

基于数学模型的单级和双级涡轮增压活塞螺旋桨推进系统飞行特性比较

周亦成, 单 鹏

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 研究了单级涡轮增压活塞螺旋桨推进系统(STS)的部件法数学模型,给出了 STS 的联合工作方程组,给出了 STS 的调节方式,计算了 STS 的高度-速度特性.从总体及各部件的高度-速度特性方面比较了 STS 和双级涡轮增压活塞螺旋桨推进系统(DTS).研究表明:选择的 STS 调节方式可满足其设计目标,相比于 DTS 实际功率保持高度为 12.5 km,STS 的实际功率保持高度可达到 5.5 km;在选用相同的螺旋桨和发动机的前提下,STS 和 DTS 中各部件特性的变化规律基本一致,但 STS 的推进效率、单位推力耗油率、推进系统总效率在高度-速度特性图中的变化范围大大窄于 DTS 的.

关 键 词: 螺旋桨; 涡轮增压活塞发动机; 推进系统; 数学模型; 高度-速度特性

中图分类号: V234.1

文献标志码: A

Flight characteristic comparison of STS and DTS based on mathematical model

ZHOU Yi-cheng, SHAN Peng

(School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A component-level characteristic simulation method for single-stage turbo-charging reciprocating engine propeller propulsion system (STS) was studied. A regulating method of STS was proposed, the joint-working equations of STS were solved, and the altitude-velocity characteristic of STS were simulated. The flying characteristics of overall performance and each component were compared between a STS and a dual-stage turbocharging reciprocating engine propeller propulsion system (DTS). Result shows that, the regulating method of STS can meet the design objectives, the full power holding altitude of STS can achieve 5.5 km while that of the DTS is 12.5 km. When selecting the same propeller and engine, the characteristics of each component between STS and DTS are similar, and the variation ranges of the altitude and velocity of the propulsion efficiency, specific fuel consumption, total efficiency of STS are narrower than those of the DTS.

Key words: propeller; turbocharging reciprocating engine; propulsion system; mathematical model; altitude-velocity characteristic

收稿日期: 2015-05-25

作者简介: 周亦成(1986—),男,博士生,主要从事发动机总体数学模型研究和桨扇、压气机气动设计.

引用格式: 周亦成,单鹏.基于数学模型的单级和双级涡轮增压活塞螺旋桨推进系统飞行特性比较[J].航空动力学报,2017(2):344-353. ZHOU Yicheng, SHAN Peng. Flight characteristic comparison of STS and DTS based on mathematical model [J]. Journal of Aerospace Power, 2017(2):344-353.

高空、低速、长航时、低成本、多用途无人飞行器有着广泛的应用前景. 对于其推进系统的选择, Wilkinson 等^[1]提出装配螺旋桨的涡轮增压活塞发动机是最合适的方案, 之后 Bents 等^[2]又做了进一步分析. 相比于多级涡轮增压推进系统, 单级涡轮增压推进系统结构简单, 可适用于高度在 8 km 以下的低速、长航时无人飞行器. 然而, 无论是对单级增压这类相对简单、控制自由度少的推进系统, 还是对多级增压这类复杂的多控制自由度、多部件协调工作的推进系统的研究却不多, 尤其是对包括螺旋桨推进器在内的完整推进系统的研究非常少. 因此对这类系统的研究有重要科学与工程意义.

对涡轮增压活塞螺旋桨推进系统的实验研究主要有美国 TMS(Thermo Mechanical Systems)公司^[3]和美国国家航空航天局(NASA)^[4], Korakianitis 等^[5]. 系统模型的研究主要有 Loth 等^[6], Metlapalli^[7]的在发动机黑箱化假设下的半经验计算模型, Lee^[8]的采用简单部件平衡方法的数学模型, 单鹏等^[9]的基于压气机-涡轮共同工作线的简化数学模型. 周亦成等^[10]对于上述文献[3-9]的研究进行了详细的回顾, 引用涡轮类发动机的数模原理^[11-14], 给出了包含螺旋桨推进器和双级涡轮增压活塞发动机的完整推进系统的基于部件特性图的部件法数学模型. 一些学者应用商业软件也对该类系统进行了相关部件间的匹配分析^[15-18].

本文基于文献[10]的双级系统的建模方法和某双级系统的计算特性结果, 发展了单级系统的数学模型, 并进行单级系统飞行特性与双级系统飞行特性的基础性对比分析, 以期进一步理解这类系统的内在规律. 本文首先分析了单级系统的调节方法, 给出了单级系统的联合工作方程组, 建立了单级系统的完整部件法数学模型. 其次, 对于与双级系统采用相同部件的单级系统进行了总体特性模拟. 再则, 对比了单级和双级系统各部件的特性及系统总体的高度-速度特性.

1 单级、双级涡轮增压螺旋桨推进系统设计目标与调节方式

1.1 单级、双级系统的设计目标

图 1(a)、图 1(b)是本文单级、双级涡轮增压活塞螺旋桨推进系统(STS, DTS)的示意图. 其主要部件有空中可变距螺旋桨、活塞汽油发动机、涡轮增压器、中冷器和涡轮旁通阀.

本文中有如下定义: ①称发动机转速为 5 500

r/min、油门杆位置 $t=100\%$ 为发动机最大连续状态, 该状态输出功率为最大连续功率; ②称空中发动机的最大连续功率能保持地面处最大连续功率的最大高度为功率保持高度 H_2 ; ③称空中发动机的最大连续功率减少至地面处最大连续功率 35% 的高度为系统热力学升限 H_3 . 本文设计目标是 STS 和 DTS 的 H_2 分别达到 5 km 和 10 km.

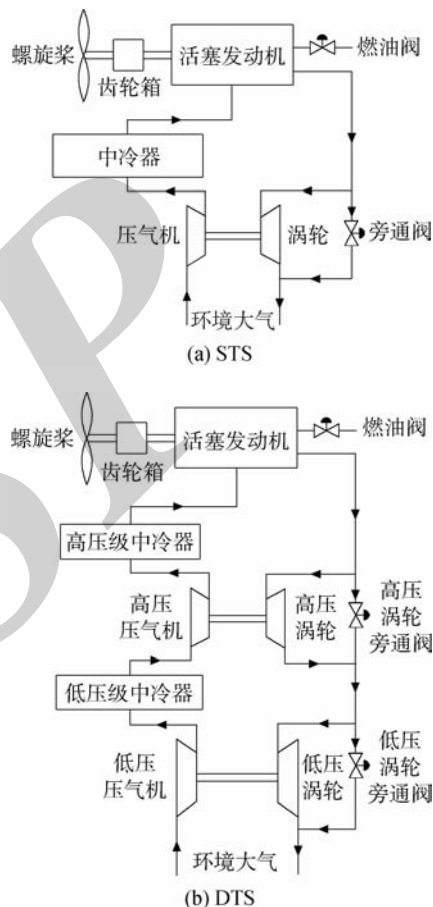


图 1 STS 和 DTS 示意图

Fig. 1 Schematic diagrams of STS and DTS

1.2 单级、双级系统的调节方式

文献[10]指出为使涡轮增压活塞发动机在空中能按照功率保持工况工作必须引入可调节量, 其研究表明, 通过在涡轮侧安装旁通阀来引入该调节量的方式可有效实现发动机的功率保持工况. 故本文 STS 的功率保持工况中, 仍采用上述调节方式. STS 的减功率工况调节规律为限制压气机增压比, 使其等于其在 H_2 处的值.

为更好地对比 STS 和 DTS, 本文再简述下文文献[10]已详述的 DTS 的调节规律. 其通过在高、低压涡轮侧同时引入旁通阀来进行调节, 实现功率保持工况. 本文中, 该调节方式中需增加的一个被调节量选为低、高压压气机功率之比. DTS 的

减功率工况调节规律为限制低、高压压气机增压比,使它们分别等于其在 H_2 处的值。

2 单级涡轮增压螺旋桨推进系统 部件法数学模型

STS 的部件法数学模型包括各部件的性能模型和系统联合工作方程组。本文采用的基于部件特性图及热力学关系式的各部件的性能模型在文献[10]中已详述。本文现给出反映各部件间流量平衡、转速平衡、能量平衡的单级系统的联合工作方程组(式(1)~式(5)),参见图 2。图中各总压 p 、总温 T 的下标是系统的截面编号。

涡轮增压器与活塞发动机联合工作条件

$$\dot{m}_0 = V_h n_e \eta_v p_s / (120 RT_s) \tag{1}$$

活塞发动机功率保持工况中的功率保持条件和减功率工况中的调节规律

$$\begin{cases} \dot{m}_0 = \dot{m}_{0,r} & H \leq H_2 & \text{功率保持条件} \\ \pi_k = \pi_{k,H_2} & H > H_2 & \text{减功率调节规律} \end{cases} \tag{2}$$

压气机涡轮功率平衡

$$P_k = P_t \cdot \eta_{mh} \tag{3}$$

涡轮出口、进口流量平衡

$$\dot{m}_{52} = \dot{m}_4 \cdot \beta_t \tag{4}$$

螺旋桨和发动机功率平衡

$$P_e \cdot \eta_m = P_p + P_g \tag{5}$$

式中 $\dot{m}_0$ 为发动机流量, π_k 为压气机增压比, β_t 为涡轮旁通比, π_t 为涡轮膨胀比, P_k 为压气机功率, P_t 为涡轮功, P_e 为发动机功率, P_p 为螺旋桨功率, P_g 为发动机输出轴上其他负载功率, V_h 为发动机气缸排量, n_e 为发动机转速, η_v 为容积效率, η_{mh} 为涡轮增压器转轴机械效率, η_m 为发动机输出轴机械效率。式(4)中 $\dot{m}_4$, $\dot{m}_{52}$ 为图 2 中相应位置截面上的流量。

STS 的系统联合工作方程组(式(1)~式(5))中有 7 个变量,其中 5 个为 $\dot{m}_0$, π_k , β_t , π_t , n_e , 另两个为隐式包含的发动机油门杆位置 t 和螺旋桨的桨距角 φ_p 。该推进系统总体性能问题的提法可设想为两种,一种是指定飞行高度、飞行速度、发动机油门杆位置和发动机转速,另一种是指定飞行高度、飞行速度、发动机油门杆位置和螺旋桨桨距角。这两种情况中,发动机油门杆位置 t 、发动机转速 n_e 和桨距角 φ_p 三个变量中指定两个,因此 7 个变量中的实际未知量为 5 个,而方程组亦 5 个,故方程组封闭。图 3 给出了本文完全自主开发的该类推进系统特性仿真程序的流程示意图,图中 E 表示误差。

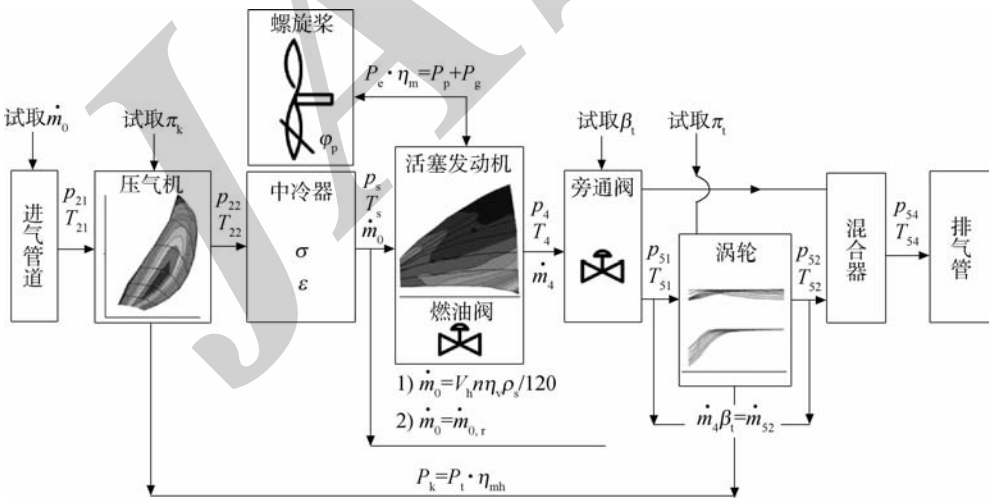


图 2 STS 部件法数学模型

Fig. 2 Mathematical model of STS in components level

3 单级、双级涡轮增压螺旋桨推进 系统飞行特性比较

为更好地比较 STS 和 DTS 的特性,STS 算例是由先行设计完成的 DTS 算例^[10]去除其低压级涡轮增压器和低压级中冷器而得到。即 STS 中的部件和 DTS 中的相应部件选型相同,包括螺

旋桨。

本文用上述的单级系统部件法数学模型模拟了 STS 在不同发动机转速和油门杆位置(图 4 所示,图中单位功率耗油率用量符号 $C_{sf,p}$ 表示)下的高度-速度特性。而双级系统在这同样的发动机转速和油门杆位置下的特性,则取自文献[10],其低、高压压气机功率之比调节计划如图 5,图中量

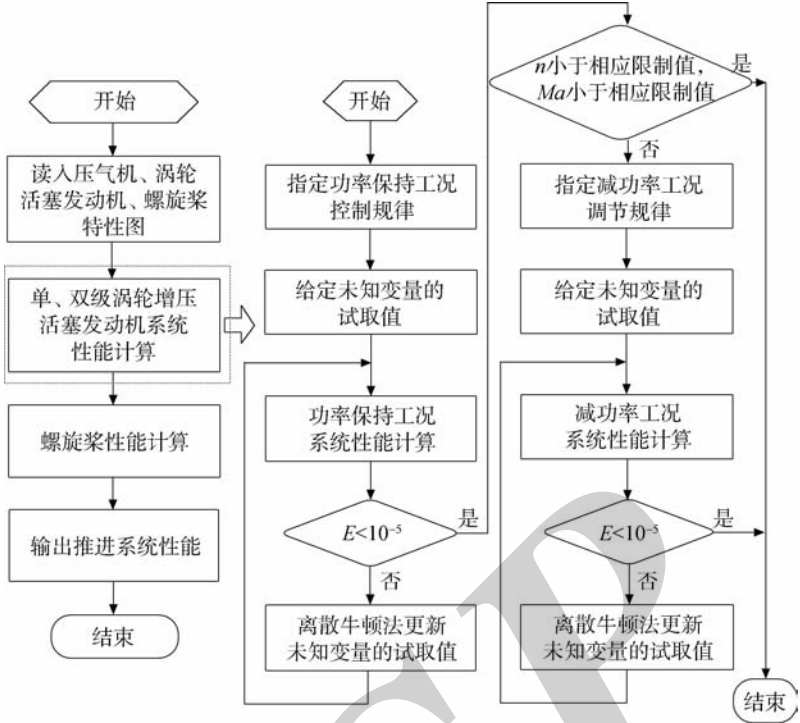


图 3 推进系统特性仿真流程示意图

Fig. 3 Schematic of the process the propulsion system simulation

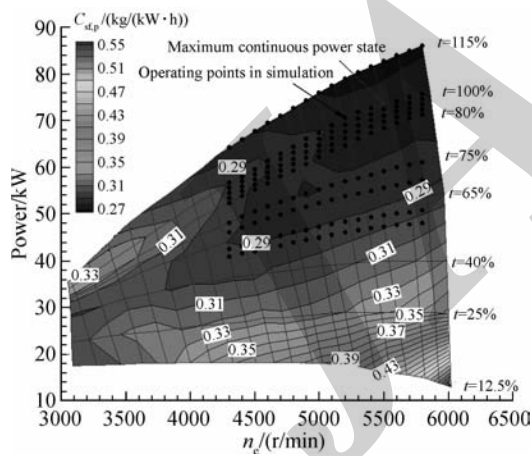


图 4 Rotax 914 活塞汽油机地面特性图及 STS,DTS 特性计算中发动机工作点的位置

Fig. 4 Ground performance map of gasoline engine Rotax 914 and the operating points in STS, DTS simulations

符号下标 l 和 h 分别表示低压和高压. 下面对比了 STS 和 DTS 在最大连续功率状态下的特性.

按文献[10]所说,系统中各管道的损失直接影响推进系统的特性,表 1 为 STS 中各管道总压恢复系数 σ ,其值以 DTS 中相应管道的相同.

3.1 活塞发动机高度特性对比

图 6 给出了 STS 和 DTS 中涡轮增压器转速

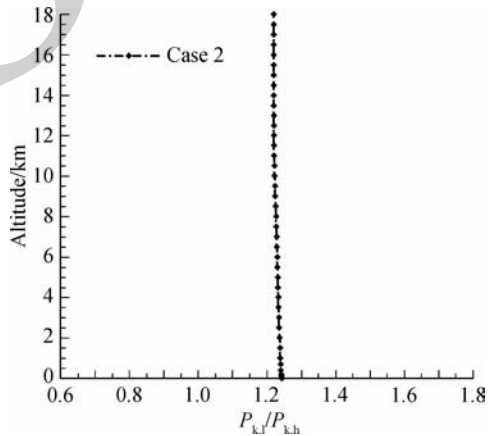


图 5 DTS 算例指定的压气机功率之比调节计划

Fig. 5 Prescribed regulating plan of the power ratio of compressor in DTS

n 和折合转速 n_{cor} 的高度特性,折合转速中 T_t 为压气机进口总温. 计算显示,STS 从地面起按功率保持工况工作,随高度增加增压器转速不断增加,在高度为 5.5 km 时达到限制值(130 000 r/min),故该 STS 实际功率保持高度可达 5.5 km. 此后高度在 5.5 km 以上,STS 按减功率工况工作,限制压气机增压比为其功率保持高度处的值,如图 7. 计算表明该 STS 的功率保持高度相比于 DTS 的 12.5 km 低了 56%.

表 1 STS 中管道总压恢复系数

Table 1 Ducts total pressure recovery coefficients in STS

管道	σ
进气管道	0.97
压气机进气管道	0.95
压气机排气管道	0.95
级中冷器进气管道	0.94
发动机进气歧管	1.0
发动机排气歧管	0.96
涡轮进气管道	0.96
涡轮排气管道	1.0

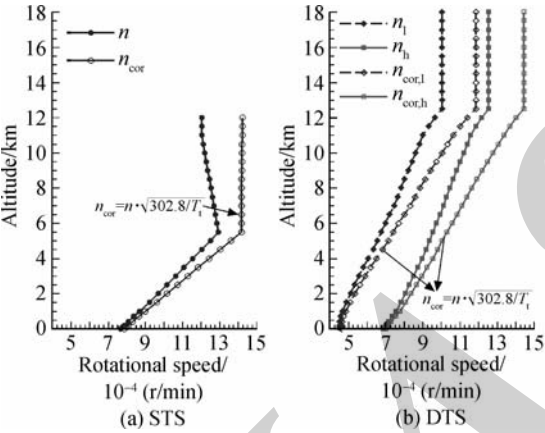


图 6 压气机转速的高度特性

Fig. 6 Altitude characteristics of rotational speeds of compressors

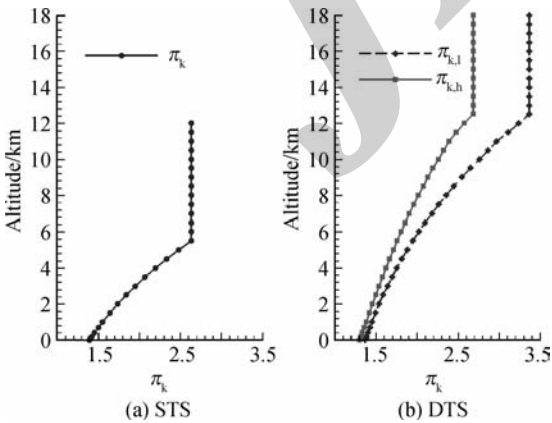


图 7 压气机增压比的高度特性

Fig. 7 Altitude characteristics of compressor pressure ratios

图 8 显示,按照本文调节方式,STS 实现了设计目标. STS 在功率保持高度为 5.5 km 内发动机输出功率维持不变,在 12 km 处,最大连续功率

下降到约 37% 的其地面处的值. 计算显示,STS 和 DTS 中发动机功率、单位功率耗油率的特性均类似.

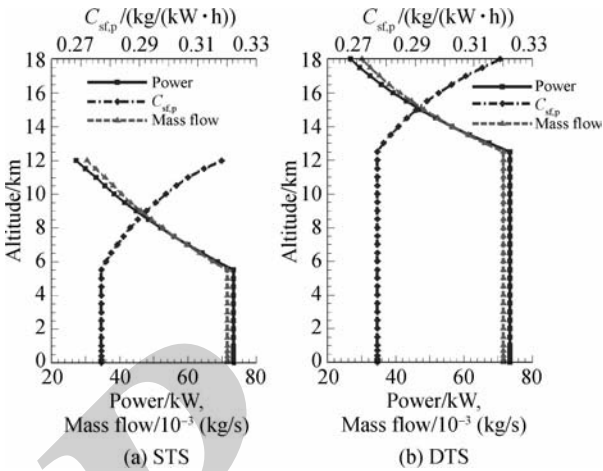


图 8 发动机功率和单位功率耗油率的高度特性

Fig. 8 Altitude characteristics of engine power and specific fuel consumptions of power

图 9 为涡轮旁通阀旁通量的高度特性. 计算显示,STS 和 DTS 中涡轮旁通量的变化规律一致,在各自功率保持高度内均随高度增加而减小. 应注意到,STS 和 DTS 中涡轮旁通量均是调节量,其随高度的变化规律是根据系统联合工作方程组求出而非设计给定的,即为使系统按保持功率工况工作,旁通阀均必须按图 9 进行调节.

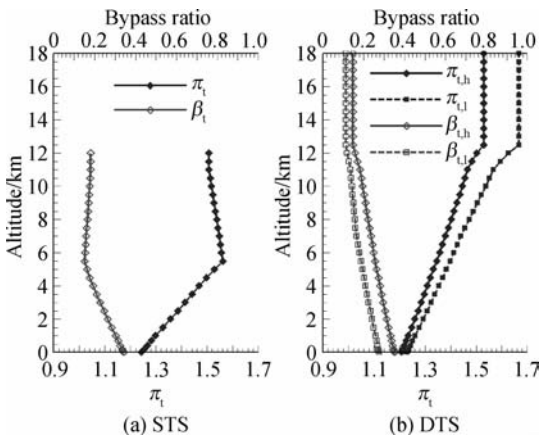


图 9 涡轮膨胀比和涡轮旁通比的高度特性

Fig. 9 Altitude characteristics of turbine expansion ratios and turbine bypass ratios

3.2 涡轮增压系统各部件高度特性对比

图 7 和图 9 给出了 STS, DTS 中压气机增压比和涡轮膨胀比随高度的变化规律. 功率保持高度内它们均随高度的增加而增加,而 DTS 中,低

压级增压比和膨胀比增加的快于高压级,这是由于指定的调节计划所致,同时,气流总温升高后第 2 次压缩更困难也会造成该现象.值得注意的是,高度在 5.5 km 以下,STS 和 DTS 均工作在功率保持高度内,但 DTS 中两个压气机增压比乘积要大于 STS 中的压气机增压比,例如 5.5 km 处, DTS 中两个压气机增压比乘积为 3.43,而 STS 中的压气机增压比为 2.64. 这是由压气机效率、中冷器冷却效率和管道损失共同造成的.

图 10 为 STS 的压气机和 DTS 的高压压气机在空中各高度处的工作点连线,图中等值线表示压气机绝热效率,可以看到这两条工作线比较接近.图 11 为所有发动机功率状态下(图 4 中黑点),STS 中压气机和 DTS 中高压压气机工作线,这些工作线均通过压气机高效率区,说明该涡轮增压器与系统匹配的较好.图 12 为 STS 中涡轮和 DTS 中高压涡轮的工作点,计算显示在整个飞行高度内它们均处于涡轮亚临界工况,说明发动机废气中能量充足.图 13、图 14 显示 STS、DTS 中各主要截面上气流总压、总温随高度的变化规律一致.

图 15 为 STS 和 DTS 中压气机进口马赫数随高度的变化. STS 中压气机进口马赫数在 12 km 处达到其最大值(0.36),DTS 中低、高压压气机的进口马赫数分别在功率保持高度处达到最大值(0.37、0.54). 可认为,STS 和 DTS 中的压气机在整个飞行高度内均可有效地工作.

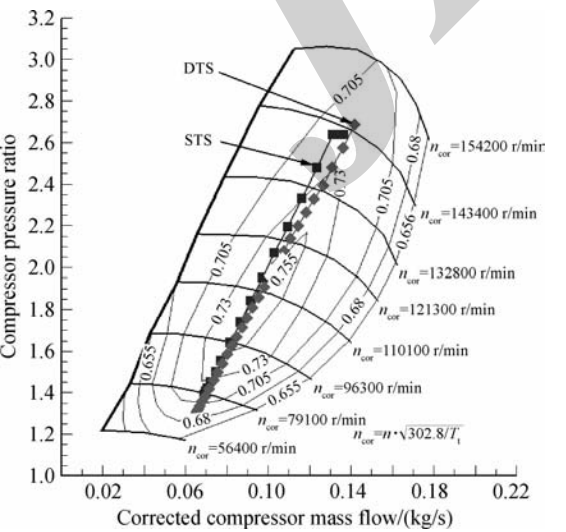


图 10 STS 中压气机和 DTS 中高压压气机工作点在特性图中的位置

Fig. 10 Operating points location of STS and DTS high pressure compressor on maps

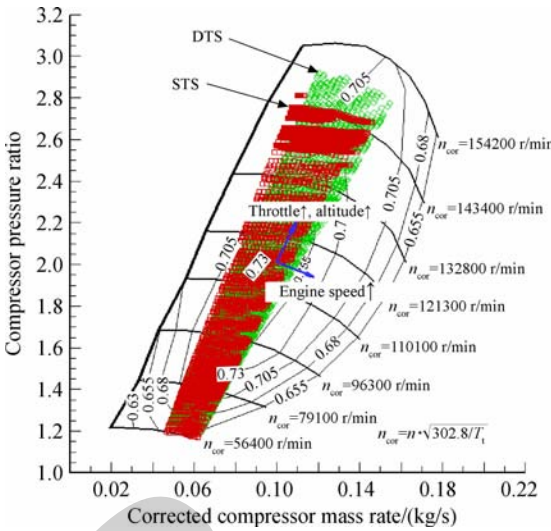


图 11 所有飞行高度为 0~12 km (STS), 0~18 km (DTS), 发动机转速为 4300~5800 r/min, 油门杆位置为 55%~115% 下压气机工作点

Fig. 11 Compressor operating points for all engine power states from engine rotational speed of 4300 to 5800 r/min, throttle of 55 to 115%, altitude of 0 to 12 km(STS), 0 to 18 km (DTS)

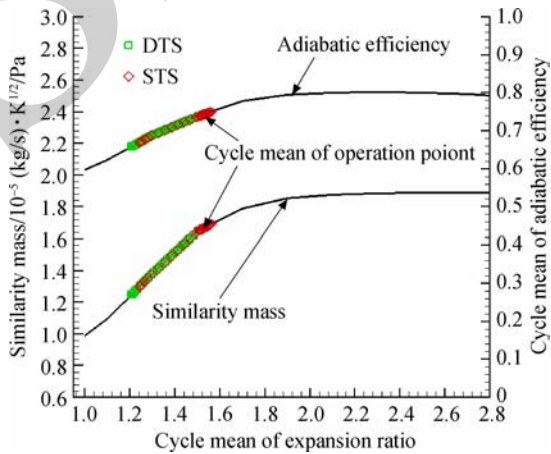


图 12 STS 中涡轮和 DTS 中高压涡轮工作点在特性图中的位置

Fig. 12 Operating points location of STS and DTS high pressure turbine on maps

3.3 螺旋桨高度-速度特性对比

图 16 示出 STS 和 DTS 中选型完全相同的螺旋桨在空中不同高度、速度时的工作点在其特性图中位置,图中等值线表示螺旋桨推进效率, H 表示飞行高度. 可见,两者螺旋桨工作点的变化规律一致. 即在各自功率保持高度内,螺旋桨功率系数 C_p 随飞行高度增加而增加,之后在 H_2 以上,系统进行减功率调节, C_p 随飞行高度增加而减小.

图 16 显示 STS 和 DTS 中螺旋桨工作点的

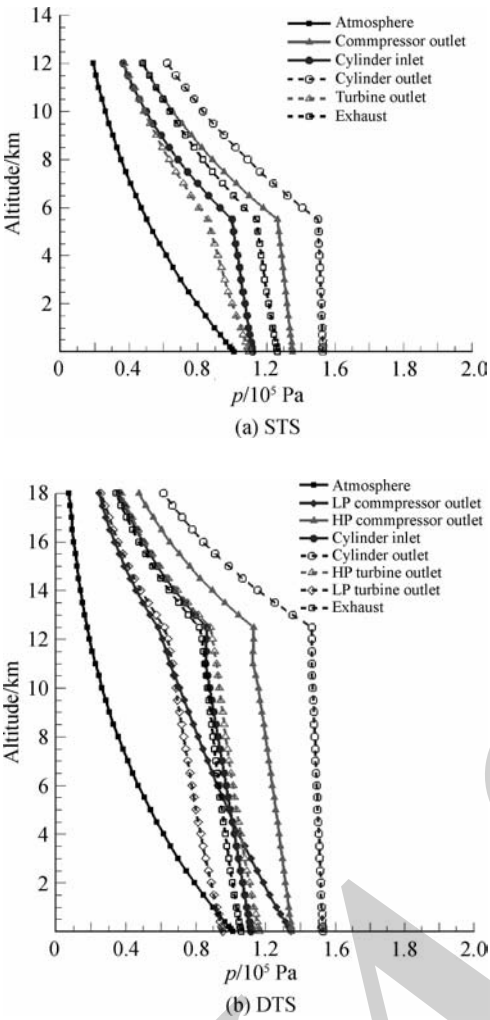


图 13 涡轮增压发动机主要截面总压的高度特性
Fig. 13 Altitude characteristics of total pressures of engine system main sections

变化区间存在较大差别. 在飞行高度为 5.5 km 以下, STS 和 DTS 均工作在功率保持工况, 螺旋桨工作点位置相同. 在飞行高度为 5.5~12.5 km 之间, 随着空气密度迅速下降, DTS 中螺旋桨 C_p 迅

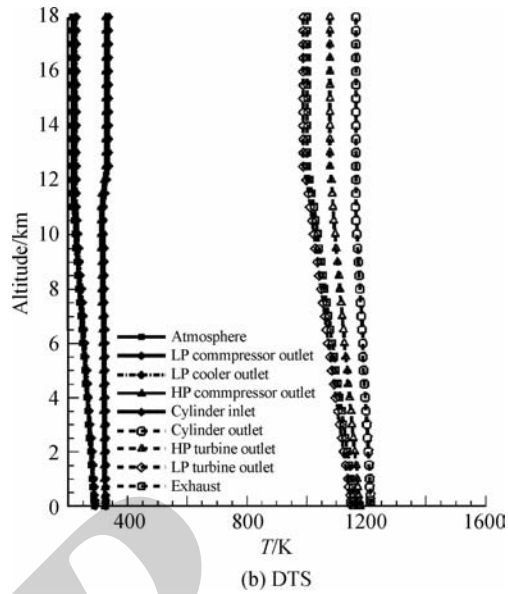
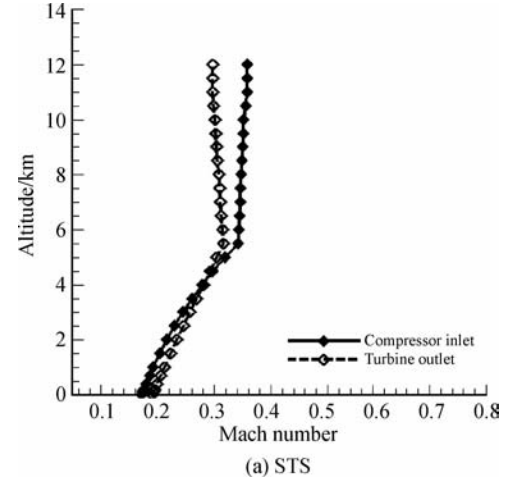
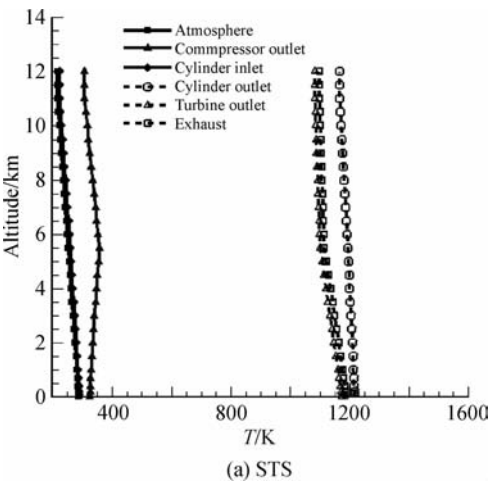


图 14 涡轮增压发动机主要截面总温的高度特性
Fig. 14 Altitude characteristics of total temperatures of engine system main sections

速增加, 以至于在 12.5 km 附近超出了螺旋桨最大的提供的 C_p , 而 STS 在飞行高度为 5.5~12.5 km 之间系统进行减功率调节, 发动机输出功率减小, C_p 随飞行高度增加反而减小. 这就造成对于同样的螺旋桨、活塞发动机, 当应用于 DTS 中, 在功率保持高度为 12.5 km 附近已经出现所谓“天窗”, 即采用最大可用桨距角 ($\varphi_p = 40^\circ$) 也吸收不掉发动机最大连续功率状态的输出功率, 可认为选型螺旋桨的负荷偏小. 而应用于 STS 中, 在热力学升限 $H_3 = 0 \sim 12$ km 内螺旋桨全部工况点均位于桨距角较小的区域, 可认为是选型螺旋桨的负荷偏大.

图 17 为 STS 和 DTS 中桨距角的高度-速度特性. 可以看到桨距角的变化规律是一致的, 在各



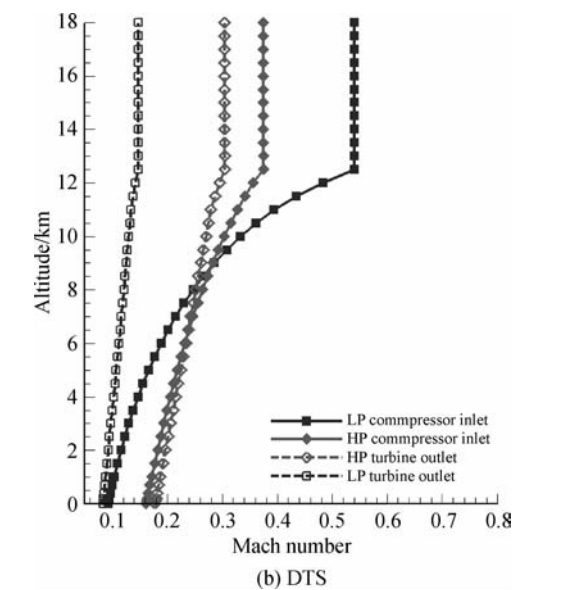


图 15 压气机进口和涡轮出口马赫数的高度特性
Fig. 15 Altitude characteristics of compressor inlet, turbine outlet Mach numbers

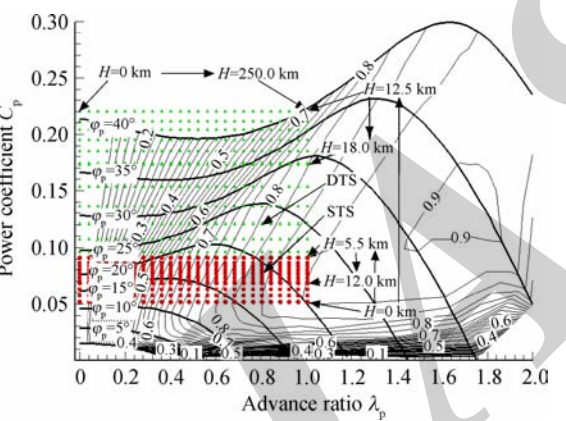


图 16 螺旋桨特性图及 STS 和 DTS 中的螺旋桨工作点
Fig. 16 Propeller characteristic map and the operating points of STS and DTS

自功率保持高度内,桨距角随飞行高度增加而增加,之后桨距角随飞行高度增加而减小.但 STS 中桨距角的变化区间小,而 DTS 中桨距角的变化区间大.

3.4 推进系统高度-速度特性对比

图 18 为 STS 和 DTS 中螺旋桨推力的高度-速度特性.高度特性方面,STS 和 DTS 的推力随飞行高度增加而减小,这是由空气密度迅速降低造成.飞行高度 5.5 km 以下,STS 和 DTS 的推力相同.速度特性方面,STS 和 DTS 的推力随速度增大而减少,小高度处推力减小的快而大高度处减小的慢.但 DTS 在大高度处推力随速度增加基本不变甚至稍有增加.

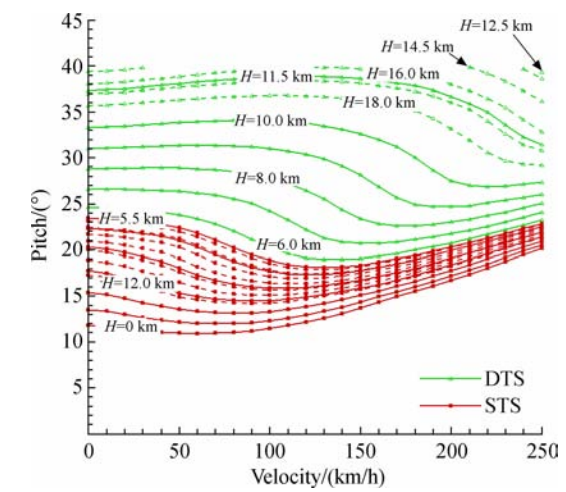


图 17 STS 和 DTS 中螺旋桨桨距角的高度-速度特性
Fig. 17 Altitude-velocity characteristics of the propeller pitch of STS and DTS

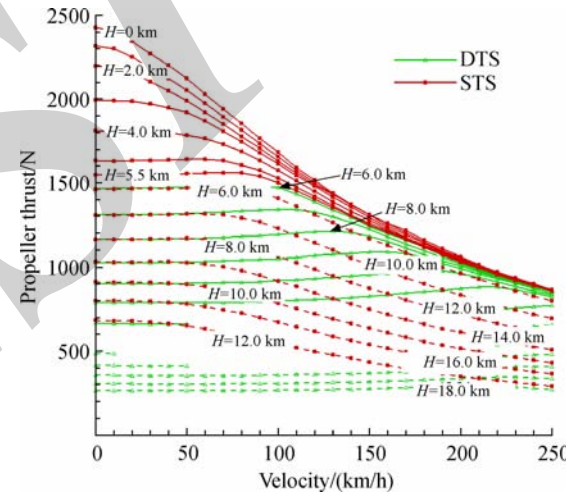


图 18 STS 和 DTS 中螺旋桨推力的高度-速度特性
Fig. 18 Altitude-velocity characteristics of propeller thrust of STS and DTS

图 19 为 STS 和 DTS 螺旋桨推进效率的高度-速度特性.高度特性方面,STS 和 DTS 推进效率的变化规律一致.在各自功率保持高度内,推进效率随飞行高度增加而减小,之后 H_2 以上,系统进行减功率调节,推进效率随高度的增加反而增加.图 19 显示,STS 中推进效率的变化范围要比 DTS 中的小得多,这是由于 STS 中螺旋桨工作点的变化区间相对较窄.速度特性方面,STS 和 DTS 推进效率的变化规律一致,均随速度增加而增加.

图 20 为 STS 和 DTS 单位推力耗油率(量符号用 $C_{sf,t}$ 表示)的高度-速度特性.高度特性方面,在 5.5 km 以下,STS 和 DTS 均工作在功率保持工况,它们的 $C_{sf,t}$ 相同,但其 $C_{sf,t}$ 的值随飞行高度

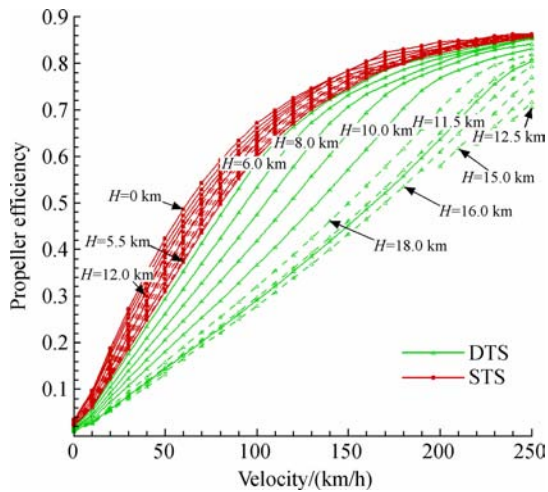


图 19 STS 和 DTS 中螺旋桨推进效率的高度-速度特性
Fig. 19 Altitude-velocity characteristics of propeller efficiency of STS and DTS

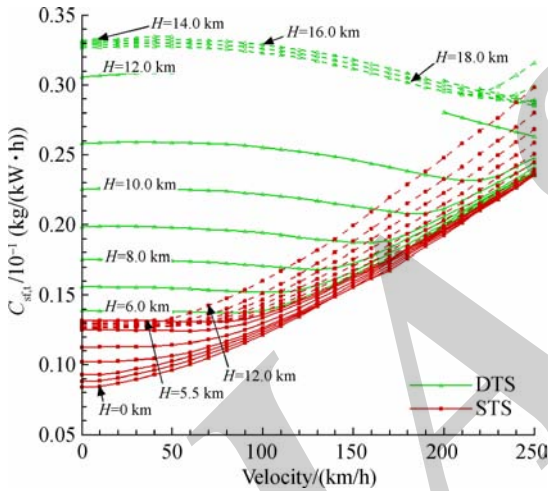


图 20 STS 和 DTS 单位推力耗油率的高度-速度特性
Fig. 20 Altitude-velocity characteristics of specified fuel consumption of thrust of STS and DTS

增加而增加. 在 5.5~12 km 以内, STS 转为减功率工况, STS 的 $C_{sf,t}$ 随飞行高度的变化率小于 DTS 的 $C_{sf,t}$ 的增加率, 这使得 DTS 的 $C_{sf,t}$ 的变化范围要大于 STS 的 $C_{sf,t}$ 的变化范围. 速度特性方面, 低空时, STS 和 DTS 的 $C_{sf,t}$ 均随飞行速度增加而增加, 但高空时 DTS 的 $C_{sf,t}$ 随飞行速度的增加反而有所减小.

图 21 为 STS 和 DTS 推进系统总效率的高度-速度特性. 其定义为推进效率、发动机热力循环效率、燃烧效率三者乘积. 计算显示总效率的高度-速度特性变化规律与推进效率的基本一致.

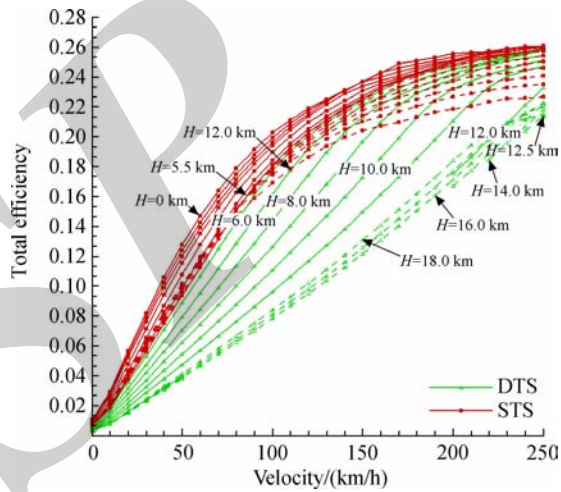


图 21 STS 和 DTS 总效率的高度-速度特性
Fig. 21 Altitude-velocity characteristics of total efficiency of STS and DTS

表 2 给出了 STS 和 DTS 在发动机最大连续功率状态下的几个典型飞行状态的总体性能参数.

表 2 发动机最大连续功率状态下 STS 和 DTS 几个典型飞行状态的总体性能参数

Table 2 Overall performances of STS and DTS at the maximum continuous power state at some typical flight status

推进系统 类型	飞行高度/ km	飞行速度/ (km/h)	发动机 功率/kW	螺旋桨 推力/N	$C_{sf,p}/$ (kg/(kW·h))	$C_{sf,t}/$ (kg/(N·h))	推进 效率
STS	0	0	73.5	2426	0.277	0.0084	
	5.5	230	73.5	921	0.277	0.0221	0.844
	12.0	230	27.2	313	0.318	0.0276	0.857
	18.0						
DTS	0	0	73.5	2426	0.277	0.0084	
	5.5	230	73.5	921	0.277	0.0221	0.844
	12.0	230	73.5	755	0.277	0.0269	0.693
	18.0	230	26.8	286	0.319	0.0299	0.796

4 结 论

本文基于推进系统的数学模型仿真,主要比较了 STS 和 DTS 各部件及总体的飞行特性.表明

1) 按照本文所述的调节方式,本文的 STS 和 DTS 的实际功率保持高度可达到 5.5 km 和 12.5 km,实际热力学升限可达到 12 km 和 18 km.

2) STS 和 DTS 中各部件参数的变化规律基本一致.在部件特性上和总体特性上,STS 中螺旋桨桨距角、螺旋桨推进效率、单位推力耗油率和推进系统总效率在高度-速度特性图中的变化范围大大窄于 DTS 的.这说明所选用的螺旋桨在 STS 中功率偏大.

3) 所选螺旋桨的功率系数与飞行任务的匹配很重要.例如 STS 和 DTS 的单位推力耗油率的对比,在大部分区域 DTS 的高得多.经初步分析这主要因为 DTS 在高空低速保持功率时对应使用了近 40° 的大桨距角,使螺旋桨工作于低推进效率区,而在高空高速时这种单位推力耗油率的差异将会减小,即高空高速时 DTS 的螺旋桨选型趋于合理.

参考文献:

- [1] Wilkinson R E, Benway R B. Liquid cooled turbocharged propulsion system for hale application[R]. ASME Paper 91-GT-399, 1991.
- [2] Bents D J, Mockler T, Maldonado J. Propulsion selection for 85 kft remotely piloted atmospheric science aircraft [R]. NASA TM-107302, 1996.
- [3] Harp J. Turbocharger system developmental and propulsion system testing[R]. Thermo Mechanical Systems Report No. SR-36, 1994.
- [4] Rodgers C. Turbocharging a high altitude UAV C. I. engine[R]. AIAA-2001-3970, 2001.
- [5] Korakianitis T, Sadoi T. Turbocharger design effects on gasoline engine performance[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2005, 127: 525-530.
- [6] Loth J L, Morris G J, Metlapalli P B. Staged turbocharging for high altitude IC engines[R]. AIAA 97-3970, 1997.
- [7] Metlapalli P K. Three-staged turbocharger modeling with passive control system[D]. Morgantown: West Virginia University, 1996.
- [8] Lee B. Dual-stage boosting systems: modeling of configurations, marching and boost control options[D]. Ann Arbor: University of Michigan, 2009.
- [9] 单鹏,朱德轩,陈小龙,等.航空双级涡轮增压器系统的基本模型[J].工程热物理学报,2009,30(7):1119-1124.

SHAN Peng, ZHU Dexuan, CHEN Xiaolong, et al. Essential model for cycle design and altitude performance analysis of the two-stage turbocharging system of gasoline aero-engines[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2009, 30(7): 1119-1124. (in Chinese)

- [10] 周亦成,单鹏,朱德轩.双级涡轮增压活塞发动机螺旋桨推进系统部件法数学模型与飞行特性分析[J].航空动力学报,2014,29(11):2621-2632.
ZHOU Yicheng, SHAN Peng, ZHU Dexuan. Component level mathematical model of two-stage turbocharging reciprocating engine propeller propulsion system and analysis of its flying characteristic[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(11): 2621-2632. (in Chinese)
- [11] McKinney J S. Simulation of turbofan engine: Part I description of method and balancing technique[R]. Air Force Aero Propulsion Lab, AD-825197, 1967.
- [12] Koenig R W, Fishbach L H. GENENG: I a program for calculating design and off-design performance for turbojet and turbofan engine[R]. NASA TN D-6552, 1972.
- [13] Fishbach L H., Koenig R W. GENENG: II a program for calculating design and off-design performance of two-and three-spool turbofans with as many as three nozzles[R]. NASA TN D-6553, 1972.
- [14] James F S, Carl J D. DYNGEN: a program for calculating steady-state and transient performance of turbojet and turbofan engines[R]. NASA TN D-7901, 1975.
- [15] 陈妍,王洪铭.一种带涡轮增压器的活塞发动机调节及其特性[J].北京航空航天大学学报,1998,24(1):16-19.
CHEN Yan, WANG Hongming. Control and performance of a turbosupercharged piston engine[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1998, 24(1): 16-19. (in Chinese)
- [16] 王艳华,李云清,陈小龙,等.轻型航空发动机二级涡轮增压匹配模拟[J].航空动力学报,2011,26(5):1009-1103.
WANG Yanhua, LI Yunqing, CHEN Xiaolong, et al. Two-stage turbocharging matching of light aero-engine at high altitude[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(5): 1009-1103. (in Chinese)
- [17] 胡延领,徐斌,杨世春.基于螺旋桨特性的活塞发动机涡轮增压气阀的调节[J].航空动力学报,2011,26(8):1814-1818.
HU Yanling, XU Bin, YANG Shichun. Regulating turbine exhaust valve about piston engine based on analyzing propeller[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(8): 1814-1818. (in Chinese)
- [18] 徐斌,夏绍军,杨世春,等.航空活塞发动机两级增压匹配方法[J].航空动力学报,2012,27(3):496-500.
XU Bin, XIA Shaojun, YANG Shichun, et al. Matching of two-stage supercharging aircraft piston engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3): 496-500. (in Chinese)