

空气涡轮火箭发动机风车状态数值仿真研究

张留欢, 逯婉若

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 开展了飞行高度 20 km、速度 Ma 3 条件下, 空气涡轮火箭发动机 (ATR) 风车状态数值仿真研究。根据 ATR 发动机结构方案, 建立了三维计算模型, 并以压气机转子扭矩为 0 作为风车状态判据, 使用计算流体力学方法, 计算获得了不同给定转速下 ATR 发动机三维流场结果。研究发现, 冷态条件下随着给定压气机转子转速的不断升高, 发动机通流能力逐渐增强, 发动机入口气流静压逐渐降低, 速度逐渐增加。同时, 确认了在飞行高度 20 km、速度 Ma 3 条件下, ATR 发动机风车转速约为 6 900 r/min, 内阻约 2 170 N。此时, 发动机进出口总压损失约 61%。其中, 压气机流道进出口总压损失达到了 32.6%。

关键词: 空气涡轮火箭发动机; 风车状态; 数值仿真; 内阻

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 06-0016-05

Numerical simulation of air turbo rocket engine at windmilling state

ZHANG Liuhuan, LU Wanruo

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Under the flight condition that is flight altitude 20 km and mach number 3, numerical simulation of Air Turbo Rocket engine(ATR) at windmilling state is presented in the paper. Based on the structure of ATR, the 3-D numerical model is established, and the flowfield at different appointed revs is obtained by using the method of computational fluid dynamics. It's found that static pressure decreases and the velocity increases at the entrance of ATR as the revs of compressor rotor increases. Meanwhile taking that the value of torque is zero as the criterion of windmilling state, it is confirmed that under the given flight condition the revs of ATR at windmilling state is about 6 900 r/min, and the internal drag is about 2 170 N. And the total pressure loss is about 61% all through the engine. Through the compressor, the total pressure loss reaches about 32.6%.

Keywords: air turbo rocket engine; windmilling state; numerical simulation; internal drag

收稿日期: 2015-03-05; 修回日期: 2015-08-27

基金项目: 航天支撑技术项目(617010406)

作者简介: 张留欢 (1986—), 男, 硕士, 研究领域为吸气式发动机内流气动热力学

0 引言

空气涡轮火箭发动机是航空涡轮喷气发动机与火箭发动机的有机组合。与航空发动机空气路与主燃烧室相通不同, ATR 发动机利用流路及供应独立的火箭发动机(或燃气发生器)工作产生的高温、高压燃气驱动涡轮, 进而带动压气机对来流空气进行增压, 之后空气进入燃烧室(类似涡喷加力燃烧室)与涡轮出口燃气掺混、燃烧, 并通过尾喷管高速排出产生推力, 见图 1。ATR 发动机燃气发生器气体流路与空气流路并联, 在进入燃烧室前互不影响。涡轮前燃气参数(总温等)不受发动机来流空气参数影响。这在一定程度上拓宽了 ATR 发动机的稳定工作包线(马赫数范围可达 0~6)^[1-2]。

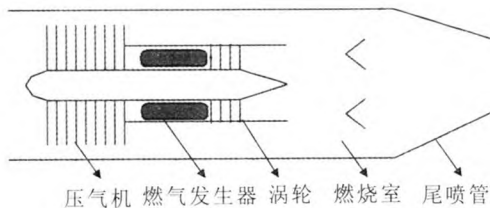


图 1 ATR 发动机(燃气发生器循环)
Fig. 1 Gas generator cycle of ATR engine

以 ATR 发动机为动力的飞行器在飞行过程中, 可能遇到无动力下压滑翔状态。此时, 发动机关机, 压气机转子在来流作用下做自转运动, 发动机处于风车状态, 发动机的内流道阻力(以下简称内阻)等参数在很大程度上影响着整个飞行器下压飞行的时间、距离。因此, 获得发动机风车状态参数(包含风车转速、内阻等参数)对飞行弹道规划有重要意义。

在国内外研究方面, 尤·阿·李特维诺夫指出在雷诺数自行模化的各飞行状态范围内, 如果转子没有消耗功率, 任何结构形式的发动机的所有换算参数实际上都是单值的, 取决于设计马赫数, 并由此给出了计算风车转速和内阻的计算公式^[3]; 王占学等人在尤·阿·李特维诺夫方法的基础上, 发展了计算燃气涡轮发动机风车特性的理论方法^[4]; 刘志友等人利用高空台开展了某型涡

扇发动机风车试验, 并依据试验数据推导了针对特定发动机机构型的风车内阻计算经验公式^[5]; 陈建民等针对航空发动机风车状态起动特性开展了部分试验和理论研究^[6-9]。美国飞行推进研究试验中心(Flight Propulsion Research Laboratory)在 20 世纪中叶开展了大量的燃气涡轮发动机风车特性试验研究, 获得了丰富的试验数据, 不过试验成本较高^[10-14]。

本文采用 CFD (Computational Fluid Dynamics) 方法, 对特定构型的 ATR 发动机开展了冷态条件下发动机内流道三维流场数值仿真, 获得了一定来流条件下 ATR 发动机的风车转速及对应的流道内阻, 可为后续发动机试验及飞行器总体设计工作的开展提供借鉴。

1 结构及气动参数

本文研究的某构型 ATR 发动机设计转速 30 000 r/min, 最大外径 300 mm, 长度约 1.5 m。发动机沿气流流向依次包含斜流压气机(空气路)、燃气发生器和冲击式涡轮(燃气路)、圆形燃烧室及收扩尾喷管等组件。

ATR 发动机处于风车状态时, 进入发动机的空气经过压气机后, 直接进入圆形等径燃烧室, 最后通过收扩尾喷管排出。此时, 燃气发生器未工作, 涡轮流道内不存在燃气。

本文选取了飞行过程中的某一工况点(飞行高度 20 km, 速度 3 Ma), 开展了 ATR 发动机风车状态特性计算。飞行工况气动参数具体见表 1。

表 1 飞行工况参数

Tab. 1 Parameters of flight condition	
参数	数值
飞行高度/km	20
飞行速度/Ma	3
环境静压/Pa	5 529
环境静温/K	216.7
入口总压/MPa	0.15
入口总温/K	601

表 1 中的入口为压气机入口截面。其中,考虑进气道总压损失,给定压气机入口总压 0.15 MPa。

2 数值仿真

ATR 发动机空气与燃气流路并联,且在关机时,燃气路不存在燃气。在风车状态时,压气机转子、涡轮转子及其轴系在转动周向上所受合力为零,且合力对转轴的扭矩为 0。由于轴系摩擦力、涡轮转子流路反窜空气对转子系统的影响较小,当不考虑以上因素时,可认为来流空气对压气机转子在周向上的作用合力为 0,压气机转子叶片所受的气体作用力对转轴的扭矩为 0。

在开展冷态条件下 ATR 发动机内流道流场数值仿真过程中,本文首先给定发动机一系列转速 (3 000~9 000 r/min),计算收敛后提取压气机转子扭矩,将其作为判定参数,当扭矩为 0 即为风车状态,对应的转速即为风车转速。在给定的风车转速下,获得壁面沿程压力和粘性摩擦力,并由公式 (1) 计算得到内阻值:

$$X_D = \int_1^9 p dA + X_f \quad (1)$$

式中: X_D 为发动机轴向内阻; $\int_1^9 p dA$ 为从压气机入口 (截面代号取为 1) 至尾喷管出口 (截面代号取为 9) 之间壁面沿程压力轴向分量, X_f 为壁面粘性摩擦力轴向分量。

2.1 计算模型

根据 ATR 发动机构型,采用 ICEM 软件建立了三维流场计算模型 (如图 2 所示)。

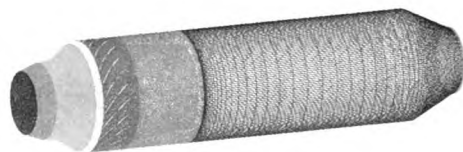


图 2 ATR 发动机三维计算网格

Fig. 2 3D mesh on ATR engine

模型采用混合网格划分,其中燃烧室前的空气流域采用非结构网格划分,燃烧室及尾喷管流域采用结构网格划分。发动机入口设为压力入

口,尾喷管出口设置计算远场,远场边界设为压力远场,远场沿流向出口设为压力出口。对压气机叶栅等流动复杂区域及壁面附近网格进行加密,整个模型网格量约 250 万。

2.2 计算方法

数值仿真采用 Fluent 软件进行。计算采用有限体积法,求解方法为基于密度的隐式求解法,采用 Sutherland 公式计算分子粘性系数,壁面取绝热无滑移和固体边界条件,壁面附近采用非平衡壁面函数处理,湍流模型采用 RNG (Re-Normalization Group) $k-\varepsilon$ 湍流模型。由于压气机转子流域为三维旋转流动,因此,计算中使用多参考坐标系模型,给定压气机转子流域流体转动角速度以及对应的静子壁面相对角速度。计算过程中,监测质量流量、动量、能量等残差数量级降至 10^{-3} 以下,认为迭代达到收敛。

2.3 结果及分析

数值仿真获得了冷态条件下发动机内流道流场及气动参数结果。图 3 给出了转速 n 为 6 900 r/min 时,ATR 发动机不同截面流场的马赫数分布情况。

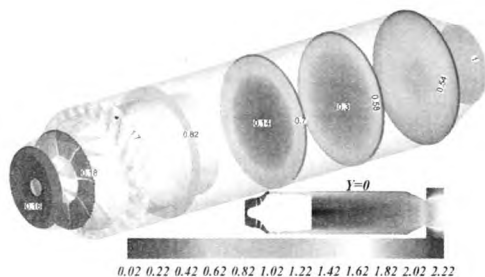


图 3 不同截面流场马赫数分布云图

($n=6\ 900\ \text{r/min}$)

Fig. 3 Mach number distribution of flowfield at different sections($n=6\ 900\ \text{r/min}$)

在 ATR 发动机中,压气机扩压器叶栅通道入口几何面积小于喷管喉部面积,为整个空气流道的最小截面。在飞行高度 20 km、飞行速度 $Ma\ 3$ 、入口总压 0.15 MPa 的条件下,发动机入口马赫数约 0.16。经过压气机时,流通面积相对发动机入口有所减小,气流速度增加。在扩压器一级静子叶栅通道入口,流通面积进一步缩小,在一

级静子叶片叶背处局部气流首先达到声速。之后, 叶栅通道面积增加, 且沿流向超声速区域逐渐增大, 在二级静子叶栅通道出口截面气流马赫数局部达到 $Ma\ 2$ 。扩压器后, 流道突然扩张, 超声速气流与叶片尾迹区低速流相互作用, 气流动能逐渐耗散, 降至亚声速。在燃烧室内, 流道面积再次增加, 入口速度约 $Ma\ 0.8$ 的空气气流与涡轮盘后的低速气流 (约 $Ma\ 0.1$) 沿流向逐渐掺混, 在燃烧室出口处气流均匀, 马赫数约为 0.5。气流到达尾喷管时, 由于流道面积收缩, 气流速度增加, 且尾喷管落压比达到 12, 喷管喉部达到声速。

同时, 沿气流流向, 由于壁面粘性摩擦、气流分离、气流剪切掺混等损失的影响, 气流总压逐渐降低。发动机进出口总压损失约 61%。其中, 压气机流道进出口总压损失达到了 32.6%, 发动机不同截面流场的总压分布云图见图 4。

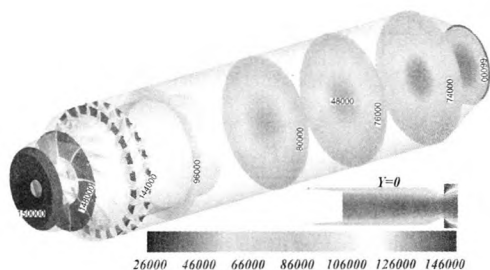


图 4 不同截面流场总压分布云图 ($n=6\ 900\ \text{r/min}$)

Fig. 4 Total pressure distribution of flowfield at different sections ($n=6\ 900\ \text{r/min}$)

图 5 给出了不同给定转速下 ATR 发动机入口气动参数的变化曲线。随着给定压气机转子转速的不断升高, 发动机通流能力逐渐增强, 发动机入口气流静压 p_1 逐渐降低, 速度 V_1 逐渐增加。

图 6 给出了不同给定转速下 ATR 发动机转子扭矩变化曲线。图 6 中, 扭矩正值表示沿流向看去, 转子周向所受气动力为逆时针方向; 反之, 为顺时针方向。可以看到, 随着发动机转速的逐渐升高, 来流空气对压气机转子作用扭矩由正值逐渐变为负值, 即转子周向受力由逆时针变为顺时针方向。转速约为 $6\ 900\ \text{r/min}$

时, 转子扭矩接近 0, 表明此时发动机处于风车状态。根据数值仿真结果, 计算发动机内流道壁面受力在轴向上的分量, 得到发动机轴向内阻约为 $2\ 170\ \text{N}$ 。

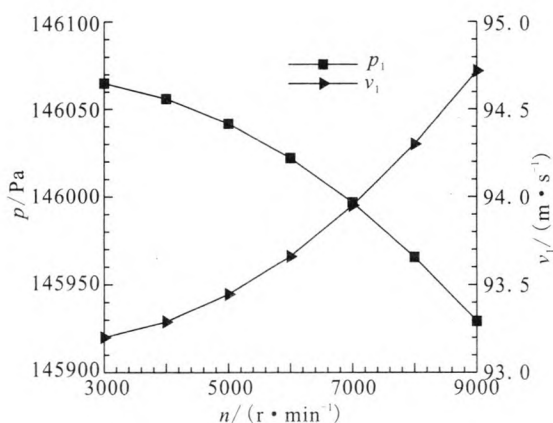


图 5 不同转速下入口参数变化曲线

Fig. 5 Parameters at entrance at different speeds

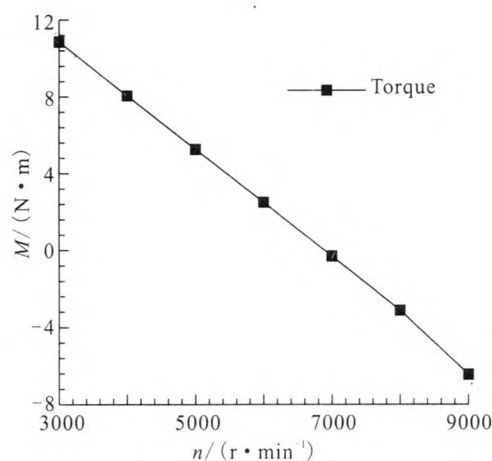


图 6 不同转速下转子扭矩变化曲线

Fig. 6 Curve of rotor torque at different speeds

3 结论

1) 在飞行高度 $20\ \text{km}$, 飞行速度 $Ma\ 3$ 及入口总压 $0.15\ \text{MPa}$ 的条件下, ATR 发动机风车转速约为 $6\ 900\ \text{r/min}$, 内阻约 $2\ 170\ \text{N}$ 。

2) ATR 发动机处于风车状态时, 沿气流流向, 气流总压逐渐降低。在飞行高度 $20\ \text{km}$ 、飞行速度 $Ma\ 3$ 、入口总压 $0.15\ \text{MPa}$ 的条件下, 处

于风车状态的 ATR 发动机进出口总压损失约 61%。其中,压气机流道进出口总压损失达到了 32.6%。

3) 冷态条件下,随着给定压气机转子转速的不断升高,发动机通流能力逐渐增强,发动机入口气流静压逐渐降低,速度逐渐增加。

实际飞行过程中,由于轴系摩擦、气流分离等因素的影响,风车转速可能与数值仿真结果有所出入。后续工作需优化计算模型以尽可能接近实际工况,提高计算结果的可信度。

参考文献:

- [1] TAKESHI K. Combined-cycle engines, encyclopedia of aerospace engineering [M]. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2010.
- [2] NOBUHIRO T. Development study on airtur-boramjet, developments in high-speed-vehicle propulsion systems [M]. [S.l.]: Progress in Astronautics and Aeronautics, 1996.
- [3] 李特维诺夫 尤·阿. 航空涡轮喷气发动机的特性和使用性能[M]. 国防工业出版社, 1986.
- [4] 王占学, 刘增文. 某型燃气涡轮发动机风车状态内阻力的计算[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2006, 19(3): 8-10.
- [5] 刘志友, 侯敏杰, 文刚. 航空发动机风车阻力的试验研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 391-395.
- [6] 田琳, 陶冶, 申晓霞. 民用涡扇发动机空中启动风车转速研究[J]. 工程与试验, 2013, 53(1): 6-9.
- [7] 杨欣毅, 沈伟, 刘海峰, 董可海. 一种弹用涡喷发动机风车启动数值仿真方法[J]. 航空动力学报, 2015, 25(8): 1776-1782.
- [8] 张东方, 李应红, 尉询楷. 计算涡扇发动机风车启动特性的辨识模型[J]. 航空动力学报, 2007, 22(8): 1320-1324.
- [9] 万照云. 微型涡轮发动机风车启动特性研究[D]. 南京航空航天大学, 2011.
- [10] CONRAD E W, DURHAM J D. Preliminary results of an altitude-wind-tunnel investigation of a TG-10CA gas turbine-propeller engine II -Windmilling characteristics, NACA RM No.E7G25 [R]. USA: NACA, 1947
- [11] CONRAD E W., DURHAM J D. Preliminary results of an altitude-wind-tunnel investigation of an axial-flow gas turbine-propeller engine II- Windmilling characteristics, NACA RM No.E8F10a[R]. USA: NACA, 1948.
- [12] FLEMING W A, DIETZ R O, Jr. Altitude-wind-tunnel investigation of Westinghouse 19B-2, 19B-8, and 19XB-1 jet-propulsion engines III performance and windmilling drag characteristics, NACA RM No.E8J28b [R]. USA: NACA, 1948
- [13] SOBOLEWAKI A E, FARLEY J M. Steady-state engine windmilling and engine speed decay characteristics of an axial-flow turbojet engine, NACA RM No.E51I06[R]. USA: NACA, 1951.
- [14] VINCENT K R, HUNTLEY S C., WILSTED H D. Comparison of locked-rotor and windmilling drag characteristics of an axial-flow-compressor type turbojet engine, NACA RM No.E51K15[R]. USA: NACA, 1952.
- [15] 南向谊, 王拴虎, 李平. 空气涡轮火箭发动机研究的进展及展望[J]. 火箭推进, 2008, 34(6): 31-35.
NAN Xiangyi, WANG Shuanhu, LI Ping .Investigation on status and prospect of air turbine rocket[J], Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(6): 31-35.
- [16] 李文龙, 郭海波, 南向谊. 空气涡轮火箭发动机热力循环特性分析[J]. 火箭推进, 2015, 41(4): 48-54.
LI Wen-long, GUO Hai-bo, NAN Xiang-yi. Analysis on thermodynamic cycle characteristics of air-turbo-rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2015, 41(4): 48-54.

(编辑: 马 杰)