t23}}} \quad (4)$$

$$T_{t23} = T_{t2} \left(1 + \frac{\pi_{c1}^{(k-1)/k} - 1}{\eta_{c1}} \right) \quad (5)$$

式中: n_c 为核心机物理转速; n_{cor} 为核心机换算转速; T_{t2} 为低压压缩部件的进口温度; π_{c1} 和 η_{c1} 分别为低压压缩部件的增压比和等熵效率。

联立式(4)和式(5),可得:

$$n_c = n_{\text{cor}} \sqrt{T_{t2} \left(1 + \frac{\pi_{c1}^{(k-1)/k} - 1}{\eta_{c1}} \right)} \quad (6)$$

由式(6)可知,在特性图上确定了核心机的换算转速和工作点,那么核心机匹配设计点的物理转速随低压系统增压比(等熵效率设为定值)的增加而呈递增趋势;同样,如果选择了核心机的物理转速保持不变,那么核心机的换算转速随低压系统增压比的增加而呈递减趋势。

1.2.2 核心机物理流量受匹配点及低压系统设计参数的影响

在流量连续的约束下,派生发动机内涵流量与核心机匹配点的物理流量是相等的。此外,如果确定了派生涡扇发动机的涵道比,那么在高低压匹配约束下所确定的内涵物理流量最终将决定发动机的整机物理流量,进而影响派生发动机整机匹配、整机性能、尺寸与质量。

核心机物理流量是匹配工作点换算流量与核

心机进口总温、总压的函数,其函数关系如下:

$$W_{\text{acor23}} = W_{a23} \frac{\sqrt{T_{t23}}}{P_{t23}} \quad (7)$$

式中: W_{a23} 为核心机进口物理流量; P_{t23} 为核心机进口总压。

核心机进口总温的计算公式如式(5)所示,核心机进口总压的计算公式为

$$P_{t23} = P_{t2} \pi_{c1} \quad (8)$$

联立式(5)、式(7)和式(8),可以得到匹配点的核心机物理流量表达式为

$$W_{a23} = \frac{W_{\text{acor23}} P_{t23}}{\sqrt{T_{t23}}} = \frac{W_{\text{acor23}} P_{t2} \pi_{c1}}{\sqrt{T_{t2} \left(1 + \frac{\pi_{c1}^{(k-1)/k} - 1}{\eta_{c1}} \right)}} \quad (9)$$

由式(9)可以看出,如果确定了核心机压气机匹配工作点(W_{acor23} 固定),那么核心机的物理流量就是低压压气机的增压比和等熵效率的函数,在低压压气机等熵效率不变的情况下,核心机物理流量仅与低压压气机增压比相关。

1.2.3 核心机涡轮前温度受匹配点及低压系统设计参数共同的影响

核心机涡轮前温度的高低与派生发动机的热端部件(涡轮叶片)寿命和可靠性紧密相关,因此,研究核心机涡轮前温度受匹配点及低压系统设计参数共同的影响具有十分重要的意义。

由核心机共同工作下的流量平衡约束关系式和核心机进口温度关系式(5)联立,可得:

$$T_{t4} = T_{t2} \left(1 + \frac{\pi_{c1}^{(k-1)/k} - 1}{\eta_{c1}} \right) \left(\frac{\pi_{ch}}{C_1 \cdot W_{\text{acor23}}} \right)^2 \quad (10)$$

由式(10)可以看出,在核心机涡轮导向器喉道面积固定的条件下,如果选择了核心机匹配工作点的位置(π_{ch} 、 W_{acor23} 固定),那么核心机的涡轮前温度就是低压压气机增压比压比和等熵效率的函数。

1.3 核心机工作点的选取

在 1.1 节和 1.2 节中主要阐述了核心机的共同工作方程以及核心机的特性参数受低压压缩部件的影响和制约,并没有对核心机的匹配工作点的选择进行讨论。在具体的核心机派生发动机设计中,核心机的工作点会随着发动机的性能需求的变化而变化,所以有必要对发动机的匹配工作点选取

进行分析。核心机匹配工作点的选取主要包括两个方面:一是核心机几何面积不可调下的工作点选取;二是核心机几何面积可调下的工作点选取。

1.3.1 几何面积不可调的工作点选取

核心机的几何面积不可调,是指核心机的涡轮导向器喉道面积和核心机出口喉道面积(这里指低压涡轮导向器)不可调。

由式(1)的核心机部件流量平衡关系式可以看出,核心机几何面积不可调,那么核心机的工作点只能沿着固定的共同工作线移动,因此只有一个自由度。一般来说,核心机换算转速已知,那么核心机的换算流量、增压比和等熵效率就确定了。在单个变量的变化下,核心机匹配工作点沿一条固定的工作线移动。如果核心机压气机设计的比较好(这里指压气机特性),虽然发动机在这条固定的工作线上工作,但是可以保证工作点的等熵效率处在较高的水平,并且可以保持一定的喘振裕度。

在低压压气机的设计参数一定的情况下,核心机匹配工作点的选择只跟核心机的物理转速有关,下面讨论核心机物理转速对发动机核心机其他参数的影响。

(1) 核心机换算转速、增压比和换算流量受核心机物理转速的影响

由式(6)得到核心机换算转速和物理转速的关系为

$$n_{\text{acor}} = \frac{n_c}{\sqrt{T_{12} \left(1 + \frac{\pi_{c1}^{(k-1)/k} - 1}{\eta_{c1}} \right)}} \quad (11)$$

在低压压气机设计参数不变的情况下,核心机物理转速提高,核心机换算转速提高;相反,核心机物理转速降低,核心机换算转速降低。在发动机核心机几何面积不可调时,核心机沿着固定的共同工作线工作。提高核心机物理转速,核心机的换算转速、增压比和换算流量也会提高,在核心机等熵效率变化不大的情况下,核心机做功能力加强,但是物理转速增加会使核心机的气动负荷和强度负荷升高。

(2) 核心机物理流量受核心机物理转速的影响

由式(9)可知,在低压压气机设计参数确定的情况下,核心机的物理流量只与换算流量有关,通过上面叙述可以看出,发动机核心机的换算流量受

物理转速的影响,也就是说换算流量是物理转速的函数,即 $W_{\text{acor}23} = f(n_c)$,故有:

$$W_{\text{a}23} = \frac{f(n_c)P_{t23}}{\sqrt{T_{t23}}} = \frac{f(n_c)P_{t2}\pi_{c1}}{\sqrt{T_{t2} \left(1 + \frac{\pi_{c1}^{(k-1)/k} - 1}{\eta_{c1}} \right)}} \quad (12)$$

(3) 核心机涡轮前温度受核心机物理转速的影响

由式(10)可以看出,在低压压气机设计参数确定的情况下,核心机涡轮前温度与核心机增压比和换算流量有关,而在核心机几何面积不可调时,核心机增压比和换算流量都是核心机物理转速的函数,即 $g(\pi_{ch}, W_{\text{acor}23}) = g(n_c)$,故有:

$$T_{t4} = T_{t2} \left(1 + \frac{\pi_{c1}^{(k-1)/k} - 1}{\eta_{c1}} \right) g(n_c) \quad (13)$$

由式(13)可以看出,在发动机进口参数和低压压气机设计参数确定的时候,核心机涡轮前温度也是核心机物理转速的函数。

核心机压气机的换算转速、换算流量以及核心机涡轮前温度等特性参数对发动机整机性能影响很大,这几个特性参数与核心机物理转速有关,而核心机的物理转速与核心机的结构强度、可靠性以及寿命关系密切。所以在发动机总体设计的时候,既要兼顾核心机派生发动机整机性能,又要考虑发动机的结构强度和可靠性。

1.3.2 几何面积可调的工作点选取

核心机几何面积可调,指的是高压涡轮导向器喉道面积可调和高压涡轮出口喉道面积可调。在一般情况下,高压涡轮出口喉道面积比较容易调节,因为在匹配不同的低压系统时,需要对低压系统重新进行设计,来满足低压系统的功率平衡和高压涡轮出口相应的流量平衡,所以本文研究的核心机几何面积可调指的就是核心机高压涡轮出口喉道面积可调。例如,以一个成熟的中小型涡扇发动机的核心机进行派生涡轴发动机设计时,核心机几何面积不可调的情况下,核心机涡轮前温度较低,不能发挥它的温度负荷,所以通过改变一个成熟的核心机的几何面积来发挥它的温度负荷,获得更大的功率输出。

为了发挥核心机的温度负荷,由式(10)可以看出,在 C_1 变化不大的情况下就希望增加 $\pi_{ch}/W_{\text{acor}23}$ 来提高涡轮前温度。在核心机物理转速允许的情

况下通过提高物理转速来提高换算转速,使发动机沿工作线上移来提高涡轮前温度。当物理转速受结构强度和可靠性限制时,在核心机换算转速保持不变时,增加 π_{ch}/W_{acor23} 的有效途径就是将核心机的工作线和工作点往喘振边界移动,采取这种方法可以提高核心机的增压比 π_{ch} ,并降低核心机的换算流量 W_{acor23} ,使涡轮前温度提高。虽然核心机的物理流量会因工作线的上移有减小的趋势,对核心机的做功带来不好的影响,但是派生发动机的核心机设计点一般都放在高换算转速区域,发动机工作线和工作点上移,一般核心机换算流量不会变化太大。

通过核心机几何面积不可调和核心机几何面积可调分析可知,在几何面积不可调时,核心机的工作线和工作点的选择自由度只有一个,只要核心机的物理转速和核心机进口总温确定,即核心机的换算转速确定,则核心机的增压比、换算流量以及增压比都确定了,这样的派生发动机设计有可能不能充分发挥核心机的温度负荷和强度负荷,不能产生更多的推力或功率。当核心机出口喉道面积可以改变时,可以为派生发动机的工作线和工作点的选择增加一个自由度,可以使工作点不在固定的工作线上,核心机的增压比和换算流量可以自由选择。

1.4 核心机派生发动机的具体计算流程

基于成熟的核心机派生发动机总体方案设计,具体的计算步骤如下:

(1) 建立核心机特性计算模型,完成核心机特性参数的获取

在核心机派生发动机总体方案设计中,开发核心机特性计算模型,利用该模型求解出核心机的特性参数。核心机的特性参数有核心机压气机的换算转速、增压比、换算流量、等熵效率以及涡轮前温度。在核心机几何面积不可调时,五个特性参数只要已知一个参数,其余四个参数就可以确定,一般是核心机换算转速已知。在核心机几何面积可调时,五个参数只要已知两个参数,其余三个参数才可以确定,一般是核心机换算转速和涡轮前温度已知,然后利用涡轮的流通能力,计算出换算流量,然后在计算出增压比和等熵效率。

(2) 根据派生发动机的类型选择低压系统,确定核心机共同工作点

在核心机派生发动机匹配低压系统时,首先要确定低压压缩系统的增压比和等熵效率,进而求得核心机进口的总温和总压,然后按照步骤(1)中的核心机特性计算模型,确定出核心机共同工作点,求出核心机的换算转速、换算流量、增压比、等熵效率以及涡轮前温度。

(3) 派生发动机高低压系统和整机的匹配以及整机的性能计算

在核心机工作点确定之后,由核心机的特性参数以及核心机的进口参数,求解核心机压气机的出口参数。基于成熟核心机的派生发展,一般涡轮前温度不变,这样就能发挥最大的热负荷,可以获取更大的推力或输出功率。根据核心机压气机与涡轮的功率平衡,求解核心机涡轮出口的气动参数。在派生涡扇发动机时,对于不带增压级的分排涡扇发动机,只要选择了涵道比,然后根据风扇和低压涡轮的功率平衡,就可以确定整机循环参数。所有的循环参数确定之后,完成对派生发动机整机匹配以及整机性能^[10-11]的计算。

(4) 发动机尺寸与质量计算

根据已计算出的派生发动机性能方案,对派生发动机的逐个部件进行尺寸与质量计算^[12-14]。发动机尺寸与质量参数的计算方法为:根据派生发动机其设计状态下各截面的气动热力学参数,输入发动机各部件的气动、结构、强度以及材料等参数,对发动机进行尺寸与质量计算,最终得出派生发动机各部件气动、结构、强度以及尺寸与质量参数。

2 算例与分析

本文基于先进的涡轴发动机的核心机匹配一级风扇派生大涵道比分排涡扇发动机进行设计研究。涡轴发动机是由 3 级轴流压气机加 1 级离心压气机的组合压气机、回流燃烧室、2 级燃气涡轮、2 级自由涡轮以及尾喷管组成。涡轴发动机的总体性能参数如表 1 所示,其中总体参数包括单位功率 P_s 、耗油率 SFC、功重比 P/W 、功率 P ;循环参数包括压气机增压比 π_c 、涡轮前温度 T_4 、冷气流百分比 P_{cblc} ;部件参数包括压气机效率 η_c 、燃气涡轮效率 η_{GT} 、自由涡轮效率 η_{FT} 。

表 1 涡轴发动机总体性能参数

Table 1 Overall performance parameters of turboshaft engine

参数类型	符号	数值
总体参数	$P_s / [kW \cdot (kg \cdot s^{-1})]$	335.7
	$SFC / [kg \cdot (kW \cdot h)^{-1}]$	0.259
	$P/W / [kW \cdot (kg)^{-1}]$	7.4
循环参数	P/kW	2 350
	π_c	13.0
	T_4/K	1 590
	$P_{cblc}/\%$	12.0
部件参数	η_c	0.80
	η_{GT}	0.895
	η_{FT}	0.90

应用开发的核心机派生发动机计算程序,基于轴离组合压气机的核心机匹配一级风扇派生大涵道比分排涡扇发动机进行研究分析,其示意图如图 1 所示。

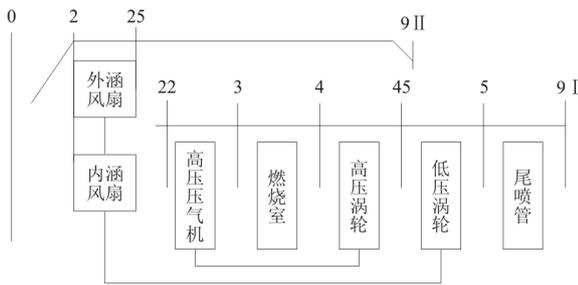


图 1 大涵道比分排涡扇发动机的示意图

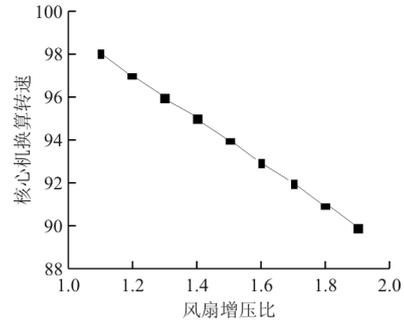
Fig. 1 Diagram of large bypass turbofan engine

2.1 核心机几何面积不可调的派生发动机分析

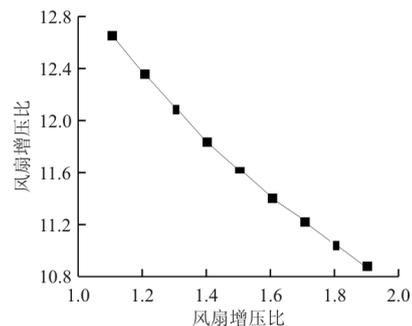
在核心机几何面积不可调的情况下,核心机物理转速不变,增加风扇增压比,假定风扇的等熵效率变化不大,设计点在地面($H = 1 \text{ m}, Ma = 0$),几何面积不可调核心机参数随风扇增压比的变化如图 2 所示。核心机的换算转速、增压比以及换算流量会随风扇增压比的增加而减小如图 2 中的(a)、(b)、(c)所示;核心机的进口物理流量和涡轮前温度会随风扇增压比的增加而升高,如图 2 中的(d)和(e)所示,以上这几个参数与涵道比的选取无关。

在核心机几何面积不可调的情况下,核心机物理转速保持不变,当风扇增压比增加时,派生发动

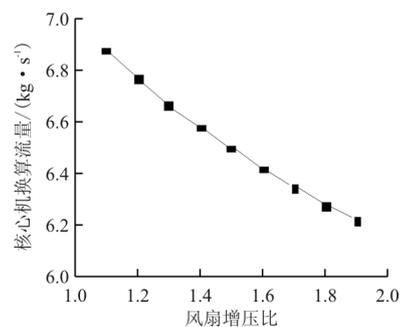
机的整机推力随风扇增压比的增加而增加,且推力的变化趋势和涵道比 R_{BP} 比有关,涵道比越大,派生发动机整机推力上升的越快,如图 3 所示。



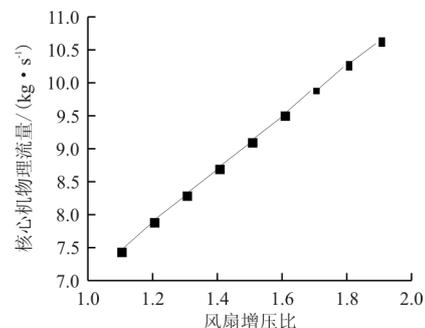
(a) 换算转速变化



(b) 增压比变化



(c) 换算流量变化



(d) 物理流量变化

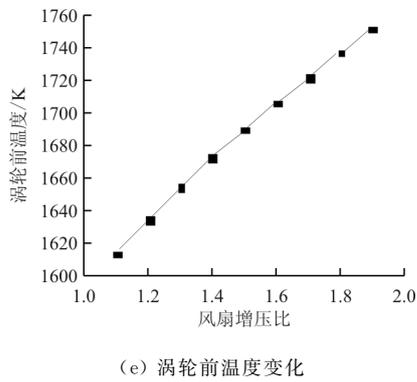


图 2 几何面积不可调核心机参数随风扇增压比的变化
Fig. 2 Variation between core engine parameters and fan's pressure ratio in non-variable geometric area

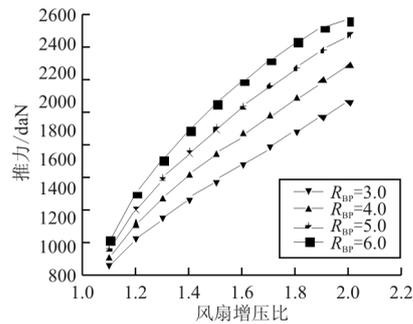


图 3 推力随风扇增压比的变化
Fig. 3 Variation between thrust and fan's pressure ratio

在核心机几何面积不可调的情况下,由于整机推力不仅与风扇增压比有关,而且与涵道比有关,所以耗油率的变化趋势也与两者有关,如图 4 所示。

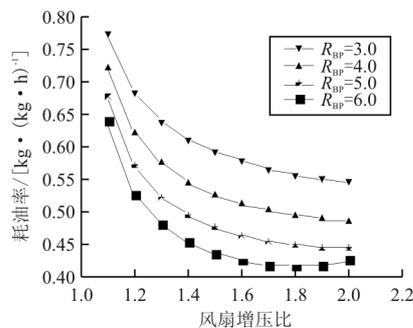
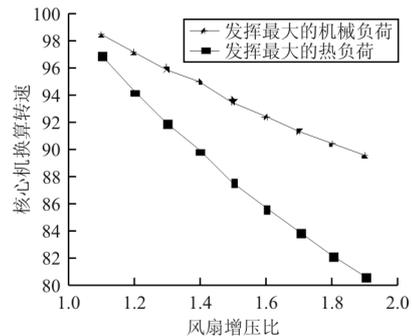


图 4 耗油率随风扇增压比的变化
Fig. 4 Variation between SFC and fan's pressure ratio

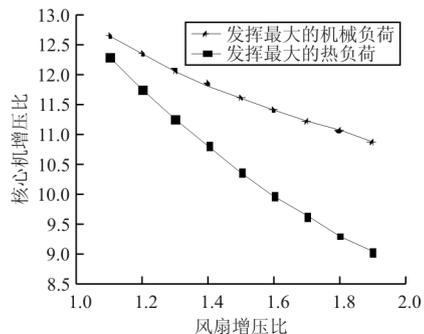
在相同的风扇增压比下,耗油率一般会随涵道

比的增加而减小。在风扇增压比较小时,所派生的涡扇发动机总增压比较小,外涵排气速度和推力较低,派生的涡扇发动机耗油率较高,不能发挥低耗油率的优势。在风扇增压比较高时,随着涵道比的增加,发动机耗油率逐渐减小,且随着风扇增压比的增加,发动机的耗油率减小的速率也要小一些。由图 4 也可以看出,在涵道比等于 6.0 时,随着风扇增压比的增加,发动机的耗油率先减小后增加,这是因为大于最经济涵道比后,发动机整机耗油率增加。

上面的算例是在核心机几何面积不可调的情况下,核心机物理转速不变即核心机的机械负荷不变,核心机发挥了最大的机械负荷,但是此时核心机涡轮前温度就会超过核心机的最高温度(这里指材料和引气量不变),如图 2 中的(e)所示。这也说明了核心机几何面积不可调时,核心机的机械负荷和热负荷不能同时被利用到最大。只能通过降低机械负荷,也就是降低核心机的物理转速,才能发挥最大的热负荷。发挥核心机最大机械负荷和发挥最大热负荷时核心机的换算转速、增压比以及换算流量的对比如图 5 所示。



(a) 换算转速对比



(b) 增压比对比

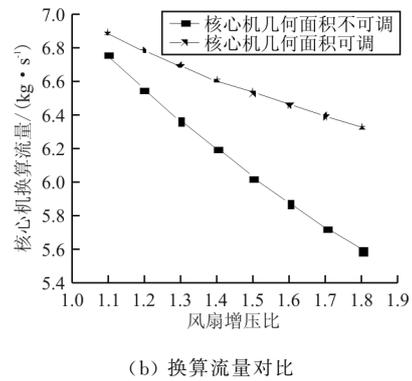
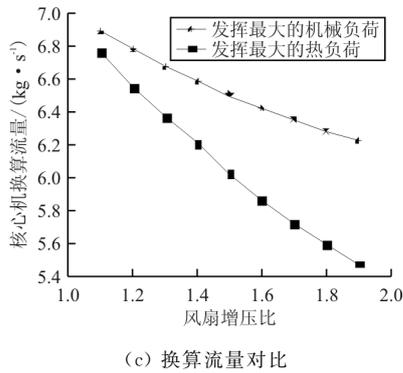


图 5 发挥最大机械负荷和发挥最大热负荷特征参数的对比

Fig. 5 Comparison of parameters between maximum mechanical load and maximum thermal load

2.2 核心机几何面积可调的派生发动机分析

由 2.1 节中可知,在核心机几何面积不可调的情况下,核心机的机械负荷和热负荷不能同时发挥,发挥最大的机械负荷,热负荷就会超限,发挥最大的热负荷,机械负荷就有些浪费,不能充分发挥核心机的做功能力,那么只有通过核心机几何面积可调,才能同时发挥核心机的机械负荷和热负荷。

风扇的特征参数一定时,核心机物理转速不变,核心机的换算转速也一定。核心机几何面积不可调时,要发挥核心机的热负荷,就要降低核心机的物理转速,核心机的换算转速就要进一步的降低,核心机的增压比和换算流量也要沿核心机的共同工作线下降而减小,进而核心机进口的物理流量降低。

核心机几何面积不可调与几何面积可调核心机的增压比、换算流量以及物理流量的对比如图 6 所示。

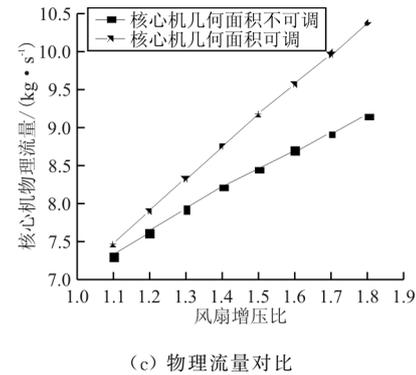


图 6 核心机几何面积不可调和核心机几何面积可调特征参数的对比

Fig. 6 Comparison of parameters of the non-variable geometric area of core engine and the variable geometric area of core engine

核心机几何面积不可调时,核心机出口喉道面积不变,但是核心机几何面积可调时,核心机出口喉道面积是改变的。核心机几何面积可调时,核心机出口(高压压气机出口)喉道面积改变百分比与风扇增压比的关系如图 7 所示。

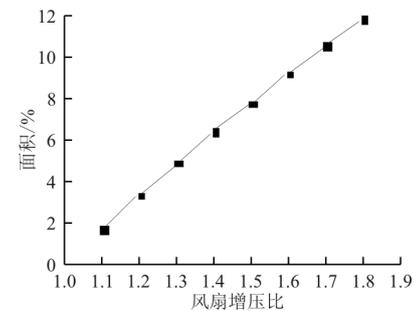
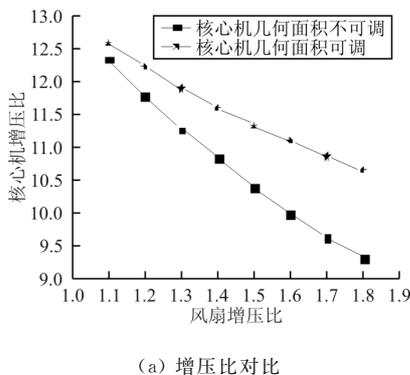


图 7 出口喉道面积改变与风扇增压比的关系图
Fig. 7 Relationship between area change of the outlet throat and fan's SFC

从图 7 可以看出: 风扇增压比越大, 出口喉道面积改变的越大, 风扇增压比为 1.8 时, 高压压气机出口喉道面积增加了 11.8%。

由于本文考虑风扇叶尖切线速度 (500.0 m/s), 风扇增压比取 1.8, 设计点在地面 ($H=0$ m, $Ma=0$) 来进行大涵道比分派涡扇发动机的总体方案设计, 核心机几何面积不可调与核心机几何面积可调在压气机特性图上工作点位置的对比图如图 8 所示。

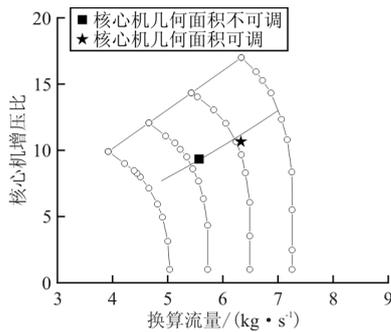


图 8 工作点位置的对比图

Fig. 8 Comparison of working point positions

从图 8 可以看出: 核心机几何面积可调, 压气机增压比和换算流量均比核心机几何面积不可调的大。发动机核心机几何面积不可调和几何面积可调总体参数的对比如表 2 所示。

表 2 总体性能参数的对比

Table 2 Comparison of overall performance parameters

发动机部件	参数	核心机几何面积不可调	核心机几何面积可调
风扇	进口物理流量 $W_a / (\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$	59.5	69.23
	增压比 π_F	1.8	1.8
	等熵效率 η_F	0.87	0.87
	涵道比 R_{BP}	5.5	5.5
高压压气机	增压比 π_C	9.32	10.65
	等熵效率 η_C	0.80	0.795
燃烧室	涡轮前总温 T_4 / K	1 590	1 590
高压涡轮	等熵效率 η_{HT}	0.895	0.895
低压涡轮	等熵效率 η_{LT}	0.90	0.90
设计点性能	推力 F / daN	1 821	2 077
	推重比 (F/W)	5.2	5.4
	耗油率 $\text{SFC} / [\text{kg} \cdot (\text{kg} \cdot \text{h})^{-1}]$	0.412 8	0.407 2

从表 2 可以看出: 核心机几何面积可调比核心机几何面积不可调的发动机的进口物理流量增加了 16.4%, 推力增加了 14.1%, 耗油率降低了 1.4%。

3 结 论

(1) 在核心机几何面积不可调的情况下, 核心机的机械负荷和热负荷不能同时发挥, 发挥最大的机械负荷, 热负荷就会超限, 发挥最大的热负荷, 机械负荷就有些浪费, 不能充分发挥核心机的做功能力, 那么只有核心机几何面积可调, 才能同时发挥核心机的机械负荷和热负荷。

(2) 以先进涡轴发动机的核心机匹配一级风扇派生大涵道比涡扇发动机, 选取风扇增压比为 1.8 进行总体方案设计, 方案结果表明在进口物理流量、推力、耗油率方面, 核心机几何面积可调发动机优于核心机几何面积不可调发动机。

参考文献

- [1] 尹泽勇, 曾源江, 石建成, 等. 涡轴(涡桨)/涡扇(涡喷)发动机通用核心机技术[J]. 航空动力学报, 2008, 23(11): 2088-2094.
Yin Zeyong, Zeng Yuanjiang, Shi Jiancheng, et al. Versatile core engine technology for turboshaft(turboprop)/turboprop(turbojet) engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(11): 2088-2094. (in Chinese)
- [2] 《世界中小型航空发动机手册》编委会编. 世界中小型航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2006.
Editorial Board of *Worldwide Medium-small Aeroengine Manual*. *Worldwide medium-small aeroengine manual*[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2006. (in Chinese)
- [3] 林左鸣. 世界航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2012.
Lin Zuoming. *Worldwide aeroengine manual*[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2012. (in Chinese)
- [4] 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.
Jiang Hefu, Huang Shunzhou, Zhou Renzhi. Idea of aero-engine development by core-engines in series and derivation[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004(1): 1-5. (in Chinese)
- [5] 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, 21(2): 241-247.
Huang Shunzhou, Hu Jun, Jiang Hefu. Investigation of core engine and derivative aero-engine development[J].

- Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 241-247. (in Chinese)
- [6] 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, 19(5): 636-639.
- Tang Hailong, Zhu Zhili, Luo Anyang, et al. A preliminary analysis of developing series of engines based on an existing core engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(5): 636-639. (in Chinese)
- [7] 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.
- Ouyang Hui, Zhu Zhili, Yu Boliang. Components and engine matching of core-derived turbofan[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(9): 2057-2063. (in Chinese)
- [8] 李刚团, 潘率诚, 李晓明. 核心机系列发展方法在 5 kg/s 流量级核心机上的应用研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2016, 29(6): 1-5, 25.
- Li Gangtuan, Pan Shuaicheng, Li Xiaoming. Application of deriving series engine from common core methodology on 5 kg/s air flow class core[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2016, 29(6): 1-5, 25. (in Chinese)
- [9] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
- Lian Xiaochun, Wu Hu. Aircraft engine theory[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005. (in Chinese)
- [10] Sellers J F, Daniel C J. DYNGEN: a program for calculating steady-state and transient performance of turbojet and turbofan engines: TND-7901[R]. US: NASA, 1975.
- [11] 张鑫, 刘宝杰. 核心机驱动风扇级匹配特性分析[J]. 航空学报, 2015, 36(9): 2850-2858.
- Zhang Xin, Liu Baojie. Matching characteristics of core driven fan stage[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(9): 2850-2858. (in Chinese)
- [12] Onet E, Kless G W. A method to estimate weight and dimensions of large and small gas turbine engines: NASA-21295[R]. US: 1979.
- [13] Tong M T. A computer code for gas turbine engine weight and disk life estimation[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2004, 126(2): 111.
- [14] Sanghi V, Kumar K, Sundararajan V. Preliminary estimation of engine gas-flow-path size and weight[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(2): 208-214.

作者简介:

张少锋(1986—),男,博士研究生。主要研究方向:航空发动机总体设计。

陈玉春(1967—),男,博士,教授,博导。主要研究方向:航空宇航推进理论与工程。

李夏鑫(1994—),男,硕士研究生。主要研究方向:航空发动机总体设计。

陈敏泽(1989—),男,博士研究生。主要研究方向:航空发动机总体设计。

(编辑:丛艳娟)