

文章编号: 1000-8055(2003)06-0832-07

微型涡轮喷气发动机顶层设计研究

黄国平, 温 泉, 李 博, 梁德旺

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 对微型涡轮喷气发动机的顶层设计问题进行了研究。首先分析了发动机尺寸对性能的影响, 揭示了微型发动机推重比具有与尺寸成反比提高的潜力。基于各相关学科近期能达到的技术水平, 选择了微型发动机尺寸并提出了初步设计方案。对微型涡轮发动机的压比、燃烧室出口温度和各部件效率等设计参数进行了单变量和双变量分析, 得到了这些参数对推力、耗油率等性能的影响规律。提出了一个能简便准确地判断微型发动机顶层设计方案是否能产生推力的判别准则, 并得出了高、中、低性能的三种气动热力参数顶层设计方案。

关键词: 航空、航天推进系统; 微型涡轮发动机; 顶层设计; 参数分析; 推重比

中图分类号: V 231

文献标识码: A

Top Level Design of Micro Turbine Jet Engine

HUANG Guo-ping, LI Bo, WEN Quan, LIANG De-wang

(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The top-level design of micro turbine jet engine is presented in the paper. Firstly, the relationship between dimensions and performance of micro turbine engine is analysed. Results show that micro turbine engines have potential larger ratio of thrust to weight than conventional engines. A preliminary design of a micro turbine engine is illustrated on the basis of the related technologies that can be achieved recently. Parametric analysis of performance, such as: thrust, specific fuel consumption, energy efficiency, exhaust gas temperature, was performed by changing one or two of 7 variables. In order to assess if the design of the micro turbine engine is capable of generating the required thrust when put into practice, a convenient criterion is formulated, and three designs of micro turbine engine are obtained for high, moderate and low performance.

Key words: aerospace propulsion system; micro turbine engine; top level design; parametric analysis; ratio of thrust to weight

基于当前先进加工制造技术的厘米微型涡轮喷气发动机(Micro Turbo Engine, MTE), 是满足将来微型飞行器对高能量储存密度、高功率重量比的动力装置需求的非常有希望的方案。MTE还可以作为将来的野战便携式能源, 它体积小、重量轻, 以加油的方式补充能源比充电更为方便快捷。由于MTE这些军事应用上的价值, 近几年来美

国防预研局(DARPA)和陆军、海军等部门一直在资助麻省理工学院和斯坦福大学等单位进行MTE研究, 取得了初步的研究成果^[1~7]。微型涡轮喷气发动机作为一个新兴的研究领域, 目前已着手开展研究的发动机尺寸差别很大, 可以将它们分为三类: (1)麻省理工学院的MTE接近纽扣大小, 直径约为1 cm多, 厚度约0.4 cm, 推力约为

收稿日期: 2003-03-29; 修订日期: 2003-08-09

作者简介: 黄国平(1973-), 男, 贵州赤水人, 南京航空航天大学能源与动力学院讲师、博士, 主要从事航空宇航推进系统、CFD及优化设计等方向研究

0.1 N^[1,2]。(2)而斯坦福大学的MTE 直径约4 cm 左右,其长度略大于发动机直径,推力约为5 N^[3,4]。(3)而更大一些的MTE,直径10 cm 左右,推力从50 N~300 N^[5,6]。目前已有些国外大学和公司研制出了产品,用于微小型无人靶机、侦察机以及高级航模飞机中。另外在电力行业,近年来获得高度重视的分布式电源系统也以微型燃气涡轮机为核心,其涡轮机尺寸也属于上述发动机中尺寸最大的第三类^[6]。

上述三类发动机的工作原理相同,但加工制造的工艺方法却各不相同,各组成部件及相关学科面临的技术问题也有所不同。不过,这三类发动机都是当前航空动力技术研究刚开始探索的新领域,从国际上最新研究进展来看,即使是技术相对成熟的第(3)类微型发动机,也仍有待进一步深入研究,具有大幅度提高性能的潜力^[5]。国内对于微型涡轮发动机的研究近两年刚刚起步,南京航空航天大学正在对第(2)类MTE 进行研究,目标是掌握研制MTE 的主要关键技术并研制原理样机。中科院热物理所目前也正对作为分布式电源核心的微型燃气轮机开展研究工作。

在MTE 研究中,首先碰到的关键问题就是顶层设计,包括确定发动机尺寸和大体技术方案、气动热力循环分析和优化设计等。对此本文主要开展了下述工作。

1 微型涡喷发动机尺度效应的分析

影响微型涡喷发动机性能的因素较多,为了得到其性能参数随尺寸变化的规律,我们不妨简化研究对象。在这一节对微型涡喷发动机性能和尺寸的相互关系分析中(见图1),做如下假设:

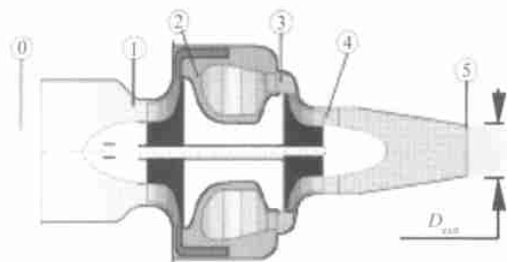


图1 微型涡喷发动机示意图

Fig 1 The sketch of Micro Turbine Engine

(1)对微型涡喷发动机的气动热力分析都当作一维情况考虑;(2)各种尺寸发动机出口气流马赫数相同,如都等于音速;(3)微型涡喷发动机采用单转子结构,压气机和涡轮均为一级;(4)在下

述计算中不考虑流动损失和传热影响;(5)近似认为尺寸变化对燃烧过程没有影响,燃烧产生的总焓增加为定值。若燃烧室采用相同热值的燃料(如:碳氢燃料),在油气比相同且正常燃烧时,此假设成立。燃料种类、燃烧组织方式、燃气驻留时间等均直接影响是否正常燃烧。如恰当地采用蒸发燃烧、预掺混等技术,使用液态燃料的燃烧室长度大于10~20 mm 则可能实现正常燃烧。这也是以下发动机性能和尺寸关系分析中,尺寸微小化的界限。首先,由假设(5)可以知道:

$$h_{\text{exit}}^* = h_{\text{in}}^* + \Delta h = h + \frac{v^2}{2} = C_v T_{\text{exit}} + \frac{P_{\text{exit}}}{\rho_{\text{exit}}} + \frac{v_{\text{exit}}^2}{2} = \text{const} \quad (1)$$

式中, h^* 是气体总焓, P 是气压, ρ 是气体密度, v 是出口气流速度。因为喷气流总温为定值,所以其临界音速亦为定值,由假设(2)可知:

$$\left. \begin{aligned} v_{\text{exit}} &= \text{const}, & T_{\text{exit}} &= \text{const} \\ P_{\text{exit}} &= \text{const}, & \rho_{\text{exit}} &= \text{const} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

其流量和推力分别为:

$$\dot{m} = A_{\text{exit}} \rho_{\text{exit}} v_{\text{exit}} \quad (3)$$

$$F_N = \dot{m} v_{\text{exit}} - A_{\text{exit}} (P_{\text{exit}} - P_0) = A_{\text{exit}} [\rho_{\text{exit}} v_{\text{exit}}^2 - (P_{\text{exit}} - P_0)] \quad (4)$$

根据假设(5)气体焓增相等,燃烧相同热值的燃料,发动机的耗油量为:

$$\dot{m}_{\text{Fuel}} = \frac{\dot{m} \cdot \Delta h^*}{C_{\text{Fuel}}} = A_{\text{exit}} \rho_{\text{exit}} v_{\text{exit}} \frac{\Delta h^*}{C_{\text{Fuel}}}$$

单位推力的耗油率为:

$$SFC = \frac{\dot{m}_{\text{Fuel}}}{F_N} = \frac{\rho_{\text{exit}} v_{\text{exit}} \Delta h^*}{C_{\text{Fuel}} [\rho_{\text{exit}} v_{\text{exit}}^2 - (P_{\text{exit}} - P_0)]} \quad (5)$$

上式中, C_{Fuel} 是燃料的燃烧值。在这里的量级分析中,虽然发动机具体设计技术会影响到微型发动机进口直径 D_{in} 和发动机外径 D 与喷管出口直径 D_{exit} 的比值,但是这些比值始终是在有限范围内变化的;因此可以任意选择这些尺寸中的一个代表发动机尺度,这里不妨仍取喷管出口直径 D_{exit} 。所以,由公式(3)~(5)可以知道,发动机推力、流量都是与 D_{exit} 成正比,而耗油率和发动机尺寸无关。

下面分析发动机全机重量与尺寸的关系。在涡轮喷气发动机中,从原理上说承载结构部件主要是图2给出的 a, b 两类情况,即受分布载荷的梁类结构和受离心载荷的转盘结构。分析 a 类结构,

可以知道其最大应力为:

$$\tau_{\max a} = C_1 \cdot \frac{PL^2}{B^2}, \quad B = L \sqrt{C_1 \cdot \frac{P}{\tau_{\max a}}} \quad (6)$$

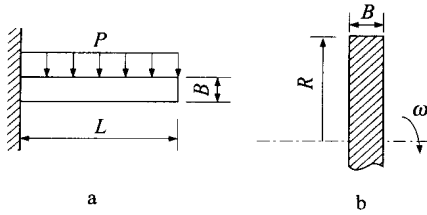


图2 微型发动机主要强度部件示意图

Fig 2 The principal load of MTE structures

对 a 类结构, 各种尺寸发动机的载荷强度 P 大致相同(比如各部件所受气流压强), 所以由上式可以知道: 采用强度相当的材料制造这类结构, 部件的材料厚度和部件尺寸成正比。所以, 这类部件的重量有:

$$G_a = C_a \cdot \rho_{\text{material}} L^3 \quad (7)$$

分析 b 类结构, 也可以得出离心力造成的应力为:

$$\tau_{\max b} = \frac{F}{S} = \frac{C_2 \rho B \omega^2 R^3}{C_3 R B} = \frac{C_2 \rho B \omega^2 R^2}{C_3} \quad (8)$$

根据涡喷发动机原理可以知道, 要大致保持不同尺寸的发动机中单位流量的气体总焓增加相等, 出口气流参数相等, 则需要发动机有大致相同的气动热力学循环。这就要求发动机的压气机和涡轮部件的增压比和落压比大致相同。根据假设(3), 我们可以知道对单级压气机和涡轮的设计来说, 关键是要保持大致相同的轮缘速度 ω_k 。这样由式(8)可以知道 b 类结构的应力水平和尺寸无关, 同时应用 a 类结构的结论于旋转轮盘负载的叶片, 可以知道叶片宽和发动机尺寸成正比, 轮盘厚度和叶片宽成正比。所以对 b 类结构, 其重量也满足:

$$G_b = C_b \cdot \rho_{\text{material}} R^3 \quad (9)$$

这样我们可以知道, 微型发动机的重量可按下式估算:

$$G = C_{\text{structure}} \cdot \rho_{\text{material}} D_{\text{exit}}^3 \quad (10)$$

依据公式(4)、(10)可以知道, 发动机推重比为:

$$R_{F/G} = \frac{F_N}{G} = \frac{A_{\text{exit}} [\rho_{\text{exit}} V_{\text{exit}}^2 - (P_{\text{exit}} - P_0)]}{C_{\text{structure}} \cdot \rho_{\text{material}} D_{\text{exit}}^3} = C_{F/G} \cdot \frac{1}{\rho_{\text{material}} D_{\text{exit}}} \quad (11)$$

式(10)说明微型发动机重量随尺寸的3次方

减小, 式(11)则反映了微型发动机推重比与直径成反比。普惠公司根据其商用发动机总结的发动机推力密度与尺寸关系(见图3)用实际数据显示了类似结果^[7], 图中该关系线的斜率为-0.9432,

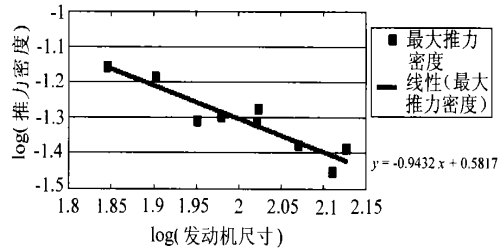


图3 普惠公司发动机推力密度与尺寸的关系^[7]

Fig 3 The relation between thrust density and length

与式(11)的-1.0是非常接近的。可见, 如果采用相同的材料, 则随着发动机尺寸的缩小, 推重比将同比增大。对于直径为常规发动机1/10~1/100的微型涡喷发动机来说, 理论上可能具有比常规发动机高10~100倍的推重比。当然, 考虑到假设(4)和(5)中忽略的因素, 微小化后发动机气动损失、传热影响、燃烧效率等都会大幅度限制推重比的提高, 但是上述分析仍说明了微型涡轮发动机在推重比方面的潜在优势。实际上, 目前国外研制出的微型涡喷发动机, 各方面的技术都仍显得相当粗糙, 但是由于这种尺寸效应, 其推重比仍能达到8以上。

2 确定微型涡喷发动机尺寸和总体方案

上一节的理论分析已经知道, 尺寸越小发动机推重比提高的潜力越大。但是, 实际研制发动机还要受到燃烧、叶轮机、转子动力学、轴承和制造工艺等方面的限制, 并且这些问题与发动机尺寸密切相关。因此, 本研究在为确定目标发动机的尺寸时, 需要综合考虑多方因素, 不能一味追求微小化。通过对国外已有三类发动机对各学科技术的需求情况和国内有关技术的现状进行分析, 本项目选择了直径50~60 mm 的微型涡喷发动机作为开展研究所针对的目标。大体设计方案如下:

(1) 直径50~60 mm, 推力为20 N 级别; (2) 以铝、钢和高温合金作为主要结构材料; (3) 燃烧液态碳氢燃料, 采用蒸发管掺混燃料和空气, 燃烧室有冷却气流, 燃烧温度1100 K 左右; (4) 采用单级离心压气机, 三维叶型设计, 压比约为3; (5) 采用高温合金制作的单级向心, 叶轮造型为三维设

计, 无冷却措施; (6) 转子转速为 $1.5 \sim 1.8 \times 10^5 \text{ r/min}$, 采用陶瓷滚珠轴承支撑主要; (7) 采用常规发动机制造技术及精密仪器制造技术。

上述方案总体尺寸水平介于国外第(2)、(3)类发动机之间, 更接近第(2)类斯坦福大学的微型发动机。这样安排的原因在于: 在本方案的微型压气机设计技术、微型涡轮设计技术、微空间液态碳氢燃料燃烧技术及高速转子稳定运转技术等方面, 国内已有的研究基础和条件具备了实现的可行性。并且, 由于燃料采用液态碳氢燃料, 与斯坦福大学的发动机相比, 燃料的存储、添加和运送都大为方便, 燃料系统的重量也能大大减轻。在轴承方面, 每分钟 $15 \sim 18$ 万转恰好接近是目前氮化硅陶瓷滚珠轴承能力的上限, 这样避免了采用不够成熟的微间歇超高转速气膜轴承设计和制造技术。在材料方面采用常规航空发动机材料, 没有引入新问题。在制造工艺方面, 本项目都以常规发动机制造技术及精密仪器制造技术为主, 没有增加太大的难度。本项目微型发动机尺寸国外三类微发的中等, 这样便于在完成本项目研究后根据使用部门需要, 较快做到放大尺寸形成微型发动机系列, 满足不同推力(功率)级别的需要; 同时, 也具备了更好的发展更微小涡喷发动机的基础。

对直径 60 mm 的发动机, 本研究给出了可供采用的两种结构方案(见图4、图5): 结构方案A为单级离心压气机+单级向心涡轮, 与斯坦福大学的微型发动机结构类似, 具有如下特点: (1) 单级压气机采用离心式轮盘, 铝合金制造, 配径向扩压器, 此后流路转向为轴向; (2) 机匣形成燃烧室空腔的外侧壁, 燃烧室为回流式, 燃油经蒸发管流入进行燃烧; (3) 涡轮导向器和涡轮均为向心式, 均采用耐高温合金材料, 其中涡轮叶片和轮盘是整体制造; (4) 压气机涡轮转子由两个陶瓷滚珠轴承支撑, 其中一个轴承在压气机轮盘和涡轮轮盘之间, 另一个可以布置在涡轮轮盘之后, 也可以布置在压气机轮盘之前。

结构方案B 接近国外第(3)类发动机设计: (1) 单级压气机部分与方案A 类似, 采用离心式铝合金轮盘配径向扩压器; (2) 由机匣和轴套形成燃烧室空腔, 燃烧室为直流式, 也使用燃油蒸发管; (3) 涡轮导向器和涡轮均为轴流式, 涡轮叶片和轮盘采用耐高温合金整体制造; (4) 压气机涡轮转子由两个陶瓷滚珠轴承支撑, 两轮盘间距和轴承间距的设计受燃烧室长度的限制。

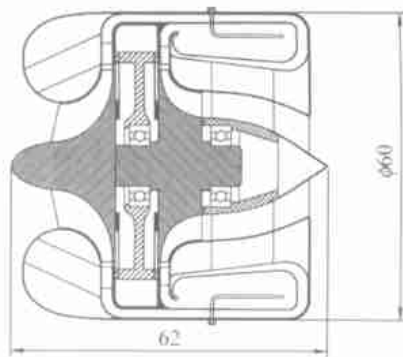


图4 MTE 结构方案A

Fig 4 The framework design A of MTE

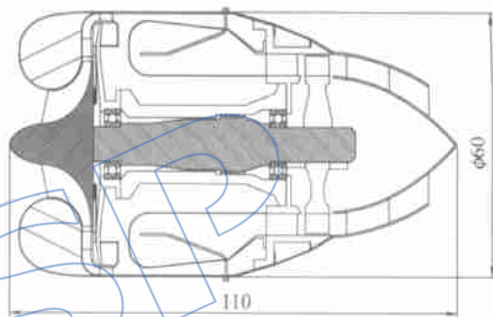


图5 MTE 结构方案B

Fig 5 The framework design B of MTE

3 气动热力循环的参数化分析和设计

一台微型涡轮喷气发动机, 主要由进气道、压气机、燃烧室、涡轮和喷管五个部件组成, 共有6个主要气动热力截面(见图1)。本文考虑了发动机微型化后的特殊性(如: 各部件流动雷诺数减小、叶轮叶尖漏气损失增大、燃烧室向发动机传热导致压缩效率下降等)推导建立了计算发动机各部件气动热力参数的算法。将影响发动机性能的参数总结为:

(A) 主要设计指标, 即: 流量、压比、燃烧出口温度: m, π, T_3 ;

(B) 各部件有关效率: ①进气道总压恢复 η_i ; ②压气机等熵效率 η_{π} ; ③燃烧效率 η_c , 燃烧室流动效率 η_b ; ④涡轮等熵效率 η_t , 转子机械效率 η_m ; ⑤喷管推力系数 C_F 。

3.1 单参数变化分析

按上节确定的尺寸和方案, 本文参考国外微型发动机设计数据和经验, 首先给定了推力约 20

N 微型发动机的一组气动热力参数方案,其压气机压比2.7,燃烧室出口温度1150 K。然后对流量大致固定(因发动机尺寸不变)的发动机设计参数进行分析:首先暂认为进气道和喷管性能变化不大,则 η_{in} 和 C_f 也都不变。余下需研究的参数有7个,包括:压气机压比 π ,燃烧出口温度 T_3^* ,和5个效率 η_{cm} , η_c , η_b , η_t , η_{he} 性能分析中考虑的发动机性能指标采用了推力 F_N 、耗油率 SFC 、能量利用效率 β 和排气温度 T_{ex} 等4个参数。其中,能量利用效率 β 定义如下:

$$\beta = \frac{V_e^2}{2(h_e^* - h_0^*)} \tag{12}$$

在参考国外机型有关数据确定了上述参数的初始值后,得到了单参数变化的分析结果:

(1) 由图6可见,压气机压比增加将提高推力和热能利用率,降低排气温度和耗油率。不过在此条件下,单纯提高压比至3.0后性能改善趋缓。

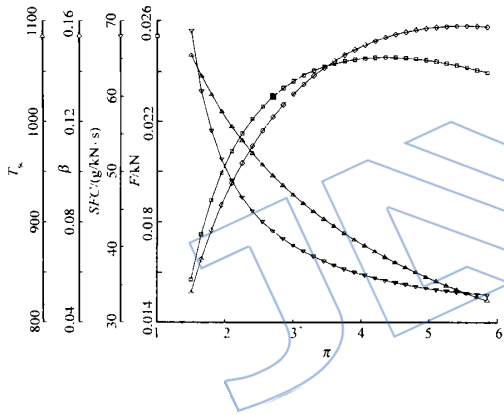


图6 压比 π 对性能的影响
Fig 6 The Performance of MTE with varied π

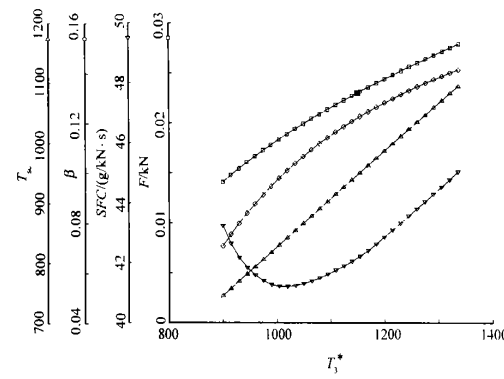


图7 燃烧室出口温度 T_3^* 对性能的影响
Fig 7 The Performance of MTE with varied T_3^*

(2) 在图7中可以看出,燃烧室出口温度增加也能提高推力和热能利用率,排气温度线性上升。在此条件下,当燃烧室出口温度为1050 K时耗油

率最小。

(3) 推力、热能利用率和排气温度都随燃烧效率增加而稍微降低,耗油率随之显著下降。

(4) 燃烧室流动效率的增加能小幅度提高推力和热能利用率,略微降低排气温度和耗油率,从变化幅度来看燃烧室流动效率对性能的影响不大。

(5) 推力和热能利用率随压气机效率增加而提高,排气温度和耗油率随之降低(见图8)。

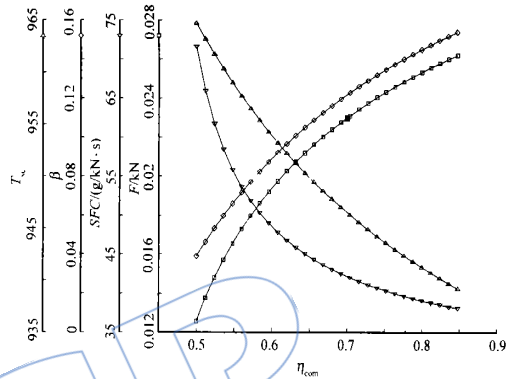


图8 压气机等熵效率 η_{cm} 对性能的影响
Fig 8 The Performance of MTE with varied η_{cm}

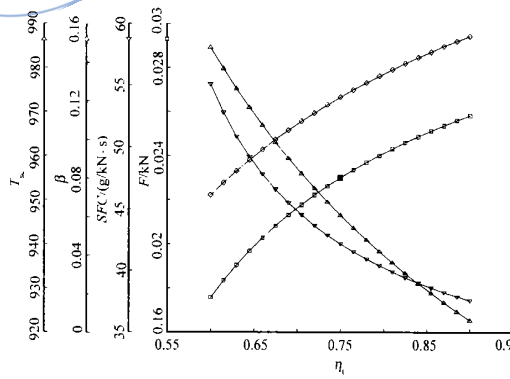


图9 涡轮等熵效率 η 对性能的影响
Fig 9 The Performance of MTE with varied η

(6) 同压气机效率一样,涡轮效率提高能增大推力和热能利用率,使排气温度和耗油率降低(见图9)。

(7) 提高机械效率将提高推力和热能利用率,同时降低排气温度和耗油率。

3.2 双参数变化分析

通过单变量的参数化分析已经知道,需要重点分析压气机总压比 π 燃烧室出口温度 T_3^* 、压气机等熵效率 η_{cm} 、涡轮等熵效率 η 的影响,因此对这些参数本文进一步进行了双参数变化分析,

以求获得更全面的认识。

3.2.1 压气机总压比 π , 燃烧室出口温度 T_3^*

图10给出了压气机总压比 π , 燃烧室出口温度 T_3^* 对性能的影响。在图中, 发动机若处于此图右上方则综合性能较好, 反之, 在左下方则是综合性能较差。在这个分析所研究的微型发动机参数选取范围内, 燃烧室出口温度提高使发动机性能点向右上方移动, 综合性能提高。在每一固定的燃烧室出口温度下, 压比的增加可以提高推力和热能利用率, 不过存在最佳压比, 超过该压比则性能转而下降。燃烧室出口温度为1150 K 时, 最佳压比为4.0; 燃烧室出口温度为1050 K 时, 最佳压比为3.3。从图中看出, 初始确定的微发 π 和 T_3^* 是中等性能的。在有了上述认识的基础上, 重新设计了三种微型发动机方案: (A) 高性能发动机, 压气机压比为3.5, 燃烧室出口温度为1150.0 K, 推力可达25 N。此方案为将来提高发动机性能提供高端设计参数指标。(B) 中等性能发动机, 压气机压比为2.7, 燃烧室出口温度为1100.0 K, 推力可达20 N。此方案作为本课题组近期研究主要参考指标。(C) 低性能发动机, 压气机压比为1.8, 燃烧室出口温度为1050.0 K。此方案为项目初期发动机产生推力需达到的低端参数指标。

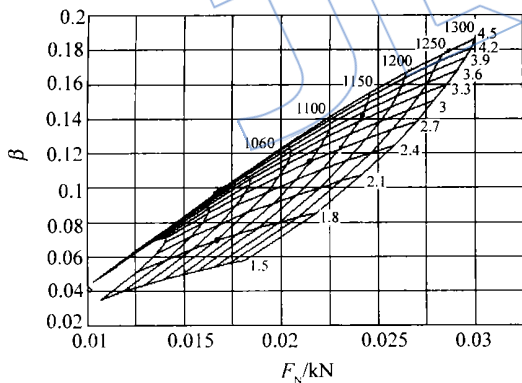


图10 π , T_3^* 对性能的影响

Fig. 10 The Performance of MTE with varied π and T_3^*

3.2.2 压气机等熵效率 η_{cm} , 涡轮等熵效率 η

通过对压气机和涡轮等熵效率对推力影响的双参数变化分析, 发现发动机推力以类似图11的规律变化, 图中实线为发动机有无推力的分界线。为建立能快速判定这类发动机是否产生推力的方法, 我们定义下述系数:

$$\eta_{td} = 3.0 \cdot \eta_{cm} \cdot \eta \quad (13)$$

图11中虚线给出了系数 η_{td} 与压气机等熵效率、涡轮等熵效率的关系。对比发现图中推力和系数 η_{td} 的等值线走向一致, 且在零推力线正好是系数 η_{td} 等于1.0的等值线。这说明在本文研究的微型发动机参数范围内, 存在一条判别规律: $\eta_{td} > 1$ 是发动机产生推力的条件。若不满足, 则发动机无法产生推力。因此, 将此系数 η_{td} 命名为推力判别系数。

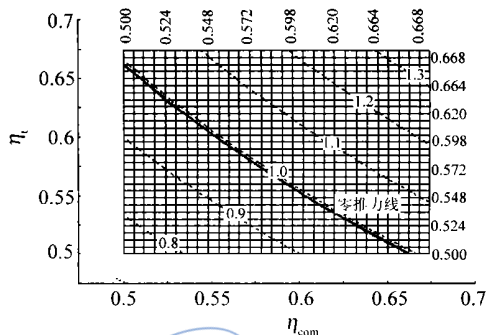


图11 压气机、涡轮效率与 η_{td} 关系图

Fig. 11 The relation between η_{cm} , η and η_{td}

4 结论

本文对微型涡喷发动机顶层设计进行了研究, 主要获得了以下结果:

(1) 通过简化分析总结尺寸微型化对发动机推力、耗油率、推重比等主要性能参数的影响, 说明了微型发动机在一定条件下随尺寸缩小而可达到的推重比将上升。

(2) 在分析和参考国际微型发动机研究的基础上, 综合考虑国内各相关学科技术水平, 确定了适合本项目研究的发动机尺寸及主要技术特征, 并提出了两种可能的结构方案。

(3) 建立了微型涡喷发动机气动热力过程分析算法, 对影响微型涡喷发动机性能的各主要设计参数进行了单变量和双变量分析, 总结了这些参数对发动机性能的影响规律;

(4) 通过参数分析研究, 得出了高、中、低三种性能的气动热力参数顶层设计方案, 为各分支学科研究提供了参考依据和部件性能指标, 并提出了一个能简便准确地判断微型发动机设计方案是否能产生推力的判别系数 η_{td} 。

参考文献

- [1] Alan H Epstein Micro Turbine Engines For Soldier Power
- [R] The Defense Science and Technology Seminar, 2000

[2] Epstein A H, etc Micro Gas Turbine Generators[R]. Massachusetts Inst of Tech , Gas Turbine Lab, Final Rept 1995- 2000

[3] HanSojrg Schlip, Fabrication of Turbine-Compressor-Shaft Assembly ForMicro Gas Turbine Engine[D]. Mater's Thesis, Stanford Univ ,December 2000

[4] HanSojrg Schlip, Kang S, Stampfl J, Cooper A G, Prinz F B. Application of the Mold SDM Process to the Fabrication of Ceramic Parts for aMicro Gas Turbine engine[R]. Heinrich J G(ed), Proceedings CeramicsMaterials and Components for Engines, Gemany, 2000

[5] Miklos Gerendas, Ralph Pfister. Development of a Very Small Aero-Engine[R]. Proceedings of ASME TurboExpo 2000, 45th ASME International Gas Turbine and Aero-Engine Technical Congress and Exposition, 2000- GT- 0536

[6] Mendi Farber De Anda, Christina TeMaath, Ndeye K Fall. Distributed Energy Technology Simulator Microturbine Demonstration[R]. Energetics, Inc Washington, DC, 2001

[7] <http://www.prattwhitney.com> [Z].

致谢审稿人

在第18卷卷终之际,《航空动力学报》对第18卷1~ 6期的审稿专家们的辛勤劳动和对本刊的大力支持表示衷心的感谢!第18卷审稿人名单(按姓氏笔画为序):

丁水汀	于达仁	马一太	马宏伟	王松涛	王正明	王如根
王仲奇	王 伟	王家骅	王 曦	王补宣	王存诚	王道波
王保国	王延荣	王建军	王锁芳	王保发	方宗德	叶志峰
尹泽勇	白广忱	石建成	左洪福	朱之丽	朱耀忠	朱梓根
朱惠人	孙健国	刘火星	刘文廷	刘兴州	刘启洲	刘 波
怀寿章	华耀南	吕文林	李 军	李润方	李宏新	李继保
李 琳	李其汉	李卫国	吉洪湖	杨士杰	杨茂林	吴大观
吴行章	吴铁鹰	吴 宏	吴玉林	吴海玲	乔渭阳	严传俊
陆 山	何洪庆	孙纪国	宋迎东	宋保银	苏 彬	苏伟生
茆诗松	沈赤兵	陈大光	陈乃兴	陈哲明	陈国定	陈 浚
陈焕倬	林宇震	季路成	邵万仁	邹正平	尚 义	张 平
张 津	张振鹏	张靖周	张光星	张善群	胡 骏	郑克扬
孟庆明	赵坚行	赵晓路	赵 雷	饶寿期	罗 汀	姜培学
徐国强	徐通源	徐国华	骆长天	侯敏杰	秦大同	秦立森
姚 华	姚朝晖	郭海丁	岳连捷	符 松	袁 新	夏智勋
高 歌	高德平	顾维藻	聂景旭	聂超群	聂万胜	桂幸民
程谋森	谈和平	席 光	唐海龙	唐 明	黄太平	黄伟光
黄金泉	黄熙君	曹义华	曹玉璋	曹用涛	常海萍	彭晓峰
温卫东	蒋浩康	费武利	蔡元虎	蔡体敏	康 锐	廉小纯
欧阳祖行	樊思齐	陶增元	董金钟	谢蔚民	廖明夫	