

燃气热力参数计算方法及在涡轮叶栅 对流换热中的应用

薛 钰, 刘景源

(南昌航空大学 飞行器工程学院 江西省微小航空发动机重点实验室, 南昌 330063)

摘 要: 为了研究燃气热力参数对对流换热的影响,发展了一种计算航空发动机碳氢燃料与空气燃烧的燃气热力参数计算方法。应用该方法给出的一部分燃气热力参数作为输入条件,对不同入口温度下的平板和涡轮平面叶栅的对流换热进行了数值模拟,并与空气作为工质的对流换热数值模拟结果进行了对比。结果表明:在其他定解条件相同时,对平板和涡轮平面叶栅的对流换热,工质为多组分燃气时的壁面当地努塞尔数均大于入口工质为空气的努塞尔数,且随着入口温度的升高,空气与燃气的当地努塞尔数的差别变大;在给定的入口温度范围内,与工质为空气相比,工质为燃气的平板当地努塞尔数从 2.8%增大到 3.0%,涡轮叶栅则从 7.25%增大到 9.69%。

关 键 词: 对流换热; 多组分燃气; 空气燃烧; 热力参数; 涡轮叶栅

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

Thermodynamic parameters calculating method of gas and its application in convective heat transfer over turbine cascade

XUE Yu, LIU Jingyuan

(Jiangxi Key Laboratory of Micro Aeroengine, Aircraft Engineering College,
Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

Abstract: To investigate the influence of thermodynamic parameters of combustion gas on convective heat transfer, a method of calculating thermodynamic parameters of multicomponent combustion gas was proposed for hydrocarbon-air combustion system in aero-engine system. The certain thermodynamic parameters derived by the method were then applied to simulate the convective heat transfer over flat plates and turbine cascades under different inlet temperatures and compare with the numerical results with air as working substance. Results showed that local convective heat transfer coefficients of the gas as the working substance were greater than the coefficients of the air for the flat plate and turbine cascade respectively, and with the rise of inlet temperature, the differences of the local Nusselt number of air and gas increased gradually under the same input conditions except different working

收稿日期:2020-03-05

基金项目:江西省微小航空发动机重点实验室开放基金(Ef202006072);国家自然科学基金(11562012)

作者简介:薛钰(1995—),女,硕士生,研究领域为航空发动机燃烧室及涡轮的对流换热。

通信作者:刘景源(1976—),男,副教授,博士,研究领域为推进系统流动分析及数值模拟,可压缩湍流模型。

E-mail:jjliouu@163.com

引用格式:薛钰,刘景源. 燃气热力参数计算方法及在涡轮叶栅对流换热中的应用[J]. 航空动力学报,2020,35(9):1831-1844. XUE Yu,LIU Jingyuan. Thermodynamic parameters calculating method of gas and its application in convective heat transfer over turbine cascade[J]. Journal of Aerospace Power,2020,35(9):1831-1844.

substances for the flat plate and turbine cascade respectively. Within given inlet temperature range, the local Nusselt number of the flat plate rose from 2.8% to 3.0%, and the turbine cascade increased from 7.25% to 9.69%.

Key words: convective heat transfer; multicomponent combustion gas; air combustion; thermodynamic parameter; turbine cascade

以燃料燃烧实现热能转变为功的推进系统研究中,由于燃料燃烧产生的高温燃气与推进系统周围及其内部存在温差,必然产生换热问题^[1]。精确预估高温燃气的对流换热强度,对推进系统的研制具有重要的意义^[2]。

文献[3]应用实验及数值模拟方法研究了采用花洒型气膜孔的高压涡轮导向器气膜冷却性能,并采用多组分气体控制方程,进行了数值模拟研究。但多组分气体仅仅由作为气膜冷却气体的氮气和主流的空气组成,未考虑主流应为多组分燃气。文献[4-5]则采用 Navier-Stokes(N-S)及燃气多组分输运等方程组,应用数值模拟方法分别研究了液体运载火箭底部热防护问题及推进剂液体火箭发动机进行了燃烧流动与耦合传热问题。文献[6]采用数值求解雷诺平均 N-S 方程组及组分方程组,对有无引气的亚燃冲压发动机燃烧室内的流场进行了研究,给出了引气温度对燃烧及发动机性能的影响。王天壹等^[7]应用数值模拟及理论分析方法研究了带有气膜冷却结构的涡轮一级导向叶片进行气-固-热耦合问题,并给出了多种辐射因素对叶片表面温度和冷却性能的影响,结果表明各种辐射因素均会使叶片表面温度上升。高杰等^[8]综述了国内外近 10 年来的航空发动机涡轮叶顶间隙气热技术研究进展,总结了流动换热实验及数值模拟方法等,并展望了未来研究重点及发展方向。屠秋野等^[9]采用数值模拟及理论分析研究了考虑换热效应的发动机过渡态性能,给出了换热效应对发动机各部件影响结果。刘友宏等^[10]应用多组分 Navier-Stokes 方程组,同时考虑辐射换热的影响,研究 TBCC(turbine based combined cycle)冲压发动机燃烧室/喷管筒体及隔热屏内外壁壁面温度、对流换热热流等分布,研究结果对研究了 TBCC 冲压发动机具有一定的参考意义。文献[11]采用数值模拟方法研究了重型燃气轮机涡轮动叶工质变物性、冷气掺混带来燃气组分变化等因素对性能的影响。但是该文献只是把燃气作为等效单组分研究与冷却空气掺混,并未考虑燃气多组分的影响。

文献[12-13]分别以部分烃类燃料为研究对象,提出了燃气热力性质的计算方法,并给出了燃气热力性质表。但文献[12]给出的燃气最高温度为 1773 K(1500 °C),而文献[13]给出的最高温度为 1800 K。对新一代的航空发动机上述两篇文献给出的温度偏低。由于当时的航空推进系统的设计及分析中,燃气组分并非重要,因此未给出燃气组分随空燃比或者燃烧室出口温度变化的计算方法及图表。另外,对于成分复杂的航空燃料的热力性质,虽然可以用“校正系数方法”等方法进行校正计算^[12],但并不适合研究计及多组分燃气的对流换热问题。

过去由于计算方法和计算机硬件的限制,难于考虑燃气多组分特性对推进系统性能的影响。随着数值模拟方法的发展及计算硬件技术的进步,应考虑燃气组分的热力性质、输运及扩散对对流换热的影响。

另外,虽然工质为空气或燃气的高温热辐射均会对壁面的换热产生影响,但由于燃气的辐射换热与燃气多组分的对流换热存在耦合作用,因此本文仅对燃气多组分对换热的影响进行研究。

针对燃气多组分对推进系统对流换热的影响,本文发展了一种多燃料、多空气入口,多个多组分燃气出口,适合各种碳氢燃料的计算燃烧室出口燃气热力性质及组分的计算方法。并以航空煤油为例给出了燃烧室出口热力参数及各组分质量分数随燃烧室出口温度的关系曲线,最后以平板及涡轮平面叶栅为例研究了不同工质(空气或燃气)、不同入口温度对对流换热的影响。

1 燃气热力参数计算

1.1 计算方法

选取能量转换部件的燃烧室为研究对象(如图 1 所示),并假设燃烧室的燃烧流动为稳态过程。应用热力学第一定律于此多流动入口、出口,

与外界可能存在换热及功的过程,并在燃烧室内部具有化学反应的放热过程的数学表达式为

$$\sum_{i=1}^m \dot{m}_{ai} \left(h_{ai} + \frac{1}{2} V_{ai}^2 + g z_{ai} \right) + \sum_{j=1}^n \dot{m}_{ij} \left(h_{ij} + \frac{1}{2} V_{ij}^2 + g z_{ij} \right) - \sum_{k=1}^l \dot{m}_{gk} \left(h_{gk} + \frac{1}{2} V_{gk}^2 + g z_{gk} \right) + \dot{Q} - \dot{W} + \dot{Q}_c = 0 \tag{1}$$

其中 $\dot{m}_a$ 、 $\dot{m}_t$ 、 $\dot{m}_g$ 分别为入口空气、入口燃油、出口燃气的质量流量; h 为比焓; V 为速度大小; g 为重力加速度、 z 为高度; $\dot{Q}$ 、 $\dot{W}$ 、 $\dot{Q}_c$ 分别为系统与外界单位时间的换热、做功、以及燃料在燃烧室内的化学反应热随时间的变化率。

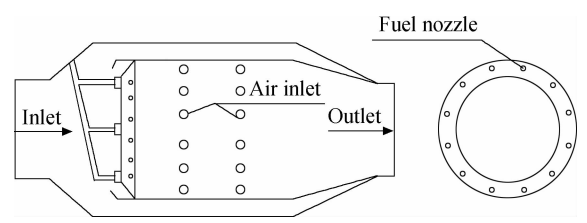


图 1 燃烧室示意图
Fig. 1 Schematic diagram of the combustion chamber

式(1)是一般燃烧室的热力过程的控制方程,应用时可根据具体情况进行简化。绝大多数燃烧室是多入口(空气单/多入口,燃气或燃油多入口)、单出口结构,并且燃油流量相对入口空气流量为小量。在具体计算中,可假定忽略进口燃油流量,一般情况下,燃烧室与外界无功交换,并且燃烧室与外界换热量相比燃烧室内燃料燃烧放热量为小量^[12-13]。因此,本文忽略燃烧室与外界功和热量的交换,则式(1)可简化为

$$\dot{m}_g h_g^* - \dot{m}_a h_a^* = \dot{Q}_c \tag{2}$$

为方便起见,以下推导均假设单位时间,则式(2)为

$$m_g c_p(T_g) T_g^* - m_a c_p(T_a) T_a^* = Q_c \tag{3}$$

其中

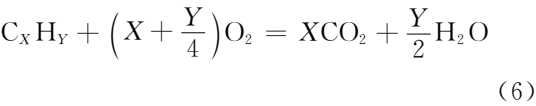
$$Q_c = m_t q_t \tag{4}$$

式中 $c_p(T_g)$ 和 $c_p(T_a)$ 分别为燃烧室出口高温燃气和燃烧室入口低温空气的比定压热容,其为温度的函数。方便起见,下文简写为 c_{pg} 和 c_{pa} 。 m_t 为参与反应的燃料质量, q_t 为燃料化学反应的放热热值^[14]。

燃烧室的燃烧效率为

$$\eta = \frac{m_t}{m_t} \tag{5}$$

以碳氢燃料在燃烧室内燃烧的化学反应为例



反应结束后,燃烧室出口的高温燃气的质量 m_g 和燃气各组分的质量分数 w_i 分别为

$$m_g = m_t + m_a \tag{7}$$

$$w_i = \frac{m_{gi}}{m_g} \tag{8}$$

其中 m_{gi} 为燃气组分 i 的质量。

混合气体的比定压热容公式为^[15]

$$c_{pg} = \sum c_{pi}(T_g) w_i \tag{9}$$

其中 c_{pi} 为 i 组分的比定压热容。 c_{pi} 有两种计算方法:一种是温度的一次函数;另一种是温度的多项式函数。由于从低温到高温 c_{pi} 的变化较大,一次函数不能准确的表达其中的关系,所以用温度的 4 次多项式算法

$$c_{pi} = a + bT + cT^2 + dT^3 + eT^4$$

上述多项式算法中,温度 T 单位为 K, c_{pi} 单位为 J/(kg · K),公式中参数具体见表 1。

在计算时,进出口动能差相比焓变可忽略,则上述相关方程式(3)可用静温代替总温。给定燃烧室燃烧效率、入口燃料质量和燃烧室出入口温度,联立式(3)~式(9)可得各组分质量分数及入口空气质量分别为

表 1 各组分 c_{pi} 的 4 次项算法参数
Table 1 Quadratic term algorithm parameters for c_{pi} of each component

组分	a	b	$c/10^{-4}$	$d/10^{-8}$	$e/10^{-12}$
O ₂	960.7523	0.1594126	−0.3270885	0.4612765	−0.2952832
N ₂	868.6229	0.4416295	−1.6872300	2.9967870	−2.0043860
CO ₂	841.3764	0.5932393	−2.4151680	4.5227280	−3.1531300
H ₂ O	1233.2340	1.4105230	−4.0291410	5.5427720	−2.9498240

$$\left\{\begin{aligned}w_{\text{CO}_2}&=\frac{Xn_{\text{f}}M_{\text{CO}_2}}{m_{\text{t}}+m_{\text{a}}}\\w_{\text{H}_2\text{O}}&=\frac{\frac{Y}{2}n_{\text{f}}M_{\text{H}_2\text{O}}}{m_{\text{t}}+m_{\text{a}}}\\w_{\text{O}_2}&=\frac{23.2\%m_{\text{a}}-\left(X+\frac{Y}{4}\right)n_{\text{f}}M_{\text{O}_2}}{m_{\text{t}}+m_{\text{a}}}\\w_{\text{N}_2}&=\frac{76.8\%m_{\text{a}}}{m_{\text{t}}+m_{\text{a}}}\\w_{\text{u}}&=\frac{m_{\text{t}}-\eta m_{\text{t}}}{m_{\text{t}}+m_{\text{a}}}\end{aligned}\right.\tag{10}$$

$$m_{\text{a}}=\frac{\eta m_{\text{t}}q_{\text{f}}}{\left(T_{\text{g}}-T_{\text{a}}\right)c_{\text{pa}}}+\frac{\left(X+\frac{Y}{4}\right)c_{\text{pO}_2}n_{\text{f}}M_{\text{O}_2}-c_{\text{pu}}\left(m_{\text{t}}-m_{\text{f}}\right)-Xc_{\text{pCO}_2}n_{\text{f}}M_{\text{CO}_2}-\frac{Y}{2}c_{\text{pH}_2\text{O}}n_{\text{f}}M_{\text{H}_2\text{O}}}{\left(1-\frac{T_{\text{a}}}{T_{\text{g}}}\right)c_{\text{pa}}}\tag{11}$$

由式(11)可知,随着燃烧室出口温度 T_{g} 的升高,燃烧室入口的空气质量 m_{a} 单调降低(此处及以下的分析均假定燃料质量固定)。由 m_{a} 随 T_{g} 的变化关系易知式(10)中燃气 CO_2 和 H_2O 的质量分数及剩余燃料的质量分数 w_{u} 随之单调增加, O_2 和 N_2 的质量分数随之则单调降低。

将式(10)代入式(9),可得

$$\begin{aligned}c_{\text{pg}}&=c_{\text{pu}}\frac{m_{\text{t}}-\eta m_{\text{t}}}{m_{\text{t}}+m_{\text{a}}}+c_{\text{pCO}_2}\frac{Xn_{\text{f}}M_{\text{CO}_2}}{m_{\text{t}}+m_{\text{a}}}+\\&\frac{Y}{2}n_{\text{f}}M_{\text{H}_2\text{O}}\frac{c_{\text{pH}_2\text{O}}}{m_{\text{t}}+m_{\text{a}}}+\frac{c_{\text{pa}}m_{\text{a}}}{m_{\text{t}}+m_{\text{a}}}-c_{\text{pO}_2}\frac{\left(X+\frac{Y}{4}\right)n_{\text{f}}M_{\text{O}_2}}{m_{\text{t}}+m_{\text{a}}}\end{aligned}\tag{12}$$

由式(12)、迈耶公式及混合气体摩尔质量定义经整理可得燃气的比定容热容为

$$c_{\text{Vg}}=c_{\text{pg}}-R\left[\frac{\frac{23.2\%}{M_{\text{O}_2}}+\frac{76.8\%}{M_{\text{N}_2}}}{\frac{m_{\text{t}}}{m_{\text{a}}}+1}+\frac{\frac{Y}{4}n_{\text{f}}+n_{\text{u}}}{m_{\text{t}}+m_{\text{a}}}\right]\tag{13}$$

其中 R 为通用气体常数。

由于 m_{a} 随着燃烧室出口温度 T_{g} 的升高单调降低,由式(12)和式(13)可知,燃烧室出口燃气的 c_{pg} 和 c_{Vg} 随 m_{a} 的减小而单调增加,因此 c_{pg} 和 c_{Vg} 随 T_{g} 的增加而单调增加。

由式(12)及式(13)经整理得混合气体的比热比为

$$\gamma=\frac{c_{\text{pg}}}{c_{\text{pg}}-R\left[\frac{\frac{23.2\%}{M_{\text{O}_2}}+\frac{76.8\%}{M_{\text{N}_2}}}{\frac{m_{\text{t}}}{m_{\text{a}}}+1}+\frac{\frac{Y}{4}n_{\text{f}}+n_{\text{u}}}{m_{\text{t}}+m_{\text{a}}}\right]}\tag{14}$$

由式(14)可见,随着燃烧室出口温度 T_{g} 的升高, m_{a} 单调降低(假设燃料质量固定不变),燃气比热比 γ 亦单调减小。

普朗特数是燃气对流换热的重要无量纲数,其定义为

$$Pr=\frac{\mu c_{\text{pg}}}{\lambda}\tag{15}$$

其中 μ 和 λ 分别为燃气的黏度和热导率。

由于 μ 和 λ 与 T_{g} 的变化趋势类似,因此 c_{pg} 为影响变化的主要因素。 c_{pg} 随 T_{g} 的升高而增大,则也随 T_{g} 的升高而增大。文中第 1.2.2 节的计算也证明了上述推论。

由上述方法给出的比定压热容和比定容热容等可计算出多组分燃气的内能和焓等热力参数。

空燃比是航空发动机的一个重要参数,由式(11)易知,随着燃烧室出口温度 T_{g} 的升高, m_{a} 单调降低(假定燃烧室入口燃料为单位质量),空燃比也随之单调降低。

应该指出,上述方法虽然是在假定燃烧室燃烧效率、入口燃料质量和燃烧室出入口温度,忽略了入口燃油流量,假定了出入口动能相比焓变可忽略不计及燃烧室与外界无热功交换等的情况下给出的,但如果给定多入口燃油中每个入口燃油的流量、温度及速度大小和各空气入口及燃气出口相应的流动及热力状态参数,由式(1)及上述方法亦可计算燃气的热力性质参数。

另外,本文提出的上述方法虽然是在给定燃烧室燃烧效率、入口燃料质量流量、燃烧室出入口温度及燃料流量的情况下给出的燃气热力性质,但亦可给定燃烧室燃烧效率、出入口温度以及入口空气或燃油流量等 5 个参数中的 4 个的情况下

计算燃气的热力参数。

最后,虽然本文以单一的碳氢燃料为对象进行的,但对多组分的不同燃料以及复杂的多步链式反应,只要给定燃烧室出口燃气的所有组分(由燃料与空气的化学反应方程式确定)及每种组分的比定压热容随温度的变化关系式,亦可推广本文提出的方法进行计算。

1.2 燃气热力参数计算结果

1.2.1 燃气热力参数计算方法验证

图 2 为本文计算方法给出的燃烧室出口温度 T_g 、比定压热容 c_p 、比热比 γ 与文献[12]中的对比图。其中,实线为用本文计算方法所得出的 C_8H_{16} 燃烧后多组分燃气的出口温度、比定压热容与比热比值,虚线为文献[12]给出的值。图 2(a)为给定比定压热容时用本文计算方法得出的燃烧室出口温度与文献[12]的对比图,两条出口温度曲线之间的平均差别为 1.976%。图 2(b)和图 2(c)为计算的比定压热容及比热比随温度变化的曲线和文献[12]给出的数据对比,其比定压热容曲线之间的平均差别为 0.265%,比热比曲线之间的平均差别为 0.0682%。由此表明本文所提出的计算方法可行。

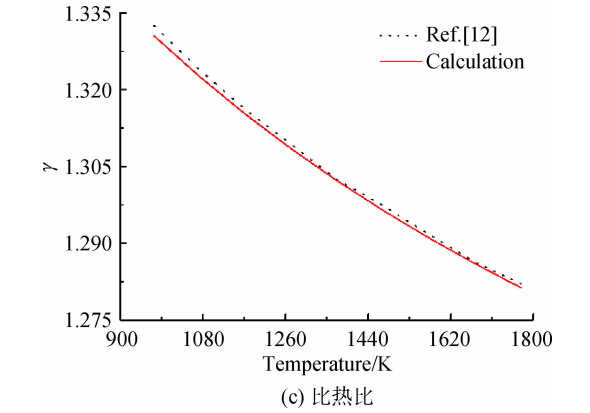
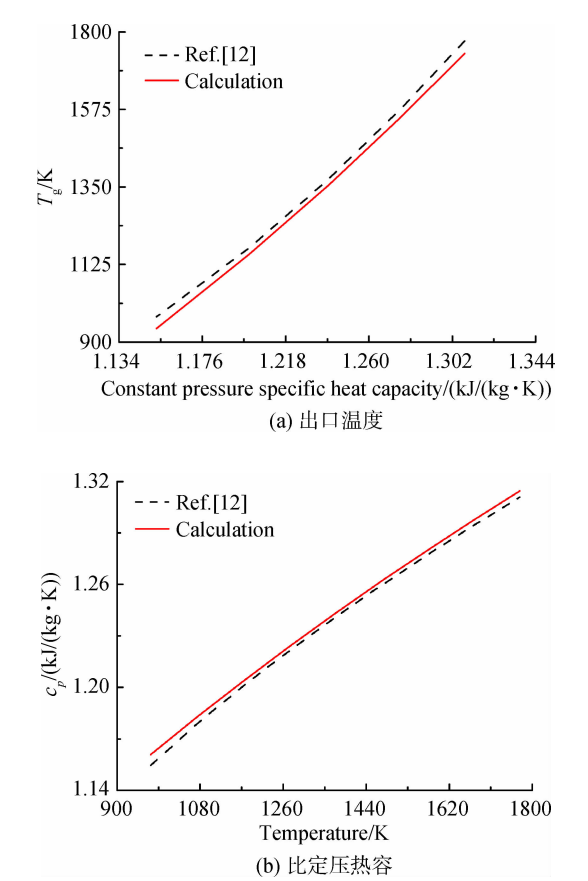


图 2 本文计算方法给出的 T_g 、 c_p 、 γ 与文献[12]中的对比图
Fig.2 Comparison of calculated T_g 、 c_p 、 γ in this paper with the results in Ref. [12]

1.2.2 燃气热力参数计算结果分析

由于本文是以航空发动机涡轮叶栅对流换热为应用实例,所以所用燃料为中国航空涡轮 3 号燃料(RP-3)。肖保国等^[16]对 RP-3 航空燃油的化学动力学模型进行了研究,得出可用 $C_{9.74}H_{20.52}$ 来代替。本节选此替代燃料进行计算及结果分析(假定燃烧效率为 100%)。

图 3 给出了燃气的空燃比随燃烧室出口温度变化曲线。从图中可见,空燃比随出口燃气温度的升高而单调降低。这是因为出口燃气温度越高,需要燃烧释放热量的燃料越多,燃烧室入口混合气中燃油所占的比例则增加,因此空燃比随出口燃气温度的升高而单调降低。

图 4 为燃气各组分的质量分数随燃烧室出口温度变化曲线。由图可知,随着燃烧室出口温度的升高, O_2 和 N_2 的质量分数单调下降,而 CO_2 和 H_2O 的质量分数却单调升高。这是由于燃烧

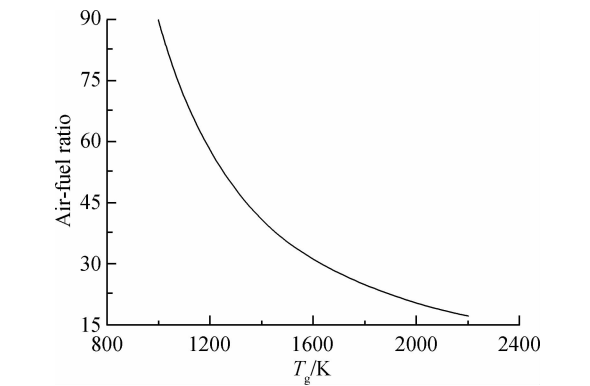
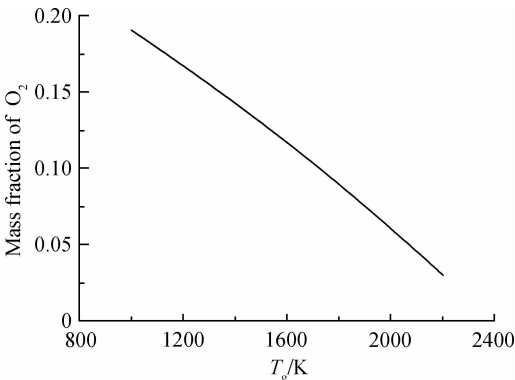
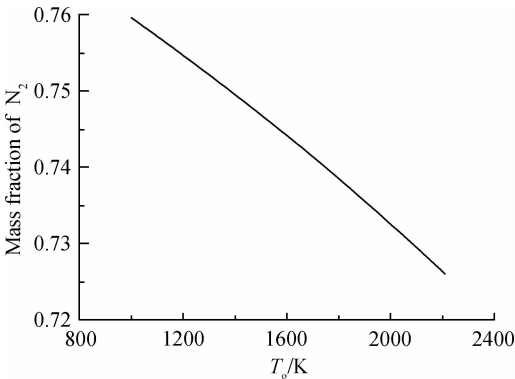


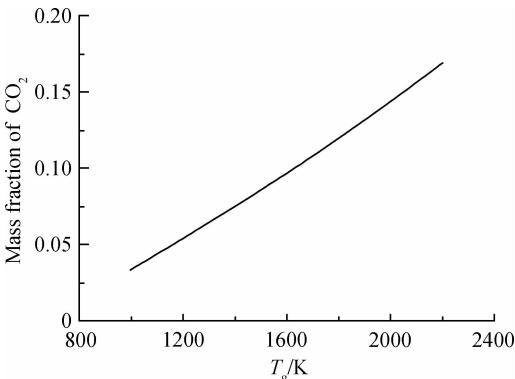
图 3 燃气的空燃比随燃烧室出口温度变化曲线
Fig.3 Air-fuel ratio curve with combustion chamber outlet temperature



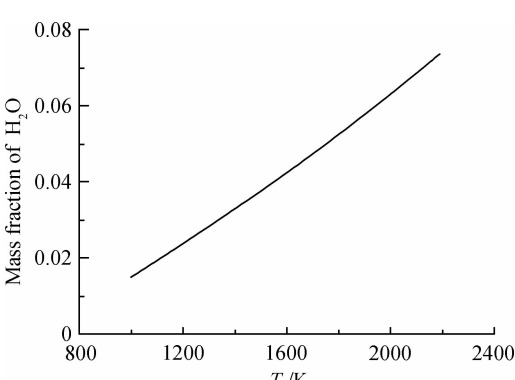
(a) O_2 的质量分数



(b) N_2 的质量分数



(c) CO_2 的质量分数



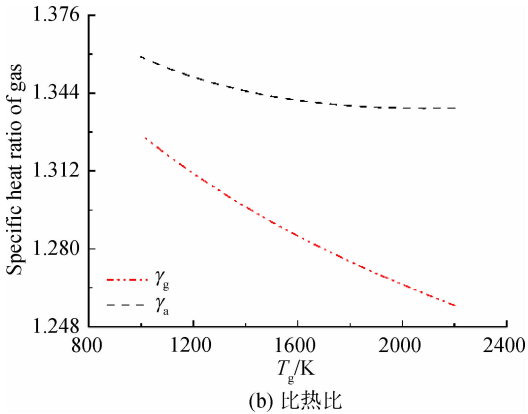
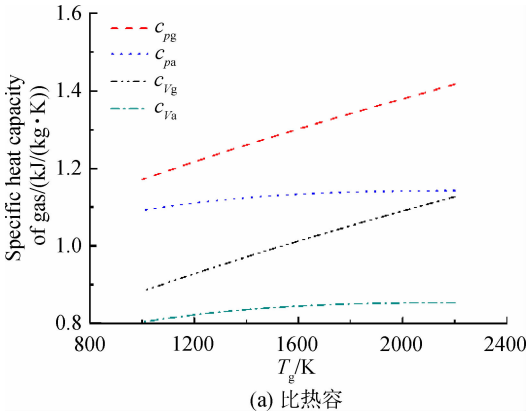
(d) H_2O 的质量分数

图 4 燃气各组分的质量分数随燃烧室出口温度变化曲线
Fig. 4 Mass fraction of each component of the gas varies with the combustion chamber outlet temperature

室燃料的量随着燃烧室出口温度的增加而增加,因此空燃比随着出口温度增加而逐渐降低,由此燃烧生成的 CO_2 和 H_2O 的质量分数随着温度的升高而增加,而消耗的 O_2 随着燃烧室出口温度的增加却会变多。但是,由于 N_2 不参与化学反应没有被消耗,因此,虽然 N_2 比例逐渐降低,但降低的幅度较小。所以 O_2 和 N_2 的质量分数随着燃烧室出口温度的升高而降低。

图 5 给出了燃气和空气的热力参数随燃烧室出口温度变化曲线。从图 5(a)可看出燃气的比定压热容 c_{pg} 和比定容热容 c_{vg} 均随着燃烧室出口温度的升高而单调增加,与出口温度为 1000 K 相比,1500 K 时分别增高了 18.4% 和 24.3%。此变化趋势与文中第 1.1 节中式(12)和式(13)的推导及理论分析结果一致。

图 5(b)可见比热比 γ 则随燃烧室出口温度的升高而单调降低,与出口温度为 1000 K 相比,1500 K 时比热比下降了 2.81%。由比热比定义及迈耶公式可得比热比出 γ 关于两者的函数表达式 $\gamma=1+R/M_g c_{vg}$,式中 M_g 是燃气的摩尔质量。图 5(c)中 M_g 随温度升高逐渐降低,但 ΔM_g 的变化在 0.3% 以内,相比 c_{vg} 来说对 γ 的影响不大,可认为 γ 是关于 c_{vg} 的反比例函数,随着温度的升高, c_{vg} 越大, γ 相应的越小。



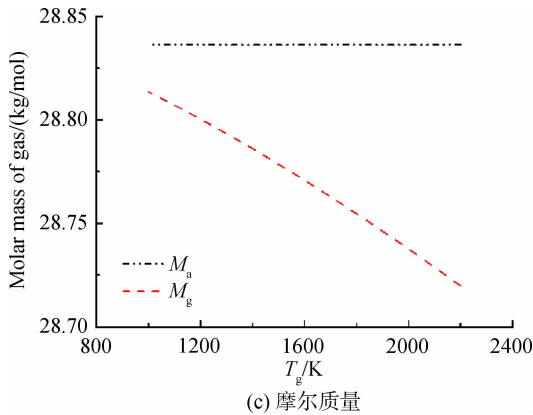


图 5 空气和燃气的热力参数随燃烧室出口温度变化曲线
Fig. 5 Thermodynamic parameters of air and gas varies with combustion chamber outlet temperature

图 5 中空气各热力参数随温度变化趋势的原因与燃气的类似(图 5(c)中空气摩尔质量不随温度变化是因为空气的组分不随温度变化),此处从略。

图 6(a)~图 6(c)分别为空气和燃气的黏度 μ 、热导率 λ 和普朗特数 Pr 随燃烧室出口温度变化曲线。空气和多组分燃气的 μ 和 λ 由 Wilke 半经验公式确定^[17],其中 O_2 、 N_2 的 μ 和 CO_2 的 μ 与 λ 由国际工质物性计算软件 REFPROP 得到, O_2 、 N_2 和 H_2O 的 λ 由萨特兰公式^[18]给出, H_2O

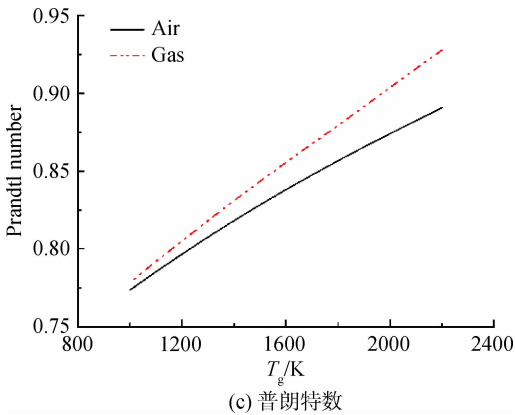


图 6 空气和燃气气体特性随燃烧室出口温度变化曲线
Fig. 6 Air and gas properties distribution varies with combustion chamber outlet temperature

的 μ 由幂次公式确定。由于随着温度的增加分子间相互作用增强,因此空气和燃气的 μ 、 λ 皆随着燃烧室出口温度的升高而单调增加。由式(12)知, Pr 为 c_{pg} 、 μ 和 λ 的函数,而不同出口温度下, μ 与 λ 的比值对 Pr 影响较 c_{pg} 小,所以 Pr 随着温度的升高而升高。

2 平板对流换热数值模拟

本节以不可压缩平板绕流的对流换热为例,应用数值模拟及理论分析方法,在其他定解条件相同时,研究来流气体分别为空气及多组分燃气时,不同工质热力参数对平板对流换热的影响。

2.1 几何模型及边界条件

平板对流换热几何模型如图 7 所示。平板长 $A=0.25\text{ m}$,流场高 $H=0.06\text{ m}$ 。平板入口距其前缘 $B=0.05\text{ m}$ 。

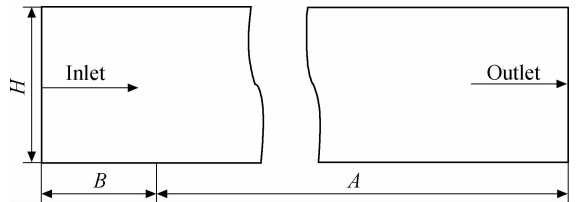
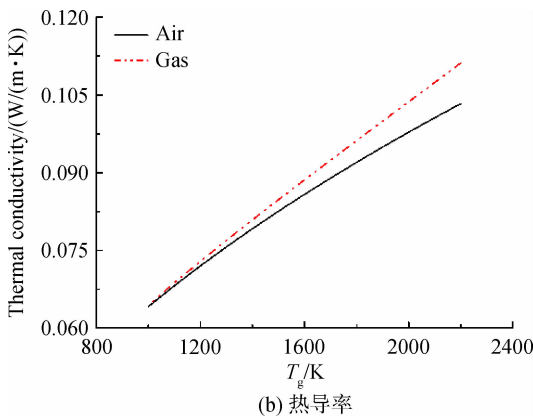
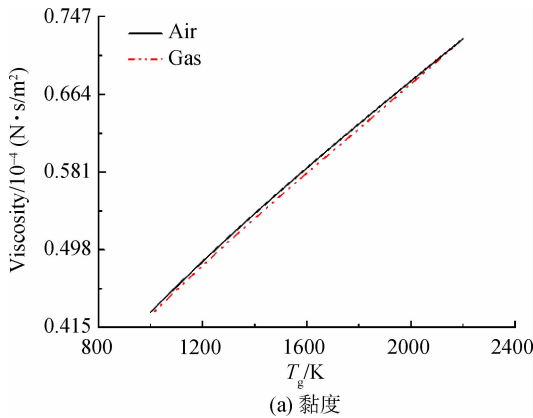


图 7 平板几何模型和边界条件
Fig. 7 Geometry and boundary conditions of flat plate

数值模拟计算均采用 ANSYS Fluent 18.0。数值计算采用完全气体不可压 N-S 方程及燃气多组分输运方程。由于基于平板长度雷诺数较小,假设流动为层流流动。采用压力与速度耦合的 SIMPLE (semi-implicit method for pressure-linked equation) 算法对 N-S 方程及燃气多组分



输运方程进行求解。平板进口采用速度入口,入口工质分别为空气和燃气,基于特征长度为 0.25 m 的平板绕流雷诺数为 25 000;入口温度分别取为 1200 K 和 1500 K,应用 Fluent 18.0 计算时,首先将图 4 给出的燃气组分质量分数随温度的关系,根据给定的入口温度,直接输入软件中,而后将文中第 1.2.2 节中入口燃气的 c_p 、 μ 、 λ 、 M_g 等随温度变化的计算结果用温度的 4 多项式拟合后输入 Fluent 18.0(经验证,拟合精度能够保证数值模拟所用燃气热力参数与本文计算结果的一致性)。出口为压强出口,由文中第 1.1 节推导及文中第 1.2 节论述可知,燃气热力参数的计算与压强无直接关系,另外,根据对流换热的相似理论^[19]可知,给定外形下,努塞尔数取决于雷诺数及气体的普朗特数,不失一般性,取出口压强为 101 325 Pa;平板壁面给定为 1 000 K 的等温壁面边界条件;平板前缘距入口的下边界给定为对称边界条件。

2.2 计算结果及分析

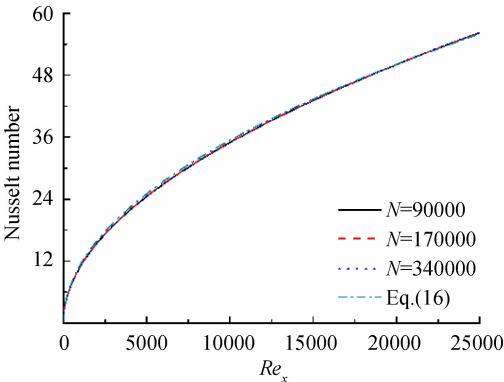
2.2.1 网格无关性验证及计算结果与理论对比

对平板对流换热几何模型采用结构化网格划分。网格无关性验证给出的网格数 N 分别为 9 万、17 万和 34 万的稀疏、中等、稠密等 3 套网格,并给出 3 网格对入口温度为 1 200 K 时平板壁面对流换热的网格无关性验证结果。

图 8(a)给出了不同网格数下空气出口温度分布曲线,其中 y 为平板出口法向坐标;图 8(b)则为不同网格数下空气的当地努塞尔数 Nu_x 随平板当地雷诺数的变化曲线,其中式(16)为文献^[18]给出的公式。

$$Nu_x = 0.332Re_x^{\frac{1}{2}}Pr^{\frac{1}{3}} \tag{16}$$

从图 8(a)和图 8(b)可看出 3 套网格的出口温度分布曲线和当地努塞尔数随 Re_x 的分布曲线



(b) 当地努塞尔数分布

图 8 不同网格数下平板出口温度及当地努塞尔数曲线
Fig. 8 Temperature and local Nusselt number distribution at the outlet over the flat plate with different mesh numbers

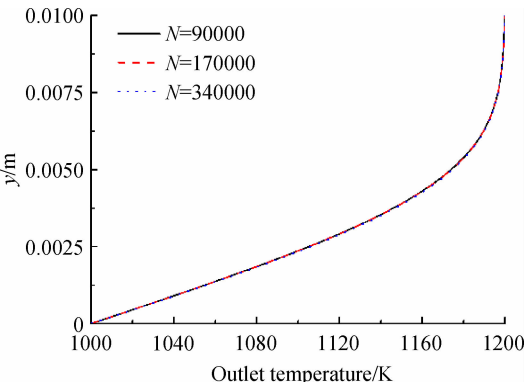
均基本重合。结果表明,当网格数大于 9 万时,计算结果不受网格数影响,因此,以下采用网格点为 17 万进行数值模拟。

从图 8(b)可看出空气的当地努塞尔数随 Re_x 变化的曲线与式(16)的理论值吻合良好,表明计算所采用数值模拟方法可行。

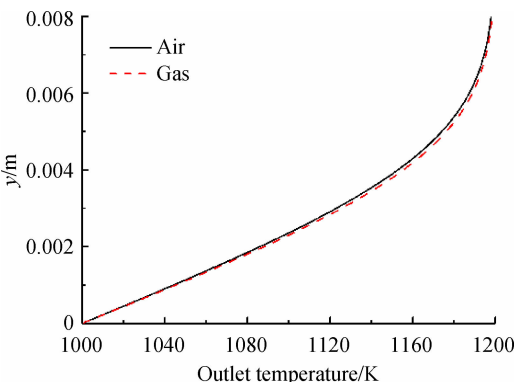
2.2.2 不同入口温度时空气和多组分燃气对流换热的影响

图 9(a)及图 9(b)分别给出平板入口温度为 1200 K 和 1500 K 时空气和多组分燃气出口温度分布图。由图可知,随着平板法向距离的增加,出口温度逐渐变大。这是由于流体离平板越远,受到对流换热影响越小。图中空气出口温度略低于燃气,入口温度为 1 500 K 时,空气与燃气两者之间差值大于入口温度为 1 200 K 的数值,表明在平板雷诺数不变的情况下,入口工质的变化对出口温度的影响随着入口温度的升高逐渐增大,1 500 K 时两者的最大差别达到 0.81%。

图 10 分别为入口温度为 1 200 K 和 1500 K 时



(a) 出口温度分布



(a) 入口温度为1200 K

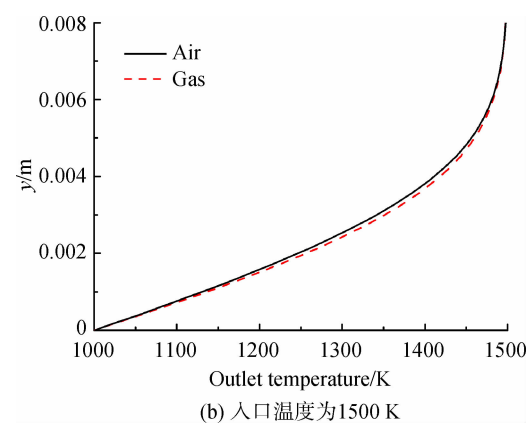


图 9 平板入口温度为 1200 K 和 1500 K 时空气和多组分燃气出口温度分布

Fig. 9 Air and multicomponent gas temperature distributions for inlet temperatures of 1200 K and 1500 K at the outlet over the flat plate

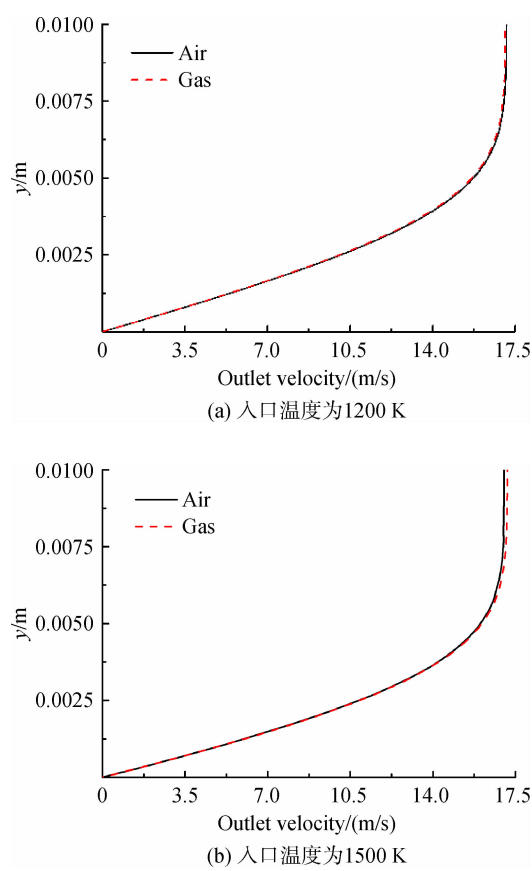


图 10 平板入口温度为 1200 K 和 1500 K 时空气和多组分燃气出口速度分布

Fig. 10 Air and multicomponent gas outlet velocity distributions for inlet temperatures of 1200 K and 1500 K at the outlet over the flat plate

空气和多组分燃气出口速度分布。由于平板壁面黏性滞止,平板出口速度随平板法向距离的减小而逐渐减小,在平板壁面时速度滞止为零。图中

空气的出口速度略小于燃气的,且 1500 K 时的两者差值大于 1200 K 的,表明在相同来流雷诺数时,空气和燃气之间出口速度的差值随着温度的升高而增大,当入口温度为 1500 K 时,两者最大差别约为 1.03%。

图 11 为不同入口温度下空气和多组分燃气的当地努塞尔数 Nu_x 随当地雷诺数 Re_x 变化曲线。由图可见平板上的 Nu_x 随 Re_x 的增大而增大,入口为空气的 Nu_x 略小于入口为燃气的 Nu_x 。由式(16),及对流换热的相似理论^[19]可得, Nu 和 Re 与 Pr 有关。当 Re_x 不变时, Nu_x 随着 Pr 的增大而增大,而 Pr 随着温度的升高单调增大,因此温度越高, Nu_x 越大。但由于图 6(c)中 Pr 变化相对 Re_x 较小,所以 Nu_x 的变化也较小。入口温度为 1200 K 时空气与燃气的当地努塞尔数的最大相对差别为 2.8%,1500 K 时两者差别为 3.0%。上述结果表明随着温度的升高,空气和燃气 Nu_x 的差别也逐渐增大。

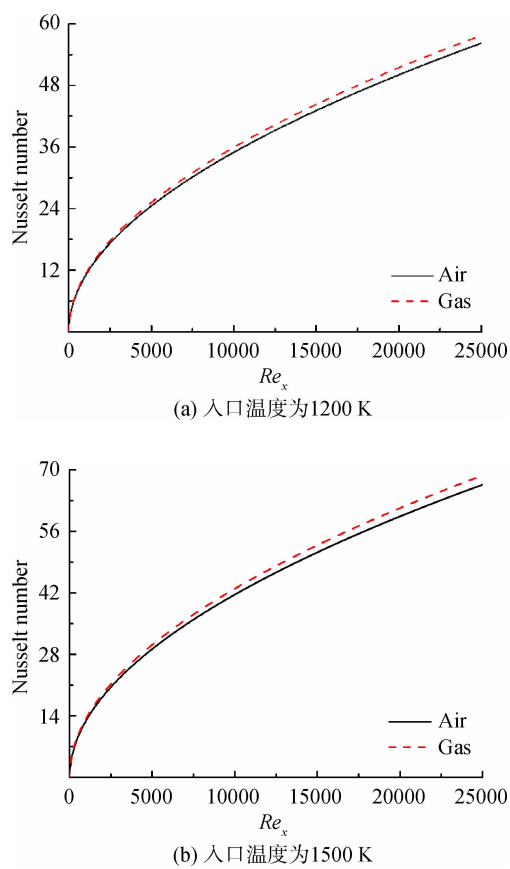


图 11 平板不同入口温度下空气和多组分燃气的当地努塞尔数随当地雷诺数变化曲线

Fig. 11 Local Nusselt number distributions varies with local Reynolds number over the flat plate for air and multicomponent gas with different inlet temperatures

另外,对比图 11 与图 9 可见,相同入口温度下,燃气的当地努塞尔数均大于空气的数值,而燃气的出口温度亦大于空气的数值。上述数值结果的原因在文中第 3.2.2 节进行论述,此处从略。

3 涡轮平面叶栅对流换热数值模拟

本节以涡轮平面叶栅对流换热为例,应用数值模拟及理论分析方法,在其他定解条件相同时,研究来流气体分别为空气及多组分燃气时,不同工质热力参数对涡轮平面叶栅对流换热的影响。

3.1 几何模型及边界条件

涡轮平面叶栅对流换热几何模型及边界条件如图 12 所示。流场入口及出口 $A=0.0125\text{ m}$,叶栅弦长为 0.0145 m 。

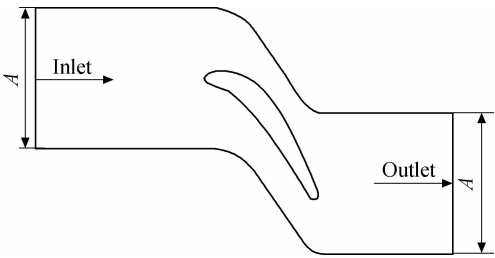


图 12 涡轮平面叶栅几何模型
Fig. 12 Geometric model of turbine cascade

数值模拟采用 ANSYS Fluent 18.0 的压力基耦合求解器进行计算,采用 SIMPLE 算法。虽然基于叶栅弦长的雷诺数不大,但由于叶栅入口流场受发动机其他部件绕流的影响,入口流场一般为湍流,由文献[20]可知可实现性的 $k-\epsilon$ 模型计算叶栅换热精度较好,因此本文采用此湍流模型进行计算。叶栅进口采用速度入口(空气和燃气速度可由雷诺数和空气与燃气的参数得到),入口工质分别为空气和燃气,基于叶栅弦长的雷诺数为 10000。入口温度分别为 1200 K 和 1500 K;入口湍流度设为 5%。叶栅出口压强为 101 325 Pa;叶栅壁面给定温度为 1000 K;流场上下边界为周期性对称边界。本文燃气热力参数计算结果输入 ANSYS Fluent 8.0 的处理方法与文中第 2.1 节类似,此处不再赘述。

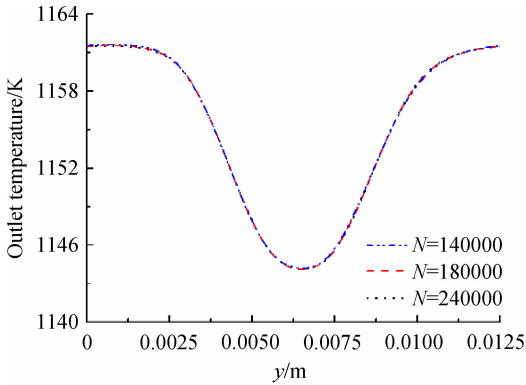
3.2 计算结果及分析

3.2.1 网格无关性验证

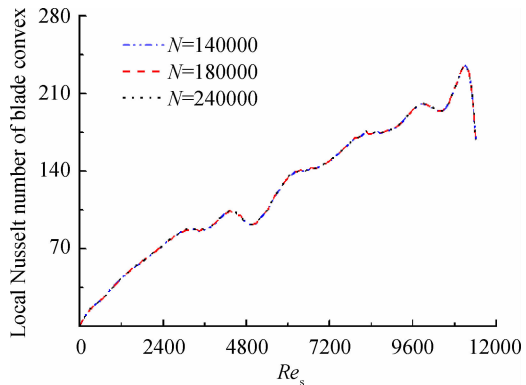
涡轮平面叶栅几何模型采用结构化网格划分,壁面上方第 1 层网格的最大 y^+ 小于 1,平均 y^+ 约为 0.52。为进行网格无关性验证,本

文建立了网格数 N 分别为 14 万、18 万和 24 万的 3 套网格,以验证入口温度为 1200 K 时的网格无关性。

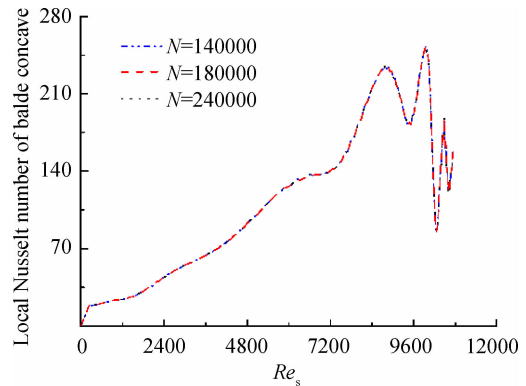
图 13(a)~图 13(c)分别为不同网格时叶栅出口温度和叶栅叶背、叶盆当地努塞尔数分布曲线。图中 Re_s 为基于叶栅表面曲线长度的当地雷诺数。图 13(a)可见 3 网格曲线基本重合,图 13(b)与图 13(c)中 18 万和 24 万网格的叶背和叶盆的 Nu_s 曲线重合,而 14 万的曲线有较大差



(a) 出口温度分布



(b) 叶背当地努塞尔数分布



(c) 叶盆当地努塞尔数分布

图 13 涡轮叶栅不同网格时出口温度和当地努塞尔数分布
Fig. 13 Temperature and local Nusselt number distribution at the outlet over the turbine cascade with the different mesh numbers

异。结果表明,当网格数大于 18 万时,计算结果不受网格数影响。因此以下计算及分析采用 18 万网格进行。

3. 2. 2 不同入口温度下工质为空气和多组分
燃气对叶栅对流换热的影响

图 14(a)及图 14(b)分别为入口温度为 1200 K 和 1500 K 时空气和燃气的出口温度分布。由图可见出口温度靠近上下边界的较高,中间较低。这是由于流体流过呈周期性分布的叶片时,会受到对流换热的影响,越靠近中部叶栅,受到的影响越大。另外,工质为空气的出口温度比燃气的低,入口温度为 1500 K 时空气和燃气之间的差别比入口温度为 1200 K 时大。这表明在雷诺数不变的情况下,入口工质的变化对出口温度的影响较大,且随着温度的升高两者之间差别增大。

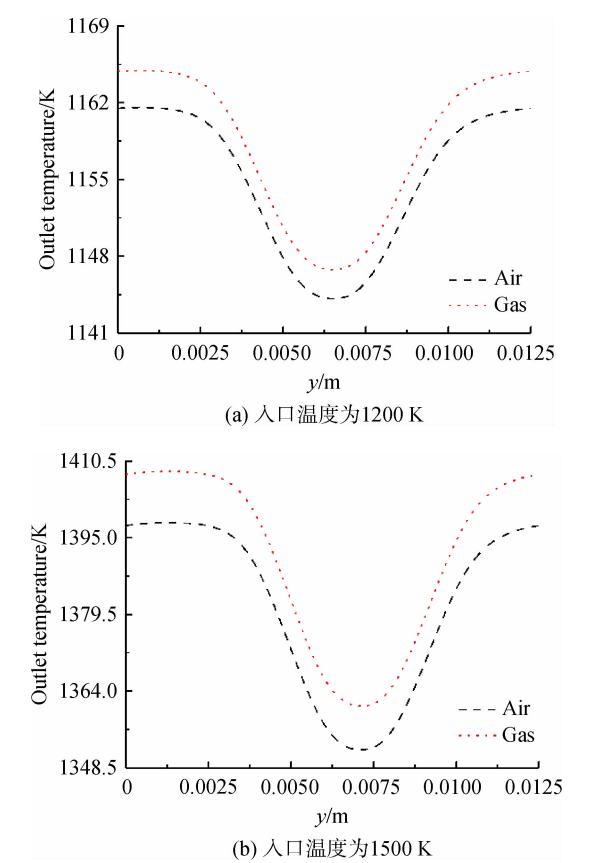


图 14 涡轮叶栅入口温度为 1200 K 和 1500 K 时空气和多组分燃气的出口温度分布
Fig. 14 Air and multicomponent gas temperature distributions for inlet temperatures of 1200 K and 1500 K at the outlet over the turbine cascade

图 15(a)及图 15(b)分别为入口温度为 1200 K 和 1500 K 时空气和多组分燃气的出口速度分布。由图可见,出口速度靠近上下边界的较大而

中间较小,其变化趋势与出口温度分布的图 14 类似。这是由于燃气组分的分子黏度会随着温度的升高而增大,由雷诺数的定义可知,在来流密度和特征长度尺度不变时,来流速度随分子黏度增大而增大。另外,图 15(a)空气和燃气的曲线差别较小,图 15(b)中两者差别较大,表明在来流雷诺数相同时,空气和燃气出口速度的差别随着温度的升高而增大。

图 15 中空气与燃气出口速度的不同是由于入口温度和来流雷诺数相同时,入口速度不同导致的。

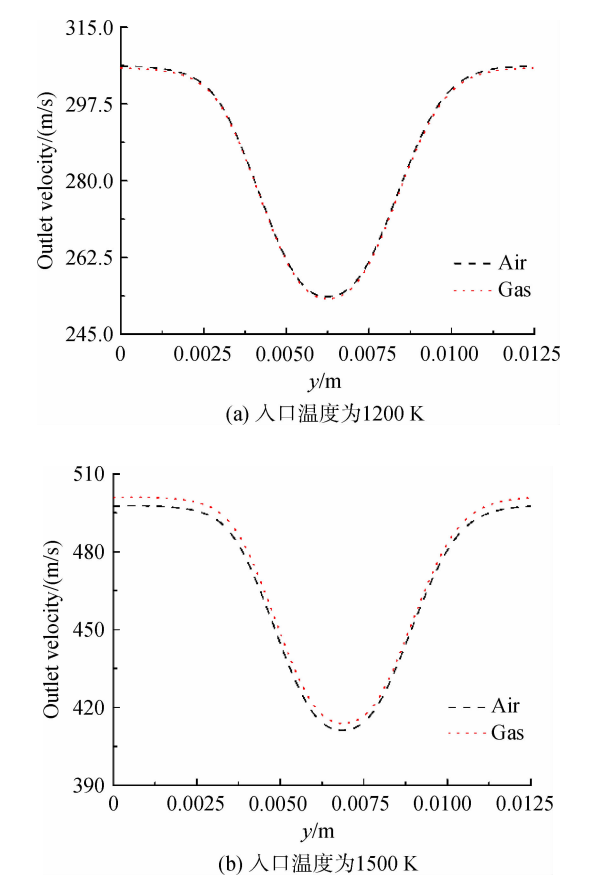
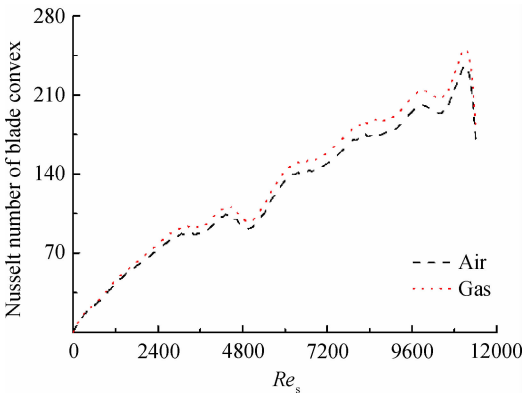


图 15 涡轮叶栅入口温度为 1200 K 和 1500 K 时空气和多组分燃气的出口速度分布
Fig. 15 Air and multicomponent gas outlet velocity distributions for inlet temperatures f 1200 K and 1500 K at the outlet over the turbine cascade

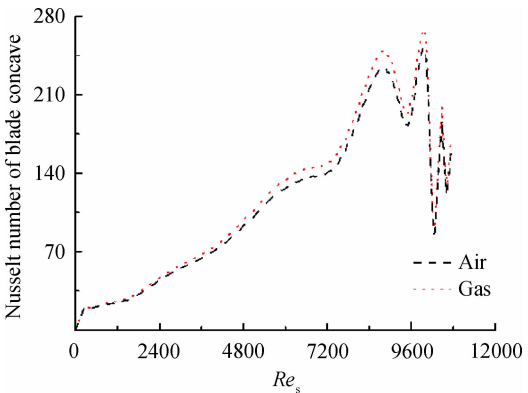
图 16(a)~图 16(d)分别给出了不同入口温度、不同工质时叶栅当地努塞尔数 Nu_s 的变化曲线。由图可见,叶背和叶盆上的 Nu_s 总体随着当地 Re_s 的增大而增大,由于叶片尾缘附近当地流场变化较大而有明显非单调变化。另外,图中空气入口的 Nu_s 小于燃气入口,这是由于 Nu 与 Re 和 Pr 有关,与雷诺数的变化相比,普朗特数的变

化对 Nu_s 的影响较小(类似文中第 3 节平板的分析),导致空气和燃气的 Nu_s 差别较小,由图 6(c)可知温度越高空气和燃气的 Pr 越大,且燃气的 Pr 高于空气的,所以在 Re_s 相同时,燃气的 Nu_s 大于空气的。入口温度为 1200 K 时,空气入口和燃气入口在叶背上的 Nu_s 差别为 7.25%,在叶盆上为 6.95%;而入口温度为 1500 K 时在叶背及叶盆差别分别为 9.69%、9.60%。这表明在相同 Re 条件下,随着温度的升高,空气和燃气之间 Nu_s 的差别也逐渐增大。

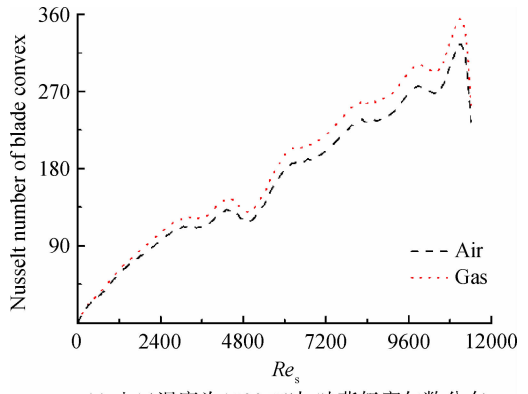
另外,图 16 与图 14 比较可见,无论是叶盆还是叶背,燃气的当地努塞尔数均大于空气的数值;



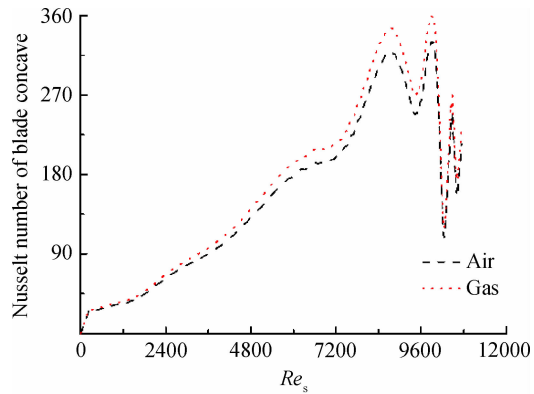
(a) 入口温度为1200 K时,叶背努塞尔数分布



(b) 入口温度为1200 K时,叶盆努塞尔数分布



(c) 入口温度为1500 K时,叶背努塞尔数分布



(d) 入口温度为1500 K时,叶盆努塞尔数分布

图 16 涡轮叶栅不同入口温度时空气和多组分燃气当地努塞尔数分布

Fig. 16 Local Nusselt number distributions over the turbine cascade for air and multicomponent gas with different inlet temperatures

并且燃气的出口温度均大于空气的数值。上述对比的结果并不存在矛盾,根据热力学第一定律,对稳定开口系统,气体传递给壁面的热流取决于进出口气体的焓变(动能变化相比焓变可忽略);再由平均努塞尔数的定义,可得壁面热流为平均努塞尔数与气体壁面热导率及入口温度与壁面温度之差的乘积再除以对流换热的特征长度,即

$$\frac{Nu\lambda_w(T_w - T_{in})}{L_\infty} = \frac{\dot{m}c_p(T_{out} - T_{in})}{A} \quad (17)$$

其中 Nu 、 λ_w 、 T_w 、 A 、 L_∞ 、 $\dot{m}$ 、 c_p 、 T_{in} 、 T_{out} 分别为平均努塞尔数、壁面热导率、壁面温度、涡轮平面叶栅壁面面积及特征长度、叶栅通道质量流量、进出口气体的平均比定压热容、入口平均温度、出口平均温度。

式(17)整理得

$$T_{out} = \frac{Nu\lambda_w}{\dot{m}c_p} \cdot \frac{A}{L_\infty} (T_w - T_{in}) + T_{in} \quad (18)$$

由式(18)可知,燃气和空气入口温度的不同取决于 $\frac{Nu\lambda_w}{\dot{m}c_p}$ 的大小(其余均相同)。

由文中第 3.1 节给定的计算条件及图 16 和图 14 的计算结果曲线可得,燃气的平均努塞尔数大于空气的数值。再由图 6(b)可得,相同温度下,燃气的热导率大于空气的数值。

对于入口质量流量,由一维流质量流量定义及基于入口速度、密度及黏度的雷诺数的定义,可得

$$\dot{m} = \frac{\mu_{in} Re}{L_\infty} A_{in} \quad (19)$$

根据式(19),燃气和空气入口质量流量仅由

入口的黏性 μ_{in} 决定(其余均相同)。由图6(a)可得,空气入口的质量流量大于燃气的数值。

由于图5(a)中燃气的比定压热容大于空气的数值,且燃气和空气比定压热容的比值大于燃气和空气 $\frac{Nu\lambda_w}{\dot{m}}$ 的比值,所以导致燃气的出口温度比空气的大(具体数值大小可从上述论述提及的相应图中获得,此处从略)。

4 结 论

本文发展了一种航空发动机燃烧室出口燃气质量分数及热力性质计算方法,作为计算结果的部分应用演示,用该计算方法给出的燃气各组分质量分数等结果,以航空燃油为例进行了计算分析,最后以平板及涡轮平面叶栅为例研究了在其他定解条件不变时(为了在同一个水平线上进行对比),进口为空气和多组分燃气时热力性质对对流换热的影响,结论如下:

1) 理论分析及计算结果均表明,随着燃烧室出口燃气温度升高(对应空燃比的降低),燃气中的 O_2 和 N_2 质量分数单调下降, CO_2 和 H_2O 却单调增加;燃气的定压及比定容热容随出口温度的升高而单调增高,比热比则单调降低。

2) 对平板对流换热,在数值模拟结果与理论值进行对比并验证数值方法可行的前提下,在其他条件相同时,结果表明燃气的当地努塞尔数比空气略大。在当地雷诺数相同时,当入口温度分别为1200 K及1500 K时,与空气相比,燃气的当地努塞尔数从2.8%增大到3.0%。

3) 对涡轮平面叶栅对流换热,在其他条件相同时,结果表明燃气入口的当地努塞尔数比空气入口的大,并且两者之间当地努塞尔数的差别随入口温度的升高而增大,当入口温度分别为1200 K及1500 K时,与空气相比,燃气的当地努塞尔数从7.25%增大到9.69%。

4) 给定几何条件时,对流换热努塞尔数只与雷诺数和普朗特数有关,而燃气的普朗特数大于空气的,因此燃气的当地努塞尔数大于空气的,在深入研究以燃料为动力的热机及推进系统的对流换热问题时,应考虑多组分燃气的热力性质对对流换热的影响。

5) 本文虽然研究了多组分燃气的热力学参数对流换热的影响,由于多组分燃气的辐射换热与对流换热的耦合效应,后续应研究辐射与对流换热的耦合效应对换热的影响。

参考文献:

- [1] HAN J C. Fundamental gas turbine heat transfer[J]. Journal of Thermal Science and Engineering Applications, 2013, 5(2): 021007. 1-021007. 15.
- [2] 黄勇,李维,贺宜红. 小型航空发动机特点及换热问题综述[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(3): 310-316.
HUANG Yong, LI Wei, HE Yihong. Characteristic and heat transfer problem of small aeroengine[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 48(3): 310-316. (in Chinese)
- [3] RAVELLI S, CASARSA L, BARIHOZZI G. Numerical evaluation of showerhead film cooling aerothermal performance on a first-stage vane[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2019, 141: 171-186.
- [4] 张连博,毛晓芳,汪凤山,等. 针栓喷注式MMH/NTO推力室燃烧及传热数值仿真[J]. 推进技术, 2015, 36(10): 1487-1494.
ZHANG Lianbo, MAO Xiaofang, WANG Fengshan, et al. Numerical simulation of pintle thruster combustion and heat transfer for MMH/NTO hypergolic bipropellant[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(10): 1487-1494. (in Chinese)
- [5] 周志坛,丁逸夫,乐贵高,等. 高空飞行环境中液体运载火箭底部热环境研究[J]. 宇航学报, 2019, 40(5): 577-584.
ZHOU Zhitan, DING Yifu, LEI Guigao, et al. Studies on thermal environment of liquid launch vehicle tail compartment at high altitude[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(5): 577-584. (in Chinese)
- [6] 王亚妹,方祥军,顾洪斌,等. 高温引气对亚燃冲压燃烧室性能影响的研究[J]. 推进技术, 2017, 38(12): 2778-2787.
WANG Yamei, FANG Xiangjun, GU Hongbin, et al. Investigation of hot air on performance of ramjet combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(12): 2778-2787. (in Chinese)
- [7] 王天壹,宣益民. 热辐射对气膜冷却叶片冷却性能影响[J]. 航空动力学报, 2018, 33(8): 1801-1810.
WANG Tianyi, XUAN Yimin. Effect of thermal radiation on the heat transfer performance of a film cooling vane[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(8): 1801-1810. (in Chinese)
- [8] 高杰,郑群,岳国强,等. 燃气轮机涡轮叶顶间隙气热技术研究进展[J]. 航空学报, 2017, 38(9): 76-106.
GAO Jie, ZHENG Qun, YUE Guoqiang, et al. Research progress on turbine blade tip aerodynamics and heat transfer technology for gas turbines[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(9): 76-106. (in Chinese)
- [9] 屠秋野,贾锐,薛萱,等. 换热效应对燃气涡轮发动机过渡态性能的影响[J]. 航空动力学报, 2017, 32(3): 630-636.
TU Qiuye, JIA Rui, XUE Xuan, et al. Effects of heat soakage on transient performance of gas turbine engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(3): 630-636. (in Chinese)

[10] 刘友宏,郜晶晶. TBCC 燃烧室/喷管一体化壁面温度计算[J]. 航空动力学报, 2017, 32(2): 257-267.
LIU Youhong, HAO Jingjing. Wall temperature calculation on integrated combustion and nozzle in TBCC[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 257-267. (in Chinese)

[11] 于飞龙,上官博,李园园,等. 重型燃气轮机透平第一级动叶复合冷却数值研究[J]. 中国电机工程学报, 2016, 36(1): 179-186.
YU Feilong, SHANGGUAN Bo, LI Yuanyuan, et al. Numerical investigation on compound cooling effect of the heavy-duty gas turbine first stage blade[J]. Proceedings of the CSEE, 2016, 36(1): 179-186. (in Chinese)

[12] 吴仲华. 燃气的热力性质表[M]. 北京: 科学出版社, 1959: 3-11.

[13] 严家禄,尚德敏. 湿空气和烃燃气热力性质图表[M]. 北京: 高等教育出版社, 1989: 20-28.

[14] 付伟,李明,陶志平. 世界航空燃料规格及进展[M]. 北京: 中国石化出版社, 2011: 86-87.

[15] ANDERSON J D, Jr. Hypersonic and high temperature gas dynamics [M]. New York: McGraw-Hill Incorporation, 2006: 627.

[16] 肖保国,杨顺华,赵慧勇,等. RP-3 航空煤油燃烧的详细和简化化学动力学模型[J]. 航空动力学报, 2010, 25(9): 1948-1955.
XIAO Baoguo, YANG Shunhua, ZHAO Huiyong, et al. Detailed and reduced chemical kinetic mechanisms for RP-3 aviation kerosene combustion[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(9): 1948-1955. (in Chinese)

[17] WHITE F M. Viscous fluid flow[M]. 3rd ed. New York: McGraw-Hill Incorporation, 2006: 27-31.

[18] MICHAEL J, HOWARD N, BRUCE R, et al. Introduction to thermal systems engineering: thermodynamics, fluid mechanics, and heat transfer[M]. New York: John Wiley and Sons Incorporation, 2003: 423.

[19] 戴锅生. 传热学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2016: 114-120.

[20] ZHANG Q, XU H, WANG J, et al. Evaluation of CFD predictions using different turbulence models on a film cooled guide vane under experimental conditions[R]. Montréal, Canada: ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition, 2015.

(编辑:王碧琚)