

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2024.05.017

# 背部进气布局飞机前机身模拟器设计方法研究与评估

王学峰, 钟易成

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

**摘要:**为满足背部进气布局飞机的前机身-进气道-发动机自由射流试验的需求,设计前机身模拟器以模拟原始前机身对进气道内流场的影响。根据背部进气布局飞机的流动特点,设计两类前机身模拟器,在自由射流试验舱内模拟飞行高度10 km、飞行速度 $0.7Ma$ 的3种飞行姿态的流场。通过对比子午面和进气道出口流场以及进气道出口平均参数,证明所设计的前机身模拟器可以在射流环境下模拟原始前机身的前机身效应,其中负攻角和侧滑角姿态下的前机身模拟器模拟效果较好,而正攻角姿态下的前机身模拟器模拟效果相对较差。

**关键词:**背部进气布局;前机身模拟器;鼓包进气道;自由射流试验;前机身效应

**中图分类号:**V216.8 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2024)05-0082-05

## Research and Evaluation of Design Method of Forebody Simulator Based on Dorsal Intake Layout Aircraft

WANG Xuefeng, ZHONG Yicheng

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

**Abstract:** In order to meet the needs of the forebody-intake-engine free-jet test of dorsal intake layout aircraft, the forebody simulator is designed to simulate the effect of the original forebody on the flow field in the intake tract. According to the flow characteristics of the dorsal intake layout aircraft, two types of forebody simulators are designed, and the flow field of three flight attitudes with a flight altitude of 10 km and a flight speed of  $0.7Ma$  is simulated in the free jet test cell. Comparison of the meridian surface and intake outlet flow fields and the average parameters of intake outlet proves that the designed forebody simulator can simulate the forebody effect of the original forebody in the jet environment, among which, the simulation effect of the forebody simulator under the negative angle of attack and side slip angle attitude is better, while the simulation effect of the forebody simulator under the positive angle of attack attitude is relatively poor.

**Keywords:** dorsal intake layout; forebody simulator; bump inlet; free-jet test; forebody effect

### 0 引言

随着对飞行器机动性和发动机-进气道相容性要求的提高,前机身效应在一体化设计中重视程度也相应提高,因此前机身-进气道-发动机的联合试验需求增加。目前,高空模拟试验技术按照试验进气方式主要分为直连式、自由射流式以及推进风洞,其中自由射流试验相比于其他两种试验,更适合进行前机身-进气道-发动机的联合试验<sup>[1]</sup>。由于自由射流试验舱喷管核心区范围有限,完整前机身往往会超出核心区范围,所以需要缩小原始前机身,即进行前机身模拟器设计。

前机身模拟器已在欧美国家应用,并取得了一定的成果。20世纪80年代美国AEDC在进行某导弹前体与推进系统一体化设计过程中,使用了前体模拟器作为完整导弹前体的替代,并使用

CFD技术辅助前体模拟器设计<sup>[2]</sup>。此后,AEDC在F-15、F-16高空模拟试验中使用了相应机型的前机身模拟器,通过对比推进风洞完整前机身试验与自由射流风洞前机身模拟器试验结果,表明模拟器可以模拟完整前机身的前机身效应<sup>[3-6]</sup>。此外,BORGGARD等<sup>[7]</sup>将前机身模拟器设计抽象为二维无黏流场中的一个鼓包型线设计问题,利用最小二乘法得到最优设计,但该优化设计方法很难在实际工程中使用。国内相关研究主要集中于射流试验舱喷管设计和控制过程以及带进气道-发动机的射流试验舱气动布局研究<sup>[8-11]</sup>,而对于带有前机身模拟器的整体气动分析较少。本课题组之前已经研究了两侧进气布局前机身模拟器设计,在亚声速工况下模拟效果比较好,达到预期的设计效果。

背部进气相比于腹部进气、翼下进气等进气

**第一作者简介:**王学峰(1997—),男,内蒙古丰镇人,硕士研究生,研究方向为航空发动机试验技术,wang020212@qq.com。

布局形式,前机身对进气道的影响更为明显,尤其在进气道采用鼓包设计时,鼓包型面用以排除机身边界层,对进气道流场有着直接影响,因此在设计过程中要充分考虑前机身的影响<sup>[12-13]</sup>。本文对某带鼓包的背部进气布局飞机展开研究,设计两类模拟器以适用于不同姿态的试验,并在射流环境下评估前机身模拟器的模拟效果。对比结果表明:不同工况下偏差均较小,后续可利用该模拟器进行前机身-进气道-发动机联合高空模拟试验研究,为相关背部进气布局飞机前机身模拟器提供一些参考。

## 1 前机身模拟器设计方法

### 1.1 设计思路

图1所示为模拟器总体设计思路。模拟器的设计目前还没有一个较为通用的方法,只能通过分析飞行器的流动特点,对前机身截短修型然后计算。根据IRP(进气道参考平面)流场分布调整射流参数,对比IRP和进气道内部流场相似情况,反复调整,得到该设计方案下的最佳模拟情况。如果模拟效果不佳,需要进一步调整模拟器设计方案,反复该过程得到满足要求的设计方案。

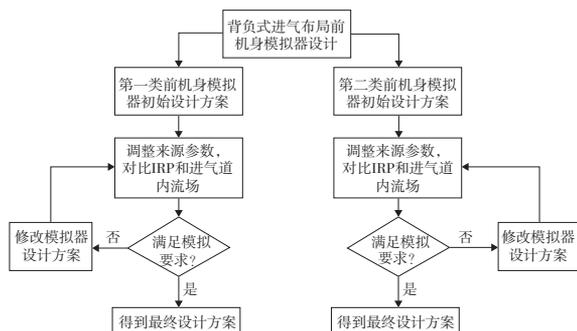


图1 总体设计思路

根据背部进气的流动特点,需要对不同的飞行姿态采用不同的设计方法。当飞机处于正攻角姿态时,前方来流会受到机身遮挡,且该飞机前机身三角翼,当正攻角姿态飞行时,攻角较大时机翼前缘会产生前缘涡等复杂的流动<sup>[14-15]</sup>。所以对正攻角姿态的模拟需要单独考虑;而负攻角和侧滑角姿态流动相对简单,两种姿态合并处理。

### 1.2 第一类模拟器设计方案

研究对象为类X-47B模型,如图2所示。该飞机进气道前的鼓包可排除一定量的由前机身发展而来的低能流。本研究只针对进气道唇口前的机身进行研究,因此截去了唇口后的机身。由于

该飞机为对称模型,对于正负攻角姿态的研究,可使用半模型进行计算,而对于侧滑角姿态,则使用全模型计算。



图2 类X-47B模型

对于第一类模拟器,前机身主要截短方向如图3所示。在机身上型面轴向截短以及进气道唇口侧面剪短,在截断位置使用简单平面直接封闭,封闭时尽可能减少模拟器前缘气流分离的影响。在计算中发现,由于截断鼓包导致在鼓包两侧产生明显分离区,大量低能流吸入进气道导致无法模拟原始流场,因此第一类模拟器的设计选择保留机身鼓包,并利用机身鼓包前的一小段气动型面引导气流,减少分离。在机身侧面剪短后,侧下方来流由于失去机身遮挡,气流经过侧面后,在唇口前有一个突扩,形成较大的分离区,使模拟比较困难,根据该流场特性,将侧封闭面向内偏斜一定角度,利用该斜面引导气流使分离区尽量远离唇口。

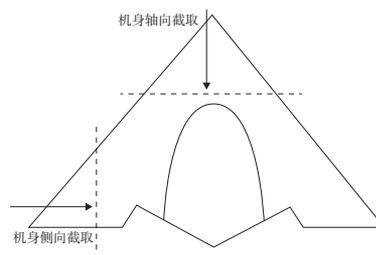


图3 第一类模拟器截取方向

### 1.3 第二类模拟器设计方案

图4所示为第二类模拟器的设计方案。对于负攻角和侧滑角姿态,气流主要受机身上型面的扰动,根据其流动特点,主要考虑机身轴向截短,相比于正攻角姿态,该模拟器可以截去部分鼓包型面。另外,由于唇口前的流场没有侧下方来流的影响,可以沿进气道唇口前缘向外偏斜一定角度截断,截取后的机身直接用简单平面封闭,保证在模拟器的前缘不产生明显分离即可。

### 1.4 最终设计方案

经过对以上设计过程的反复计算修改,得到最终设计方案。两种模拟器的尺寸均满足现有试验条件。

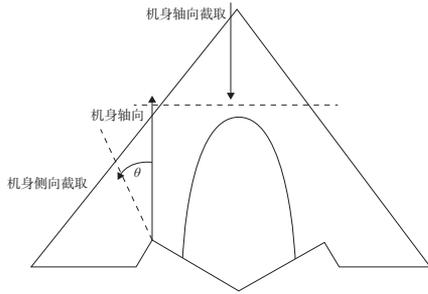


图4 第二类模拟器截取方向

图5所示为第一类模拟器方案,用于正攻角姿态;图6所示为第二类模拟器方案,用于负攻角和侧滑角姿态。为了便于后续描述,第一类模拟器代号为FBS-A,第二类模拟器代号为FBS-B,原始前机身模型代号为OFB。

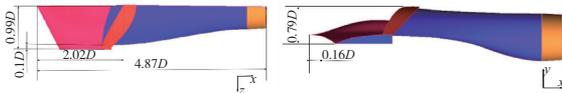


图5 FBS-A 几何模型

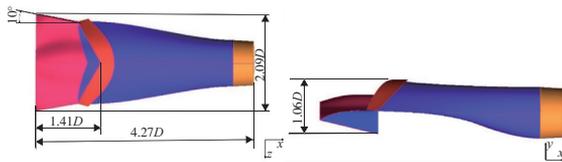


图6 FBS-B 几何模型

## 2 数值计算方法

### 2.1 计算模型

原始前机身在自由来流条件下计算,进气道出口直径为 $D$ ,远场长 $\times$ 宽 $\times$ 高为 $24D \times 30D \times 28D$ 。为了防止出口回流对进气道出口面数据产生影响,将进气道出口延长了 $0.5D$ 。第一层网格高度 $0.2\text{ mm}$ ,选择使用SST  $k-\omega$  湍流模型,壁面 $y^+$ 总体保持在30左右,满足湍流模型的要求。原始前机身模型壁面以及对称面网格如图7所示。对前机身以及进气道唇口进行了局部加密,以保证网格有比较好的贴体,网格最大扭曲度小于0.9,满足计算要求。半模型的网格生成使用相同的网格密度设置,此处不再赘述。

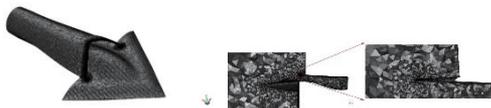


图7 原始前机身壁面网格及子午面网格

对于射流试验舱内的模拟,考虑到降低网格量的需要,对试验件单独生成非结构网格,试验舱生成结构网格,然后利用interface方式将试验件网格插入试验舱中。图8所示为试验舱与试验件组合模型,其中试验舱的射流喷管只保留部分直段,便于控制边界条件。



图8 组合模型示意图

### 2.2 计算设置

对于原始前机身的仿真,将进气道出口设置为内部面,用来获取进气道出口流场数据。远场边界设置为压力远场,根据所需计算的飞行高度和飞行速度设置远场马赫数、静温和静压。进气道延长段出口设置为压力出口,其他壁面均设置为绝热壁面。对于射流试验舱内的仿真,射流喷管进口设置总压和总温,排气扩压器出口设置背压,以控制舱内静压。

计算收敛判断标准为进出口质量流量差小于0.5%,进气道出口参数基本不再变化以及计算残差下降3个量级。

## 3 计算结果与分析

为了验证两种前机身模拟器的模拟效果,本文选取的模拟工况点为飞行高度 $10\text{ km}$ ,飞行速度 $0.7\text{ Ma}$ ,俯仰姿态角极限为 $10^\circ$ ,侧滑角极限为 $6^\circ$ 。通过对比子午面马赫数分布和进气道出口总压分布,分析前机身模拟器的模拟效果。量化对比采用进气道出口面积平均马赫数、总压和稳态周向畸变指数。其中稳态周向畸变指数 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 可以较全面地反映出口的畸变情况,表达式为

$$\Delta\bar{\sigma}_0 = 1 - \frac{\sigma_0}{\sigma_{av}} \quad (1)$$

式中: $\sigma_{av}$ 为进气道出口面平均总压恢复系数; $\sigma_0$ 为进气道出口低压区平均总压恢复系数。

### 3.1 正攻角 $10^\circ$ 姿态

经过反复调整来流参数,最终确定射流喷管姿态攻角 $\alpha$ 为 $8^\circ$ ,侧滑角 $\beta$ 为 $0^\circ$ ,喷管进口总压 $P_{ij}$ 设定为 $37.34\text{ kPa}$ ,排气扩压器出口背压 $P_{be}$ 给定 $29.4\text{ kPa}$ ,进气道出口背压 $P_{bi}$ 为 $31.5\text{ kPa}$ ,边界条

件设置如表 1 所示。

表 1 正攻角姿态模拟边界条件设置

代号	$H/\text{km}$	$P_{ij}/\text{kPa}$	$\alpha/(\circ)$	$\beta/(\circ)$	$P_{bi}/\text{kPa}$	$P_{be}/\text{kPa}$
OFB	10	—	10	0	31.5	—
FBS-A	10	37.34	8	0	31.5	29.4

从两种工况下的子午面马赫数分布来看,模拟器与进气道唇口完全位于射流核心区内,且两者的马赫数分布基本一致,主要差别在于 FBS-A 的进气道内主流马赫数偏大。从出口面马赫数分布来看, FBS-A 的出口面两侧的低压区相对较大,表明吸入的低能流较多,但整体而言出口面马赫数分布较为接近,如图 9 和图 10 所示。

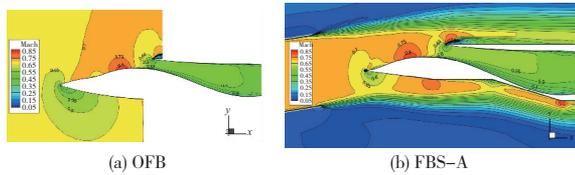


图 9 正攻角姿态模拟子午面马赫数对比

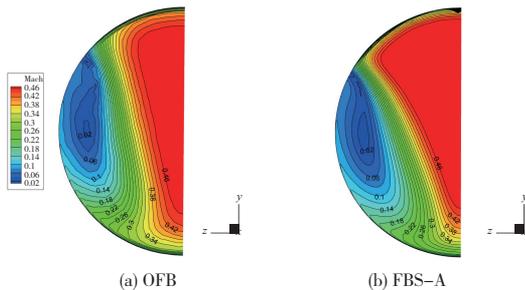


图 10 正攻角姿态模拟进气道出口面马赫数对比

表 2 为两者的进气道出口参数对比,出口面积加权平均马赫数偏差为 4.00%,而总压的偏差仅为 0.75%,畸变指数相差 11.11%。从出口面气动参数对比来看,马赫数和总压的偏差较小,畸变指数偏差较大,当然这与畸变指数数值较小有关。

表 2 正攻角姿态模拟进气道出口参数

参数	OFB	FBS-A	偏差/%
$Ma$	0.300	0.312	4.00
$P_1/\text{kPa}$	34.042	34.297	0.75
$\Delta \sigma_0$	0.017 1	0.019 0	11.11

### 3.2 负攻角 10° 姿态

经过反复调整来流参数,最终确定射流喷管

姿态攻角为  $-8^\circ$ ,侧滑角为  $0^\circ$ ,进口总压设定为 36.67 kPa,排气扩压器出口背压设定 29.2 kPa,边界条件设置如表 3 所示。

表 3 负攻角姿态模拟边界条件设置

代号	$H/\text{km}$	$P_{ij}/\text{kPa}$	$\alpha/(\circ)$	$\beta/(\circ)$	$P_{bi}/\text{kPa}$	$P_{be}/\text{kPa}$
OFB	10	—	-10	0	31.5	—
FBS-B	10	36.67	-8	0	31.5	29.2

从两种工况下的子午面马赫数分布来看,进气道出口处于射流核心区范围内且子午面马赫数分布几乎一致。从出口面马赫数分布对比也可以看到,模拟器进气道出口  $0.46Ma$  区域有所减小,而下方的低压区略微增大,整体分布几乎一致,如图 11 和图 12 所示。

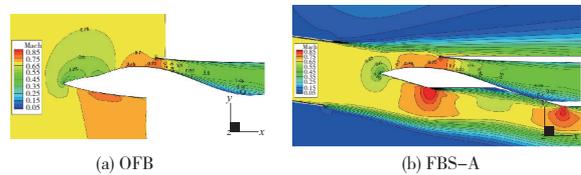


图 11 负攻角姿态模拟子午面马赫数对比

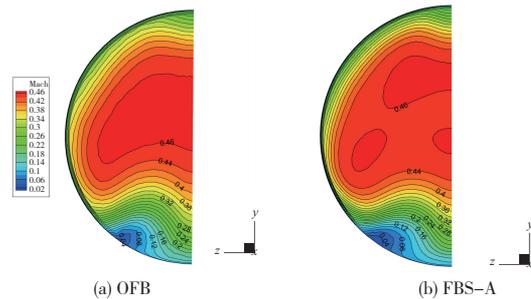


图 12 负攻角姿态模拟进气道出口面马赫数对比

表 4 为两者的进气道出口参数对比,出口面积加权平均马赫数偏差为 0.54%,而总压的偏差仅为 0.06%,畸变指数相差  $-4.70\%$ 。从出口面气动参数对比来看,相比于正攻角姿态,负攻角姿态下,前机身型面对气流有引导作用,此时流动相对简单,模拟效果相对较好。

表 4 负攻角姿态模拟进气道出口参数

参数	OFB	FBS-B	偏差/%
$Ma$	0.373	0.375	0.54
$P_1/\text{kPa}$	35.531	35.552	0.06
$\Delta \sigma_0$	0.014 9	0.014 2	-4.70

### 3.3 侧滑角 $-6^\circ$ 姿态

经过反复调整来流参数,最终确定射流喷管姿态攻角为 $0^\circ$ ,侧滑角为 $-7^\circ$ ,进口总压设定为 37 kPa,排气扩压器出口背压设定为 29.1 kPa,边界条件设置如表 5 所示。

表 5 侧滑角姿态模拟边界条件设置

代号	$H/\text{km}$	$P_{ij}/\text{kPa}$	$\alpha/(\circ)$	$\beta/(\circ)$	$P_{bi}/\text{kPa}$	$P_{bc}/\text{kPa}$
OFB	10	—	0	-6	31.5	—
FBS-B	10	37	0	-7	31.5	29.1

从两者的子午面马赫数分布来看,整体的流场分布比较接近,模拟器进气道唇口处略大,进气道下部分离区较大。从出口面马赫数分布来看,马赫数分布较为接近,主要区别在于模拟器进气道出口左侧下方分离区偏大,出口面主流区马赫数偏大,如图 13 和图 14 所示。

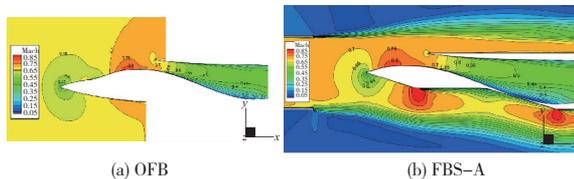


图 13 侧滑角姿态模拟子午面马赫数对比

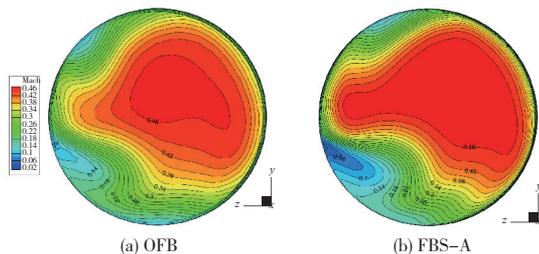


图 14 侧滑角姿态模拟进气道出口面马赫数对比

表 6 为两者的进气道出口参数对比,出口面积加权平均马赫数偏差为 1.96%,而总压的偏差仅为 0.34%,畸变指数相差 5.41%。从出口面气动参数对比来看,气动参数均偏差较小,但流场分布的差异相对比较明显。

表 6 侧滑角姿态模拟进气道出口参数

参数	OFB	FBS-B	偏差/%
$Ma$	0.357	0.364	1.96
$P_t/\text{kPa}$	35.244	35.363	0.34
$\Delta \sigma_0$	0.014 8	0.015 6	5.41

## 4 结语

本文对类 X-47B 模型开展了背部进气布局飞机前机身模拟器设计研究,以飞行高度 10 km、飞行速度  $0.7Ma$  为模拟工况,验证了前机身模拟器在不同姿态下的模拟效果。通过对比进气道出口平均参数、子午面以及进气道出口流场,可得到以下结论。

1) 两类前机身模拟器均可以较好地模拟原始前机身对进气道内流动的影响,进气道出口面积平均马赫数和总压偏差可以控制在 5% 以下,但稳态周向畸变指数偏差相对较大。

2) 对于正攻角姿态,由于该姿态流场较为复杂,进气道唇口前分离区较大,使第一类模拟器的模拟效果相对较差。相比于原始前机身进气道出口流场,第一类模拟器进气道出口低压区范围明显增大。可以考虑采用一些方法减小进气道唇口前的气流分离区,例如可以尝试在进气道唇口前吸除一部分分离区来减小模拟偏差。

3) 对于负攻角和侧滑角姿态的模拟,前机身模拟器设计时可以考虑截断部分鼓包型面,虽然鼓包型面起到排除边界层和引导气流的作用,截去部分鼓包面势必影响排除前机身边界层的效果,会导致进气道低能流吸入增多。但通过调整射流角度和速度,在射流环境下,模拟器仍可以达到模拟要求。当然,本结论不适用于超音速工况的模拟,需要开展更深入的研究。

## 参考文献:

- [1] 侯敏杰. 高空模拟试验技术[M]. 北京:航空工业出版社,2014.
- [2] BARTON J M. The role of computational fluid dynamics in aeropropulsion ground testing[J]. Journal of Aircraft, 1984, 21(10): 745-750.
- [3] BEALE D. Evaluation of a free-jet technique for testing fighter aircraft propulsion systems[C]//Proceedings of the 22nd Joint Propulsion Conference. Huntsville, AL, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1986: 1460.
- [4] DUESTERHAUS D, MAYWALD P. Free-jet test capability for the aeropropulsion systems test facility [C]//Proceedings of the 25th Joint Propulsion Conference. Monterey, CA, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1989: 2537.
- [5] BEALE D, ZELENAK M. Development and validation of a freejet technique for inlet - engine compatibility testing[C]//Proceedings of the 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Nashville, TN, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1992: 3921.

(下转第 134 页)

### 3 结语

本文对在上游尾迹影响下的压气机过渡段流动机理进行了数值计算分析。尾迹在静子尾缘开始向轮毂壁面移动;当尾迹运动到第一弯附近,此时由支板指向周期面的横向压力梯度使得尾迹向周期面迁移;在支板最大厚度位置附近横向压力梯度反向使得一部分尾迹向支板移动,并与支板最大厚度角区附近产生的角区分离涡和支板前缘产生的马蹄涡相混合;到过渡段出口,涡结构主要集中在轮毂壁面,并且在过渡段出口形成了两个对应尾迹的高损失区域,同时尾迹涡、马蹄涡和角区分离涡的互相掺混形成了一个位于通道中心的高损失区域。

#### 参考文献:

- [1] BRITCHFORD K M, CARROTTE J F, STEVENS S J, et al. The development of the mean flow and turbulence structure in an annular S-shaped duct [C]// ASME 1994 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, The Hague, Netherlands: [s. n.], 1994:457.
- [2] KARAKASIS M K, NAYLOR E M J, MILLER R J, et al. The effect of an upstream compressor on a non-

axisymmetric S-duct [C]//Volume 7; Turbomachinery, Parts A, B, and C. Glasgow, UK: ASME, 2010: 477-486.

- [3] 高丽敏,吴瑜,邓卫敏,等. 压气机中介机匣畸变效应研究[J]. 推进技术, 2021, 42(2): 272-280.
- [4] 辛亚楠,李家军,韩阳,等. 上游静子尾迹对紧凑型中介机匣气动性能影响研究[C]//中国航天第三专业信息网第三十八届技术交流会暨第二届空天动力联合会议论文集. 大连:中国航天科技集团公司、中国航天第三专业信息网, 2017: 97-103.
- [5] SPALART P R, DECK S, SHUR M L, et al. A new version of detached - eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities [J]. Theoretical and Computational Fluid Dynamics, 2006, 20(3): 181-195.
- [6] SHUR M L, SPALART P R, STRELETS M K, et al. A hybrid RANS - LES approach with delayed - DES and wall-modelled LES capabilities [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008, 29(6): 1638-1649.
- [7] GRITSKEVICH M S, GARBARUK A V, SCHÜTZE J, et al. Development of DDES and IDDES formulations for the  $k - \omega$  shear stress transport model [J]. Flow, Turbulence and Combustion, 2012, 88(3): 431-449.

收稿日期:2023-03-10

(上接第 86 页)

- [6] BEALE D, KELLY P, LACASSE J. Subscale validation of a freejet inlet-engine test capability [C]//Proceedings of the 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Monterey, CA, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1993: 2179.
- [7] BORGGGAARD J, BURNS J, CLIFF E, et al. Sensitivity calculations for a 2D, inviscid, supersonic forebody problem [R]. [S.I.; s.n.], 1993.
- [8] 王键灵,徐让书,侯亚军,等. 自由射流中飞机进气道前方亚声速流场数值仿真研究[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2014, 31(5): 39-43.
- [9] 陈鹏飞,吴锋,徐全勇,等. 可变面积的非对称姿态模拟射流喷管设计与仿真[J]. 机械工程学报, 2018, 54(2): 184-190.
- [10] 姚艳玲,袁化成,吴锋,等. 自由射流高空模拟试车台系统建模与仿真研究[J]. 测控技术, 2021, 40(12): 89-95.

- [11] 耿卫民,吴锋,王娟娟,等. 高空射流核心区控制的数值分析与试验验证[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2021, 34(2): 46-51.
- [12] 谭慧俊,郭荣伟. 一种背负式无附面层隔道进气道的数值模拟研究与实验验证[J]. 航空学报, 2004, 25(6): 540-545.
- [13] 贾洪印,周桂宇,唐静,等. 带鼓包的背负式大S弯进气道流场特性及参数影响规律[J]. 西北工业大学学报, 2019, 37(3): 572-579.
- [14] 王运涛,张玉伦,王光学,等. 三角翼布局气动特性及流动机理研究[J]. 空气动力学学报, 2013, 31(5): 554-558.
- [15] 刘杰,刘沛清,闫指江. 中等后掠角三角翼前缘双涡结构的形成机理数值研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(6): 767-771.

收稿日期:2023-02-20