

文章编号:1674-8190(2022)04-107-10

微型涡喷发动机总体综合设计应用研究

陈敏泽¹,陈玉春¹,贾琳渊^{1,2},黄新春¹,李孙洋¹

(1.西北工业大学 动力与能源学院,西安 710129)

(2.中国航发沈阳发动机研究所 总体四部,沈阳 110015)

摘要:微型涡喷发动机总体设计目前还没有较为详细的设计准则和方法。采用涡轮发动机的尺寸和重量设计与评估方法,对9~80 kgf级的多台微型涡喷发动机进行总体综合设计并与其发动机数据进行对比评估;建立微型涡喷发动机综合设计数据库,提炼微型涡喷发动机综合设计准则,利用该准则进行16 kgf级微型涡喷发动机的总体综合设计。结果表明:应用微型涡喷发动机总体综合设计方法得到的设计准则可靠性高,能够对微型涡喷发动机进行总体方案设计。

关键词:微型涡喷发动机;尺寸;重量;综合设计;数据库;设计准则

中图分类号:V235.11

文献标识码:A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.04.12

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Research on the Application of Integrated Design on Micro Turbojet Engine

CHEN Minze¹, CHEN Yuchun¹, JIA Linyuan^{1,2}, HUANG Xinchun¹, LI Sunyang¹

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

(2. The Fourth Department of the General Design, Shenyang Engine Research Institute of AECC, Shenyang 110015, China)

Abstract: There are no detailed design criteria and methods for the integrated design of micro turbojet engine. The size and weight design and evaluation method for turbojet engines are used to perform the integrated design of several 9~80 kgf micro turbojet engines and evaluate the engines' data. The integrated design parameters database of micro turbojet engine is established, and the integrated design criterion of micro turbojet engine is extracted. Using this criterion, the integrated design of 16 kgf micro turbojet engine is completed. The results show that, using the integrated design method for the micro turbojet engine, the obtained design criteria is highly reliable, and can perform the overall scheme design of the micro turbojet engine.

Key words: micro turbojet engine; size; weight; integrated design; database; design criteria

收稿日期:2021-07-13; 修回日期:2021-12-08

基金项目:国家重大专项(J2019-I-0015-0014)

通信作者:陈玉春, chych888@nwpu.edu.cn

引用格式:陈敏泽,陈玉春,贾琳渊,等.微型涡喷发动机总体综合设计应用研究[J].航空工程进展,2022,13(4):107-116.

CHEN Minze, CHEN Yuchun, JIA Linyuan, et al. Research on the application of integrated design on micro turbojet engine[J].

Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(4): 107-116. (in Chinese)

0 引言

微型涡喷发动机是指推力 100 daN 以下的涡轮喷气发动机^[1],其具有功重比高、能量密度高、体积小、空域速域宽的优点,可广泛应用于军用无人机、工业级无人机、通航飞机等平台,还可以改装为微型燃气涡轮发电装置以供使用。

目前国际市场上,军用微型涡轮发动机厂家主要有美国威廉姆斯国际公司、美国特里达因/大陆发动机公司和法国微型涡轮发动机公司,民用微型涡轮发动机厂家主要有德国 Jetcat 公司和荷兰 AMT 公司。近年来,在军民融合的大背景下,我国也掀起了一股微型涡轮发动机研发的热潮,研发单位既有科研院所和高校,如中国科学院工程热物理所、解放军总参谋部第六十研究所、北京动力机械研究所、中国航天科技集团公司四川航天特种动力研究所、西北工业大学、南京航空航天大学;也有民营企业,如台湾 Kingtech 公司、保定市玄云涡喷动力设备研发有限公司等^[1]。

国外,Z. Habib 等^[2]对使用生物燃料的微型涡喷发动机性能进行了分析;A. Romier^[3]对使用间冷的微型燃气轮机设计技术进行了研究;C. Rodgers^[4-5]研究了微型涡轮发动机的尺寸效应影响,采用离心涡轮对循环性能影响进行了分析;G. Lagerström 等^[6]对微型燃气轮机的高效率及成本进行了权衡设计。国内,刘源等^[7]、苏三买等^[8]、郭渊等^[9]总结了微型涡喷发动机的技术难点;马东阳^[10]、申涛^[11]对微型涡喷发动机的控制规律设计开展了研究与探讨;黄治国等^[12]对微型涡喷发动机的总体结构设计技术进行了研究。国内对微型涡喷发动机整机建模技术也开展了一些研究,如李颖杰等^[13]以地面试验数据为基础,建立了从发动机转速到推力的模型,并对模型进行了验证;崔鑫^[14]基于微型涡喷发动机研究数学模型的建立、气路部件和传感器故障的诊断与区分,并设计进气道堵塞故障台架试车试验,对气路部件故障诊断算法进行了验证。

综上所述,目前尚未形成针对微型涡轮发动机的总体设计方法。现阶段国内微型涡轮发动机研发通常有两种方式,一是仿制已有的产品;二是以涡轮增压器的叶轮为基础进行选型适配。研发过程缺乏理论指导和数据库支撑,使得研发成功率低、产品的可靠性低、性能欠佳。

R. J. Pera^[15]、P. L. Hale^[16]、E. Filinov 等^[17]系统地提出并发展了适用于航空发动机设计阶段基于统计数据的尺寸与重量估算方法,为发动机尺寸与重量估算方法指引了方向。郭淑芬等^[18]、张韬等^[19]研究了涡轴与变循环发动机的重量估算方法,从各部件的角度对重量估算进行了分析;周新新等^[20]、张少锋等^[21]从总体综合设计角度出发,提出了集发动机总体性能设计、尺寸流路计算、部件重量预估和部件气动设计为一体的总体综合设计方法。

基于上述研究,本文采用大型航空发动机的综合设计方法,建立微型涡喷发动机综合设计数据库,获取微型涡喷发动机设计准则,在此基础上进行 16 kgf 级微型涡喷发动机的总体综合设计。

1 综合设计数据库的建立

微型涡喷发动机总体综合设计方法的流程如图 1 所示。首先需要搜集典型的微型涡喷发动机的性能和结构数据资料;然后通过测量发动机实物或者结构图获得流路结构参数,并通过评估计算获得性能和部件设计参数;其次按照一定的描述方式对获得的数据进行整理或图形化显示,形成发动机综合设计数据库;接着是最为关键的一步,从数据库中提取设计准则;最后利用这些设计准则来指导发动机总体性能和尺寸流路方案设计。虽然文献[20-21]中已经给出了涡轴发动机的尺寸重量数据库,但是微型涡喷发动机部件参数与循环参数范围有所不同,因此必须建立微型涡喷发动机的综合设计数据库,以获得其设计准则。

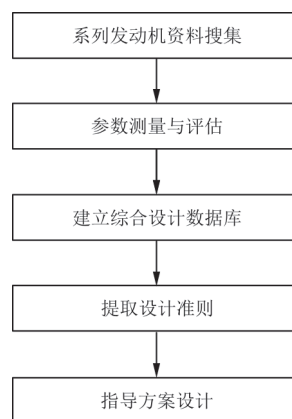


图 1 微型涡喷发动机综合设计流程
Fig. 1 Turbine engine integrated design process

本文通过对10款微型涡喷发动机实物进行测量,获得微型涡喷发动机离心压气机、涡轮等关键部件的尺寸及重量参数;并对发动机进行综合评估,得到发动机性能参数、离心压气机出口外径、叶尖速度、比转数、涡轮载荷系数稠度、涡轮出口载荷系数 Y 、涡轮出口应力特征值 AN^2 等结构及强度参数的数据库。所评估的微型涡喷发动机型号如表1所示。由于发动机参数与发动机推力存在显著的关系,因此数据库描述为综合设计参数与发动机推力的关系。

表1 本文评估的10款微型涡喷发动机参数
Table 1 List of 10 assessment microturbine engine

序号	品牌	型号	推力/kgf
1		Mercury HP	9
2		Pegasus HP	17
3	荷兰 AMT	Olympus	23
4		Titan	40
5		Nike	80
6		P220RXi	22
7	德国 Jetcat	P400-RX	40
8	保定玄云	SW120B	12
9		SJ-6	6
10	其他	SJ-18	18

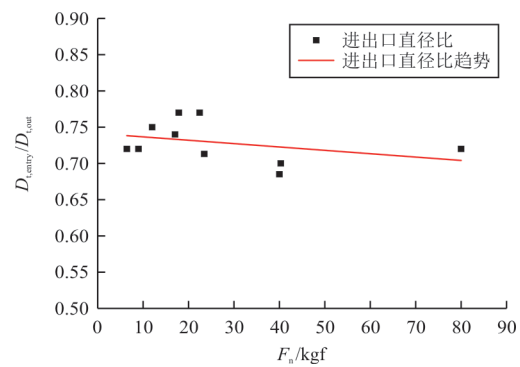
1.1 性能数据库

发动机性能数据库是发动机综合设计数据库的一部分,主要包含发动机性能参数、部件参数与循环参数等。通过发动机总体性能计算获得发动机热力循环参数,较高的热力循环参数(总压比、涡轮前温度),可以获得较高的性能以及较高的转速,降低发动机外廓尺寸,减轻重量,从而提高公重比。同时,总压比增加,级数一定的情况下,单级压比增加,进口叶尖速度增加,气动负荷增加,效率随之降低;并且高的转速会导致部件强度负荷增加。由此可见,总体性能计算获得的热力循环参数将影响发动机的尺寸与重量,最终影响发动机的性能。康瑞元^[22]已经给出了较为完善的微型涡轮发动机性能数据库,本文在评估微型涡轮发动机性能时参考了该数据库,这里不再赘述。

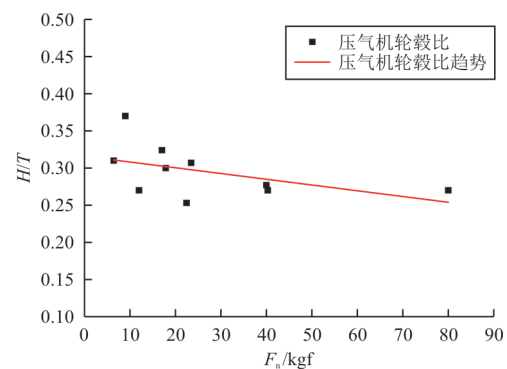
本文重点介绍尺寸与重量以及各部件设计参数数据库。

1.2 离心压气机叶轮数据库

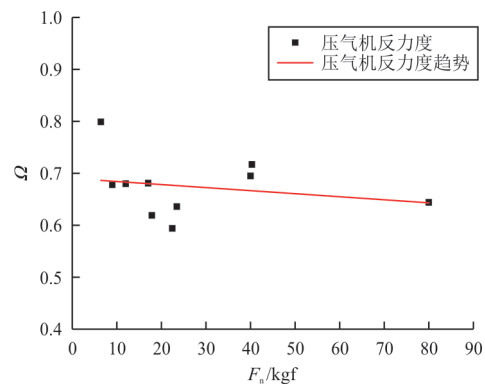
微型涡喷发动机通常采用单级离心压气机。离心压气机叶轮数据库描述的是离心压气机设计参数(进出口直径比 $D_{t,entry}/D_{t,out}$ 、轮毂比 H/T 、反力度 Ω 、离心叶轮出口外径 $D_{t,out}$ 、叶尖切线速度 U_t 、离心叶轮压比 π 、比转数 N_s 、离心叶轮出口叶尖补偿速度 ΔU_t)与发动机推力 F_n 之间的关系,如图2所示。



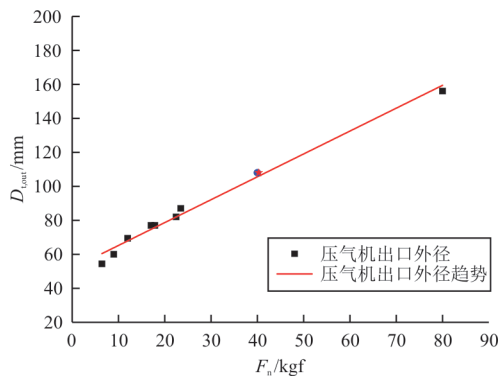
(a) 离心压气机进出口直径比



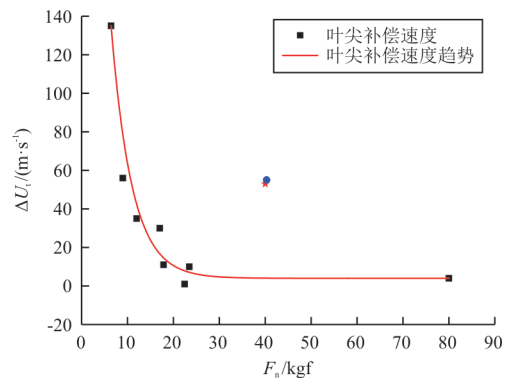
(b) 离心压气机进口轮毂比



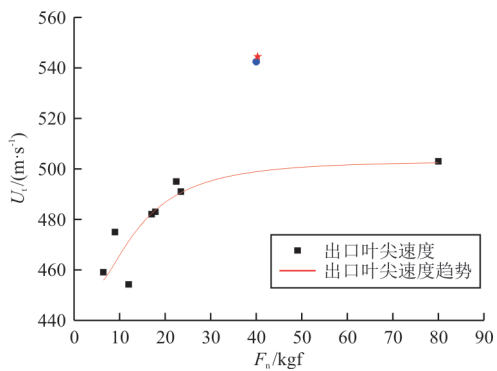
(c) 离心压气机反力度



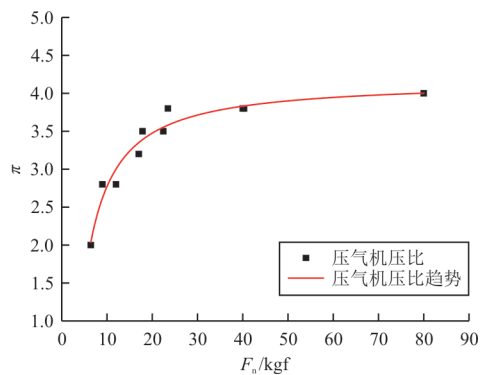
(d) 离心压气机出口外径



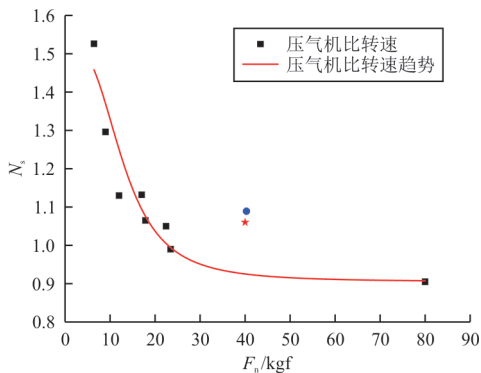
(h) 离心压气机出口叶尖补偿速度



(e) 离心压气机出口叶尖线速度



(f) 离心压气机压比



(g) 离心压气机比转速

图 2 离心压气机结构及评估参数随发动机推力的变化趋势图

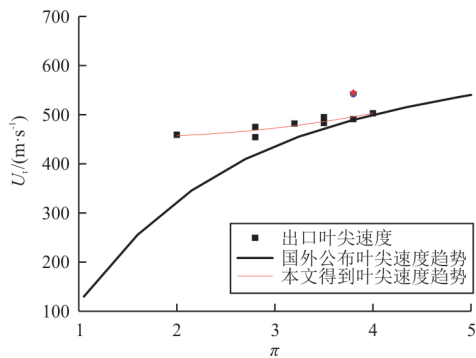
Fig. 2 Trend chart of the change of centrifugal compressor structure and evaluation parameters with engine thrust

从图 2(a)~图 2(d)可以看出:随着发动机推力的增大,离心压气机进出口直径比在 0.65~0.75 之间,离心压气机进口轮毂比在 0.25~0.35 之间,离心压气机反力度在 0.6~0.7 之间;同时,随着推力的不断增大,离心压气机进出口直径比、进口轮毂比与反力度呈现不断减小的趋势;离心压气机出口外径与发动机推力成线性关系,推力增大,离心压气机外径的尺寸增大。

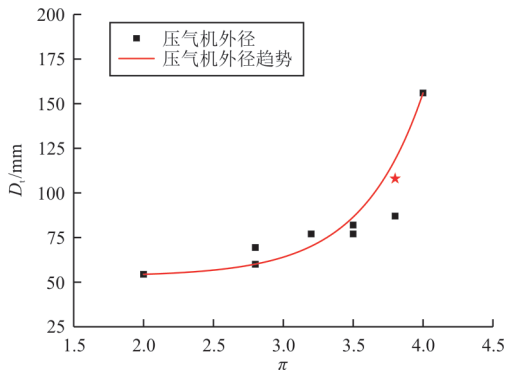
从图 2(e)~图 2(f)可以看出:微型涡喷离心压气机的出口叶尖线速度与压比随着推力增大迅速增大;当发动机推力大于 40 kgf 时,随着推力的增大,离心压气机出口叶尖线速度和压比增大趋势减缓,亦可说明发动机的压比与其叶尖速度具有同步关系。

从图 2(g)~图 2(h)可以看出:微型涡喷离心压气机的比转数与出口叶尖补偿速度随着推力增加先增大后迅速减小,当发动机推力约大于 30 kgf 时,随推力的增大,离心压气机的比转数缓慢减小,离心压气机出口叶尖速度补偿值亦基本为零;微型涡喷发动机离心压气机进口马赫数在 0.35~0.45 之间。

离心压气机叶尖线速度及外径随压比的变化趋势图如图 3 所示,图 3(a)中黑色曲线为 WATES 公布的航空发动机离心压气机压比/叶尖线速度拟合曲线^[3-4],红色曲线为 8 款微型涡喷发动机(40 kgf 除外)离心压气机压比/叶尖线速度拟合曲线。



(a) 离心压气机叶尖线速度



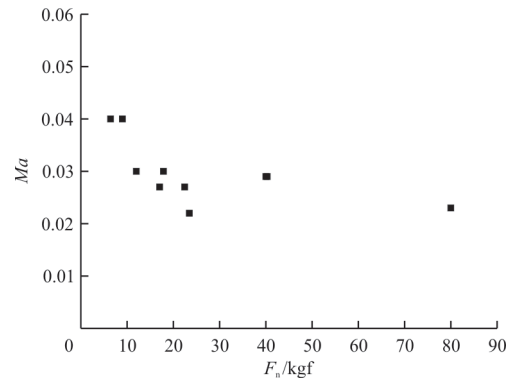
(b) 离心压气机外径

图 3 离心压气机叶尖线速度及外径随压比的变化趋势图
Fig. 3 Trend chart of the blade tip linear velocity and outer diameter of centrifugal compressor with pressure ratio

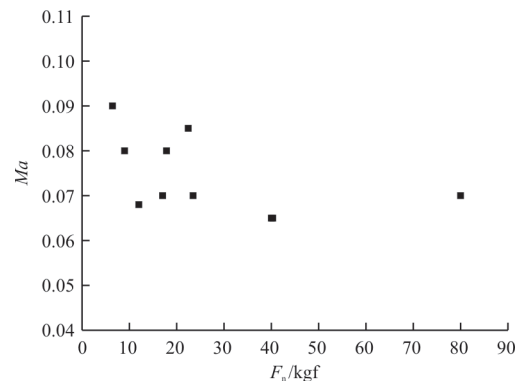
从图 3 可以看出:随着发动机压比的升高,微型涡喷发动机拟合曲线不断接近 WATES 公布的拟合曲线,主要是因为微型涡喷发动机尺寸效应的影响,微型涡喷发动机离心压气机外径尺寸小,效率低,因此达到同等压比下需要更高的叶尖速度;离心压气机外径尺寸与压比呈指数变化趋势,因此,提高一定的压比要求离心压气机外径尺寸呈指数级增大,将会导致发动机的尺寸及重量同比增大。随着推力的增大,微型涡喷发动机的压比最大仅能达到 4,提高微型涡喷发动机的压比是微型涡喷发动机增大推力设计的关键。

1.3 燃烧室数据库

微型涡喷发动机通常采用带蒸发管的环形燃烧室,其设计数据库中主要包含主燃区和旁路区的马赫数 Ma ,如图 4 所示,可以看出:燃烧室主燃区马赫数在 0.03 左右,旁路区马赫数在 0.65~0.85 之间。



(a) 燃烧室主燃区马赫数

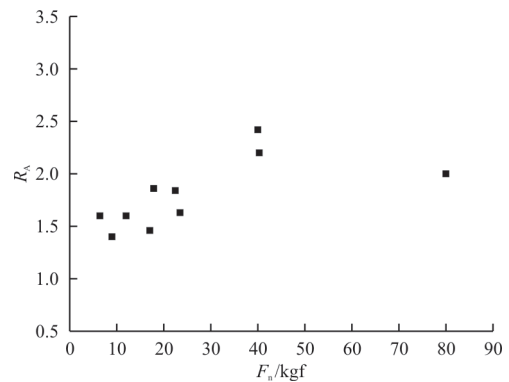


(b) 燃烧室旁路区马赫数

图 4 燃烧室结构及评估参数随发动机推力的变化趋势图
Fig. 4 Trend chart of combustion chamber structure and evaluation parameters with engine thrust

1.4 轴流涡轮数据库

微型涡喷发动机通常采用单级轴流或者径流式涡轮。涡轮的数据库描述为涡轮的特征参数即叶片展弦比 R_A 、稠度 C/S 、轮毂比 H/T 、出口马赫数 Ma_{out} 、中径速度比 V_{ra} 、涡轮出口载荷系数 Y^* 、涡轮出口应力特征值 AN^2 与发动机推力之间的关系,如图 5 所示。



(a) 涡轮叶片展弦比

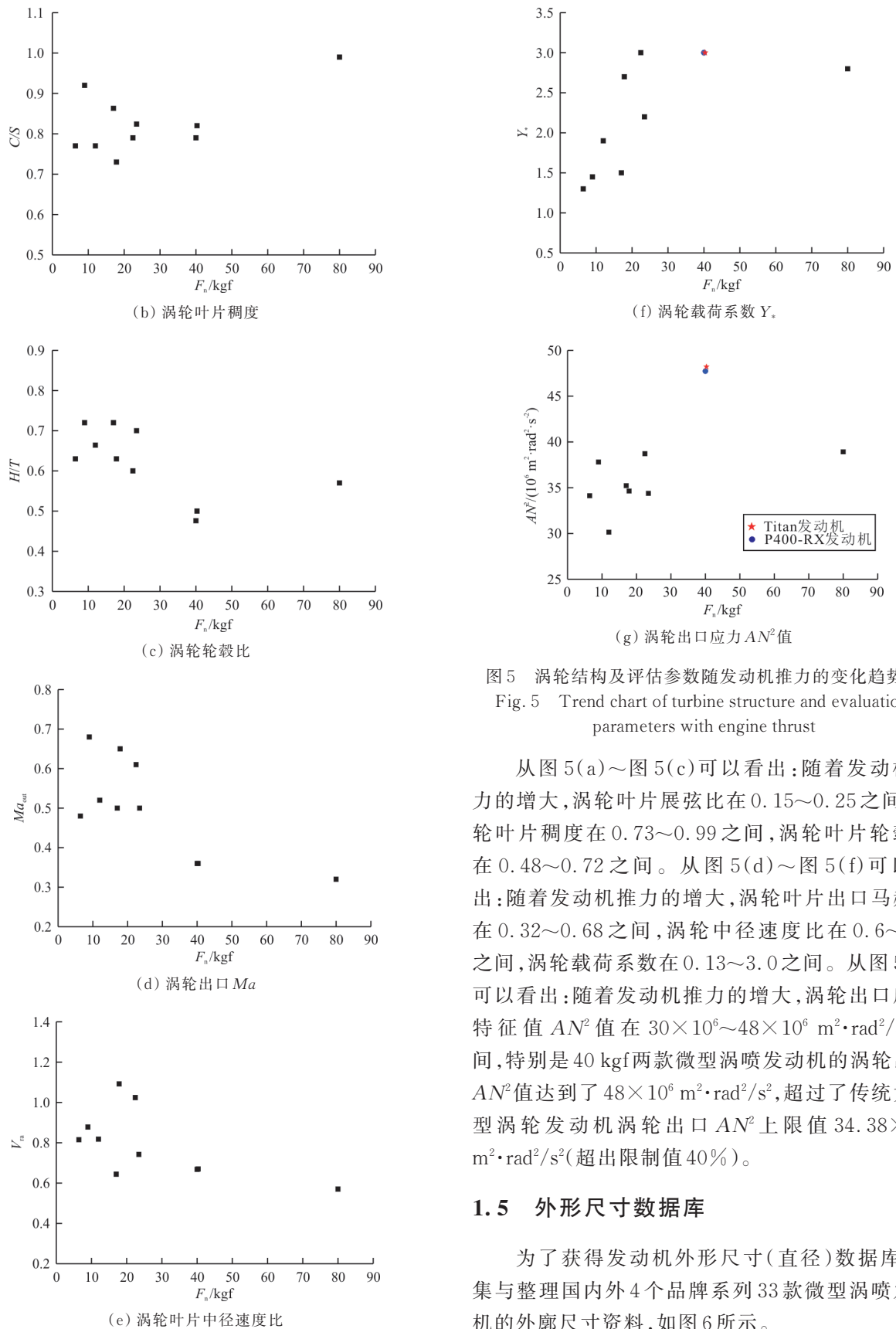


图5 涡轮结构及评估参数随发动机推力的变化趋势图
Fig. 5 Trend chart of turbine structure and evaluation parameters with engine thrust

从图5(a)~图5(c)可以看出:随着发动机推力的增大,涡轮叶片展弦比在0.15~0.25之间,涡轮叶片稠度在0.73~0.99之间,涡轮叶片轮毂比在0.48~0.72之间。从图5(d)~图5(f)可以看出:随着发动机推力的增大,涡轮叶片出口马赫数在0.32~0.68之间,涡轮中径速度比在0.6~1.1之间,涡轮载荷系数在0.13~3.0之间。从图5(g)可以看出:随着发动机推力的增大,涡轮出口应力特征值 AN^2 值在 $30 \times 10^6 \sim 48 \times 10^6 \text{ m}^2 \cdot \text{rad}^2/\text{s}^2$ 之间,特别是40 kgf两款微型涡喷发动机的涡轮出口 AN^2 值达到了 $48 \times 10^6 \text{ m}^2 \cdot \text{rad}^2/\text{s}^2$,超过了传统大中型涡轮发动机涡轮出口 AN^2 上限值 $34.38 \times 10^6 \text{ m}^2 \cdot \text{rad}^2/\text{s}^2$ (超出限制值40%)。

1.5 外形尺寸数据库

为了获得发动机外形尺寸(直径)数据库,搜集与整理国内外4个品牌系列33款微型涡喷发动机的外廓尺寸资料,如图6所示。

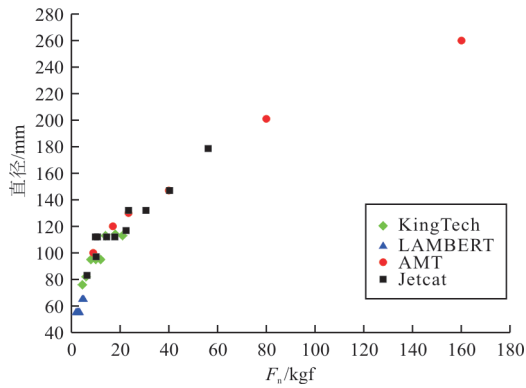


图 6 微型涡喷发动机最大直径随推力的变化
Fig. 6 The maximum diameter of a micro turbojet engine changes with thrust

从图 6 可以看出:随着推力的增大,发动机的直径也随之增大,但是也存在特殊情况,如 Jetcat、Kingtech 部分发动机直径一致,但是推力却不同,如表 2 所示。

表 2 部分 Jetcat 公司、Kingtech 公司发动机参数统计
Table 2 Jetcat and Kingtech Engine parameter

公司	型号	推力/kgf	直径/mm	转速/rpm
Kingtech 公司	K80G	80	95	143 000
	K100G	100	95	141 000
	K120G	120	95	140 000
Jetcat 公司	P80-SE	97	112	125 000
	P90-RXI-B	105	112	130 000
	P140-RXI-B	142	112	125 000
	P180-RXI-B	175	112	126 000

产生该差异的原因主要有两方面:(1) 通过增大离心压气机外径尺寸,压比升高,发动机的推力增大,例如 KingTech 3 款发动机型号直径一致,随着转速从 143 000 rpm 下降至 140 000 rpm,推力却从 80 kfg 增加至 120 kfg,即转速下降了 2%,推力却提高了 50%;(2) 通过提高发动机转速,提高了发动机的推力,例如 Jetcat P80-SE 与 P90-RXI-B 两款发动机直径一致,随着转速从 125 000 rpm 升高至 130 000 rpm,推力从 97 kfg 增加至 105 kfg,即转速升高了 4%,推力提高了 8%。随着发动机设计、加工、制造技术水平的不断提升,同一直径尺寸的微型涡喷发动机的推力还有一定的提升空间。

1.6 材料数据库

通过对表 1 所列出的微型涡喷发动机进行发动机拆解和测量,获取各个关键部件的材料信息,对微型涡喷发动机各个部件的材料进行整理分析,如表 3 所示。

表 3 微型涡喷发动机部件材料
Table 3 Micro turbojet engine component materials

部 件	材 料	密度/(kg·m ⁻³)
进气道	6061	2 700
进气道整流罩	6061	2 700
离心压气机	7075	2 850
扩压器	7075	2 850
轴套	7075/42CrMo	2 850/7 850
轴	42CrMo	7 850
火焰筒	Inconel 600	8 400
蒸发管	Inconel 718	8 240
导向器	K418	8 000
涡轮	K418	8 000
外壳	6061/SU304	2 700/7 930
尾喷管	SU316	7 930
尾锥	SU310S	7 930

2 综合设计准则

通过对上述微型涡喷发动机综合数据库中的数据进行分析,结合大中型航空发动机设计准则经验,对微型涡轮发动机的气动、强度、结构准则进行修正,得到微型涡喷发动机的总体结构设计准则,如表 4 所示。

表 4 微型涡喷发动机总体结构设计准则
Table 4 Structure design criteria of micro turbojet engine

准则类别	准则参数	准则参数范围
气动准则	离心压气机单级最大压比	$P_r \leq 4.0$
	离心压气机出口叶尖切向速度/(m·s ⁻¹)	$U_t \leq 540.0$
	离心压气机反力度	$0.6 \leq \Omega \leq 0.8$
	离心压气机比转速	$0.9 \leq N_s \leq 1.6$
	离心压气机进口马赫数	$0.35 \leq Ma \leq 0.60$
	燃烧室主燃区马赫数	$0.20 \leq Ma \leq 0.40$
	燃烧室旁路区马赫数	$0.65 \leq Ma \leq 0.85$
强度准则	涡轮叶片出口马赫数	$0.32 \leq Ma \leq 0.68$
	涡轮载荷系数	$Y_s \leq 3.0$
	压气机应力参数/MPa	$\sigma_{BP} \leq 325$
	涡轮出口应力特征值/(m ² ·rad ² ·s ⁻²)	$AN^2 \leq 48.0 \times 10^6$
结构准则	压气机/涡轮应力安全系数	$K_o > 1.0$
	离心压气机进口轮毂比	$0.25 \leq H/T_{input} \leq 0.40$
	离心压气机进出口直径比	$0.65 \leq D_{1,entry}/D_{1,out} \leq 0.80$
	涡轮叶片展弦比	$1.5 \leq R_A \leq 2.5$
	涡轮叶片稠度	$0.73 \leq C/S \leq 0.99$
	涡轮叶片轮毂比	$0.48 \leq H/T \leq 0.72$

3 16 kgf 涡喷发动机总体设计

为了验证微型涡喷发动机总体综合设计方法的可行性和上述设计准则的准确性,本文以 16 kgf 级微型涡喷发动机为对象,开展总体综合设计,并形成总体设计方案。

3.1 总体性能设计方案

在微型涡喷发动机总体综合设计过程中,首先进行发动机性能方案设计。方法是根据发动机的推力从性能数据库中进行插值,选取合适的发动机部件参数及循环参数。采用该方法既可以减少发动机设计迭代次数,也保证了设计参数的合理性。本文设计的 16 kgf 微型涡喷发动机设计参数与性能计算结果如表 5 所示。

表 5 16 kg 微型涡喷发动机设计参数与性能计算结果
Table 5 The result of preliminary design parameters and performance calculation for 16 kg micro turbojet engine

部件/设计点	参数	数值
设计条件	飞行高度/km	0
	飞行马赫数	0
	大气条件	ISA
压气机	压比	2.99
	等熵效率	0.75
	换算流量/($\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$)	0.38
燃烧室	燃烧效率	0.95
	总压损失	0
	出口总温/K	1 109.0
涡轮	等熵效率	0.67
	落压比	2.03
	推力/kgf	16.2
性能参数	单位推力/($\text{kgf}\cdot\text{kg}^{-1}$)	42.63
	耗油率/[$\text{kg}\cdot(\text{kgf}\cdot\text{h})^{-1}$]	1.91
	排气温度/K	991
	燃油流量/($\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$)	0.008 64

考虑到现有微型涡喷发动机制约寿命的关键问题是轴承部件寿命,为了延长微型涡喷发动机的寿命,加强轴承部件的冷却,将 12.5% 的燃油和润滑油混合物用作发动机轴承润滑冷却。

3.2 综合设计方案

微型涡喷发动机主要包含进气道、离心压气

机、扩压器、燃烧室、涡轮导向器、涡轮、尾喷管、轴及轴套等部件。微型涡喷发动机均采用单转子结构布局,采用 0-2-0 的转子支撑方式。

将发动机性能方案确定的各部件气流参数(主要是各部件重要截面的气动热力参数)、部分发动机特征尺寸作为发动机尺寸与重量计算程序的输入,预选发动机各转子部件的气动(风扇/压气机叶尖速度、进出口马赫数等)、结构(轮毂比等)、强度(轮盘许用应力)和材料密度等输入参数。采用综合设计方法计算,获得发动机较详细的各部件流道尺寸与部件重量预估、强度校核的结果,设计准则的满足情况等。按部件给出相关的气动、结构和强度参数结果如表 6~表 7 所示。

表 6 离心压气机的气动/结构/强度输入参数
Table 6 Aerodynamics/structure/strength input parameters of centrifugal compressor

参数类型	参数名称	设计值
气动	进口马赫数	0.4
	压比	3.0
结构	进口轮毂比	0.3
	进出口直径比	0.77
强度	轮盘许用应力/MPa	410.0

表 7 涡轮的气动/结构/强度输入参数
Table 7 Aerodynamics/structure/strength input parameters of turbine

参数类型	参数名称	设计值
气动	进口马赫数	0.40
	出口马赫数	0.65
	载荷系数	2.4
	级数	1
结构	叶型因子	0.7
	级长度系数	1.43
	展弦比	1.86
	等径方式	0
强度	叶栅稠度	0.73
	轮盘许用应力/MPa	780.0

通过发动机尺寸与重量的计算程序,可以得出各部件的特征尺寸,如离心压气机内外径和轴向长度,燃烧室外壳体的径向尺寸和长度,涡轮的进出口直径和轴向尺寸等。发动机在子午面的流路图,如图 7 所示。

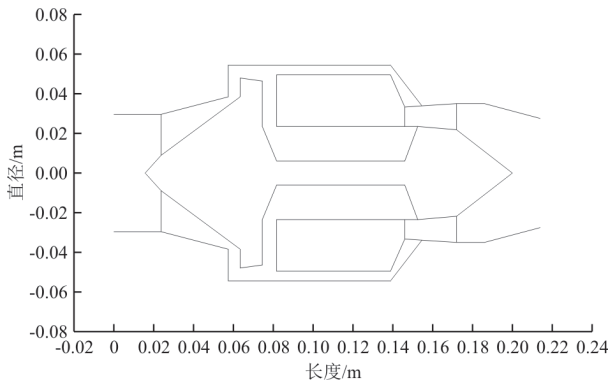


图 7 16 kgf 微型涡喷发动机流路图

Fig. 7 16 kgf micro turbojet engine flow diagram

经评估该 16 kgf 微型涡喷发动机总体尺寸为:直径 109 mm,长度 214 mm,总重 1.635 kg,发动机的推重比为 9.937。

发动机流道尺寸与重量计算程序还可以对关键部件的重量进行预估,微型涡喷发动机关键部件重量预测结果和重量分布图如表 8 和图 8 所示,总重 1.635 kg。16 kgf 微型涡喷发动机离心压气机和涡轮的重要参数评估设计结果如表 9 所示,其结果均在相关范围内,符合设计要求。

表 8 微型涡喷发动机关键部件质量

Table 8 Components weight of micro turbine engine

部件	质量/kg	部件	质量/kg
进气道	0.122	轴套	0.033
整流罩	0.117	导向器	0.206
离心压气机	0.101	涡轮	0.074
扩压器	0.157	轴系	0.100
燃烧室	0.201	尾喷管	0.184
外壳	0.127	附件	0.213

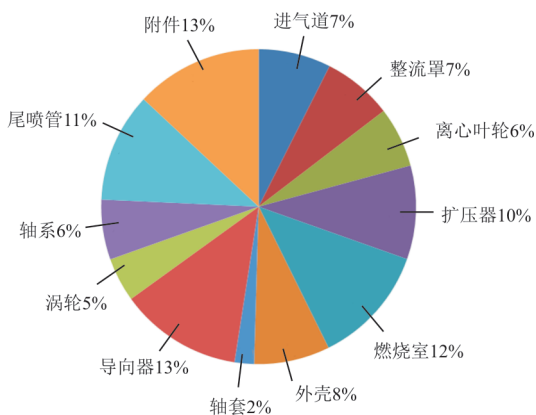


图 8 微型涡喷发动机方案质量分布图

Fig. 8 Weight distribution diagram of micro turbojet engine

表 9 重要参数评估设计结果
Table 9 Calculation results of important evaluation parameters

部件	参数	数值
离心压气机	反力度	0.666
	出口角/(°)	41.219
	叶尖速度(m·s ⁻¹)	460.815
轴流涡轮	多变效率	0.785
	载荷系数 Y _c	2.4
	出口 AN ² 值/(10 ⁶ m ² ·rad ² ·s ⁻²)	31.030
	中径速度比	1.136
	等熵效率	0.670

4 结 论

(1) 涡轮发动机总体综合设计方法适用于微型涡喷发动机总体方案设计,该方法能够快速获得较为可信的微型涡喷发动机总体设计方案。

(2) 微型涡喷发动机设计参数和设计准则与大中型涡轮发动机存在一定的差异,针对微型涡喷发动机建立总体综合设计数据库,可以为其总体设计提供准则,提高总体方案设计的效率和可信度。

(3) 按照本文应用的设计方法和提出的设计准则获得的 16 kgf 级微型涡喷发动机的设计转速为 114 480 r/min,总重为 1.635 kg,最大外径为 0.109 m,推重比为 9.937,设计参数符合微型涡喷发动机参数分布规律。

参 考 文 献

- [1] 薛然然,李凤超,任立磊. 小型弹用涡轮发动机发展综述[J]. 航空工程进展, 2018, 9(1): 18-27.
XUE Ranran, LI Fengchao, REN Lilei. An overview on development of small turbine engines for missiles[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2018, 9(1): 18-27. (in Chinese)
- [2] HABIB Z, PARTHASARATHY R, GOLLAHALLI S. Performance and emission characteristics of biofuel in a small-scale gas turbine engine[J]. Applied Energy, 2010, 87(5): 1701-1709.
- [3] ROMIER A. Small gas turbine technology[J]. Applied Thermal Engineering, 2004, 24(11/12): 1709-1723.
- [4] RODGERS C. Some effects of size on the performances of small gas turbines[C]// ASME Turbo Expo 2003, Collocated with the 2003 International Joint Power Generation Conference. [S.l.]: ASME, 2003: 17-26.
- [5] RODGERS C. The characteristics of radial turbines for small gas turbines[C]// ASME Turbo Expo 2003, Collocated with the 2003 International Joint Power Generation Conference. [S.l.]: ASME, 2003: 17-26.

- ted with the 2003 International Joint Power Generation Conference. [S. l.]: ASME, 2003: 657-667.
- [6] LAGERSTRÖM G, XIE M. High performance and cost effective recuperator for micro-gas turbines[C]// ASME Turbo Expo 2002: Power for Land, Sea, and Air. [S. l.]: ASME, 2002: 1-10.
- [7] 刘源, 黄向华, 张天宏. 厘米级微型涡轮喷气发动机关键控制技术研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 480-484. LIU Yuan, HUANG Xianghua, ZHANG Tianhong. Research on key control technology of micro turbine engine in centimeter size[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 480-484. (in Chinese)
- [8] 苏三买, 张蕾, 蔡元虎, 等. 弹用喷气发动机发展及关键技术分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(11): 2410-2414. SU Sanmai, ZHANG Lei, CAI Yuanhu, et al. Microturbo engine development and key technology analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(11): 2410-2414. (in Chinese)
- [9] 郭渊, 刘科辉, 郑严. 微型涡喷发动机设计难点与顶层系统分析[J]. 飞航导弹, 2010(12): 86-90. GUO Yuan, LIU Kehui, ZHENG Yan. Design difficulties and top-level system analysis of micro turbojet engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010(12): 86-90. (in Chinese)
- [10] 马东阳. 微型涡喷发动机火药起动特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012. MA Dongyang. Research on the characteristics of pyrotechnic cartridge start for micro turbojet engine [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [11] 申涛. 微型涡喷发动机建模与控制的研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012. SHEN Tao. Research on simulation and control system for micro turbojet engine [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [12] 黄治国, 单鹏, 王延荣. 微型涡喷发动机结构设计研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30(3): 206-209. HUANG Zhiguo, SHAN Peng, WANG Yanrong. Structural design study of a micro turbojet engine[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(3): 206-209. (in Chinese)
- [13] 李颖杰, 李环宇, 李春文. 基于试验数据的微型涡喷建模研究[C]// 第三十三届中国控制会议. 南京: 中国自动化学会控制理论专业委员会, 2014: 138-142. LI Yingjie, LI Huanyu, LI Chunwen. Simulation of micro turbine engine based on experimental data[C]// Proceedings of the 33rd Chinese Control Conference. Nanjing: Control Theory Committee of The Chinese Association of Automation, 2014: 138-142. (in Chinese)
- [14] 崔鑫. 微型涡喷发动机建模与故障诊断[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015. CUI Xin. Modeling and fault diagnosis of micro turbojet engine [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)
- [15] PERA R J. A method to estimate weight and dimensions of aircraft gas turbine engines: AIAA-1977-25171 [R]. US: AIAA, 1977.
- [16] HALE P L. A method to estimate weight and dimensions of small aircraft propulsion gas turbine engines: AIAA-1982-23037 [R]. US: AIAA, 1982.
- [17] FILINOV E, OSTAPYUK Y. Improved model for small-scale turbofan engine weight estimation[C]// Proceedings of the 9th International Conference on Simulation and Modeling Methodologies, Technologies and Applications. [S. l.]: SIMULTECH. 2019: 338-343.
- [18] 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 Fujun. Weight estimation of special parts of turboshaft and turboprop engine [J]. Aeroengine, 1999(4): 8-11. (in Chinese)
- [19] 张韬, 王占学, 刘增文, 等. 变循环发动机重量预估方法研究[J]. 机械设计与制造, 2014(8): 15-18. ZHANG Tao, WANG Zhanxue, LIU Zengwen, et al. Method research of variable cycle engine weight estimate [J]. Machinery Design & Manufacture, 2014(8): 15-18. (in Chinese)
- [20] 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 parameters and developing trends for turboshaft engines[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2013, 4(2): 150-157. (in Chinese)
- [21] 张少锋, 陈玉春, 李夏鑫, 等. 基于涡轴发动机性能与尺寸重量的耦合评估方法[J]. 推进技术, 2018, 39(12): 2670-2678. ZHANG Shaofeng, CHEN Yuchun, LI Xiaxin, et al. A coupling assessment method based on turboshaft engine performance and size-weight [J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(12): 2670-2678. (in Chinese)
- [22] 康瑞元. 微小型涡轮发动机改型设计研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2018. KANG Ruiyuan. Research on retrofitting design of micro turbojet engine [D]. Xi'an: Northwest University of Technology, 2018. (in Chinese)

作者简介:

陈敏泽(1989—),男,博士研究生。主要研究方向:航空发动机总体综合设计。

陈玉春(1967—),男,博士,教授。主要研究方向:航空发动机总体设计。

贾琳渊(1989—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:航空发动机总体设计。

黄新春(1983—),男,博士,助理研究员。主要研究方向:航空发动机总体设计。

李孙洋(1997—),男,硕士研究生。主要研究方向:航空发动机总体综合设计。

(编辑:丛艳娟)