

基于边界层抽吸的埋入式进气道性能优化研究



肖毅,沈亮,刘敏,杨昌发

江西航空研究院,江西 南昌 330213

摘 要:埋入式进气道具有隐身性能好、飞行阻力低等优点,此类进气道通常具有低速性能优良、高亚声速性能偏低的基本特征。为了提升飞机巡航状态下($H=11000\text{m}$ 、 $Ma=0.6$)的进气性能,在进气道前设计加装了边界层抽吸孔,重点分析了边界层抽吸位置及抽吸流量对进气道性能的影响规律。数值仿真结果表明,在进气道前适当位置进行边界层抽吸能够排出部分近壁面低能量气流,从而提高进气性能;随着边界层抽吸流量的增大,进气道性能逐渐增加;抽吸流量一定时,边界层抽吸位置对进气性能影响较小。因此,在进气道前设计边界层抽吸装置是提升埋入式进气道高速阶段进气性能的有效手段。

关键词:埋入式进气道;边界层抽吸;数值仿真;性能优化;总压恢复系数

中图分类号:V211.4

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.07.004

从20世纪40年代起,埋入式进气道就引起了国外学者的普遍关注,通过一系列的试验研究,明确了此类进气道具有低速性能好、高速性能偏差的基本特性^[1-4]。基于埋入式进气道的基本特性,近年来,国内外学者开展了形式多样的优化设计研究工作。2004年,Knight等对一种弹用埋入式进气道进行了优化设计研究,通过在管道内加装扰流片的形式改善了进气道的畸变情况^[5]。2012年,南京航空航天大学程代妹等对管道内安装扰流片和弹体表面吹气的埋入式进气道性能进行了数值仿真研究,结果表明,合适的吹气方案能够有效地吹除部分弹身边界层,改善埋入式进气道进口前边界层状况及内通道流态^[6-7]。埋入式进气道在机身内通常呈S弯布置,在S弯进气道的优化设计研究方面,2015年,中国飞行试验研究院田晓平等对涡流发生器抑制S弯进气道旋流畸变开展了数值仿真研究^[8];同年,航空工业空气动力研究院赵振山等对S弯进气道内的射流控制装置开展了多目标优化设计,采用数值仿真的方法获得了总压恢复高、流场畸变小进气道内流流动控制方案^[9]。

本文针对某无人加油机概念方案,开展了埋入式进气道方案设计,采用数值仿真的方法获得了进气道的基本性能,在进气道前加装边界层抽吸孔开展性能优化研究,重点

分析了飞机巡航条件下边界层抽吸位置与抽吸流量对进气道总压恢复系数 σ 和畸变指数 DC_{60} 的影响规律,总压恢复系数为进气道出口气流平均总压与来流总压之比,是表征进气道性能损失量的重要参数;畸变指数 DC_{60} 不仅考虑了压力畸变的幅度和范围,还考虑了进气道出口气流速度的大小,是衡量进气道稳态畸变的常用指标^[10]。

1 研究对象

1.1 无人机概念方案

如图1所示,本文所研究的无人机概念方案主要参考美国MQ-25无人机进行设计,其典型特点是大航程、长航时又兼具一定的隐身性能。该无人机采用“梭形”机身、超临界翼型中单翼、V形尾翼、埋入式进气道及矩形尾喷管设计。机长14.5m、翼展20m、机高3.2m,设计巡航高度11000m、巡航马赫数0.6、最大飞行马赫数0.7。

1.2 埋入式进气道方案设计

本文的埋入式进气道方案以某型发动机的几何参数、进气流量参数为基础,在飞机巡航点下进行设计(见图2)。主要参考文献[11]提出的埋入式进气道“气动S弯”概念开展喉道面积、扩压段长度内外唇口参数等设计研究。进气

收稿日期: 2022-01-18; 退修日期: 2022-02-20; 录用日期: 2022-04-10

引用格式: Xiao Yi, Shen Liang, Liu Min, et al. Research on performance optimization of submerged inlet based on boundary layer suction[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(07): 23-29. 肖毅, 沈亮, 刘敏, 等. 基于边界层抽吸的埋入式进气道性能优化研究[J]. 航空科学技术, 2022, 33(07): 23-29.

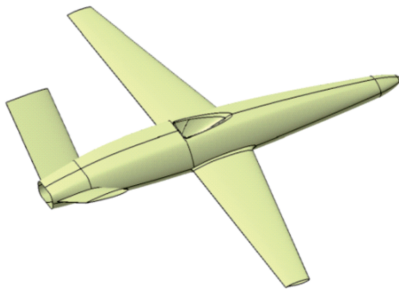


图1 无人机概念方案

Fig.1 Concept scheme of unmanned aerial vehicle

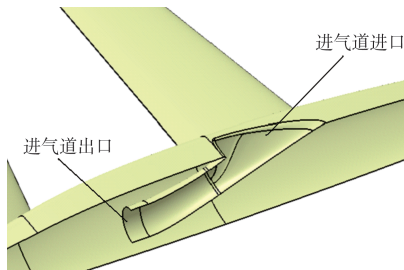


图2 埋入式进气道设计方案

Fig.2 Design scheme of submerged inlet

道总长4.2m,进气道偏距0.83m(进气道出口截面圆心到机身上表面垂直距离),进气道进口最大宽度1.2m,进气道进口距机头前缘6.8m。

2 计算方法概述

2.1 网格与边界条件

本文的计算条件不带迎角与侧滑角,流动是对称的,因此采用半模进行计算,并对机翼进行了截短简化处理。整个计算域(见图3)划分四面体非结构化网格,边界层网格首层高度为0.01mm,共10层,网格量总数约750万, Y^+ 值符合壁面函数要求。在商用计算流体动力学软件Fluent中进行流场计算,使用二阶迎风格式对时间和空间项进行离散;选择可实现的 $k-\varepsilon$ 湍流模型对流动进行计算,该模型将湍动黏度与应变率联系起来,使得流动更加符合湍流的物理定律,适合于对射流、边界层流动、有分离流动等进行计算^[12],主要的计算边界条件有压力远场条件、压力出口条件、对称边界及无滑移绝热固壁条件。主要计算高度为 $H=11000\text{m}$,飞行速度计算范围为 $Ma=0\sim 0.7$,发动机为最大进气流量状态,优化设计点为飞机巡航状态: $H=11000\text{m}$ 、 $Ma=0.6$ 。

2.2 算例验证

2008年,谢文忠等对一种导弹用平面埋入式进气道的气动特性进行了风洞试验研究^[13],如图4所示,在该试验模型进行几何重构的基础上,采用本文的数值仿真方法对

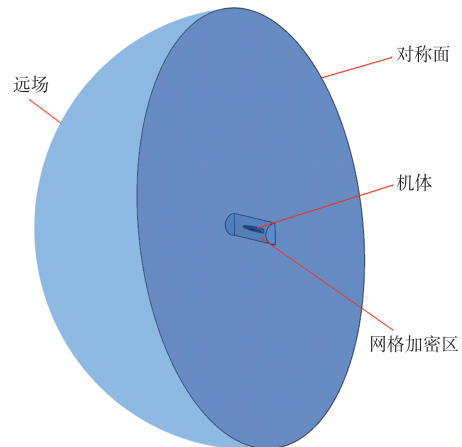


图3 计算域示意图

Fig.3 Schematic diagram of computing domain

进气性能进行了计算分析,计算结果与试验结果对比如图5所示。随着来流速度的增大,计算与试验所获得的进气道总压恢复系数均逐渐降低;在所研究的速度范围内,计算的总压恢复系数与试验值相比偏小,但差量均在0.9%以内,说明本文的数值仿真方法能够较为准确地预测埋入式进气道的总压恢复系数及流场分布情况。

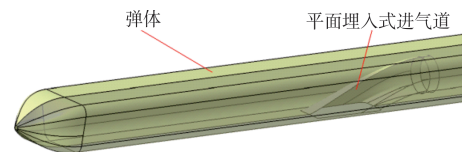
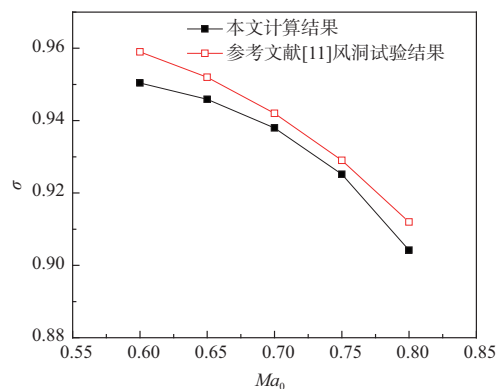
图4 平面埋入式进气道模型示意图^[13]Fig.4 Schematic diagram of submerged inlet on plane surface^[13]

图5 计算与试验结果对比示意图

Fig.5 Comparison diagram between simulation and test results

2.3 基准方案的进气性能

发动机最大进气流量状态下,进气道性能随飞行马赫数的变化规律如图6所示,从图6中可以看出,在飞机起飞阶段($Ma=0\rightarrow 0.2$),进气道出口总压恢复系数逐渐增大、畸

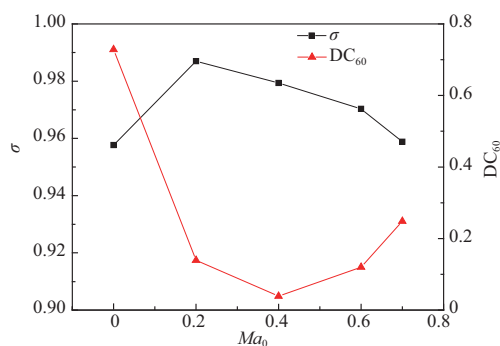


图6 进气性能随飞行速度变化规律

Fig.6 Variation of inlet performance with flight speed

变指数 DC_{60} 逐渐减小,进气性能逐渐提升,随着飞行速度继续增大,进气道出口总压恢复系数减小、畸变指数 DC_{60} 逐渐增大,进气性能呈急剧降低趋势。进气性能变化的主要原因如图7所示,在来流速度为0时,进气为四周抽吸的

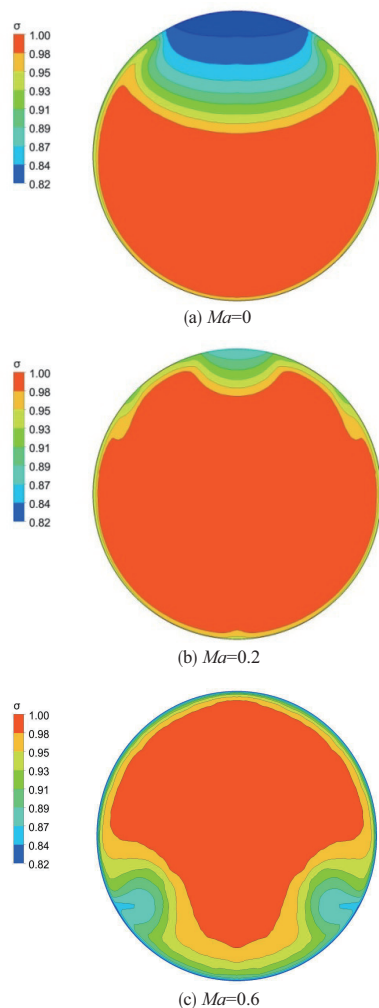


图7 不同飞行速度下进气道出口总压分布

Fig.7 Total pressure distribution of inlet at different flight speeds

绕流,在后唇口附近产生了分离流动,形成了分布在进气道出口上方的低总压区;随着飞行速度的增加,在 $Ma=0.2$ 左右,后唇口流动分离基本消失,进气道总压恢复能力达到最高;进一步增大速度,机身近壁面低能量流动大量进入进气道后,在出口下方形成了较为显著的低总压区,导致进气道总压恢复系数急剧下降。总体而言,该进气道地面起动状态畸变偏大、飞机巡航状态总压恢复系数偏小,需要通过优化设计加以解决。表1为基准方案的进气道性能。

表1 基准方案的进气道性能

Table 1 Inlet performance of benchmark scheme

Ma	σ	DC_{60}
0	0.9577	0.7285
0.2	0.9870	0.1391
0.4	0.9793	0.0391
0.6	0.9703	0.1201
0.7	0.9588	0.2483

3 边界层抽吸设计方案

边界层抽吸孔设计参数如图8所示。方案共设计单侧4个共8个抽吸孔,总的抽吸面积约占进气道出口面积的5%;抽吸孔与机体垂直轴夹角 60° ,并指向机头方向;抽吸孔底部距机身表面距离为 $0.05D$ (D 为进气道出口直径),抽吸孔间距为 $0.1D$,在本文研究中,以上三个参数均固定不变。抽吸孔中心距进气道前缘长度定义为 S ,抽吸流量定义为 W_s ,本文在研究抽吸位置对进气性能影响时, $S=0.25D$ 、 $0.5D$ 、 D (抽吸流量固定为2%的发动机最大进气流量 W_f),在研究边界层抽吸流量对进气性能影响时, $W_s=1\% W_f$ 、 $2\% W_f$ 、 $3\% W_f$ (抽吸位置固定为一倍的进气道出口直径 D)。表2为边界层抽吸设计工况汇总。

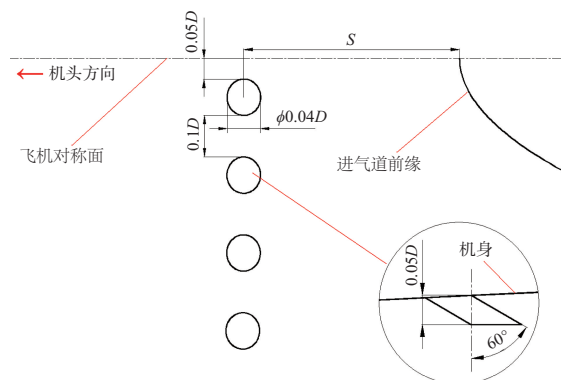


图8 边界层抽吸孔设计参数示意图

Fig.8 Schematic diagram of boundary layer suction holes design parameters

表2 边界层抽吸设计工况汇总

Table 2 Summary of boundary layer design conditions

	抽吸孔位置 S	抽吸流量 W_s
opt.1	$0.25D$	$2\%W_f$
opt.2	$0.5D$	$2\%W_f$
opt.3	D	$2\%W_f$
opt.4	D	$1\%W_f$
opt.5	D	$3\%W_f$

4 计算结果分析

4.1 边界层抽吸位置影响分析

不同边界层抽吸位置对进气性能影响计算结果见表3。从表3可以看出,在进气道前对边界层进行抽吸能够使得进气道总压恢复系数提高、畸变指数降低;在抽吸流量固定的情况下,即排出的低能量流动不变时,抽吸孔安装位置对进气性能影响较小。

表3 边界层抽吸位置影响计算结果

Table 3 Calculation results of boundary layer suction position influence

	σ	DC_{60}	$\Delta\sigma$	ΔDC_{60}
基准方案	0.9703	0.1201	—	—
opt.1($0.25D$)	0.9730	0.0759	0.28%	-36.80%
opt.2($0.5D$)	0.9734	0.0837	0.32%	-30.31%
opt.3(D)	0.9735	0.0889	0.33%	-25.98%

图9为不同方案进气道出口总压分布示意图,加装Opt.3方案的边界层抽吸后,进气道出口的总压分布没有发生颠覆性的改变,低总压区分布在进气道出口的侧下方。部分低能量气流被排出后,进气道出口中心部位的高总压区逐渐扩展,侧下方的低总压区面积减小,综合导致进气道总压恢复能力略微提升、流场畸变减小。

进气道前近壁面的流线分布如图10所示,进气道附近总压分布如图11所示。从图11中可以看出,加装边界层抽吸孔后,部分近壁面的低能量气流能够被排出,不再进入进气道,抽吸孔后的边界层也明显变“薄”,这是进气道性能能够略微提升的主要原因。

4.2 边界层抽吸流量影响分析

不同边界层抽吸流量对进气性能影响计算结果见表4。从表4中可以看出,边界层抽吸流量越大,进气道总压恢复系数越大、畸变指数越小,即进气性能越高。然而抽吸流量越大,系统设计越复杂,所付出的额外代价也越大,相关研究结果已经指出,无论是边界层抽吸还是吹除,流量均在进气道主流量的1%~3%。

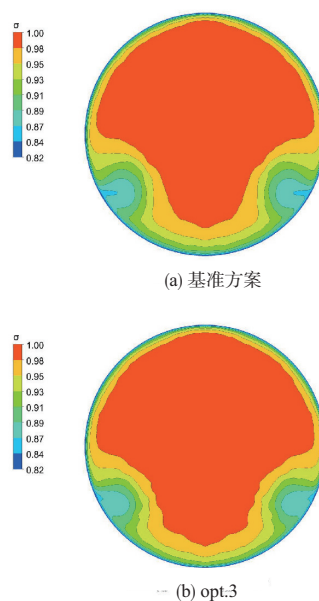


图9 进气道出口总压分布(顺航向)

Fig.9 Total pressure distribution at inlet outlet(along course)

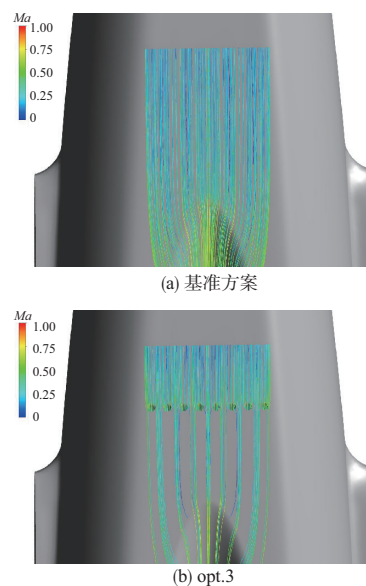


图10 进气道前近壁面流线分布

Fig.10 Near wall streamline distribution in front of inlet

图12、图13分别为不同边界层抽吸流量下进气道出口及进气道附近总压分布,从图中可以看出,进气道出口的总压分布总体上不发生改变,但低能量气流被排出的越多,进气道出口侧下方的低总压区面积越小、数值越大,综合导致进气道总压恢复能力略微提升、流场畸变减小。

5 结论

本文从性能优化出发,对在埋入式进气道前加装边界

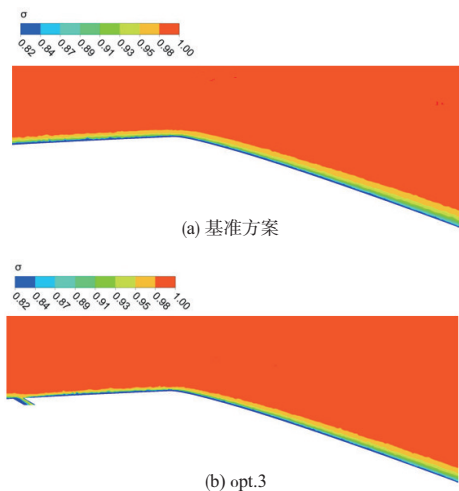


图 11 进气道附近总压分布(XOY截面)

Fig.11 Total pressure distribution near the inlet (XOY section)

表 4 边界层抽吸流量影响计算结果

Table 4 Calculation results of boundary layer suction flow influence

	σ	DC_{60}	$\Delta\sigma$	ΔDC_{60}
基准方案	0.9703	0.1201	—	—
Opt.4(1% W_f)	0.9729	0.0950	0.27%	-20.90%
Opt.3(2% W_f)	0.9735	0.0889	0.33%	-25.98%
Opt.5(3% W_f)	0.9739	0.0847	0.37%	-29.48%

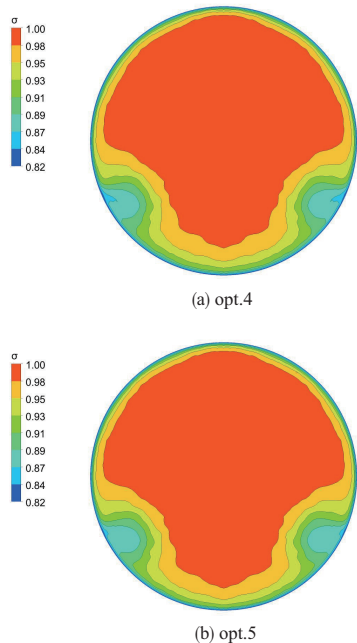


图 12 进气道出口总压分布(顺航向)

Fig.12 Total pressure distribution at inlet outlet (along course)

层抽吸孔进行了数值仿真研究,重点分析了飞机高速巡航条件下边界层孔安装位置和边界层抽吸流量对进气道性能

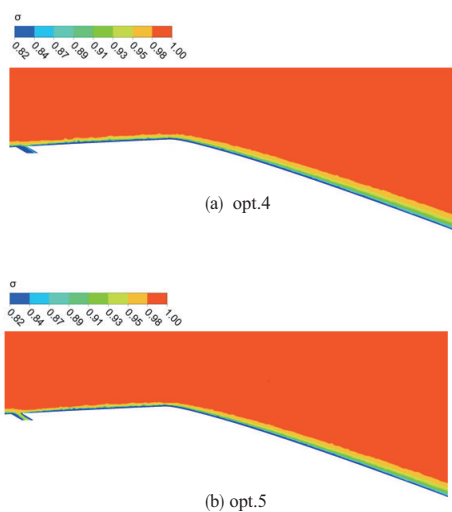


图 13 进气道附近总压分布(XOY截面)

Fig.13 Total pressure distribution near the inlet (XOY section)

的影响规律,得出了以下研究结论:

- (1) 在进气道前进行边界层抽吸,进气道出口总压恢复系数增大、畸变指数减小,进气道性能提升。
- (2) 边界层抽吸流量越大,进气性能越高,抽吸流量一定时,抽吸位置对进气性能影响较小。
- (3) 加装边界层抽吸孔后,部分近壁面的低能量气流被吸除,不再进入进气道,抽吸孔后的边界层变薄,这是进气道性能能够略微提高的主要原因。

AST

参考文献

[1] Frick C W, Davis W F. An experimental investigation of NACA submerged-duct entrances[R]. NACA ACR-5120, 1945.

[2] Taylor R A. Some effects of side-wall modifications on the drag and pressure recovery of an NACA submerged inlet at transonic speeds[R]. NACA RM-A51LO3a, 1952.

[3] Rolls L S. A flight comparison of a submerged inlet and a scoop inlet at transonic speeds[R]. NACA-RM-A53A06, 1953.

[4] Taskinoglu E S, Knight D. Numerical analysis of submerged inlets[R]. AIAA-2002-3147, 2002.

[5] Taskinoglu E S, Knight D. Multi-objective shape optimization study for a subsonic submerged inlet[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(4):620-633.

[6] Cheng Daishu, Tan Huijun, Sun Shu, et al. Computational study of a high-performance submerged inlet with bleeding vortex[J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(3):852-860.

[7] 程代姝,孙姝,温玉芬,等. 基于表面吹气的埋入式进气道性

- 能改善[J]. 航空动力学报, 2012, 27(5): 1131-1138.
- Cheng Daishu, Sun Shu, Wen Yufen, et al. Submerged inlet performance improvement with blowing on fuselage[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(5): 1131-1138. (in Chinese)
- [8] 田晓平, 潘鹏飞, 田琳. 利用涡流发生器抑制S弯进气道旋流畸变的数值模拟研究[J]. 航空科学技术, 2015, 26(4): 16-23.
- Tian Xiaoping, Pan Pengfei, Tian Lin. Research and simulation of flow control in s-duct inlet with vortex generators[J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26(4): 16-23. (in Chinese)
- [9] 赵振山, 马晓光, 杜羽. S弯进气道流动控制装置多参数多目标优化设计[J]. 航空科学技术, 2015, 26(8): 67-72.
- Zhao Zhenshan, Ma Xiaoguang, Du Yu. Multi-variables and multi-objectives optimization design of flow control devices on S-shape inlet[J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26(8): 67-72. (in Chinese)
- [10] 姜正行. 飞机内流空气动力学[M]. 北京: 航空工业出版社, 1989.
- Jiang Zhenghang. Aerodynamics of aircraft internal flow[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1989. (in Chinese)
- [11] 杨爱玲, 夏阳, 郭荣伟, 等. 埋入式进气道的设计及其气动性能研究[J]. 空气动力学学报, 1998, 16(2): 154-161.
- Yang Ailing, Xia Yang, Guo Rongwei, et al. An investigation on design and performance for a submerged air intake[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1998, 16(2): 154-161. (in Chinese)
- [12] 王福军. 计算流体动力学分析[M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.
- Wang Fujun. Computational fluid dynamics analysis[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2004. (in Chinese)
- [13] 谢文忠, 郭荣伟. 一种平面埋入式进气道气动特性的试验[J]. 航空学报, 2008, 30(6): 1460-1466.
- Xie Wenzhong, Guo Rongwei. Experiment of flow characteristics of submerged inlet on plane surface[J]. Acta Astronautica Sinica, 2008, 30(6): 1460-1466. (in Chinese)

Research on Performance Optimization of Submerged Inlet Based on Boundary Layer Suction

Xiao Yi, Shen Liang, Liu Min, Yang Changfa

Jiangxi Aviation Research Institute, Nanchang 330213, China

Abstract: Submerged inlet has the advantages of high stealth performance and low flight resistance, this kind of inlet usually has the basic characteristics of excellent low-speed performance and low high-speed performance. In order to improve the inlet performance of aircraft in cruise state ($H=11000\text{m}$, $Ma=0.6$), boundary layer suction holes are installed in front of the inlet, the effects of boundary layer suction position and suction flow rate on inlet performance are analyzed. The numerical simulation results show that the boundary layer suction in front of the inlet can discharge some low-energy airflow near the wall so as to improve the inlet performance. However, when the suction flow is constant, the suction position of the boundary layer has little effect on the inlet performance. Therefore, the design of boundary layer suction device in front of the inlet is an effective means to improve the inlet performance of the submerged inlet in the high-speed stage.

Key Words: submerged inlet; boundary layer suction; numerical simulation; performance optimization; total pressure recovery coefficient