

文章编号: 1000-8055(2007)05-0785-07

微型单叶轮涡轮风扇发动机若干总体问题

单 鹏, 兰 可

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 对低增压比微型涡轮风扇发动机的总体气动热力学有效性进行了基础性的研究. 结果表明, 该类发动机仍可有效地降低耗油率, 因而有发展的必要. 进一步, 为解决微型涡轮风扇发动机的结构复杂性困难, 提出了一种微型高矮叶片单叶轮风扇压气机的压缩系统气动布局和结构设计方案. 借助一个具体例子的设计研究和流场检验的结果, 陈述了该方案的转子、静子的气动设计和结构设计特点. 最后拟出了相应的发动机主体结构.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 推进系统特性; 微型发动机; 涡轮风扇发动机; 斜流压气机; 高矮叶片单叶轮风扇压气机

中图分类号: V231

文献标识码: A

Overall design study of micro turbofan engine using single blisk of fan and compressor rotor

SHAN Peng, LAN Ke

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The presented overall aerothermodynamic cycle analysis and engine flight altitude-velocity performance simulation revealed that with a group of well compromised parameters, the micro turbofan engines with today commonly used low pressure ratio is still efficient for a lower specific fuel consumption (SFC) than that of turbojet. Furthermore, to resolve the difficulties of complex structure in micro turbofan engines, a newly conceived integral fan compressor component with both high low blades and splitter blades is claimed. The features of the aerodynamic design and structural design of the new type fan compressor component are introduced briefly. Finally one of the principia overall structure design of this kind of turbofan engine was worked out.

Key words: aerospace propulsion system; performance of propulsion system; micro engine; turbofan engine; mixed flow type compressor; high low blades single rotor fan and compressor

微型航空涡轮发动机是航空发动机科技发展的新兴领域. 微型一般是指推力在 100 daN 以内的发动机. 这类发动机具有与大中型发动机不相上下的推重比, 其结构特点是转速高, 加工精度要求高等. 又从气动热力学特点上讲, 现有的微型涡

喷发动机就是低增压比航空燃气轮机. 由于构造复杂性和小雷诺数流动的难度, 国际上尚未出现微型的涡轮风扇发动机. 大中型的涡轮风扇发动机的压缩系统普遍采用双轴形式, 即设有低压风扇轴和高压压气机轴, 每根轴上又设有数个风扇转子

收稿日期: 2006-04-14; 修订日期: 2006-09-19

作者简介: 单鹏 (1955), 男, 北京市人, 教授, 博士, 主要从事叶轮机气动力学, 航空发动机气动热力学, 计算流体力学等研究.

叶轮或压气机转子叶轮,两轴分别由低压涡轮和高压涡轮驱动. 这样的发动机所需零部件很多,因此加工配合面多,工艺复杂,导致很高的制造成本. 故双轴压缩系统的结构形式目前只能适用于大型涡扇发动机. 微型发动机较小的体积和通常短寿命的用途决定了其零部件数量必然要少,故不同于大中型发动机,微型发动机采用单轴是目前唯一的选择. 至今世界上尚仅有微型涡轮喷气发动机投入实用,而微型涡扇发动机产品未有报道,仍停留在概念和设计阶段. 本文认为其主要问题在于,能否折衷解决好较小的耗油率收益和明显的结构复杂化这一基本矛盾. 因为通常微型机易于做到的低至 2 至 4 的总增压比,很可能使涡扇原理的优点几乎丧失,相应地涡扇复杂得多的构造将使制造成本上升到用户不易接受的程度. 能否在单轴的限制上实现涡扇发动机的气动热力原理形式,同时构造简化到实用程度,是微型涡扇成功的关键. 本文提出研究的微型涡扇发动机为 40 daN 推力级,适用于小型无人飞行器、小型导弹等军用领域,也可用于航空模型,或改型为微型燃气轮机能源系统的核心机等.

在此提出并研究一种不但采用单轴压缩系统,而且进一步又采用了风扇压气机一体化单个转子叶轮的微型涡扇. 即采用高矮叶片单叶轮风扇压气机作为压缩系统. 希望以这种对于压缩系统的全新改动,极大简化常规涡扇的双轴、多转子叶轮结构,来实现大型、小型的涡扇发动机向微型涡扇的可行进化. 在结构可行的前提下,设计和优化的目标是在推力量级相同时,耗油率比微型涡喷有效地降低,并且具有实用的飞行特性.

1 微型涡扇总体气动研究

1.1 单轴形式下总体优化与部件气动结构设计的基本矛盾及其折衷

耗油率高是微型航空发动机面临的主要问题. 本文已完成的一台 50 daN 推力级,增压比 3.6 的微型涡喷发动机的总体设计表明,在起飞设计点,该微型涡喷的总体热力循环设计得出的耗油率为 1.474 kg/(daN·h). 进而为降低耗油率,本文主要展开了对微型涡扇发动机(参见图 14)的多因素综合总体优化设计研究. 取发动机总增压比和所有部件的效率参数与上述涡喷发动机的全同,考虑到单轴涡扇必然存在的启动性能和低速性能的困难而选定风扇增压比,经过循环优化的解析与数值分析,得到该 3.6 的设计最大增压比下,发动机的起

飞理论最优涵道比为 3.19; 高度 0 km, 马赫数 0.8 的巡航理论最优涵道比为 0.37, 并看到此时耗油率对于涵道比不敏感,这应为低增压比所导致的基本特征. 分析以上数据,在单轴涡扇的发动机构造形式下,上述起飞或即低速飞行理论最优涵道比所对应的风扇转子叶尖线速度,远远超过了风扇部件气动设计的基本要求,和叶片强度设计的要求. 因此放弃最优,而折衷选取主要循环参数涵道比 α , 继而优化得到如下的发动机起飞点总体设计参数: 单位流量推力 476.7 N/(kg/s), 耗油率 1.320 kg/(daN·h), 总增压比 3.60, 外涵风扇增压比 1.50, 涵道比 0.40, 涡轮落压比 1.906. 最后,选取发动机总空气流量为 0.99 kg/s. 注意到此低增压比涡扇的耗油率比相应涡喷的仅可降低 10.4%.

1.2 等效压气机

对于单轴涡扇发动机的部件法飞行特性模拟问题,本文建立了一种“等效压气机”的概念. 即,模拟过程基于风扇与压气机各自的特性图来进行,但将风扇与压气机视为两个微分级压气机,二者串连而成为一个等效的压气机部件,由单级涡轮拖动. 推导如下. 压气机的绝热效率定义为^[1]

$$\eta_{\text{c}}^* = \frac{\text{对某一给定增压比所需理想功}}{\text{对同一给定增压比实际需用功}} \quad (1)$$

而压气机的多变效率定义为

$$\eta_{\text{c}} = \frac{\text{对某一给定压力微分变化所需理想功}}{\text{对同一给定压力微分变化实际需用功}} \quad (2)$$

现将风扇 F 与压气机 H 看作是两个微分级压气机,其分别有 η_{F} 和 η_{H} , 显然分别等于其原绝热效率

$$\eta_{\text{F}}^* = \frac{C_p T_0^* \left(\pi_{\text{F}}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)}{L_{\text{KF}}}, \quad \eta_{\text{H}}^* = \frac{C_p T_{24}^* \left(\pi_{\text{H}}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)}{L_{\text{KH}}} \quad (3)$$

上式中 L_{KF} 和 L_{KH} 分别为风扇和压气机的实际需用功, T_{24}^* 是压气机进口总温.

按涵道比 α 分流实际上是对外、内涵道的单位质量压缩功率有一个加权作用. 考虑到这点后,将风扇和压气机的理想功相加作为下式分子,实际需用功相加作为分母,按照式(1)的绝热效率的定义,就得到等效压气机的绝热效率 $\eta_{\text{eq}, \text{C}}^*$

$$\begin{aligned} \eta_{\text{eq}, \text{C}}^* &= \frac{C_p T_0^* \left(\pi_{\text{F}}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) + \frac{1}{1+\alpha} C_p T_{24}^* \left(\pi_{\text{H}}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)}{L_{\text{KF}} + \frac{1}{1+\alpha} L_{\text{KH}}} \\ &= \frac{L_{\text{KF}} \eta_{\text{F}}^* + \frac{1}{1+\alpha} L_{\text{KH}} \eta_{\text{H}}^*}{L_{\text{KF}} + \frac{1}{1+\alpha} L_{\text{KH}}} \quad (4) \end{aligned}$$

将上式的分母即等效压气机的实际需用功简写为 $L_{eq, KC}$, 令 $\pi_{eq, C}^*$ 表示等效压气机的增压比, 则周知这两者与等效压气机的绝热效率的关系应为

$$\eta_{eq, C}^* = \frac{C_p T_0^* \left(\pi_{eq, C}^{*\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)}{L_{eq, KC}} \quad (5)$$

将式(4)已经根据风扇、压气机各自的增压比、多变效率(即原绝热效率)计算出的等效绝热效率 $\eta_{eq, C}^*$ 带入上式, 即可解出等效增压比 $\pi_{eq, C}^*$. 如此, 等效压气机与单级涡轮进行平衡, 在计算中得到了满意的结果. 这个等效压气机的方法显然也可用于一般的单轴双压气机部件的涡喷发动机.

1.3 总体特性模拟

特性模拟结果见图 1 至图 7 和表 1. 其对应的调节计划是, 保持机械转速 100%, 使用在起飞设计点上选定的内、外涵固定面积喷管, 涡轮前不超温. 图 6 和图 7 是所使用的代用压气机特性图,

为国外某 13 daN 推力级涡喷总体性能的成功模拟所使用的流量 0.363 kg/s, 增压比 3.1 的微型离心压气机的特性, 当放型用于本文的流量为 0.99 kg/s 的斜流压气机, 本文进一步考察了小雷诺数效应对效率的影响, 见后叙. 特性图中有飞行任务剖面上的、零高度-速度飞行特性的和转速特性的各一条实际的涡轮压气机共同工作线(风扇转速特性共同工作线不平行于边界是因代用特性图原有压比高出风扇压比较多, 但无碍模拟结果). 推力特性曲线在高亚声速一端不像通常的单轴涡喷发动机那样可以有一些上扬; 耗油率特性曲线对于同高度的飞行呈现接近线性的增加; 总空气流量仍呈现像单轴涡喷发动机随高度降低和速度增加而稍非线性增加的趋势; 上述特性的综合, 使得燃油流量几乎不随速度的增加而变化, 但随高度的增加而基本上线性减小.

表 1 微型涡扇发动机起飞设计点性能参数部件法模拟结果

Table 1 Micro turbofan overall performance on testbed design point by component simulation method

参数	数值	参数	数值
流量/(kg/s)	0.992	内涵风扇 η_f^* , 压气机 η_H^*	0.802, 0.801
内涵总增压比	3.578	外涵风扇 η_f^*	0.802
外涵总增压比	1.498	涡轮绝热效率	0.803
涡轮落压比	2.021	耗油率/(kg/(daN·h))	1.200
涵道比	0.399	总推力/daN	44.02
单位流量推力/(N/(kg/s))	443.8		

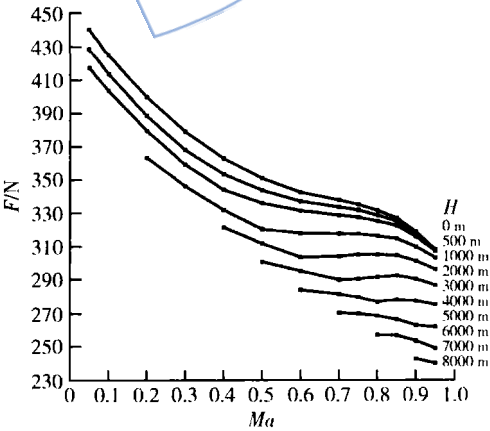


图 1 总推力的高度-速度特性
Fig.1 Height-velocity performance of the total thrust

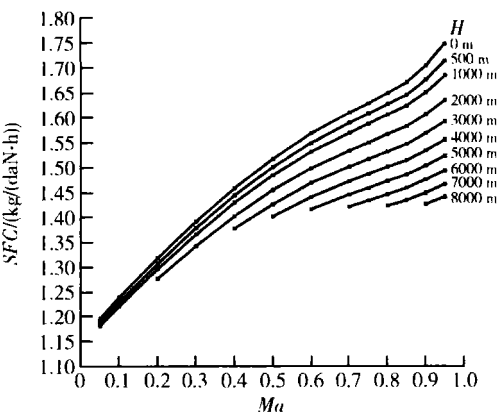


图 2 耗油率的高度-速度特性
Fig.2 Height-velocity performance of SFC

特别关注涵道比的变化特性. 本文采用文献[2]的平衡技术, 使用基于文献[3]的理论开发的

多变量发动机部件法数学模型程序. 在本例中取外涵喷管面积值作为被调变量之一, 其值固定; 而涵道比 α 作为非自由变量加入平衡迭代. 计算结

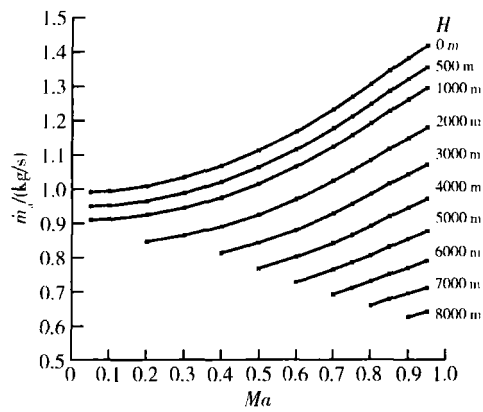


图 3 空气流量的高度-速度特性

Fig. 3 Height velocity performance of the total air mass flow

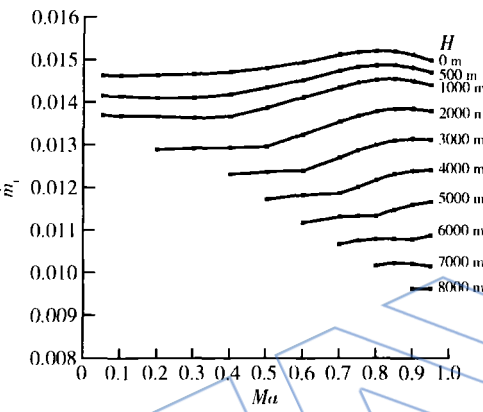


图 4 燃油流量的高度-速度特性

Fig. 4 Height velocity performance of the fuel mass flow

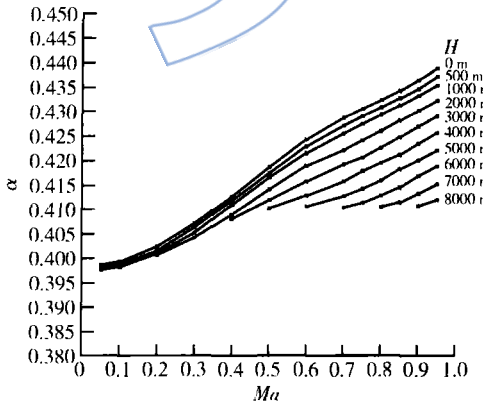


图 5 涵道比的高度-速度特性

Fig. 5 Height velocity performance of the bypass ratio

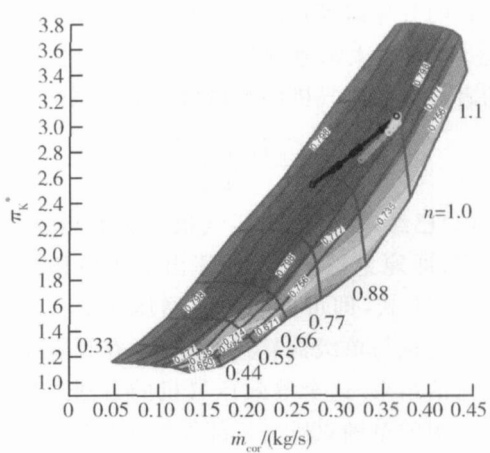


图 6 风扇的代用特性图

Fig. 6 Fan performance substitute map

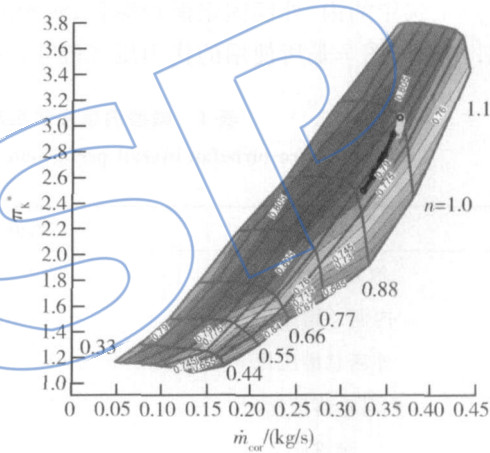


图 7 压气机的代用特性图

Fig. 7 Compressor performance substitute map

速可飞行范围内, 涵道比的变化为 0.397 至 0.44。

对更多结果的分析表明本微型涡扇的总体特性模拟是可信的。再考虑到前述的涡扇耗油率相对于涡喷有约 10% 的明显下降, 则认为, 该形式和该参数水平的低增压比涡扇发动机在总体气动热力学上仍然是可行的, 是相比于涡喷而言有性能收益的。实际中, 风扇部件外涵部分的效率是低于内涵部分的。如果考虑到这点, 设将发动机起飞设计点的外涵风扇绝热效率从目前的 0.80 降为 0.73, 则循环分析给出耗油率 SFC 从 1.320 增为 1.326。

2 微型涡扇总体结构研究

2.1 高矮叶片单叶轮风扇压气机

上述特性研究已给出基本结果: 与大型中等

果表明, 涵道比在飞行马赫数小于 0.5 范围内基本上是只随速度增加而线性增加的, 而在更高的飞行马赫数下, 则进一步变为同时又随高度增加而基本上线性减小。在 0 至 8 km 的高度和全亚声

增压比中等涵道比双轴分排涡扇发动机可以降低起飞耗油率 20% ~ 25% 不同, 低增压比单轴微型涡扇的降低量仅约为其一半. 因此, 为使微型涡扇值得发展, 必须有大幅降低其结构复杂性的途径. 本文提出用高矮叶片单叶轮风扇压气机部件作为压缩系统. 它易于从单级斜流压气机衍化而来. 经过压气机气动设计和三维流场检验, 完成了该部件的一个设计实例, 其转子如图 8 和图 9 所示. 将一斜流压气机转子叶尖附近的若干基元级的尾部裁去, 形成一台阶形叶片或称为转子高矮叶片. 矮叶片叶尖覆盖内外涵分流机匣. 高叶片作为风扇叶片使用, 矮叶片作为高压压气机叶片使用. 矮叶片之间还存有小叶片, 整体仍为大小叶片结构, 以推迟内涵气流的分离. 其增压原理为, 至高叶片出口处的转子增压比为风扇的内、外涵转子增压比, 在此基础上内涵转子的压气机部分继续增压, 内涵道转子的总增压比为风扇、压气机两部份增压比之积. 此气动布局简化了常规涡扇的多转子叶盘的压缩系统结构. 显然该转子结构是适用于涡扇发动机气动热力循环的基本需求的, 因为原斜

流压气机转子叶片上现在作为风扇尾缘叶尖之处的半径减小了, 线速度自然下降, 实现了增压比低于内涵总增压比的风扇所需的较低线速度.

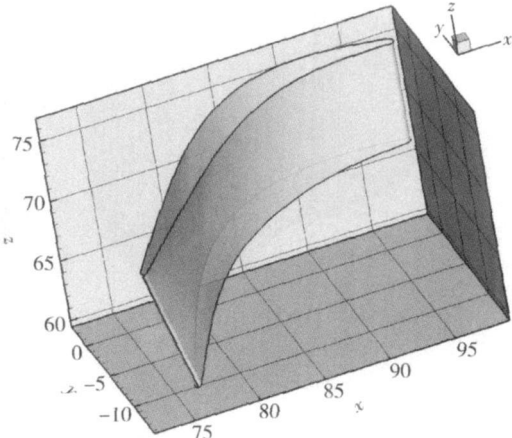


图 10 外涵静子叶片

Fig. 10 Stator vane of the bypass channel

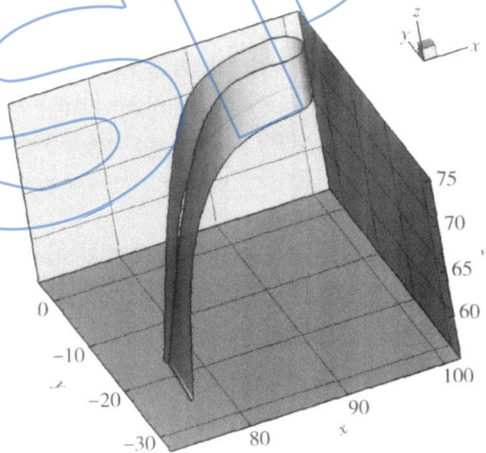


图 11 内涵静子叶片

Fig. 11 Stator vane of the core channel

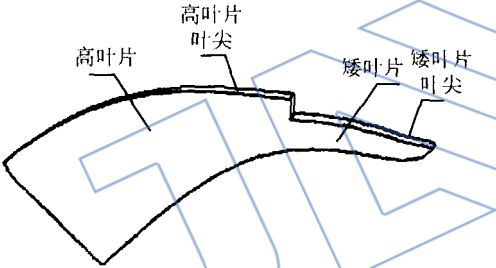


图 8 高矮叶片

Fig. 8 High low stepped blades

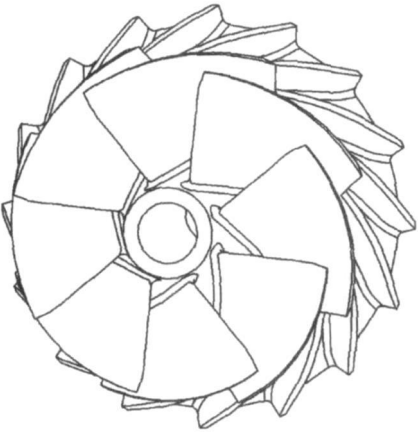


图 9 高矮叶片单叶轮风扇压气机

Fig. 9 Blisk of high low blades single rotor fan and compressor

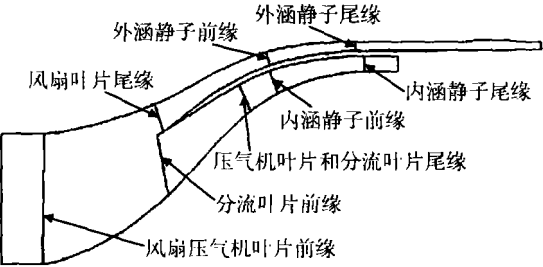


图 12 高矮叶片单叶轮风扇压气机气动布局的子午面

Fig. 12 Meridional view of the aerodynamic topology of the high low blades single rotor fan and compressor

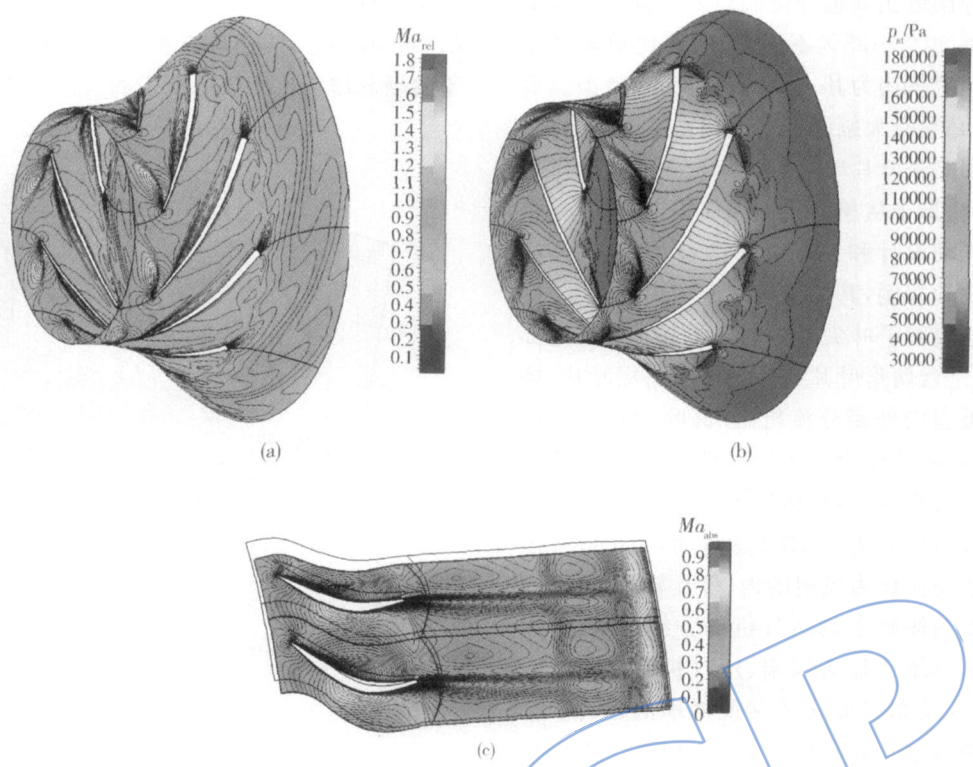


图 13 某算例风扇外涵根部 10% 叶展处的转子相对马赫数(a)、静压(b)和静子绝对马赫数(c)分布
Fig. 13 Contour maps of rotor relative Mach number (a), rotor static pressure (b), stator absolute Mach number (c) at bypass channel-blade span 10% of the fan compressor component for one research case

单叶轮风扇压气机的静子系统的构造也有独特之处. 仍以上述部件为实例, 图 10 为外涵静子叶片, 其弦长较短, 图 11 为内涵静子叶片, 其弦长较长. 由于内涵矮叶片压气机对气流的加功量必然大, 与外涵静子相比, 内涵静子进口绝对气流角也必然明显大. 这样, 第一, 内涵静子和外涵静子需要分别进行通流设计, 以适应外涵低增压比和内涵高增压比所导致的不同的静子入口环量; 第二, 此时若还追求仅使用单排静子, 则计算发现具有钝厚圆形尾缘形式的内涵静子叶片较为高效. 这时燃烧室入口气流留有相对较小的平均预旋角度.

最终, 由高矮叶片风扇压气机所构成的该实例微型涡扇发动机的压缩系统气动布局的子午面拓扑结构见图 12. 其中外涵静子后接外涵收敛喷管. 由于本方案的免去风扇内涵静子的新构造, 存在引出外涵不良流场的可能, 因此, 现示出一组风扇外涵根部 10% 叶展处的三维粘性计算马赫数场和压力场, 见图 13, 它是一个风扇增压比为 1.954 的研究算例的结果. 可见, 在如此高的增压比下, 合理的通道和叶片设计仍能得到足够高质

量的该处流场. 这里静子后一并模拟了未装入支柱的流通面积放大段, 和外涵环形收敛喷管的流场. 该模拟按风扇转子进口相对运动参数计算的风扇转子叶片平均弦长雷诺数和进口叶高雷诺数分别为 和 , 即流动肯定自模化但叶高仍较小. 限于篇幅, 关于本方案风扇压气机部件气动设计的细节方法和实例参数与结果将另文讨论.

2.2 发动机初步结构

采用高矮叶片单叶轮风扇压气机的微型涡扇, 必须遵循尽量全面简化结构的结构设计原则.

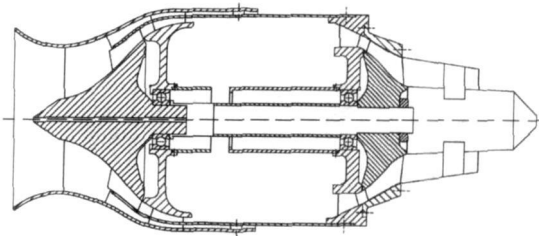


图 14 微型单叶轮涡扇发动机初步主体结构(未装火焰筒)
Fig. 14 Sketchy structure of single blisk micro turbofan engine (Dismounted the flame tube)

本文利用微型涡喷的设计经验, 已经调整通过了铝质单叶轮高矮叶片风扇压气机的强度设计, 考虑了加工可行性和减少加工复杂度, 控制零件总数在 40 以内, 提出了涡轮结构设计要求. 在这些基础上, 得到了图 14 所示的此种微型涡扇发动机的初步结构. 其单叶轮风扇压气机部件为铣削整体叶盘、整体叶环结构, 涡轮为精密铸造整体叶盘、整体叶环结构.

3 结 论

总增压比 3.6 的低增压比微型涡扇发动机, 耗油率仍有明显降低, 具有较好的总体气动热力学有效性和发展的必要性.

高矮叶片单叶轮风扇压气机, 由双级轴流或斜流压气机发展而来. 此种压缩系统气动布局将

双级压缩构造简化为单级, 极高速双转子盘简化为单盘, 因此将明显降低成本和重量. 有待于继续探索并实验验证.

参考文献:

[1] 美 Oates G C 主编. 燃气涡轮发动机气动热力学理论及其应用(上册)[M]. 张逸民, 李燕生, 译. 吴大观, 沈炳正, 校. 北京: 国防工业出版社, 1988

[2] McKinney J S. Simulation of turbofan engine. Part I. Description of method and balancing technique[R]. AFAPL-TR-67-125 pt.-1, Air Force Aero Propulsion Lab. AD 825197, 1967

[3] 单鹏. 多变量推进系统数学模型中的矢量空间及其分解[J]. 航空学报, 1997, 18(1): 78-82.

Shan Peng. Vector space and its resolution in propulsion system's mathematical model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1997, 18(1): 78-82.

