

文章编号: 1000-8055(2024)01-20210393-07

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210393

两型超声速进气道平飞减速时的稳定性

符小刚, 李俊浩, 杨 柳

(中国飞行试验研究院 发动机所, 西安 710089)

摘 要: 通过飞行试验, 研究了一种二元斜板式及蚌式超声速进气道在马赫数 1.5 快收发动机油门平飞减速至马赫数为 1.05 过程中的畸变及稳定性水平。对比表明: 减速过程中二元进气道总压畸变、稳定性裕度均随发动机换算转速的下降减小后保持稳定, 而蚌式进气道畸变先上升再下降后保持稳定, 稳定性裕度先下降再略微上升后保持稳定。减速过程前半段, 蚌式进气道畸变更大, 二元进气道稳定性裕度下降更快; 减速过程后半段, 两型进气道畸变水平接近, 稳定性裕度均较低。分析也表明, 仅使用流量系数的相对差值计算的进气道稳定裕度反映的进气道流通能力信息比使用总压恢复系数与流量系数之比的相对差值更全面, 推荐采用前者作为进气道稳定性裕度评价指标。

关 键 词: 蚌式进气道; 进气道喘振; 进气畸变; 流量系数; 稳定性裕度

中图分类号: V217.1

文献标志码: A

Stability of two types of supersonic inlets during a level deceleration flight

FU Xiaogang, LI Junhao, YANG Liu

(Aero-engine Flight Test Technology Research Institute,
Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: The distortion and stability level of a 2-D ramp and a bump supersonic inlet during a level deceleration flight from Mach number 1.5 with the throttle lever pulled in rapidly to Mach number 1.05 were investigated through flight test. Comparison showed that during the deceleration flight, both total pressure distortion and stability margin of the 2-D inlet declined with the decrease of the engine's conversion speed and then kept stable, while distortion of the bump inlet rose first and then declined and then kept stable, and the stability margin first decreased and then increased slightly and then kept stable. In the first half of the deceleration process, distortion of the bump inlet was higher and stability margin of the 2-D inlet decreased more rapidly, but in the second half of the process, distortion of the two types of inlet was close and stability margin was low. Also the analysis revealed that the inlet stability margin calculated only with flow coefficient actually reflected more information about the flow capacity of the inlet other than that calculated with total pressure recovery coefficient and flow coefficient, so the former was recommended to be used as the evaluation index of inlet stability margin.

Keywords: bump inlet; inlet surge; inlet distortion; flow coefficient; stability margin

对于超声速战斗机而言, 优良的加速性能与减速性能都是衡量其作战能力的重要指标之一。快速地加速至超声速状态, 才能有效地追击敌方目标或迅速脱离战场; 能快速地从大马赫数

飞行状态减速至亚声速状态, 才能最大程度发挥飞机的机动能力, 在近距离格斗中占领先机。具体到发动机的操作, 则应允许飞行员在任何飞行状态下能在全行程内快速增大或减小发动

收稿日期: 2021-07-25

作者简介: 符小刚(1983—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要从事航空器进气道与发动机相容性飞行试验技术研究。

引用格式: 符小刚, 李俊浩, 杨柳. 两型超声速进气道平飞减速时的稳定性[J]. 航空动力学报, 2024, 39(1): 20210393. FU Xiaogang, LI Junhao, YANG Liu. Stability of two types of supersonic inlets during a level deceleration flight[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(1): 20210393.

机油门,从而使推力在最短的时间内增至最大或减到最小。

上述要求对于飞机进气道的设计是一个巨大的挑战。当在低亚声速飞行中快推油门使发动机加速至较大转速时,进气道在来流冲压作用下提供的进气量往往小于发动机吸气需求^[1],易导致发动机推力不足或工作不稳定等问题,需使用辅助进气机构^[2]等手段来增加供气量。而在超声速飞行中,快速收油门使发动机减速到低转速,进气道远前方来流的冲压作用大于发动机本身的吸气作用,使得进气道与发动机的流量关系易处于“供大于需”状态。易造成激波损失严重、进气道喘振及进气道溢流阻力大^[3]等问题,需采用喉道几何面积可调^[4-5]以及进气道下游旁路放气^[6]等方式来减少进气道供气量,以保障进气道及发动机工作稳定。

国内已公开的文献中,对于超声速飞行中进气道的稳定性问题研究较少。其中,南京航空航天大学饶彩燕等通过数值仿真对马赫数为 2.5 及 3.0 超额定状态下二元超声速进气道入口激波系的研究发现,在该状态下前体斜激波与唇罩激波相交并共同作用,会在进气道唇罩内侧诱导出一个较大的分离包,进而在唇罩内壁面发展出的边界层厚度明显大于压缩斜面侧,因此对进气道内流场的影响较斜面侧的流动更为显著^[7];北京航空航天大学丁晨等用数值仿真研究了在激波与压缩斜面交点上游开设高压吹气对激波/附面层干扰的抑制效果,发现当偏离设计点时,随着激波与斜面交点远离喷气口,吹气对激波后附面层分离的抑制效果会迅速降低^[8],从而也就限制了该技术的工程应用;南京航空航天大学杜瑶等针对混压式进气道,提出可通过在进气道出口施加反压,对比施加前后流道壁面各点静压之比是否超过 1.5 来判断进气道内结尾正激波的位置,并通过进气道流场数值仿真验证表明该方法是有效的^[9];南京航空航天大学赵昊等对高超声速进气道的数值仿真表明,此类进气道的起动性能与飞机加速度有关,加速度绝对值越大,进气道起动及不起动过程耗费的时间均会减少^[10]。此外,在超声速进气道/发动机匹配性及稳定性评估方法领域,寿圣德提出过一种快速评定进气道/发动机匹配稳定性的计算方法,其特点是利用临界点及喘振边界点的值,对进气道流量系数及总压恢复系数进行归一化处理,并组合成一系列度量进气

道亚临界度、超临界度以及痒振度的定量指标,绘制成随马赫数、迎角等变化的曲线,从而可直观快速判断进气道是否进入不稳定工作状态^[11];中国飞行试验研究院赵海刚等通过飞行试验测定了飞机迎角及侧滑角变化时进气畸变及发动机稳定的变化情况,并发现进气角变化时发动机稳定性的下降量与畸变的增加量成正比,其试验点均集中在亚声速飞行区^[12]。西安航天动力研究所王玉峰等针对轴对称型混压式进气道开展数值仿真分析,研究发现当对进气道节流使其进入深度亚临界状态时,正激波前移在压缩锥面上扰动附面层产生的分离涡,可严重堵塞进气道唇口,导致正激波被反复吸入及推出进气道,从而引起了进气道喘振^[13]。

已有的研究工作,多以数值仿真为主,试验研究极少,并且只关注进气道在个别典型马赫数点的工作状况,基本没有针对马赫数连续变化时的情况开展过研究。本文将采用飞行试验方法,对比一种二元斜板式进气道及蚌式进气道在超声速马赫数在 1.5~1.05 范围减速过程中的出口总压畸变及自身的稳定性水平。

1 两型超声速进气道的调节特点

试验机进气道设计的最大工作马赫数范围均超过 2.0。其中,二元进气道为带附面层隔道^[14]的多波系斜板角度可调结构,当在超声速下工作时,其入口的压缩斜板可随发动机的状态变化进行收放。该进气道进口捕获面积与出口截面积之比约 1.04,斜板之后的流道轴线为直线。而蚌式进气道^[15]为三元二波系固定几何结构,其进口捕获面积与出口截面积之比约 1.09,内部为三维 S 型弯曲流道,即在垂直及水平方向均存在 S 型弯曲。两型进气道均为外压式超声速进气道。其在超声速飞行而发动机工作在小状态时易出现两类不稳定工作状态。一种是超额定亚临界状态,即前端斜激波角度小于设计状态角度,而正激波退出唇口,斜、正激波交汇后在后方产生的滑流层流入进气道内,导致进气道内流动不稳定^[16],多出现在超声速飞行马赫数较高的时候,比如马赫数为 2.0 以上。另一种是亚额定亚临界状态,即前端斜激波角度大于设计状态角度,而正激波退出唇口,激波扰动压缩型面产生的附面层分离流进入进气道内^[17],导致进气道内流动不稳定,一般出现在超声速飞行马赫数较低时,比如马赫数为 1.3 以上^[18]。

因而, 此类进气道在超声速飞行中要确保进气道工作稳定, 需避免或降低进气道及发动机工作在“供大于需”的流量关系下的可能性, 即尽可能避免使进气道处于深度亚临界状态。

其中, 二元斜板式超声速进气道采用了主动调节方式, 即当发动机换算转速增大时, 斜板放下量减小使得进气道喉道面积增大, 从而适应发动机较大的进气需求; 而当发动机换算转速下降时, 斜板放下量增大使得喉道面积减小, 以适应发动机减小的进气量需求, 其结构见图1所示。斜板的调节由计算机自动控制完成, 具体放下角度是发动机低压换算转速的函数, 也与飞行高度、马赫数有关。

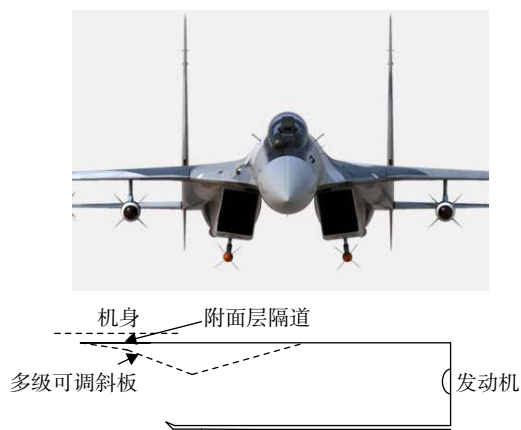


图1 典型采用二元斜板可调式超声速进气道飞机 (Su-35) 及其进气道结构

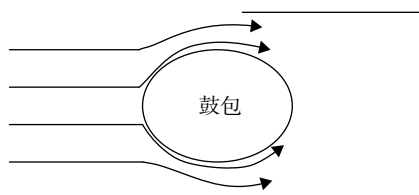
Fig. 1 Typical plane equipped with 2-D ramp adjustable supersonic inlet (Su-35) and structure of the inlet

而蚌式进气道属于被动式调节。即当来流马赫数较高而发动机处于小状态时, 入口鼓包前后存在较大的逆压梯度, 使得在通过鼓包左右时, 有较大一部分流量不转弯直接流到进气道入口以外; 而当发动机在大状态时, 逆压梯度较小, 在通过鼓包左右时, 大部分流体绕过鼓包后继续拐弯进入到进气道内, 进而满足发动机的进气需求。见图2所示。

本项目动用两架分别配备上述两种进气道的飞机开展研究。试验前, 在进气道出口截面按等环面积原则布置了径向5环面×周向6测点共30个稳态总压测点(见图3), 同时在距截面圆心0.9倍半径处等间隔布置6个动态压力测点以测定并计算进气道出口截面的压力畸变。采用在高压高度 $H_p=H_1$ 以及 $H_p=H_2 (H_1 < H_2)$, 发动机以最大状态平飞至马赫数 $Ma=1.5$, 将发动机油门快速



(a) 发动机小状态时的入口流向



(b) 发动机大状态时的入口流向

图2 典型采用蚌式进气道飞机(F-35)及其进气道被动式流量调节

Fig. 2 Typical plane equipped with bump inlet (F-35) and passive flow adjustment of the inlet

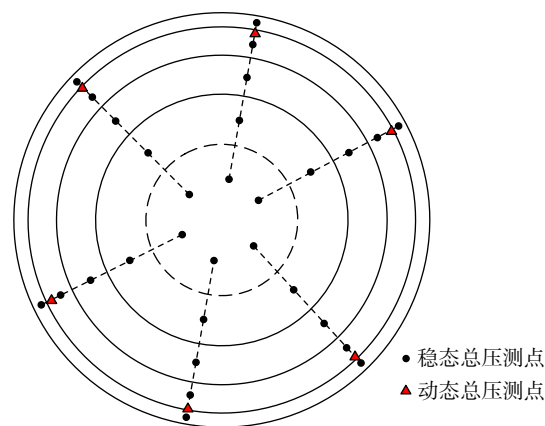


图3 进气道出口截面稳态及动态压力测点示意图

Fig. 3 Sketch map of the steady and dynamic pressure measure point on exit section of the inlet

收至慢车使飞机平飞减速至马赫数 1.05 以下的方法进行试验。

2 减速过程中的进气道稳定性

2.1 总压畸变对比

采用综合畸变指数 W 评估减速期间进气道出口的总压畸变水平, 该指数为平均周向畸变指数 $\Delta\sigma$ 与紊流度 ε 之和, 考虑到平飞减速过程中飞

机在各马赫数的维持时间极短,在计算紊流度时各马赫数点记录动态压力时长为 1 s,采样率为 2 kHz。

据此计算得到的两型飞机进气道在平飞减速过程中的畸变指数变化情况见图 4,图中 Φ 为发动机油门杆角度, n_{lc} 为发动机低压转子换算转速。为便于对比,文中各图所用 W 、 $\Delta\sigma$ 以及 ε 均采用了与同一参考值之间的相对差值,分别用 W_r 、 $\Delta\sigma_r$ 以及 ε_r 表示。

对比可知,在快收油门后,两型飞机发动机换算转速均在马赫数为 1.4 时下降至慢车对应转速,对应的平均周向畸变指数均随换算转速的下降而减小,并在换算转速稳定后保持在较低值,且两型进气道周向畸变水平接近。与之不同的是,二元斜板可调进气道紊流度随着转速下降迅速减小后趋于稳定;而蚌式进气道紊流度随着换算转速的下降有显著的增大过程,在换算转速接近稳定时达到峰值,之后才开始下降,直到飞机减速至马赫数为 1.15 左右时才达到与二元进气道相当水平。这意味着,超声速快收油门减速过程中二元斜板可调进气道提供给发动机的气流更稳定,而蚌式进气道提供给发动机的气流在发动机刚减速至慢车状态时存在一段振荡高峰期。

图 5 所示为蚌式进气道出口截面典型测点稳态总压 p_t 及动态压力测点测得的减速过程中的压力数据 p_{d1} 、 p_{d3} 、 p_{d5} (三测点周向彼此间隔 120°),注意稳态压力曲线中用椭圆线圈出的时间段对应动态压力曲线全段。可以看到,在减速经过马赫数在 1.45~1.3 范围时,进气道压力出现了急剧振荡,从而使得计算的紊流度明显增大。这是因为,蚌式进气道对进气道流的调节是被动的,当发动机转速下降后导致的需气量的减少在进气道出口产生流动堵塞效应,进而向入口方向传递一系列压缩波,使唇口正激波后方反压连续升高,进而使得鼓包区段压力分布及激波构型等发生改变以增大入口前溢流,来回振荡后才能重新建立平衡。而二元斜板式进气道是在发动机转速下降同时其进气道斜板即进行相应调节,通过喉道面积的减小主动减少进气量,虽然也会引起入口前激波及压力场的调整,但对喉道下游通道内流场的压力被动调节需求相对较小,因此造成的流场扰动不明显,相应的紊流度就小。不过,全试验过程中,两架试验机发动机均未出现工作不稳定现象,这意味着即使在畸变最大的工作点,两型

进气道畸变水平仍满足发动机安全工作需要,只是在减速过程中的前半段,蚌式进气道因畸变造

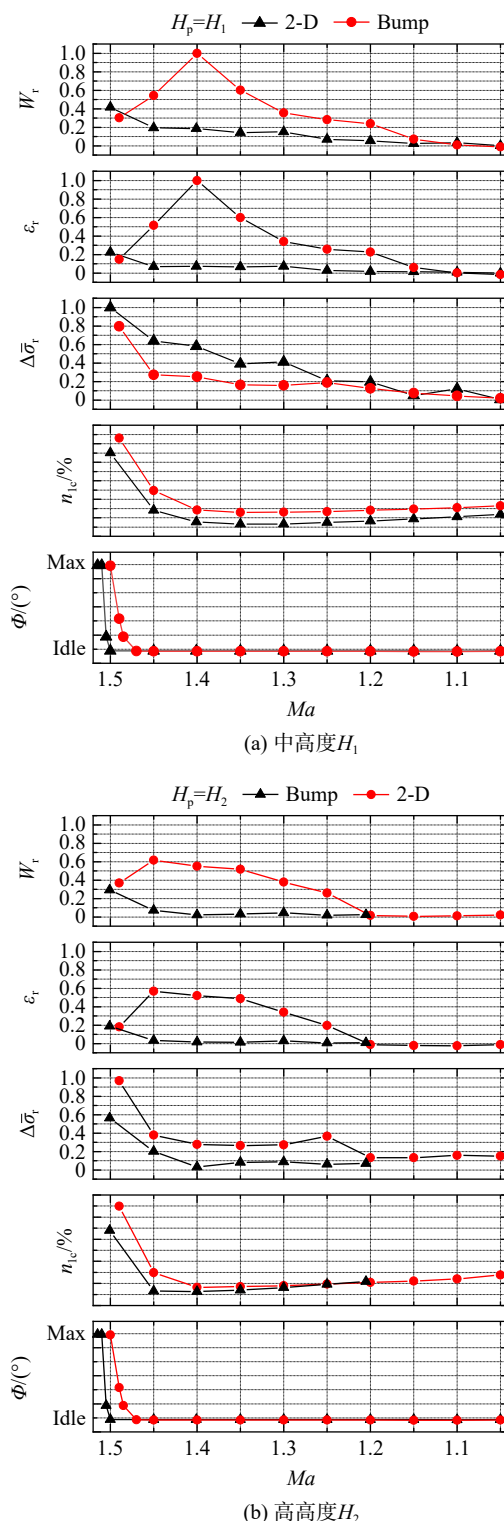
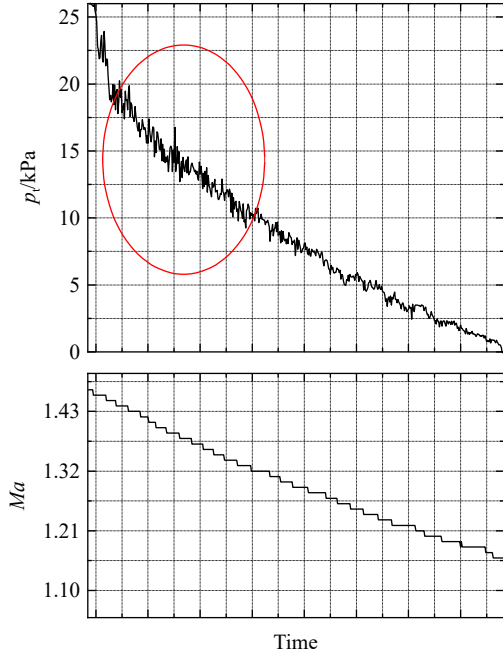
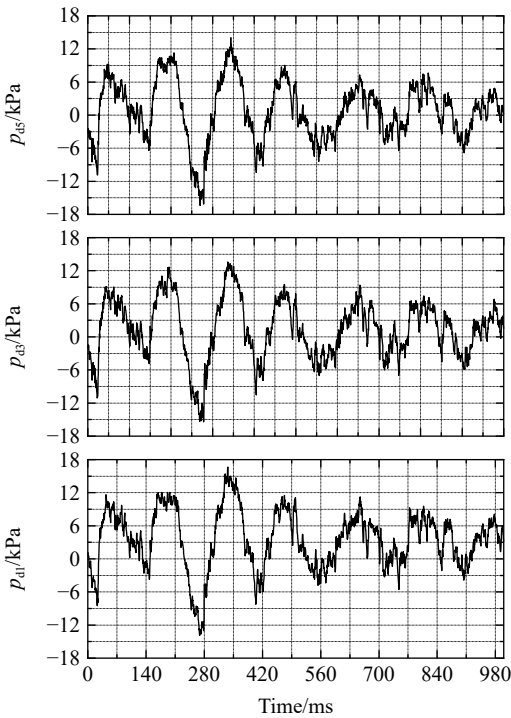


图 4 两型进气道不同高度下超声速平飞减速时的出口截面总压畸变

Fig. 4 Total pressure distortion of exit section of the two types of inlet during a supersonic level decelerate flight at different altitudes



(a) 稳态压力传感器数据



(b) 动态压力传感器数据

图 5 平飞减速经过 $Ma=1.4$, 稳态及动态压力传感器测到的蚌式进气道出口压力值 ($H_p=H_1$)

Fig. 5 Level deceleration flying across $Ma=1.4$, pressure value measured with steady and dynamic pressure transducer at exit section of the bump inlet ($H_p=H_1$)

成的发动机稳定裕度下降量相对较大而已。

2.2 进气道稳定性裕度对比

进气道稳定性裕度表示为进气道工作点距离不稳定工作边界的距离, 常见的有两种计算指标,

分别表示为:

$$\Delta K = \frac{(\sigma/\phi)_s}{(\sigma/\phi)} - 1 \quad (1)$$

$$\Delta K_a = \frac{\phi - \phi_s}{\phi_s} = \frac{\phi}{\phi_s} - 1 \quad (2)$$

式中下标 s 表示进气道喘振点, ϕ 为流量系数, 即远前方未受扰动的自由流管面积与进气道入口捕获面积之比。从形式上看, ΔK_a 仅由流量系数计算, 而 ΔK 在对比流量系数以外还同时包含着进气道总压恢复的信息, 似乎 ΔK 反映的进气道流通能力信息更全面。但实际上, 在忽略进气道引气或放气的影响, 即认为进气道进口流量等于出口流量时, 由流量系数的定义推导可以得出:

$$\phi = \frac{\sigma q_2 A_2}{q_0 A_1} \quad (3)$$

式中下标 0、1、2 分别代表远前方自由流、进气道入口、进气道出口三个截面, q 、 A 分别为相应截面的流量函数 (也称密流函数) 及截面积, 据此可以将两种稳定性裕度指标表示为:

$$\Delta K = \frac{[q_0/q_2]_s}{[q_0/q_2]} - 1 = \frac{[q_2/q_0]}{[q_2/q_0]_s} - 1 \quad (4)$$

$$\Delta K_a = \frac{[\sigma q_2/q_0]}{[\sigma q_2/q_0]_s} - 1 \quad (5)$$

喘振现象的本质, 是流道下游截面可通过的气流量小于上游, 导致下游对上游来流形成了堵塞, 从而引起气流在通道中来回振荡 (即“前喘后堵”); 而总压恢复系数代表着气流从远前方流到进气道出口时的机械能损失, 流量函数是当前截面单位面积内实际流量与临界流量 (即最大能通过的流量) 之比。因此 σ 与 q_2/q_0 均能在一定程度上反映上下游流通能力的关系, 即 σ 及 q_2/q_0 越大, 则进气道下游相对通过能力越强, 越不易对上游来流形成堵塞。对比可见, ΔK_a 的计算方法同时包含了总压恢复以及流量函数, 因此 ΔK_a 更合理, 本文采用 ΔK_a 评估进气道稳定性裕度。

由于两型进气道在全试飞过程中均未出现喘振, 无法获得喘振边界的 ϕ 值。故以减速过程中的最小值 $\phi_{\min}$ 代替 ϕ_s 进行计算, 计算的 ΔK_a 值越大则表示越不容易喘振, 获得的相对稳定性裕度见图 6 (为便于对比, 图中稳定性裕度、流量系数及面平均总压恢复系数也统一用与同一参考点相

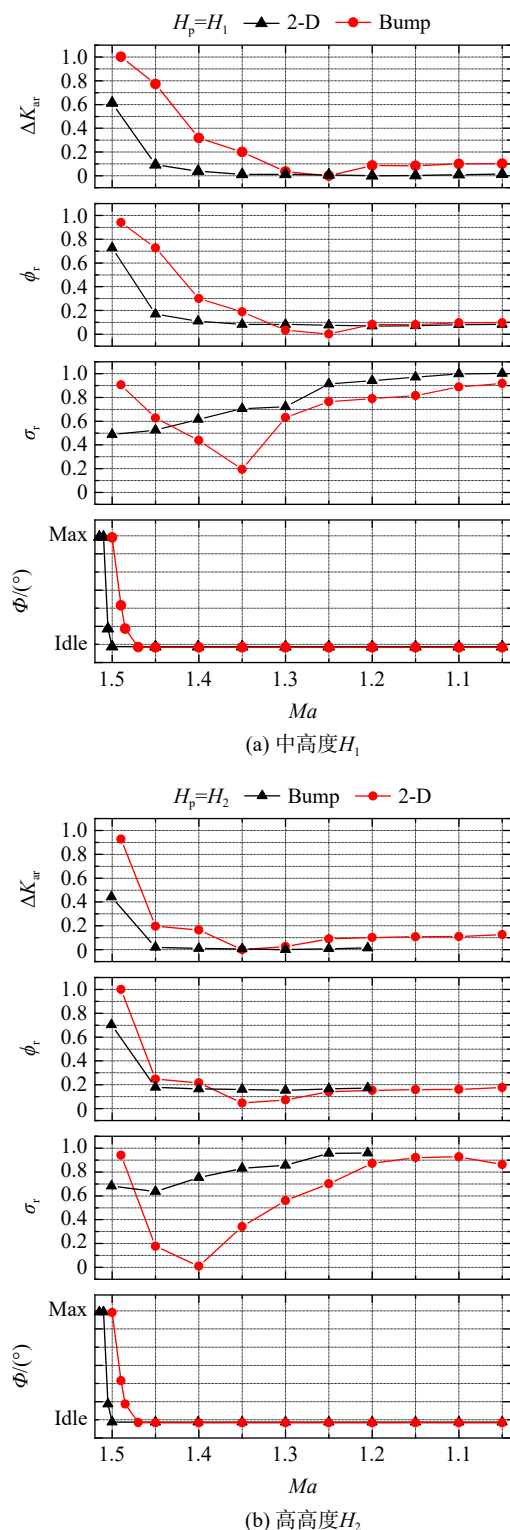


图 6 平飞减速过程中两种进气道稳定性裕度的对比

Fig. 6 Comparison of stability margins of the two types of inlet during a level decelerate flight

比后的相对值给出,符号分别为 ΔK_{ar} 、 ϕ_r 及 σ_r)。

由图 6 可见,快收油门减速时,随着发动机换算转速下降,两种进气道的稳定性裕度均下降,当换算转速降至慢车状态稳定后,稳定裕度都在

较低水平大致保持稳定。其中,蚌式进气道的稳定性裕度在 $Ma=1.3$ 左右达到最低值,略有上升后保持稳定。相比较而言,二元斜板式进气道稳定裕度下降更快,与换算转速的变化几乎同步。这表明仅从稳定裕度变化趋势判断,在平飞减速前半段($Ma=1.5\sim 1.3$),二元斜板式进气道比蚌式进气道会更快达到低稳定裕度状态,至少提前 0.1 个马赫数,因而可能更易发生喘振。由图中也可看到,流量系数 ϕ_r 的变化趋势与稳定裕度一致,同样是在减速的前半段二元进气道的流量系数下降更快。由于流量系数反映了进气道处于临界或亚临界的工作状态水平, ϕ 值越小代表着进气道处于亚临界状态的程度越深,而二元进气道是在更大的马赫数下就降至低水平,相应地其唇口前激波强度可能更强,在压缩斜面上产生的激波/附面层干扰更严重,同样可以得到其更容易发生喘振的结论。这很可能是因为二元进气道的斜板主动调节使得整个进气道对发动机流量需求下降的响应远比蚌式进气道的被动式调节要快,从而使入口正激波更快被推出,因此在发动机快速减速时就会比蚌式进气道更快达到较深的亚临界状态,相应地其稳定性裕度下降也就更快。图 6 也给出了减速过程中进气道总压恢复系数的变化情况,可以看到,随着马赫数的减小,二元斜板式进气道总压恢复持续增大,而蚌式进气道总压恢复系数先下降后增大。

将图 6 中的稳定性裕度与图 4 中的畸变指数比较可知,在快收油门减速过程中,蚌式进气道畸变指数对发动机换算转速变化的响应最快,其次是总压恢复系数,稳定性裕度的响应最慢。因此,蚌式进气道稳定性裕度最低的点并不是畸变指数最大的点,而是滞后约 0.1 个马赫数,出现在马赫数为 1.3 左右。而二元斜板式进气道的畸变指数与稳定性裕度随着发动机换算转速的下降而同时下降,两者的变化几乎是同步的。

3 结 论

本文通过分析飞行试验获取的超声速马赫数为 1.5 时从最大状态快收发动机油门减速至马赫数为 1.05 过程中二元斜板式及蚌式两型飞机进气道畸变指数及稳定性裕度,对比了减速过程中两型进气道的稳定水平。结果表明:

1) 快收油门后随着发动机换算转速的下降,二元斜板式进气道流场畸变持续下降至极小值后

保持稳定, 而蚌式进气道畸变水平先上升再下降至较小值后保持稳定, 其畸变最大值出现在发动机换算转速刚降至慢车状态时, 相应时刻进气道内压力有明显振荡;

2) 随着发动机换算转速的下降, 二元斜板式进气道稳定性裕度持续下降后保持在较低水平, 当发动机换算转速降至慢车水平稳定时其畸变值也达到稳定值, 而蚌式进气道稳定裕度先下降至极低值, 略有上升后达到稳定;

3) 在平飞减速前半段, 二元斜板式进气道压力场畸变值较低, 不易振荡, 但稳定性裕度下降较快, 蚌式进气道压力畸变较高, 有明显压力振荡, 但稳定性裕度下降较慢, 减速后半段两型进气道畸变处于相近水平, 稳定性裕度均在低水平保持稳定。

参考文献:

- [1] 符小刚, 李俊浩, 许艳芝. 带辅助进气的二元超声速进气道低速特性[J]. 实验流体力学, 2020, 34(5): 36-43.
FU Xiaogang, LI Junhao, XU Yanzhi. Characteristic of 2-D supersonic inlet with auxiliary intake at low flight speed[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2020, 34(5): 36-43. (in Chinese)
- [2] MIKI H, KAMEDA M, WATANABE Y. Low drag design and aerodynamic performance evaluation of supersonic air inlet[R]. AIAA-2014-3798, 2014.
- [3] DENNER B W, MCCALLUM B, TRUAX P. CFD prediction of inlet spill drag increments[R]. AIAA 98-3566, 1998.
- [4] CHUN K S, BURR R H. A control system concept for an axisymmetric supersonic inlet[J]. *Journal of Aircraft*, 1969, 6(4): 306-311.
- [5] 于海涛, 徐伟, 臧旭. 大M数飞行时进气道爆音(喘振)的机理分析与规避措施[J]. 测控技术, 2018, 37(B09): 269-271, 276.
YU Haitao, XU Wei, ZANG Xu. Working principle and evasive measures of inlet surge in the high Ma flight[J]. *Measurement & Control Technology*, 2018, 37(B09): 269-271, 276. (in Chinese)
- [6] SORENSEN N E, SMELTZER D B, CUBBISON R W. Study of a family of supersonic inlet systems[J]. *Journal of Aircraft*, 1969, 6(3): 184-188.
- [7] 饶彩燕, 谭慧俊, 张启帆. 超额定状态下二元超声速进气道的流动特性[J]. 航空动力学报, 2017, 32(5): 1160-1167.
RAO Caiyan, TAN Huijun, ZHANG Qifan. Flow characteristics of a rectangular supersonic inlet under over-speed state[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(5): 1160-1167. (in Chinese)
- [8] 丁晨, 刘猛, 张继华, 等. 变马赫数条件下进气道边界层吹除法数值模拟[J]. 推进技术, 2013, 34(10): 1310-1315.
DING Chen, LIU Meng, ZHANG Jihua, et al. Numerical simulation on blowing method for controlling boundary layer interaction in supersonic inlet at different Mach number[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(10): 1310-1315. (in Chinese)
- [9] 杜瑶, 张海波. 超声速进气道正激波位置动态辨识与控制方法研究[J]. 推进技术, 2018, 39(4): 888-897.
DU Yao, ZHANG Haibo. Research on dynamic identification and control method of normal shock position of supersonic inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(4): 888-897. (in Chinese)
- [10] 赵昊, 谢旅荣, 郭荣伟, 等. 超声速进气道加速/减速过程启动/不起动现象研究[J]. 航空动力学报, 2015, 30(8): 1841-1852.
ZHAO Hao, XIE Lürong, GUO Rongwei, et al. Study of start/unstart phenomenon of supersonic inlet in acceleration/deceleration process[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(8): 1841-1852. (in Chinese)
- [11] 寿圣德. 一种快速评定进气道/发动机稳态匹配工作点及稳定裕度的方法[J]. 航空学报, 1987, 8(10): 549-552.
SHOU Shengde. A method for fast estimation of steady inlet/engine matching state and stability margin[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1987, 8(10): 549-552. (in Chinese)
- [12] 赵海刚, 屈霁云, 史建邦, 等. 高机动飞行下进气道/发动机相容性试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(9): 2077-2082.
ZHAO Haigang, QU Jiyun, SHI Jianbang, et al. Filghting test of inlet/engine compatibility during rapidly changing aircraft maneuvers[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(9): 2077-2082. (in Chinese)
- [13] 王玉峰, 杨宝娥. 超声速进气道喘振的机理研究[J]. 火箭推进, 2008, 34(1): 17-22.
WANG Yufeng, YANG Baoe. Study of the buzz mechanism of supersonic inlets[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2008, 34(1): 17-22. (in Chinese)
- [14] 张堃元, MEIER G E A. 二元进气道非均匀超音速来流试验研究[J]. 推进技术, 1993, 14(1): 9-15.
ZHANG Kunyuan, MEIER G E A. Experimental investigation of 2-D inlet model in non-uniform supersonic flow[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1993, 14(1): 9-15. (in Chinese)
- [15] 杨应凯. 枭龙飞机Bump进气道设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2007, 39(4): 449-452.
YANG Yingkai. Design of Bump inlet of thunder/JF-17 aircraft[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2007, 39(4): 449-452. (in Chinese)
- [16] 张堃元, 余少志, 彭成一. 滑流层对轴对称外压式进气道稳定性的影响[J]. 航空学报, 1983, 4(3): 56-62.
ZHANG Kunyuan, YU Shaozhi, PENG Chengyi. Effect of a shear layer on stability of an axisymmetric external compression air intake[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1983, 4(3): 56-62. (in Chinese)
- [17] 王伟, 田丰光. 进气道喘振诱发因素及其可靠性分析[J]. 沈阳航空工业学院学报, 2004, 21(4): 12-14.
WANG Wei, TIAN Fengguang. Inducing factors and its reliability analysis of the air inlet surge[J]. *Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering*, 2004, 21(4): 12-14. (in Chinese)
- [18] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.

(编辑: 张 雪)