

基于难度系数平衡的涡轴发动机 总体设计方法

张少锋, 陈玉春, 甘晓华, 李夏鑫
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 为了实现第 5 代涡轴发动机从概念至初步设计阶段的总体方案设计,发展一种兼顾涡轴发动机总体性能与尺寸质量的总体设计方法。统计并评估国内外典型型号涡轴发动机的技术参数,建立涉及总体性能、总体结构、部件的气动/结构/强度/材料等数据库;在概念设计阶段,应用难度系数选取涡轴发动机的技术参数,开发涡轴发动机总体性能和尺寸质量设计的计算模型及程序。基于设计准则完成涡轴发动机总体性能以及各转子部件气动、结构、强度、尺寸及质量等总体方案设计。结果表明:所提出的总体设计方法能够快速有效的实现涡轴发动机的总体方案设计,并以此方法设计完成轴动功率为 1500 kW 的第 5 代涡轮发动机,耗油率为 0.248 kg/(kW·h),功质比为 10.26 kW/kg。

关 键 词: 难度系数; 总体设计; 第 5 代涡轴发动机; 总体性能; 尺寸质量; 数据库

中图分类号: V235.12 **文献标志码:** A

Turboshaft engine overall design method based on balance of components' difficulty coefficients

ZHANG Shaofeng, CHEN Yuchun, GAN Xiaohua, LI Xiaxin
(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to complete the design of the fifth-generation turboshaft engine from the conceptual design stage to the preliminary design stage, the integrated design method based on the overall performance and size and mass of the turboshaft engine was studied. Through statistical evaluation of typical models of turboshaft engines at home and abroad, a database of technical parameters such as overall performance, overall structure, and the components' aerodynamic/structure/strength/material properties of turboshaft engines was established; the concept of difficulty coefficient was proposed, and the technical parameters of the turboshaft engine were selected in the conceptual design stage using difficulty coefficient. An integrated design calculation model and program for the overall performance and size and mass of the turboshaft engine were developed, the overall performance of the turboshaft engine was achieved under the constraints of the design criteria. Design of overall performance and other components performance, such as the aerodynamic/structural/strength/size/mass of the rotor components, was completed under the constraints of the design criteria. Results show that this design method can complete the overall design scheme of the turboshaft engine, and in this way, the fifth-generation turboshaft engine with 1500 kW

收稿日期: 2018-04-11
作者简介: 张少锋(1986—),男,博士生,主要从事涡轮发动机总体方案设计。

引用格式: 张少锋,陈玉春,甘晓华,等. 基于难度系数平衡的涡轴发动机总体设计方法[J]. 航空动力学报,2018,33(10):2465-2475. ZHANG Shaofeng, CHEN Yuchun, GAN Xiaohua, et al. Turboshaft engine overall design method based on balance of components' difficulty coefficients[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(10): 2465-2475.

shaft power was designed with specific fuel consumption (SFC) of 0.248kg/(kW·h) and P/W of 10.26 kW/kg.

Key words: difficulty coefficients; overall design; fifth-generation turboshaft engine; overall performance; size and mass; database

经过长期的发展,涡轴发动机在性能、结构和使用要求等方面发展成为满足直升机需求的最佳动力装置,同时也适合于中低空、低速短距/垂直起降无人机和倾转旋翼无人机。但涡轴发动机的总体设计是一个庞大又复杂的系统,其设计涵盖了发动机的总体性能、总体结构、部件的气动/结构/强度/材料/尺寸以及质量等多个学科,这使得发动机总体设计过程中的交叉耦合现象尤为明显,因此必须将发动机的设计当作由多个学科组成的统一的整体来看待,这就需要充分考虑各个学科之间复杂的耦合关系并进行折衷,对涡轴发动机进行总体综合设计。国内外众多学者针对涡轴发动机总体设计开展了大量的研究工作且取得了一定的研究成果。

在发动机总体性能计算方面,美国空军和海军就分别与 NASA(美国国家航空航天局) Lewis 研究中心合作开发了两套发动机性能程序^[1-2],并以此为起点分成两条路径不断发展更新,至今已经形成了各自独立的体系。同时,英俄法德等国家也相继发展了自己的发动机总体性能计算程序和软件^[3-4]。西北工业大学的赵强等针对涡轴发动机的总体性能计算^[5]已经做了非常全面工作,其所建立的基于部件法的涡轴发动机总体性能计算模型经过算例验证,满足设计要求。西北工业大学的黄开明等对涡轴发动机的性能参数的等效换算^[6]和某型涡轴发动机的性能衰退和部件退化评估进行了研究^[7]。在发动机尺寸流路与质量计算方面,在 20 世纪 70 年代,美国 Pera 等系统的提出了适用于航空发动机设计阶段基于统计数据的尺寸与质量估算方法^[8],其计算程序命名为 WATE(weight analysis of turbine engine),数据来源于 29 款不同型号的航空发动机尺寸与质量数据,通过对另外的 8 款不同型号的发动机尺寸质量估算证明其精度大于 90%,NASA 将其作为发动机设计的一个重要环节。到 20 世纪 80 年代,NASA 在 WATE 程序的基础上相继发展出了 WATE-2^[9]和 WATE-S^[10],并在 2002 年对 WATE 中轮盘质量的估算方法^[11]进行改进。20 世纪 90 年代末,郭淑芬等分别针对涡喷、涡扇、涡轴发动机建立了较为全面的尺寸流路与质量估算

模型,提出了发动机尺寸流路匹配优化的相关内容^[12-13]。但是目前针对涡轴发动机的总体性能和尺寸质量的综合设计方面,即涡轴发动机的总体性能和尺寸质量的耦合设计,国内外涉及较少。

国内在涡轴发动机的概念和初步设计阶段的总体方案设计中,大多采用传统设计方法,以某一成熟的涡轴发动机为参考样机,通过理论和统计分析方法,凭经验选择和确定总体参数,形成初步的设计,然后进行设计点性能计算,确定满足发动机性能要求的循环参数、部件效率等参数;然后由总体确定的各部件性能参数再进行部件气动设计、结构设计、强度计算、尺寸与质量预估以及匹配设计等。设计完成之后与设计要求相对比,经过多次修改和迭代,最终形成涡轴发动机的总体方案设计。显然,这种传统的涡轴发动机总体设计方法设计工作量大、周期长、风险大。

为了弥补不足解决以上传统涡轴发动机总体设计方案的不足,提出一种基于难度系数平衡的涡轴发动机总体综合设计方法,以国内外典型型号的涡轴发动机评估及统计为基础,建立涡轴发动机的总体性能、总体结构、部件的气动/结构/强度/材料等技术参数数据库;提出涡轴发动机难度系数的概念,并应用至涡轴发动机技术参数的选取上。最后,基于涡轴发动机总体性能、尺寸与质量等计算模型,发展一种涡轴发动机总体综合设计方法。

1 涡轴发动机综合数据库

在涡轴发动机的总体设计过程中,各部件性能、气动、结构、强度、材料等技术参数的选取制约了发动机的总体参数。在概念设计阶段,目前大多数都是根据经验给定各部件的性能、气动、结构、强度等技术参数,不能准确把握各个部件技术参数的设计难度,也不能准确把握随着技术水平的发展对技术参数的发展趋势影响。通过对国内外典型型号的 21 台涡轴发动机总体性能评估和尺寸质量的评估^[14-15],获得详细的涡轴发动机总体性能、总体结构、部件的气动/结构/强度/材料等技术参数,建立涡轴发动机的技术参数数据库,具体的技术参数如表 1 所示。综合考虑了国内外

典型型号的涡轴发动机的研制时间和单位功率,将现有的国内外典型型号的涡轴发动机进行代数划分,划分为第 1 代~第 4 代。根据统计学原理,以代数 G 为横坐标,各台涡轴发动机技术参数为纵坐标,按代数进行线性拟合绘制涡轴发动机的技术参数趋势图,获得技术参数的最大值趋势曲线和最小值趋势曲线,并对最大值和最小值进行平均,得到各参数的中值趋势曲线。由涡轴发动机数据库建立的趋势图不仅可以获得每代的技术参数范围,而且可以对下一代技术参数的发展趋势进行预测,图 1 为单位功率 P_s 的趋势图,横坐标为代数 G ,纵坐标为单位功率 P_s ,图中各点分别代表一台典型型号涡轴发动机,第 5 代涡轴发动机的技术参数数值可以通过第 1 代~第 4 代的外推得到。

表 1 涡轴发动机的技术参数数据库
Table 1 Technical parameters database of turboshaft engines

数据库类别	详细技术参数
性能参数	功质比、功率、单位功率、耗油率
循环参数	涡轮进口总温、总压比
部件参数	各部件效率、损失系数
气动参数	进出口马赫数、载荷系数、反力度、叶尖速度
结构参数	轮毂比、展弦比、稠度、叶型因子
强度参数	叶根应力参数、轮盘应力
材料参数	材料牌号、密度值、许用应力
耦合数 据库	轴流压气机耦合图
	离心压气机耦合图
	涡轮的耦合图

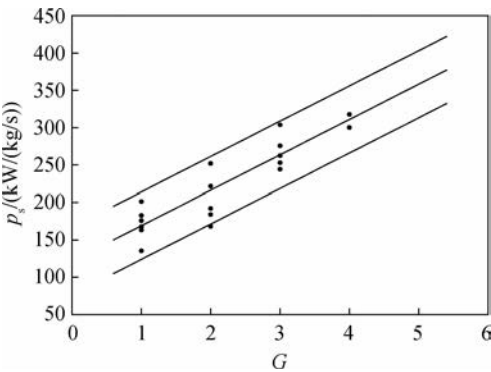


图 1 p_s 的趋势图
Fig. 1 p_s trend chart

2 计算模型

以带组合压气机的单转子燃气发生器和功率前输出的动力涡轮式涡轴发动机为研究对象,开展相关研究,主要部件包括:进气道、轴流离心的组合压气机、燃烧室、燃气涡轮、动力涡轮和尾喷管。结构示意图如图 2 所示,图中 0 截面表示进气道进口,2 截面表示组合压气机进口,3 截面表示压气机出口,4 截面表示燃气涡轮进口,5 截面表示动力涡轮进口,6 截面表示动力涡轮出口,9 截面表示喷管出口。

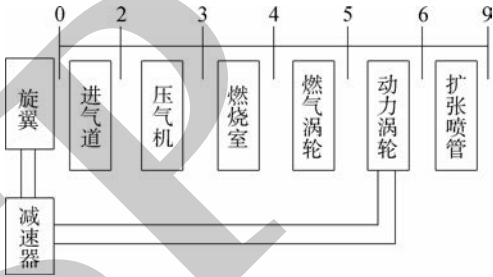


图 2 涡轴发动机示意图
Fig. 2 Layout of turboshaft engine

2.1 难度系数的计算模型

基于难度系数平衡的涡轴发动机总体综合设计时,首先建立难度系数 D_f 的模型。在发动机设计中,越有利于发动机设计难度系数越高,越不利于发动机设计其难度系数越低。定义最大难度系数为 1.0,最小难度系数为 0.6。依据涡轴发动机技术参数发展趋势,划定每代涡轴发动机技术参数的上下限,难度系数定义如式(1)所示。

$$D_f = 0.4 \frac{x - x_{\min}}{x_{\max} - x_{\min}} + 0.6 \tag{1}$$

式中 x 是指某一代数下的参数值, $x_{\max}$ 是指该参数在某一代数下的最大值,相对应的 $x_{\min}$ 则是指该参数在某一代数下的最小值。

同理可完成发动机总体综合设计中的性能、结构、强度等参数的难度系数定义。但如耗油率等某些参数,随着发动机技术水平的逐渐提高,其逐渐减小,越小意味着设计难度越高。图 3 为涡轴发动机耗油率的发展趋势,横坐标为代数 G ,纵坐标为发动机耗油率(SFC,量符号记为 C_{sf}),其难度系数的计算公式如式(2)。

$$D_f = 1.0 - 0.4 \frac{x_{\max} - x}{x_{\max} - x_{\min}} \tag{2}$$

式中 $x_{\max}$ 与 $x_{\min}$ 定义与式(1)相同。

以图 1 所示的单位功率趋势图为例,第 5 代

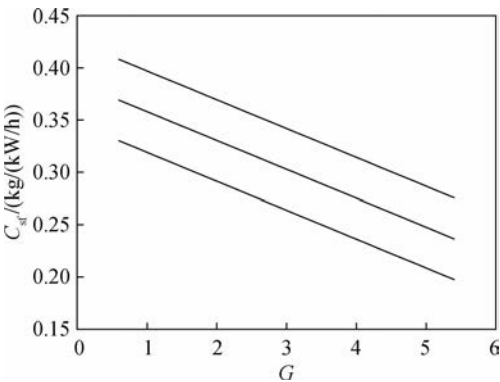


图 3 涡轴发动机耗油率的趋势图

Fig. 3 SFC trend chart of turboshaft engines

其最大值为 $403.2\text{ kW}/(\text{kg/s})$, 最小值为 $313.2\text{ kW}/(\text{kg/s})$, 选择单位功率为 $370.0\text{ kW}/(\text{kg/s})$, 则由式(1)计算其难度系数 D_i 值为 0.852 。

2.2 涡轴发动机的总体综合设计计算模型

目前的涡轴发动机总体方案设计过程中, 总体设计与部件的设计衔接不是很紧密, 通常都是先进行涡轴发动机的总体性能计算, 得到满意的性能方案; 然后在进行各部件的气动、结构、强度、尺寸以及质量的计算, 如果两者有冲突, 需要重复上述过程, 需要大量反复迭代才能得到满足要求的设计结果。本文通过转子部件耦合图^[16], 先完成转子部件的性能/气动/结构/强度/尺寸以及质量的计算, 再完成其他非转子部件的尺寸与质量计算, 最后在完成涡轴发动机总体性能计算。这种从底层到顶层、从部件到总体的设计方法不仅能够大大的缩减设计时间, 减少迭代次数, 提高设计效率, 而且基于难度系数和数据库能从底层对发动机部件的设计难度进行把握进而对发动机总体的设计难度进行把握。

基于难度系数平衡的涡轴发动机总体综合设计详细流程图如图 4 所示, 根据直升机的任务分析给出功率需求以及发动机的功质比要求, 选定待设计涡轴发动机的代数和难度系数, 在趋势图中确定发动机的单位功率和耗油率。初选组合压气机的总压比(OPR, 量符号记为 R_{op})、涡轮前温度 T_4 , 根据发动机的代数和难度系数在趋势图选择各部件的效率以及各部件的压力损失等总体性能参数, 同样根据代数和难度系数在涡轴发动机技术参数趋势图中选取转子部件(轴流压气机、离心压气机、燃气涡轮以及动力涡轮)的气动、结构、强度、材料等技术参数, 并应用耦合图完成转子部件的性能、气动、结构、强度、尺寸以及质量以及其他部件的尺寸与质量设计, 最后完成涡轴发动机

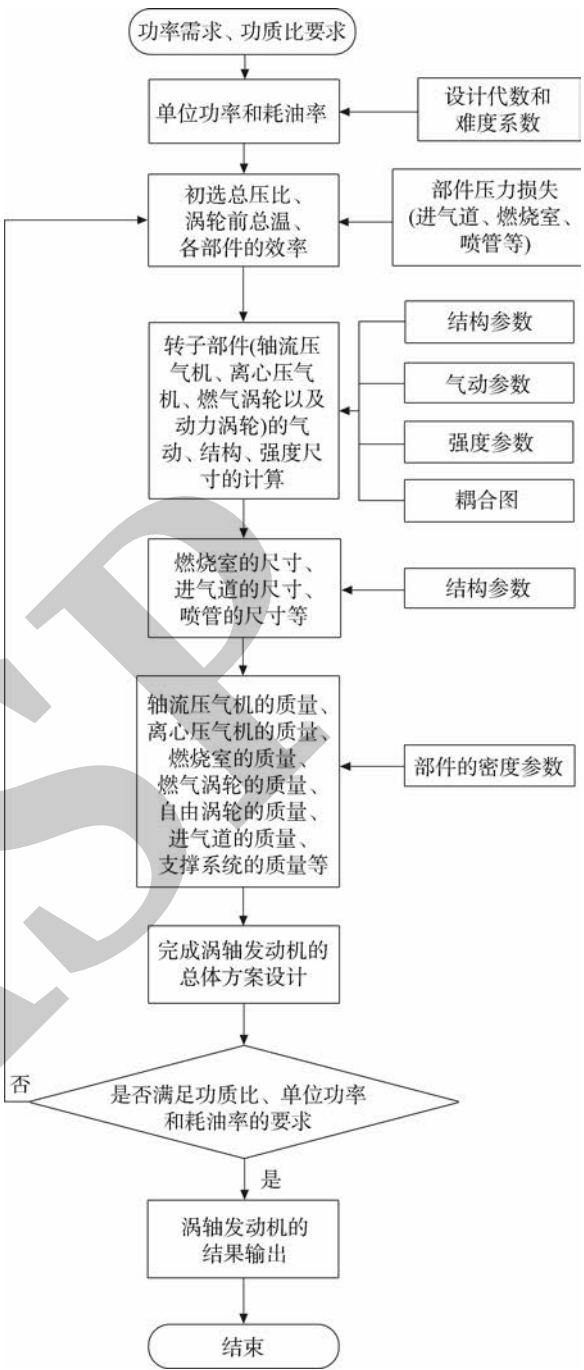


图 4 涡轴发动机的总体设计流程图

Fig. 4 Overall design flow chart of the turboshaft engine

的总体性能计算, 看是否满足发动机的功率需求、功质比的要求以及单位功率和耗油率。

由于篇幅的原因, 不对涡轴发动机性能计算模型和尺寸与质量计算模型做详细介绍, 详细参考文献[10-11, 17-18]。各转子部件的耦合图详细参考文献[16], 下面对轴流压气机、离心压气机和涡轮的耦合设计计算模型进行介绍。

2.2.1 压气机的耦合设计计算模型

随着涡轴发动机的不断发展, 压气机的总压

比不断提高,采用纯轴流的压气机时,后面级的效率较低且叶片高度太小难以加工;采用双级离心的组合压气机,流道转弯太多使得效率下降,因此目前通常采用轴流加离心的组合压气机结构形式。

在轴流离心组合压气机设计时,为使轴流级和离心级匹配平衡,在设计时就应贯彻轴流级和离心级的一体化综合设计原则。组合压气机的一体化设计,是从轴流压气机和离心压气机的耦合图出发进行设计的,在设计的过程中均衡轴流压气机和离心压气机的各部件的设计难度,不出现某一参数难度过高或某一参数难度过低的现象,使得组合压气机设计平衡。下面对轴流压气机和离心压气机的耦合图分别进行介绍。

轴流压气机耦合图详细参考文献[16],适用于多级轴流压气机,表征的是轴流压气机中径载荷系数 W^* 与多变效率 η_p 的关系,载荷系数是轴流压气机做功能力的体现,是无量纲参数,计算公式如式(3),中径速度 U_m 是轴流压气机进出口中径速度的平均值,与轴流压气机进口叶尖切线速度、进口轮毂比、流道结构形式以及进出口轴向马赫数有关, Z 为轴流压气机的级数。多变效率 η_p 为轴流压气机压比 $R_{p,ac}$ 与等熵效率 η_{ac} 的综合作体现,如式(4),式中 γ 表示比热比。所以轴流压气机的耦合图是轴流压气机的性能、气动、结构以及强度等的综合作体现。

$$W^* = \frac{\Delta H}{ZU_m^2} \tag{3}$$

$$\eta_p = \frac{\gamma - 1}{\gamma} \ln R_{p,ac} / \ln \left(\frac{R_{p,ac}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1.0}{\eta_{ac}} + 1.0 \right) \tag{4}$$

离心压气机耦合图详细参考文献[16],适用于离心压气机,表征的是离心压气机比转速 N_s 与多变效率 η_p 的关系,比转速是个无量纲参数,计算公式如式(5),其中 ΔH_s 为等熵焓降, Q 为容积流量, N_t 为压气机转速,多变效率的计算公式和轴流压气机的相同。

$$N_s = \frac{N_t Q^{0.5}}{\Delta H_s^{0.75}} \tag{5}$$

图 5 和图 6 分别为轴流压气机和离心压气机的耦合图,下线是低设计水平线,上线是高设计水平线。在进行组合压气机设计时,轴流压气机和离心压气机在耦合图中都按照下一代的设计水平进行设计,下一代设计水平的依据是对现有的涡轴发动机评估得到的,详细如图 5 和图 6 中的中线。

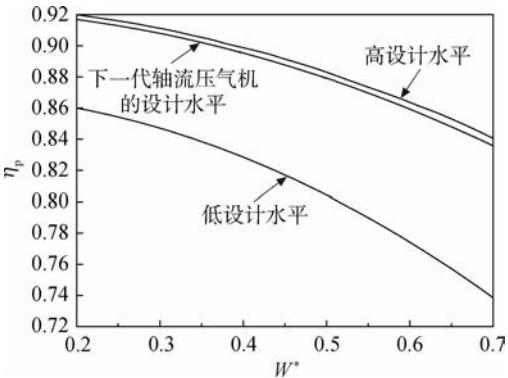


图 5 轴流压气机耦合图

Fig. 5 Coupling diagram of the axial flow compressor

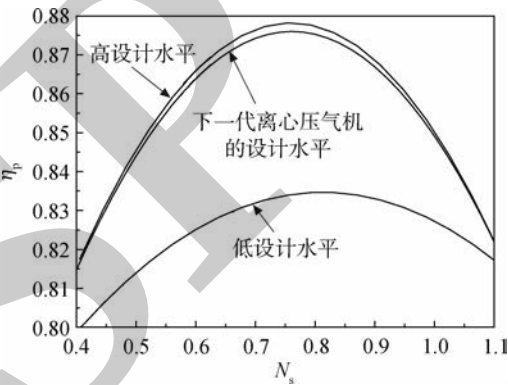


图 6 离心压气机耦合图

Fig. 6 Coupling diagram of the centrifugal compressor

在组合压气机的综合设计中,轴流压气机和离心压气机的功分配与轴流压气机的级数 N 有关,所以确定轴流压气机的级数是非常重要的环节。图 7 为确定轴流压气机级数的详细流程图,假设轴流级只有一级,给定第 1 级的最大压比 $R_{p,1max}$,由代数和难度系数在趋势图中确定轴流压气机进出口的气动参数和结构参数,应用轴流压气机的耦合图完成轴流压气机的综合设计,获得轴流压气机的压比 $R_{p,ac}$ 、等熵效率 η_{ac} 和功率 ΔH_{ac} (焓差);然后根据轴流压气机的功和离心压气机的功分配比例因子 A ,计算出离心压气机的功率 ΔH_{cc} (焓差),然后初选离心级的压比 $R_{p,cc}$,通过离心压气机的迭代和耦合图的应用,完成离心压气机的综合设计,获得离心压气机的压比和等熵效率,最后计算组合压气机的总压比和总效率,最后判断是否大于涡轴发动机的循环分析计算出来的总压比,如果大于循环分析计算出来的总压比,确定轴流压气机为一级,如果小于循环分析计算出来的总压比,则增加轴流压气机的级数,多级轴流压气机遵循等功等多变效率的设计原则,直到组合

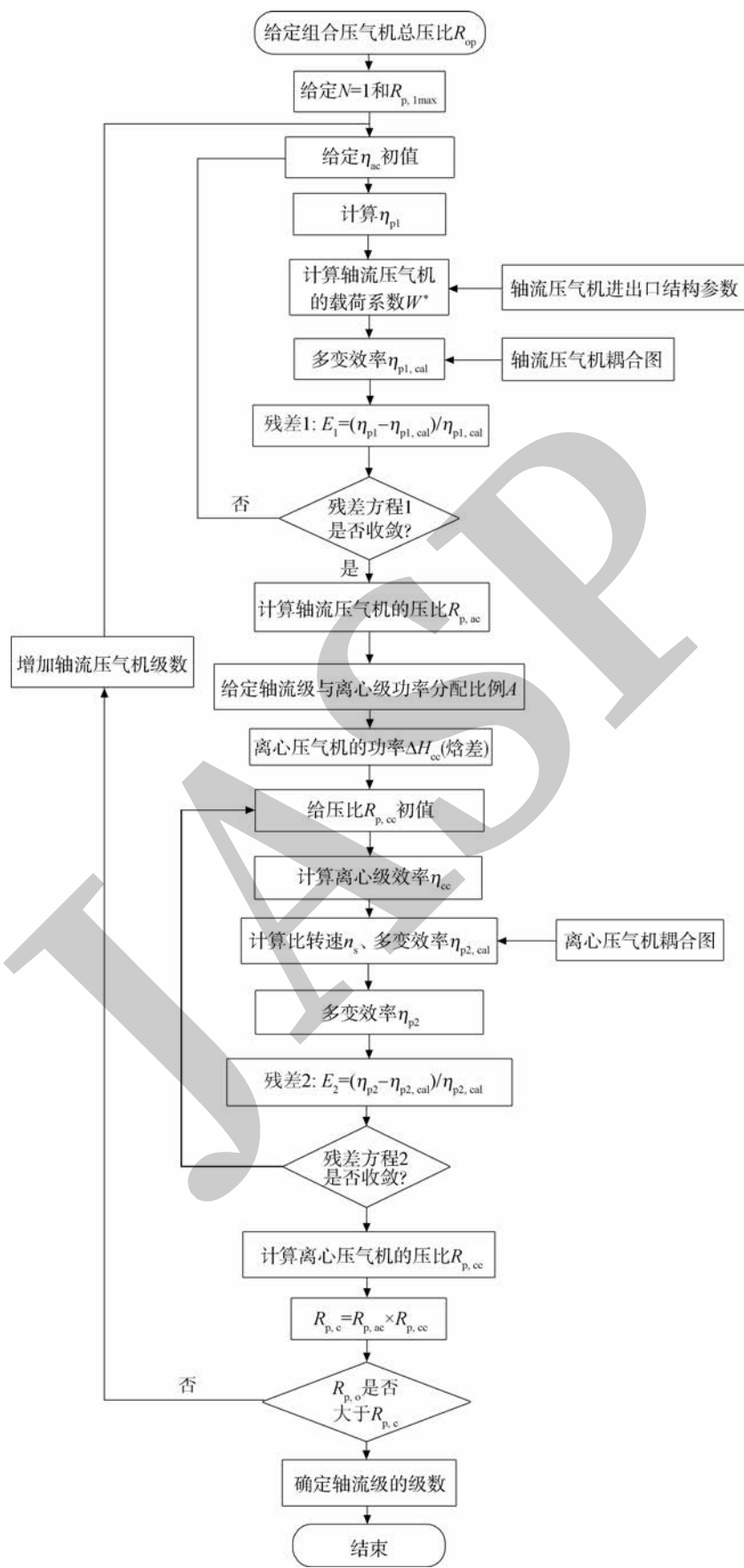


图 7 计算轴流压气机级数的流程图

Fig. 7 Stages calculation flowchart of axial flow compressor

压气机的总压比 R_{op} 大于循环分析计算出来的总压比 $R_{p,c}$, 最终确定轴流级的级数。在本文中下标 ac 表示轴流压气机, cc 表示离心压气机。

在确定了轴流压气机的级数之后, 多级轴流压气机按照等功等多变效率的原则, 通过迭代第 1 级的压比 $R_{p,1}$, 完成轴流压气机和离心压气机的综合设计, 使组合压气机的总压比等于循环分析计算出来的总压比, 计算出来的组合压气机的等熵效率赋值给总体性能的计算, 完成组合压气机的耦合设计。

2.2.2 涡轮的耦合设计计算模型

在涡轮(包含燃气涡轮与动力涡轮)的耦合设计中, 需要考虑涡轮等熵效率、流量系数以及载荷系数的影响。

流量系数 V_{ratio} 表征了级的流通能力, 即单位时间内通过涡轮级的流量, 其计算公式如式(6)

$$V_{ratio} = \frac{V_{axial}}{U_{m,o}} \tag{6}$$

式中 V_{axial} 表示的是涡轮出口轴向速度, $U_{m,o}$ 表示的是涡轮出口中径线速度。

涡轮载荷系数 Y^* 表征了涡轮的做功能力, 其计算公式如式(7)。

$$Y^* = \frac{\Delta H_t}{U_{m,o}^2 Z} \tag{7}$$

式中 ΔH_t 为涡轮单位质量流量的焓变。

涡轮耦合图如图 8 所示, 来源于参考文献[16], 适用于轴向涡轮。在涡轮设计中, 为方便涡轮耦合计算, 将涡轮耦合图采用 β 射线插值法进行转换, 如图 9 所示。对于涡轮的耦合过程来说, 根据文献[16], 图 8 和图 9 的涡轮耦合图是最高设计水平, 并且是在没有考虑叶尖间隙和气动损失的情况下获得的, 故在涡轮的耦合设计中涡轮的等熵效率线减去 0.5% 来进行设计, 图中为

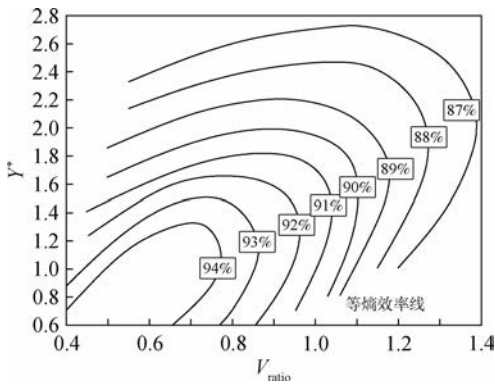


图 8 涡轮耦合图

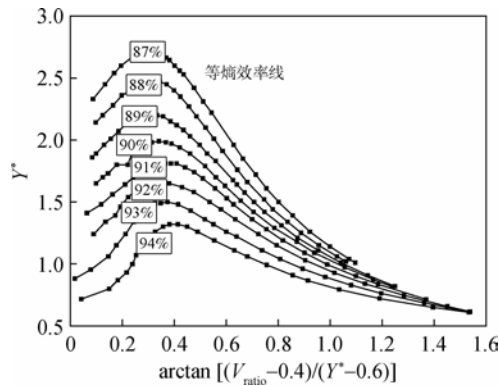


图 9 转换后的涡轮耦合图

Fig. 9 Coupling diagram of a turbine design after transition

等熵效率线簇, 每条线为一条等熵效率线, 数据代表等熵效率。

涡轮的耦合设计, 依据难度系数和代数确定涡轮等熵效率 η , 给定载荷系数 Y^* 初值, 结合涡轮的气动、结构参数可以计算得到涡轮流量系数 V_{ratio} , 应用涡轮的耦合图和等熵效率计算最大载荷系数 Y_{cal}^* , 判断比较 Y_{cal}^* 与 Y^* , 如果两者相等说明完成涡轮的综合设计; 如果不相等调整选定的载荷系数初值直至两者相等。在涡轮的综合设计中发挥涡轮的最大载荷, 可以使涡轮有高的效率, 且使得涡轮的径向尺寸最小质量最轻。由载荷系数的定义可知, 在涡轮级数一定的情况下, Y^* 取值越大, $U_{m,o}$ 越小, 在转速和出口面积不变的情况下涡轮的径向尺寸变小, 进而使涡轮的质量变轻。

在涡轮的设计过程中, 还要受到很多条件的约束, 如涡轮出口叶片高度 H_b 、涡轮出口应力参数 An^2 、出口马赫数等, 这些约束条件在涡轮综合设计的过程中也要进行考虑, 燃气涡轮的综合设计还要受到组合压气机综合设计的影响, 动力涡轮的设计还要考虑是否有内减速器。

3 涡轴发动机的平衡设计与设计准则

涡轴发动机平衡设计, 主要是指在涡轴发动机的设计过程当中使轴流压气机、离心压气机、燃气涡轮以及动力涡轮等部件的设计难度一致。部件的设计难度一致主要体现两个层次, 第 1 个层次是部件性能参数、气动、结构以及强度参数的难度一致, 应用涡轴发动机技术参数数据库拟合成的技术参数的发展趋势图, 选择相同的难度系数和代数使得部件的参数选择难度一致; 第 2 个层次是在进行涡轴发动机总体性能和尺寸质量

Fig. 8 Coupling diagram of the turbine

耦合设计的同时,应用轴流压气机、离心压气机、燃气涡轮以及动力涡轮的耦合图,使各部件在耦合图中难度一致。

在基于难度系数平衡的涡轴发动机总体设计过程中,不仅要考虑各部件的性能、气动、结构强度等参数的平衡,还需要考虑各部件的气动、结构和强度等参数的设计约束,表 2 为在涡轴发动机的总体综合设计过程当中遵循的设计准则。

表 2 涡轴发动机的设计准则
Table 2 Turboshaft engine design criteria

准则类别	准则参数	参数范围
气动	轴流压气机进口叶尖切向速度 $U_{t,ac}/(m/s)$	≤ 500.0
	离心压气机出口叶尖切向速度 $U_{t,cc}/(m/s)$	≤ 625.0
	轴流压气机中径载荷系数 W^*	$0.30\sim 0.55$
	涡轮载荷系数 Y^*	$1.2\sim 2.5$
	轴流压气机第 1 级压比 $R_{p,1}$	≤ 1.8
	所有部件出口马赫数 Ma_{out}	≤ 0.6
强度	轴流压气机叶根应力参数 σ_b	350 MPa
	涡轮出口应力参数 $An^2/(m^2\cdot rad^2/s^2)$	$\leq 34.38\times 10^6$
	轴流压气机/涡轮盘应力安全系数 n	≥ 1.1
结构	轴流压气机出口轮毂比 $R_{ht,ac}$	≤ 0.93
	涡轮出口轮毂比 $R_{ht,t}$	$0.50\sim 0.93$
	轴流压气机出口叶片高度 h_b/cm	≥ 2.0

4 算例计算与分析

为了研究第 5 代涡轴发动机的总体方案,选择涡轴发动机的设计代数 为第 5 代,难度系数为 0.8,即第 5 代涡轴发动机的中值进行方案设计。依据代数和难度系数在趋势图中确定第 5 代中值发动机的单位功率 P_s 的值为 357.0 kW/(kg/s),耗油率 SFC 的值为 0.248 kg/(kW·h)。根据某直升机的任务分析,确定设计的涡轴发动机的起飞功率 P 为 1500 kW,功质比 P/W 大于 9.0 kW/kg。

4.1 总体综合设计的参数输入

根据涡轴发动机设计的难度系数和代数,在技术参数趋势图中选取发动机各部件的压力损

失、转子部件的气动/结构/强度以及材料等输入参数,表 3 为轴流压气机主要的输入参数,主要有第 1 级的最大压比 $R_{p,1max}$ 、轴流压气机的等径方式 C_{law} 、进出口马赫数 Ma_{in} 、进口的轮毂比 (HTR,量符号记为 R_{ht})、进出口的展弦比 (AR,量符号记为 R_a)、进出口的稠度 C/S 以及进出口的叶型因子 Φ 。表 4 为离心压气机主要的输入参数,主要有进口马赫数 Ma_{in} 、进口的轮毂比 $R_{ht,in}$ 以及离心压气机的级数。表 5 为燃气涡轮和动力涡轮的出入参数,主要有级数 N 、进出口马赫数 Ma 、进出口展弦比 ($R_{a,in}$ 、 $R_{a,out}$)、进出口稠度 (C/S_{in} 、 C/S_{out}) 以及进出口叶型因子 (Φ_{in} 、 Φ_{out})。

表 3 轴流压气机的输入参数
Table 3 Input parameters of the axial flow compressor

参数	数值及详情	参数	数值及详情
$R_{p,1max}$	1.8	$R_{a,out}$	1.1
C_{law}	等内径	C/S_{in}	1.0
Ma_{in}	0.6	C/S_{out}	1.5
Ma_{out}	0.45	Φ_{in}	0.8
$R_{ht,in}$	0.64	Φ_{out}	0.7
$R_{a,in}$	2.0		

表 4 离心压气机的输入参数
Table 4 Input parameters of the centrifugal compressor

参数	数值
Ma_{in}	0.5
$R_{ht,in}$	0.78
N	1

表 5 燃气涡轮和动力涡轮的输入参数
Table 5 Input parameters of the gas turbine and power turbine

参数	燃气涡轮数值	动力涡轮数值
N	2	2
Ma_{in}	0.2	0.42
Ma_{out}	0.34	0.5
$R_{a,in}$	2.0	2.3
$R_{a,out}$	2.6	3.8
C/S_{in}	1.4	1.0
C/S_{out}	1.5	1.2
Φ_{in}	0.7	0.7
Φ_{out}	0.7	0.7

4.2 总体综合设计的结果

根据总体综合设计的参数输入,运用轴流压气机、离心压气机以及涡轮的耦合图,完成涡轴发动机各部件以及总体的综合设计方案,满足发动机部件的气动、结构、强度限制等条件,详细的涡轴发动机总体方案设计结果见表 6。表中 W_a 表示质量流量, σ_{cblc} 表示冷气量百分比, η_{gt} 和 η_{pt} 表示燃气涡轮效率和动力涡轮效率, W 表示总质量, L 表示总长。

表 6 涡轴发动机的总体性能设计结果
Table 6 Overall performance design result of the turboshaft engine

参数	数值
$W_a / (\text{kg/s})$	4.2
R_{op}	16.1
η_c	0.81
$\sigma_{cblc} / \%$	14.8
T_4 / K	1663
η_{gt}	0.885
η_{pt}	0.904
P / kW	1500.0
$C_{st} / (\text{kg}/(\text{kW} \cdot \text{h}))$	0.248
$(P/W)/(\text{kW}/\text{kg})$	10.26
W/kg	145.2
L/m	1.38

在组合压气机的耦合设计过程中,应用轴流压气机级数的计算程序计算出轴流压气机的级数为 3 级,轴流压气机的压比 $R_{p,ac}$ 为 4.15,转速 N_t 为 44 400 r/min,进口叶尖速度为 $U_{t,ac,in}$ 为 480.0 m/s,其他详细的气动、结构、强度设计结果见表 7,表中 σ_b 表示叶片叶根应力, U_t 表示叶尖速度, D_t 表示压气机转子叶片的外径, N_b 表示叶片数。离心压气机的压比 $R_{p,cc}$ 为 3.88,叶尖速度为 $U_{t,cc,out}$ 为 595.5 m/s,其他的设计结果见表 8, Ω 表示离心压气机的反力度, β_2 表示出口气流角。表 9 为燃气涡轮和动力涡轮的设计结果,动力涡轮的转速 N_t 为 20 900 r/min,这样发动机就不需要内减速器。

4.3 结果分析

在总体方面,由表 6 可知,发动机的功质比为 10.26 kW/kg,达到第 5 代涡轴发动机的功质比

9.0~11.0 kW/kg,这主要是因为第 5 代涡轴发动机燃烧室和涡轮采用陶瓷基复合材料,不仅可以承受更高的温度,而且使得燃烧室和涡轮的质量大幅度减轻。

表 7 轴流压气机的输出参数
Table 7 Output parameters of the axial flow compressor

参数	数值	参数	数值
N	3	$U_{t,ac,in} / (\text{m/s})$	480.0
$N_t / (\text{r/min})$	44 400	$\sigma_{b,in} / \text{MPa}$	244.2
$R_{p,ac}$	4.15	$D_{t,in} / \text{m}$	0.21
$R_{p,l}$	1.735	$D_{t,out} / \text{m}$	0.17
W^*	0.413	$N_{b,in}$	35
η_p	0.888	$N_{b,out}$	60

表 8 离心压气机的输出参数
Table 8 Output parameters of the centrifugal flow compressor

参数	数值	参数	数值
$R_{p,cc}$	3.88	$U_{t,cc,out} / (\text{m/s})$	595.5
η_p	0.842	Ω	0.63
N_s	0.495	$\beta_2 / (^\circ)$	50.33

表 9 涡轮的输出参数
Table 9 Output parameters of the turbines

参数	燃气涡轮	动力涡轮
Y^*	2.0	1.75
$N_t / (\text{r/min})$	44 400	20 900
V_{ratio}	0.876	0.963
$An^2 / 10^6 (\text{m}^2 \cdot (\text{r/min})^2)$	29.33	19.2
$N_{b,in}$	58	74
$N_{b,out}$	66	86

在部件方面,轴流压气机叶尖速度达到 480 m/s,第 1 级的压比达到 1.735,都处于较高的设计水平,这主要是采用先进的气动设计和宽弦叶片技术。根据总体方案的设计结果轴流压气机的中径载荷系数为 0.413,多变效率为 0.888,将它们展示在轴流压气机的耦合图中,如图 10 所示,轴流压气机的多变效率达到下一代的设计水平,轴流压气机中径载荷系数的范围为 0.3~0.55,所以轴流压气机的载荷还有一定的裕度。离心压气机的比转速为 0.495,多变效率为 0.842,将它

们展示在离心压气机的耦合图中,如图 11 所示,离心压气机的比转速并不处在最佳效率区 0.75 左右,这主要是因为燃气涡轮的结构和强度约束引起的。将燃气涡轮和动力涡轮的载荷系数和流量系数展示在涡轮的耦合图中,如图 12 所示,在等熵效率给定的情况下,发挥了涡轮的最大载荷,

使得发动机的径向尺寸最小进而使得涡轮的质量最轻。

5 结 论

基于难度系数平衡方法完成了涡轴发动机的总体方案设计,发展了一种兼顾涡轴发动机总体性能与尺寸质量的总体设计方法,取得了一定的结论及成果,具体如下:

- 1) 通过对国内外典型型号涡轴发动机统计评估建立了涡轴发动机技术参数数据库和趋势图,完善了涡轴发动机的综合数据库,确保了概念设计阶段为涡轴发动机的技术参数选取提供技术及数据保障。
- 2) 基于所发展的总体设计方法,在发动机的初步设计阶段是由部件到总体、底层到顶层的设计模式,首先进行部件的性能、气动、结构、强度、尺寸以及质量的设计计算,然后进行涡轴发动机整机的总体性能设计,以第 5 代涡轴发动机为例进行了仿真验证,表明此设计方法可行,且大大缩减了设计时间,提高了设计效率。

通过对涡轴发动机总体方案设计等相关研究,所取得的结论及成果能够为下一阶段发动机全三维详细设计提供方案参考。

参考文献:

[1] SELLERS J F, DANIEL C J. DYNGEN: a program for calculating steady state and transient performance of turbojet and turbofan engines[R]. NASA-TN-D-7901, 1975.

[2] FISHBACH L H, CADDY M J. NNPP: the navy NASA engine program[R]. NASA TM X-71857, 1975.

[3] VISSER W P J, BROOMHEAD M J. GSP: a generic object-orient-ed gas turbine simulation environment [R]. Netherlands Aerospace Centre, NLR-TP-2000-267, 2000.

[4] KURZKE J. How to create a performance model of a gas turbine from a limited amount of information[R]. ASME Paper GT-2005-68536, 2005.

[5] 赵强,陈玉春,王永文,等. 基于部件法的涡轴发动机性能计算模型研究[J]. 航空工程进展, 2011, 2(3): 312-317.

ZHAO Qiang, CHEN Yuchun, WANG Yongwen, et al. Study of mathematical model on steady-characteristic of turboshaft engine based on component modeling[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2 (3): 312-317. (in Chinese)

[6] 黄开明,黄金泉,任丹,等. 涡轴发动机性能参数的等效换算[J]. 航空动力学报, 2010, 25(9): 2036-2040.

HUANG Kaiming, HUANG Jinquan, REN Dan, et al. Performance parameter equivalent correction of turbo-shaft engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(9): 2036-2040. (in Chinese)

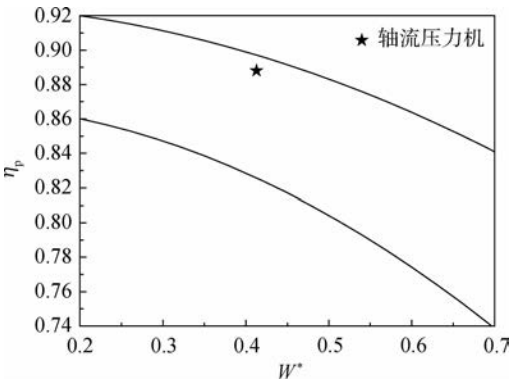


图 10 G5 轴流压气机的耦合图

Fig. 10 Coupling diagram of the G5 axial compressor

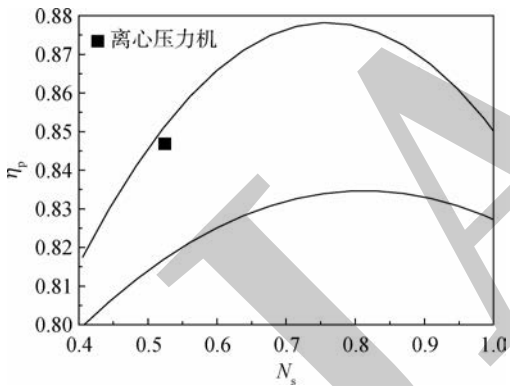


图 11 G5 离心压气机的耦合图

Fig. 11 Coupling diagram of the G5 centrifugal compressor

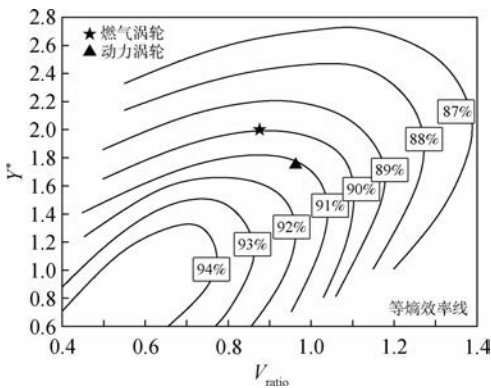


图 12 G5 涡轮的耦合图

Fig. 12 Coupling diagram of the G5 turbine

[7] 黄开明,LI Yiguang,张伟,等. 某型涡轴发动机性能衰减与部件退化评估[J]. 航空动力学报,2015,30(11):2673-2679. HUANG Kaiming, LI Yiguang, ZHANG Wei, et al. Performance degradation and components deterioration degree estimation for a turboshaft engine[J]. Journal of Aerospace Power,2015,30(11):2673-2679. (in Chinese)

[8] PERA R J,ONAT E,KLEES G W,et al. A method to estimate weight and dimensions of aircraft gas turbine engines[R]. NASA CR-135170,1977.

[9] ONET E,KLESS G W. A method to estimate weight and dimensions of large and small gas turbine engines[R]. NASA-CR-159481,1979.

[10] HALE P L. A method to estimate weight and dimensions of small aircraft propulsion gas turbine engines[R]. AIAA 82-23037,1982.

[11] TONG M T. A computer code for gas turbine engine weight and disk life estimation[J]. ASME Paper GT-2002-30500,2002.

[12] 郭淑芬,宋慧敏,王甫君. 涡轴与涡桨发动机特殊部件重量估算[J]. 航空发动机,1999(4):8-11. GUO Shufen, SONG Huimin, WANG Pujun. Estimation of turboshaft and turboprop engine special components weight[J]. Aeroengine,1999(4):8-11. (in Chinese)

[13] 黄志勇,陈伟,高德平. 航空发动机压气机转子重量预估方法研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2004,17(4):24-26. HUANG Zhiyong, CHEN Wei, GAO Deping. An investigation on prediction methods of aeroengine compressor rotor weight. gas turbine experiment and research,2004,17(4):24-26. (in Chinese)

[14] 银越千,金海良,陈璇. 涡轴/涡桨发动机压气机流动特点与发展趋势[J]. 航空学报,2017,38(9):35-50. YIN Yueqian, JIN Hailiang, CHEN Xuan. Flow features and developing trends of compressor in turboshaft/turboprop engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017,38(9):35-50. (in Chinese)

[15] 周新新,陈玉春,樊巍,等. 涡轴发动机技术参数与发展趋势评估[J]. 航空工程进展,2013,4(2):150-157. ZHOU Xinxin, CHEN Yuchun, FAN Wei, et al. Evaluation of technical parameter and developing trend for turboshaft engines[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering,2013,4(2):150-157. (in Chinese)

[16] WALSH P P,PAUL F P. Gas turbine performance[M]. 2nd ed. New York:Joho Wiley & Sons,2004.

[17] 《航空发动机设计手册》编委会. 航空发动机设计手册[M]. 北京:航空工业出版社,2001.

[18] 樊巍,陈玉春,杨龙龙,等. 基于综合设计的涡轴发动机热力循环参数方案研究. [J]. 航空工程进展,2014,5(2):175-181. FAN Wei, CHEN Yuchun, YANG Longlong, et al. Study on cycle design projects of turboshaft engine based on integration design method[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering,2014,5(2):175-181. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)