

文章编号: 1001 - 2486(2011)04 - 0038 - 05

基于再起动特性优化的高超声速进气道设计*

游进, 夏智勋, 刘冰, 王登攀

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 对不同内收缩段设计的高超声速道流场进行了数值仿真研究, 考查了下壁面水平倾角对进气道各性能参数特别是再起动特性的影响。结果表明, 减小进气道不起动流场大规模分离区尾部所在下壁面的水平倾角, 可以显著提高不起动流场的性能, 大幅降低再起动马赫数, 但也带来内收缩段长度增加, 起流动场性能降低的缺点。为兼顾两者性能, 提出了一种新的内收缩段下壁面设计方案, 该设计前段采用凹面收缩段, 后段接以水平倾角更小的平直段。与原型相比, 新设计的长度不变, 起流动场的性能波动较小; 而再起动马赫数则由 9.4 降为 8, 再起动特性改善效果明显。

关键词: 高超声速进气道; 再起动特性; 内收缩段设计; 大规模分离区

中图分类号: V432 文献标识码: A

Design Research of Scramjet Inlet Based on the Optimization of Restarting Characteristics

YOU Jin, XIA Zhi-xun, LIU Bin, WANG Deng-pan

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The numerical study of hypersonic inlet flow with different inner compression surface was carried out, aimed at exploring the influence of horizontal angle of lower inlet surface on inlet performance specially restarting characteristics. The result shows that the reduction of surface horizontal angle on the tail of separation bubble will improve the performance of unstart flow and decrease the restart Mach number, with the disadvantage of increasing length of inner compression surface and reducing the performance of start flow. To optimize the synthetic performance of inlet, a new design of inner compression lower surface composed of the concave surface in the front and the straight surface with small horizontal angle in the rear was proposed. Compared with the prototype, the performance of start flow drop lightly under the same length for new inlet, but the restart Mach number of latter reduce from 9.4 to 8.

Key words: hypersonic inlet; restart characteristics; inner compression surface design; separation bubble

随着高超声速技术的发展, 超燃冲压发动机作为其主要动力装置要求具有更高的飞行马赫数以及更宽的飞行包络。在此背景下, 作为主要部件的高超声速进气道的起停问题显得尤为突出, 成为制约其发展的关键问题之一, 国内外对此开展了大量的试验和数值模拟研究。进气道研究领域权威专家 Van Wie 在文献[1]中对超声速进气道的起停问题开展了试验研究, 发现了两种不同类型的进气道不起动状态, 并将进气道起停状态定义为: 内部流动现象没有影响到进气道的流量捕获特性。Thomas 和袁化成等利用 CFD 方法分别研究了高超声速进气道的起停特性及非定常过程^[2-5], 而 Falempin 则对宽速域变几何结构的高超声速进气道起停过程进行了试验研究^[6]。与此同时, Mölder 和王翼等也对改善进气道起停特性

的调节手段进行了深入研究, 发展完善了唇口几何可调、壁面开孔溢流、附面层抽吸等多种调节手段^[7-11]。

以上研究极大丰富了对进气道起停特性的认识, 但其研究成果较少应用于高超声速进气道设计领域。现有设计方法虽然考虑了进气道的起停特性及最小马赫数限制, 但对于设计因素的影响研究还不够深入, 设计参数对再起停特性的影响研究更是鲜有报道。本文即利用数值模拟方法对进气道内收缩段设计影响再起停特性的作用机理进行了比较分析, 发现减小下壁面水平倾角能极大改善进气道的再起停特性。在此基础上, 提出了一种基于再起停特性优化的新的进气道内收缩段下壁面设计方案。

* 收稿日期: 2010 - 10 - 28

基金项目: 国家部委基金项目(9140A28030309KG01)

作者简介: 游进(1981—), 男, 博士生。

1 数值仿真模型

1.1 数值模拟方法

高超声速进气道再起动机过程为动态非定常过程,但实际飞行中的加速度还不足以改变其起动机特性^[6],因此也可作为准定常流场进行求解。本文以二维定常可压流的雷诺时均 N-S 方程作为控制方程,采用有限体积法进行离散,对流项离散格式采用二阶迎风格式。考虑到高温效应,采用文献[12]中的变比热的热完全气体模型。湍流模型采用 SST *k-w* 模型。

网格采用结构网格,并采用自适应加密技术对激波、分离区以及滑移面等流动参数变化剧烈的地方进行局部加密,以体现流动细节,提高计算精度。初始流场网格数约为 8 万,经过三层加密后,可以得到较为精细的流场分布,再加密网格,流场参数变化很小,基本可以排除网格疏密度的影响。同时对壁面第一层网格加密,使其 $y^+ \leq 3$,以准确模拟边界层流动。进气道边界条件采用压力入口、压力出口、绝热无滑移壁面以及对称面边界条件。

1.2 算例验证和物理模型

利用文献[13]中进气道模型的试验数据进行算例验证。图 1 给出了唇口收缩角为 8° 时,试验值和数值计算结果在起动机流场的边界层速度分布以及压缩面压强分布的比较图,由图可看出,边界层的速度分布除最靠近边界点受干扰较大外,其余点的试验值和数值模拟值均非常吻合。压缩面压强分布的变化趋势两者基本一致,但试验值略大于数值结果。图中试验值在外压楔面有一个明显的爬升,其与数值结果的差别也随距离的增加而逐渐增加,这和侧壁边界层的影响效果吻合。文献[14]对试验流场的这种三维性影响也进行了研究,得到了相同的结论。由此可看出,本文计算模型能较为准确地模拟高超声速进气道内的边界层流动及流场分布,具有较高的精度。

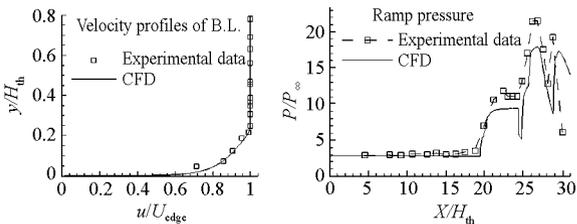


图 1 试验数据和数值模拟结果比较图

Fig.1 Comparison of experimental data and CFD

图 2 给出了进气道模型的结构示意图。上图为按常规方法设计的原型进气道结构及其几何参

数,虚线框内的区域为内收缩段,右图是其放大图。下图中的粗实线是原型进气道的壁面曲线,细实线是在前者基础上进行局部调整得到的新壁面曲线。与原型相比,图中构型 1、2、3 的下壁面分别增加了一段水平倾角为 3°、6°、8° 的直线段,内收缩段也因此延长了 91.1mm;图中新构型在不改变内收缩段长度的前提下,将其下壁面设计由直线段改为前半部分曲面收缩,后半部分接以水平倾角为 6° 的直线段。

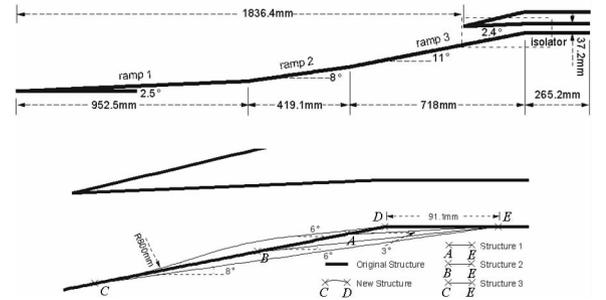


图 2 进气道模型结构示意图

Fig.2 The structure of hypersonic inlet model

2 结果分析

2.1 迟滞回路内的进气道性能分析

对以上五种进气道构型在不同来流马赫数下的起动机及不起动机流场分别进行了数值模拟研究,图 3 给出了其总压恢复系数及流量系数在迟滞回路内的变化曲线。表 1 给出了各构型的起动机性能参数。表中第一行为图 2 中各构型缩写, M_{min} 为最小起动机马赫数, M_c 为分离激波封口马赫数, M_{re} 为再起动机马赫数。

由图 3 及表 1 可看出,与原型相比,其余构型进气道起动机流场的总压恢复系数在低马赫数下有所增加,在高马赫数下则大幅降低,最小起动机马赫数也优于原型进气道,而不起动机流场的总压恢复系数几乎均大于原型,再起动机马赫数也明显降低,构型 2 最低由 9.4 减小为 7.6,再起动机特性的改善效果明显。

表 1 进气道起动机性能特征参数

Tab.1 Starting performance parameter of inlet

Inlet Structure	OS	S1	S2	S3	NS
M_{min}	3.6	3.5	3.4	3.7	3.4
M_c	9.1	8.8	7.3	7.5	8
M_{re}	9.4	8.8	7.6	8.1	8

各构型中,新构型的变化曲线与原型最为接近,波动最小。其最小起动机马赫数为 3.4,最低,再起动机马赫数为 8,仅高于构型 2,总压恢复系数在低马赫数下则最高,高马赫数下也仅低于构型 2,可见,新构型的总体性能最优。

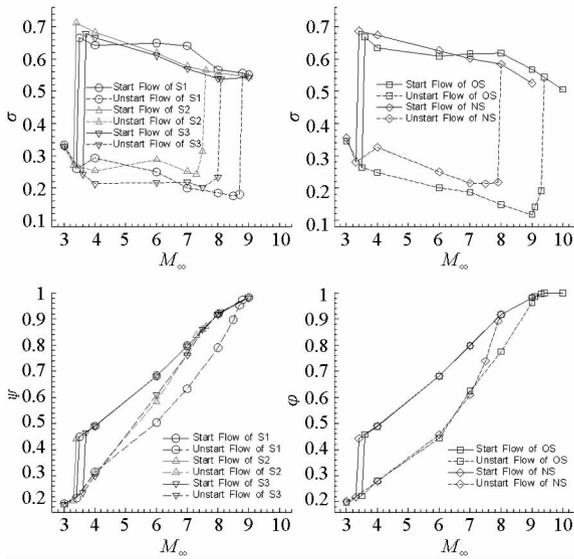


图3 不同进气道构型主要性能参数变化曲线
Fig.3 The performance parameter curve of different inlet structure

图中各构型起动流场的流量系数与原型一致,但不起动流场的流量系数均显著高于原型进气道。其中,构型2、3不起动流场的流量系数最高,新构型的流量系数在低马赫数下与原型相差不大,在高马赫数下迅速增加,直至提前起动。值得注意的是,构型2、3的封口马赫数,即流量系数迟滞回路的上限,要低于其再起动马赫数,即总压恢复系数迟滞回路的上限,说明存在溢流为零的不起动流场,这和大部分迟滞回路中封口马赫数等于再起启动马赫数的现象略有差别。

综上所述,减小进气道内收缩段下壁面水平倾角能大幅提高不起动流场性能,有效改善起动特性,同时也存在部分起动流场总压损失增加的缺点。文中提出的新构型设计兼顾了进气道总体性能,是一种能极大改善进气道再起启动特性的新的设计思路。下文将对各进气道构型流场开展深入分析研究,以找出下壁面水平倾角影响再起启动特性的作用机理及其他主要影响因素。

2.2 下壁面水平倾角对起动流场的影响

图4给出了构型1在不同来流马赫数下的起动流场等马赫分布,由图可看出,当来流马赫数较小($M_\infty = 3.5$)时,唇口激波打在了下壁面肩点A之前,该处壁面水平倾角较大,引起了较大的流动分离,因此分离激波和再附激波相隔较远,强度较大,造成较大总压损失。随着来流马赫数的增加,唇口激波打在下壁面的位置后移,唇口激波分离区随之向肩点A靠近。在 $M_\infty = 4$ 时,该分离区开始受肩点A压降的影响而减小,分离激波和再附激波及其反射激波强度降低,进气道总压恢复系数随之增加,如图3中相应曲线所示。当 M_∞

$= 7$ 时,唇口激波打在了肩点A附近,分离区几乎消失,分离激波和再附激波也合成一道反射激波,此时,进气道总压恢复系数达到最大值,再增加来流马赫数,进气道的激波系变化不大,而总压恢复系数则随激波系强度的增加而大幅减小。当 $M_\infty = 8$ 时,分离区和分离激波开始受肩点E压降的影响,进气道总压恢复系数的下降速度放缓。

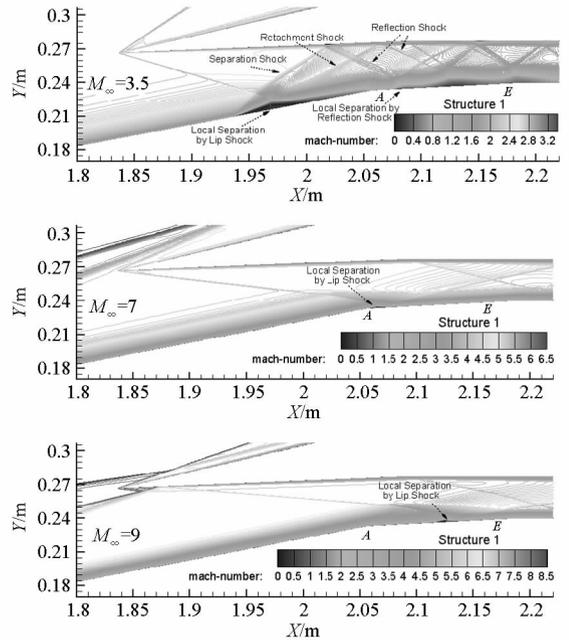


图4 不同来流马赫数下构型1进气道起动流场等马赫数分布图

Fig.4 Mach number contours of start flow of inlet structure 1 with different incoming Mach number

其余构型进气道的总压恢复系数变化曲线也与分离区所在下壁面水平倾角及肩点位置密切相关。原型进气道的肩点D比构型1的肩点A更靠后,总压恢复系数最大值对应的马赫数也略大于构型1。而构型2、3的第一个肩点B、C均在唇口激波分离区之后(图5),因此总压恢复系数一直随来流的增加而降低。且构型2分离区所在水平倾角较小,总压恢复系数也高于构型3。

图5给出了不同构型进气道在最小起动马赫数下起动流场的等马赫数分布。由图可见,原构型和构型1的唇口激波诱导分离区所在下壁面水平倾角最大,其分离区范围也最大,分离激波和再附激波相距最远,强度最大,进气道不起动也最先发生在该分离区。构型2、3的唇口激波诱导分离区位于第一肩点后,所在下壁面水平倾角较小,该分离区范围也明显减小。由于反射激波打在了肩点E之前,该处下壁面水平倾角也较大,同样引起了明显分离,构型2和3的不起动即最先发生在反射激波诱导分离区。这两个分离区的大小决定了各构型最小起动马赫数。而构型2在最小马赫数附近时唇口激波刚好打在第一个肩点B附

近,唇口激波诱导分离区受肩点压降的影响而显著减小,因此其最小马赫数最低。

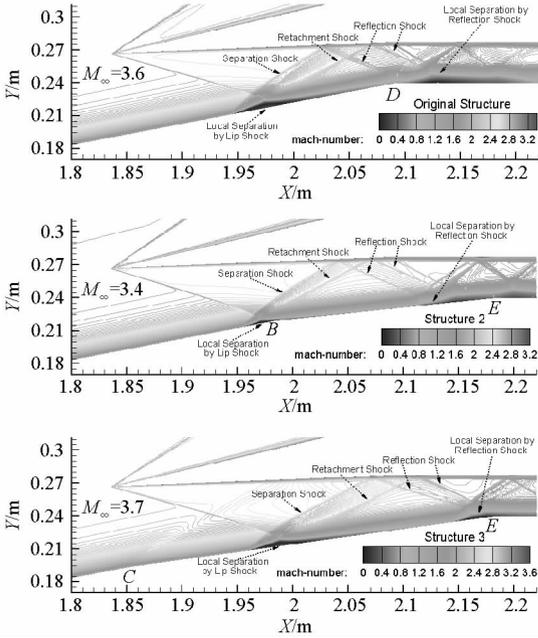


图 5 不同构型进气道最小起动马赫数下起动流场的等马赫数分布图

Fig.5 Mach number contours of start flow of different inlet structure with minimal starting Mach number

新构型第一个肩点 M 与构型 2 第一个肩点 B 位置相近,而第二个肩点 D 即为原型进气道肩点,因此其总压恢复系数变化曲线前段与构型 2 相近,后段与原型相近,而最小起动马赫数则等于构型 2 相等,均最小。

2.3 下壁面水平倾角对不起动流场的影响

图 6 给出了构型 2 在 $M_\infty = 6$ 时的不起动流场等马赫数及等压强分布图。由图可见,不起动流场主要特征是唇口处形成了大规模的流动分离。分离激波被推出了唇口外,再附激波打在上壁面引起明显局部分离,使反射激波也分离为两道较强激波。因此,大规模流动分离引起的激波系变化及各道激波强度的增加是不起动流场总压恢复系数大幅降低的主要原因。由压强分布图还可看出,大规模分离区尾部存在一个明显的逆压梯度,该逆压梯度由再附激波提供压升,决定了分离区的大小及位置。

图 7 给出了构型 2 在其他马赫数下的不起动流场等马赫数分布图,由图可见,当 $M_\infty = 4$ 时,大规模分离区位于肩点 B 之前,其所在下壁面水平倾角较大,因此分离区范围较大,进气道内波系复杂,激波强度较大。随着来流马赫数的增加,大规模分离区尾部向肩点 B 靠近,受肩点压降的影响,分离区范围缩小,进气道内波系简化,强度减弱,因此,总压恢复系数随马赫数的增加而增加。

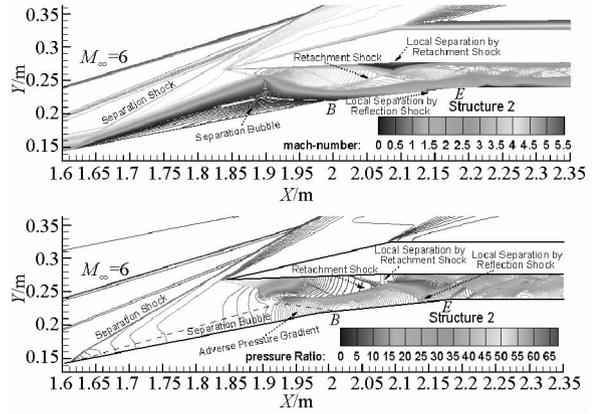


图 6 $M_\infty = 6$ 时构型 2 进气道不起动流场等马赫数及等压强分布图

Fig.6 Mach number and pressure contours of unstart flow of inlet structure 2 when $M_\infty = 6$

当 $M_\infty > 6$ 时,大规模分离区尾部越过肩点 B ,该处压降对分离区及再附激波影响减弱,进气道内激波系随马赫数的增加变化不大,而总压恢复系数则随各道激波强度的增加而减小,如图 3 中曲线所示。当 $M_\infty = 7.5$ 时,分离激波已打入唇口内,进气道处于再起动前的临界状态。这和大部分文献中分离激波打入唇口进气道就立即再起动的结论略有不同。

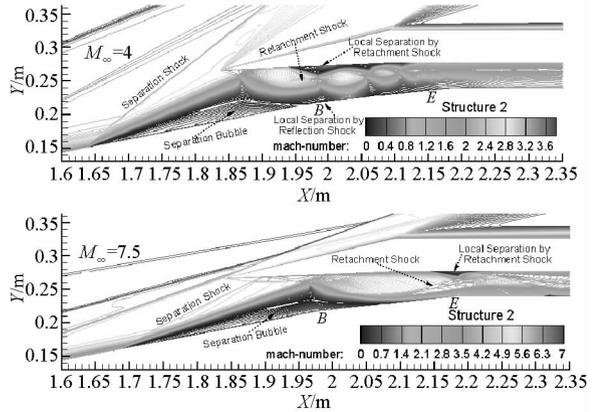


图 7 不同来流马赫数下构型 2 进气道不起动流场等马赫数分布图

Fig.7 Mach number contours of unstart flow of inlet structure 2 with different incoming Mach number

图 8 给出了其余构型的不起动流场等马赫数分布图,与图 3 对比可看出,构型 1 在 $M_\infty = 4$ 时反射激波诱导分离区刚好位于肩点 A ,此时总压恢复系数最高,且大规模分离区一直位于肩点 A 之前水平倾角较大的下壁面,因此再起所需马赫数较大。构型 3 在 $M_\infty = 7$ 时,反射激波分离区也刚好位于肩点 E ,总压恢复系数曲线在此也有一个极高点,其大规模分离区尾部一直位于肩点 C 、 E 之间,所在下壁面水平倾角略小于构型 1,因此其再起马赫数也低于构型 1。构型 2 的大规模分离区尾部最早越过肩点 B ,在高马赫数下所

在下壁面(肩点 B 、 E 之间)水平倾角(6°)最小,因此,其再起马赫数也最小。

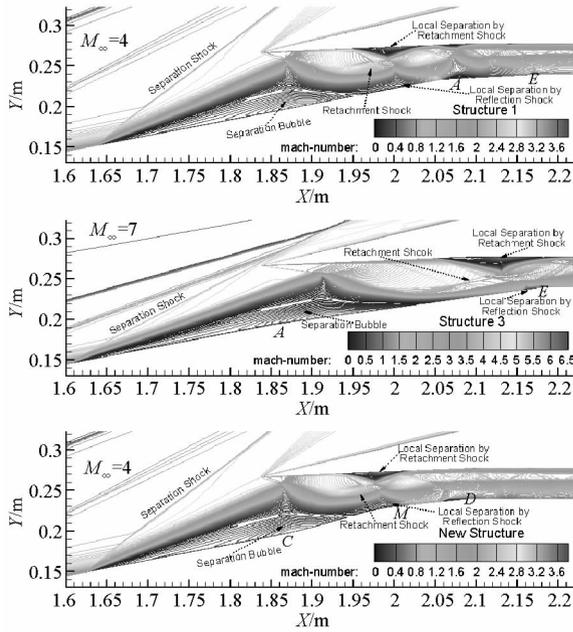


图 8 不同构型进气道不起动流场等马赫数分布图
Fig.8 Mach number contours of unstart flow of different inlet structure

新构型在 $M_\infty = 4$ 时,反射激波分离区刚好位于肩点 M ,该处总压恢复系数曲线对应一个极高点。肩点 M 比肩点 A 、 E 更靠近唇口,因此新构型不起动流场的大规模分离区尾部更早移动到肩点 M ,其再起马赫数也较构型 1、3 更小。

由以上分析可知,进气道总压恢复系数和再起马赫数主要由大规模流动分离区所在下壁面水平倾角决定,同时受到肩点压降的影响,其主要作用途径则是下壁面的压强分布。图 9 给出了 $M_\infty = 6$ 时进气道不起动流场的下壁面压强分布曲线。图中标出了各构型肩点的位置,由图可看出,在肩点 A 、 D 、 E 处,压强曲线均存在急速的压降。而肩点 C 、 B 、 M 位于大规模分离区内,压强变化平缓。对比图 6 还可看出,压强曲线的每一个波峰对应下壁面的一个分离区。第一个波峰对应大规模分离区,第二个波峰对应反射激波局部分离区,其余波峰对应其后的局部分离区。分离区内的压强分布特征是:头部分离激波带来急速的压升,然后在其前部有一个压力平台,后部是对应图 6 中所示逆压梯度的压力爬升段。当分离区较大时,其压力分布特征较为齐备,如大规模分离区和图 6 中的第三个分离区,当局部分离区较小时,分离区前部压强平台消失,只有一个简单的压强波峰,如图 6 中的第二个分离区,即反射激波诱导分离区。

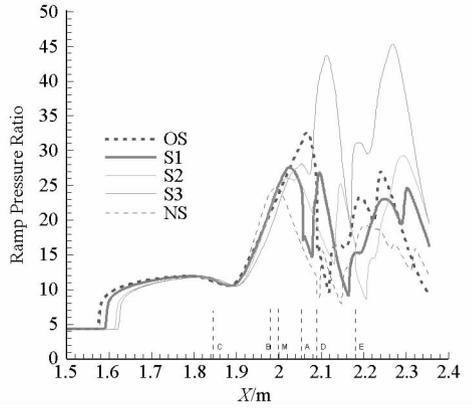


图 9 $M_\infty = 6$ 时进气道不起动流场下壁面压强分布曲线

Fig.9 Ramp pressure distribution of unstart flow of different inlet structure when $M_\infty = 6$

结合图 3 还可看出,当 $M_\infty = 6$ 时,构型 3 的大规模分离区尾部在第一个肩点 C 之后,其所在下壁面水平倾角最小,因此大规模分离区最小,分离激波最靠近唇口,流量系数也最大。而各构型的反射激波分离区均位于第一、二个肩点之间,此时构型 3 的下壁面水平倾角最大,因此压强峰值也最大。

图中新构型的大规模分离区尾部位于肩点 M 之前的压缩段,因此压力爬升段压强最大,其第二个肩点 D 位置靠前,受此影响大规模分离区后的平均压强最低,更利于再起。

3 结 论

(1) 进气道起流动场内激波和边界层干涉形成的分离区大小是影响其性能的关键因素,减小分离区所在下壁面水平倾角以及通过肩点设计产生压降能有效减小分离区范围,显著提高起流动场性能。

(2) 进气道不起动流场的主要特征是唇口处的大规模流动分离,减小大规模分离区尾部所在下壁面水平倾角以及通过肩点设计产生压降能大幅提高不起动流场性能以及再起特性,最小能将再起马赫数由原型的 9.4 降低到 7.6。

(3) 本文提出的先收缩再扩张的进气道内收缩段下壁面设计方法是一种新的内型面设计思路,该设计能在起流动场性能波动不大的前提下显著改善进气道再起性能,将再起马赫数由 9.4 减小到 8。

(下转第 151 页)

的实时预测,最后通过实例分析表明文中的方法有效提高了剩余寿命预测的精度。文中只研究了先验信息为退化数据的情况,当先验信息中既有退化数据信息,又有寿命数据信息时,如何有效地融合信息来提高评定的精度还需要进一步研究。

参考文献:

- [1] Ennis J B, MacDougall F W, Cooper R A, et al. Self-healing Pulse Capacitors for the National Ignition Facility (NIF) [C]//Proc of 12th IEEE International Pulsed Power Conference, 1999: 118 - 121.
- [2] 彭宝华,周经伦,金光. 综合多种信息的金属化膜电容器可靠性评估[J]. 强激光与粒子束, 2009, 21(8): 1271 - 1275.
- [3] 赵建印,刘芳,孙权,等. 基于性能退化数据的金属化膜电容器可靠性评估[J]. 电子学报, 2005, 33(2): 378 - 383.
- [4] Larson D W, Macdougall F W, Hardy P, et al. The Impact of High Energy Density Capacitors with Metallized Electrode in Large Capacitor Banks for Nuclear Fusion Application [C]//Proc of 9th IEEE International Pulsed Power Conference, 1993: 735 - 742.
- [5] Merritt B T, Whitham K. Performance and Cost Analysis of Large Capacitor Banks Using Weibull Statistics and MTBF [C]//Proc 3rd of IEEE International Pulsed Power Conference, 1981: 223 - 227.
- [6] 孙权,钟征,周经伦,等. 自愈式金属化膜脉冲电容器耗损失效模型[J]. 强激光与粒子束, 2004, 16(8): 1000 - 1004.
- [7] Zhao J Y, Liu F. Reliability Assessment of the Metallized Film Capacitors from Degradation Data [J]. Microelectronic Reliability, 2007, 47: 434 - 436.

- [8] 赵建印,彭宝华,孙权,等. 金属化膜脉冲电容器退化失效分析[J]. 高电压技术, 2006, 32(3): 62 - 64.
- [9] 赵建印,刘芳,孙权,等. 基于耗损失效模型的金属化膜脉冲电容器可靠性评估[J]. 强激光与粒子束, 2005, 17(7): 1031 - 1034.
- [10] 赵焯,董豆豆,周经伦,等. 基于贝叶斯方法的退化失效型产品实时可靠性评估[J]. 国防科技大学学报, 2007, 29(6): 115 - 120.
- [11] Whitmore G A. Estimating Degradation by a Wiener Diffusion Process Subject to Measurement Error [J]. Life time Data Analysis, 1995 (1): 307 - 319.
- [12] Whitmore G A, Schenkelberg F. Modelling Accelerated Degradation Data Using Wiener Diffusion with a Time Scale Transformation [J]. Lifetime Data Analysis, 1997 (3): 27 - 43.
- [13] Wang X. Wiener Processes with Random Effects for Degradation Data [J]. Journal of Multivariate Analysis, 2010, 101: 340 - 351.
- [14] Whitmore G A. Normal-gamma Mixtures of Inverse Gaussian Distributions [J]. Scandinavian Journal of Statistics, 1986, 13: 211 - 220.
- [15] Zhang M Y, Zhang L Y. Application of Inverse Gaussian Distribution in Mathematical Theory of Reliability [J]. Journal of Lanzhou University (Natural Sciences), 2002, 39(2): 23 - 25.
- [16] Robinson M E, Crowder M J. Bayesian Methods for a Growth-Curve Degradation Model with Repeated Measures [J]. Lifetime Data Analysis, 2000 (6): 357 - 374.
- [17] Bernardo J M. Algorithm AS 103: psi (digamma) Function [J]. Appl Statist, 1976, 25(3): 315 - 317.

(上接第42页)

参考文献:

- [1] Van Wie D M, Kwok F T, Walsh R F. Starting Characteristics of Supersonic Inlets [R]. AIAA 96 - 2914, 1996.
- [2] Thomas J B, Hielt D, Fastenberg H. CFD Modeling of the Hypersonic Inlet Starting Problem [R]. AIAA 2006 - 123.
- [3] Tahir R B, Molder S, Timofeev E V. Unsteady Starting of High Mach Number Air Inlets-A CFD Study [R]. AIAA 2003 - 5191, 2003.
- [4] 袁化成,梁德旺. 高超声速进气道再起特性分析[J]. 推进技术, 2006, 27(5): 390 - 393.
- [5] 丁海河,王发民. 高超声速进气道起特性数值研究[J]. 宇航学报, 2007, 28(6).
- [6] Falempin F, Wendling E, Goldfeld M, et al. Experimental Investigation of Starting Process for a Variable Geometry Air Inlet operating from Mach 2 to Mach 8 [R]. AIAA 2006 - 4513.
- [7] Molder S, Timofeev E V, Tahir R B. Flow Starting in High Compression Hypersonic Air Inlets by Mass Spillage [R]. AIAA 2004 - 4130, 2004.

- [8] Timofeev E V, Tahir R B, Molder S. On Recent Development Related to Flow Staring in Hypersonic Air Intakes [R]. AIAA 2008 - 2512, 2008.
- [9] 王翼,范晓楠,梁剑寒,等. 开启式高超声速进气道启动性能试验[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6).
- [10] 袁化成,梁德旺. 抽吸对高超声速进气道起能力的影响[J]. 推进技术, 2006, 27(6).
- [11] 潘瑾,张望元. 移动唇口变收缩比侧压式进气道反压特性和自起启动性能[J]. 航空动力学报, 2009, 24(1).
- [12] 梁德旺,李博,容伟. 热完全气体的热力学特征及其 N - S 方程的求解[J]. 南京航空航天大学学报, 2003, 35(4): 424 - 429.
- [13] Enami S, Trexler C A. Experimental Investigation of Inlet Combustor Isolators for a Dual-Mode Scramjet at a Mach Number of 4 [R]. NASA Technical Paper 3502, 2001.
- [14] Tam C J, Hagenmaier M A. Unsteady Analysis of Scramjet Inlet Flowfields Using Numerical Simulations [J]. AIAA 99 - 16484, 1999.