

文章编号: 100028055(2010) 062131206

加力式 SteamJet 发动机性能模拟

梁振欣¹, 陈玉春¹, 黄兴鲁¹, 胡 福¹, 商旭升²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国人民解放军 海军装备研究院, 北京 100073)

摘 要: 为了研究射流预冷却涡轮发动机(SteamJet)的发动机特性, 建立了喷水预冷却的热交换系统计算、物性修正计算和发动机部件特性修正计算的数学模型, 建立了基于双轴混排加力式涡扇发动机的 SteamJet 发动机性能计算模型, 并编制了相应的计算程序. 计算分析了 SteamJet 发动机在不同风扇进口总温下沿飞行轨道的特性, 以及喷水预冷却对发动机加力燃烧室的影响, 并对 SteamJet 发动机风扇进口总温进行了合理的选择; 对加力式 SteamJet 发动机进行了高度速度特性的计算和分析. 结果表明, SteamJet 发动机可大幅度拓宽涡轮发动机的工作范围, 与非加力式 SteamJet 发动机相比, 加力式 SteamJet 发动机具有更好的推力特性, 能够满足高超声速飞行的需求.

关 键 词: 射流预冷却涡轮发动机; 喷水预冷却; 高超声速; 发动机特性; 部件特性修正
中图分类号: V231.113 **文献标识码:** A

Performance simulation of SteamJet with afterburner

LIANG Zhenxin¹, CHEN Yuchun¹, HUANG Xinglu¹,
HU Fu¹, SHANG Xu sheng²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Navy Academy of Armament,

The Chinese People's Liberation Army, Beijing 100073, China)

Abstract: To study the characteristics of SteamJet engine, the mathematical models of water injection precooling heat exchange computation, corrected computation of physical property and the engine components characteristics were built. With the models mentioned above, the computation model of SteamJet on basis of the two-spool mix-exhausted turbofan engine with afterburner was built, and the corresponding program was developed. The engine characteristic with different fan inlet total temperatures along flight trace was computed and the effect of precooling on the afterburner outlet total temperature was analyzed, thus the reasonable fan inlet total temperature was selected, and the altitude and velocity characteristics of SteamJet with afterburner were calculated and analyzed. It's shown from the computation results that, the operating range of turbojet can be expanded greatly with introduction of water injection and pre-cooled method. And compared with the SteamJet without afterburner, the SteamJet with afterburner has better thrust characteristics and can meet the need of hypersonic flight.

Key words: SteamJet; precompressor cooling; hypersonic; engine characteristics; amendment of engine components characteristics

收稿日期: 20091016; 修订日期: 201003217

作者简介: 梁振欣(1984-), 男, 广东梅县人, 硕士生, 研究方向为航空宇航推进理论与工程.

普通的涡轮发动机由于受风扇/压气机进口温度、压气机出口压力和涡轮前总温等条件的限制,其最大飞行马赫数一般不超过 3.0. 为了有效扩展发动机的工作包线,一种非常有效的办法是降低风扇/压气机进口的气流温度. 这一方法已经得到了美国 MSE 技术应用公司的重视,并提出了一种以涡轮发动机为基础的射流预冷却涡轮发动机的概念,即 SteamJet^[1] 发动机. SteamJet 的结构如图 1 所示. 这种发动机的工作原理是: 在风扇/压气机前,利用液体冷却剂喷射装置,蒸发冷却进气道中的气流,使风扇/压气机前空气的进口总温降低或维持在某一温度,从而使得发动机在高的飞行马赫数(4.0~6.0)条件下,仍然具有较高的推力. 文献[2]建立了以单轴涡喷发动机为基础的 SteamJet 的性能计算模型,并进行了相应的性能模拟. 但是到目前为止,尚未检索到有关系统深入地研究 SteamJet 发动机沿飞行轨道的特性和高度速度特性的文献. 本文在双轴混排加力式涡扇发动机特性计算模型^[3,4]的基础上,建立了加力式 SteamJet 发动机特性计算模型,编制了相应的性能模拟程序,并进行了沿飞行轨道的发动机性能计算和高度速度特性分析. 采用喷水预冷却的 SteamJet 发动机,可以有效地扩展涡轮发动机的飞行包线,与非加力式 SteamJet 发动机相比,加力式 SteamJet 发动机具有更好的推力特性,能够满足高速飞行器或两级入轨飞行器第一级动力装置的要求.

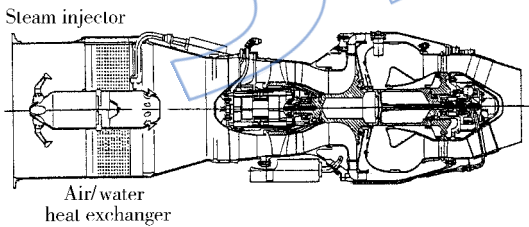


图 1 SteamJet 结构图^[1]

Fig. 1 Schematic diagram of SteamJet^[1]

1 SteamJet 发动机特性计算模型

1.1 双轴混排加力式涡扇发动机特性计算模型

发动机非设计点计算时,发动机的热力循环参数及各截面气流参数不是随意给定的,它们必须既满足各部件自身特性,又要保持各部件之间的流量连续、功率平衡、压力平衡等一系列共同工作条件. 对于双轴混排加力式涡扇发动机,应满足六个平衡条件: 风扇/低压涡轮流量平衡条件、风

扇/低压涡轮功率平衡、压气机/高压涡轮流量平衡条件、压气机/高压涡轮功率平衡、混合器进口内/外涵静压平衡以及加力燃烧室出口/尾喷管喉部流量平衡. 根据这六个平衡条件,可获得双轴混排加力式涡扇发动机部件共同工作的多元非线性方程组

$$E = E(X) \tag{1}$$

方程组(1)中的误差方程 E 和独立变量 X 将会随着发动机的控制参数(可调参数)以及相应的控制规律的改变而改变. 本文中的误差方程和独立变量的选择如下: 误差方程 E 为风扇/低压涡轮流量误差 E₁、风扇/低压涡轮功率误差 E₂、压气机/涡轮流量误差 E₃、压气机/涡轮功率误差 E₄、混合器进口内/外涵静压误差 E₅ 和加力燃烧室出口/尾喷管喉部燃气流量误差 E₆, 独立变量 X 为低压转子转速 n₁、风扇压比比 Z_f、压气机压比比 Z_c、主燃烧室出口总温 T_{t4}、高压涡轮的换算流量 W_{hp}和低压涡轮的换算流量 W_{lp}.

1.2 喷水预冷却的热交换系统计算模型

射流预冷却的热交换系统在国内外均有较深入的研究^[5,29],由于文章篇幅有限,对此不再进行详细陈述,现仅从能量平衡的角度给出热交换系统的计算模型. 热交换系统如图 2 所示. 喷水预冷却的热力过程近似为定压冷却过程,此过程应满足能量平衡方程

$$d[(H_{w2} - H_{w1}) + (H_{v2} - H_{v1}) + r] = H_2 - H_1 \tag{2}$$

式中 H₁, H₂ 分别为空气的进口和出口热焓; H_{w1} 为未饱和水的热焓; H_{w2} 为饱和水的热焓; H_{v1} 为饱和蒸汽的热焓; H_{v2} 为过热蒸汽的热焓; d 为喷水量(即冷却水的质量流量和空气的质量流量之比); r 为汽化潜热; H_{w1}, H_{w2}, H_{v1}, H_{v2} 和 r 由水和水蒸气性质 IAPWS-IF97 国际标准中水和水蒸气的计算公式求得^[10].

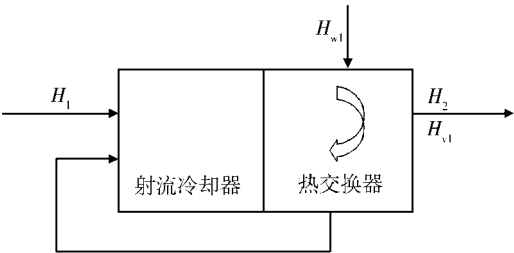


图 2 热交换系统原理图

Fig. 2 Schematic diagram of heat exchanger

1.3 SteamJet 发动机物性修正

传统的涡轮喷气发动机的性能计算模型中的工质是干空气和干燃气,但是喷水预冷却后,涡轮喷气发动机的工质变为含过热蒸汽的湿空气和湿燃气,工质的变化必然引起工质物性参数和发动机部件特性参数的变化,因此在发动机性能计算中需要对工质的物性参数和发动机部件特性参数进行修正.

根据完全气体混合物的热力性质计算公式^[11],可得湿空气和湿燃气的热力参数计算公式为

$$X_m = (X_a + fX_f + dX_v)/(1 + f + d) \quad (3)$$
$$J_m = c_{pm}/(c_{pm} - R_m) \quad (4)$$

式中下标 a, f, v, m 分别表示空气、燃油、过热蒸汽和混合气; f 为油气比; J 为等熵指数; X 为气体相应的物性参数,可取比定压热容 c_p 、单位热焓 h 、气体参数 R 和熵函数 P_{hi} .

1.4 SteamJet 发动机部件特性修正计算模型

发动机性能计算模型中的各部件特性图是按相似原理给出的.由于喷水的影响,发动机性能参数的绝对值发生了变化,但是它们的相似参数却近似地保持不变.所以,只要将各性能参数表示为各相似参数对气体性质的函数,就可以求出喷水后发动机各性能相似参数的修正系数,文献[12]中已提供了各修正系数的具体算法,鉴于文章篇幅有限,本文对此不再进行陈述.由于涡轮的部件特性修正与风扇/压气机类似,下面仅对风扇/压气机和燃烧室进行部件特性修正

$$n_m = n_a \sqrt{\frac{R_m J_m}{J_m + 1}} \sqrt{\frac{R_a J_a}{J_a + 1}} \quad (5)$$
$$W_{c,m} = W_{c,a} (1 + C_{hvc}) \quad (6)$$
$$P_{c,m} = P_{c,a} (1 + C_{hprc}) \quad (7)$$
$$G_m = G_a (1 + C_{hetac}) \quad (8)$$
$$A_{b,m} = A_b C_{hb} \quad (9)$$

式中 n 为风扇/压气机的相对换算转速; W_c 为风扇/压气机的换算流量; P_c 为风扇/压气机的增压比; G 为风扇/压气机的效率; A 为燃烧室的余气系数; C_{hvc} 为换算流量修正系数; C_{hprc} 为增压比修正系数; C_{hetac} 为效率修正系数; C_{hb} 为余气系数修正系数.

2 算例与分析

2.1 加力式 SteamJet 发动机飞行轨道计算

SteamJet 发动机的飞行高度 H 可以扩展到

30km, 飞行马赫数 Ma 可以扩展到 5.0~ 6.0. SteamJet 发动机并没有跨声速条件下推力尽可能增加的需求(推力矛盾主要出现在高马赫数飞行状态),根据加力式 SteamJet 发动机的工作特点,本文的沿飞行轨道计算和高度速度特性计算所选择的 SteamJet 发动机的最大状态控制规律为: ¹ 单变量控制规律,由主燃烧室供油量的调节来实现对高压转子转速的调节; ² 当发动机进口总温 $T_{t1} < 288.15\text{ K}$ 时,保持高压转子换算转速 $n_{2cor} = C$ (常数); ³ 当发动机进口总温 $T_{t1} > 288.15\text{ K}$ 时,保持高压转子物理转速 $n_2 = C$; ⁴ 当涡轮进口总温 $T_{t4} > T_{t4max}$ 时,调节高压转子物理转速 n_2 来保持涡轮进口总温 $T_{t4} = C$; ⁵ 加力燃烧室控制规律是通过调节加力燃烧室油气比来保持出口总温 T_{t7} 为常数,当加力燃烧室的余气系数过低时采用等余气系数控制,控制尾喷管喉部面积保证主发动机工况不变; ⁶ 分别对高压压气机出口总压 p_{t3} 和总温 T_{t3} 进行限制.计算中,采用美军标来计算进气道总压恢复系数,大气条件为国际标准大气条件(ISA).

下面以 30.1 kPa 的等动压头来计算飞行轨道.图 3 是飞行轨道上的 H 与 Ma 之间的关系.沿飞行轨道,设定风扇进口总温 T_{t2} 分别为 500, 550, 600, 650 K 和 700 K 时,由换热系统模型计算得到的喷水量 d 随飞行马赫数 Ma 之间的关系分别如图 4 所示.由图 4 可得,随着 T_{t2} 的增大,开始喷水预冷的 Ma 增大,而所需的喷水量 d 减小,这是由换热交换系统的能量守恒所决定的.

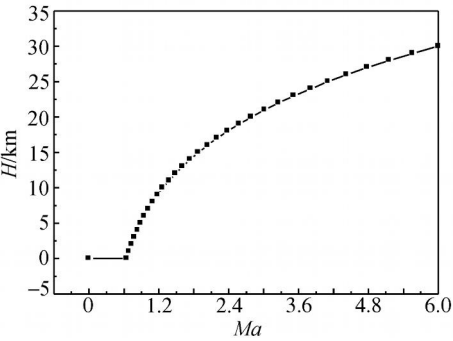


图 3 30.1 kPa 的等动压头飞行轨道
Fig. 3 Flight trace of 30.1 kPa dynamic head

保持动压头 30.1 kPa 的飞行轨道,计算了保持 T_{t2} 为 600 K 情况下 SteamJet 的发动机的各种推力随 d 的变化(注:本文图示推力和耗油率均为相对值),如图 5 所示.开始喷水时出现了压力推力,这是因为发动机在实际工作时,尾喷管出口

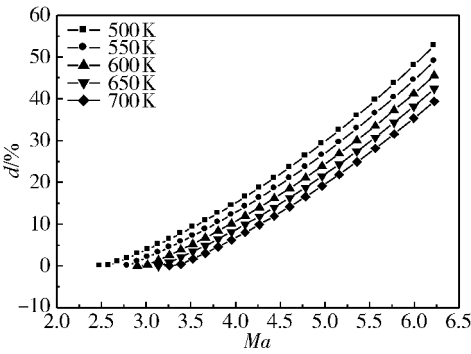


图 4 不同 T_{12} 下喷水量 d 随 Ma 的变化关系
Fig. 4 Water/air ratio versus Ma in different T_{12}

面积 A_9 与喉部面积 A_8 的比值不能过大, 故在算例中, 限制 A_9 不大于 10 倍的设计点喉部面积 A_{8des} , 这就使得尾喷管不完全膨胀, 产生了压力推力. 从图 5(a) 可看出, 发动机推力随 d 的增大而增大. 这是因为随 d 的增大, 空气和冷却水的流量增大, 使得空气和冷却水产生的推力增大的缘故(图 5(b)).

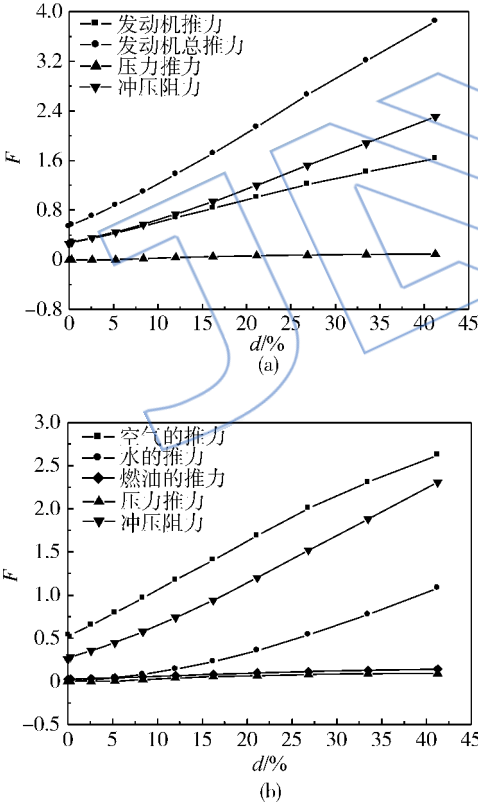


图 5 SteamJet 发动机各种推力随喷水量 d 的变化
Fig. 5 Kinds of thrusts versus water/air ratio of SteamJet

沿图 3 的飞行轨道飞行的 SteamJet 发动机的特性如图 6 所示, 所需要的喷水量如图 4 所示. 由图 6 可见: ¹ 对于不加力和加力情况, 当通过控

制 d 来降低 T_{12} 时, 随 T_{12} 降低, 发动机推力 F 均增加, 耗油率 s_e 均降低; ² 对于不加力情况, 当 $Ma > 5.0$ 时, 发动机的耗油率 s_e 均高于加力情况下的耗油率 s_{fe} ; ³ 对于加力情况, 即便 T_{12} 为 700 K 时, 在 $Ma = 6.0$ 时, 发动机推力也远大于地面状态的最大非加力推力; ⁴ 加力时发动机耗油率 s_e 在整个飞行马赫数下变化不太剧烈. 因此, 想采用不加力的发动机来实现飞行马赫数超过 4.0 的 SteamJet 发动机设计, 实际上是不太现实的.

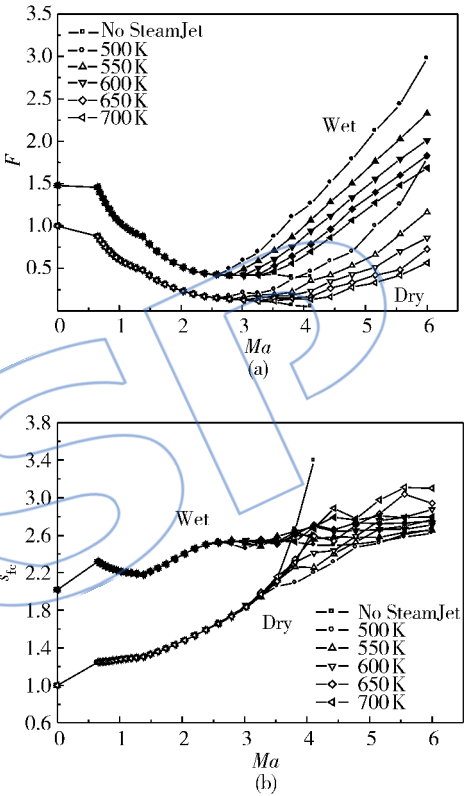


图 6 不同 T_{12} 下的 SteamJet 发动机沿飞行轨道的特性
Fig. 6 Engine characteristic following flight trace of SteamJet in different T_{12}

图 7 是不同 T_{12} 下加力燃烧室的出口总温 T_{17} 随飞行马赫数 Ma 的变化关系. 由图 7 可见: ¹ 对于单喷水预冷的 SteamJet 发动机, 由于喷水预冷的影响, 在高马赫数下, T_{17} 总要低于设计状态下的 T_{17des} ; ² 随 d 的增大(即 T_{12} 的减小), T_{17} 偏离 T_{17des} 的程度越大. 这是因为: ¹ 喷水对加力燃烧室的燃烧效率有影响, d 越大, 燃烧效率越低; ² 过热水蒸气的比热容高, 以至于燃油当量燃烧所放出的热量也无法将湿燃气的温度提高到 T_{17des} , 而且 d 越大, 过热水蒸气在湿燃气中的比例越大, 达到 T_{17des} 所需的加热量越大, 故 T_{17} 越低. 因此对于 SteamJet 发动机, 在高马赫数下, 加力燃烧室宜采用等余气系数控制.

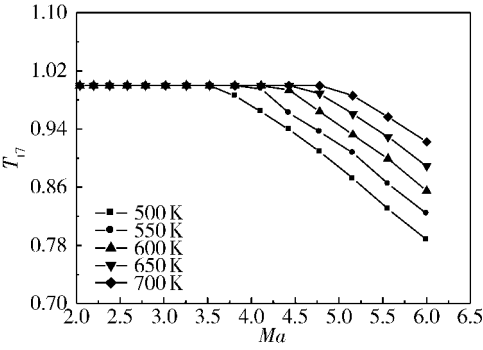


图 7 不同 T_{12} 下的 T_{17} 随 Ma 的变化关系

Fig. 7 T_{17} versus Ma in different T_{12}

SteamJet 发动机的 T_{12} 越低, 主燃烧室的进口总压 p_{13} 越高, 在 $Ma > 5.5$ 时, 500 K 和 550 K 情况下的 p_{13} 已经接近或超过 6 MPa, 而且 T_{12} 越低, 携带的水量越大. 因此在选择 SteamJet 发动机的 T_{12} 时, 不应过低. 由图 4 可知, T_{12} 过高将使得发动机推力过低, 可能满足不了飞行器高空高速飞行的要求, 而且 T_{12} 还应满足风扇叶片的温度限制, 故 SteamJet 发动机的 T_{12} 不应太高. 下面就以 600 K 的情况为例, 讨论加力式 SteamJet 发动机的高度速度特性.

2.2 加力式 SteamJet 发动机高度速度特性计算

为了更深入地研究加力式 SteamJet 发动机特性, 为 SteamJet 发动机飞行剖面的选择提供理论依据, 本文讨论了加力式 SteamJet 发动机的高度速度特性. 计算中, 飞行高度为 0~30 km, 飞行高度的间隔为 5 km; 最小飞行马赫数为 0, 最大飞行马赫数取决于发动机高压压气机出口总压和总温限制($p_{13} [6.0 \text{ MPa}$, $T_{13} [950 \text{ K}$, 注: 此总压和总温限制均高于现在航空发动机的极限参数), 飞行马赫数的间隔为 0.1. 图 8 为加力式 SteamJet 发动机的高度速度特性(设定风扇进口总温 $T_{12}=600 \text{ K}$, 最大加力状态下).

由图 8 可见, 双轴涡扇加力式 SteamJet 发动机有如下优点: ¹ 喷水预冷使得发动机的推力随着飞行马赫数的增大而迅速增大(图 8(a)), 能够满足高马赫数飞行对发动机推力的需求; ² 喷水预冷后发动机的耗油率变化不大(图 8(b)). 5, 11, 15 km 处, 发动机 s_{fc} 在未喷水预冷时出现先下降后上升的趋势(图 8(b)), 这是因为进口总温 $T_{11} < 288.15 \text{ K}$, 采取了保持高压转子换算转速 $n_{2cor} = C$ 的控制规律. 计算结果还表明, SteamJet 发动机的飞行范围主要受到高压压气机出口总压 p_{13} 和总温 T_{13} 的限制.

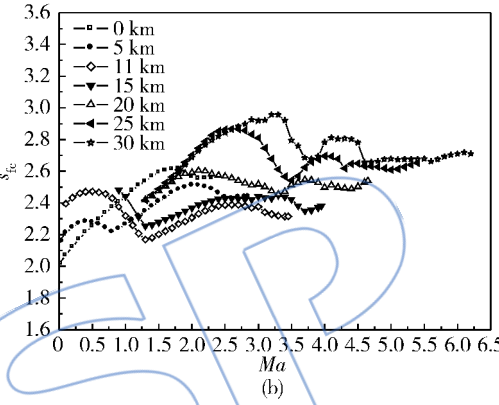
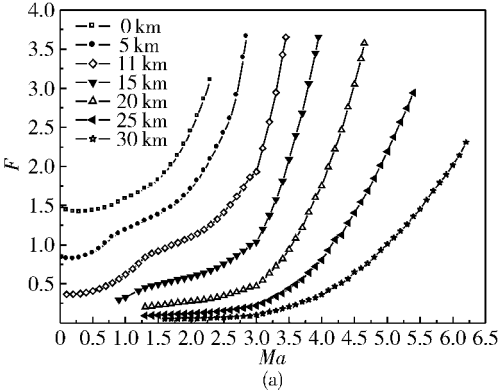


图 8 SteamJet 发动机高度速度特性

Fig-8 Altitude and velocity characteristics of SteamJet

3 结 论

- 1) SteamJet 发动机喷水预冷后, 空气流量和冷却水流量的增大, 是发动机推力迅速增大的主要原因.
- 2) 采用喷水预冷却的 SteamJet 发动机, 可大幅度拓宽涡轮发动机的工作范围. 此外, 非加力的 SteamJet 发动机由于推力过低无法实现高马赫数的飞行, 为拓宽发动机的飞行包线, 应采用加力式 SteamJet 发动机.
- 3) SteamJet 发动机, 在高马赫数下, 加力燃烧室宜采用等余气系数控制.
- 4) SteamJet 发动机的风扇进口总温不应过低, 以满足发动机对高压压气机出口总压的限制, 并减少冷却水的携带量; 风扇进口总温不应过高, 以满足高马赫数飞行对推力的需求.
- 5) 双轴涡扇加力式 SteamJet 发动机的推力随着飞行马赫数的增大而迅速增大, 具有良好的推力特性, 而发动机的工作范围主要受到高压压气机出口总压和总温的限制.

参考文献:

[1] Balepin V V, Liston G W. The steamJet: Mach 6+ turbine engine with inlet air conditioning[R]. AIAA 2002-3238, 2001.

[2] 商旭升, 蔡元虎, 陈玉春, 等. 高速飞行器用射流预冷却涡轮基发动机性能模拟[J]. 中国空间科学技术, 2005, 25(4): 5458.
SHANG Xusheng, CAI Yuanhu, CHEN Yuchun, et al. Performance simulation of the mass injection precooled TBCC engine for hypersonic vehicles[J]. Chinese Space Science and Technology, 2005, 25(4): 5458. (in Chinese)

[3] Koenig R W, Fishbach L H. GENENG) A program for calculating design and offdesign performance for turbojet and turbofan engines[R]. NASA TN D6552, 1972.

[4] 陈玉春, 徐思远, 杨云铠, 等. 改善航空发动机特性计算收敛性的方法[J]. 航空动力学报, 2008, 23(12): 22422248.
CHEN Yuchun, XU Siyuan, YANG Yunkai, et al. Research on the method to solve convergence problem in aeroturbine engine performance computation [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(12): 22422248. (in Chinese)

[5] 程惠尔, 浦保荣. 组合式发动机空气预冷却换热器动态特性的数值分析[J]. 宇航学报, 1998, 19(1): 8289.
CHENG Huier. Numerical analysis of dynamic characteristics of airprecooled heat exchanger for compound engine [J]. Journal of Astronautics, 1998, 19(1): 8289. (in Chinese)

[6] 程惠尔, 姚健. 叉流管型换热器二维温度场的数值分析[J]. 推进技术, 1994 (4): 62266.
CHENG Huier, YAO Jian. A numerical study of two dimension temperature field in crossflow tube tube heat exchanger[J]. Journal of Propulsion Technology, 1994 (4): 62266. (in Chinese)

[7] Spiga M, Spiga G. Transient temperature fields in crossflow heat exchangers with finite wall capacitance[J]. Journal of Heat Transfer, 1988, 110: 4253.

[8] Yamashita H, Izumi R, Yamaguchi S. Analysis of the dynamic characteristics of crossflow heat exchangers with both fluids unmixed [R]. JSME Bulletin, 1978, 21: 472485.

[9] Simonson J R. Transient and steady state analysis of crossflow heat exchangers by program in FORTRAN [J]. Trans. Insin. Chem. Engrs. , 1977, 55: 5258.

[10] 瓦格纳 W, 克鲁泽 A. 水和蒸汽的性质[M]. 项红卫, 译. 北京: 科学出版社, 2003.

[11] 冯青, 李世武, 张丽. 工程热力学[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2006.

[12] 5 航空发动机设计手册6 总编委会编. 航空发动机设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.