http://hkxb.buaa.edu.cn hkxb@buaa.edu.cn

一种并联两级入轨飞行器纵向分离方案的 数值研究

王粤^{1,2}、汪运鹏^{1,2,*}、王春^{1,2}、姜宗林^{1,2}

1. 中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室,北京 100190

2. 中国科学院大学工程科学学院,北京 100049

摘 要:两级入轨(TSTO)飞行器或将成为下一代天地运输往返系统,其具有低成本、高效率和多用途等优点,但是两级分离成功与否将直接决定入轨任务的成败。目前的并联式TSTO飞行器多采用横向级间分离,该方法会在两级间产生复杂强气动干扰而直接增加了分离风险,所以探索一种可以避免或减弱两级强气动干扰的新分离方式是十分必要的。提出并着重分析了一种并联式TSTO纵向级间分离(LSS)方案,即轨道级在助推级背面沿着飞行方向分离,对其进行了动态分离过程的数值研究。针对新分离方案,设计了一种由宽速域乘波体和可重复使用空天飞机分别作为助推级和轨道级的TSTO组合飞行器,在高超声速条件下,采用重叠动网格技术分析了不同来流攻角(AOA)下的纵向分离流动机理、非定常壁面压力分布及气动特性变化规律。结果表明:TSTO纵向分离过程中仅存在VI型激波干扰和激波汇聚等简单的弱干扰类型,两级间无明显的激波反射或激波边界层干扰;非定常压力分布特性表明助推级前缘激波是轨道级受力变化的主要影响因素;纵向分离过程中,助推级受到的气动干扰力载荷小于轨道级。此外,不同来流攻角下,两级气动干扰流场结构具有相似性,并给出了实现安全纵向分离的攻角条件。

关键词:两级入轨;高超声速;纵向分离;气动干扰;非定常流动

中图分类号: V475.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-6893(2023)11-127634-15

两级人轨(Two Stage to Orbit, TSTO)飞行 器作为下一代最有前景的天地往返空间运输系 统具有有效载荷大、低成本和高效率等优点,近 几十年受到了广泛的研究^[1-4]。并联式TSTO飞 行器一般由吸气式组合动力的助推级和可重复 使用火箭动力的轨道级^[5-6]组成。TSTO飞行器 一般在高超声速条件下进行级间分离,导致两级 间发生较强的激波/激波干扰、激波/边界层干扰 等强气动干扰^[7-8],这直接增加级间分离问题的复 杂性,影响TSTO飞行任务的成败^[9]。因此,设 计并评估 TSTO 级间分离方案和深入理解其中的流动机制和气动特性十分重要。

近些年来,许多研究者主要围绕TSTO的横 向级间分离,采用静态和动态方法对TSTO气动 力、热问题开展了研究。Decker^[10]针对简化的 TSTO气动外形在马赫数为3和6的条件下开展 了试验气动干扰研究,发现级间气动干扰对 TSTO分离轨迹具有重要影响。Bordelon等^[11] 在NASA对LGBB-TSTO模型进行了风洞试验 研究,测量结果表明两级间强弓形激波干扰会导

引用格式: 王粤, 汪运鹏, 王春, 等. 一种并联两级人轨飞行器纵向分离方案的数值研究[J]. 航空学报, 2023, 44(11): 127634. WANG Y, WANG Y P, WANG C, et al. Numerical study of longitudinal stage separation for parallel-staged two-stage-to-orbit vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(11): 127634 (in Chinese). doi: 10.7527/S1000-6893.2022.27634

收稿日期: 2022-06-16; 退修日期: 2022-06-16; 录用日期: 2022-06-28; 网络出版时间: 2022-07-12 11:58 网络出版地址: https://hkxb.buaa.edu.cn/CN/Y2023/V44/I11/127634

基金项目:国家自然科学基金(11672357, 11727901)

^{*} 通信作者. E-mail: wangyunpeng@imech.ac.cn

致TSTO飞行器产生静不稳定性。Ozawa等^[12] 对球头圆柱-平板的简化TSTO模型在马赫数为 8.1的条件下通过改变两级间距进行了气动干扰 试验研究,结果表明两级间距对流场结构和两级 表面的压力和热流载荷具有重要影响。Cheng 等^[13]开展了对TSTO的气动热研究,发现级间复 杂激波结构和激波/边界层干扰在反射激波位置 处产生严重的热流载荷。

由于TSTO级间动态分离研究(动态数值模 拟和非定常动态试验)相比于静态分离((准)定 常试验)复杂度高、难度大,所以相关研究文献较 少且以数值模拟为主。Cvrlje等[14-15]研究了马赫 数为6.8的条件下TSTO级间分离中的非定常 流动和飞行器稳定性,结果表明横向分离过程中 的非定常效应对于稳定性和姿态控制不可忽略。 Liu等^[9]对涡轮基组合动力TSTO模型的气动干 扰和级间分离进行了数值研究,结果表明改变襟 翼预偏转角对提高级间分离安全性的作用有限, 并且在来流攻角(AOA)为-2°时可实现安全分 离。作者团队^[7]对简化气动外形的 TSTO 模型 在马赫数为7情况下的安全级间分离问题进行了 数值研究,探讨轨道级不同抬升角对TSTO横向 级间分离的影响,详细分析了流场中的激波结构和 流动分离以及级间分离过程中的气动干扰机理。 结果表明,两级间气动干扰强度随着轨道级抬升角 增大而增大,随着间隙增加而减小,轨道级抬升角 为6°~8°时有利于TSTO安全地横向分离。

综上所述,TSTO横向级间分离过程中会产 生复杂激波结构,进而导致严重的气动力、热问 题,所以探索其他可能的TSTO级间分离方案是 很有必要的,比如纵向级间分离(Longitudinal Stage Separation, LSS)。对于并联式TSTO构 型来说,纵向分离是指轨道级沿着飞行方向在助 推级背部加速分离,所以两级间隙相比于横向分 离会小得多,级间气动干扰则变弱,尽管如此,关 于TSTO纵向级间分离的气动特性还不够清晰。 本文对并联TSTO纵向级间分离过程及其气动 干扰进行了动态数值研究,该TSTO飞行器由乘 波构型助推级和可重复使用空天飞机轨道级组 成;主要研究了来流攻角对纵向分离的影响,结 合流场结构、非定常压力分布以及气动特性,分 析 TSTO复杂模型纵向分离过程中非定常气动 干扰流动机理。

1 TSTO模型与纵向级间分离概念

采用的水平起降并联式TSTO空天飞行器 布局概念由基于乘波构型的宽速域助推级飞行 器和三角翼身融合体轨道级飞行器组成,级间分 离马赫数为7。助推级飞行器基于锥导乘波体构 型、机翼可变形、具有宽速域飞行能力。轨道级 飞行器为钝头体、大后掠翼身融合空天飞行器, 并且在钝头前安装整流罩。整流罩在TSTO高 速飞行时可以减小阻力,并在轨道级再入大气层 时分离,轨道级利用钝头进行气动减速再入着 陆。该TSTO模型用来研究纵向级间分离特性, 因此两级的分离面设计采用水平面,并且轨道级 在助推级背部时受到负升力,可以贴合分离面 (即助推级背部)进行纵向分离。由于在纵向分 离过程中两级间隙很小,可以有效避免大间隙引 起的两级间强气动干扰。

助推级乘波体构型设计马赫数为7(即以级 间分离马赫数来流条件为设计条件),采用锥导 乘波体设计理论(基准锥长度L=1.154 m,半锥 角 $\theta_c=8.468^\circ$,前导锥形激波的半锥角 $\beta=$ 12.158°,乘波体长度 $L_0=0.75$ m,半宽度 $d_0=$ 0.207 m),乘波体设计的后端面基准线由水平线 段以及相切可控的2段抛物线(第3段抛物线末 端满足水平相切条件)组成,曲线表达式为

 $\begin{cases} y = -0.0870 & 0 \le z \le 0.07 \\ y = -0.0870 - 4.5496 \cdot (z - 0.07)^2 & \\ 0.07 \le z \le 0.15 \\ y = -0.1370 + 6.3398 \cdot (z - 0.2074)^2 & \\ 0.15 \le z \le 0.2074 \end{cases}$ (1)

根据锥导乘波体设计理论(如图1所示),由后 端面基准线向上游平移与锥形激波面相交获得乘 波体前缘曲线和乘波体上表面,再由乘波体前缘 曲线通过流线追踪获得乘波体的下表面,由此获 得了助推级乘波体。将该乘波体整体放大4/3,使 得助推级模型长度为1m。然后对乘波体前缘进 行钝化,钝化半径为2mm,加上2个左右垂尾安 定面和舵翼。再考虑到该乘波体的纵向静稳定



Fig. 1 Schematic of cone-derived waverider design

性,采用切削法将乘波体下表面修改成"下凸"型^[16](切削后,助推级机身厚度为 $d_b = 107 \text{ mm}$),改善助推级乘波体的纵向静稳定性。该助推级外形在马赫数为7条件下的升阻比为3.5~4.0。

为了赋予助推级宽速域飞行能力,基于该高超声速乘波基体,引用可变形翼概念,将TSTO的助推级设计为基于乘波构型的宽速域助推级飞行器。轨道级外形设计参考航天飞机和某些两级人轨飞行器系统设计的轨道级外形(比如桑格尔),轨道级外形为大三角后掠翼身融合体,并带有垂尾安定面。关于助推级和轨道级的更多设计概念、方法以及细节可以查阅文献[17-19]。

缩比TSTO模型示意图如图2所示,xOy平 面为TSTO飞行器的对称平面,坐标系原点位于 助推级头部顶点。助推级的长度为 $l_b=1$ m,重心 (G_b) 位于65%机身处,坐标(0.65,-0.04,0) m; 轨道级的长度为 $l_o=0.4$ m,重心 (G_o) 位于67% 机身处,坐标(0.64,0.017,0)m。两级间距为





 $h / l_{\rm b} = 0.001_{\circ}$

图 3 给出了该 TSTO 纵向分离示意图,即轨 道级 在火箭发动机 推力 $F_{\rm T}$ 作用下沿着飞行方 向 在 助 推 级 背 部 上 加 速 运 动 。 推 力 大 小 为 $F_{\rm T}$ /(m_{og}) = 335,作用距离 $l_{\rm T}/l_{\rm b}$ = 0.03。轨道 级模型质量为 $m_{o}/(\rho_{\infty}l_{o}^{3})$ = 3 125,转动惯量为 $I_{xx}/(\rho_{\infty}l_{o}^{5})$ = 22、 $I_{yy}/(\rho_{\infty}l_{o}^{5})$ = 203、 $I_{zz}/(\rho_{\infty}l_{o}^{5})$ = 191, ρ_{∞} 为自由来流密度。此外,在纵向分离模拟 中,假设助推级固定不动,轨道级在推力作用下沿 助推级上表面轴向分离,力矩参考点位置为重心, 并分别在 AOA = 0°,5°,8°进行了动态模拟。



图 3 TSTO纵向分离示意图 Fig. 3 LSS diagram for TSTO vehicle

2 数值方法与验证

2.1 数值方法介绍

本文通过数值求解三维可压缩纳维-斯托克 斯方程获得TSTO级间分离非定常流场:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iint_{\Omega} W d\Omega + \oiint_{\partial \Omega} (F_{c} - F_{v}) dS = 0$$
(2)

式中:W、F。和F、分别是守恒变量、对流通量以及 黏性通量,其表达式为

其中: ρ 是密度;u,v,w是速度分量;p是压力; τ_{ij} 表示切应力分量; $\Theta_x,\Theta_y,\Theta_z$ 表示热传导; n_x,n_y,n_z 表示网格面单位法向量分量;E和H分别是单位 (5)

质量的总能和总焓。

E和H满足

$$p = (\gamma - 1) [\rho E - 0.5\rho (u^2 + v^2 + w^2)]$$
(4)

 $H = E + p/\rho$

式中:γ表示比热比。

 V_r 表示相对于网格运动的速度,即: $V_r = V - V_g = (u - u_g) \mathbf{n}_x + (v - v_g) \mathbf{n}_y + (w - w_g) \mathbf{n}_z$ (6)

式中: $V_{g} = u_{g} \boldsymbol{n}_{x} + v_{g} \boldsymbol{n}_{y} + w_{g} \boldsymbol{n}_{z}$ 是网格(控制体) 表面的速度。

为了实现封闭式(2)~式(6),需要引入理想 气体状态方程: $p = \rho RT$ 。此外

$$\Theta_{x} = u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} + k_{\mathrm{T}}\frac{\partial T}{\partial x}$$
(7)

$$\Theta_{y} = u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} + k_{\mathrm{T}}\frac{\partial T}{\partial y}$$
(8)

$$\Theta_z = u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} + k_{\rm T} \frac{\partial T}{\partial z} \tag{9}$$

式中:k_T是热传导系数;T为温度。

黏性切应力张量分量计算式为

$$\tau_{xx} = 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3}\mu \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z}\right) \tag{10}$$

$$\tau_{yy} = 2\mu \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3}\mu \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z}\right)$$
(11)

$$\tau_{zz} = 2\mu \frac{\partial w}{\partial z} - \frac{2}{3}\mu \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z}\right)$$
(12)

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \tag{13}$$

$$\tau_{xx} = \tau_{xx} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \tag{14}$$

$$\tau_{yz} = \tau_{zy} = \mu \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \tag{15}$$

式中:黏性系数µ通过Sutherland公式^[20]计算得到。

湍流模型采用 Menter 剪切应力输运(SST) $k-\omega$ 两方程模型^[21],即在式(2)~式(16)上添加 2个关于k和 ω 的输运方程。基于线性假设,方程 组中的黏性写成 $\mu + \mu_t$,热导率写成 $k_T + k_{Tt}$,其 中 μ_t 是湍流黏性系数, k_{Tt} 是湍流热导率, $k_{Tt} = c_p\mu_t/Pr_t$,其中 c_p 是等压比热容, Pr_t 是湍流普朗特 系数。SST 湍流模型在模拟有逆压梯度的流场 时具有较好的性能,其在激波诱导的分离流动具 有良好的预测模拟能力,并且广泛应用于航空航 天的大部分外流场计算中。

TSTO纵向分离流场是基于格心有限体积 方法[22]通过数值求解雷诺平均纳维-斯托克斯方 程组得到。计算程序是二阶精度的求解可压缩 流动的自编程序,已经应用于大部分航空航天工 程的流动机理和工程项目研究。对流通量采用 二阶 TVD 格式对界面进行重构,使用 HLLC 近 似黎曼求解器计算界面处数值通量^[23],采用Minmod 限制器抑制流场间断处的非物理振荡^[24]。时 间推进通过多重网格技术[25]、隐式双时间步长方法 进行推进,对称高斯塞德尔方法进行求解。为了捕 捉到流场随时间变化的细节,无量纲时间步长为 $dt \cdot U_{\infty}/l_{b} = 0.1065, U_{\infty}$ 为自由来流速度。来流入 口条件采用自由来流变量,出口边界对计算域的解 进行中心外推插值(超声速出口),壁面条件采用绝 热无滑移条件。自由来流条件为 $Ma_{\infty} = 7$, $Re_{\infty} = 8.61 \times 10^5 \text{ m}^{-1}, p_{\infty} = 392 \text{ Pa}, T_{\infty} =$ 228 K, 攻角通过改变来流速度分量实现。此外, TSTO纵向分离动态模拟采用重叠动网格技术, 两级的相对运动通过四阶龙格-库塔方法求解动 力学方程组得到。

对于数值模拟的收敛准则来说,本文对TSTO 级间分离数值模拟包括2个步骤:①获得TSTO 级间分离前的定常或稳定流场;②获得初始时刻 的稳定流场之后,两级开始分离,对TSTO级间分 离的动态流场采用隐式双时间步长进行求解。

获得级间分离前的稳定流场的收敛准则,一 方面是通过观察残差曲线随迭代步数增加的变 化曲线,等待各变量的残差至少下降3个数量级 并趋于稳定。气动力相对变化量<0.1%,流场 波系结构无变化,则认为初始流场收敛。TSTO 级间分离的动态流场通过隐式双时间步长方法 进行求解。该求解过程是在足够小的计算时间 步长下,将每一个物理时间步对应于一个单独的 准定常问题,通过内迭代求解。并且规定每个物 理时间步的内迭代残差下降10⁻³时,内迭代结 束,获得当前物理时间步的流场,然后进行下 一个物理时间步的流动求解。由于TSTO级间 分离中壁面边界在不断变化,所以总体残差不会 像求解分离前的定常流动维持在一个很低的水 平,但是残差也在10⁻⁴~10⁻³左右,计算过程中的 残差变化历史曲线如图4所示,可以认为求解的 TSTO纵向分离非定常流场是可靠的。



图 4 TSTO纵向分离数值计算残差曲线



2.2 网格及其无关性验证

由于重叠网格在解决多体相对运动问题上具 有优势^[26-27],所以本文应用重叠网格方法计算 TSTO两级动态分离问题。图5给出了计算所用 的重叠网格,由助推级网格和轨道级网格组成,附 面层网格第1层网格高度满足y⁺~1用于捕捉边界 层流动。2套网格之间的插值精度为二阶,具体的 重叠动网格实现原理及方法可参考文献[26]。

本文采用3套不同分辨率的网格进行网格无关 性验证,这3套网格分别为粗糙、中等以及精细网 格,网格数目分别为600万、1400万以及2300万。



图 5 TSTO重叠网格 Fig. 5 Overset grid for TSTO vehicle

图6给出了零攻角、未分离情况下由这3套网格计 算得到的两级上表面中心线的压力分布曲线,这 3套网格计算得到的压力分布曲线几乎重合,但是 中等、精细网格计算得到的压力分布曲线更加接 近,所以从计算流场的分辨率和经济效率上来说, 选择中等网格进行计算和讨论流场。



2.3 数值方法验证

采用激波/边界层干扰和三维机翼/外挂物 投放分离用于验证数值方法的可靠性。因为激 波/边界层干扰是高超声速流场中非常重要的流 动现象,所以采用文献[28]中的激波/湍流边界 层干扰试验结果与数值结果进行对比。试验来 流条件为 $Ma_{\infty} = 5$, $Re_{\infty} = 3.7 \times 10^7$ m⁻¹,其余 详细试验条件可查阅文献[28],流场如图7(a)数值 纹影图所示。图7(b)给出了平板压力分布数值与 试验结果,可见数值与试验测量结果吻合较好。

机翼/外挂物投放分离是用来验证多体相对运动的标准试验案例之一^[29-30],该试验来流参数为 $Ma_{\infty}=1.2, Re_{\infty}=7.87\times10^6$ m⁻¹,AOA = 0°,外挂物的质量为907.8 kg,惯性矩为 $I_{xx}=27.12$ kg·m², $I_{yy}=I_{zz}=488.1$ kg·m²,更多的模型参数以及试验细节可以查阅文献[29]。使用前述相同的数值方法通过无黏计算了外挂物投放分离过程中的线位移和角位移,并与试验结果进行对比,如图8所示。可见数值与试验结果吻合程度较好,而计算得到的滚转角在0.4 s之后与试验值偏离,可能是由于外挂物滚转方向上的惯性矩 I_{xx} 较小,较小的误差在滚转方向上积累放大,从而后期数值与试验结果产生一定偏离。但是这一定程度上验证了多体分离的求解可靠性。



Fig. 7 Comparison of shock wave/turbulent boundary layer interaction between simulation and test





sults between simulation and test

综上,2个验证案例可以说明本研究使用的 数值方法求解TSTO级间分离及其复杂气动干 扰是可靠的。

3 结果与讨论

3.1 流场特性

图9给出不同攻角情况下 TSTO 纵向分离 过程中在 $\Delta x/l_o = 0.17, 1.50$ 时的典型流场结 构。可以看到,不同攻角下的TSTO流场结构具 有一定的相似性。另外由于纵向分离过程中,两 级间不存在激波反射和激波边界层相互干扰,所 以纵向分离中的流场气动干扰结构相比于横向 分离中更加简单,气动干扰强度也比较小。如 图 9(a2)所示:首先,助推级锥型前缘激波 S1靠 近助推级的钝化前缘,具有良好的乘波特性。其 次,助推级上表面从前缘发展的剪切层S4撞击在 轨道级的整流罩上造成壁面压力升高。剪切层 上方的超声速流动遇到轨道级形成半锥型轨道 级激波S2。最后,助推级上表面发展的高速剪切 层S5打在助推级垂尾翼上造成压力急剧升高,并 且形成垂尾激波S3,并且垂尾激波S3与垂尾翼 两侧的剪切层发生干扰。

攻角的变化没有给宏观的流场结构带来变 化,但还是有一些细微的差别。比如随着攻角的 增大,上半支的助推级前缘激波的激波角增加但 是强度减小,使得助推级前缘激波和轨道级激波 的VI型激波干扰产生延迟。攻角的增加使得助 推级上表面沿流向发展的剪切层厚度(高度)增 加,但是强度减弱,所以剪切层与舵翼的碰撞干扰 位置沿舵翼前缘向上移动,干扰强度减弱,由此引 起的压升减小,如图9(a1)~图9(a3)所示。当轨 道级从助推级前缘分离出去时,由于攻角的增加, 轨道级下表面的剪切层强度逐渐增加并且厚度逐 渐减小,剪切层与助推级下表面前缘附近产生的 干扰流动则会发生细致的变化:在AOA = 0°时, 轨道级下表面强度较弱厚度较高的剪切层在助推 级前缘上游抬起并且与助推级剪切层贯穿连接, 从而形成一道"气动压缩拐角"进而诱导产生一道 强度较弱的斜激波,如图9(b1)所示。随着攻角 的进一步增加,轨道级剪切层厚度减小,形成的 "气动压缩拐角"角度减小,诱导激波退化为一簇 压缩波系。另外,随着攻角的增加,发生在助推级 下方的轨道级激波与助推级前缘激波的VI型激





波干扰也逐渐向上游移动,并且随着这2道激波的强度增加,干扰强度也随之增大,如图9(b1)~ 图9(b3)所示。

由于不同攻角下的流场结构是相似的,所以 此处以AOA = 5°的纵向分离过程中的动态流场 变化为代表作进一步分析,如图10所示。当轨道 级运动到图10(a)位置时,剪切层在整流罩上的撞 击点位置向头部驻点移动,轨道级头部激波S2激 波角增大,强度增加,导致轨道级上表面压力进一 步升高。助推级前缘激波S1与轨道级激波S2在 轨道级上表面附近发生VI型激波干扰,并且在轨 道级运动到图10(b)位置时,激波S1和S2汇聚成 一道强激波,轨道级表面压力进一步增大。如 图 11(a)所示,轨道级激波 S2 打在助推级前缘上 并与助推级前缘激波 S1发生 VI型激波干扰。该 激波干扰导致靠近助推级前缘位置处的轨道级 下表面和助推级上表面压力升高。此外,由于助 推级前缘激波 S1远离助推级前缘驻点,且剪切层 和轨道级激波 S2 不再打在助推级驻点上(如 图 10(c)所示),所以助推级前缘压力降低。随着 轨道级继续向前移动到 $\Delta x/l_o = 1.50$,如图 11(b) 所示,激波 S1和 S2 几乎平行,干扰强度大大减 弱,位于轨道级重心位置处的壁面压力减小。

如图 10(d)所示,助推级下方的弯曲剪切层 诱导产生一簇压缩波汇聚为助推级激波 S1,导致 S1 与轨道级激波 S2 发生 VI 型激波干扰。随着 轨道级继续向前运动,剪切层直接诱导产生一道 激波与轨道级激波S2发生干扰,如图10(e)所 示。由于诱导激波以及轨道级激波S2对来流的 双重压缩效应,助推级下表面的压力升高。此 外,从 $\Delta x/l_o = 1.15$ 起,级间干扰区域以及强度 逐渐减小,所以位于助推级上表面的高压区域缩 小而助推级头部下方压力增加。如图11所示,轨 道级下表面的高压区域在逐渐减小并向下游移 动的同时幅值也在减小,而助推级上表面靠近前 缘位置的压力也因为干扰的减弱而很快降低。 另一方面,如图10(e)和图11(c)所示,两级间干 扰位于轨道级的后半部,并且轨道级激波与助推



Fig. 10 Flowfields of TSTO during LSS in AOA = 5° case (numerical schlieren on symmetry plane and wall pressure contours)



图 11 AOA = 5° TSTO纵向分离过程中流场结构俯视图以及飞行器表面压力云图

Fig. 11 Schematic of flow structures and wall pressure contour of TSTO during LSS in AOA = 5° case from top view

级前缘激波发生 VI 型激波干扰。当轨道级与助 推级完全分离后,如图 10(f)所示,轨道级进入孤 立状态,但是随着轨道级剪切层与助推级头部的 干扰位置向下游移动,助推级头部下方的高压区 域也随之向下游移动。

此外,在纵向分离过程中另外一个明显的流 动特征是轨道级尾流在助推级上表面中心对称处 的演化。尾流的作用在助推级上方形成一个亚声 速区域,使得助推级上表面压力一直维持在较低 的水平,不会像横向分离过程中两级间隙内激波 反射造成压力跃升。并且助推级上方的亚声速区 域会随着轨道级的分离逐渐减小,最后随着轨道 级完全分离,在助推级前缘留下附着的小亚声速 区域。轨道级剪切层后的流动绕过助推级前缘经 过亚声速区的流向调节向下游加速膨胀。

3.2 壁面压力分布变化特性

图 12 给出在 AOA = 5°情况下的纵向分离

过程中两级壁面压力分布曲线。由图12(a)可见, 在轨道级未穿越助推级前缘激波前(Δx/l。< 0.91),轨道级激波S2与助推级前缘激波S1的VI 型激波干扰在 $\Delta x/l_o = 0.91$ 时转变为2道激波的 汇聚进而形成一道强弓形前缘激波,使得轨道级 上表面头部压力分布达到最大值。当 $\Delta x/l_o >$ 0.91时,轨道级头部直接受到来流作用,由于头 部激波的直接压缩和强黏性干扰,壁面压力峰值 出现在轨道级前缘,之后上表面压力分布几乎不 变。对于轨道级下表面,在轨道级头部未分离出 去之前,由于两级之间无强气动干扰,壁面压力分 布维持在较低的水平。当 $\Delta x/l_o > 0.91$ 时,除了 头部压力增加之外,由于助推级前缘激波对轨道 级下表面的干扰(如图11所示),使得轨道级下表 面压力分布在干扰处产生压力峰值。该压力峰值 随着轨道级的分离逐渐向下游移动并逐渐减小 (如图12(b)所示)。压力峰值的减小是由于随着 轨道级的分离,轨道级边界层对助推级前缘激波



Fig. 12 Variations of pressure distribution on walls of stages during LSS in $AOA = 5^{\circ}$

影响逐渐增大,助推级前缘激波强度减弱进而对 轨道级下表面干扰减弱。压力峰值的出现以及下 游移动,会对轨道级首先产生抬头作用逐渐转变 为低头作用。直到轨道级完全从助推级上表面完 成分离(Δ*x*/*l*_o = 1.98),干扰消失,压力峰值消 失,轨道级进入无干扰阶段。

助推级上下表面的压力分布变化主要发生 在前缘附近。由于助推级前缘激波和轨道级激 波的汇聚作用,助推级前缘压力在 $\Delta x/l_o = 0.91$ 达到最大值。当轨道级头部穿越助推级前缘激波 时,激波对助推级前缘的压缩作用消失,并且随着 轨道级下表面剪切层(边界层)对助推级前缘的影 响增大,压力逐渐降低。当轨道级完全分离出去 之后,在轨道级尾流的作用下,助推级壁面压力维 持在一个较低水平。另外,从图 10(c)~图 10(e) 可以看到,轨道级下表面的剪切层对助推级前缘 下表面的干扰是逐渐减小的:剪切层对下表面的 法向干扰距离逐渐增大。所以从图12(c)可见, 助推级下表面前缘附近的压力分布在 $\Delta x/l_o >$ 0.91时先增大后逐渐减小。对于助推级上表面前 缘附近压力分布来说,由于前缘激波在两级间隙 的干扰会产生一个压力极值点,该极值会随着干 扰的减弱逐渐减小,最后消失,如图12(d)所示。

3.3 TSTO 气动特性

图 13 给出了不同攻角的纵向分离过程中,两 级轴向力、法向力以及俯仰力矩系数随轨道级位 移变化关系曲线,其中轴向力方向为飞行器的纵 轴方向(即 *x* 方向),抬头力矩为正,低头力矩为 负。两级气动特性计算公式分别为

$$C_A = \frac{A}{\frac{1}{2} a U^2 k m} \tag{16}$$

$$C_{N} = \frac{N}{\frac{1}{2}\rho_{\infty}U_{\infty}^{2}l_{i}w_{i}}$$
(17)

$$C_m = \frac{M_z}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 l_i^2 w_i} \tag{18}$$

式中: C_A 、 C_N 、 C_m 分别为轴向力、法向力以及俯仰 力矩系数;A、N、 M_z 分别为轴向力、法向力以及俯 仰力矩; w_i 为飞行器宽度,对于助推级和轨道级, 下标"i"分别取b和o。

从图 13 可见, 气动力在不同攻角下具有相近的变化趋势, 这间接说明了 TSTO 纵向分离在不





127634-10

同攻角情况下的流场具有相似性。对于轨道级 来说,轴向力曲线斜率逐渐增加,并在轨道级整 流罩穿过助推级前缘激波(即 $\Delta x/l_o = 0.91$)时 达到最大值,然后在分离完成时减小到0。轴向 力从轨道级位于助推级上时的最小值增加到分 离后孤立状态下的最大值。法向力从初始的负 值开始稳定变化,然后在 $\Delta x/l_o > 0.91$ 时开始增 加,最后降低到孤立状态下的值。俯仰力矩在 $\Delta x/l_o = 0.91减小到最小值,然后在轨道级与助$ 推级分离过程中出现峰值和谷值,最后趋于轨道级孤立状态下的值。对于助推级而言,当轨道级与助推级分离时,轴向力和法向力略有减小,法向力在整个分离过程中大小几乎不变。助推级的俯仰力矩首先单调减小,在分离过程中达到最小值,然后逐渐增大至一个平台值。

从反映气动特性变化的流动机制上来说,助 推级前缘激波与轨道级激波发生干扰,并且在 $\Delta x/l_{o} = 0.91$ 时2道激波汇聚成一道强激波,轴 向力增加速率达到最大值,且轨道级表面压力也 同时增大。与此同时,由于在该过程中轨道级头 部表面压力增加,轨道级受到的法向力以及俯仰 力矩减小(即低头力矩增大)。在此之后,轴向力 缓慢增加,随着轨道级穿过助推级前缘激波S1, 法向力和俯仰力矩增大,轨道级在位置 $\Delta x/l_o =$ 1.15 附近从低头力矩转变为抬头力矩。轨道级 激波S2与助推级前缘激波S1发生干扰导致轨道 级下表面和助推级上表面压力升高,因此轨道级 抬头力矩在 $\Delta x/l_o = 1.15$ 达到极大值,而助推级 抬头力矩达到极小值。此外,由于剪切层和轨道 级激波S2不再打在助推级驻点上(如图10(c)所 示),所以助推级轴向力在该位置达到极小值。 随着轨道级继续向前移动到 $\Delta x/l_o = 1.50$,如图 11(b)所示,激波S1和S2干扰强度大大减弱,位 于轨道级重心位置处的壁面压力减小。因此,轨 道级在该位置从抬头力矩转变为低头力矩。此 外,从 $\Delta x/l_o = 1.15$ 起,级间干扰区域以及强度 逐渐减小,所以位于助推级上表面的高压区域缩 小而助推级头部下方压力增加,导致助推级俯仰 力矩增大。另一方面,如图10(e)和11(c)所示, 两级间干扰位于轨道级的后半部,所以轨道级的 低头力矩达到极大值。当轨道级与助推级完全 分离后,随着轨道级剪切层与助推级头部的干扰 位置向下游移动,助推级头部下方的高压区域也 随之向下游移动,导致助推级抬头力矩减小。

另一方面,助推级气动力变化相对于轨道级 比较平缓,这说明在纵向分离过程中助推级受到 的气动干扰力弱于轨道级。因此,助推级可以在 纵向分离过程中一直保持预定的飞行姿态,进一 步保证TSTO级间分离的安全可靠性。此外,纵 向分离模拟中假设助推级固定是合理的。由于 纵向分离过程中,助推级气动力在分离过程未发 生显著波动。所以,助推级可以通过舵翼等控制 在分离前和分离过程中保证助推级的稳定性,而 轨道级在纵向分离过程中在完成分离前是"贴" 在助推级背部以小缝隙状态进行分离,两级受到 的气动干扰比较小,所以轨道级在分离完成前 $(\Delta x/l_o < 1)$ 的受力和姿态变化不会发生明显变 化,两级之间可以进行稳定可靠的安全分离。

3.4 攻角对气动力干扰的影响

纵向分离过程中,两级气动力在不同攻角下 具有相似的变化趋势特性,如图13所示。助推级 的气动力随着攻角的增加而增加,但是整体波动幅 度并不随攻角的增加而增大。然而,轨道级气动力 的波动变化范围随着攻角增加而增大。对于两级 间的气动干扰来说,表1给出了不同攻角下纵向分 离过程中轨道级受到的气动干扰载荷大小。其中 气动干扰强度用轨道级在分离过程中受到的气动 力载荷与未受干扰孤立状态下的气动力载荷之差 表征,比如 $\Delta C_N = |C_N - C_N, |_{iso}|_{max} / C_N, |_{iso} \times$ 100%, $\Delta C_m = |C_m - C_m$, iso $|_{max} / C_{m,iso} \times 100\%$. 如表1所示, $|\Delta C_N|$ 随着攻角的增大而减小, $|\Delta C_m|$ 随着攻角的增大而增大。如果综合考虑法向力 和俯仰力矩的干扰载荷,在AOA = 5°时两级间 的气动干扰强度最弱,所以对于本文TSTO模 型,在攻角为5°时进行纵向分离最合适。

表1 TSTO纵向分离气动干扰强度

Table 1	Intensity	of	aerodynamic	interference	during
	LSS for TSTO				

AOA/(°)	ΔC_N	ΔC_m
0	2.11	0.98
5	1.11	1.30
8	1.03	2.05

3.5 2种分离方式对比与思考

最后从TSTO级间分离过程中的复杂流动 机制和气动干扰问题,对大多数文献中数值或试 验研究的横向分离和本文中提出的纵向分离的优 缺点进行讨论,如表2所示^[7,9,31-32]。2种分离方式 的共同点是,两级间都会产生相互干扰,因为这是 高超声速下多体分离的本质。但是横向分离在两 级间引入强气动干扰结构,比如多重激波反射、激 波/边界层干扰等,使得两级间的相互干扰比较严 重。气动干扰与两级间相对运动严重耦合,不利 于两级平稳分离,甚至会发生再附碰撞^[9,31]。纵 向分离作为一种具有小间隙分离特征的方案,两 级间的相互干扰较小,流场结构简单。并且从分 离过程中的气动特性来看,助推级气动特性变化 平缓,助推级受到的级间干扰较小,而横向分离过 程中,两级受到的级间干扰均较大^[7],该点反映出 纵向分离是有利于两级平稳安全分离的。

表 2 TSTO级间分离方案对比

Table 2	Comparison	of stage	separation	schemes fo	r TST(
			~ - F		

ハネナナ		<i>k</i> + F
分离力式	优点	
橫向分离 ^[7, 9, 31-32]	 1. 高动压条件下,可依靠气动力进行被动式自由分离 2. 两级可以产生纵向和法向加速度之差 	 分离过程中两级间隙发生变化,从缝隙流到通道流演 变,流场结构复杂 高动压条件下,两级间气动干扰较强,可能会导致严 重的气动力/热载荷 分离时阻力较大,轨道级在分离过程中需要发动机点 火平衡阻力^[32] 较强的非定常气动特性变化不利于两级平稳分离,甚 至发生再附碰撞 安全分离条件比较苛刻,需要来流攻角、两级相对夹 角等多条件共同影响和确定
纵向分离	 分离过程两级间隙很小,流场结构简单 两级间干扰弱,无强气动流场干扰结构,气动力/热载 荷较小,分离阻力小 两级气动特性变化平缓,尤其助推级气动特性,有利于 平稳分离,数值与试验暂未发现两级会发生碰撞 安全分离条件宽松,基本可以由分离时的攻角决定 	 需要额外能源进行主动式纵向分离,比如轨道级可能 需要在助推级背面由发动机或其他装置助推分离 分离时间基本由助推方式决定,可能分离时间较长

2种方案的安全分离条件。横向分离由于需 要对两级间相对夹角、来流攻角、襟翼偏转气动 控制、姿态控制等多方面因素考虑^[7,9,32],是一个 多变量影响问题,所以从该本质上或者文献中关 于两级横向动态分离来说,横向安全分离条件比 较苛刻。而纵向分离暂不需要考虑两级相对夹 角的因素影响,且只需选择一个合适的来流攻角 条件,便可以达到安全分离条件,影响因素较少, 关注目标变量较为明确。

2种分离方案中产生的额外阻力。从纵向分 离过程中轨道级的轴向力系数来看,轨道级的轴 向力从一个最小值逐渐增大到分离完成后未受 干扰状态下的最大值。这说明纵向分离过程中, 轨道级受到的阻力较小并且比单体未受干扰状 态下的阻力还要小。而横向分离过程中,轨道级 受到的阻力由于强气动干扰影响不仅比单体未 受干扰状态下的阻力大,而且变化幅度较大^[7]。 对于助推级来说,纵向分离过程中轴向力会减 小,且变化幅度小;而横向分离过程中轴向力比 单体未受干扰状态下要大,且变化幅度大^[7]。所 以相比于横向分离,纵向分离过程中的阻力问题 并不显著。

4 结 论

本文提出并详细分析了一种TSTO纵向分 离方案,设计了由乘波构型的宽域飞行助推级和 可重复使用空天飞机轨道级组成的并联TSTO 飞行器系统,在高超声速流动条件下针对纵向分 离过程进行了动态数值模拟,分析了不同攻角下 TSTO纵向分离中的气动干扰、压力分布以及气 动特性规律。主要得到以下结论:

1) 纵向分离过程中两级气动干扰类型相对

于横向分离比较简单且强度较小,主要存在VI型 激波干扰以及激波汇聚等级间干扰类型。而且,助推级受到气动干扰的影响小于轨道级,更加有 利于TSTO的平稳安全分离。

2)不同攻角下的分离过程中流场结构以及两级气动特性变化趋势是相似统一的。分离过程中,轨道级轴向力会在轨道级激波与助推级前缘激波发生汇聚时增加,俯仰力矩会在助推级前缘激波的干扰下从产生抬头效应转变为低头效应。

3)轨道级受到的法向力干扰载荷会随着攻角 增大而减小,俯仰力矩干扰载荷会随着攻角增大而 增大。综合考虑气动干扰载荷,相比于攻角为0° 和8°情况下,该TSTO模型在攻角为5°时进行纵 向分离,气动干扰强度最小,有利于安全分离。

参考文献

- [1] 左光, 艾邦成. 先进空间运输系统气动设计综述[J]. 航空 学报, 2021, 42(2): 624077.
 ZUO G, AI B C. Aerodynamic design of advanced space transportation system: Review [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(2): 624077 (in Chinese).
- [2] 朱雄峰,程洪玮,刘阳,等.世界航天发射运输的发展趋势[J].科技导报,2021,39(11):46-58.
 ZHUXF,CHENGHW,LIUY, et al. Review and development perspective of the space launch and transportation system[J]. Science & Technology Review, 2021, 39 (11):46-58 (in Chinese).
- [3] 阮建刚,何国强,吕翔.RBCC--RKT两级入轨飞行器飞 行轨迹优化方法[J].航空学报,2014,35(5):1284-1291.

RUAN J G, HE G Q, LYU X. Trajectory optimization method in two-stage-to-orbit RBCC—RKT launch vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(5): 1284-1291 (in Chinese).

- [4] 包为民, 汪小卫. 航班化航天运输系统发展展望[J]. 宇航 总体技术, 2021, 5(3): 1-6.
 BAO W M, WANG X W. Prospect of airline-flightmode aerospace transportation system [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2021, 5(3): 1-6 (in Chinese).
- [5] 赵文胜.组合循环发动机科学研究技术路线的优化[J]. 科技导报,2021,39(17):82-90.
 ZHAO W S. Research on R & D technical route of combined cycle engine [J]. Science & Technology Review, 2021,39(17):82-90 (in Chinese).

- [6] ZHOU J X, XIAO Y T, LIU K, et al. Preliminary analysis for a two-stage-to-orbit reusable launch vehicle[C]//
 20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston: AIAA, 2015.
- [7] 王粤,汪运鹏,薛晓鹏,等.TSTO马赫7安全级间分离 问题的数值研究[J].力学学报,2022,54(2):526-542.
 WANG Y, WANG Y P, XUE X P, et al. Numerical investigation on safe stage separation problem of a TSTO model at Mach 7[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2022, 54(2): 526-542 (in Chinese).
- [8] 蒋海军, 阎超. 两级入轨飞行器激波间干扰绕流的数值模 拟[C]//第十三届全国激波与激波管学术会议论文集, 2008: 143-148.
 JIANG H J, YAN C. Numerical simulation of interaction flow between shock waves of two stage to orbit vehcle [C]//The 13th National Conference on Shock Wave and Shock Tube, 2008: 143-148 (in Chinese).
- [9] LIU Y, QIAN Z S, LU W B, et al. Numerical investigation on the safe stage-separation mode for a TSTO vehicle [J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 107: 106349.
- [10] DECKER J P. Aerodynamic interference effects caused by parallel-staged simple aerodynamic configurations at Mach numbers of 3 and 6: NASA-TN-D-5379 [R]. Washington, D.C.: NASA, 1969.
- BORDELON W, FROST A, REED D. Stage separation wind tunnel tests of a generic TSTO launch vehicle
 [C] //21st AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2003.
- [12] OZAWA H, HANAI K, KITAMURA K, et al. Experimental investigation of shear-layer/body interactions in TSTO at hypersonic speeds[C]//46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2008.
- [13] CHENG J M, CHEN R Q, QIU R F, et al. Aerothermodynamic study of Two-Stage-To-Orbit system composed of wide-speed-range vehicle and rocket [J]. Acta Astronautica, 2020, 183: 330-345.
- [14] CVRLJE T, BREITSAMTER C, LASCHKA B. Numerical simulation of the lateral aerodynamics of an orbital stage at stage separation flow conditions[J]. Aerospace Science and Technology, 2000, 4(3): 157-171.
- [15] CVRLJE T, BREITSAMTER C, WEISHÄUPL C, et al. Euler and navier-stokes simulations of two-stage hypersonic vehicle longitudinal motions [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2000, 37(2): 242-251.
- [16] 贾子安,张陈安,王柯穆,等.乘波布局高超声速飞行器 纵向静稳定特性分析[J].中国科学:技术科学,2014,44 (10):1114-1122.

JIA Z A, ZHANG C A, WANG K M, et al. Longitudinal static stability analysis of hypersonic waveriders [J]. Scientia Sinica (Technologica), 2014, 44(10): 1114-1122 (in Chinese).

[17] 汪运鹏,王粤,姜宗林.一种乘波基体构造方法、助推级 飞行器以及机翼控制系统:CN114180100B[P].2022-04-29.

WANG Y P, WANG Y, JIANG Z L. Wave-rider matrix construction method, booster aircraft and wing control system: CN114180100B[P]. 2022-04-29 (in Chinese).

- [18] 汪运鹏,王粤,姜宗林.一种宽速域飞行器乘波体构型设 计方法:CN114186351A[P].2022-04-15.
 WANG Y P, WANG Y, JIANG Z L. Wide-speedrange aircraft waverider configuration design method: CN114186351A[P].2022-04-15 (in Chinese).
- [19] 汪运鹏,王粤,姜宗林.一种具有气动组合结构并联可重 复使用的两级入轨飞行器:CN114162349B[P].2022-03-11.

WANG Y P, WANG Y, JIANG Z L. Reusable twostage injection aircraft with pneumatic combined structure connected in parallel: CN114162349B[P]. 2022-03-11 (in Chinese).

- [20] SUTHERLAND W. The viscosity of gases and molecular force[J].Philosophical Magazine, 1977, 36:507-531.
- [21] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [22] CHAKRAVARTHY S. A unified-grid finite volume formulation for computational fluid dynamics [J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 1999, 31 (1): 309-323.
- [23] LUO H, BAUM J, LOHNER R. Extension of HLLC scheme for flows at all speeds[C]//16th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference.Reston: AIAA, 2003.

- [24] TORO E F, SPRUCE M, SPEARES W. Restoration of the contact surface in the HLL-Riemann solver [J]. Shock Waves, 1994, 4(1): 25-34.
- [25] EDWARDS J R. An implicit multigrid algorithm for computing hypersonic, chemically reacting viscous flows[J]. Journal of Computational Physics, 1996, 123(1): 84-95.
- [26] TIAN S L, FU J W, CHEN J T. A numerical method for multi-body separation with collisions [J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 109: 106426.
- [27] ZAGHI S, DI MASCIO A, BROGLIA R, et al. Application of dynamic overlapping grids to the simulation of the flow around a fully-appended submarine [J]. Mathematics and Computers in Simulation, 2015, 116: 75-88.
- [28] SCHÜLEIN E. Skin friction and heat flux measurements in shock/boundary layer interaction flows[J]. AIAA Journal, 2006, 44(8): 1732-1741.
- [29] HEIM E R. CFD wing/ pylon/ finned store mutual interference wind tunnel experiment: AEDC-TSR-91-P4
 [R]. Arnold AFB: Arnold Engineering Development Center, 1991.
- [30] SNYDER D, KOUTSAVDIS E, ANTTONEN J. Transonic store separation using unstructured CFD with dynamic meshing[C]//33rd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2003.
- [31] 沈清.TSTO级间分离气动问题与试验模型一大会特邀 报告[C]//第十二届全国实验流体力学学术会议,2021. SHEN Q. Aerodynamic problems and test model for stage separation of TSTO-invited lecture[C]//The 12th National Conference on Experimental Fluid Mechanics, 2021 (in Chinese).
- [32] WEINGERTNER S. SAENGER the reference concept of the German hypersonics technology program [C] // 5th International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conference. Reston: AIAA, 1993.

(责任编辑:王娇)

Numerical study of longitudinal stage separation for parallel-staged two-stage-to-orbit vehicle

WANG Yue^{1,2}, WANG Yunpeng^{1,2,*}, WANG Chun^{1,2}, JIANG Zonglin^{1,2}

1. State Key Laboratory of High-Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China

2. School of Engineering Sciences, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China

Abstract: Two Stage to Orbit (TSTO) vehicle may become an example of next-generation launch technology for its efficiency and reusability, but whether the two stages can be safely separated or not will directly determine the success or failure of the orbit mission. At present, parallel-staged TSTO vehicle mostly adopts a transverse stage separation scheme, in which strong aerodynamic interference is introduced between stages and directly increase the separation risk. Hence, it is necessary to explore a scheme to reduce or even avoid the strong aerodynamic interference during separation. In this study, a Longitudinal Stage Separation (LSS) scheme for the parallel-staged TSTO model, in which, the orbiter moves along the upper surface of the booster, is proposed and analyzed in detail by investigating the dynamic separation process numerically. A TSTO concept comprising a wide-speed waverider and a reusable space plane, as booster and orbiter respectively, was designed to investigate LSS by numerical simulation with the overset grid method. The flow mechanism, unsteady wall pressure distribution, as well as aerodynamic characteristics of LSS at different Angles of Attack (AOA) under hypersonic condition, are studied. The results show that the aerodynamic interference during LSS is simple and weak, which is only associated with type VI shock/shock interaction and the convergence of shock waves. No shock reflections or shock/boundary-layer interaction occurs between stages. The variations of pressure distribution show that the leading edge shock of the booster is the main factor affecting the aerodynamics of the orbiter. Moreover, the interference load on the booster is weaker than that of the orbiter. The interference flow structure of TSTO is similar among different AOA cases, and the appropriate AOA condition of safe LSS for the current TSTO model is presented.

Keywords: TSTO; hypersonic; longitudinal stage separation; aerodynamic interference; unsteady flow

Received: 2022-06-16; Revised: 2022-06-16; Accepted: 2022-06-28; Published online: 2022-07-12 11:58 URL: https://hkxb.buaa.edu.cn/CN/Y2023/V44/I11/127634

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11672357, 11727901)

^{*} Corresponding author. E-mail: wangyunpeng@imech.ac.cn