

二元曲面可调进气道流量系数精确预测方法

李永洲¹, 马元¹, 张堃元²

- (1. 中国航天科技集团有限公司 西安航天动力研究所, 西安 710100;
2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为了满足二元曲面可调进气道模态转换马赫数范围(来流马赫数为 2.2~3.2)的流量要求, 针对唇口平移、转动和转动+平移三种调节方案, 基于理论分析和基准进气道的流场, 提出了一种流量系数精确预测方法, 并通过数值计算进行验证且获得了进气道的总体性能。结果表明: 调节后的进气道流量系数与预测值完全相等, 而且无需多次试算, 符合设计预期, 可拓展应用于轴对称进气道。相对基准进气道, 唇口前移时流量系数和压缩效率同时增加, 来流马赫数为 2.5 时出口总压恢复系数相等而增压比增加了 14.6%; 在降低相同流量系数条件下, 后移唇口使得增压比和压缩效率均降低, 来流马赫数为 2.5 时出口总压恢复系数基本相等而增压比减小了 12.9%, 转动唇口使增压比进一步减小了 9.1%, 唇口后移方案性能更优。

关 键 词: 组合循环发动机; 高超声速进气道; 变几何; 流量系数; 精确预测; 数值仿真

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Accurate prediction method of flow coefficient for 2D curved surface variable inlet

LI Yongzhou¹, MA Yuan¹, ZHANG Kunyuan²

- (1. Xi'an Institute of Aerospace Propulsion,
China Aerospace Science and Technology Corporation, Xi'an 710100, China;

2. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to meet the flow requirements of Mach number range of modal translation (incoming Mach number 2.2—3.2) for the 2D curved surface variable inlet, in view of three adjustment schemes of cowl translation, rotation and translation + rotation, based on theoretical analysis and the flow field of the reference inlet, an accurate prediction method of flow coefficient was proposed, and verified by numerical calculation, and the overall performance was obtained. The results showed that their flow coefficients were exactly equal to the predicted values and did not require repeated trial-calculation, which met the design expectations and could be extended to the axisymmetric inlet. In relation to the reference inlet, the flow coefficient and compression efficiency increased simultaneously as the cowl moved forward. The total pressure recovery coefficient of the exit was equal and the pressure ratio was increased by 14.6% at incoming Mach number 2.5. Under the condition of reducing the same flow coefficient, the backward movement of the cowl made the pressure ratio and com-

收稿日期: 2018-09-16

基金项目: 国家自然科学基金(11702205); 高超声速冲压发动机技术重点实验室开放课题(STS/MY-KFKT-2017004)

作者简介: 李永洲(1984—), 男, 高级工程师, 博士, 研究方向为高超声速推进技术。

引用格式: 李永洲, 马元, 张堃元. 二元曲面可调进气道流量系数精确预测方法[J]. 航空动力学报, 2019, 34(7): 1409-1415. LI Yongzhou, MA Yuan, ZHANG Kunyuan. Accurate prediction method of flow coefficient for 2D curved surface variable inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(7): 1409-1415.

pression efficiency lower, the total pressure recovery coefficient of the exit was basically equal and the pressure ratio was reduced by 12.9% at incoming Mach number 2.5, while the rotation of the cowl further reduced the pressure ratio by 9.1%, and the performance of cowl back movement scheme was better.

Key words: combined cycle engine; hypersonic inlet; variable geometry; flow coefficient; accurate prediction; numerical simulation

组合发动机被誉为未来可重复使用运载系统动力的理想选择,加之在高超声速领域的军事应用前景,成为各国持续发展的技术领域,典型的组合发动机包括火箭基组合循环发动机(RBCC)^[1]、涡轮基组合循环发动机(TBCC)^[2]、空气涡轮火箭发动机(ATR)^[3]、吸气火箭协同发动机^[4]、预冷空气涡轮火箭发动机(PATR)^[5]和涡轮辅助火箭增强冲压组合循环发动机(TRRE)^[6]等。由于组合发动机工作速域宽,这就要求进气道具备与之适应的工作能力。此时,定几何进气道不但无法同时兼顾高马赫数的性能要求与低马赫数下的起动要求^[7-8],而且无法同时满足发动机宽马赫数的流量要求,因此变几何方案是必然的发展趋势。美国 GTX^[9]、J-58^[10]和英国的 SEBRE^[4]发动机采用移动锥形中心体方案,Sturtjet 发动机采用转动整个顶板方案^[11]。国内也对上述设计方法进行跟踪研究和改进,金志光等对平移和转动唇口方案进行研究^[8]、TRRE 采用双流路转动唇口方案^[6]、刘晓伟提出了中间支板上下可调方案^[12]等。

变几何方案虽能有效提高进气道宽马赫数范围的性能,但复杂的调节机构通常会带来密封、链接、冷却等问题,而且也会增加重量,因此寻求简单有效的调节方案是研究的关键。在各种调节方案中,唇口调节方案控制简单、调节方便,并且由于运动部件的接触面小,因而不致带来严重的密封、冷却等问题^[13]。不但可以保证低马赫数下的自起动性能^[8,14-15],同时方便地调节流量系数。此外,为了克服传统多级斜楔压缩和等熵压缩进气道的缺点,张堃元教授提出弯曲激波压缩新概念,具有良好的综合性能,当前二元进气道、轴对称进气道和侧压进气道均已采用^[16]。

本文研究的 ATR 发动机和冲压发动机的组合发动机采用类似 X-43B 的双流道外并联二元进气道方案^[2],该方案由冲压通道和 ATR 通道组成,二者上下布置,共用部分外压段。ATR 通道唇口逆时针转动来完成 ATR 模态/冲压模态的切换,通过冲压通道唇口的转动来实现其进口捕获面积和内收缩比的调节。区别在于外压缩面

采用马赫数可控方法反设计,前缘激波为弯曲激波。ATR 模态和冲压模态转换马赫数区间为 2.2~3.2,此时需要仔细调节唇口来分配两个流道的流量。由于外并联进气道的两个通道相对独立,因此选取 ATR 流道来说明如何通过精确预测流量系数来确定唇口的调节位置。传统的二元多楔压缩进气道外压段流场结构简单,可以通过激波关系式进行无黏理论计算,进而获得期望流量系数对应的较准确唇口调节位置。但是,等熵波和弯曲激波后流场复杂,无法通过上述理论方法进行计算,基本上采用迭代试算的方法^[17]。因此,本文结合二元曲面基准进气道的流场,提出了一种精确的流量系数预测方法,可以准确确定唇口的调节位置,并通过数值仿真方法进行验证,同时获得了进气道的总体性能。

1 基准进气道设计与分析

1.1 基准进气道气动设计

对马赫数 0~3.5 工作的 ATR 发动机二元变几何进气道基准构型开展气动设计,设计马赫数 $Ma_\infty = 3.2$,外压段采用反正切马赫数分布进行反设计^[18],这种分布可以减弱前缘激波的强度和增加等熵压缩比例,进而提高进气道的总体性能。具体设计参数:进口捕获高度 $H_c = 140$ mm,前缘压缩角为 4° ,总压缩角为 18° ,外压段长度为 $3.7H_c$ 。为了兼顾低马赫数下起动性能,唇口波较弱,唇口内角取 12° 。基准进气道 Inlet 1 总收缩比为 2.13,内收缩比为 1.06,等值段取 4 倍喉道高度 H_{th} ,具体气动构型见图 1。进气道唇口有

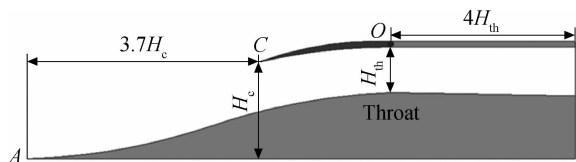


图1 二元曲面基准进气道的气动构型(Inlet 1)

Fig. 1 Aerodynamic configuration of 2D curved surface reference inlet (Inlet 1)

三种变几何方案:一是喉道固定,唇口 CO 前后平移;二是唇口 CO 可绕铰接点(O 点)转动;三是前两种方案的组合,即唇口转动+平移。

1.2 数值计算结果分析

采用守恒型雷诺平均 $N-S$ 方程对二元曲面进气道进行二维数值计算,湍流模型为两方程的 $re-normalization$ Group(RNG) $k-\epsilon$ 模型,近壁采用非平衡壁面函数法,具体的设置条件见文献[18],而且该计算方法经过了试验校核。计算收敛以各方程残差均下降 4 个数量级,同时保证进气道进出口流量相对误差在 10^{-5} 以下。表 1 给出了具体的来流参数, Ma_∞ 为来流马赫数。

图 2 给出了基准进气道模态转换区间($Ma_\infty =$

表 1 不同来流条件
Table 1 Different flow conditions

Ma_∞	飞行高度/km	静压/Pa	静温/K
3.0,3.2	20	5 529.3	216.7
2.5	18	7 565.2	216.7
2.2	16	10 352.8	216.7

2.2~3.2) 的流场结构,设计点 $Ma_\infty = 3.2$ 时前缘弯曲激波打在唇口前缘,进气道完全捕获了来流,唇口激波打在喉道附近,反射激波也较弱。亚额定状态下,随着马赫数减小,前缘弯曲激波开始慢慢偏离唇口且变直,溢流量增加, $Ma_\infty = 2.2$ 时进气道起动。 $Ma_\infty = 2.2 \sim 3.2$ 范围内进气道流场结构良好,没有分离产生。

表 2 给出了基准进气道的性能, φ_1 为流量系数, σ 为总压恢复系数, p/p_0 为增压比,下标 th 表示喉道截面, e 表示出口截面。可以看出,该进气道的性能较高,经过等直段后性能有所降低,但是幅度很小。低马赫数下的流量系数很高, $Ma_\infty = 2.2$ 时 φ_1 为 0.766,这些特点与前期的曲面压缩研究结果一致^[16]。

表 2 基准进气道的总体性能

Table 2 Overall performance of the reference inlet							
Ma_∞	φ_1	σ_{th}	p_{th}/p_0	Ma_{th}	σ_e	p_e/p_0	Ma_e
3.2	1.000	0.912	3.88	2.24	0.877	3.61	2.25
3.0	0.969	0.932	3.69	2.09	0.896	3.40	2.11
2.5	0.845	0.950	3.16	1.72	0.921	2.87	1.75
2.2	0.766	0.960	2.94	1.46	0.934	2.57	1.53

2 唇口平移方案的流量系数预测

2.1 唇口向前平移方案

对于期望增加实际捕获流量的情况,可以采用唇口向前平移的方案。下面以 $Ma_\infty = 2.5$ 时流量系数需要增加 7% 为例来具体介绍流量预测方法。

首先,在基准进气道 $Ma_\infty = 2.5$ 的流场(图 2)基础上,给出具体的计算示意图(图 3)。前缘弯曲激波为 AB ,唇口平移线 CD , D 点为平移线与前缘激波的交点, H_c 表示进口捕获高度。过唇口 C 点的流线在激波 AB 前高度为 H_a 。由于激波前气流均为自由来流,则基准进气道流量系数 $\varphi_1 = H_a/H_c$ 。

其次,根据特定马赫数下的流量需求进行 H_t 的计算。对唇口平移方案,捕获高度 H_c 不变。 $Ma_\infty = 2.5$ 时期望的流量系数 $\varphi_2 = \varphi_1(1+7\%) = 0.904$,对应的激波前流线高度为 H_t 。由 $\varphi_2 = H_t/H_c$ 求出 $H_t = 126.56\text{ mm}$ 。在图 3 中按照 H_t 做出流线,该流线与唇口平移线 CD 的交点为 E ,则 EC 即为达到目标流量时唇口需要平移的距离,此时 $EC = 15\text{ mm}$ 。

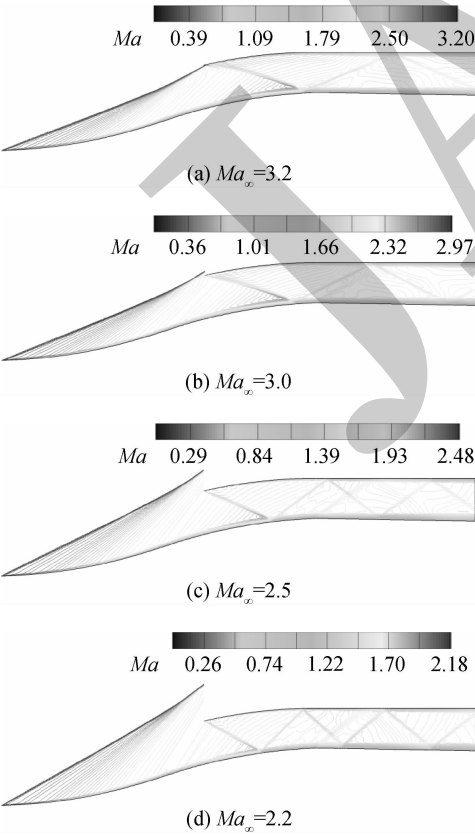


图 2 不同来流马赫数时基准进气道流场结构
Fig.2 Flow field structure of the reference inlet with different incoming Mach numbers

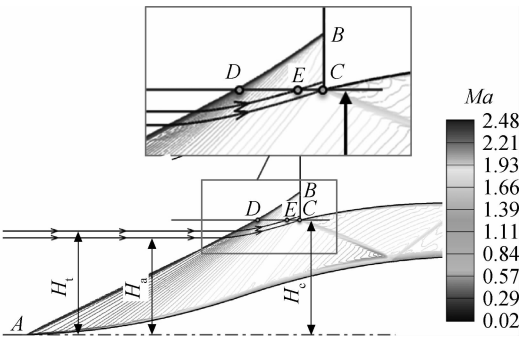


图 3 唇口向前平移方案的流量系数计算示意图
($Ma_\infty=2.5$)

Fig. 3 Schematic diagram of flow coefficient calculation for cowl forward translation scheme ($Ma_\infty=2.5$)

最后,在 EC 确定的条件下,在图 2 基准进气道流场基础上计算其他马赫数下的流量系数,这样可以避免 CFD 计算,进而快速检验与目标流量系数的差距,节省了计算成本。以 $Ma_\infty=2.2$ (见图 4) 和 $Ma_\infty=3.0$ 进行说明。在基准进气道 $Ma_\infty=2.2$ 的流场(图 2)中,在唇口平移线 CD 上,根据 $EC=15\text{ mm}$ 确定出 E 点坐标,然后过 E 点做出流线,获得该流线在前缘激波 AB 前的高度 $H_t=115\text{ mm}$,对应流量系数 $\varphi_2=H_t/H_c=115/140=0.821$ 。同样,对于 $Ma_\infty=3.0$ 的流场(图 2),由于唇口平移线 $CD=9\text{ mm}$,而 $CE=15\text{ mm}>CD$, E 点落在前缘激波前,因此此时流量系数为 1.00,前缘激波打在前缘口内。

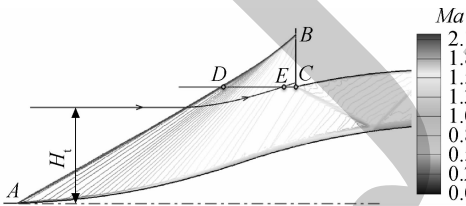


图 4 唇口向前平移方案的流量系数计算示意图
($Ma_\infty=2.2$)

Fig. 4 Schematic diagram of flow coefficient calculation for cowl forward translation scheme ($Ma_\infty=2.2$)

下面通过数值计算结果来验证上述预测方法,对唇口 CO 向前平移 15 mm 的进气道进行二维数值计算,表 3 给出了进气道的总体性能,可以看出,流量系数的预测值与实际值完全相等。唇口前移,进气道的总收缩比不变,内收缩比增加为 1.11,与基准进气道性能相比(表 2),实际捕获流量增加,因此增压比显著增加, $Ma_\infty=2.5$ 时出口截面增加了 14.6% ,相应总压恢复系数不变,但是 $Ma_\infty=3.0$ 时总压恢复系数降低,原因在于此

时前缘激波进入唇口内。

表 3 唇口前移的进气道总体性能

Table 3 Overall performance of the inlet with forward cowl

Ma_∞	φ_2	σ_{th}	p_{th}/p_0	Ma_{th}	σ_e	p_e/p_0	Ma_e
2.2	0.821	0.959	3.57	1.32	0.936	3.03	1.42
2.5	0.904	0.951	3.64	1.63	0.921	3.29	1.66
3.0	1.000	0.916	3.98	2.03	0.881	3.65	2.06

图 5 给出了唇口前移进气道的流场结构,前缘激波形状不变,唇口前移使得溢流量减小,而且唇口激波入射点更加靠前,整个通道内的反射激波数目更多, $Ma_\infty=3.0$ 时前缘激波进入唇口内。

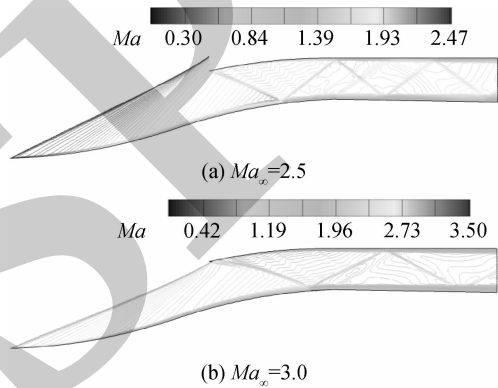


图 5 唇口向前平移进气道的流场结构

Fig. 5 Flow field structure of the inlet with forward cowl

2.2 唇口向后平移方案

对于唇口向后平移方案的流量预测方法,以 $Ma_\infty=2.5$ 时流量系数减小 7% 为例进行介绍,基本步骤与唇口前移方案相同。区别在于唇口后移点 E 会落在 C 点右侧(图 3),如果继续采用基准进气道流场(图 2),这会造成流线经过唇口激波,这与唇口移动后的真实流场不同,因此需要先将唇口后移一个预估距离后进行 $Ma_\infty=2.5$ 的流场计算,然后基于该流场,按照类似唇口前移方法进行唇口后移位置的确定。具体如下:

首先将唇口向后平移一个较大的预估距离 $CC_1=20\text{ mm}$,然后计算此时进气道 $Ma_\infty=2.5$ 的流场,见图 6。由于期望流量系数 $\varphi_2=\varphi_1(1-7\%)=0.786$,对应的 $H_t=110.04\text{ mm}$ 。在图 6 中按照 H_t 做出流线,该流线与 C_1D 的交点为 E ,则 $CE=15\text{ mm}$ 。同样,计算其他马赫数下唇口向后平移 CC_1 的流场,然后基于这些流场来预估对应马赫数下的流量系数,如 $Ma_\infty=3.0$ 时的流量系数 $\varphi_2=H_t/H_c=127.2/140=0.909$ 。

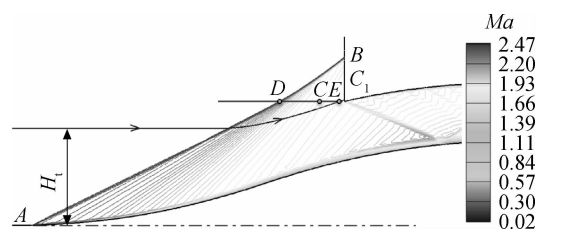


图 6 唇口向后平移方案的流量系数计算示意图
($Ma_\infty = 2.5$)

Fig. 6 Schematic diagram of flow coefficient calculation for cowl backward translation scheme ($Ma_\infty = 2.5$)

对唇口向后平移的进气道构型进行二维数值计算,表 4 给出进气道总体性能,流量系数的预测值与实际值完全相等。与唇口前移方案相比(表 3),此时内收缩比减小为 1.01,增压比显著降低, $Ma_\infty = 2.5$ 时喉道截面减小了 25.8%,对应总压恢复系数相等。

表 4 唇口后移的进气道总体性能							
Table 4 Overall performance of the inlet with backward cowl							
Ma_∞	φ_2	σ_{th}	p_{th}/p_0	Ma_{th}	σ_e	p_e/p_0	Ma_e
2.5	0.786	0.951	2.70	1.82	0.920	2.50	1.85
3.0	0.909	0.934	3.29	2.17	0.897	3.04	2.18

上述唇口平移(向前/向后)方案的流量系数精确预测方法不但可以用于轴对称进气道,而且可以拓展应用到中心锥体平移方案,唯一区别在于进口面积是半径的平方关系,而不是线性关系,这里不再赘述。

3 唇口转动方案的流量系数预测

对于唇口转动方案,仍然按照 $Ma_\infty = 2.5$ 时流量系数减小 7% 介绍具体的预测方法, $\varphi_2 = \varphi_1 (1 - 7\%) = 0.786$ 。转动点为喉道对应的点 O(图 7),CO 逆时针转动,特别注意此时进口捕获高度 H_c 发生了变化,由点 C 变为点 E,过点 E 的流线高度 H_t 也随之变化,即 H_c 和 H_t 同时变化,这样求解点 E 就会更加困难。图 7 给出了具体计算过程,在基准进气道 $Ma_\infty = 2.5$ 流场(图 2)中以 O 点为圆心,OC 为半径画圆弧,在该圆弧上采用二分法选取点,然后过该点做流线获得 H_t ,计算此时 $\varphi_2 = H_t/H_c$ 是否等于期望值 0.786。如果是,就停止迭代,该点就是所求的点 E。一般而言,只需要迭代 3~4 次即可,此时唇口 OC 需要逆时针转动 2.648° 到达 E 点, $H_c = 131.44$ m。另一种计算方法就是先将转动角度与对应的流量系

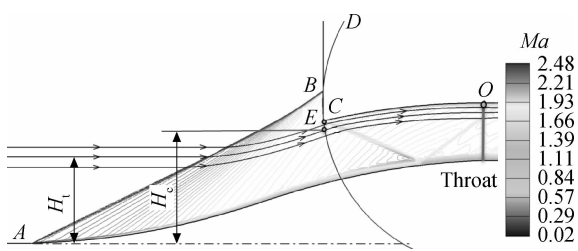


图 7 唇口转动方案的流量系数计算示意图($Ma_\infty = 2.5$)

Fig. 7 Schematic diagram of flow coefficient calculation for cowl rotation scheme ($Ma_\infty = 2.5$)

数进行多项式拟合,然后根据期望的流量系数反求出转动角度。该方法计算量更大,而且精度不如第一种方法,所以建议按照第一种方法计算。

对于其他马赫数的流量系数预测,可以在对应的基准进气道流场中(图 2),过 E 点做出流线,求出 H_t 即可,如 $Ma_\infty = 3.0$ 时 $\varphi_2 = H_t/H_c = 119.26/131.44 = 0.907$ 。

表 5 给出了唇口逆时针转动 2.648° 的进气道性能,流量系数与预测值完全相等。与唇口后移方案(表 4)相比,此时进气道总收缩比和内收缩比同时减小,总收缩比降为 1.99,增压比和压缩效率进一步降低, $Ma_\infty = 2.5$ 时总压恢复系数更低, $Ma_\infty = 3.0$ 时流量系数减小。总体而言,唇口向后平移方案的压缩效率更高。

表 5 唇口转动的进气道总体性能							
Table 5 Overall performance of the inlet with rotation cowl							
Ma_∞	φ_2	σ_{th}	p_{th}/p_0	Ma_{th}	σ_e	p_e/p_0	Ma_e
2.5	0.786	0.950	2.39	1.90	0.920	2.24	1.92
3.0	0.907	0.938	2.92	2.25	0.902	2.71	2.26

图 8 给出了唇口转动进气道的流场结构,前缘激波形状不变,唇口转动使得进口捕获高度减小,内部激波系结构也发生了变化。

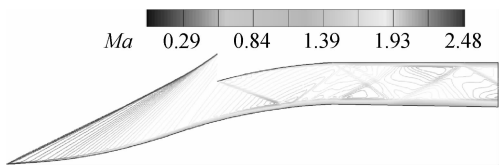


图 8 唇口转动方案的流场结构($Ma_\infty = 2.5$)

Fig. 8 Flow field structure of the inlet with rotation cowl ($Ma_\infty = 2.5$)

4 唇口转动+平移方案的流量系数预测

按照唇口平移+转动的组合方式来实现进气

道流量系数调节,仍然以 $Ma_\infty=2.5$ 进行说明,期望流量系数降低 14%(唇口转动 7%+向后平移 7%)。这里有两种方式,一种是先平移后转动,另一种是先转动后平移。不论哪种方式,最后结果都相同。前一种方式需要先数值计算一个唇口向后平移合适距离的流场再进行预测(见文中第 2.2 节),后一种方式可以尽可能避免这个问题,直接在图 2 所示的基准进气道流场中进行,具体示意图 9:先按照文中第 4 节确定唇口转动位置的二分法得到转动角度,即逆时针转动 2.648° 到达 C_1 点,此时 $H_{c_1}=131.44\text{ m}$ 。接着,根据流量系数 $\varphi_2=H_t/H_{c_1}=\varphi_1(1-14\%)=0.727$,求出 $H_t=95.52\text{ mm}$ 。根据 $H_t=95.52\text{ mm}$ 做流线,便可以获得其与转动后唇口平移线 C_1D 的交点 E ,进而计算出向后平移距离 C_1E 为 13 mm 。因此,基准进气道唇口 OC 先逆时针转动 2.648° ,接着向后平移 13 mm ,这样便可以实现流量系数降低 14%。

对于其他马赫数的流量系数预测,在对应的基准进气道流场中(图 2),过 E 点做出流线,求出 H_t 即可,如 $Ma_\infty=3.0$ 时, $\varphi_2=H_t/H_{c_1}=110.86/131.44=0.843$ 。

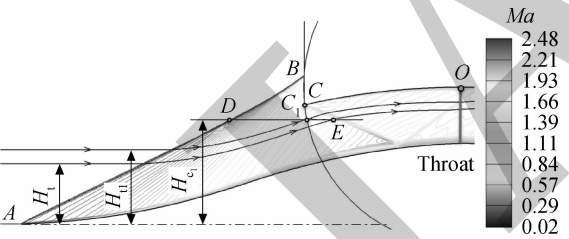


图 9 唇口转动+平移方案的流量系数计算示意图
($Ma_\infty=2.5$)

Fig. 9 Schematic diagram of flow coefficient calculation for cowl rotation and translation scheme
($Ma_\infty=2.5$)

表 6 给出了唇口转动+平移的进气道总体性能,可以看出,流量系数与预测值完全相等。相对于唇口转动方案(表 5),内收缩比进一步降低到 1.0 以下,增压比和总压恢复系数进一步降低。

表 6 唇口转动+平移方案的进气道总体性能							
Table 6 Overall performance of the inlet with rotation and translation cowl							
Ma_∞	φ_2	σ_{th}	p_{th}/p_0	Ma_{th}	σ_e	p_e/p_0	Ma_e
2.5	0.727	0.948	2.12	1.97	0.918	1.95	2.00
3.0	0.843	0.936	2.64	2.31	0.899	2.40	2.33

图 10 给出了唇口转动+平移进气道的流场结构,前缘激波与唇口距离明显变远,唇口激波的反射波很弱,内压段存在膨胀加速。

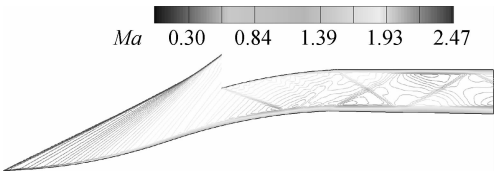


图 10 唇口转动+平移方案的流场结构($Ma_\infty=2.5$)

Fig. 10 Flow field structure of the inlet with rotation and translation cowl ($Ma_\infty=2.5$)

5 结 论

1) 结合理论分析与基准进气道的流场,提出了一种二元曲面可调进气道流量系数精确预测方法,无需多次 CFD 全流场计算,极大地提高了效率,不但可以快速精确确定指定马赫数下增/减流量系数对应的唇口调节位置,而且可以精确预测其他马赫数的流量系数。

2) 唇口向前平移方案的流量系数预测直接在基准进气道的流场上进行,唇口转动方案采用二分法可快速确定调节位置,唇口转动+平移方案按照先转动后平移计算更加合理。

3) 与基准进气道相比,唇口前移使流量系数和增压比显著增加,总压恢复系数变化很小,唇口后移使流量系数和增压比显著降低,总压恢复系数几乎相等。在降低相同流量系数条件下,与唇口转动方案相比,唇口后移方案的总体性能更高。

本文流量系数精确预测方法不但可以用于轴对称进气道,而且可以拓展应用于二元进气道的三维构型,值得进一步深入研究。

参考文献:

[1] 董泽宇,李大鹏,王振国. 基于焓分析法的 RBCC 引射模态能量利用规律[J]. 航空动力学报, 2018, 33(7): 1787-1792.

DONG Zeyu, LI Dapeng, WANG Zhenguo. RBCC energy utilization rule during ejector mode based on exergy analysis method[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(7): 1787-1792. (in Chinese)

[2] SNYDER L E, ESCHER D W, FRANCESCO R L, et al. Turbine based combination cycle (TBCC) propulsion system integration[R]. AIAA-2004-3649, 2004.

[3] 李永洲,李哲,李光照,等. ATR/冲压组合动力高超声速飞行器性能分析[J]. 火箭推进, 2018, 44(3): 5-11.

LI Yongzhou, LI Zhe, LI Guangxi, et al. Performance analysis of hypersonic aircraft with ATR/ramjet combined

power[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(3): 5-11. (in Chinese)

[4] LONGSTAFF R, BOND A. The SKYLON project[R]. AIAA-2011-2244, 2001.

[5] 朱岩, 马元, 张蒙正. 预冷空气涡轮火箭发动机氮循环系统的参数特性[J]. 航空动力学报, 2018, 33(8): 2016-2024. ZHU Yan, MA Yuan, ZHANG Mengzheng. Characteristic of helium cycle system parameters for pre-cooling air turbo rocket engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(8): 2016-2024. (in Chinese)

[6] 韦宝禧, 凌文辉, 江强, 等. TRRE 发动机关键技术分析及推进性能探索研究[J]. 推进技术, 2017, 38(2): 298-305. WEI Baoxi, LING Wenhui, JIANG Qiang, et al. Analysis of key technologies and propulsion performance research of TRRE engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(2): 298-305. (in Chinese)

[7] BOUCHEZ M, FALEMPIN F. Airbreathing space launcher interest of a fully variable geometry propulsion system status[R]. AIAA-1999-2376, 1999.

[8] 金志光, 张堃元. 宽马赫数范围高超声速进气道伸缩唇口式变几何方案[J]. 宇航学报, 2010, 31(5): 1503-1510. JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. A variable geometry scramjet inlet with a translating cowl operating in a large Mach number range[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(5): 1503-1510. (in Chinese)

[9] DEBONIS J R, TREFNYC J. Supersonic wind tunnel tests of a half-axisymmetric 12°-spike inlet to a rocket-based combined-cycle propulsion system[R]. NASA/TM-2001-210567, 2001.

[10] COLVILLE J R, LEWIS M J. An aerodynamic redesign of the SR-71 inlet with applications to turbine based combined cycle engines[R]. AIAA-2004-3481, 2004.

[11] BULMAN M, SIEBENHAAR A. The Strutjet engine; exploding the myths surrounding high speed airbreathing propulsion[R]. AIAA-1995-2475, 1995.

[12] 刘晓伟. 火箭基组合循环(RBCC)动力宽适应用性进气道研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2010. LIU Xiaowei. Research on wide adaptable inlet of rocket-based combined cycle (RBCC) power[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2010. (in Chinese)

[13] 金志光, 张堃元. 高超侧压式进气道简单唇口调节方案设计[J]. 推进技术, 2008, 29(1): 43-48. JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. Concept of a varied geometry scramjet inlet with rotatable cowl[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(1): 43-48. (in Chinese)

[14] 孙波, 邵庆龄, 倪凯捷, 等. 并联 TBCC 可调进气道并联方案[J]. 航空动力学报, 2017, 32(12): 2989-2996. SUN Bo, SHAO Qingling, NI Kaijie, et al. Parallel plans for TBCC variable geometry inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(12): 2989-2996. (in Chinese)

[15] 王德鹏, 庄逸, 谭慧俊, 等. 一种双流路变几何涡轮基组合循环进气道的设计与仿真[J]. 航空动力学报, 2015, 30(11): 2695-2704. WANG Depeng, ZHUANG Yi, TAN Huijun, et al. Design and simulation of dual-channel variable geometry turbine based combined cycle inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(11): 2695-2704. (in Chinese)

[16] 张堃元. 基于弯曲激波压缩系统的高超声速进气道反设计研究进展[J]. 航空学报, 2015, 36(1): 274-288. ZHANG Kunyuan. Research progress on hypersonic inlet reverse design based on curved shock compression system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(1): 274-288. (in Chinese)

[17] 王亚岗, 袁化成, 郭荣伟. TBCC 用轴对称进气道流量控制技术[J]. 推进技术, 2013, 34(12): 1606-1615. WANG Yagang, YUAN Huacheng, GUO Rongwei. Research on mass-flow controlling technology of TBCC axisymmetric inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(12): 1606-1615. (in Chinese)

[18] 李永洲, 张堃元, 孙迪. 马赫数可控的方转圆高超声速内收缩进气道试验研究[J]. 航空学报, 2016, 37(10): 2970-2979. LI Yongzhou, ZHANG Kunyuan, SUN Di. Experimental investigation on a hypersonic inward turning inlet of rectangular-to-circular shape with controlled Mach number distribution[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(10): 2970-2979. (in Chinese)

(编辑: 李岩梅、张 雪)