

文章编号:1000-8055(2011)04-0874-06

超燃冲压发动机/机体一体化优化设计

李建平, 宋文艳, 肖隐利

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 构建了包括前体/进气道、燃烧室、尾喷管/后体的一体化性能计算程序和优化设计平台,对性能计算程序的适用性进行了验证.进行了燃料为氢的超燃冲压发动机/机体一体化优化设计,对优化设计得到的超燃冲压发动机/机体一体化构型进行了二维数值模拟.计算结果表明:氢燃料超燃冲压发动机/机体一体化性能计算程序准确性较好,优化结果具有较高可信度.

关 键 词: 超燃冲压发动机; 一体化设计; 性能; 燃烧效率; 比冲

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Research on the optimization design of integrated scramjet/airframe

LI Jian-ping, SONG Wen-yan, XIAO Yin-li

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A performance calculation program and an optimization design platform of integrated scramjet/airframe, including three main parts: forebody/inlet, combustor and nozzle/afterbody, were developed in this paper. The hydrogen-fueled, integrated scramjet/airframe configuration optimization design was performed based on the optimization design platform. The integrated scramjet/airframe two-dimensional configuration of optimized design was numerically simulated. The calculation results indicate that the performance calculation program of integrated scramjet/airframe is exact and the optimized design result is reliable.

Key words: scramjet; integration design; performance; combustion efficiency; specific impulse

超燃冲压发动机和高超声速飞行器下壁面是高度一体化的,进行超燃冲压发动机气动设计时必须考虑发动机与前后体性能的互相影响,前体/进气道对来流的压缩程度和方式将直接决定燃烧室入口气流参数以及发动机的几何尺寸,从而影响尾喷管/后体性能;同时尾喷管/后体性能既取决于其几何构型和来流参数,另一方面,尾喷管的推力性能及其与飞行器配平的匹配,又影响着整个飞行器的轨道性能.所以

将整个发动机流道和前后体进行一体化设计十分必要.对前体/进气道、燃烧室、尾喷管/后体进行一体化优化设计国外做了一些工作^[1-7],国内的一体化设计工作刚刚开展,还处于初步设计评估阶段.本文初步构建了超燃冲压发动机/机体一体化性能计算程序及优化设计平台,进行了氢燃料超燃冲压发动机/机体一体化优化设计;期望本文的研究能为超燃冲压发动机/飞行器机体一体化优化设计提供参考.

收稿日期:2010-03-25; 修订日期:2010-09-27

作者简介:李建平(1976—),男,山西高平人,博士后,研究领域为超燃冲压发动机技术. E-mail:lijianping001@mail.nwpu.edu.cn

1 超燃冲压发动机/机体一体化性能计算方法

超燃冲压发动机/机体一体化设计及优化结果的准确性与适用性主要取决于其性能计算的准确性. 本文构建了包括前体/进气道、燃烧室、尾喷管/后体的一体化性能计算程序, 前体/进气道采用三道斜激波压缩, 其性能采用激波前后关系式进行计算; 燃烧室采用一维流控制方程, 考虑了面积变化、物质添加、化学反应、燃烧室壁面散热、壁面摩擦和变比热容等影响因素, 控制方程如下:

$$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} = \mathbf{W}$$

该控制方程各项维

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} \rho A \\ \rho u A \\ \rho E A \end{bmatrix} \quad \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho u A \\ \rho u^2 A + p A \\ \rho u H A \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{W} =$$

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial \dot{m}}{\partial x} \\ - \left[\frac{\rho u^2 A}{2} \frac{4f_w}{D} + \rho u^2 A (1 - y) \frac{\partial \ln \dot{m}}{\partial x} \right] + p \frac{\partial A}{\partial x} \\ - \frac{\partial \dot{Q}}{\partial x} + h \frac{\partial \dot{m}}{\partial x} \end{bmatrix}$$

式中 $\frac{\partial \dot{m}}{\partial x}$ 为质量添加和轴向步长之比; ρ 为气流密度; u 为气流速度; f_w 为壁面摩擦因数; A 为燃烧室横截面积; y 为喷氢后的气流动量增量, $y = \sin \gamma$, 其中 γ 为喷射角, 垂直喷射时 $\gamma = 90^\circ$, 平行喷射时 $\gamma = 0^\circ$; H 为气流总焓; h 为燃烧总焓; p 为气流静压; 假设其仍满足热状态方程; E 为总内能, 其表达式为

$$E = \frac{p}{\rho(\gamma - 1)} + \frac{1}{2} u^2$$

1) 燃烧室截面积 $A(x)$ 由燃烧室具体构型决定, 水力直径 $D(x) = 4A/W_p$, W_p 表示流道湿润周长的平均值.

2) 摩擦因数 $f_w(x)$ 的计算采用经验公式^[8-10]

$$f(x) = 0.0018 + 0.001958(F \times \eta) + 0.00927(F \times \eta)^2 - 0.0088525(F \times \eta)^3$$

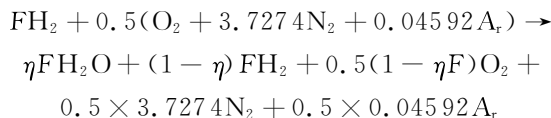
3) 壁面热通量系数 $q(x)$ 采用经验公式^[6-8]

$$q(x) = 0.0009 + 0.001125(F \times \eta) + 0.00594(F \times \eta)^2 - 0.00469(F \times \eta)^3$$

式中 F 为当量油气比 ($F = f/f_{st}$); f_{st} 为化学恰当油气比; f 为油气比; η 为燃烧效率.

4) 各组分质量分数取决于混气温度 T 、当量

油气比 $F(F \leq 1)$ 和燃烧效率 η . 忽略燃烧中间产物, 对于 H_2 , 化学反应方程式为



5) 燃烧效率 η

超声速燃烧室内的燃烧过程主要由混合来控制, 燃烧效率 η 近似等于混合效率 η_m . 氢和碳氢燃料混合效率具体表达形式^[8]如下:

$$\eta_m \cong \begin{cases} x/L_m & \text{平行喷射} \\ \left[\frac{x}{L_m} + \frac{1}{50 + 1000\alpha} \right]^\alpha & \text{垂直喷射} \\ \frac{1 - e^{Ax/L_m}}{1 - e^{-A}} & \text{支板喷射} \end{cases}$$

式中 η_m 为混合效率; x 为计算点到喷射点的距离; 常数 $\alpha = 0.17 \sim 0.25$, $A = 1.77 \sim 3.4$; L_m 为燃料与空气完全混合所需的长度

$$L_m \cong \begin{cases} 0.179 C_m e^{1.72F} \times b & F \leq 1 \\ 3.333 C_m e^{-1.204F} \times b & F > 1 \end{cases}$$

式中 b 为所计算节点处燃烧室截面的高度; F 为当量油气比; 混合长度常数 $C_m = 25 \sim 60$. 对于斜向喷射喷嘴, 可改变其中的常数 α 来拟合实验曲线, 并调整 L_m 中的有关常数可得到满意的计算结果. 本程序采用 MacCormack 显式时间分裂法求解控制方程式, 所有节点上密度的相对误差小于或等于某一确定的值, 即

$$\left| \frac{\rho_i^{n+1} - \rho_i^n}{\rho_i^n} \right| \leq \tau$$

时, 就认为已获得稳态解. 其中 τ 为一很小的正常数 (本程序计算取 $\tau < 10^{-4}$).

尾喷管/后体采用二维特征线方法进行性能计算.

2 算例验证

在超燃冲压发动机各大部件中, 燃烧室性能计算最为复杂, 受到研究人员重点关注. 本文针对建立的一体化性能计算程序, 进行了燃烧室的算例验证.

采用西北工业大学动力与能源学院超燃冲压发动机实验室某燃烧室模型进行算例验证, 燃烧室进口条件如下: 总压为 8 000 kPa, 总温为 950 K, 马赫数为 2.0, 喷氢点为 Injector.

分别计算了不同油气比状态下的燃烧室的流场, 图 1 给出了当量油气比分别为 0.15, 0.42 状态下静压分布与实验值对比, 由图可知, 随着当量

油气比的增大,压力峰值逐渐增大;不同当量油气比条件下,计算值和实验值吻合很好,表明本程序能较好地模拟超燃冲压发动机燃烧室气流沿轴向的变化状态。

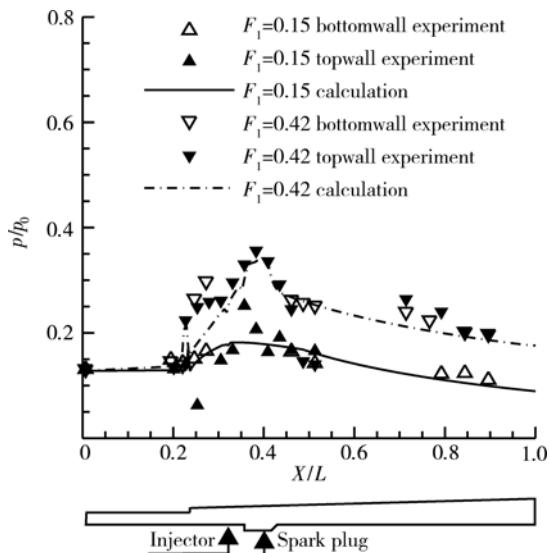


图1 静压分布与实验值对比 ($F_1=0.15, 0.42$)

Fig. 1 Static pressure comparison between calculation and experiment ($F_1=0.15, 0.42$)

3 超燃冲压发动机/机体一体化优化设计

3.1 优化设计方案

进行超燃冲压发动机/机体一体化优化设计,图2给出了一体化设计示意图。前体采用三斜激波系压缩,外罩唇口平直,总压缩角给定,两个折转角为设计变量,燃烧室设计变量为扩张角 $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$, 喷油位置 $X_{F_1}, X_{F_2}, X_{F_3}$ 及当量油气比 F_1, F_2, F_3 ; 尾喷管/后体长度给定,外罩长度给定,设计变量为 θ_1, θ_2 。进气道2个设计变量,燃烧室9

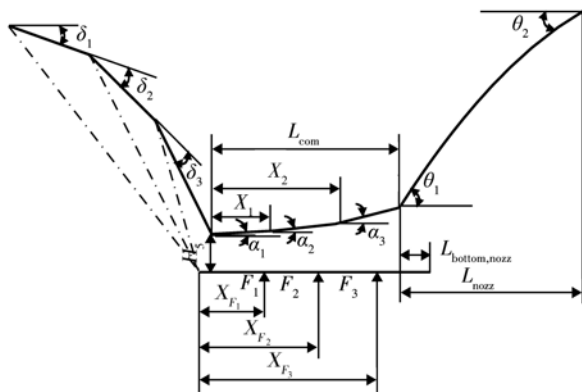


图2 超燃冲压发动机/机体一体化设计示意图

Fig. 2 Sketch of the integrated scramjet/airframe

个设计变量,尾喷管2个设计变量,即设计变量13个;发动机宽度取1.0m。取发动机比冲为目标函数,采用优化设计软件 ISIGHT 8.0 中的遗传算法进行优化。

发动机比冲计算公式如下:

$$T_{\text{scram}} = T_{\text{com}} + T_{\text{nozz}} - F_{\text{inlet}} I_{\text{sp, scram}} = F_{\text{scram}} / (\dot{m} F)$$

其中 $I_{\text{sp, scram}}$ 为发动机比冲,本文定义发动机的比冲扣除了进气道的阻力,因此, $I_{\text{sp, scram}}$ 在本文也称之为发动机/机体一体化比冲。 T_{com} 为燃烧室推力, T_{nozz} 为尾喷管推力, F_{inlet} 为进气道阻力,计算公式如下:

$$F_{\text{inlet}} = [p_1 H_1 + p_2 (H_2 - H_1) + p_3 (H_3 - H_2) + f_{\text{inlet}} \times 0.5 \times (\rho_1 v_1^2 \times LL_1 + \rho_2 v_2^2 \times LL_2 + \rho_3 v_3^2 \times LL_3)] \times W$$

$$T_{\text{com}} = (\dot{m}_2 v_2 + p_2 A_2) - (\dot{m}_1 v_1 + p_1 A_1)$$

$$T_{\text{nozz}} = \sum_1^n [dy \times dp \times W - f_{\text{nozz}} \times (0.5 \times \rho_i v_i^2) \times dx \times W]$$

式中 f_{inlet} 为进气道阻力系数, f_{nozz} 为尾喷管阻力系数, W 为发动机宽度,取单位宽度。

优化问题数学模型描述如下:

$$\begin{aligned} & \text{Maximize } \{ I_{\text{sp, scram}} \} \\ & \text{Subject to } 2.0^\circ \leq \delta_1, \delta_2 \leq 8.0^\circ \\ & \delta = 20.8^\circ \quad F_1 + F_2 + F_3 = 1.0 \\ & 0.15 \leq X_{F_1} \leq 0.30 \quad 0.30 \leq X_{F_2} \leq 0.50 \\ & 0.50 \leq X_{F_3} \leq 0.80 \quad 0^\circ \leq \alpha_1, \alpha_2, \alpha_3 \leq 8.0^\circ \\ & 5.0 \leq \theta_1, \theta_2 \leq 40.0 \end{aligned}$$

3.2 优化设计结果

图3给出了发动机比冲随时间的收敛曲线,由图可知:一次优化设计过程约为2.2h,即可得

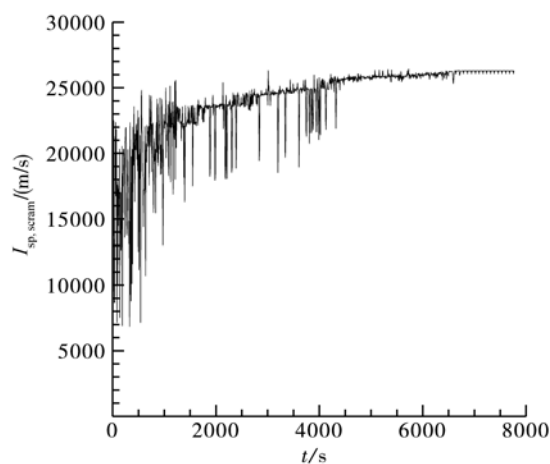


图3 发动机比冲收敛曲线

Fig. 3 Convergence curve of specific impulse

到优化后的目标函数值. 表1给出了优化前后设计参数的变化, 表2给出了优化前后性能参数的变化. 分析表1、表2可知, 进气道在给定总折转角的条件下, 优化后进气道方案经验算为等激波

强度方案, 其总压恢复系数 σ_t 增加, 压比 p_{tr} 增加, 其进气道阻力增加, 但燃烧室和尾喷管推力增加量大于阻力增加量, 因此其单位推力和比冲增加.

表1 优化前后设计参数的变化

Table 1 Design parameters comparison between original and optimized result

进气道							燃烧室						尾喷管			发动机	
参数	$\delta_1/(\text{^\circ})$	$\delta_2/(\text{^\circ})$	$\delta/(\text{^\circ})$	$\alpha_1/(\text{^\circ})$	$\alpha_2/(\text{^\circ})$	$\alpha_3/(\text{^\circ})$	X_{F_1}/m	X_{F_2}/m	X_{F_3}/m	F_1	F_2	F_3	$\theta_1/(\text{^\circ})$	$\theta_2/(\text{^\circ})$	L/m	W/m	
初值	3.01	3.03	20.8	0	4.0	4.0	0.15			1.0	0	0	28	13.4	4.56	1.0	
优化后	5.96	6.88	20.8	0	6.0	6.0	0.15	0.38	0.51	0.34	0.30	0.36	25.8	17.6	4.47	1.0	

表2 优化前后性能参数的变化

Table 2 Performance parameters comparison between original and optimized result

进气道				燃烧室			尾喷管			发动机		
参数	σ_i	p_{tr}	F_{inlet}/N	η	σ_{com}	T_{com}/N	T_{nozz}/N	$L_{t, nozz}/N$	T_{scram}/N	$F_{s, scram}/$ $((N \cdot s)/kg)$	$m/$ (kg/s)	$I_{sp, scram}/$ (m/s)
初值	0.46	54.9	6534	0.65	0.35	10623	10102	1968	14191	590	24.07	20275
优化后	0.56	59.5	7464	0.84	0.38	14636	13719	4613	20189	765	27.32	26288

燃烧室优化后 α_1 为 0° , α_2 和 α_3 为 6.0° , 燃烧室为等直段加扩张段, 优化后扩张角度的增加, 有助于增加燃烧室推力, 同时使燃烧室出口压力下降, 喷管产生的推力下降, 但燃烧室和喷管推力之和最大. 优化后为三点喷油, 油气比分配比较均匀 (三点油气比分别为 0.34, 0.30, 0.36), 燃烧效率 η 由 0.65 增加到 0.84, 在燃烧室长度相同的条件下, 三点同时供油, 每点供油量减少, 燃烧效率提高, 氢气喷射到已燃烧的高温、高速流的气流中, 迅速混合燃烧, 使得燃烧效率进一步提高. 从而使比冲和推力得到提高. 优化后的喷油点 (分别位于 0.15, 0.38, 0.51 m 处) 分散, 有助于混合均匀, 因此燃烧效率得到提高. 尾喷管 θ_1, θ_2 的优化结果与燃烧室出口气流参数密切相关, 优化后尾喷管推力和升力 $L_{t, nozz}$ 均得到提高. 优化前后发动机单位推力和比冲分别由 590 (N·s)/kg, 20275 m/s 增加到 765 (N·s)/kg, 26288 m/s, 增加了 29.7%.

4 优化设计结果的二维数值模拟

对优化得到的构型进行了二维数值模拟, 进一步研究该构型的推力性能. 采用中国空气动力研究与发展中心的吸气式高超声速推进并行软件 (AHL3D) 进行数值模拟. 设置及计算条件如下. ①湍流方程采用 $k-\omega$ 双方程模型, 热力学模型采用 Kee^[11] 给出的多项式拟合系数来计算各反应

组分在给定温度下的比定压热容、焓和熵; 方程的离散采用有限体积法; 氢气化学反应模型采用七组分八反应步有限速率化学反应模型^[12]. ②给定进口的总压、静压、总温及工质组分; 核心区为超声速流动, 对原始变量采用一阶精度外推. ③自由流条件: $Ma = 6.0$, 总压为 4900 kPa, 静压为 2549.2 Pa, 静温为 221.6 K. 喷氢条件: 总当量油气比 $F = 1.0$, 声速喷射, 总温为 300 K, 静温为 250 K, 喷氢位置和喷油量与一维优化结果相同 (见表1).

图4给出了冷流状态下一维(1-D)和二维(2-D)计算的壁面压力分布. 由图4可知, 在燃烧室

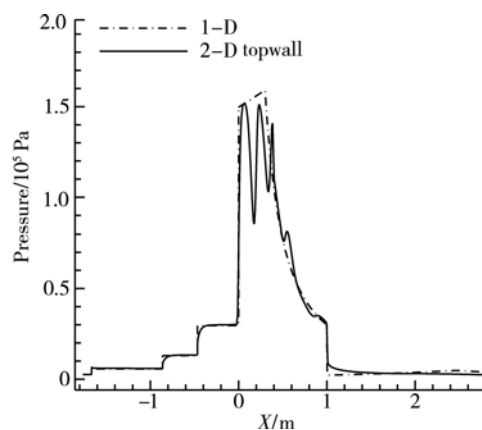


图4 壁面压力分布(冷流)

Fig. 4 Wall pressure distribution (no combustion)

等直段由于斜激波沿壁面反射,导致壁面压力分布波动较大,因此二维和一维计算的壁面压力分布有所差别;在进气道、燃烧室扩张段和尾喷管区域,壁面压力分布吻合较好。

图5给出了热流状态下一维和二维计算的壁面压力分布,图6给出了冷流和热流状态下的马赫数质量加权平均分布。分析可知:壁面压力分布在燃烧室区域二维比一维计算的壁面压力峰值要小,且压力扰动向燃烧室上游传播,在这一点上一维计算显得无能为力;在进气道、燃烧室扩张段和尾喷管区域,壁面压力分布吻合较好。由图6可知:冷流状态下沿X向马赫数分布二维和一维计算差别很小;热流状态下二维和一维计算的燃烧室马赫数分布变化趋势相同,一维计算的亚声速区域更靠近燃烧室上游。

表3、表4分别给出了冷流和热流状态下一维和二维计算的各部件推力、摩擦力的对比。冷流状态下,燃烧室和尾喷管产生正推力,进气道产生阻力,净推力为负,二维计算的负推力比一维计算的负推力小6.2%;一维计算和二维计算各部件推力差别较小;热流状态下,进气道产生的阻力和冷流状态相同,燃烧室和尾喷管产生很大推力,一维计算和二维计算的单位推力分别为765,670(N·s)/kg,比冲分别为26288,23027m/s,二维比一维计算的单位推力、比冲低12.4%。冷流状态下,一维和二维计算的摩擦力分别为2580,2527N,二维计算的摩擦力较一维小2.1%,二维

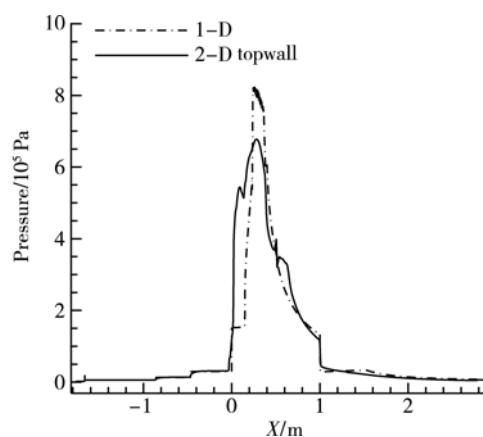


图5 壁面压力分布(热流)

Fig. 5 Wall pressure distribution (combustion)

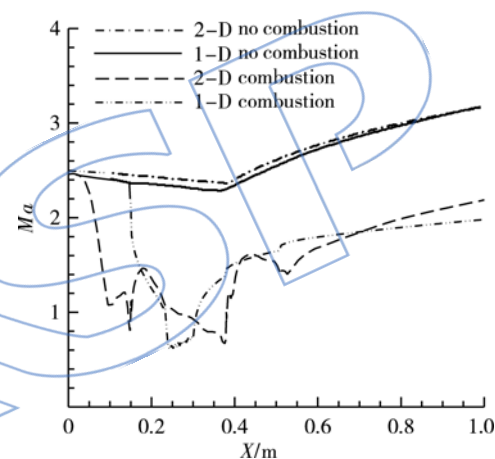


图6 沿X向马赫数分布

Fig. 6 Mach number distribution

表3 推力性能比较(氢燃料)

Table 3 Comparison of thrust performance (hydrogen)

	进气道推力/N	燃烧室推力/N	尾喷管推力/N	总推力/N	单位推力/(N·s)/kg	比冲/(m/s)
一维冷流	-7464	2188	2043	-3233		
二维冷流	-7368	2055	2282	-3031		
一维热流	-7464	14636	13719	20891	765	26288
二维热流	-7368	14660	11002	18294	670	23027

表4 摩擦力比较(氢燃料)

Table 4 Comparison of friction (hydrogen)

	进气道摩擦力/N	燃烧室摩擦力/N	尾喷管摩擦力/N	总摩擦力/N
一维冷流	495	1628	457	2580
一维热流	495	2140	845	3480
二维冷流	474	1586	467	2527
二维热流	474	2124	736	3334

和一维计算各部件和总摩擦力差别较小;热流状态下,进气道摩擦力不变,燃烧室和尾喷管摩擦力增加很大,二维计算和一维计算的总摩擦力分别增加 31.9% 和 34.9%;二维计算的摩擦力较一维小 4.2%。

5 结 论

1) 构建了包括前体/进气道、燃烧室、尾喷管/后体的一体化性能计算程序和优化设计平台,对其适用性进行了验证。在自由流马赫数为 6.0 状态下,对包括 13 个变量的氢燃料超燃冲压发动机/机体一体化构型进行了优化设计。优化后构型和初始构型比较,比冲增大了 29.7%,发动机比冲最大可达 26288 m/s。

2) 对优化后的构型进行了二维数值模拟,结果表明:二维和一维计算的壁面压力吻合很好,燃烧室马赫数分布变化趋势相同;二维和一维计算的发动机/机体一体化的单位推力和比冲差别较小。

3) 二维计算结果表明:氢燃料超燃冲压发动机/机体一体化性能计算程序准确性较好,优化结果具有较高可信度。

参考文献:

- [1] Hideo I. Rapid methodology for design and performance prediction of integrated supersonic combustion ramjet engine[J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 7(3): 437-444.
- [2] David K, Schmidt T, Alan L. Mission performance and design sensitivities of air-breathing hypersonic launch vehicles[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1997, 34(2): 158-164.
- [3] Mary K, Mark J. Design tradeoffs on scramjet engine-integrated hypersonic vehicles[R]. AIAA 92-1205, 1992.
- [4] Lael V, Darryll J. Dynamic stability of mission oriented hypersonic waveriders[R]. AIAA 99-0385, 1999.
- [5] Ryan P, Mark J. Sensitivity of hydrocarbon combustion modeling for hypersonic missile design[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(1): 89-97.
- [6] McClinton C R. X-43-scramjet power breaks the hypersonic barrier[R]. AIAA 2006-0001, 2006.
- [7] Ryan P, Mark J. Sensitivity of hydrocarbon combustion modeling for hypersonic missile design[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(1): 89-97.
- [8] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion [M]. Washington, DC: AIAA Paper Education Series, 1994.
- [9] Orth R C, Billig F S, Grenleski S E. Measurement techniques for supersonic combustion testing[C]//Proceedings of the Symposium. Monterey, Calif., United States: [s. n.], 1974: 263-282.
- [10] 刘陵, 刘敬华, 张榛, 等. 超音速燃烧与超音速燃烧冲压发动[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1993.
- [11] Kee R J, Rupley F M. Chemkin III: a fortran chemical kinetics package for the analysis of gas-phase chemical and plasma kinetics[R]. Sandia National Laboratories Report SAND96-8216, 1996.
- [12] Evans J, Schexnayder C. Influence of chemical kinetics and unmixedness on burning in supersonic hydrogen flames [J]. AIAA Journal, 1980, 18(2): 188-193.