

高超声速飞行器推进系统建模

肖地波¹, 陆宇平¹, 姚克明², 刘燕斌¹, 陈柏屹¹

(1. 南京航空航天大学 航天学院, 南京 210016;

2. 江苏理工学院 电气信息工程学院, 江苏 常州 213001)

摘 要: 为在高超声速飞行器设计初期快速地获得推力和推力矩, 以满足控制相关分析和建模需要, 提出一种推进系统建模方法, 基于激波/膨胀波相交理论来建模与机身耦合的进气道模型; 用有摩擦变截面加热管来描述双模态燃烧室; 将内喷管建模成一维变截面摩擦管, 采用动量定理估算推力, 并通过曲线拟合得到推力的解析表达式. 与 CFD 计算结果相比, 该模型计算得到双模态冲压发动机入口气流马赫数和温度误差小于 5%, 压强误差小于 10%; 计算得到的推力随马赫数、燃油当量比和迎角的增大而增加, 随高度增加而减小, 单个状态平均计算时间小于 0.5 s. 计算结果表明: 该建模方法满足面向控制建模的效率和精度需求, 有助于此类飞行器设计初期的动力学和控制相关的分析和设计.

关 键 词: 降阶模型; 高超声速飞行器; 推进系统模型; 非量热完全气体; 激波相交

中图分类号: V271.9

文献标志码: A

Modeling of hypersonic vehicles propulsion system

XIAO Di-bo¹, LU Yu-ping¹, YAO Ke-ming²,

LIU Yan-bin¹, CHEN Bo-yi¹

(1. College of Astronautics,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. College of Electrical and Information Engineering,

Jiangsu University of Technology, Changzhou Jiangsu 213001, China)

Abstract: In order to quickly obtain the thrust and moment of thrust at the early design stage, and satisfy relevant modeling and analysis control, a model for the propulsion system of hypersonic vehicle was proposed. An inlet model was developed based on the wave interaction method. Moreover, the dual-mode combustor was modeled by an increasing area duct with heat addition and friction, whereas the internal nozzle was modeled by a variable area duct with friction. Accordingly, the thrust was estimated according to the momentum theory, and then analytical expression was obtained by a curve-fitting method. Compared with the result of CFD, the error of Mach number and temperature at the dual mode ramjet engine inlet was less than 5%, and the pressure error was less than 10%; the computed thrust increased as Mach number, stoichiometrically normalized fuel-to-air ratio and angle of attack increased, and decreased as height increased; the time cost of one state point was less than 0.5 s averagely. Computation result demonstrates that the proposed modeling approach meets the high efficiency and accuracy required in the control-oriented modeling process, contributing to the analysis and design related to dynamics and control of the hypersonic vehicles.

收稿日期: 2014-07-07

基金项目: 江苏省自然科学基金(BK20130234, BK20130817); 江苏省普通高校研究生科研创新计划资助项目(CXZZ13_0169); 常州市科技支撑计划项目(CE20145056)

作者简介: 肖地波(1986—), 男, 四川罗江人, 博士生, 研究方向为高超声速飞行器建模和控制.

Key words: reduced-order model; hypersonic vehicles; propulsion system model; calorically imperfect gas; shock wave interaction

高超声速飞行器以其性能优异、经济性高的优势成为近来研究的热点. 其典型特征是气动/推进/结构/控制等子系统间的强耦合, 在飞行器设计初期就必须引入控制学科, 快速建立控制关注的动力学模型并进行控制相关分析^[1]. 在面向控制的高超声速飞行器推进系统建模的过程中既要保持精度又要注重计算效率^[2].

准一维模型能反应主要气动参数的变化规律, 并且计算快速, 而二维和三维模型虽能够给出流场细节, 但所需时间长^[3]. 因此, 面向控制的双模冲压发动机建模采用准一维模型. Bolender 等人在面向控制的推进系统建模中, 采用斜激波/膨胀波理论计算前体下表面的气流参数, 气流经过一个假设的气流转折层进入双模冲压发动机, 将进气道和内喷管建模成一维变截面无摩擦管流, 燃烧室建模成一维等截面无摩擦加热管流, 并根据动量定理估算推力^[4]. 此后, 许多研究者对该模型进行了改进, 广泛应用在各种面向控制的推进系统建模和分析中^[5-9]. 这些模型描述了控制期望的推进系统模型, 能反应基本的推力特性, 但也存在明显的不足: 一是采用唇口反射激波的气流参数作为双模冲压发动机的入口气流参数, 与实际情况差距比较大; 二是将进气道几何高度等效到自由流中, 采用自由流参数计算进入双模冲压发动机的空气质量流率, 但对于采用多级压缩的前体, 几何关系复杂; 三是等截面加热燃烧室不具有亚燃工作裕度, 而在低高超声速时亚燃模态具有更好的性能^[10]; 四是超声速燃烧室内的摩擦较大, 忽略会带来较大的误差. 因此, 有必要建立更加精确的面向控制的双模冲压发动机模型. Dalle 等人采用非量热完全气体模型, 考虑前体和进气道内激波相交, 建立了一种降阶的二维进气模型^[11]和喷管模型^[12], 提高了隔离段入口气流参数的估算精度, 消耗时间也较少. 对于燃烧室的建模, 大量文献都对其进行了研究^[10, 13-15], 这些模型各有特点, 但都借助一些假设、实验或经验, 求解燃烧室内气流满足的基本守恒方程.

文中考虑非量热完全气体效应, 采用激波/膨胀波相交法计算前体下表面和进气道内气流参数. 为保证计算效率, 并考虑到进气道内实际存在摩擦, 当进气道内激波相交次数过多时, 二维降阶模型仅仅计算到进气道入口, 进气道内采用一维

变截面摩擦管流模型. 燃烧室采用一维变截面加热管流模型, 借助放热经验公式使得基本守恒方程可解, 内喷管建模成一维变截面摩擦管流, 最后根据动量定理估算推力, 并通过曲线拟合得到推力和推力矩的解析表达式.

1 基本理论

由于高超声速飞行器马赫数大, 双模冲压发动机内温度高, 量热完全气体假设与实际情况不符. 此处假设气体比定压热容 c_p 、比焓值 h 和比热比 γ 都只随温度变化, 采用多项式拟合气体 c_p 和 h 与温度 T 的关系^[16]

$$c_p = R_u (a_1 T^{-2} + a_2 T^{-1} + a_3 + a_4 T + a_5 T^2 + a_6 T^3 + a_7 T^4) \quad (1)$$

$$h = R_u \left(-a_1 T^{-1} + a_2 \ln T + a_3 T + \frac{1}{2} a_4 T^2 + \frac{1}{3} a_5 T^3 + \frac{1}{4} a_6 T^4 + \frac{1}{5} a_7 T^5 + b_1 \right) \quad (2)$$

$$\gamma = c_p / (c_p - R_u) \quad (3)$$

其中 R_u 为普适气体常数; $a_1, a_2, a_3, a_4, a_5, a_6, a_7, b_1$ 均为拟合多项式系数, 具体数值见文献^[16], 其中列出了上千种物质的拟合系数. 空气主要成分的 c_p 随温度变化如图 1 所示. 由 N 种气体组成混合气的比定压热容为

$$c_p = \sum_{i=1}^N c_{pi} \varphi_i \quad (4)$$

其中 φ_i 为第 i 种气体的体积分数.

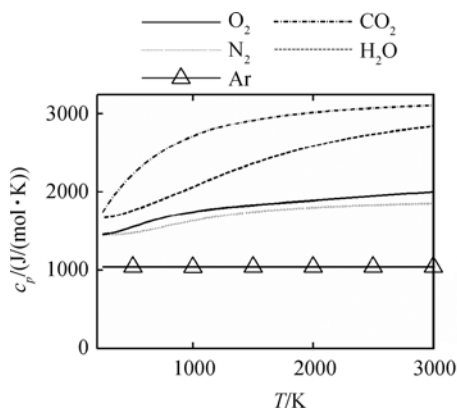


图1 空气主要成分气体的 c_p 随温度变化

Fig. 1 c_p of major gases of air change with temperature

1.1 斜激波理论

根据斜激波前后的质量守恒、动量守恒、能量

守恒,考虑 c_p 和 h 随温度变化的斜激波前后气流参数关系式为^[12]

$$\frac{\tan(\beta - \delta)}{\tan \beta} = \frac{p_u T_d}{p_d T_u} \quad (5)$$

$$\frac{p_d}{p_u} = 1 + \gamma_u Ma_u^2 \left[1 - \frac{p_u T_d}{p_d T_u} \right] \sin^2 \beta \quad (6)$$

$$h_d = h_u + \frac{1}{2} V_u^2 \left[1 - \frac{p_u^2 T_d^2}{p_d^2 T_u^2} \right] \sin^2 \beta \quad (7)$$

其中下标 u 和 d 分别表示斜激波前和斜激波后, β 为斜激波角, δ 为气流转折角. 再结合式(2), 就可以根据斜激波前气流参数求得斜激波角和斜激波后气流参数.

1.2 膨胀波理论

膨胀波前后的气流方向角 θ 与 Prandtl-Meyer 角 ν 满足如下关系式:

$$\nu_{ue} + \theta_{ue} = \nu_{de} + \theta_{de} \quad (8)$$

考虑 c_p 和 h 随温度变化的气体模型中, ν 可表示成只与温度有关的函数

$$\nu = \sqrt{2 \frac{h_0 - h(T)}{\gamma(T)RT}} - 1 + \mu + \kappa - \frac{\pi}{2} \quad (9)$$

其中 h_0 为气流总比焓.

$$\mu = \arcsin \sqrt{\frac{\gamma(T)RT}{2[h_0 - h(T)]}}$$

$$\kappa = \int_{T^*}^T \frac{1}{2} \left[\frac{1}{\gamma(T)} \cdot \frac{d\gamma(T)}{dT} + \frac{1}{T} \right] \cdot \sqrt{2 \frac{h_0 - h(T)}{\gamma(T)RT}} - 1 dT$$

式中 T^* 为气流临界温度, κ 积分初值 $\kappa(T^*) = 0$. 根据式(2)、式(8)和式(9), 可以求出膨胀波后气流温度, 进一步可得气流马赫数和膨胀波后压强

$$Ma = \sqrt{2 \frac{h_0 - h(T)}{\gamma(T)RT}} \quad (10)$$

$$p_{de} = p_{ue} e^{\zeta(T_{ue}) - \zeta(T_{de})} \quad (11)$$

其中 $\zeta(T) = \int_{T_0}^T -\frac{c_p(T)}{RT} dT$

积分初值 $\zeta(T_0) = 0$.

以上过程可计算出最后一个膨胀波面后的气流参数, 但是第一个膨胀波面和最后一个膨胀波面之间的气流参数未知. 在膨胀过程中, 气流参数是一个连续变化的过程, 为了给出膨胀过程中的气流参数, 将膨胀区域看成 N 个小区域, 每个区域内的气流参数相同, 用小区域中的一个膨胀波面后的气流参数代替.

1.3 激波/膨胀波相交

如果一个激波面/膨胀波面与另一个激波面/

膨胀波面相交, 在交点处将产生新的激波或膨胀波, 如图 2(图中 σ 为波面角), 假设区域 U_1 的气流进入区域 D_1 中时, 气流方向角由 θ_{u1} 转为 θ_{d1} , 产生斜激波或膨胀波 X ; 区域 U_2 的气流进入区域 D_2 中时, 气流方向角由 θ_{u2} 转为 θ_{d2} , 产生斜激波或膨胀波 Y . 产生斜激波还是膨胀波的判断方法为

1) 如果 $\theta_{d1} - \theta_{u1} < 0$, 波面 X 为斜激波; 如果 $\theta_{d1} - \theta_{u1} > 0$, 波面 X 为膨胀波.

2) 如果 $\theta_{d2} - \theta_{u2} > 0$, 波面 Y 为斜激波; 如果 $\theta_{d2} - \theta_{u2} < 0$, 波面 Y 为膨胀波.

其中气流方向角向下为正. 由此, 可知图 2 中 X 是斜激波面, Y 是膨胀波面. 分别根据第 1.1 节中斜激波前后气流参数关系式和第 1.2 节中膨胀波前后气流参数关系式, 可求得区域 D_1 和 D_2 中的气流压强分别为

$$p_{d1} = f(p_{u1}, Ma_{u1}, T_{u1}, \theta_{d1} - \theta_{u1}) \quad (12)$$

$$p_{d2} = f(p_{u2}, Ma_{u2}, T_{u2}, \theta_{d2} - \theta_{u2}) \quad (13)$$

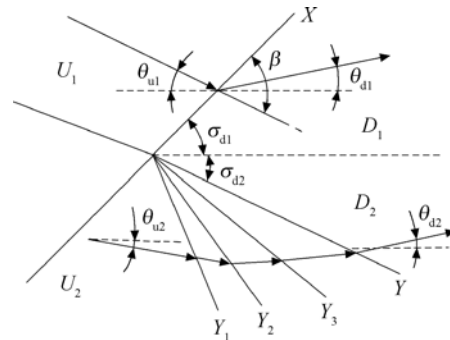


图2 激波/膨胀波与激波/膨胀波相交

Fig. 2 Shock wave/expansion wave and shock wave/expansion interaction

根据相交后气流方向和压强相同, 可得

$$f(\theta_d - \theta_{u1}) = g(\theta_d - \theta_{u2}) \quad (14)$$

式(14)中只有 θ_d 一个未知数, 由此可求出 θ_d , 再根据斜激波或膨胀波关系可求出区域 D_1 和 D_2 中其他气流参数. 区域 U_2 和区域 D_2 中间区域的气流参数, 根据第 1.2 节中的离散膨胀波方法计算.

2 推进系统模型

飞行器控制关注的是双模冲压发动机的推力特性和推力矩特性. 建模的目标是快速而准确地得到各种飞行条件下的推力和推力矩. 高超声速飞行器推进系统包括机身前体压缩部分、双模冲压发动机、机身后体膨胀部分, 如图 3.

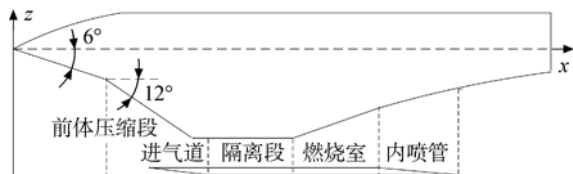


图3 推进系统简图(单位:m)

Fig. 3 Schematic of propulsion system (unit:m)

2.1 压缩段和进气道模型

自由流沿压缩面向双模冲压发动机内流动中,由于物面转折,产生激波或膨胀波,这些激波或膨胀波在后方相交,在交点处再次产生激波或膨胀波。建模思想如下:计算气流经物面转折产生的激波/膨胀波,以及激波/膨胀波相交时产生的激波和膨胀波,得到机身前体压缩部分和进气道内的所有激波面和膨胀波面。这些波面将前体压缩部分和进气道分成若干个区域,每个区域气流参数相同,在出口处,用一个平均气流参数来代替这些不同区域的气流参数。具体过程如下:

1) 初始化,计算的第一个位置是物体表面起点,即机头($x_i=0$),该点是物面转折点。

2) 判断当前 x_i 处是物面转折点,还是波面与物面交点,还是波面与波面的交点。

①如果是物面转折点,根据第1.1节和第1.2节中描述的斜激波/膨胀波理论计算波后气流参数,修改后方的气流参数,记录新产生的波面。②如果是波面与物面交点,根据第1.1节和第1.2节中斜激波/膨胀波理论计算波后气流参数,修改当前波面的结束位置、后方气流参数,记录新产生的波面。③如果是波面与波面交点,根据第1.3节中描述的激波/膨胀波相交法计算交点后气流参数,修改当前相交波面的结束位置、记录新产生的波面。

3) 计算 x_i 后方的所有波面($W_1, W_2, \dots, W_N$)和物体表面($S_1, \dots, S_N$)。

4) 计算 x_i 后方的所有波面与波面之间的交点($x_{W1}, z_{W1}, (x_{W2}, z_{W2}), \dots, (x_{WN}, z_{WN})$)。第 k 个波面和第 l 个波面($k, l=1, 2, \dots, N, k \neq l$)之间的交点坐标为

$$\begin{cases} x_{Wi} = x_i + \frac{z_l - z_k}{\tan \sigma_k - \tan \sigma_l} \\ z_{Wi} = \frac{z_l \tan \sigma_k - z_k \tan \sigma_l}{\tan \sigma_k - \tan \sigma_l} \end{cases} \quad (15)$$

5) 计算波面交点最小值 x_W

$$x_W = \min x_{Wi} (i=1, \dots, N) \quad (16)$$

6) 计算 x_i 后方所有波面和物面之间交点

$$(x_{S1}, z_{S1}), (x_{S2}, z_{S2}), \dots, (x_{SN}, z_{SN}).$$

7) 计算波面与物面交点最小值 x_S 。

8) 计算 x_i 后方最小的物面转折点(x_d, z_d)。

9) 更新下一个计算点 x_{i+1}

$$x_{i+1} = \min(x_W, x_S, x_d)$$

10) 如果 x_{i+1} 不超过指定的计算边界且不超过最大计算次数,令 $i=i+1$,重复2)~10)步,否则进行下一步。

11) 如果超过最大计算次数,计算进气道入口的平均气流参数,进气道内根据一维变截面摩擦管计算;否则计算边界的平均气流参数。平均气流计算方法如下。

假设激波/膨胀波面将出口区域分成 N 个气流参数不同的区域 $U_1, \dots, U_k, \dots, U_N$,如图4,用平均气流参数代替区域出口气流参数时,应该满足的基本条件为:用平均气流参数和各区域的实际气流参数计算得到的气流质量流量相同、动量相同、能量相同。由此,可以得到平均气流速度 V_F 、密度 ρ_F 和气流总比焓 $h_{0,F}$ 为

$$V_F = \frac{\sum_{i=1}^N \rho_{Ui} V_{Ui}^2 H_{Ui} \cos^2 \theta_{Ui}}{\sum_{i=1}^N \rho_{Ui} V_{Ui} H_{Ui} \cos \theta_{Ui}} \quad (17)$$

$$\rho_F = \frac{\sum_{i=1}^N \rho_{Ui} V_{Ui} H_{Ui} \cos \theta_{Ui}}{V_F H_F} \quad (18)$$

$$h_{0,F} = \frac{\sum_{i=1}^N \rho_{Ui} V_{Ui} H_{Ui} \cos \theta_{Ui} h_{0,Ui}}{\rho_F V_F H_F} \quad (19)$$

式中 H_{Ui} 各区域高度为 H 。

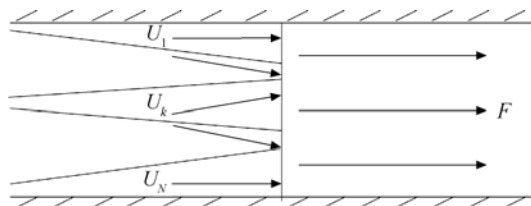


图4 平均气流参数示意图

Fig. 4 Schematic of averaging flow parameter

结合比焓值与温度的关系式(式(2)),可计算出区域 F 的平均气流温度。进一步根据气体状态方程,可得平均气流压强。

采用该模型计算得到压缩段和进气道内的压强分布如图5所示(飞行高度为30 km),本模型、文献[5]中模型和CFD计算得到双模冲压发动机入口平均气流参数如表1所示。

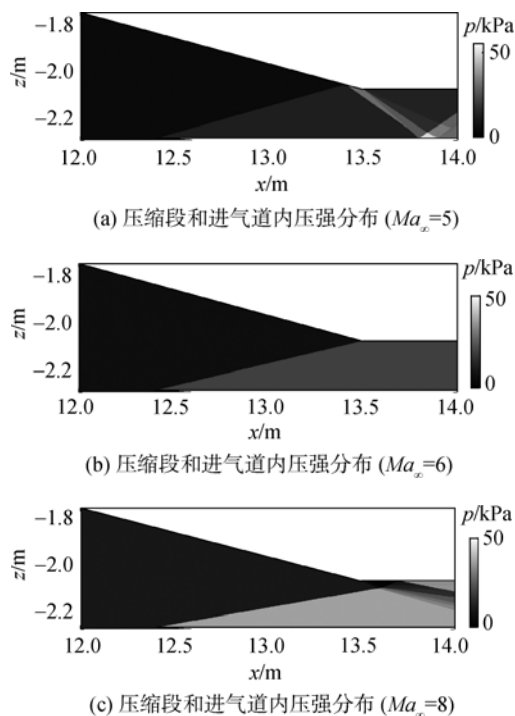


图5 压缩段和进气道内压强分布

Fig. 5 Pressure distribution in compression and inlet

表1 双模冲压发动机入口气流参数

Table 1 Flow parameter at inlet of dual mode ramjet engine

参数	方法	Ma_∞		
		5	6	8
进气道入口	文献[5]	3.073	3.509	4.197
马赫数	本文模型	2.869	3.510	4.262
Ma_1	CFD	2.938	3.461	4.297
进气道	文献[5]	12957	18762	36518
入口	本文模型	15984	18773	30684
压强 p_1 /Pa	CFD	14988	18821	29217
进气道	文献[5]	470.5	536.4	691.1
入口	本文模型	513.9	536.6	675.3
温度 T_1 /K	CFD	498.1	546.6	665.0

从图5中可以看出,只有在 $Ma_\infty=6$ 时满足激波封口条件,文献[5]中的假设才成立,计算结果才具有较好的精度,这也可以从表1中看出,只有 $Ma_\infty=6$ 时文献[5]计算的气流参数与本模型和CFD计算结果相近,而本模型计算的平均气流参数均与CFD计算结果接近。

2.2 隔离段和燃烧室模型

采用变截面有摩擦加热管来建立隔离段和燃烧室模型。忽略燃烧室内气流与外界的热交换,根

据连续方程、动量方程、能量方程,可得隔离段和燃烧室内的马赫数和压强沿轴向变化率^[15]

$$\frac{dMa}{dx} = \frac{Ma\psi}{1-Ma^2} \left\{ -\frac{1}{A} \cdot \frac{dA}{dx} + \frac{1+\gamma Ma^2}{2T_1} \cdot \frac{dT_1}{dx} + \gamma Ma^2 \frac{2C_f}{d} + \frac{1+\gamma Ma^2 - \gamma \gamma Ma^2}{\dot{m}} \cdot \frac{d\dot{m}}{dx} \right\} \quad (20)$$

$$\frac{dp}{dx} = \frac{p\gamma Ma^2}{1-Ma^2} \left\{ \frac{1}{A} \cdot \frac{dA}{dx} - \frac{2\psi(1-y)+y}{\dot{m}} \cdot \frac{d\dot{m}}{dx} - \frac{\psi}{T_1} \cdot \frac{dT_1}{dx} - \frac{1+(\gamma-1)Ma^2}{2} \cdot \frac{4C_f}{d} \right\} \quad (21)$$

其中 $\psi = 1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2$, A 为流道截面积, T_1 为气流总温, $d\dot{m}$ 为加入燃料的质量流率, C_f 为气流与壁面的摩擦因数, d 为水力直径, y 为双模冲压发动机轴向上的燃料喷注速度与主流速度之比。流道截面积 A 和水力直径 d 可根据双模冲压发动机几何参数确定, $d\dot{m}$ 和 y 可由燃料喷注情况确定。 Ma , p , T_1 , C_f 四个变量,需要确定其中两个后才能求解。 C_f 可根据一些经验公式计算,再根据等压燃烧假设^[10]或通过实验得到壁面压强分布^[15] $p(x)$,或者根据经验确定放热规律 $T_1(x)$ ^[10],式(20)和式(21)就可解。由于等压燃烧实际难以实现^[15],而在飞行器早期设计中实验条件有限,因此,采用文献[10]给出的经验公式确定 $T_1(x)$ 。

1) 摩擦因数

超声速燃烧室内的摩擦因数较大且是变化的,文献[17]等采用半经验公式估算,文献[18]在实验基础上给出拟合估算式

$$C_f = 0.0018 + 0.001958\phi\eta_c + 0.00927\phi^2\eta_c^3 - 0.0088525\phi^3\eta_c^3 \quad (22)$$

其中 η_c 为燃烧室效率, ϕ 为燃油当量比。

2) 气流总温及其变化率

气流总温由燃烧放热决定,与化学动力学有关,精确计算较复杂,根据经验公式确定^[10]

$$T_1 = T_{12} \left[1 + (\tau_b - 1) \frac{\Theta \bar{x}}{1 + (\Theta - 1)\bar{x}} \right] \quad (23)$$

其中 T_{12} 为隔离段入口气流总温; Θ 为放热经验常数,超声速燃烧取 $1 \sim 10$,亚声速时取 $40 \sim 50$; $\bar{x}$ 为无量纲位置, $\bar{x} = (x - x_{inj}) / (x_4 - x_{inj})$; x_{inj} 为燃料注入位置; x_4 为燃烧室出口位置; τ_b 为加热比;由燃料性质决定

$$\tau_b = \frac{\bar{c}_p T_{12} + \eta_c H_f \phi f_{st}}{\bar{c}_p T_{12} (1 + \phi f_{st})} \quad (24)$$

其中 H_f 为燃料热值, f_{st} 为燃油与空气恰当油气比, $\bar{c}_p$ 为混合气体平均比定压热容。

式(20)和式(21)在 $Ma=1$ 处存在奇异点,采用文献[14]提出的基于流量平衡的临界面积法,实现从隔离段入口到燃烧室出口直接求解。

2.3 内喷管

考虑壁面摩擦,忽略气流与壁面之间的热交换,将气流在内喷管内的流动建模成一维变截面摩擦管流,气流参数沿轴向变化率为

$$\frac{dMa}{dx} = \frac{Ma\phi}{1-Ma^2} \left[-\frac{1}{A} \cdot \frac{dA}{dx} + \gamma Ma^2 \frac{2C_f}{d} \right] \quad (25)$$

$$\frac{dp}{dx} = \frac{p\gamma Ma^2}{1-Ma^2} \cdot \left[\frac{1}{A} \cdot \frac{dA}{dx} + \frac{1+(\gamma-1)Ma^2}{2} \cdot \frac{4C_f}{d} \right] \quad (26)$$

式(25)和式(26)从燃烧室出口向内喷管出口积分就可得到内喷管内气流参数。

采用上述方法计算双模冲压发动机内压强和马赫数沿轴向分布规律如图6所示,双模冲压发动机主要参数如图3,图中计算条件为飞行高度为30 km, $Ma_\infty=6$,迎角 $\alpha=0^\circ$, $\phi=0.5$ 。

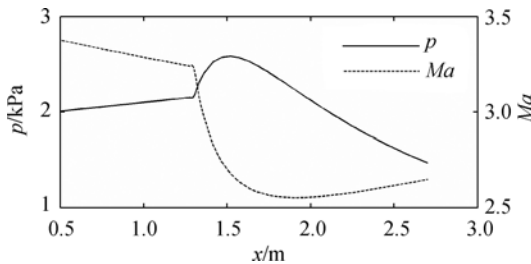


图6 双模冲压发动机内压强和马赫数轴向分布
Fig. 6 Pressure and Mach number distribution along axial in dual mode ramjet engine

2.4 推力估算

计算出双模冲压发动机入口的气流参数 Ma_1 , p_1 , T_1 和双模冲压发动机出口的气流参数 Ma_5 , p_5 , T_5 后,在轴向上应用动量定理,可得双模冲压发动机推力

$$F_t = \dot{m}_a(1 + \phi f_{st}) Ma_5 \sqrt{\gamma_5 RT_5} - \dot{m}_a Ma_1 \sqrt{\gamma_1 RT_1} + p_5 A_5 - p_1 A_1 \quad (27)$$

其中 $\dot{m}_a$ 为流过双模冲压发动机的空气质量流率,假设重心到双模冲压发动机轴线的距离为 z_{F_t} (重心在轴线上方为正),推力产生的俯仰力矩 M_{F_t} 为

$$M_{F_t} = z_{F_t} F_t \quad (28)$$

3 空气质量流率

由推力计算公式(27)可知,要计算推力,除了双模冲压发动机入口和出口气流参数外,还需要计算进入双模冲压发动机的空气质量流率。

根据压缩部分几何关系,将双模冲压发动机入口高度 H_1 等效到自由流中,Rodriguez 等人给出了压缩段为一级压缩的飞行器进入双模冲压发动机的空气质量流率估算公式^[6]。对于压缩段为二级压缩的情况,如图7,根据几何关系,可得自由流进入双模冲压发动机的气流高度 H_∞ 为

$$H_\infty = \frac{|EP| \sin \beta_{s2} \sin \beta_{s1}}{\sin \chi \sin (\beta_{s1} + \theta_{co1} - \alpha)} \quad (29)$$

其中

$$\chi = \beta_{s2} + \theta_{co1} - \theta_{co2}$$

$$|EP| = (H_1 - L_{cow1} \tan \delta_{cow1}) \cos \theta_{co2} + L_{cow1} \sin \theta_{co2}$$

空气质量流率为

$$\dot{m}_a = W_1 H_\infty p_\infty Ma_\infty \sqrt{\gamma_\infty / RT_\infty} \quad (30)$$

式中 W_1 为进气道入口宽度。

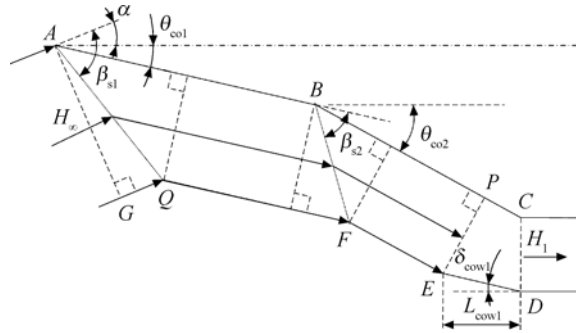


图7 二级压缩飞行器前体进气几何图

Fig. 7 Geometry of flow over fore body with two stage compression

采用自由流参数计算空气质量流率,可以避免双模冲压发动机入口气流参数估算不准带来的误差。但随着压缩段级数增加,这种等效几何关系越来越复杂。由于第2.1节中基于激波/膨胀波相交的压缩段和进气道模型可以准确地计算出双模冲压发动机入口气流参数,并且不受前体压缩级数限制,具有良好的通用性,可直接用来计算空气质量流率。

分别采用自由流参数和第2.1节中所述方法计算得到的双模冲压发动机入口气流参数计算空气质量流率,计算结果如图8所示,图中 $\dot{m}'_{a1}$ 为根据本文计算的双模冲压发动机入口气流参数计算, $\dot{m}'_{a2}$ 为根据自由流参数计算, $E_{ma'}$ 为两者之差,从图中可以看出,两种方法计算得到的结果相

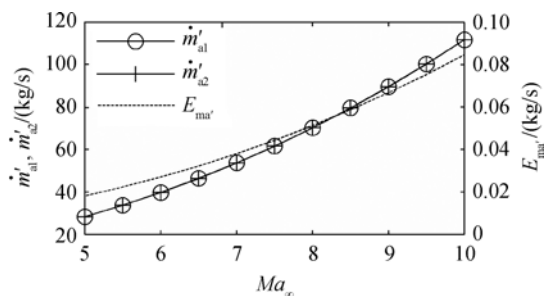


图8 进入双模冲压发动机的空气质量流量

Fig. 8 Air mass flow through the dual mode ramjet engine

差很小,这也说明了第2.1节中压缩段和进气道建模方法的准确性。

4 计算结果及曲线拟合

推进系统主要参数取值如下:第一压缩段长度为7.5 m,第二压缩段长度为5 m,进气道长度为1.5 m,隔离段长度为0.8 m,燃烧室长度为1.4 m,内喷管长度为1.5 m,内喷管出口高度为0.8 m.采用碳氢燃料Jet-A,燃料主要性质见参考文献[16],采用本文的方法计算推力,计算14157个状态点耗时3513 s(CPU为8核i7-2600,主频为3.4 GHz,4 G内存),计算结果与按文献[5]中的方法计算结果比较如图9所示。

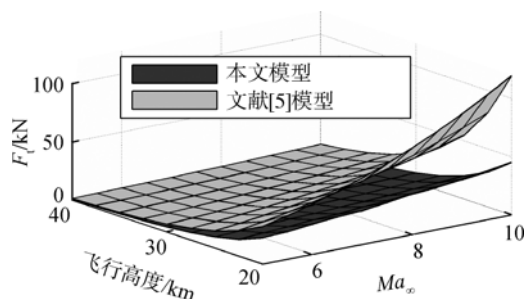
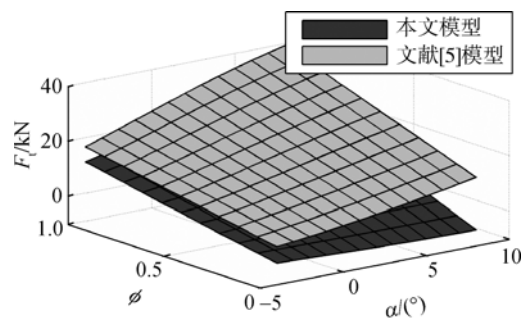
(a) 推力与高度和马赫数关系 ($\alpha=0^\circ$, $\phi=0.5$)(b) 推力与迎角和燃油当量比关系
(飞行高度为20 km, $Ma_{in}=8$)

图9 本文方法与文献[5]中方法推力计算结果比较

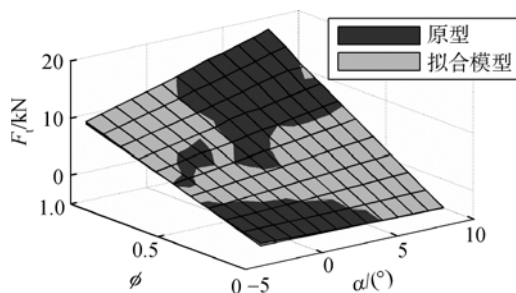
Fig. 9 Thrust computed result employed method in this paper contrast to method in reference [5]

从图9中可以看出:本文中的方法与文献[5]中方法计算得到的推力随飞行参数变化规律一致,但本文计算的推力相对较小,文献[5]中的方法计算始终为正推力,而本文中的方法在 ϕ 较小时为负推力,更符合实际情况。

飞行器控制中更加关注飞行器的推力和推力矩与飞行状态和控制量之间的关系,并且希望得到解析表达式.计算出各个状态的推力后,采用多变量曲线拟合法,得到推力的解析表达式为

$$T = q_c (0.02879 - 0.002094H - 0.002826Ma + 0.007706\alpha + 1.07484\phi - 0.00142\alpha Ma - 0.15302Ma\phi + 0.02536\alpha\phi + 0.007856Ma^2\phi) \quad (31)$$

其中 q_c 为动压.得到推力的解析表达式后,根据式(28)可以得到推力矩的解析表达式.推力拟合效果如图10,从图中可以看出,该拟合表达式能够达到较好的拟合效果。

图10 推力拟合(飞行高度为30 km, $Ma=6$)Fig. 10 Thrust fitting (Flight altitude is 30 km, $Ma=6$)

5 结论

文中基于激波/膨胀波相交法建立了机身/推进系统耦合的高超声速飞行器双模冲压发动机进气模型,采用变截面加热管流基本守恒方程描述双模燃烧室,将内喷管建模成一维变截面摩擦管,构建了飞行器控制系统分析和设计关注的推进系统模型,基于该模型计算了双模冲压发动机的推力和推力矩,并通过曲线拟合的方法给出了解析表达式.计算结果表明:双模冲压发动机入口气流参数计算精度较之前典型的面向控制建模大大提高,推力计算结果规律正确.文中建立的面向控制的双模冲压发动机模型可以提高建模的精度,同时具有良好的计算效率,能够满足面向控制建模的快速性和精度需求,有助于此类飞行器设计初期的动力学和控制相关分析和设计。

参考文献:

- [1] Soloway D I, Ouzts P J, Wolpert D H, et al. The role of guidance, navigation, and control in hypersonic vehicle multidisciplinary design and optimization[R]. AIAA-2009-7329, 2009.
- [2] Kelkar A G, Vogel J M, Inger G, et al. Modeling and analysis framework for early stage trade-off studies for scramjet-powered hypersonic vehicles [R]. AIAA-2009-7325, 2009.
- [3] 王成鹏, 杨永阳, 刘晨, 等. 超燃燃烧室流场计算方法比较分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(5): 963-969.
WANG Chengpeng, YANG Yongyang, LIU Chen, et al. Comparative analysis of computational methods of supersonic combustor flowfield[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(5): 963-969. (in Chinese)
- [4] Bolender M A, Doman D B. Nonlinear longitudinal dynamical model of an air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(2): 374-387.
- [5] Kelkar A G, Vogel J M, Whitmer C E, et al. Design tool for control-centric modeling, analysis, and trade studies for hypersonic vehicles[R]. AIAA-2011-2225, 2011.
- [6] Rodriguez A A, Dickeson J J, Sridharan S, et al. Control-relevant modeling, analysis, and design for scramjet-powered hypersonic vehicles[R]. AIAA-2009-7287, 2009.
- [7] Whitmer C E, Kelkar A G, Vogel J M, et al. Control centric parametric trade studies for scramjet-powered hypersonic vehicles[R]. AIAA-2010-8283, 2010.
- [8] SU Erlong, LUO Jianjun. Control-oriented 3D modeling of flexible hypersonic vehicles[R]. AIAA-2012-5952, 2012.
- [9] 张勇, 陆宇平, 刘燕斌, 等. 高超声速飞行器控制一体化设计[J]. 航空动力学报, 2012, 27(12): 2724-2732.
ZHANG Yong, LU Yuping, LIU Yanbin, et al. Control integrated design for hypersonic vehicle [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(12): 2724-2732. (in Chinese)
- [10] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
- [11] Dalle D J, Fotia M L, Driscoll J F. Reduced order modeling of two dimensional supersonic flows with applications to scramjet inlets[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(3): 545-555.
- [12] Dalle D J, Torrez S M, Driscoll J F. Rapid analysis of scramjet and linear plug nozzles[J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(3): 545-555.
- [13] Birzer C, Doolan C J. Quasi-one-dimensional model of hydrogen-fueled scramjet combustors[J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(6): 1220-1225.
- [14] 黄兴, 陈玉春, 李洁, 等. 双模态超燃冲压发动机流量匹配的临界面积法[J]. 航空动力学报, 2013, 28(6): 1305-1312.
HUANG Xing, CHEN Yuchun, LI Jie, et al. Critical area method for mass flow matching of dual-mode scramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(6): 1305-1312. (in Chinese)
- [15] 余勇. 超燃冲压发动机燃烧室工作过程理论和实验研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2004.
YU Yong. Theoretical analysis, experimental study of scramjet combustor operations process[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2004. (in Chinese)
- [16] McBride B J, Zehe M J, Gordon S. NASA glenn coefficients for calculating thermo-dynamic properties of individual species[R]. NASA TP 2002-21156, 2002.
- [17] Hazelton D M, Bowersox R D W. Skin friction correlations for high enthalpy flows[R]. AIAA 98-1636, 1998.
- [18] Orth R C, Billig F S, Grenleski S E. Measurement techniques for supersonic combustion testing [R]. NASA 19740045550, 1974.