# 主动引射自由射流试验系统舱压的仿真建模分析 \*

孙顺利,李 纲,芦海洋,张磊扬,孙振华

(中国空空导弹研究院,河南洛阳 471009)

摘 要:为了准确预测主动引射自由射流试验过程的舱压动态变化规律,对用于固体冲压发动机试 验的自由射流试验系统的关键气动过程建模和仿真分析。建立了试验系统和固体冲压发动机试验件的数 学模型与仿真流程图,对比了仿真结果与试验结果的差异,分析了在不同工作时段的冲压发动机对舱压 变化的影响,对模拟马赫数和高度均变化的变工况虚拟试验仿真,获得引射器进口总压和冲压发动机对 舱压的影响规律。研究结果表明,仿真舱压与试验舱压的曲线变化规律一致,建模方法能有效模拟主动 引射自由射流试验系统舱压的动态变化,还能模拟冲压发动机工作对舱压的影响,并具备变工况模拟功 能,可用于预测新试验工况或新产品试验时的舱压,指导试验方案设计和系统性能优化。

关键词:冲压发动机;自由射流试验;舱压;引射器;变工况模拟

中图分类号: V231.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 05-200994-08 **DOI**: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200994

# Modeling Analysis on Vacuum Pressure of a Free Jet Test System with Active Ejector

SUN Shun-li, LI Gang, LU Hai-yang, ZHANG Lei-yang, SUN Zhen-hua

(China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China)

Abstract: To simulate the dynamic changing law of the vacuum chamber's pressure which is the key parameter of the free jet test system used for solid propellant ramjet, a mathematic model of the free jet test system's primary aerodynamic mechanism was established. First, according to the mathematical equation, the simulated chart of the test system and ramjet article was built. Then, not only the simulated result was compared with the test result, but also ramjet's effect on the chamber's pressure during its different working phase was compared with that without ramjet. In the end, the virtual experiment function of variable working condition simulation of the Mach and height was implemented to study the effects of the total pressure of ejector inlet and ramjet on the chamber's pressure. The results showed that the curve of the simulated chamber's pressure was consistent with that of the experimental pressure and this mathematic model of the free jet test system not only could be applied in well predicting the dynamic changing of the chamber's pressure, but also could simulate the ramjet's effects on the chamber's pressure and the variable test condition simulation. This simulation method can be used to predict the chamber's pressure or the system's started state for new test condition or new article test and conduct the test project design and system optimization.

Key words: Ramjet; Free jet test; Pressure of vacuum chamber; Ejector; Variable working condition simulation

\* 收稿日期: 2020-12-12;修订日期: 2021-01-25。

引用格式:孙顺利,李 纲,芦海洋,等.主动引射自由射流试验系统舱压的仿真建模分析[J]. 推进技术, 2022, 43(5):
200994. (SUN Shun-li, LI Gang, LU Hai-yang, et al. Modeling Analysis on Vacuum Pressure of a Free Jet Test System with Active Ejector[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(5):200994.)

基金项目: 航空科学基金 (2018ZD12008); 中国空空导弹研究院科技创新基金 (201904S11)。

通讯作者:孙顺利,硕士,工程师,研究领域为推进试验系统试验与仿真。

# 1 引 言

冲压发动机和导弹/推进系统一体化是吸气式超 声速导弹武器研制的两项核心技术,自由射流试验 是进行冲压发动机性能评估和弹发一体化性能考核 的重要手段,为CFD算法校准和空中发射试验提供 高精度试验数据<sup>[1]</sup>。自由射流系统得到相关机构的 大量研究和投资<sup>[2-4]</sup>。

高空舱压力(下文简称舱压)是判断试验系统工 作状态的重要指标,目前采用实验和计算流体力学 (CFD)仿真方法研究试验系统各部件参数对舱压的 影响的应用非常成熟,研究人员总结出大量的结论 和规律用于指导试验系统和试验方案设计。如吴继 平[5]、陈健[6]综合运用理论分析、实验和数值仿真手 段深入研究了引射器的负载匹配、压力恢复和启动 特性,获得结构、气动等参数对舱压的影响规律。姚 翔字等[7]采用数值模拟方法研究了超声速自由射流 试验系统扩压器的优化设计,提高主动引射器工作 时的耗气量的经济性。Kim 等<sup>[8]</sup>, Ashokkumar 等<sup>[9]</sup>通 过实验方法研究了引射器的启动迟滞现象影响因素 和预测方法。虽然实验方法可进行动态性能研究, 但加工调试费用高,而CFD仿真所需要硬件设备配 置高且费时,难以满足快速设计方案性能评估,因 此,需要发展一种舱压快速计算的理论方法。Fabri 等<sup>[10-11]</sup>、Addy等<sup>[12]</sup>采用理论方法分析了引射器内的 超声速和混合等多种流态,拟合引射性能曲线,经试 验结果对比和参数优化后,能以较少的计算量准确 计算舱压等指标,指出舱压最小值是由扩压器壅塞 和射流膨胀现象决定,并且试验件堵塞会升高舱压。 这些理论方法通常大都侧重于稳定状态的性能指 标,结构参数简单,不具备复杂条件下舱压的动态仿 真功能,但可以为动态仿真计算提供理论基础和数 学模型。对于采用理论方法进行舱压的快速计算的 研究, Daniel<sup>[13]</sup>针对吸气式液体超燃发动机的试验,

为阿诺德工程发展中心的一套超声速试验系统建立 了引射扩压模型,用于验证设备控制系统和预测设 备运行过程中的问题,计算结果与试验结果符合良 好,但是针对液体超燃冲压发动机设计,并不具备变 工况模拟能力。孙顺利等<sup>[14]</sup>基于Simulink对不需要 主动引射辅助的自由射流试验系统的建模分析,验 证了高空舱数学模型、喷管数学模型、引射扩压数学 模型的准确性和仿真模型方法的可行性,但是没有 考虑主动引射器和冲压发动机试验件模型的影响。

本文在文献[14]基础上,基于 Matlab/Simulink 软 件对主动引射自由射流试验系统的关键气动过程建 模,对试验系统舱压的动态变化过程进行了仿真,快速 估算试验系统舱压性能指标,并与试验结果比较分析。 在经过试验数据验证和优化的自由射流试验系统仿真 模型基础上,建立冲压发动机试验件数学模型,比较冲 压发动机对舱压的影响。最后,由冲压发动机导弹的 全弹道飞行参数转变为自由射流喷管进口总压和总温 数据,并导入变工况试验仿真模型,实现马赫数和高度 均变化的自由射流虚拟试验仿真,获得在不同引射器 进口总压和冲压发动机工作条件下的舱压变化规律。

## 2 数学模型构建方法

图1是主动引射自由射流试验系统的关键部件 和结构关系,包括自由射流喷管、高空舱、超扩段、亚 扩段、主动引射器、混合室和冲压发动机试验件等。 其工作原理是高压高温气体经自由射流喷管达到超 声速状态,并抽吸高空舱内的气体,使高空舱压力下 降,喷管出口形成均匀马赫数和压力分布,冲压发动 机试验件放置在该均匀流场内。然后,超声速气流 与冲压发动机的排气混合后,在下游超扩段减速增 压作用和主动引射器气流抽吸作用下,经亚声速扩 压器排出到大气环境。主动引射器和自由射流喷管 出口参数计算的数学模型见文献[14-15],其它数学 模型和仿真流程见下文详细描述。



Fig. 1 Schematic diagram of the free jet, ejector, ramjet of the test system

# 2.1 超扩段和亚扩段出口参数计算数学模型

自由射流试验系统内的所有气流最终都通过亚 扩段排出到大气环境中,需要计算出亚扩段出口的 静压 p<sub>out</sub>并与当地大气压 p<sub>a</sub>进行比较。因此,将自由 射流喷管出口、二次流进口、引射器喷管出口、冲压

$$\begin{split} m_{\text{fn1}} + m_{\text{s1}} + m_{\text{rj}} + m_{\text{ej3}} &= m_{\text{mix}} \\ \dot{m}_{\text{fn1}} c_{p \text{fn1}} T_{\text{tfn1}} + \dot{m}_{\text{s1}} c_{p \text{s1}} T_{\text{ts1}} + \dot{m}_{\text{rj}} c_{p \text{rj}} T_{\text{trj}} + \dot{m}_{\text{ej3}} c_{p \text{ej3}} T_{\text{tej3}} &= \dot{m}_{\text{mix}} c_{p \text{mix}} T_{\text{tmix}} \\ F_{\text{fn1}} + F_{\text{s1}} + F_{\text{rj}} + F_{\text{ej3}} - F_{\text{frac}} &= F_{\text{mix}} \end{split}$$
(1)

式中 fn1,s1,ej3,rj,mix 分别表示自由射流喷管 出口、二次流进口、引射器喷管出口、冲压发动机外 表面、混合室出口; $\dot{m}$ , $c_p$ , $T_1$ ,F分别为质量流量、定压 比热容、总温和作用力。

$$F = pA + \dot{m}v = pA(1 + \gamma Ma^2)$$
 (2)

$$\dot{m} = \rho A M a c = p A M a \sqrt{\frac{\gamma}{RT_{t}} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M a^{2}\right)} \quad (3)$$

式中*p*,*A*,*v*,*γ*,*R*,*T*,*c*,*ρ*,*Ma*分别为静压、面积、速度、比热比、气体常数、静温、声速、密度和马赫数。

将声速方程和气体状态方程代入式(2),作用力 可变为静压、马赫数和面积的表达式。根据质量流 量定义和总温静温关系式等,质量流量可变为静压、 马赫数和总温的表达式(3)。式(2)和式(3)中静压*p* 相等,联立后可得关于*Ma*<sup>2</sup>的二次方程式

$$AMa^4 + BMa^2 + C^2 = 0 (4)$$

$$Ma^{2} = \frac{-B \pm \sqrt{B^{2} - 4AC}}{24}$$
(5)

式中
$$A = \dot{m}^2 \gamma^2 - \frac{F^2 \gamma}{RT_t} \frac{(\gamma - 1)}{2}; B = 2\gamma \dot{m}^2 - \frac{F^2 \gamma}{RT_t}$$

 $C = \dot{m}^2$ 

由于混合过程具有真实物理意义,二次方程式 (4)在数学意义上必然存在实数解。式(5)中"+"和 "-"号分别对应正激波波前超声速和波后亚声速解, 这里取波后亚声速解。在真实条件下,混合室内不 是理想正激波,而是以激波串形式使压力恢复,因此 需要考虑压力恢复损失。最后,混合室下游亚扩段 的出口静压 *p*<sub>out</sub>采用带损失等熵膨胀关系式计算,见 式(6),并将亚扩段膨胀损失、非理想正激波损失等 全部包含在扩压效率 *η*<sub>d</sub>内。

$$p_{\rm out} = p_{\rm mix} (1 + \eta_{\rm d} \frac{\gamma_{\rm mix} - 1}{2} M a_{\rm mix}^2)^{\gamma_{\rm mix}/(\gamma_{\rm mix} - 1)}$$
(6)

采用相同的方法,将自由射流喷管进口、二次流 进口、冲压发动机外表面、超扩段出口和相关管道壁 面为控制体,对超扩段内正激波修正可得超扩段出 口静压p<sub>3</sub>和马赫数Ma<sub>3</sub>,为计算引射器喷管出口参数 和下游通道最大可通过质量流量等提供输入参数。

#### 2.2 高空舱数学模型

如图1所示,假设整个高空舱舱压均匀分布,根 据质量守恒原理,高空舱控制体(虚线围成的区域) 的流入流出的质量流量总变化等于高空舱内的质量 变化,可得到高空舱内的实时气体总质量,再由理想 气体方程计算出舱压,见式(7)和式(8)。高空舱流 入流量的补气过程简化为限流孔节流绝热过程,计 算式见文献[14],高空舱流出流量由下游扩压等过 程决定。

发动机外表面、混合室出口和相关管道壁面为控制

体,建立质量、能量和动量守恒方程,见式(1),并假 设管道摩擦力 $F_{rec} = 0$ ,所有壁面为绝热条件,发动机

项采用变比热容,其它项采用定比热容,最后得到亚

扩段出口的质量流量、总温和作用力。

$$m_{\rm c} = m_{\rm c_{\rm ini}} + \int (\dot{m}_{\rm lk} - \dot{m}_{\rm s}) {\rm d}t$$
 (7)

$$p_{\rm c} = \frac{m_{\rm c}}{V_{\rm c}} RT_{\rm c} \tag{8}$$

式中m<sub>e</sub>,m<sub>e</sub>,m<sub>e</sub>,T<sub>e</sub>,V<sub>e</sub>分别为高空舱实时质量、 初始质量、静压、静温和容积;m<sub>ik</sub>,m<sub>s</sub>分别为高空舱流 入和流出质量流量。

#### 2.3 自由射流和引射器喷管下游管道限流数学模型

如图 1 所示,自由射流喷管和引射器喷管出口的 气流在下游管道内膨胀或压缩,在下游某点处达到 静压平衡,形成对被引射气流限流作用。以自由射 流与二次流的相互作用为例,当射流喷管出口静压  $p_{\text{fnl}}$ 大于二次流进口静压 $p_{\text{sl}}$ 时,喷管出口气流等熵膨 胀,二次流气流等熵压缩,两股气流在下游位置 2 某 处达到压力平衡( $p_{\text{fn2}} = p_{\text{s2}}$ ),形成气动喉道面积 $A_{\text{s2}}$ , 见式(9);而当 $p_{\text{fnl}} \leq p_{\text{s1}}$ 时,喷管出口气流不膨胀,气 动喉道面积为超扩段截面面积减去自由射流喷管出 口面积( $A_{\text{s2}} = A_{\text{shd}} - A_{\text{fnl}}$ )。同理,可得引射喷管下游 气动喉道面积 $A_{\text{s4}}$ ,见式(10)。由流量计算公式,当气 动喉道处  $Ma_{\text{s2}} = 1, Ma_{\text{s4}} = 1,$ 可得二次流最大可通过 流量 $\dot{m}_{\text{s4max}}$ 。

$$A_{s2} = A_{shd} - \frac{A_{fn1}}{\left[\frac{p_{s1}}{p_{fn1}} / (\frac{(1 + \frac{\gamma - 1}{2}Ma_{s2}^{2})}{(1 + \frac{\gamma - 1}{2}Ma_{s1}^{2})})^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}\right]^{\frac{1}{\gamma}} - A_{blk}(9)$$

$$A_{s4} = A_{mix} - \frac{A_{ej3}}{\left[\frac{p_{3}}{p_{ej3}} / \left(\frac{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2}Ma_{s4}^{2}\right)}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2}Ma_{3}^{2}\right)}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}\right]^{\frac{1}{\gamma}}}(10)$$

$$\dot{m}_{\rm s2max} = \sqrt{\frac{\gamma}{R} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \frac{p_{\rm c}}{\sqrt{T_{\rm c}}} A_{\rm s2} \qquad (11)$$

$$\dot{m}_{s4max} = \sqrt{\frac{\gamma}{R} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \frac{p_{13}}{\sqrt{T_3}} A_{s2}}$$
(12)

式中A<sub>shd</sub>,A<sub>fn1</sub>,A<sub>blk</sub>,A<sub>mix</sub>,A<sub>ej3</sub>分别为超扩段、自由射 流喷管出口、试验件和台架等堵塞物、混合室出口和 引射器喷管出口的面积;p<sub>13</sub>为超扩段出口的总压。

### 2.4 冲压发动机试验件数学模型

图 2 是固体冲压发动机试验件示意图, 双侧进气 道对称布置, 为适应自由射流试验, 前体缩短, 试验 件数学模型用于计算试验件控制体的净推力和排气 参数。



Fig. 2 Schematic diagram of ramjet article

2.4.1 试验件喷管排气数学模型

(a)助推段

助推段工作时间较短,而且进气道无流量进入, 推力可认为是恒定值,排气参数见式(13),式中下标 e表示冲压发动机喷管出口,下标 boost表示助推段。

$$\begin{cases} \dot{m_e} = 0 \\ F_e = F_{\text{boost}} \\ R_e = R_{\text{boost}} \\ \gamma_e = \gamma_{\text{boost}} \\ T_{\text{te}} = T_{\text{tboost}} \end{cases}$$
(13)

(b)冲压段

冲压段进气道一直处于打开状态,发动机为通流状态,以进气道、燃烧室、发动机喷管等为控制体, 根据动量守恒原理,可求得发动机名义推力F。等参数,见式(14)。

$$\begin{cases} \dot{m_{e}} = \phi \rho_{\text{fn1}} A_{\text{in}} M a_{\text{fn1}} c_{\text{fn1}} (1 + 1/\varphi_{a2f}) \\ F_{e} = \dot{m_{e}} M a_{e} c_{e} - \dot{m_{\text{in}}} M a_{\text{fn1}} c_{\text{fn1}} + (p_{e} - p_{\text{fn1}}) A_{e} \\ R_{e} = f_{1} (\varphi_{a2f}) \\ \gamma_{e} = f_{2} (\varphi_{a2f}) \\ T_{e} = f_{3} (\varphi_{a2f}, T_{e}) \\ \phi = f_{4} (M a_{\text{fn1}}, \alpha) \end{cases}$$
(14)

式中 $\dot{m}_{in}$ , $\phi$ , $A_{in}$ 为进气道捕获空气流量、流量系数和迎风面积; $\varphi_{a2f}$ 为空燃比; $\alpha$ 为试验件攻角; $f_1 \sim f_4$ 为查表插值函数。

2.4.2 试验件气动模型

根据助推段和冲压段的飞行马赫数和攻角,查 表插值计算不同工作阶段的阻力系数*C*<sub>a</sub>和飞行阻力 *F*<sub>a</sub>,见式(15)和式(16),最终可得发动机控制体的质 量流量、能量流量和轴向方向作用力,见式(17)。

$$\begin{cases} C_{d \text{ boost}} = f_5 (Ma_{\text{fn}1}, \alpha) \\ C_{d \text{ sus}} = f_6 (Ma_{\text{fn}1}, \alpha) \\ C_{d \text{ in}} = f_7 (Ma_{\text{fn}1}, \alpha) \end{cases}$$
(15)

$$F_{\rm d} = \begin{cases} C_{\rm d \ boost} \frac{\rho_{\rm in} (Ma_{\rm in}) - 1}{2} A_{\rm rj} \\ (C_{\rm d \ sus} + C_{\rm d \ in}) \frac{\rho_{\rm fn} (Ma_{\rm fn1} c_{\rm fn1})^2}{2} A_{\rm rj} \end{cases}$$
(16)

$$\begin{cases} \dot{m}_{ij} = \dot{m}_{e} - \dot{m}_{in} \\ \dot{m}_{ij} c_{p \, ij} T_{trj} = \dot{m}_{e} c_{p \, e} T_{te} - \dot{m}_{in} c_{p \, fn1} T_{tfn1} \\ F_{ij} = F_{e} \cos \alpha - F_{d} \end{cases}$$
(17)

式中 $C_{d \text{ hoost}}$ 和 $C_{d \text{ sus}}$ 分别为进气道堵盖关闭和打开时的阻力系数; $C_{d \text{ in}}$ 为进气道堵盖打开后的内阻系数; $A_{rj}$ 为冲压发动机试验件的迎风面积; $f_5 \sim f_7$ 为查表插值函数。

## 2.5 仿真模型运行基本流程

图 3 是试验系统的仿真流程示意图,仿真流程的 关键是当二次流流量 $\dot{m}_{s} < \dot{m}_{s2max}$ 时,扩压器出口静压  $p_{out} = p_{a}$ ,而当 $\dot{m}_{s} = \dot{m}_{s2max}$ 时, $p_{out} > p_{a}$ 。另外,还需要保 证超扩段出口流量小于超扩段出口最大可通过流量 ( $\dot{m}_{3} < \dot{m}_{s4max}$ ),否则 $\dot{m}_{s} = \dot{m}_{s4max} - \dot{m}_{fn} - \dot{m}_{ij}$ 。其中 $\dot{m}_{sreal}$ 指经过判断后二次流质量流量, $p_{tfn}$ , $p_{tej}$ , $T_{tfn}$ , $T_{tej}$ 分别为 自由射流与引射器喷管进口的总压和总温,其它符 号定义见前文。

# 3 仿真结果与讨论

### 3.1 无冲压发动机工作时的仿真结果分析

图 4 是射流喷管和引射器喷管的进口总压与 总温的试验测试曲线(模拟马赫数 Ma=2.5,模拟高 度 H=15km)。在 24~40s时,自由射流喷管进口总压 和总温达到模拟状态,曲线平稳;引射器喷管进口总 压在 34s时达到设定值后逐渐下降。

图 5(a)和(b)分别是舱压和射流喷管出口静压 的仿真值与试验值对比,图 6是射流喷管和引射喷管 出口仿真马赫数。试验系统启动后的稳定段(34~ 42s),引射喷管进口总压 p<sub>tei</sub>为 2.1~2.8MPa,仿真舱 压和试验舱压值的误差在 2kPa 以内,射流喷管出口

200994-4



Fig. 3 Simulink chart of a supersonic free jet test system



Fig. 4 Total pressure and total temperature of free jet and ejector nozzles

静压的仿真值和试验值之间的误差在1kPa以内,射 流喷管出口马赫数*Ma*<sub>fn1</sub> = 2.5,试验系统达到模拟条 件;在引射器开启前(24~30s),虽然射流喷管进口总 压总温达到模拟条件,但自由射流喷管未启动,舱压 无法抽吸到模拟高度静压,舱压仿真值与试验值的 误差在10kPa以内,出口静压仿真值大于试验值 7kPa,射流喷管出口为亚声速。当引射喷管进口总 压逐渐下降至2.1MPa以下(34s后),舱压开始逐渐升 高,仿真舱压和试验舱压值的最大误差不超过8kPa。 结果分析表明,仿真舱压与试验舱压的变化规律基 本一致,对自由射流喷管和引射喷管进口总压参数 的变化具有较好的响应跟随性,试验稳定段的舱压 和喷管出口静压模拟准确度较高。当前理想喷管正 激波假设数学模型未考虑激波串压力恢复,造成仿 真模型对喷管未启动时的舱压和喷管出口静压等参 数仿真误差较大,将来会改进这部分工作。



Fig. 5 Comparison of the experiment and simulation results

#### 3.2 有冲压发动机工作时的仿真结果分析

考虑到当前未开展带冲压发动机试验件的自由 射流试验,本文在经过试验数据验证和优化的无冲 压发动机的仿真模型基础上,增加冲压发动机试验 件模型,对比有无冲压发动机的舱压仿真结果。图7 是冲压发动机试验件模型的净推力、排气总温和排 气流量变化。在助推段工作前,质量流量为0,净推 力为负值;当助推段点火后,排气流量、总温、推力突 然升高,净推力为正值。助推段工作结束后的冲压 段,进气道转级捕获流量,净推力仍为正值但小于助 推段的净推力。



Fig. 6 Mach of the free jet and ejector nozzles' outlet



Fig. 7 Net force of ramjet,total temperature and mass flow of ramjet's exhaust gas

图 8 是冲压发动机工作时的自由射流喷管和引 射器喷管下游的管道壅塞限流情况,图9是有无冲压 发动机工作的舱压和亚扩段出口静压对比。可见, 当 m<sub>s</sub> = m<sub>s2max</sub> 时,自由射流喷管二次流达到壅塞状 态,扩压器出口静压 $p_{out} = p_a$ ,而当 $\dot{m}_s < \dot{m}_{s2max}$ 时,射流 喷管二次流未达到壅塞状态, $p_{out} = p_{a^{\circ}}$ 在冲压发动 机开始工作前(32~36s),由于发动机试验件的影响, 导致 $\dot{m}_3 > \dot{m}_{s4max}$ ,需要减小二次流流量 $\dot{m}_{sreal} = \dot{m}_{4max}$ - $\dot{m}_{\text{fn}} - \dot{m}_{\text{ri}};$ 而当 $\dot{m}_3 \leq \dot{m}_{\text{s4max}}, \dot{m}_{\text{sreal}} = \dot{m}_s,$ 有冲压发动机比 无冲压发动机的舱压高4kPa。在发动机助推段开始 工作时(36~42s),舱压快速降低,有无冲压发动机的 舱压一样,舱压达到极限最低值<sup>[10]</sup>。当冲压发动机 结束工作(42s以后),引射器进口总压逐渐下降,有 冲压发动机工作的舱压比无冲压发动机工作时的舱 压高0~2kPa。分析结果表明,冲压发动机不产生净 推力时,增加引射器的负载,对降低舱压不利,冲压 发动机工作产生净推力,有助于提高抽吸能力,对降 低舱压有利。



Fig. 8 Chocked phenomeon in mixer and supersonic diffuser with ramjet



Fig. 9 Comparison of chamber's pressure between the experiment and simulation

# 3.3 变工况模拟时的仿真结果分析

图 10 为冲压发动机导弹空中飞行过程的变工况 弹道仿真曲线,初始马赫数为2,初始高度为12km,巡 航高度为20km,导入变工况自由射流试验系统后得 到不同引射器进口总压条件下的舱压变化规律。图 11是冲压发动机变工况条件下的排气参数,图12是 引射器喷管进口总压为2.6MPa和2.9MPa,有无冲压 发动机工作对舱压变化的影响的对比结果,p<sub>6</sub>为变工 况模拟高度静压。变工况自由射流试验流程为:0~ 10s, 启动主动引射器, 建立低压条件, 结果表明引射 器进口总压越高,舱压越低;10~15s,自由射流喷管 来流进气,达到初始发射马赫数和模拟高度静压条 件,冲压发动机试验件导致舱压升高7kPa左右;15~ 20s, 冲压发动机助推段点火工作, 舱压快速下降; 20~190s,进气道转级、冲压段按时序先后工作,根据 弹道要求调节射流喷管进口总压与总温参数和射流 喷管喉道面积(调节马赫数),比较舱压变化;190~ 200s,关闭来流和引射器进气。

冲压发动机助推段点火后,舱压快速下降至极 限最低值,发动机工作对舱压有利。随着冲压段点



Fig. 10 Flying trajectory(*Ma* and *H*) of the ramjet

火和弹道变化,舱压一直维持着极限最低值,该极限 值由自由射流喷管出口马赫数、静压和出口面积、下 游超扩段面积和堵塞面积决定,与引射器进口压力 和冲压发动机无直接关系;当引射总压为2.6MPa的 74s和引射进口总压2.9MPa的130s时刻,舱压曲线开 始转折,逐渐高于极限最低值和射流喷管出口静压, 说明引射器总压越高,舱压小于模拟高度静压的时 间范围越长,舱压极限值重合的范围越长,有利于自 由射流喷管保持启动。当引射器进口总压为2.6MPa 时(74~190s),冲压发动机工作时的舱压高于无冲压 发动机时舱压1~3kPa,即冲压发动机对降低舱压不 利。当引射器进口总压为 2.9MPa(130~190s)时,有 无冲压发动机工作时舱压差异较小,可以忽略冲压 发动机的影响。仿真结果表明,冲压发动机在不同的 工作时间段(弹道条件)和不同的引射器进口总压条 件下会对舱压产生不同的影响,并且可以在对主动引 射器进口总压影响较小的时间段,适当调低引射器进 口总压,以减少引射器耗气量。



Fig. 11 Parameters of ramjet changing with the flying trajectory



Fig. 12 Effects of the different total pressure of ejector inlet and ramjet on the chamber's pressure changing with the flying trajectory

# 4 结 论

本文对主动引射自由射流试验系统舱压变化过 程仿真,得到如下结论: (1)该仿真模型能有效模拟自由射流喷管下游超扩段和引射器下游混合室内的壅塞现象,仿真舱 压与试验舱压的曲线变化规律一致,试验系统建模 方法模拟结果可靠,可以模拟舱压随自由射流喷管、 引射喷管进口参数和冲压发动机试验件工况等条件 变化的动态过程,可用于指导新试验工况舱压预测 和设备改造提升。

(2)冲压发动机点火工作,产生正推力,对降低 舱压有利;冲压发动机进气道堵盖关闭不工作,产生 负推力,对降低舱压不利。

(3) 仿真模型具备马赫数和高度均变化的变工 况虚拟试验功能,在不同的工作时间段内和不同的 引射器进口总压条件下,冲压发动机工作会对舱压 产生不同的影响,可根据弹道和冲压发动机工况的 需要,通过调节引射器进口总压,优化模拟舱压性能 指标,节省耗气量。

未来的工作还需要优化一维理想喷管数学模型,考虑结合 CFD 仿真方法计算喷管出口参数的变 化规律,提高舱压和射流喷管出口静压的仿真准确 度;另外,还需要开展带冲压发动机试验件工作的自 由射流试验,对仿真结果进一步验证和优化。

**致** 谢: 感谢航空科学基金、中国空空导弹研究院科 技创新基金的资助。

#### 参考文献

- [1] 刘伟雄,吴颖川,王泽江,等.超燃冲压发动机风洞 试验技术[M].北京:国防工业出版社,2019.
- [2] 陈立红,张新宇,顾洪斌.扩压段对高超声速推进风 洞起动的影响[J].推进技术,2004,25(5):430-434.
  (CHEN Li-hong, ZHANG Xin-yu, GU Hong-bin. Investigation for Effect of Supersonic Diffusers on the Start of the Hypersonic Propulsion Test Facility[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(5):430-434.)
- [3] Dunsworth L C, Reed G J. Ramjet Engine Testing and Simulation Techniques [J]. Journal of Spacecraft Rockets, 1979, 16(6): 382-388.
- [4] 陆弗兰克,马伦丹.先进高超声速试验设备[M].北 京:航空工业出版社,2015.
- [5] 吴继平.高增压比多喷管超声速引射器设计理论、方 法与实验研究[D].长沙:国防科学技术大学,2007.
- [6] 陈 健.超-超引射器内部流动过程研究[D].长沙: 国防科学技术大学,2012.
- [7] 姚翔宇,黄生洪.一种引射增强型二次喉道新方案的 数值模拟[J].推进技术,2019,40(11):2454-2463.
  (YAO Xiang-yu, HUANG Sheng-hong. Numerical In-

vestigation on a New Design of Second Throat Diffuser Enhanced by Ejection [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(11): 2454-2463.)

- [8] Park G, Kim S, Kwon S. A Starting Procedure of Supersonic Ejector to Minimize Primary Pressure Load [J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(3): 631-635.
- [9] Ashokkumar R, Sankaran S, Srinivasan K, et al. Effects of Vacuum Chamber and Reverse Flow on Supersonic Exhaust Diffuser Starting [J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 31(2): 750-754.
- [10] Fabri J, Siestrunck R. Supersonic Air Ejectors [J]. Advances in Applied Mechanics, 1958(5): 1-34.
- [11] Fabri J, Paulon J. Theory and Experiments on Superson-

ic Air to Air Ejectors [R]. NACA-1410, 1958.

- [12] Addy A L, Dutton J C, Mikkelsen C C. Supersonic Ejector-Diffuser Theory and Experiments [R]. Urbana: University of Illinois at Urbana-Champaign, UILUENG-82-4001, 1981.
- [13] Daniel D. A General Simulation of an Air Ejector Diffuser System[R]. AIAA 2012-3292.
- [14] 孙顺利,李 纲,芦海洋.基于 Matlab/Simulink 的超 音速自由射流试验系统建模分析[J].航空兵器, 2021,28(4):76-81.
- [15] Morrisette E L, Goldberg T J. Turbulent-Flow Separation Criteria for Overexpanded Supersonic Nozzle [R]. NASA TP-1207, 1978.

(编辑:朱立影)