

文章编号:1000-8055(2008)11-2088-07

涡轴(涡桨)/涡扇(涡喷)发动机通用核心机技术

尹泽勇, 曾源江, 石建成, 罗安阳

(中国航空动力机械研究所, 株洲 412002)

摘 要: 通用核心机技术不仅可增加所发展发动机的通用零件数, 缩短研制周期, 还可使所发展的各类发动机性能均较先进. 不同流量的通用核心机可相应发展不同功率/推力范围的各类发动机, 通用核心机的设计需考虑强度与气动性能的折衷, 其部件应有宽广的高效与稳定工作范围, 且通用前提下也允许核心机后续发展时有小的变动. 文中最后讨论了某中小型通用核心机方案设计中涡轮级数和压气机形式的选择问题.

关 键 词: 通用核心机; 涡轴发动机; 涡桨发动机; 涡扇发动机; 涡喷发动机

中图分类号: V23

文献标识码: A

Versatile core engine technology for turboshaft (turboprop) / turbofan (turbojet) engines

YIN Ze-yong, ZENG Yuan-jiang, SHI Jian-cheng, LUO An-yang

(China Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: The development of aero-engine technology makes it necessary to study the versatile core engine technology. Versatile core engine technology not only increases the number of the common parts of the developed engines, reduces its research and development periods, but also improves the performances of all the types of the developed engines. Aero-engines of different kinds with a certain power/thrust class could be derived from the corresponding versatile core engine with a certain mass flow amount. The design of versatile core engine must make a compromise between strength and aero-dynamic performance, and its components must be able to work effectively and stably within a wide range of operation; moreover, the versatile core engine should allow some small changes in the follow-up development. This paper discusses the issues for the turbine stage numbers and the compressor form in the conceptual design of a medium-small scale versatile core engine.

Key words: versatile core engine; turboshaft; turboprop; turbofan; turbojet

航空发动机作为飞机的“心脏”,是影响飞机性能最主要的因素之一. 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困难的技术之一,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. 对发动机核心机技术的掌握程度决定了航空发动机发展水平的高低,开展高水平核心机技术研究,对促进发动机技

术进步极为重要.

核心机技术研究与发展研制一样具有难度大、投资多、周期长从而风险高的特点. 发动机工业界早期曾采用针对单一类型的发动机研制核心机的方式既不经济、也不科学. 当然,人们也曾“被动”地利用已有的某种(例如涡轴)发动机的核心机,发展出另外一种(例如涡扇)发动机. 然而,这

收稿日期:2007-10-23; 修订日期:2008-05-11

作者简介:尹泽勇(1945-),男,江苏宝应人,研究员,主要从事航空发动机强度及研制工作.

样发展的发动机虽然成本较低、周期较短,但性能上难以完全令人满意,由此可以想到,应当进一步变“被动”为“主动”,有意地开展涡扇、涡喷、涡轴、涡桨发动机等不同种类发动机均可利用的所谓“通用核心机”技术研究。事实上,美国在 VAATE 计划^[1]中,已经将一种可以覆盖功率为 7 450 kW 的大型涡轴发动机、推力为 3 100~4 450 daN 的军用运输机发动机、推力为 2 230 daN 的无人驾驶飞行器动力或推力为 710 daN 的先进巡航导弹推进装置的中小型通用核心机技术研究列为重点之一。

本文首先对开展涡轴(涡桨)/涡扇(涡喷)发动机通用核心机技术研究的必要性进行说明,然后分析通用核心机的技术特点及设计原则,最后讨论了某中小型通用核心机方案设计中的两个重要问题。

1 开展通用核心机技术研究的必要性

虽然航空涡轴、涡桨、涡扇、涡喷发动机均属于燃气涡轮发动机范畴,但涡轴(涡桨)发动机与涡扇(涡喷)发动机之间因分别是产生推力或功率而仍有很多不同,主要是:

1) 涡扇(涡喷)发动机既是热机又是推进器,涡轴发动机只是热机,涡桨发动机因只产生很少部分推力,也基本可认为只是热机;

2) 涡轴(涡桨)发动机所装的飞机飞行速度相对不高,发动机的迎风面积稍大一点不至于引起严重问题;而在各种速度更高的飞机中,则要求涡扇(涡喷)发动机、特别是小涵道比涡扇发动机和涡喷发动机的迎风面积更小;

3) 涡轴、涡桨、涡喷发动机只有 2 个热力循环参数,即总压比和涡轮前温度,而涡扇发动机有 4 个热力循环参数,即总压比、涡轮前温度、涵道比和风扇压比;

4) 与涡扇、涡喷发动机不同,涡轴/涡桨发动机的转动部件与发动机外的其它动部件,如直升机传动系统、旋翼或螺旋桨,还有机械连接。

因此,为追求各自性能更高、更可靠,早期的涡喷、涡轴、涡桨及涡扇发动机多是单独分别研制的。

随着对发动机气动性能及可靠性等综合技术要求的不提高,其研制费用愈来愈高,周期也很长,新型发动机研制的风险愈来愈大^[2]。例如,按罗·罗公司利用统计法进行的估算,在具有成熟

技术的情况下,研制一台起飞推力 98 066.5 N 的涡扇发动机约需 3.5 亿美元,需投入技术人员 700 人、制造人员 1 600 人、装配试车人员 550 人、试车时间 18 000 h。在无成熟技术的情况下,研制费用将更高,研制周期将更长,如英、法联合研制的协和号客机原计划用 8 年时间、3 亿美元研制费,实际花了 14 年时间、23 亿美元,发动机是影响进度及经费的主要因素;M88 发动机研制周期为 13 年 7 个月,研制费用 16 亿美元。目前世界上已定型发动机的平均研制周期约为 9 年,平均研制费用约为 7.5 亿美元。

正是因为如此,从 20 世纪 60、70 年代以来,国外先进航空发动机公司均非常重视对核心机技术及其通用性的利用,国际上不乏以一种已有核心机为基础发展不同类型发动机的先例,例如:罗·罗美国公司的 AE3007H 涡扇发动机、AE2100J 涡桨发动机和 T406 系列涡轴发动机,就是在核心机的基础上发展的,分别配装美国全球鹰战略无人侦察机和巴西 EMB-145 支线客机、美国的 C-130J 大力神运输机和美国 V-22 倾转旋翼机。类似的还有,乌克兰前进设计局在 D-36 三转子涡扇发动机核心机基础上发展出 D-136 涡轴发动机、D-236 桨扇发动机、D-336 地面燃机。表 1 为国外以一个已有核心机发展不同种类航空燃气涡轮发动机的一些例子^[3-4]。

工程实践表明,利用已有核心机发展不同类型发动机主要有两个方面的优点:①增加发动机的通用零件数,改善互换性,提高发动机可靠性,降低使用及维护成本;②缩短发动机的研制周期,大幅度降低研制经费,降低发动机研制风险。

然而,简单地利用某种已有发动机的核心机发展另外一种类型的发动机也存在如下问题:

1) 该核心机必须做较大的改动,从而使新种类发动机的研制工作量仍然很大。

2) 所发展的新种类发动机性能上会受到较多的约束和限制。这是因为,该核心机研制之宗旨中并无适应另一类发动机的通用性要求。例如,利用某型最大起飞状态推力为 24 516.625 N 的涡扇发动机核心机,通过提高涡轮前温度(同时加大涡轮导向器面积),我们虽然也可以发展出另一种最大起飞状态功率为 3 500 kW 级的涡轴发动机,但其性能不能令人满意(见表 2),其原因是该核心机压比过低。

表 1 采用同一个已有核心机发展的不同类型发动机
Table 1 Various aero-engines derived from the existed core

核心机	涡轴发动机	涡桨发动机	涡扇发动机
T406 核心机 (14 级轴流, 环形直流燃烧室, 2 级轴流涡轮)	T406-AD-400 (功率 4 586 kW)	A E2100J (功率 3 426 kW)	A E3007 (推力 3 060 daN)
GE27/ GE38 核心机 (5 级轴流加一级离心, 环形直流燃烧室, 2 级冷却涡轮)	T407 (功率 4 400 kW)	GL C38 (功率 4 400 kW)	CFE738 (推力 2 662 daN)
T55 核心机 (7 级轴流加一级离心, 环形回流燃烧室, 2 级冷却涡轮)	T55-L-714 (功率 3 629 kW)	-	AL F502 (推力 2 978 daN)
T64 核心机 (14 级轴流, 环形直流燃烧室, 2 级冷却涡轮)	T64- GE-100 (功率 3 326 kW)	CT64-820-4 (功率 2 336 kW)	TF34/ CF34 (推力 4 133 daN)
RTM322 核心机 (3 级轴流加一级离心, 环形回流燃烧室, 2 级冷却涡轮)	RTM322 (功率 1 565~2 237 kW)	涡桨型 (功率 1 342~1 864 kW)	涡扇型 (推力 1 009~1 546 daN)
D-36 核心机 (7 级轴流, 环形燃烧室, 1 级冷却涡轮)	D-136 涡轴 (功率 7 457 kW)	D-236 (功率 8 090 kW)	D-436 (推力 7 350~7 500 daN)

表 2 以某型涡扇发动机核心机发展的涡轴发动机
计算性能(最大推力 24 516. 625 N)
Table 2 Calculated performance of turboshaft engine
derived from a core of a turbofan engine
(Max take-off thrust 24 516. 625 N)

参数名称	以基础发动机 核心机发展的 涡轴发动机.	基础涡扇 发动机
压气机压比/ %	113. 8	100
压气机绝热效率/ %	96. 4	100
换算转速/ %	103	100
燃气涡轮前总温/ %	109	100
功率/ kW	3 495	-
推力/ N	-	24 516. 625
耗油率/ (kg/ kW ·h)	0. 305	-
耗油率/ (kg/ N ·h)	-	0. 632

由此可以看出,应当变“被动”为“主动”,专门开展可以使几类发动机均可达到较好性能的“通用核心机”技术研究,不仅使上述两条优点更强,同时更重要的是,还可增加一条使所发展的各类发动机性能均较先进的优点. 必须指出的是,通用核心机技术应当也只能基于半个多世纪以来燃气涡轮发动机技术的发展,如大量的各类发动机试验数据的积累,基于高速计算机的先进设计方法、先进试验测试手段的建立及应用等等.

2 通用核心机的技术特点

2.1 按不同流量等级发展不同功率/ 推力范围的发动机

图 1 为统计的部分已有发动机核心机流量与涡轴(桨)发动机功率/ 涡扇(喷)发动机推力的对应关系^[3-8]. 虽然通用核心机的思想对大、中、小发动机都是适用的,但如同单一种类发动机的系列化发展受初始核心机流量影响^[9]一样,不同流量

的通用核心机会有不同的功率/ 推力发展范围. 表 3 为美国 VAATE 计划中对两种通用核心机的定性描述^[1]. 事实上, 其前一种相当于我们通常所指的一种中、小流量的通用核心机, 后一种相当于一种大流量的通用核心机. 我们在某计划中已开展的具体工作也是针对一种中、小流量通用核心机进行的.

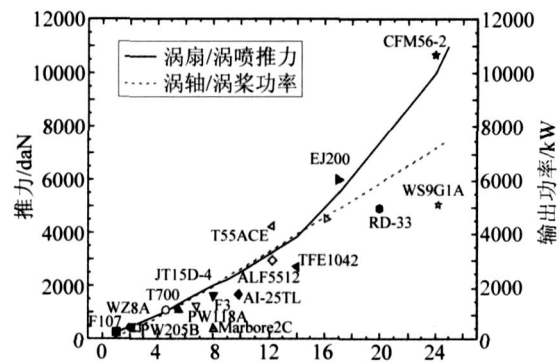


图 1 核心机流量与涡轴(桨)发动机功率/ 涡扇(喷)发动机推力的对应关系(涡扇发动机涵道比为 1~6)

Fig. 1 Correlation between mass flow of the core and power of the turboprop engine / thrust of turbofan(turbojet) engine (By-pass ratio of turbofan engine : 1~6)

表 3 VAATE 预计的由通用核心机发展的发动机

Table 3 The possible engines derived from versatile cores in VAATE

小型通用核心机			
核心机			
发展的发动机	涡轴发动机	小型涡扇发动机	短寿命的涡喷发动机
发动机拟应用的飞行器	直升机、面向未来的旋翼机	无人飞行器	超声速导弹

大型通用核心机			
核心机			
发展的发动机	大型涡扇/ 涡喷发动机	大涵道比涡扇发动机	燃气轮机
发动机拟应用的飞行器	超声速多功能歼击机、全球攻击机、多用途战斗机	全球可达运输机、超短距起落运输机	舰用燃气轮机

2.2 总体设计点的选取应考虑气动与强度性能的折衷

与单一种类的发动机核心机相比, 通用核心机必须具有更加宽广的转速及温度等工作范围, 以适应以通用核心机为基础发展不同种类发动机时的需要. 例如, 通用核心机在分别应用于涡轴发动机和涡扇发动机时, 其工作点的热力循环参数和转速会有明显不同. 因此, 在进行通用核心机设计点的选取时, 必须综合考虑各类发动机对核心机的需求. 可有以下三种选择:

- 1) 按强度(含寿命及转子动力学特性等)性能优先的原则设计核心机, 保持核心机在不同发动机中设计点的物理转速基本不变;
- 2) 按气动性能优先的原则设计核心机, 保持核心机在各种发动机中的换算转速基本不变;
- 3) 按强度要求与气动要求折衷的原则设计核心机, 允许不同发动机设计点的物理转速及换算转速均有一定范围内的差异.

按 1) 进行设计时, 如以核心机工作于涡轴发动机时的设计点作为核心机的设计点, 则以该核心机为基础发展小涵道比涡扇发动机时, 在保持两种发动机物理转速不变的条件下, 其高压换算转速、压比均将有较大下降(如低压压比为 2.4 时, 涡扇发动机的换算转速降低 15 % 左右); 再考虑到发动机的非设计工况, 高压换算转速的变化范围将更大. 要求核心机各部件在如此大的范围内均能稳定、高效地工作显然困难更大. 其结果是所发展的小涵道比涡扇发动机性能难以优良. 类似地, 如果以核心机工作于小涵道比涡扇发动机时的设计点作为核心机的设计点, 则以该核心机为基础发展涡轴发动机时, 其高压换算转速则将升高很多.

按 2) 进行设计时, 如以核心机工作于涡轴发动机时的设计点作为核心机的设计点, 同时保持各种发动机的换算转速不变, 则以该核心机为基础发展小涵道比涡扇发动机时, 其高压物理转速将大大增加, 这就要求核心机有很高的转速(强度)储备. 如果以核心机工作于小涵道比涡扇发动机时的设计点作为核心机的设计点, 则用于涡轴发动机时核心机物理转速将大大降低, 发展的涡轴发动机功重比又可能过低.

由此可知, 按原则 1) 或 2) 设计通用核心机, 均不能较好地兼顾不同类型发动机对核心机的要求. 为使通用核心机具有广泛的适应性, 必须综合考虑各类发动机对核心机的强度限制和气动性能

要求,即应按原则3)来进行设计,在其发展的不同类型的发动机中,允许该核心机设计点的物理转速及换算转速均可在一定范围内变化.这样设计的核心机,在使用于据其发展的各类发动机时,在气动性能和结构强度、寿命上虽然可能达不到最佳,但它具备了发展为多种发动机时均有气动及结构性能相当好的潜力,也为日后一种发动机的系列发展留有适当余地.

2.3 部件特性应具有宽广的高效与稳定工作范围

如上所述,由于通用核心机应用于不同类型的发动机时设计点位置会有所变化,加之在各类发动机中也还均要顾及各自的设计点与非设计点性能,其对部件的要求也有别于针对单一种类发动机设计的核心机.即是说,通用核心机的部件特性更应具有以下特点:

1) 压气机应具有宽广的高效率区及稳定工作范围,以适应在不同发动机中核心机换算转速的变化.作为一种“补偿”,可以放松对设计点效率等性能参数的高要求(对其他部件也是如此).

2) 燃烧室应具有宽广的稳定燃烧、点火区域,以适应其在不同类型发动机中进口压力、流量和余气系数的变化.

3) 涡轮应具备宽广的高效率区和流量适应范围,以适应其在不同类型发动机中进口流量、换算转速和膨胀比的变化.

2.4 通用核心机应在通用前提下允许局部小变动以适应大的应用范围

通用核心机可在基本不变的情况下用于一定推力或功率等级的不同种类发动机,但根据具体需求,也应允许针对不同种类发动机作局部的、工作量不大的变动.例如:

1) 改变涡轮导向器面积

在各部件具有较强适应性的基础上,可以允许涡轮导向器面积针对所发展的发动机而有所变化.今后,随着材料、工艺和控制技术的进步,高压涡轮导向器可考虑为可调式,以更加适应各种发动机的推力或功率变化范围.据报导,VAATE计划中允许高压涡轮导向器的面积有较大的变化范围.

2) 改变燃烧室的主燃孔和掺混孔的数量及尺寸

针对不同发动机余气系数的差异,在基本结构形式不变的前提下,燃烧室的主燃孔和掺混孔的数量及尺寸可以有所不同,以便在各类发动机

中均得到较好的燃烧效率、较低的总压损失和较均匀的出口温度分布.

3) 更换材料

如核心机用于寿命要求更长的发动机,可对某些零件采用性能更好但成本较高的材料,如用于短寿命要求的发动机,则可采用性能较低的材料,以降低成本.

4) 补充加工

如果核心机用于某一发动机时因强度储备过大而导致发动机偏重,也可采用某些补充加工措施以减轻发动机的重量,如减小盘及机匣的厚度等.

3 某中小型涡轴(涡桨)/涡扇(涡喷)通用核心机方案设计中的两个问题

某计划从2003年开始进行某中小型通用核心机的论证及研制工作,在其方案设计过程中曾面临如下二个问题.

3.1 单级或双级涡轮

核心机循环参数(压比、涡轮前燃气温度)基本决定了核心机的形式和性能水平.在一定的设计水平条件下,核心机循环参数的高低主要受材料性能水平、冷却技术水平及涡轮级数的影响.在参考同类机种的应用情况后一般可基本确定所采用的温度水平,设计时保留一定的温度储备以利于核心机今后发展即可.压比的大小则在一定程度上取决于采用单级还是双级涡轮.

对于涡轴发动机,压比高可以获得更好的性能,因此在功率等级较大时希望采用双级涡轮.对于涡扇发动机,由于又有大、中、小涵道比之分,情况较复杂.小涵道比发动机多采用单级涡轮,这样可以增加发动机的推重比,大涵道比发动机则多采用双级涡轮,以提高压比、降低油耗从而提高发动机经济性.

本工作分别采用单级和双级涡轮对某中小型通用核心机及由其发展的发动机进行了对比分析,表4为给出的采用单级涡轮核心机和双级涡轮核心机时的技术特征对比.

由表4可知,采用单级和双级涡轮的通用核心机各有优劣,具体涡轮级数的确定可根据相对优先考虑的发动机的需要确定.考虑到由本通用核心机优先发展小涵道比涡扇发动机,本工作采用单级涡轮.

表 4 采用单级或双级涡轮的核心机对比
Table 4 Comparison of cores with single or double-stage turbine

参数名称	单级涡轮 核心机	双级涡轮 核心机
压气机压比	较低	较高
压气机绝热效率	较高	较低
压气机级数	较少	较多
压气机设计难度	较小	较大
燃气涡轮绝热效率	较低	较高
燃气涡轮功	较小	较大
燃气涡轮膨胀比	较低	较高
燃气涡轮设计难度	较大	较小
核心机径向尺寸	较大	较小
核心机轴向尺寸	较小	较大
发展的涡轴 发动机	功率	较小
	耗油率	较高
	功重比	较小
	轴向尺寸	较小
	径向尺寸	较大
发展的小涵道 比涡扇发动机	推力	相当
	耗油率	较高
	推重比	较大
	轴向尺寸	较小
发展的 大涵道比 涡扇发动机	推力	相当
	耗油率	较高
	涵道比	较小
发展各类发动机 时核心机的 转速变化范围		相当
发展各类 发动机时核心机的 涡轮前温度 变化范围	较大	较小

3.2 轴流或离心压气机

发动机中压气机形式主要和进出口流量相关联.

根据进口流量的研究表明^[8], 在 0. 908 kg/ s 流量级的发动机中离心压气机是最佳的选择, 在 2. 27 kg/ s 流量级的发动机中轴流- 离心组合压气机和双级离心压气机均有较好的综合效益和进一步发展的潜力, 而在 4. 54 kg/ s 流量级的发动机中

轴流- 离心组合压气机效率可比双级离心压气机高 1 %~2 %, 是最佳形式. 对于更大流量级的压气机, 纯轴流压气机则最有竞争力.

加雷特公司根据出口流量的一项研究^[6]表明, 压气机出口换算流量为 0. 91 kg/ s 以上时, 轴流压气机效率更高; 0. 91 kg/ s 以下, 则离心压气机效率更高(见图 2).

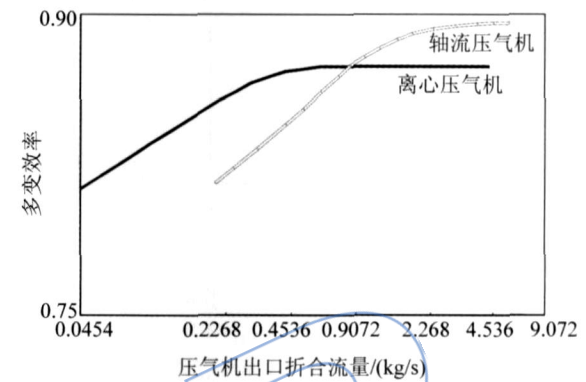


图 2 压气机出口折合流量与压气机效率的关系
Fig-2 Compressor exit corrected flow amount-efficiency relationship

事实上, 压气机形式与压气机的进出口换算流量均有关. 压气机进、出口换算流量之间的关系既包含了压气机主要设计指标的综合影响, 同时也间接反映了发动机尺寸的大小. 为此, 我们对中小流量发动机的压气机进出口流量等级与压气机形式之间的关系进行了统计, 如图 3 所示. 这里, 假设进出口物理流量相同, 压气机出口温度按定比热计算. 由图 3 可以看出, 在压气机进口换算流量小于 4 kg/ s 和出口换算流量小于 0. 4 kg/ s 时, 常用单级或双级离心压气机; 在压气机进口换算流量 2~13 kg/ s 和出口换算流量 0. 4~1. 4 kg/ s 范围内, 轴流- 离心组合式压气机是被广泛采用的压气机形式; 而在压气机出口换算流量 1. 4~2. 1 kg/ s 范围内, 纯轴流压气机和轴流- 离心组合式压气机均可采用; 压气机进口换算流量大于 13 kg/ s 和出口换算流量大于 2. 1 kg/ s 时, 以采用纯轴流压气机为宜.

显然, 若只发展非通用的涡轴发动机, 考虑到尽量减少级数, 在流量不太大的情况下, 可以选择轴流- 离心组合式压气机; 但从要兼顾涡轴及涡扇发动机, 尤其是小涵道比涡扇发动机的发展这一通用性考虑, 只要流量不是很小, 以采用轴流式压气机为宜. 考虑到本中小型通用核心机的压气机进口换算流量约为 15 kg/ s, 出口换算流量约为 1. 9 kg/ s, 并且由此通用核心机优先发展小涵道比

涡扇发动机,本工作采用轴流式压气机.

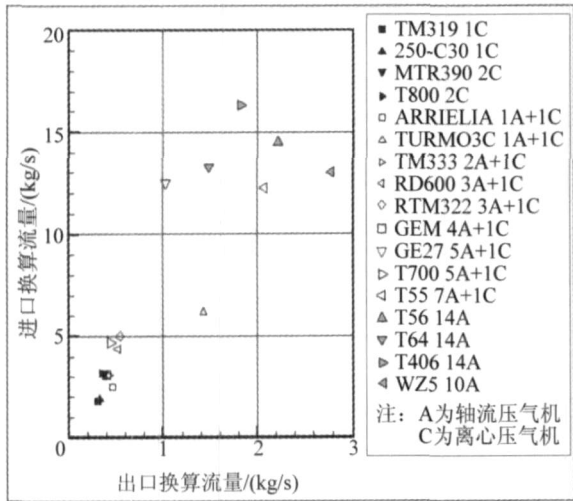


图 3 不同形式压气机的进、出口换算流量关系示意图
Fig. 3 Statistical relationship of the inlet and exit corrected flow amount for different compressor kind

4 结束语

- 1) 进行通用核心机技术研究十分必要,这是提高航空发动机性能、缩短研制周期、降低研制及使用成本的重要途径.
- 2) 通用核心机的构形要充分考虑通用性及其后续发展的发动机的需求.
- 3) 通用核心机的设计应采取强度与气动性能折衷的原则,其部件应有宽广的高效与稳定工作范围.

4) 在通用前提下也允许核心机后续发展时有小的变动,以适应更大的应用范围.

致谢:在本工作过程中,得到了唐智明先生、黄劲东先生、方萍女士及胡晓煜女士的帮助,得到了某计划各级领导及兄弟单位的大力支持,中国航空动力机械研究所部件研究室、信息室的同事们也参加了此项工作,在此一并致谢.

参考文献:

[1] Propulsion Directorate Air Force Research Laboratory. Versatile core focus area [R]. VAA TE PRDAI Pre-Proposal Conference , 12 Dec 2002.

[2] Henderson R. Gas Turbine Forecast [R]. [s. n] March 2004.

[3] 张逸民. 航空涡轮风扇发动机[M]. 北京:国防工业出版社,1985.

[4] 方昌德. 世界航空发动机手册[M]. 北京:航空工业出版社,1996.

[5] Bill Gunston OBE , PRAeS . Jane 's aero-engines [R]. [s. n] 2002.

[6] Leyes R A , Fleming W A. The history of north american small gas turbine aircraft engines [M]. Amer. Inst. of Aeronautics ,1999.

[7] 侯志兴. 世界航空发动机手册[M]. 北京:航空工业出版社,1988.

[8] 郭允良. 国内外涡轮轴发动机性能、结构特点及其技术发展[M]. 北京:蓝天出版社, 1990.

[9] 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-engine in series and derivation [J]. Gas Turbine Experiment and Research ,2004 , 17(1) :1-5.