

双钟形喷管在分离工作阶段的吸气阻力分析

刘亚洲, 曹晨, 胡海峰, 杨建文

(西安航天动力研究所 液体火箭发动机技术重点实验室, 陕西 西安 710100)

摘要: 在低空工作阶段产生于回流区的吸气阻力对双钟形喷管的性能具有不可忽视的影响。采用仿真手段对不同设计参数的双钟形喷管的吸气阻力进行了研究, 获得了其在不同飞行高度下的阻力系数。研究表明, 吸气阻力并不总是如已有文献认为的随飞行高度的增加而不断减小。延伸段顺压梯度分布的双钟形喷管的吸气阻力随飞行高度的增加不断减小; 延伸段等压或逆压梯度分布的双钟形喷管的吸气阻力随飞行高度的增加呈现出先减小后增加的趋势, 拐点出现在 2 km 处。该现象出现的原因在于, 不同构型的双钟形喷管在 0~8 km 左右的分离工作阶段, 回流区轴向尺寸和回流与大气间的压力差随飞行高度的变化趋势不同。此外, 增加基础段长度和面积比、减小延伸段长度和面积比均有利于减小吸气阻力, 阻力系数的减小幅度为 1%~2%。

关键词: 双钟形喷管; 吸气阻力; 流动分离; 马赫反射; 规则反射

中图分类号: V434

文献标志码: A

文章编号: 1672-9374(2024)02-0088-10

Analysis of the aspiration drag in dual-bell nozzles during separation operating mode

LIU Yazhou, CAO Chen, HU Haifeng, YANG Jianwen

(Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory,
Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The performance of dual-bell nozzles is affected by the aspiration drag generated in the recirculation zone during low-altitude operation. Dual-bell nozzles with different design parameters were studied by simulation to gain the aspiration drag at various flight altitudes. Results show that the aspiration drag does not always decrease with the increasing flight altitude as existing research reported. The aspiration drag of dual-bell nozzles with negative wall pressure gradient extension decreases with increasing flight altitude, while the aspiration drag of dual-bell nozzles with zero and positive wall pressure gradient extensions firstly decreases and then increases with the increase of flight altitude, and

收稿日期: 2023-08-26 修回日期: 2023-11-26

基金项目: 国家自然科学基金(52005385)

作者简介: 刘亚洲(1994—), 男, 博士, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机技术。

通信作者: 胡海峰(1986—), 男, 博士, 研究员, 研究领域为液体火箭发动机技术。

引用格式: 刘亚洲, 曹晨, 胡海峰, 等. 双钟形喷管在分离工作阶段的吸气阻力分析[J]. 火箭推进, 2024, 50(2): 88-97.

LIU Y Z, CAO C, HU H F, et al. Analysis of the aspiration drag in dual-bell nozzles during separation operating mode[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2024, 50(2): 88-97.

the inflection altitude appears at 2 km. These phenomena are caused by opposite varying trends for the axial size of the recirculation zone and the difference between the ambient pressure and the wall pressure in the recirculation zone during the ascent of flight altitude 0 – 8 km. Moreover, the aspiration drag can be reduced by increasing the length and area ratio of the base section and decreasing these parameters of nozzle extensions, the reduction in drag coefficient is about 1% – 2% .

Keywords: dual-bell nozzles; aspiration drag; flow separation; mach reflection; regular reflection

0 引言

在火箭飞行过程中^[1],环境压力不断变化着。对当前液体火箭发动机常用的固定面积比钟形喷管而言,其出口压力固定^[2],喷管仅在设计点最接近理想效率,而在其他状态下性能存在或多或少的损失。要提高单钟形喷管的性能,则需增大其面积比^[3]。对芯一级和助推级等火箭发动机而言,大面积比喷管在海平面状态下可能出现流动分离现象^[4],造成热载荷和侧向力载荷等^[5],进而对发动机结构和火箭的飞行安全产生不利影响^[6-8]。

双钟形喷管通过在原钟形喷管的基础上额外转折延伸一段型面,使其拥有两个设计点,能够最大程度上补偿单钟形喷管因飞行高度变化产生的性能损失^[9-10]。此外,双钟形喷管能够将海平面状态下的流动分离强制于型面转折点处,避免了非对称分离和大的侧向载荷,进而提高发动机可靠性^[11-13]。

在分离工作模式下,延伸段处于分离状态,因回流区壁面压力低于环境压力,产生吸气阻力,该阻力在双钟形喷管的性能评估中需要进行修正。Frey 等^[14]认为此阻力约为 3% 的喷管推力,并随着飞行高度的增加和环境压力的降低而不断减小。在近几年的双钟形喷管研究领域公开发表的论文中,学者们并未对这一论述提出质疑^[11-12]。但在本文的研究中,吸气阻力并不总呈现出随飞行高度递减的变化趋势,不同延伸段压力分布的双钟形喷管的吸气阻力变化趋势并不相同。

事实上,在双钟形喷管实际工程应用中必然要评估其在低空分离状态下的性能,而吸气阻力是这一工作阶段性能评估的重中之重。只有用喷管满流部分的推力减去吸气阻力,才能得到双钟形喷管

在分离工作状态下的实际推力及比冲。喷管满流部分的推力采用液体火箭发动机常用的推力计算公式即可准确评估,但吸气阻力的评估却出现了变化规律性的区别。

为探究不同构型的双钟形喷管吸气阻力在飞行过程中的变化趋势,本文首先设计了不同参数的双钟形喷管,而后采用仿真手段获得了其在不同飞行高度下的流场结构和吸气阻力,并对吸气阻力的变化趋势进行了分析,旨在为双钟形喷管的吸气阻力和低空性能评估提供依据。

1 喷管型面

本文所研究的双钟形喷管的基础段型面均采用最大推力喷管型面设计而成。根据文献[15-17]的研究,非负压力梯度(等压分布和逆压梯度分布)的延伸段型面能够实现快速的模态转换,顺压梯度构型的模态转换过程较为缓慢。采用文献[18]的设计方法,本文设计了不同压力梯度的延伸段型面,如图 1 ~ 图 5 所示。图中 $R_{th} = 139.1 \text{ mm}$ 为喉道半径, L_{core} 为 15° 锥形喷管长度, θ_b 为基础喷管出口扩张角, θ_e 为延伸段出口扩张角, α 为型面转折角。双钟形喷管具有 5 个主要设计参数,分别为基础段面积比 ε_b 、基础段长度 L_b 、延伸段面积比 ε_e 、延伸段长度 L_e 及延伸段型面的压力分布 EPG 等。对其中某一参数进行研究时,尽量保证其他参数不变。

对延伸段压力分布这一参数而言,共设计了 1 个顺压梯度型面(negative pressure, NP), 1 个等压分布型面(constant pressure, CP), 3 个逆压梯度型面(positive pressure, PP), 如图 1 所示,其中逆压梯度构型的压升幅值(延伸段型面的压力差)分别为 $0.000\ 5p_c$ 、 $0.001\ 0p_c$ 、 $0.001\ 5p_c$, $p_c = 8.5 \text{ MPa}$ 为燃

烧室压力。

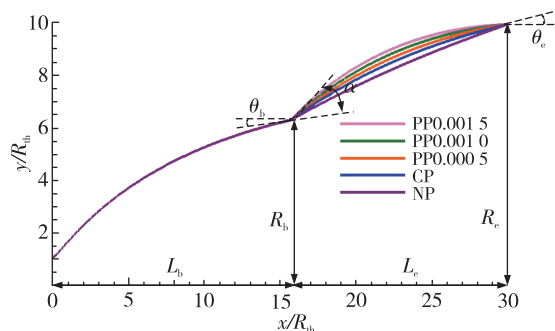


图 1 延伸段不同压力分布的双钟形喷管型面

Fig. 1 Dual-bell nozzles with various wall pressure distributions of extensions

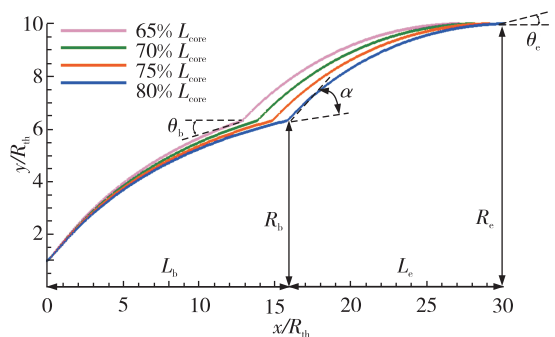


图 2 不同基础段长度的双钟形喷管型面

Fig. 2 Dual-bell nozzles with various lengths of base nozzles

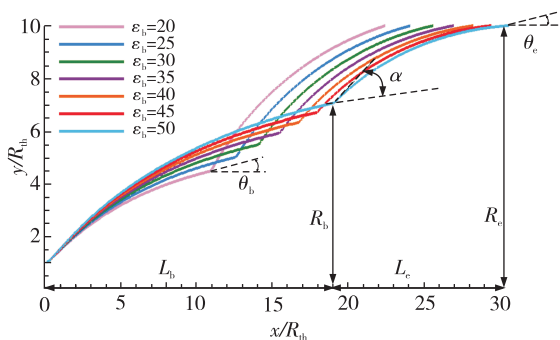


图 3 不同基础段面积比的双钟形喷管型面

Fig. 3 Dual-bell nozzles with various aero ratios of base nozzles

保持延伸段型面为压升幅值 $0.0015p_c$ 的逆压梯度型面不变, 改变基础段长度为 $65\% L_{core}$ 、 $70\% L_{core}$ 、 $75\% L_{core}$ 、 $80\% L_{core}$, 改变基础段面积比 $\varepsilon_b = 15, 20, 25, 30, 35, 40, 45, 50$, 改变延伸段长度为 $75\% L_{core}$ 、 $80\% L_{core}$ 、 $85\% L_{core}$ 、 $90\% L_{core}$, 改变延伸段面积比 $\varepsilon_e = 80, 90, 100, 110, 120$ 。其中, 在对基础段和延伸段面积比进行研究时, 保持其型面长度均为 $80\% L_{core}$ 。图 2 为不同基础段长度的双钟形喷管, 图 3 为不同基础段面积比的双钟形喷管, 图 4 为不同延伸段长度的双钟形喷管, 图 5 为不同延伸段面积比的双钟形喷管。所研究的双钟形喷管的具体参数取值见表 1。

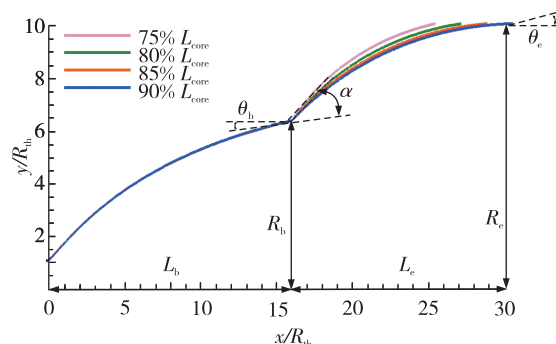


图 4 不同延伸段长度的双钟形喷管型面

Fig. 4 Dual-bell nozzles with various lengths of extensions

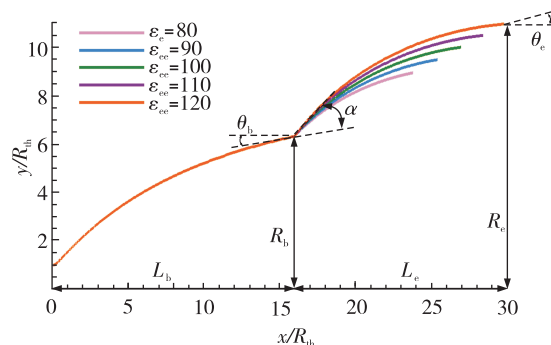


图 5 不同延伸段面积比的双钟形喷管型面

Fig. 5 Dual-bell nozzles with various aero ratios of extensions

表 1 双钟形喷管几何参数
Tab. 1 Geometric parameters of dual-bell nozzles

EPG	L_b/R_{th}	ε_b	L_e/R_{th}	ε_e	$\theta_b/(^\circ)$	$\alpha/(^\circ)$	$\theta_e/(^\circ)$
NP	15.94	40	14.33	100	7.58	10.42	14.40
CP	15.94	40	14.33	100	7.58	15.10	7.60
PP0.000 5	15.94	40	14.33	100	7.58	17.67	5.14
PP0.001 0	15.94	40	14.33	100	7.58	20.66	2.90
PP0.001 5	15.94	40	14.33	100	7.58	24.27	0.80
PP0.001 5	12.97	40	14.33	100	11.41	19.77	0.42
PP0.001 5	13.96	40	14.33	100	9.97	21.24	0.62
PP0.001 5	14.95	40	14.33	100	8.85	22.73	0.74
PP0.001 5	8.63	15	10.97	100	8.70	42.17	12.52
PP0.001 5	10.41	20	10.97	100	8.34	39.77	10.76
PP0.001 5	11.99	25	10.97	100	8.08	37.40	9.13
PP0.001 5	13.41	30	10.97	100	7.82	34.90	7.63
PP0.001 5	14.72	35	10.97	100	7.81	32.29	6.23
PP0.001 5	15.94	40	10.97	100	7.58	29.60	4.90
PP0.001 5	17.09	45	10.97	100	7.62	26.92	3.63
PP0.001 5	18.17	50	10.97	100	7.58	24.29	2.40
PP0.001 5	15.94	40	9.30	100	7.58	35.75	7.36
PP0.001 5	15.94	40	12.65	100	7.58	26.28	2.71
PP0.001 5	15.94	40	14.33	100	7.58	24.27	0.80
PP0.001 5	15.94	40	7.83	80	7.58	25.88	7.07
PP0.001 5	15.94	40	9.45	90	7.58	27.76	5.92
PP0.001 5	15.94	40	12.44	110	7.58	31.42	3.95
PP0.001 5	15.94	40	13.83	120	7.58	33.24	3.07

2 仿真方法

2.1 仿真方法及算例验证

本文对双钟形喷管流动进行二维准定常仿真。如图 6 所示,流场计算域的纵向为 $200R_{th}$, 横向为 $400R_{th}$ 。在划分网格时对壁面处网格进行加密,以保证壁面 y^+ 在能够满足湍流模型要求的个位数量级。

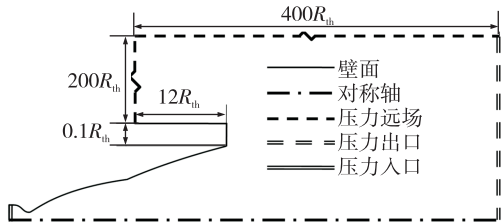


图 6 计算域及边界条件

Fig. 6 Nozzle computational domain and boundary conditions

本文所研究的双钟形喷管依托于某型液氧/煤油发动机推力室,其混合比为 2.4,燃烧室压力 $p_c = 8.5 \text{ MPa}$ 、燃烧室温度 $T_c = 3\,643.34 \text{ K}$ 。燃气的比热比 $\gamma = 1.144$ 、气体常数 $R_g = 360.3 \text{ J/(kg} \cdot \text{K)}$,并将其假设为理想气体。将燃烧室出口的燃气状态视为完全发展的湍流。忽略燃气在喷管内的化学动力学行为和燃气在高温下的离解过程,忽略真实流动过程中燃烧室出口燃气的不均匀性。忽略喷管壁面温度沿轴向的变化,将其视为定值,也忽略燃气向喷管壁面的辐射换热。基于密度求解器(适用于超声速流动),采用二阶迎风、差分格式进行计算。将双钟形喷管入口设置为压力入口边界,其参数采用燃烧室生成的燃气参数。右侧为计算域出口,设置为压力出口边界。计算域的左侧和上侧为压力远场边界。为模拟不同飞行高度下的流场,修改边界条件中(除喷管入口外)的压力和温度,使之

与对应高度的大气参数相一致。在计算时,监控双钟形喷管出口和计算域出口的流量、压力、马赫数等参数,当监控参数无明显变化且残差下降至 10^{-4} 以下时判定结果收敛。

利用文献[19]中的试验数据校验仿真方法的准确性。图7对比了仿真得到双钟形喷管的壁面压力与试验得到的结果,可知不同喷管落压比 r_{np} 下, $k-\omega$ SST湍流模型得到的壁面压力最为准确,但SA模型得到的分离点位置与试验结果最为接近, $k-\omega$ RNG模型则将分离区壁面压力模拟过大。对双钟形喷管而言,分离点位置与模态转换过程密不可分,是最需要保证的参数。

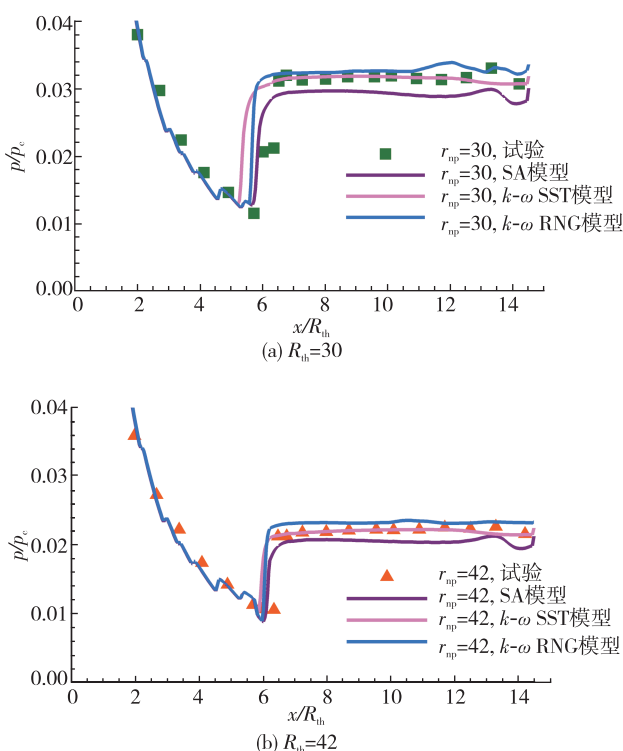


图7 不同湍流模型得到的双钟形喷管壁面压力分布

Fig. 7 Wall pressure distribution of the dual-bell nozzle obtained by different turbulence models

文献[19-20]也对不同湍流模型得到的结果与试验结果进行了对比分析,认为SA模型综合最优,故本文也采用SA湍流模型进行研究。对SA模型而言,其属于一方程模型,对求解有曲壁面和逆压梯度影响的湍流边界层问题模拟效果较好,计算的收敛性也较好。

2.2 网格无关性验证

仿真计算结果受到网格量的影响。本文设计了3套不同节点数的结构化网格,双钟形喷管内部轴向和径向的网格节点数分别为 420×170 (计算域的总节点数12万)、 600×250 (计算域的总节点数23万)、 850×355 (计算域的总节点数45万)。3套网格轴向和径向的节点数依次呈1.42倍数变化。对3套网格而言,在径向,壁面处网格尺寸最小,均为0.01 mm;在轴向,因节点数量的不同,3套网格的轴向最小尺寸分别为11.60、8.11、5.73 mm。图8显示了通过上述3套网格在海平面及高空状态下得到的双钟形喷管壁面压力分布,可知喷管内部节点数为 600×250 和 850×355 网格的计算结果基本一致,而与节点数为 420×170 网格的结果差异较大。故本文的双钟形喷管流动的模拟采用喷管内部节点数为 600×250 的网格开展。图9显示了节点数缩减80%后的 600×250 网格。

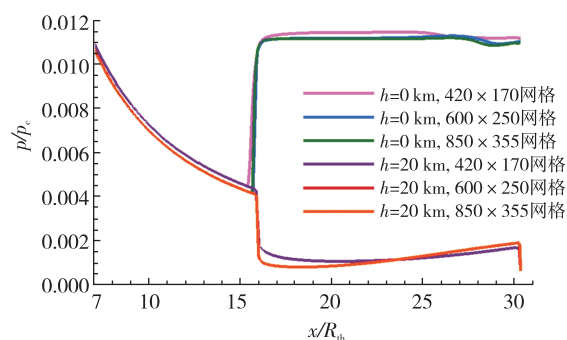


图8 网格无关性验证

Fig. 8 Grid independence verification

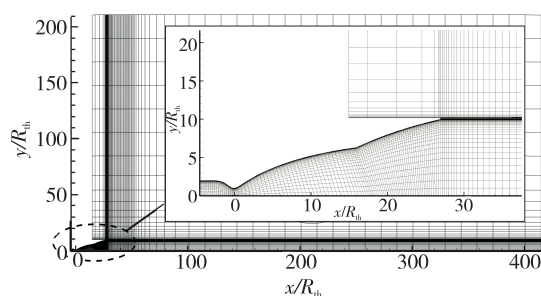


图9 节点数缩减80%后的 600×250 网格

Fig. 9 600×250 grid with cells shrunk by 80%

3 仿真结果

当双钟形喷管工作在分离模态时,在回流区,由于壁面压力 p_w 低于环境压力 p_a ,作用在此部分型面上的力与火箭飞行方向相反,形成阻力 F_D ,其大小通过对分离区壁面上内外压力差的积分得到,即

$$F_D = \int_{A_i}^{A_b} (p_a - p_w) dA \quad (1)$$

作用在未分离型面的推力 F_T 为

$$F_T = \dot{m} v_i (p_i - p_a) A_i \quad (2)$$

以未分离型面的推力减去分离区的阻力,便能够得到喷管总推力为

$$F = F_T - F_D \quad (3)$$

用阻力除以总推力,得到阻力系数 C_D 为

$$C_D = \frac{F_D}{F} \times 100 \quad (4)$$

式中: A_i 为分离点所在的截面积; A_e 为喷管出口面积; \dot{m} 为喷管流量; v_i 为分离点所在截面的平均速度; p_i 为分离点所在截面的平均压力。

当双钟形喷管的模态转换完成后,分离区消失,吸气阻力和阻力系数均为 0。

3.1 吸气阻力系数的变化趋势

不同设计参数的双钟形喷管吸气阻力系数随飞行高度的变化趋势如图 10 ~ 图 14 所示。

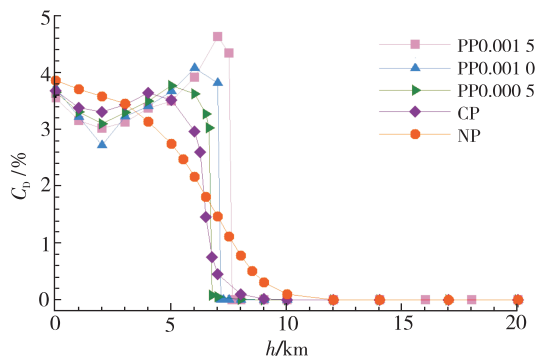


图 10 延伸段不同压力梯度的双钟形喷管吸气阻力系数随飞行高度变化趋势

Fig. 10 Aspiration drag of dual-bell nozzles with various wall pressure gradients of extensions against flight altitudes

由图可见,仅顺压梯度型面的吸气阻力系数随高度的增加持续减小,而其余构型的阻力系数随飞行高度的增加均呈现先减后增再骤降的趋势,该趋势与文献[14]关于吸气阻力随飞行高度的增加不断减小的趋势并不一致。因等压和逆压梯度构型能够进行快速的模态转换过程,故其阻力系数在模态转换过程中骤降为 0;顺压梯度构型不能进行快速模态转换过程,故其阻力系数缓慢减小至 0。

此外,设计参数对吸气阻力大小具有一定的影响,增加基础段长度和面积比、减小延伸段长度和面积比均有利于减小吸气阻力。

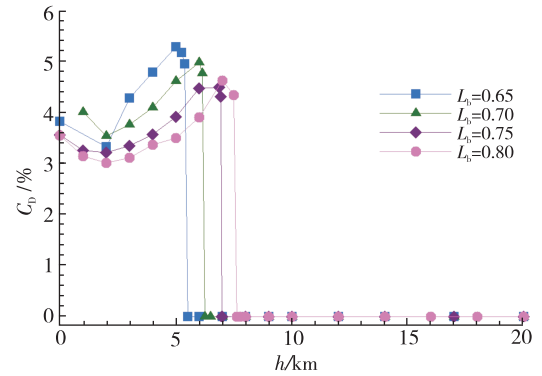


图 11 不同基础段长度的双钟形喷管吸气阻力系数随飞行高度变化趋势

Fig. 11 Aspiration drag of dual-bell nozzles with various lengths of base nozzles against flight altitudes

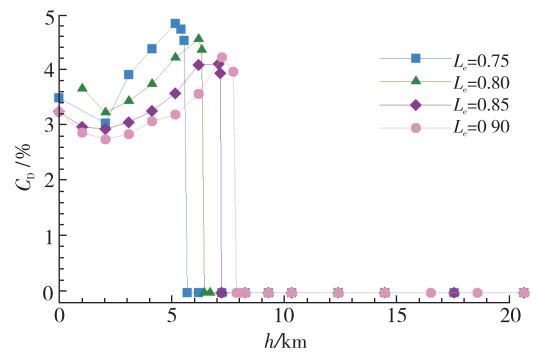


图 12 不同延伸段长度的双钟形喷管吸气阻力系数随飞行高度变化趋势

Fig. 12 Aspiration drag of dual-bell nozzles with various lengths of extensions against flight altitudes

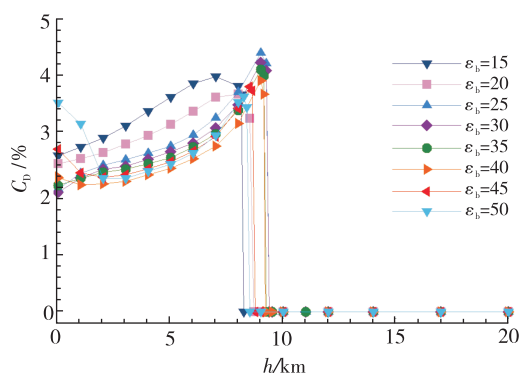


图 13 不同基础段面积比的双钟形喷管吸气阻力系数随飞行高度变化趋势

Fig. 13 Aspiration drag of dual-bell nozzles with various area ratios of base nozzles against flight altitudes

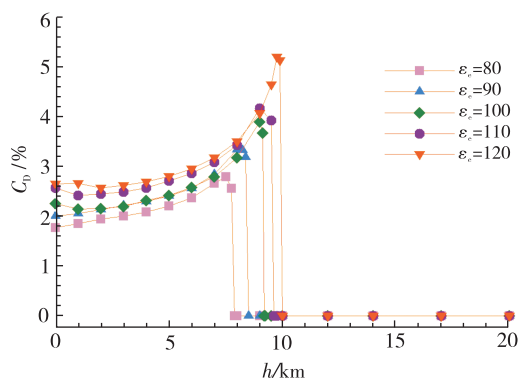


图 14 不同延伸段面积比的双钟形喷管吸气阻力系数随飞行高度变化趋势

Fig. 14 Aspiration drag of dual-bell nozzles with various area ratios of extensions against flight altitudes

3.2 吸气阻力的变化趋势分析

吸气阻力等于环境和回流间的压力差在回流区壁面上的积分,其值受回流区轴向尺寸和压力差的控制。当回流区轴向尺度不变时,压力差成为影响吸气阻力大小的关键因素。

文献[14]认为,回流区与环境之间的压力差均为环境压力的 $1/10$,故吸气阻力随飞行高度的增加、环境压力的减小而不断减小。但本文的研究结果显示,无论顺压梯度构型还是逆压梯度构型,在分离激波的规则反射阶段,压力差并不会显著减小,甚至还会不断增加。只有当双钟形喷管内的流场结构以马赫反射为主时,压力差才随着环境压力的降低而减小。

PP0.001 5 构型在不同高度下的流场马赫数云图如图 15 所示。由图 15 可知,PP0.001 5 构型在海平面工况下最先出现分离激波的马赫反射结构。随着飞行高度的增加,马赫杆高度逐渐减小。在 $h = 3 \sim 4$ km 范围内,马赫反射转换为规则反射。此后,在模态转换前,流场均以规则反射为主。

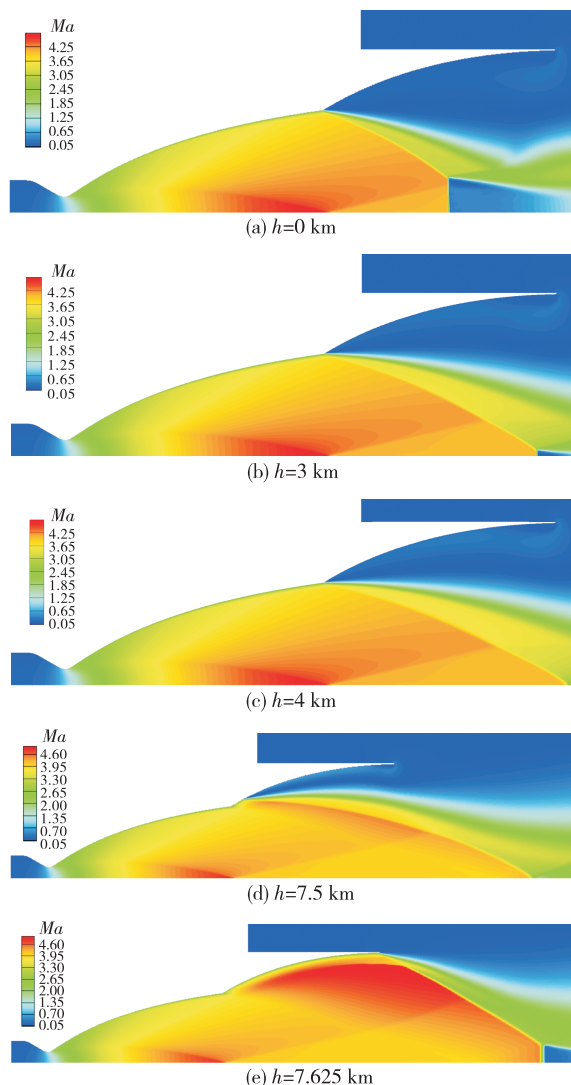


图 15 PP0.001 5 构型在不同高度下的流场马赫数云图

Fig. 15 Mach number contour of PP0.001 5 model at different heights

在分离激波的马赫反射阶段($h = 0 \sim 2$ km),吸气阻力随着飞行高度的增加而减小。但在 $h = 2$ km $\sim h_{tr}$ (h_{tr} 为模态转换高度) 范围内,规则反射流场结构下的压力差并不总是环境压力的 $1/10$,吸气阻力的变化另有其他原因。

双钟形喷管吸气阻力随回流区轴向尺寸的变化趋势如图 16 所示。不同高度下壁面压力分布如图 17 所示。对于顺压梯度构型而言,其回流区轴向尺寸 ΔL_r 随飞行高度增加逐渐减小,而回流区压力与环境压力间的差值 Δp 基本不变。正是由于回流区的缩小,才造成在压力差基本不变的情况下吸气阻力依然呈现递减的趋势。

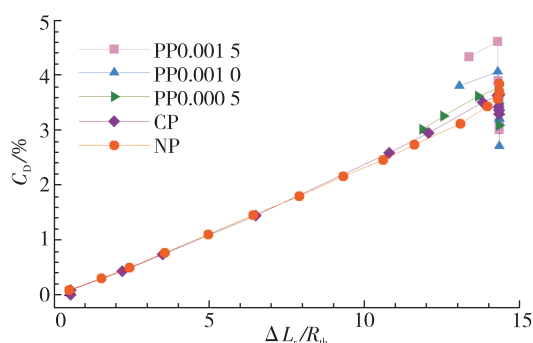


图 16 延伸段不同压力梯度的双钟形喷管的吸气阻力随回流区轴向尺寸的变化趋势

Fig. 16 Aspiration drag of dual-bell nozzles with various wall pressure gradients of extensions against the axial size of the recirculation zone

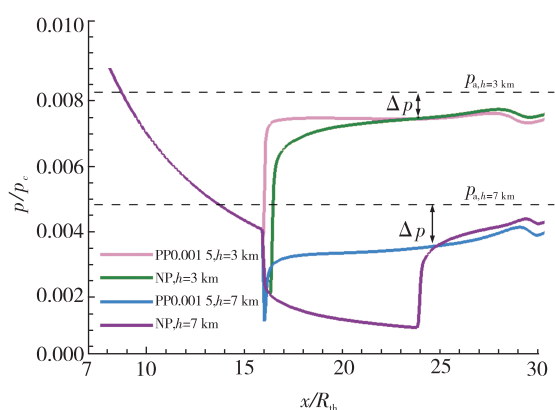


图 17 PP0.001 5 构型和 NP 构型在 $h=3$ km 和 $h=7$ km 下的壁面压力分布

Fig. 17 Wall pressure distributions of PP0.001 5 and NP models at $h=3$ km and $h=7$ km

对逆压梯度构型而言,其在分离工作模态阶段的分离点位置基本不变,但压力差显著增大(图 17 中,PP0.001 5 构型在 $h=7$ km 下的压力差明显大于 $h=3$ km),此为造成该构型的吸气阻力随着飞行

高度增加、环境压力降低而逐渐增加的根本原因。压力差的增加表明当分离点位置固定时,规则反射流态下的回流区更加扁平化,分离激波的激波角不断减小,分离激波产生的压升越来越不足以匹配环境压力,最终导致回流与大气间的压力差越来越大,进而导致吸气阻力不断增大。

该现象不仅出现在本文的双钟形喷管研究中,通过 Gross 等的试验结果^[21]也能够发现双钟形喷管内存在回流区与环境间的压力差随落压比增大而增大的情况。图 18 显示了文献[21]试验获得的 CP 构型在不同落压比工况下的壁面压力分布,可以看出,随着落压比的增加,等压分布构型的回流区壁面压力不断降低,而回流区与环境间的压力差不断增加。对延伸段等压分布的双钟形喷管而言,当落压比为 30 时,回流区与环境间的平均压力差 $\Delta p = 0.045 p_{a,sl}$;而当落压比升至 80 时,平均压力差 $\Delta p = 0.105 p_{a,sl}$ 。

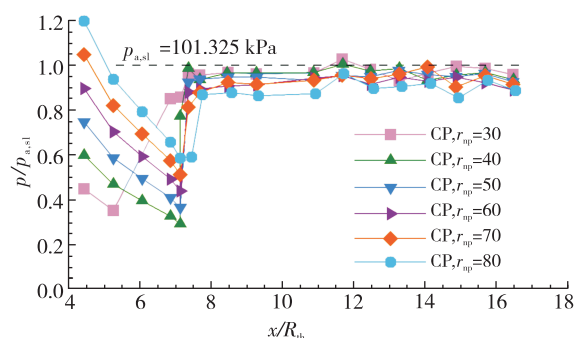


图 18 文献[21]对 CP 构型的试验壁面压力分布

Fig. 18 Wall pressure distributions of CP model by experiment from Ref. [21]

文献[21]对其试验所用的双钟形喷管进行了仿真研究,从流场结构可知,等压分布构型在压力差增大阶段出现的流场结构均为分离激波的规则反射,与本文的研究结果一致。

综合仿真和试验的结果可知,能够进行快速模态转换的双钟形喷管在分离激波的规则反射流态下确实存在吸气阻力逐渐增大的情况,而该现象产生的根本原因在于分离点位置的固定。正因非负压力梯度构型在低空工作阶段的分离点位置基本不变,随着飞行高度的增加和环境压力的下降,回

流区轴向尺寸并不会减小,而是越来越扁平化。扁平化的回流区诱导出的分离激波较弱,导致该激波产生的压升较小,作用于回流区壁面的回流与环境大气间的压力差增大,进而导致吸气阻力增大。

4 结 论

吸气阻力在评估双钟形喷管分离工作模态阶段的性能具有重要作用。文献[14]认为吸气阻力随飞行高度的增加而不断减小,但在本文的研究中,并非所有构型的双钟形喷管均表现出吸气阻力递减的趋势。主要结论如下。

1) 顺压梯度构型的吸气阻力随飞行高度的增大而不断降低,与文献[14]论述一致;但逆压和等压梯度构型的吸气阻力随着飞行高度的增加呈现出先减小后增加的趋势,变化拐点出现在飞行高度为2 km附近。

2) 回流区轴向尺寸和压力差共同决定了吸气阻力的大小。在模态转换前的规则反射阶段,回流区轴向尺寸不断减小是造成顺压梯度构型吸气阻力不断降低的原因,而压力差的不断增加则是等压和逆压梯度构型吸气阻力不断增加的原因。

3) 增加基础段长度和面积比、减小延伸段长度和面积比均有利于减小吸气阻力,阻力系数的减小幅值约为1%~2%。

参考文献

- [1] FREY M, MAKOWKA K, AICHNER T. The TICTOP nozzle: a new nozzle contouring concept [J]. CEAS Space Journal, 2017, 9(2): 175-181.
- [2] HOLLOWAY J, LIMERICK C. The challenge of reusable, single stage to orbit propulsion [C]//Aerospace Design Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1993.
- [3] 刘昌国, 邱金莲, 陈明亮. 液体火箭发动机复合材料喷管延伸段研究进展[J]. 火箭推进, 2019, 45(4): 1-8.
LIU C G, QIU J L, CHEN M L. Research progress of composites nozzle extension for liquid rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2019, 45(4): 1-8.
- [4] ÖSTLUND J, MUHAMMAD-KLINGMANN B. Supersonic flow separation with application to rocket engine nozzles[J]. Applied Mechanics Reviews, 2005, 58(3): 143.
- [5] SHI J. Rocket engine nozzle side load transient analysis methodology: a practical approach [C]//46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2005.
- [6] STARK R H, GENIN C. Scaling effects on side load generation in subscale rocket nozzles [C]//52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2016.
- [7] WATANABE Y, SAKAZUME N, YONEZAWA K, et al. LE-7A engine nozzle flow separation phenomenon and the possibility of RSS suppression by the step inside the nozzle [C]//40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2004.
- [8] HAGEMANN G, IMMICH H, VAN NGUYEN T, et al. Advanced rocket nozzles[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(5): 620-634.
- [9] 杨建文, 付秀文, 刘亚洲, 等. 不同设计型面对双钟形喷管性能影响[J]. 火箭推进, 2021, 47(5): 14-21.
YANG J W, FU X W, LIU Y Z, et al. Influence on performance of dual-bell nozzle with different design contours[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(5): 14-21.
- [10] MARTELLI E, NASUTI F, ONOFRI M. Numerical parametric analysis of dual-bell nozzle flows [J]. AIAA Journal, 2007, 45(3): 640-650.
- [11] NASUTI F, ONOFRI M, MARTELLI E. Role of wall shape on the transition in axisymmetric dual-bell nozzles[J]. Journal of Propulsion and Power, 2005, 21(2): 243-250.
- [12] KBAB H, SELLAM M, HAMITOUCHE T, et al. Design and performance evaluation of a dual bell nozzle [J]. Acta Astronautica, 2017, 130: 52-59.
- [13] STARK R, GÉNIN C, SCHNEIDER D, et al. Ariane 5 performance optimization using dual-bell nozzle extension[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2016, 53(4): 743-750.
- [14] FREY M, HAGEMANN G. Critical assessment of dual-bell nozzles[J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(1): 137-143.
- [15] GENIN C, STARK R H, SCHNEIDER D. Transitional behavior of dual bell nozzles: contour optimization [C]//

- 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2013.
- [16] VERMA S B, STARK R, NUERENBERGER-GENIN C, et al. Cold-gas experiments to study the flow separation characteristics of a dual-bell nozzle during its transition modes[J]. *Shock Waves*, 2010, 20(3): 191-203.
- [17] HAGEMANN G, TERHARDT M, HAESELER D, et al. Experimental and analytical design verification of the dual-bell concept[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18(1): 116-122.
- [18] 刘亚洲, 李平, 陈宏玉, 等. 不同延伸段压力分布的双钟形喷管设计[J]. *航空动力学报*, 2022, 37(2): 424-432.
- LIU Y Z, LI P, CHEN H Y, et al. Design of dual-bell nozzles with different extension pressure distributions[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2022, 37(2): 424-432.
- [19] SCHNEIDER D, GÉNIN C. Numerical investigation of flow transition behavior in cold flow dual-bell rocket nozzles[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2016, 32(5): 1212-1219.
- [20] SCHNEIDER D, STARK R, GÉNIN C, et al. Active control of dual-bell nozzle operation mode transition by film cooling and mixture ratio variation[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2019, 36(1): 47-58.
- [21] GROSS A, WEILAND C. Numerical simulation of separated cold gas nozzle flows[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20(3): 509-519.