# 中心体位置对轴对称可调进气道跨声速 流动特性的影响研究<sup>\*</sup>

鲁世杰1,黄河峡1,谭慧俊1,蔡 佳1,2,雷 鸣3,凌文辉3

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏省航空动力系统重点实验室,江苏南京 210016;
2. 南京工业职业技术大学 航空工程学院,江苏南京 210023;
3. 北京动力机械研究所,北京 100074)

摘 要:为了探究跨声速状态下轴对称中心体可调进气道的流动特性,设计了一个轴对称变几何进 气道,研究了其在Ma<sub>0</sub>=1.1时不同中心体调节位置下的流场特征和气动性能,获得了其口部和泄流腔内 流动特性、节流特性以及气动性能。结果表明:四个不同中心体位置的进气道在Ma<sub>0</sub>=1.1状态下呈现出 3种不同的口部波系结构,分别为:全亚声速流动、"λ"波系和单道脱体弓形波。当中心体位置靠后 时,进气道为混压式,入口处为全亚声速流动,肩部泄流腔始终处于正常泄流状态;当中心体位置靠前 时,进气道为外压式,入口会呈现"λ"波系与单道脱体弓形波两种情况,泄流腔在低反压下为倒吸状 态,而在高反压下转变为泄流状态。进气道处于外压式时在中心体一侧会产生大尺度的分离,抗反压能 力相比处于混压式时略差。随着中心体前移距离的增大,进气道的流量系数和总压恢复系数都呈现不同 程度的下降,其中总压恢复系数下降了14.8%,流量系数下降了7.5%。因此,对于本文研究的进气道而 言,跨声速状态下其工作在混压式状态时具有较好的工作性能,其对应的较佳内收缩比为1.05。

关键词:轴对称可调中心体进气道;中心体位置;跨声速;口部波系;节流特性 中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 05-200695-12 DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200695

# Effects of Centerbody Position on Flow Characteristics of an Axisymmetric Variable-Centerbody Inlet at Transonic State

LU Shi-jie<sup>1</sup>, HUANG He-xia<sup>1</sup>, TAN Hui-jun<sup>1</sup>, CAI Jia<sup>1,2</sup>, LEI Ming<sup>3</sup>, LING Wen-hui<sup>3</sup>

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

College of Aviation Engineering, Nanjing Vocational University of Industry Technology, Nanjing 210023, China;
 Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China)

**Abstract**: To investigate the flow characteristics of an axisymmetric inlet with variable positions of centerbody at transonic state, an axisymmetric variable-geometry inlet is designed. Flow characteristics at the entrance and bleeding chamber, throttling characteristics and aerodynamic performance of the inlet with different center-

**基金项目**:国家自然科学基金(51906104;12025202;U20A2070); 瞬态物理国家重点实验室基金(6142604200212);国家 科技重大专项(J2019-Ⅱ-0014-0035)。

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2020-09-08; 修订日期: 2020-11-20。

作者简介:鲁世杰,硕士生,研究领域为内流空气动力学。

通讯作者:谭慧俊,博士,教授,研究领域为内流空气动力学的计算及实验。

引用格式:鲁世杰,黄河峡,谭慧俊,等.中心体位置对轴对称可调进气道跨声速流动特性的影响研究[J].推进技术, 2022,43(5):200695. (LU Shi-jie, HUANG He-xia, TAN Hui-jun, et al. Effects of Centerbody Position on Flow Characteristics of an Axisymmetric Variable-Centerbody Inlet at Transonic State[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(5):200695.)

body positions are obtained by numerical simulation under the free flow Mach number of 1.1. The results show that 3 types of shock wave systems appear at the entrance, which includes full subsonic flow,  $\lambda$ -type shock waves and single detached bow shock. When the centerbody locates backward, the inlet is a mixed-compression type one with full subsonic flow in the entrance, and the shoulder bleeding chamber is always normally operated. When the centerbody locates forward, the inlet is an external-compression type one with  $\lambda$ -type shock waves or single detached bow shock, and the chamber is at the state of suction under low back pressure, transforming into an inversion state under high back pressure. In addition, a large-scale separation babble lies on the side of centerbody when the inlet works in the external-compression state, which have worse capability of resisting the adverse pressure gradient than that in the mixed-compression state. With increasing the centerbody translation distance, the mass flow coefficient and total pressure recovery coefficient of the inlet decrease to some extent, among which the total pressure recovery coefficient decreases by 14.8% and the mass flow coefficient decreases by 7.5%. Therefore, when the studied inlet work in the mixed-compression state, it has better performance at transonic state, and the corresponding internal contraction ratio is 1.05.

**Key words**: Variable-centerbody axisymmetric inlet; Position of centerbody; Transonic state; Shock wave system at entrance; Throttling characteristics

# 1 引 言

近年来, TBCC (Turbine Based Combined Cycle Engine)组合循环发动机因其具有较高的作战效能、 生存能力、低速性能[1]和经济适用性[2-3],成为世界各 国竞相发展的推进动力形式。进气道作为TBCC推 进系统的重要组成部件,不仅需要高效地向发动机 提供一定压力、温度和流量的空气,还肩负着出口流 场均匀性调节以及隔离上、下游扰动等功能[4]。一般 而言,进气道在高马赫数下需要较大的内收缩比以 提高性能,而在低马赫数下为了保证其起动性能和 流量系数要求,则需要适当降低内收缩比。因此,为 了兼顾低马赫数和高马赫数下的性能,需要采用变 几何方法来使进气道在宽速域条件下高效稳定地工 作,目前主流的变几何进气道均采用保证捕获面积 不变、改变喉道面积的方法调节内收缩比。在这种 情况下,高马赫数时进气道往往具有较大的内收缩 比,进气道内部激波/边界层效应显著,需要对边界层 进行有效吸除来避免出现较大的分离。

早在1949年,Hayes<sup>[5]</sup>就提出了轴对称变几何进 气道方案,其通过实验与理论研究了可膨胀式的中 心体对进气道整体性能影响。研究结果表明,通过 改变中心体的肩部高度可以在不产生较大性能损失 的情况下获得需要的流量并且稳定工作。20世纪60 年代,美国成功研制出一代经典-SR-71黑鸟侦察机, 其配套的 J-58 发动机是 TBCC 推进系统的雏形<sup>[6]</sup>。 J-58 发动机采用的变几何结构为可前后平移的中心 体,设计马赫数为3。当进气道处于设计状态时,中 心体产生的激波恰好与唇口相交,此时内收缩程度 最大。随着马赫数减小,中心体逐渐向前移动,当马 赫数达到1.6时,中心体达到最前位置。美国马里兰 大学的Colville等和Starkey等<sup>[7-10]</sup>对J-58的进气道进 行了反设计,并成功地将其工作范围拓宽至马赫数7。

在以上变几何轴对称进气道的研究基础上,研 究人员开展了中心体平移与锥体型面变化相结合的 变几何方案。NASA 提出了 VDC(Variable Diameter Centerbody)<sup>[11-13]</sup>混压式进气道,该进气道的中心体为 可调节伞状结构。VDC进气道可以在各种工作条件 下获得较好的性能,但其在实际过程中面临诸如结 构可靠性差、易疲劳破坏等问题,工程实现难度较 大。为了解决上述问题,文献[14-17]提出一种中心 体开槽加前后平移的变几何方案——TCCB(Translating Channeled Center Body)进气道。相比于 VDC进 气道,TCCB进气道具有结构更简单、重量更轻等优 势,并且无需通过溢流来满足进气道在低马赫数下 的起动问题。但内通道开槽会造成周向上较大的压 力梯度,增大出口流场畸变。文献[18-19]提出了一 种多级盘式轴对称进气道 MRD(Multi-row Disk Inlet),其将中心体整体拆分为一个圆锥体和间距可调 的多级圆锥盘。这种进气道利用气动压缩面代替了 物理压缩面,极大地减轻了整体的重量并且通过圆 盘间的空腔抑制了边界层的发展。但其中心体宝贵 的内部空间变得不可用,并且飞行器在非常规飞行 状态下空腔中的旋涡将不再稳定,从而干扰整体流 场。不同于之前的方案, Skylon 飞行器的 SABRE<sup>[20]</sup> 发动机采用了一种新型的调节方式,其将进气道分 为多个子通道,通过中心体及其中间隔板平移的方 式来实现变几何调节,因此在调节过程中中心体整 体型面未发生改变。该进气道的重量相比于常规变 几何进气道可减轻约80%,但同时也存在喉道马赫数 过高、各子通道间流动耦合明显等不足。

可以看到,现有研究主要关注变几何进气道在 马赫数2及以上工况下的流场特征及气动性能,然而 实际上变几何进气道在跨声速状态下的流动特性以 及推阻平衡问题是关键<sup>[17]</sup>,但对于其在跨声速状态 下的研究目前仍然比较缺乏,影响进气道流动特性和 气动性能的因素尚不清楚,设计进气道时需要着重考 虑该状态。为此,本文在设计了一个中心体位置可调 的进气道基础上,探究了跨声速(*Ma*<sub>0</sub>=1.1)状态下中心 体位置对进气道流场特征及气动性能的影响。

### 2 物理模型及计算方法

### 2.1 进气道气动型面设计

本文设计了一种轴对称可调中心体式进气道, 见图1(a)。该进气道的巡航马赫数为4,外压段采用 半锥角为15°的单级锥形激波压缩,出口截面为环 形。为了降低进气道的气动阻力,唇罩内型面初始 段为水平,因此,进气道唇罩激波/边界层干扰现象很 强,特别是在巡航马赫数状态。为了避免强唇罩激 波诱导边界层形成大尺度的分离,在喉道处附近布 置了泄流结构,如图1所示。中心体附近排出的气流 经中心体内部的腔体和空心支板中的气路进入外界 大气。为了溢除结尾激波位于喉道附近时在唇罩侧 诱导产生的分离区,借鉴J-58的设计,通过引射流路 将唇罩一侧排除的边界层低能流吸入喷管与主流混 合(完整模型采取四支板结构),从而达到引射增推 的效果<sup>[21]</sup>。进气道的主要设计参数在表1中列出,各 设计参数均通过发动机进口直径D无量纲化。

Table 1	Main	design	parameters	of	the	inlet
---------	------	--------	------------	----	-----	-------

Parameter	Value
Radius of the centerbody $R_1/D$	0.32
Radius of the cowl $R_2/D$	0.50
Radius of the shell $R_3/D$	0.64
Half-cone angle $\delta/(\degree)$	15

在低于巡航马赫数状态,通过向上游平移中心体,结合内弯的唇罩内型面,达到改变进气道喉道的位置以及喉道面积的目的。前进距离以d<sub>tran</sub>表示,并以巡航马赫数状态下中心体所在的位置作为d<sub>tran</sub>的原点。图1(b)给出了Ma<sub>0</sub>=1.1时的进气道示意图。进气道巡航状态型面确定之后,该进气道的调节规律只有中心体前进距离d<sub>tran</sub>一个参数。为了探索在跨声速状态下最佳的中心体位置,研究了其在4个不同中心体位置下的流场特征和气动性能。4个中心体位置对应的总收缩比、内收缩比列于表2中。其中A和B位置下为混压式进气道,C和D位置下为外压式进气道,U位置B(d<sub>tran</sub>/D=0.45)作为本文分析的基准位置。

### 2.2 数值仿真方法介绍

本文采用商业CFD软件Fluent进行数值计算,选 用理想气体作为研究介质,并通过Sutherland公式求 解分子粘性系数,壁面均为绝热无滑移固壁。湍流 模型采用*k-ω*SST模型,该模型广泛应用于进气道内 外流仿真<sup>[22-23]</sup>,具有较好的仿真预测精度。采用二阶 迎风格式对 N-S方程进行求解。使用 ICEM 软件进 行网格划分,如图 2 所示,由于边界条件、流动区域的



Fig. 1 Sketch of the axisymmetric variable-centerbody inlet

200695-3

Table 2 Tatameters of the infect with 4 center body position							
Position	Centerbody translation distance $d_{\rm tran}/{\rm mm}$	$d_{\rm tran}/D$	Internal contraction ratio $CR_{\rm in}$	Total contraction ratio $CR_t$			
A	280	0.38	1.21	4.17			
В	330	0.45	1.05	4.17			
С	380	0.51	—	4.17			
D	430	0.58	_	4.06			

 Table 2
 Parameters of the inlet with 4 centerbody position

对称性,选取流动区间的1/4作为计算域,同时对整 个放气流路进行模拟。第一层网格取0.01mm,保证 绝大部分近壁 y<sup>+</sup>在10以内,网格总量约为500万。



#### 2.3 算例验证

为了检验上述仿真方法的可靠性,根据该模拟 方法对文献[17]给出的TCCB轴对称进气道模型进 行了仿真研究。该进气道通过F-15飞机挂飞完成飞 行试验,飞行马赫数为1.3。图3中给出了临界状态 下60°子午面中心体上的沿程静压分布对比。从图3 中可以看出,本文的仿真方法得到的壁面沿程静压 与文献中的飞行实验数据吻合得较好。由此可见, 该仿真方法可以较为准确地模拟跨声速状态下进气 道内的复杂流动。



Fig. 3 Surface static pressure distribution of the inlet model

# 3 计算结果与分析

# 3.1 进气道口部流动特性分析

图 4 给出了当 Ma<sub>0</sub>=1.1时,中心体处于基准位置 B(d<sub>tran</sub>/D=0.45)时,在出口反压 p<sub>b</sub>=1.0p<sub>0</sub>马赫数等值线 图,为了便于分析,用黑线在马赫数等值线图中标注 出声速线。进气道口部呈现出全亚声速流动,这是 由于来流马赫数很低,当流经半锥角15°的中心体之 后,形成脱体激波。波后亚声速气流在经过肩部之 后,因流道弯曲加速至超声速,形成第1个局部超声 速区。随后,由于进气道喉道处流动壅塞,在进气道 入口诱导产生一道正激波,在正激波作用下,超声速 气流减速至亚声速。亚声速气流进一步减速增压, 在入口截面形成了一个压力极大值点,如图5所示。 当亚声速气流进入到管道之后,流道先收缩后扩张, 类似于拉瓦尔喷管,气流在喉道截面重新加速至声 速,从而形成第2个局部超声速区。

图 6 给出了 Ma<sub>0</sub>=1.1, p<sub>b</sub>=1.0p<sub>0</sub>时,不同中心体位 置(d<sub>tran</sub>/D=0.38/0.45/0.51/0.58)下进气道口部附近流 场结构和第二个放气腔的流线图。与基准位置 B 相 比,中心体位置 A(d<sub>tran</sub>/D=0.38)向下游平移了 50mm, 其内收缩比大于基准位置,因此喉道截面的流通能 力更差。该进气道口部同样呈现出全亚声速流动, 壅塞所产生的正激波进一步前移,使得进气道入口 上游的第1个局部超声速区彻底消失,中心体上的压 力分布由基准模型中的顺压梯度转变成逆压梯度, 如图 7(a)所示。气流经过锥形激波后直接以亚声速 进入进气道,在喉道处加速至超声速并通过结尾激 波减速为亚声速。当中心体相对于基准位置向上游 平移 50mm(位置 C, d<sub>tran</sub>/D=0.51),此时进气道完全为



Fig. 4  $Ma_0=1.1, p_b=1.0p_0$ , Mach number contours of the baseline inlet ( $d_{tran}/D=0.45$ )

200695-4



Fig. 5  $Ma_0=1.1$ ,  $p_b=1.0p_0$ , static pressure distribution $(p/p_0)$ of the baseline inlet  $(d_{trap}/D=0.45)$ 

入进气道并因此形成了复杂的口部"λ"波系结构。 这是由于中心体的前移使得肩点前的压缩面完全处 于进气道外部,气流进入进气道前得以充分膨胀。 唇罩激波和中心体处的边界层相互干扰,诱导形成 一道分离激波,分离激波前马赫数达到了1.4。中心 体的前移同时改变了泄流腔处的流动,肩部膨胀产 生的低压区使得下游分离包前移并覆盖第二个泄流 腔,从图7(a)可以发现第二个泄流腔处的压力波动 逐渐消失,此时第二个泄流腔中流态发生改变,前4 个放气缝出现回流,第5个放气缝仍为泄流状态。当 中心体前移 100mm(位置 D, d<sub>ten</sub>/D=0.58)时, 如图 6 (d)所示,压缩面一侧分离区进一步增大并前移,形 成一道左行分离激波,并产生超声速溢流。气流局 部膨胀加剧,肩点处的马赫数与逆压梯度进一步增 大(分离激波前马赫数为1.42,如图7所示)。分离激 波后超声速气流撞击在唇罩,形成一道脱体激波。 从图6中可以看到,第二个泄流腔中五个放气缝全部 为回流状态,分离包尺寸增大,第二个泄流腔处分离 包高度明显增加。这导致了主流气动型面进一步收 窄,激波串波节数增加,并且与下游引射流路的局部 招声谏区相连。

总体来说,4个不同中心体位置的进气道在p<sub>b</sub>= 1.0p<sub>0</sub>状态下呈现的波系结构可分为3种。当中心体 比较靠后,进气道为混压式进气道时,人口为全亚声 速流动且无溢流;当中心体前移,进气道变为纯外压 式进气道时,肩部附近气流加速形成局部超声速区, 在人口附近诱导产生较为复杂的激波结构,并且由 于加速之后的压力较低,第二个泄流腔内的流动由 正常泄流逐渐演变成回流,使得压缩面一侧的激波/ 边界层干扰现象较为明显。

# 3.2 进气道节流特性分析

图 8 为位置 A(d<sub>tran</sub>/D=0.38) 与 B(d<sub>tran</sub>/D=0.45) 在不 同反压下的马赫数等值线图。以中心体处于基准位 置B为例,该情况下喉道位于第二个泄流腔处,低反 压状态下(p<sub>b</sub>=1.0p<sub>0</sub>)结尾激波位于喉道下游,结合图9 壁面压力分布曲线可以发现,压缩面上第二个泄流 腔处压力振荡整体呈下降趋势,且在第二个泄流腔 后压力迅速增加,此时边界层主要从第二个泄流腔 前3个放气缝中排出;随着出口压力p,升高,结尾激 波逐渐前移并演变为正激波站立于第二个泄流腔 处,同时由于主流压力升高,激波根部分离区高度有 所减小,第二个泄流腔后壁面压力明显升高超过泄 流腔前3个放气缝,此时边界层主要从后2个放气缝 中排出;当结尾激波越过喉道(p<sub>b</sub>=1.9p<sub>0</sub>)并推出进气 道,管道中超声速区消失,发现下游压力扰动传导至 上游第一个泄流腔处致使入口上游超声速区也接近 消失,演变为全亚声速流动,此时泄流腔处的分离区 消失,第二个泄流腔处压力由振荡下降变为振荡上 升,边界层大多从后2个放气缝中排出。

中心体处于位置A与B时的节流特性整体相 似,低反压状态下(p<sub>b</sub><1.9p<sub>0</sub>)于管内喉道后出现一道 结尾激波,随着压力升高结尾激波逐渐越过喉道推 出进气道外变为亚声速流动,不同点在于中心体处 于位置B时较为靠前,在压缩面一侧两泄流腔间形 成极大值点,而处于位置A时在此范围内表现为顺 压梯度。

图 10(a)~(d)为中心体处于位置 C(d<sub>tran</sub>/D=0.51) 时不同反压下的马赫数等值线图。在 p<sub>b</sub>=1.0p<sub>0</sub>工况 下,中心体处于位置C与基准位置B时流场的区别已 于上文分析过,在此不做赘述,但壁面压力分布则呈 现明显区别,受下游分离包覆盖第二个泄流腔的影 响,该处压力较为平稳未出现大尺度的振荡。当出 口压力逐渐升高(p<sub>b</sub>=1.5p<sub>0</sub>),结尾激波后的激波串第 二个波节和下游引射流路入口的超声速区逐渐消 失,第一个波节末尾处的激波位置明显前移。分离 激波与唇罩激波相交产生的马赫杆高度增加,靠近 压缩面的一端从强解演变为弱解,并使波前超声速 区域与波后激波串第一个波节相连。同时结尾激波 的前移使得泄流腔处压差增大,泄流量增加。随着 压力持续升高(p<sub>b</sub>=1.7p<sub>0</sub>),结尾激波与第一个波节末 尾的激波继续前移,波前超声速区域第一个波节重 新分开。此时结尾激波的位置已十分靠前,且唇罩



(d)  $d_{tran}/D=0.58$ 

Fig. 6  $Ma_0=1.1, p_b=1.0p_0$ , Mach number contours of the inlet with different centerbody positions



Fig. 7  $Ma_0=1.1, p_b=1.0p_0$ , static pressure distribution( $p/p_0$ ) of the inlet with different centerbody positions



Fig. 8  $Ma_0=1.1$ , Mach number contours of the inlet with the centerbody positions  $d_{tran}/D$  of 0.38 and 0.45

一侧的"λ"结构接近消失,马赫杆高度达到通道高度 的40%,此时第4个放气缝也转变为泄流状态。高反 压状态下(p<sub>b</sub>=1.9p<sub>0</sub>),激波串演变为一个非常小的超 声速区,结尾激波已脱离唇口形成一道弓形激波,该 弓形激波上方的"λ"结构完全消失,马赫杆高度发展 为通道高度的60%。且受主流高压影响下游分离区 消失,仅剩泄流腔处由前2个放气缝回流所致的小尺 度分离,后3个放气缝均为正常泄流状态,结合图11 可以看到泄流腔处重新出现大范围压力波动。此 外,相比中心体处于位置A和B时唇罩一侧的入口压 力始终不变,处于位置C时进口压力在结尾激波推出 进气道后出现了明显升高。



Fig. 9  $Ma_0=1.1$ , static pressure distribution  $(p/p_0)$  of the inlet with the centerbody positions  $d_{wa0}/D$  of 0.38 and 0.45

中心体处于位置 $D(d_{tran}/D=0.58)$ 时,节流特性与 处于位置C时较为相似,随着反压升高,结尾激波波 节数逐渐减少,并在p<sub>b</sub>=1.7p<sub>0</sub>时完全消失;不同之处是 其结尾激波在低反压状态下便以脱体弓形波的形式 存在,整个压升过程中结尾激波仅改变了站立位置, 整体结构并未出现明显变化。另一方面,受中心体 向前运动的影响,其分离包尺度相比处于位置C时有 明显的扩张,这使得中心体在D位置下抗反压能力最 差。当出口反压超过1.7p。后,结尾激波迅速向上游 运动,进气道进入喘振状态。结合图11中进气道压 缩面上的压力曲线可以发现,相同反压状态下(p= 1.7p<sub>0</sub>)中心体处于位置D时在第二个泄流腔处压力波 动更剧烈、均值更高;从压升起始点所在位置的角度 来看,处于位置C时出口压力超过1.7p。进入亚临界 状态后压升起始点才出现明显前移,而处于位置D在 1.5p。时压升起始点便前移。

综合上文关于进气道在4个中心体位置下节流 特性的分析,可以看出其节流特性呈现出较为明显 的差异,而这种差异性最终归因于不同中心体位置 对于进气道上游和喉道流场的影响。一方面,当进 气道为纯外压时,入口气流膨胀为超声速,从而在入 口产生唇罩激波和分离激波,带来较大的溢流和流 动损失。另一方面,进气道为混压时,内收缩段的存 在使得混压式进气道在喉道前拥有更高的压力,能 够有效抑制下游分离的前传,杜绝泄流腔中出现回 流现象,带来更好的抗反压能力,同时内收缩比越 小,性能越佳。

### 3.3 进气道气动性能分析

图 12为4个中心体调节位置下进气道在出口截 面上的总压恢复系数和流线图,其中 $\sigma$ 表示总压恢复 系数,图 12(a),(b),(c)分别表示不同的出口反压状 态,进气道在4个中心体位置下的出口截面均取 $\frac{1}{4}$ 环 并按顺时针方向进行排列。如图所示,低压状态下 ( $p_b$ =1.0 $p_0$ )4个不同位置下出口 $\sigma$ 分布规律一致,在截 面中心区域靠唇罩一侧出现较明显的低能流堆积; 两侧的总压恢复系数较高,且随着 $d_{tran}$ 的增大,总压 分布更加均匀。从其流线图可以发现,受上游支板



(g)  $d_{tran}/D=0.58$ ,  $p_b=1.7p_0$ Fig. 10  $Ma_0=1.1$ , Mach number contours of the inlet with the centerbody positions  $d_{tran}/D$  of 0.51 and 0.58

的影响,在出口截面两侧形成了方向相反的对涡,将 两侧的低能流卷入中心。随着反压升高,各位置下 进气道出口的σ分布发生改变,中心的低能流向中心 体一侧堆积,如前面的流场图所示,分离区逐渐增大 且向上游移动,中心体处于位置C和D时内外两侧低 能流区域大小已基本一致。另一个明显变化是,进 气道位于A与B两中心体位置时,在反压升高的过程 中两侧旋涡中心逐渐向流道底部中心体一侧移动, 而处于位置C与D时两侧的旋涡中心则呈现相反的 趋势,转向唇罩一侧;同时截面中心区域一对涡演变 为两对,这与其总压恢复系数云图相对应。

图 13为各模型出口截面在不同状态下的畸变指数,其中 x 轴为不同出口反压, y 轴为畸变指数 Dc60。可见随着出口反压的升高,各模型畸变指数均出现不同程度的下降。相同反压状态下(除去 p<sub>b</sub>=1.0p<sub>0</sub>),进气道在中心体处于位置 A 和 B 下的畸变指数整体要大于处于位置 C 和 D 时;在临界状态下,中心体处于位置 B 和 D 时进气道畸变相差 0.06;进入亚临界状

态后,不同中心体位置下进气道的畸变指数均开始 升高,并在反压越过1.9 p<sub>0</sub>后开始下降,此时不同中心 体位置间已相差不大。结合图12的总压恢复系数云 图可以解释,中心体处于位置*C*和*D*时进气道的σ分 布更加均匀;而随着反压的升高,低速区向上游移 动,旋涡到达出口截面时已充分发展使得各位置下 进气道的畸变指数下降并趋向一致。

图 14为4个中心体位置下进气道的性能图,其 中横轴为进气道出口马赫数 Ma<sub>e</sub>,图 14(a)的纵轴为 进气道的总压恢复系数σ,图 14(b)的纵轴为其流量 系数Φ。从图 14(a)中可以发现,其总压恢复系数的 变化规律与上文所做的讨论一致,整体来看总压恢 复系数随着出口马赫数的降低而升高,且位置A与B 下进气道的性能逐渐接近,在Ma<sub>e</sub>=0.4时基本相同; 不同出口马赫数下中心体处于位置A时进气道均具 有最佳的性能,Ma<sub>e</sub>=0.3和0.8时进气道的总压恢复系 数分别比中心体处于位置D时高约 14.8%和15.0%。 图 14(b)中流量系数Φ的变化规律则与σ相反,与



Fig. 11  $Ma_0=1.1$ , static pressure distribution( $p/p_0$ ) of the inlet with the centerbody positions  $d_{trav}/D$  of 0.51 and 0.58



Fig. 12 Total-pressure recovery coefficient contours and cross-sectional streamlines on the outlet with different centerbody positions

*Ma*。的变化正相关;另一方面,*d*<sub>tran</sub>小时流量系数总是 高于*d*<sub>tran</sub>大的情况,这是因为中心体的前移使得前端 锥形激波前移,加剧了入口上游的亚声速溢流。当 出口压力逐渐升高,出口马赫数降低,中心体于位置 *C*和*D*时进气道得益于进口处的超声速波系结构,一 定程度上缓解了反压升高带来的影响,而处于位置A 和B时则由于口部为亚声速区,在反压升高的过程中 溢流较为严重,这使得当Ma。降低到0.3时4个不同中 心体位置下进气道的流量系数相比高反压状态下差 距较小,差距由Ma。=0.75状态下的7.5%减小到1.9%。



Fig. 13 Distortion index on the outlet plane with different centerbody positions



Fig. 14 Aerodynamic performance of the inlets with different centerbody positions

在对性能参数综合分析后可以发现,中心体位置 对进气道气动性能有较大的影响,跨声速状态下进气 道为一小内收缩比混压式进气道(内收缩比 CR<sub>in</sub>= 1.05)时具有相对更佳的综合气动性能。

# 4 结 论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)来流马赫数1.1时,文中进气道在4个不同中

心体位置下呈现出3种不同的口部波系结构,当中心体位置靠后时,进气道为混压式,入口处为全亚声速流动;当中心体位置靠前时,进气道为外压式,入口 会呈现贴口"λ"波系与单道脱体弓形波两种情况。

(2)当进气道为混压式,肩部泄流腔始终处于正 常泄流状态;当进气道为外压式,泄流腔在低反压下 为倒吸状态,而在高反压下转变为泄流状态,且在中 心体一侧产生大尺度的分离,抗反压能力相比进气 道处于混压式时较差。

(3)随着中心体前移距离 d<sub>tran</sub>的增大,进气道的 流量系数 Φ 和总压恢复系数 σ 都出现不同程度的下 降,出口马赫数为 0.3 时 σ 下降了 14.8%, Φ 下降了 7.5%;但在高反压状态时,4 个不同中心体位置下进 气道的性能差距减小。d<sub>tran</sub>的增大也使得出口处的畸 变指数减小,流场更加均匀,临界状态畸变下降 了 0.06。

(4)中心体位置可调的轴对称进气道,跨声速状态下通过调节中心体位置,使其工作在混压式状态 且内收缩比较小时,可以获得较好的工作性能。对 于本文的轴对称进气道而言,*Ma*<sub>0</sub>=1.1时对应的最佳 内收缩比为1.05。

**致** 谢:感谢国家自然科学基金、瞬态物理国家重点 实验室基金、国家科技重大专项的资助。

#### 参考文献

- [1] Cockrell C, Auslender A, Guy R, et al. Technology Roadmap for Dual-Mode Scramjet Propulsion to Support Space-Access Vision Vehicle Development [C]. Orleans: AIAA/AAAF 11th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2002.
- [2] 刘大响,金 捷.21世纪世界航空动力技术发展趋势 与展望[J].中国工程科学,2004(9):5-12.
- [3] Michael Kelly, Ronald Menich, John Olds. What's Cheaper to Fly: Rocket or TBCC? Why? [C]. Huntsville: SpaceOps Conference, 2013.
- [4] 黄河峡,谭慧俊,庄 逸,等.高超声速进气道/隔离段内流特性研究进展[J].推进技术,2018,39(10): 2252-2273. (HUANG He-xia, TAN Hui-jun, ZHUANG Yi, et al. Progress in Internal Flow Characteristics of Hypersonic Inlet/Isolator[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(10): 2252-2273.)
- [5] Hayes C. Preliminary Investigation of a Variable Mass-Flow Supersonic Nose Inlet[M]. USA: Langley Research Center, 1949.
- [6] Merlin P W. Mach 3 Legend: Design and Development of the Lockheed Blackbird [R]. USA: Ames Research Center, 2012.

- [7] Colville J, Lewis M. An Aerodynamic Redesign of the SR-71 Inlet with Applications to Turbine Based Combined Cycle Engines [R]. AIAA 2004-3481.
- [8] Colville J, Starkey R, Lewis M. Extending the Flight Mach Number of the SR-71 Inlet R]. AIAA 2005-3284.
- [9] Starkey R. Off-Design Performance Characterization of a Variable Geometry Scramjet [R]. AIAA 2005-3711.
- [10] Colville J R, Starkey R P, Lewis M J. Axisymmetric Inlet Design for Combined-Cycle Engines [J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(5): 1049-1058.
- [11] Saunders J D, Keith T G. Results from Computational Analysis of a Mixed Compression Supersonic Inlet [C]. Sacramento: 27th Joint Propulsion Conference, 1991.
- [12] Slater J, Chung J, Choo Y. Geometry Modeling, Grid Generation, and Flow Solutions for Complex Geometries
   [C]. Indianapolis: Joint Propulsion Conference & Exhibit, 1994.
- [13] Saunders J D, Linne A A. Status of the Variable Diameter Centerbody Inlet Program [R]. NASA CP-10087, 1992.
- [14] Weir L, Sanders B, Vachon J. A New Design Concept for Supersonic Axisymmetric Inlets [C]. Indianapolis: 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2002.
- [15] Flynn D, Ratnayake N, Frederick M. Design and Calibration of a Flowfield Survey Rake for Inlet Flight Research[C]. Orlando: 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2009.
- [16] Ratnayake N. Analysis of a Channeled Centerbody Super-

sonic Inlet for F-15B Flight Research [C]. Orlando: 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2010.

- [17] Braun J, Podleski S. Propulsion Aerodynamics Workshop Special Topics: Supersonic Channeled Centerbody Inlet [C]. Indianapolis: AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum, 2019.
- [18] Maru Y, Tanatsugu N, Sato T, et al. Multi-Row Disk Arrangement Concept for Spike of Axisymmetric Air Inlet [C]. Fort Lauderdale: 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2004.
- [19] Kobayashi H, Tanatsugu N, Sato T, et al. Experimental Study of Multi-Row Disk Inlets for Hypersonic Air Breathing Propulsion [C]. Reno: AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 2004.
- [20] Varvill R, Bond A. The SKYLON Spaceplane [J]. Journal of the British Interplanetary Society, 2004, 57: 22-32.
- [21] 黄河峡,张可心,谭慧俊,等.带第三流路辅助进气的引射喷管流动特性研究[J].推进技术,2020,41 (12):2729-2738.(HUANG He-xia, ZHANG Ke-xin, TAN Hui-jun, et al. Flow Characteristics of an Integrated Ejector Nozzle with Tertiary Intake[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(12):2729-2738.)
- [22] Huang H, Tan H, Sun S, et al. Unthrottled Flows with Complex Background Waves in Curved Isolators [J]. AIAA Journal, 2017, 55(9): 2942-2955.
- [23] Huang H X, Tan H J, Sun S, et al. Transient Interaction Between Plasma Jet and Supersonic Compression Ramp Flow[J]. Physics of Fluids, 2018, 30(4).

(编辑:朱立影)