

长机身埋入式进气道流场控制仿真研究



王利平¹, 马高建¹, 孙振华¹, 李艳福²

1. 中国空空导弹研究院, 河南 洛阳 471009

2. 中国人民解放军93160部队, 北京 100076

摘要:为了提高隐身能力,大量无人机采用埋入式进气道,当前机身长度较大时,会大幅削弱进气道的性能。为了解决长机身低能量气流进入进气道,导致其性能降低问题,本文在一种长机身、尾部埋入式进气道模型的基础上,提出了在进口前机身表面增加涡流发生器的流场控制方案,并采用数值仿真的方法,分析了涡流发生器各设计参数对进气道性能的影响,并优选出一组设计参数。仿真结果表明,涡流发生器间距 S_1 、弦长 S_2 、高度 H 、偏转角度 δ 以及距离进气道进口的长度 L 等都对埋入式进气道性能有影响;通过优选对比,形成涡流发生器设计方案,性能较原型进气道总压恢复系数提高约1.1%,畸变指数 IDC_{60} 减小约22.7%,可有效改善进入发动机的流场品质。

关键词:埋入式进气道; 涡流发生器; 总压恢复系数; 畸变指数

中图分类号: V435

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2025.03.010

无人机因其具有体积小、成本低、使用方便、对作战环境要求低等优点,在国内外得到广泛应用。进气道作为无人机的的重要组成部分,其性能的优劣将影响无人机的总体性能。埋入式进气道由于与机身融合,无外凸出物,因此可以大幅减小推进系统的雷达截面积(RCS),提高无人机的隐身性能,是无人机的理想进气形式,但是埋入式进气道进口完全处于机身的附面层中,容易受到机身长度和形状的影响。

针对埋入式进气道不能充分利用来流冲压、总压恢复系数低且出口总压畸变大等难题,各国研究工作者在此领域进行了积极的探索和研究。Frick等^[1]提出了一种埋入式进气道的设计方法,并利用一个长楔板引入气流进入进气道,改善埋入式进气道性能;Taskinoglu等^[2-4]为了提高埋入式进气道的性能,对其设计型面进行了优化,并开展了流场控制研究和试验研究。杨爱玲等^[5]针对大偏距、短扩压的设计要求,提出了气动S弯的设计方法,设计进气道的总压恢复达到了使用可接受的程度;郭荣伟等^[6]优化了气动S弯的设计方法,并实现了埋入式进气道设计的计算机辅助设计(CAD),并与计算流体力学(CFD)技术相结合,能够大幅

度缩短埋入式进气道设计周期、降低研制成本;参考文献[7]~[9]分别对埋入式进气道开展了风洞试验研究,获取了埋入式进气道的气动特性;任三星等^[10]为了改善埋入式进气道的流场畸变,利用扰流器控制流场,使得埋入式进气道性能提升;程代姝等^[11]针对埋入式进气道进口吸入了大量的弹身边界层低能流而导致的总压恢复系数较低问题,提出了一种基于弹体表面吹气的流场控制概念;王旭刚等^[12]针对下单翼布局的平面埋入式进气道总压恢复系数过低问题,设计了一种新型流场控制装置改善进气品质;王利敏^[13]针对滑流使得进气道中的气流偏离,设计了4组涡流发生器进行主动流场控制;肖毅等^[14]为了提升飞机巡航状态下的进气性能,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;安平等^[15]提供了一种基于流体振荡器的附面层控制思路,在飞行器机体内安装若干个振荡器,通过振荡器吹除并抽吸附面层低能流,来提高埋入式进气道的性能。

目前研究的无人机埋入式进气道前体机身伸长基本小于 $15D$ (D 为进气道出口等效直径),但是随着无人机内部载荷空间要求不断增加,进气道前机身伸长需求远超此数

收稿日期: 2024-07-17; 退修日期: 2024-10-11; 录用日期: 2024-12-13

引用格式: Wang Liping, Ma Gaojian, Sun Zhenhua, et al. Simulation study of flow field control on the submerged inlet with long fuselage[J]. Aeronautical Science & Technology, 2025, 36(03): 78-85. 王利平, 马高建, 孙振华, 等. 长机身埋入式进气道流场控制仿真研究[J]. 航空科学技术, 2025, 36(03): 78-85.

值,较长的机身会大幅削弱埋入式进气道的性能,导致畸变显著增加,难以满足工程设计要求。为解决此问题,通常采用进气道流场控制方法,但是较长机身使得进气气流更加复杂,流场控制难度增加。

本文针对一种长机身、尾部埋入式进气道的模型,提出了涡流发生器流场控制方案,并优化涡流发生器的设计参数,可以大幅改善埋入式进气道的性能,满足工程应用。

1 研究模型及数值仿真方法

1.1 研究模型

研究模型如图1所示,埋入式进气道位于机身腹下,并且靠近机身尾端,出口直径为 D ,进气道进口距离机身前缘约 $22D$,当无人机迎角为0或者负数时,机身遮挡效应明显,附面层也较厚,容易导致进气道性能下降。

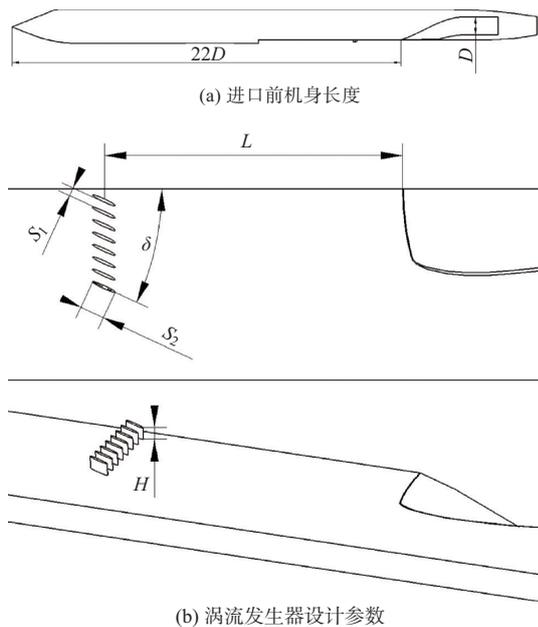


图1 埋入式进气道模型及涡流发生器示意图

Fig.1 The scheme of the submerged inlet and vortex generator

为了改善长机身对埋入式进气道的性能影响,在进口前的机身表面上布置多个涡流发生器。其采用对称结构,翼型采用NACA对称翼型。

涡流发生器设计参数包括弦长 S_2 、高度 H 、间距 S_1 、偏转角度 δ 以及距离进口的长度 L 等。本文分析不同涡流发生器设计参数组合对埋入式进气道内部流场的影响,见表1,以期获取长机身条件下埋入式进气道的性能特征。

1.2 仿真方法

针对亚声速流动,本文仿真控制方程采用三维可压雷

表1 涡流发生器设计参数

Table 1 Design parameters of the vortex generator

参数	数值
数量	16
S_2	0.161D~0.269D
H	0.108D~0.269D
S_1	0.065D~0.129D
$\delta/(^\circ)$	10~35
L	0.806D~4.301D

诺平均N-S方程

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i u_j) = \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j}$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i}[u_i(\rho E + p)] = \frac{\partial}{\partial x_j}\left(k_{\text{eff}} \frac{\partial T}{\partial x_j}\right) + \frac{\partial}{\partial x_j}\left((\tau_{ij})_{\text{eff}} u_j\right)$$

其中

$$\tau_{ij} = \mu \left\{ \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right\} - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \delta_{ij}$$

式中, τ_{ij} 为有效热传导系数, $(\tau_{ij})_{\text{eff}}$ 为有效剪切力,以上各式中使用了爱因斯坦求和标记, $i, j = 1, 2, 3$ 。

在无侧滑的状态下,待研究的流场模型是对称的,因此选择实际流场的一半作为计算域进行仿真模型建立及网格划分。本文计算中所用到的边界条件类型有压力远场边界、对称边界、压力出口边界、无滑移绝热固壁等。为尽量模拟飞行器真实飞行状态,计算域半径为 $54D$,压力远场边界及压力出口边界距飞行器的距离分别为 $43D$ 、 $54D$ 。整个计算域采用四边形非结构化网格,并在涡流发生器附近、进气道进口附近、内通道及其他壁面附近流动参数变化梯度较大的区域进行网格局部加密,如图2所示。

采用商用计算流体软件进行数值计算,选择标准 $k-\epsilon_2$ 方程湍流模型,近壁区采用标准壁面函数进行处理,采用基于密度算法的3D隐式耦合算法求解,其中流动方程的离散格式为二阶迎风格式,解收敛标准为各项残差下降三个数量级且收敛,所监控的进气道出口流量稳定不再变化。

2 结果与分析

仿真主要分为三部分:首先对不带涡流发生器的原型埋入式进气道进行仿真计算,获得该模型下的进气道入口附面层分布情况,以及进气道出口总压恢复系数和畸变指数;然后对带不同参数涡流发生器的埋入式进气道进行仿真分析,获得不同设计参数对进气道总压恢复系数及畸变指数的影

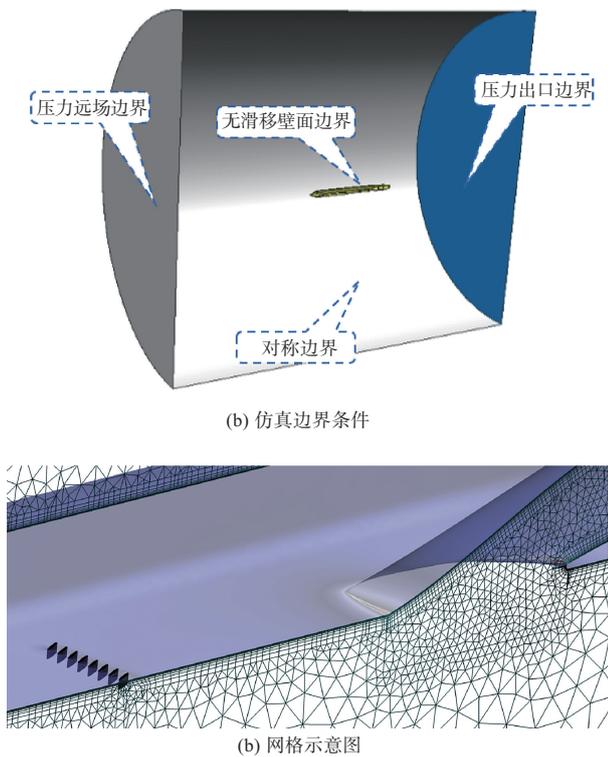


图2 仿真边界条件及网格示意图

Fig.2 Diagram of simulation boundary conditions and grid

响规律;最后根据规律分析,择优选取涡流发生器设计参数,并对该涡流发生器方案下的埋入式进气道开展仿真计算,与原形进行对比,获得总压恢复系数和畸变指数的改善效果。

2.1 原型埋入式进气道性能分析

本文飞行器采用BTT控制策略,侧滑角可以控制在较小的范围内,因此本文埋入式进气道的性能仿真可以忽略侧滑角度的影响。

图3是在 $H=9\text{km}$, $Ma\ 0.6$, $\alpha=0^\circ$, $\beta=0^\circ$ 工况下,原型埋入式进气道对称面总压恢复系数分布图。从图3可以看出,在进气道进口前,机身附近的气流总压恢复系数已经显著下降,此时边界层(旧称附面层)厚度较大,容易导致进气道

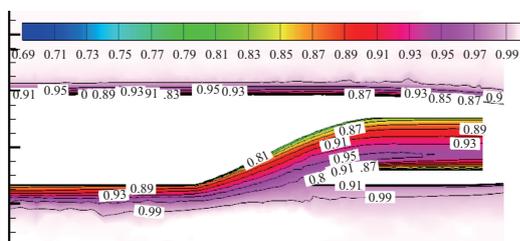


图3 原型埋入式进气道对称面总压分布图

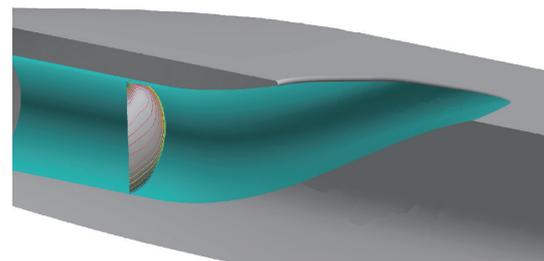
Fig.3 Total pressure distribution diagram of symmetrical surface of original submerged inlet

吸入较多低能量气体。

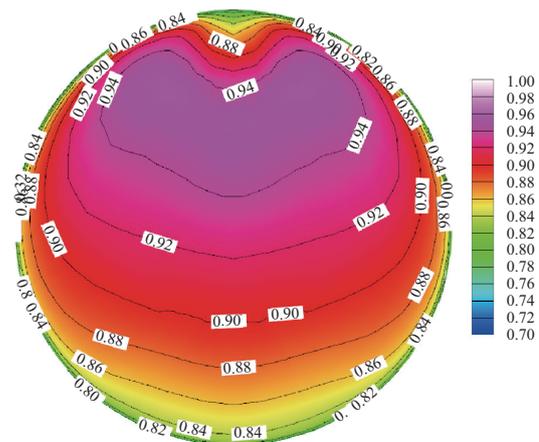
由于长机身的影响,原型埋入式进气道出口截面总压恢复系数较低,约为0.909,畸变指数 $|DC_{60}|$ 约为0.163,见表2。从出口截面的总压分布可以看出,靠近大曲率半径侧的壁面附近,气流总压恢复系数下降较多,约低至0.8,而高压区偏向小曲率半径侧,并在顶端形成小面积低能量区,导致畸变指数 $|DC_{60}|$ 在此处最大,如图4所示。

表2 原型进气道性能参数表($H=9\text{km}$, $Ma\ 0.6$, $\alpha=0^\circ$, $\beta=0^\circ$)
Table 2 Performance parameters of original submerged inlet($H=9\text{km}$, $Ma\ 0.6$, $\alpha=0^\circ$, $\beta=0^\circ$)

总压恢复系数	畸变指数 $ DC_{60} $
0.909	0.163



(a) 进气道出口截面位置



(b) 出口总压分布

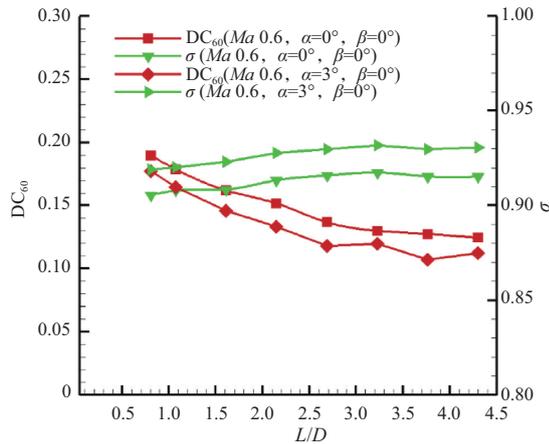
图4 原型进气道出口总压图谱(无涡流发生器)

Fig.4 Total pressure distribution diagram of original submerged inlet(without vortex generator)

2.2 涡流发生器对进气道性能影响分析

2.2.1 距离对进气道性能影响

图5是涡流发生器距离埋入式进气道进口前缘不同长度时的进气道性能曲线。可以看出,迎角 0° 和 3° 来流条件下,进气道总压恢复系数和畸变指数 $|DC_{60}|$ 的变化趋势基本相似。在研究范围内,进气道出口截面的总压恢复系数随

图5 进气道性能随涡流发生器距离 L 变化曲线Fig.5 Circular performance of inlet versus vortex generator distance L

着距离 L 的增加是不断上升的,在距离值 $3.226D$ 时,趋于平缓;而畸变指数 $|DC_{60}|$ 随着距离 L 的增加是下降的,也在距离值 $3.226D$ 时,变化幅值减弱。

涡流发生器与来流气流存在一定夹角,在高速气流条件下,涡流发生器迎风面气流压力要高于背风面压力,而涡流发生器的高度有限,迎风面的高压气流会绕过翼梢,向背风侧低压区流动,从而形成旋转扰流。旋转扰流将远离机身的高能量气流与机身表面的低能量气流掺混,从而改善埋入式进气道的进气品质。

在较小距离状态时,涡流发生器形成的旋转气流还未充分发展,并不能对进气道进口的气流产生影响,但是经过涡流发生器的低能量气流,仍然进入进气道,造成其性能下降。相对于原型进气道,涡流发生器距离进口 $3.226D$ 时,进气道总压恢复系数提高约0.9%,畸变指数 $|DC_{60}|$ 减小约20.3%。

图6是进气道出口截面总压恢复系数随着涡流发生器距离 L 变化分布图,从图6可以看出,出口截面高压区域靠近小曲率半径侧,而左侧总压偏低,且面积较大,随着距离 L 的增加,左侧总压等值线由向中心弯曲,逐渐转变为向出口边缘延伸,压缩低压区的面积;同时,中间高压区总压数值和面积也随之变大,这样可以改善进气道出口截面的性能。

2.2.2 高度对进气道性能的影响

图7是不同涡流发生器高度 H 时,进气道总压恢复系数和畸变指数 $|DC_{60}|$ 的变化曲线。可以看出,迎角 0° 和 3° 来流条件下,进气道总压恢复系数和畸变指数 $|DC_{60}|$ 的变化趋势也基本相似;研究范围内,随着涡流发生器高度的增加,进气道总压恢复系数是先增加而后再保持不变;畸变指数随着涡流发生器高度增加,先减小再保持不变。

图8为涡流发生器附近流线随高度 H 变化图,可以看出涡流发生器的高度会影响旋转气流范围的大小,由于机身附面层较厚,当涡流发生器高度较小时,导致其大部分处于低能量气流中,经过涡流发生器的气流速度较小,形成的旋转气流范围也相对较小,对进气道性能改善幅度不大。而当涡流发生器高度较大时,由于进气道进口尺寸有限,其旋转气流超出了进口气流的范围,因此进气道性能改善不大。

2.2.3 角度对进气道性能影响

图9是进气道总压恢复系数和畸变指数 $|DC_{60}|$ 随着涡流发生器偏转角度 δ 变化曲线。迎角 0° 和 3° 来流条件下,进气道总压恢复系数和畸变指数 $|DC_{60}|$ 的变化趋势也基本相似,因此,在后续参数分析中,只需针对 0° 迎角来流条件开展研究。

在 $10^\circ\sim 35^\circ$ 偏转角内,随着角度的增加,进气道总压恢复系数略有升高,但数值变化不大;而畸变指数 $|DC_{60}|$ 随着角度增加,数值快速下降,相对于 10° 偏转角, 25° 偏转角状态,进气道畸变指数 $|DC_{60}|$ 降低约18.3%。虽然偏转角度增加会大幅减小进气道畸变指数 $|DC_{60}|$,但是过大的偏转角度会增加飞行阻力,因此在工程使用中需要综合考虑。

2.2.4 弦长对进气道性能影响

图10是进气道总压恢复系数和畸变指数 $|DC_{60}|$ 随涡流发生器弦长 S_2 变化曲线。从图10中可以看出,研究范围内,随着涡流发生器长度 S_2 的增大,进气道总压恢复系数是先增大再保持不变,而畸变指数 $|DC_{60}|$ 是先减小再增大,然后再减小,本文涡流发生器长度最佳取值可为 $0.215D$ 。

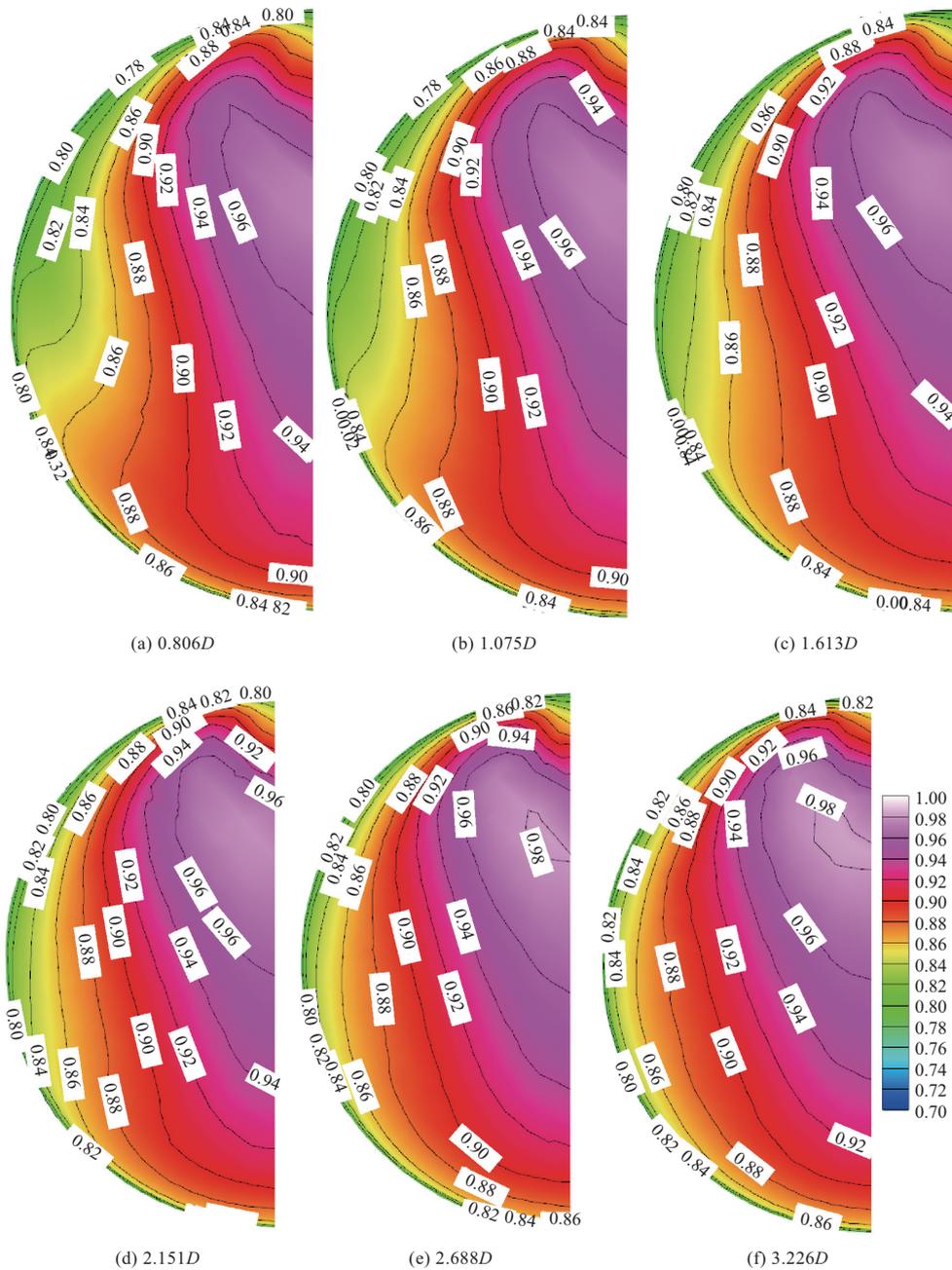
2.2.5 间距对进气道性能影响

针对涡流发生器不同间距 S_1 ,进气道总压恢复系数和畸变指数 $|DC_{60}|$ 的变化规律如图11所示,间距 S_1 增大,涡流发生器横向总体长度会增加,可以扩大涡流发生器对进气道横向宽度的影响范围。从图11中可以看出,随着涡流发生器间距的增加,进气道总压恢复系数先增加再减小,而后再增加,而后再减小,在 $S_1=0.108D$ 时,达到最大,约为0.921;而畸变指数 $|DC_{60}|$ 与其相反,在 $S_1=0.108D$ 时,达到最小,约为0.125。由于飞行器机身宽度有限,较大的 S_1 取值,会增加涡流发生器在机身的安装难度,因此本文涡流发生器间距取值 $0.108D$ 。

2.3 优选状态涡流发生器对进气道性能影响分析

通过不同参数对总压恢复系数和畸变指数 $|DC_{60}|$ 的影响规律对比分析,同时综合考虑对飞行器的影响及安装布置因素,最终选定涡流发生器的优选参数见表3。

配置涡流发生器后,进气道出口截面性能见表4,可以看出,进气道总压恢复系数上升幅度相对较小,提高约

图6 进气道随涡流发生器距离 L 变化总压图谱Fig.6 Total pressure distribution diagram of inlet with vortex generator distance L

1.1%, 畸变指数 $|DC_{60}|$ 减小幅度较大, 约为22.7%, 可有效提升进入发动机的流场品质。

图12是增加优选参数的涡流发生器进气道和原型进气道出口总压分布对比图, 可以看出, 加入涡流发生器后, 进气道出口截面高压区明显变大, 并在竖直方向扩展, 高压区中心向截面中心靠近, 同时顶端低能区受到压缩, 这对于

降低畸变指数 $|DC_{60}|$ 是十分有利的。

3 结论

在长机身、尾部埋入式进气道的原始模型的基础上, 通过调整优化涡流发生器的设计参数, 开展增加涡流发生器埋入式进气道特性研究, 得到以下结论:

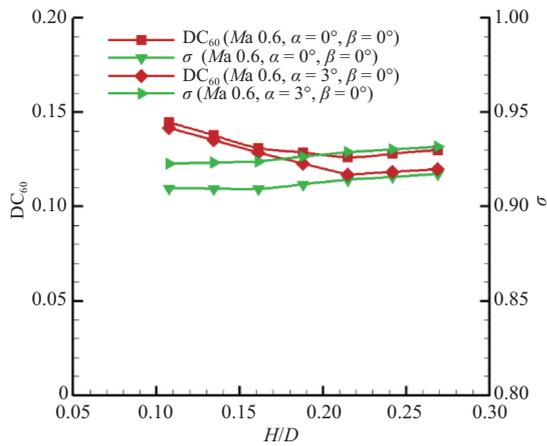


图7 进气道性能随涡流发生器高度 H 变化曲线

Fig.7 Circular performance of inlet versus vortex generator height H

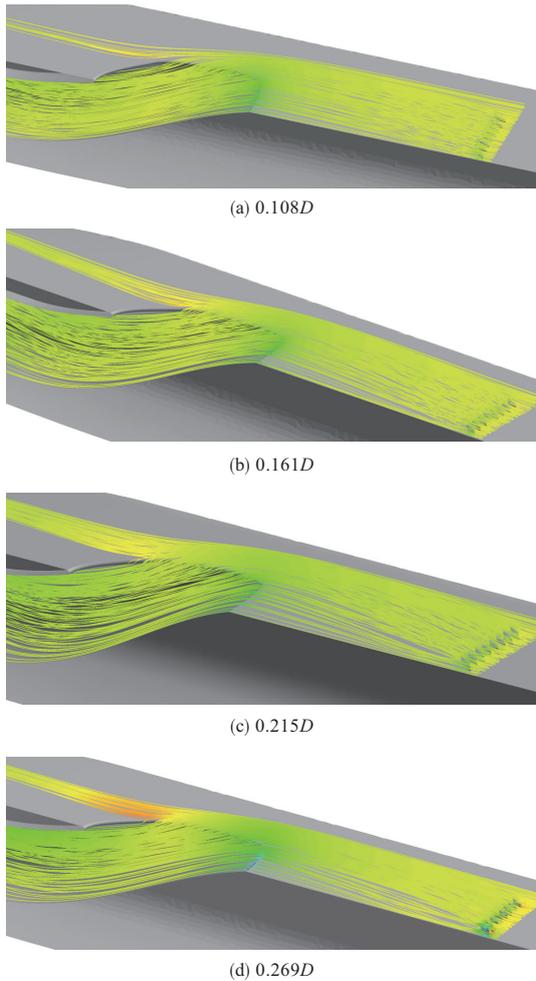


图8 涡流发生器附近流线随其高度 H 变化图

Fig.8 Diagram of streamlines near vortex generator with height H

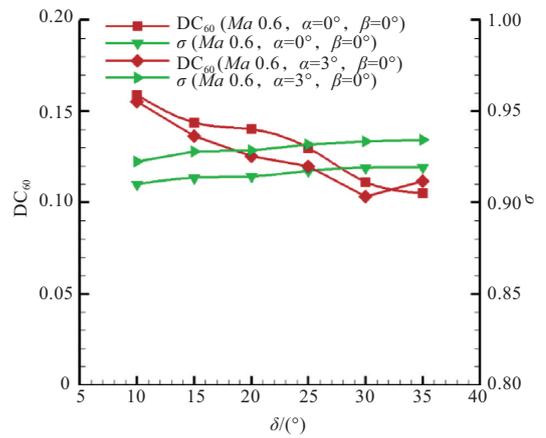


图9 进气道性能随涡流发生器角度 δ 变化曲线

Fig.9 Circular performance of inlet versus vortex generator angle δ

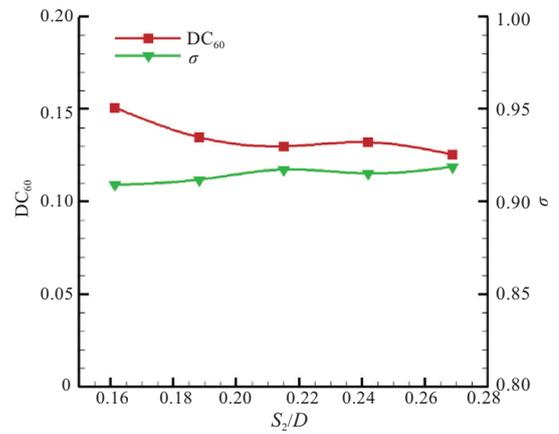


图10 进气道性能随涡流发生器长度 S_2 变化曲线

Fig.10 Circular performance of inlet versus vortex generator length S_2

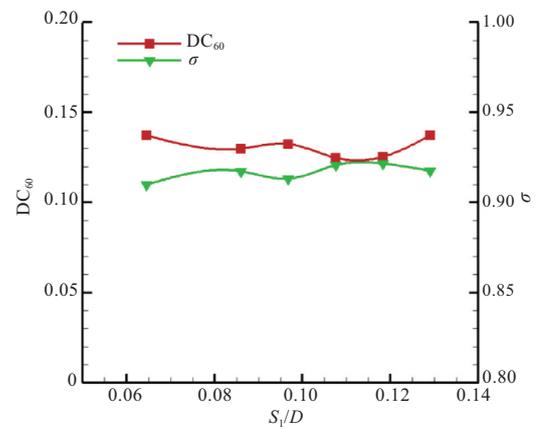


图11 进气道性能随涡流发生器间距 S_1 变化曲线

Fig.11 Circular performance of inlet versus vortex generator spacing S_1

表3 涡流发生器参数优选表

Table 3 Table of parameters optimization for vortex generator

参数	数值
数量	16
S_2	0.215D
H	0.215D
S_1	0.108D
$\delta/(\circ)$	25
L	3.226D

表4 加涡流发生器进气道性能参数

 $(H=9\text{km}, Ma\ 0.6, \alpha=0^\circ, \beta=0^\circ)$ Table 4 Performance parameters of inlet with vortex generator($H=9\text{km}, Ma\ 0.6, \alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$)

进气道	总压恢复系数	畸变指数 $ DC_{60} $
原型	0.909	0.163
加涡流发生器	0.919	0.126
优化效率/%	1.1	22.7

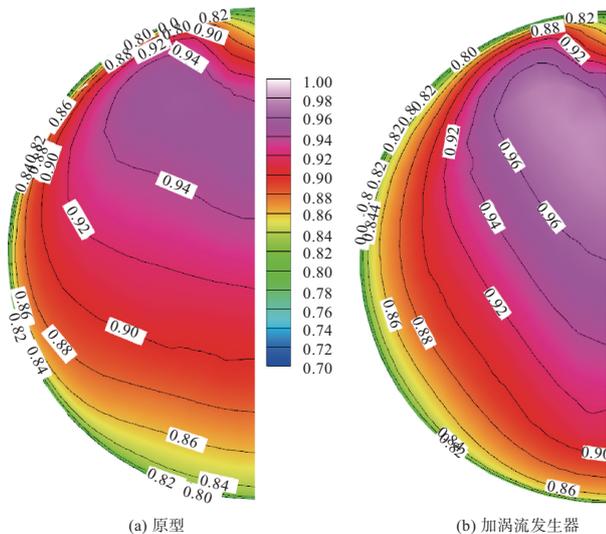


图12 原型与加涡流发生器进气道出口总压图谱

Fig.12 Total pressure distribution diagram of original inlet and inlet with vortex generator

(1) 涡流发生器设计参数间距 S_1 、弦长 S_2 、高度 H 、偏转角度 δ 以及距离进口的长度 L 等,都对埋入式进气道性能有影响。

(2) 在研究范围内,进气道性能随着距离 L 和偏转角度 δ 变化,呈单调向好趋势;而其随弦长 S_2 、间距 S_1 、高度 H 的变化曲线,存在最佳值。

(3) 加涡流发生器进气道较原型进气道,总压恢复系数提高约1.1%,畸变指数 $|DC_{60}|$ 减小约22.7%。由于进气道进

口前机身较长,涡流发生器的配置,对进气道总压恢复系数有小幅提升,但是可以大幅改善进气道出口气流的均匀度。

AST

参考文献

- [1] Frick C W, Davis W F, Randall L M, et al. An experimental investigation of NACA submerged-duct entrances [R]. NACA ACR-5120, 1945.
- [2] Taskinoglu E S, Knight D. Design optimization for submerged inlets Part I[R]. AIAA-2003-1247, 2003.
- [3] Taskinoglu E S, Knight D. Design optimization for submerged inlets Part II[R]. AIAA-2003-3926, 2003.
- [4] Jovanovic V, Taskinoglu E S, Knight D. Experimental investigation of submerged subsonic inlet [R]. AIAA-2004-2649, 2004.
- [5] 杨爱玲,夏阳,郭荣伟,等.埋入式进气道设计及其气动性能研究[J].空气动力学报,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)
- [6] 郭荣伟,刘少永.埋入式进气道设计[J].南京航空航天大学学报,2001,33(1):8-12.
Guo Rongwei, Liu Shaoyong. Design of submerged inlet [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2001,33(1):8-12. (in Chinese)
- [7] 余安远,乐嘉陵,郭荣伟.隐身外形飞行器用埋入式进气道的设计与风洞试验研究[J].空气动力学报,2007,25(2):150-156.
Yu Anyuan, Le Jialing, Guo Rongwei. A study of the design method and an investigation of high speed experiments for a submerged inlet under a stealthy shaped fuselage [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007,25(2):150-156. (in Chinese)
- [8] 谢文忠,郭荣伟.一种平面埋入式进气道气动特性的试验研究[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 Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 30(6): 1460-1466. (in Chinese)
- [9] 翁小齐,谢文忠,郭荣伟.一种大偏距埋入式进气道气动特性试验[J].航空动力学报,2011,26(9):2133-2140.
Weng Xiaochai, Xie Wenzhong, Guo Rongwei. Experimental investigation on flow characteristics of a submerged inlet with high offset [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(9): 2133-

2140. (in Chinese)
- [10] 任三星, 李学来, 郭荣伟. 埋入式进气道流场控制研究[J]. 航空学报, 2000, 21(3): 226-229.
- Ren Sanxing, Li Xuelai, Guo Rongwei. Flow field control on the submerged inlet [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000, 21(3): 226-229. (in Chinese)
- [11] 程代妹, 孙姝, 温玉芬, 等. 基于弹体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)
- [12] 王旭刚, 翟章明, 周一磊, 等. 一种埋入式进气道流场控制装置设计与验证[J]. 兵器装备工程学报, 2016, 37(7): 12-16.
- Wang Xugang, Zhai Zhangming, Zhou Yilei, et al. New flow-field control device to improve air quality on submerged inlet [J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2016, 37(7): 12-16. (in Chinese)
- [13] 王利敏. 考虑滑流影响的埋入式进气道气动特性分析与流动控制研究[J]. 航空工程进展, 2020, 11(5): 664-671.
- Wang Limin. Research on aerodynamic performance simulation and flow control on the submerged inlet by considering the influence propeller slipstream flow [J]. Advances Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(5): 664-671. (in Chinese)
- [14] 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(7): 23-29.
- 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(7): 23-29. (in Chinese)
- [15] 安平, 任志文, 卢杰, 等. 一种基于流体震荡器的埋入式进气道附面层控制装置: 中国, CN109367796B [P]. 2022-03-15.
- An Ping, Ren Zhiwen, Lu Jie, et al. A boundary layer control device of a submerged inlet based on fluid oscillator: CN109367796B [P]. 2022-03-15. (in Chinese)

Simulation Study of Flow Field Control on the Submerged Inlet with Long Fuselage

Wang Liping¹, Ma Gaojian¹, Sun Zhenhua¹, Li Yanfu²

1. China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China

2. The First Aircraft Institute Unit 93160 of PLA, Beijing 100076, China

Abstract: To enhance stealth capacity, a significant number of UVAs utilize submerged inlet, however, when the fuselage length is relatively long, it can substantially degrade the performance of inlet. On the basis of a structural model of long fuselage and tail submerged inlet, in order to solve the problem of low performance caused by low energy airflow on the long fuselage entering the inlet, a flow field control scheme of adding a vortex generator group on the surface of the front fuselage of the inlet was adopted. The influence of vortex generator design parameters on inlet port performance was analyzed, and a set of turbulence design parameters was optimized, and the performance improvement effect of the inlet was obtained. The simulation results show that, chord spacing S_1 , length S_2 , height H , deflection angle δ and length L from inlet of the vortex generator have some improvement on the performance of the submerged inlet. Compared with the original inlet was obtained, the total pressure recovery coefficient is increased by 1.1% and distortion index $|DC_{60}|$ is reduced by 22.7%, thus effectively improved the flow field quality of entering the aircraft engine.

Key Words: submerged inlet; vortex generator; total pressure recovery coefficient; distortion index