

高超声速进气道起动问题的理论判据新认识*

潘成剑^{1,2}, 施崇广¹, 李怡庆¹, 尤延铖¹, 陈荣钱¹

(1. 厦门大学 航空航天学院, 福建 厦门 361005;

2. 北京空天技术研究所, 北京 100074)

摘要: 为了判断进气道起动马赫数, 基于Kantrowitz起动判据, 联系激波关系式和流量连续方程得到一系列等值线, 将等值线推广到有入射激波和低马赫数溢流的情况。结果表明这些等值线具有以下特性: 等值线连接进气道的内收缩比和总收缩比; 等值线是等总压恢复线和等流量线; 等值线可由Isentropic曲线方程乘于进气道内收缩段自起动时总压恢复的倒数得到; 存在入射激波的起动等值线在设计状态等值线的右侧; 有低马赫数溢流的起动等值线在设计状态等值线的左侧; 等值线提供了一种联系Kantrowitz和Isentropic曲线的方法。根据以上特性, 将等值线应用于高超声速进气道起动问题, 并通过实例应用文中的理论判据评估无粘条件下混压式多楔二元进气道来流起动马赫数理论值, 与CFD结果吻合较好, 误差小于2%, 初步探索了理论快速估算进气道起动马赫数的可行性。

关键词: 进气道起动; 内收缩比; 总收缩比; Kantrowitz; Isentropic; 等值线

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2016) 11-2039-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2016.11.006

A New Understanding of Hypersonic Inlets' Startability Criterion

PAN Cheng-jian^{1,2}, SHI Chong-guang¹, LI Yi-qing¹, YOU Yan-cheng¹, CHEN Rong-qian¹

(1. School of Aerospace Engineering, Xiamen University, Xiamen 361005, China;

2. Beijing Aerospace Technology Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: A series of isolines combining total compression ratio with starting Mach number were acquired by the shock conditions and the continuity equation, based on studies of two-dimensional hypersonic inlet starting mechanism and Kantrowitz criterion. These isolines have the following characteristics: The isolines provide a connection between internal compression ratio and total compression ratio. Each isoline has equivalent value of total pressure recovery and mass flow. The isolines can be easily gained by using isentropic criteria equation times the reciprocal of critical starting total pressure recovery of internal duct. The isolines move rightwards because of the incident shock wave and walk leftwards owing to the mass spillage. The isolines provide a mechanism for associating Kantrowitz with isentropic criterion. Conclusively, using these isolines rapidly estimates the inviscid starting Mach number of a two-dimensional mixed-compression multi-wedge hypersonic inlet. The prediction results are in good agreement with the CFD results. The errors are less than 2%, demonstrating the feasibility of this method.

Key words: Inlet starts; Internal contraction ratio; Total contraction ratio; Kantrowitz; Isentropic; Isoline

* 收稿日期: 2016-01-11; 修订日期: 2016-03-18。

基金项目: 国家自然科学基金 (51276151; 91441128); 国防基础科研 (B1420133058); 中央高校基本科研业务费 (20720140540)。

作者简介: 潘成剑, 男, 硕士生, 工程师, 研究领域为高超声速推进系统仿真与试验。E-mail: odin_pan@163.com

通讯作者: 尤延铖, 男, 博士, 教授, 研究领域为高超声速推进系统设计。E-mail: yan Cheng.you@xmu.edu.cn

1 引言

进气道是吸气式高超声速冲压发动机的关键气动部件之一,其起动与否直接影响高超声速推进系统乃至整个飞行器的性能^[1]。关于进气道不起动, Van Wie 给出了一个比较公认的定义:当进气道内流动部分的流动情况不改变进气道的气流捕获特性时,该进气道便处于起动状态,反之为不起动状态^[2]。不起动时,进气道流量系数低,局部压力高、热负荷大,且流动易处于一种非定常状态,这对高超声速飞行来说往往是致命的。2011年美国 X-51A 第二次验证飞行就因进气道不起动而导致失败^[3]。

引起进气道不起动的因素较多, Van Wie 对此作了系统的分析,认为高超声速进气道能否起动关键在于进气道内收缩段是否起动^[4]。为此,国内外进行了大量的理论和实验研究,总结出多个预测收缩通道起动能力的公式。其中, Isentropic 与 Kantrowitz 起动极限是得到广泛认可的理论判据^[5],二者都是采用无粘可压缩的一维准定常流动理论,针对收缩管流进行研究,得出收缩段几何收缩比与进口马赫数的关系。

Van Wie 根据大量实验数据拟合了一条经验曲线,用于界定实际气动条件下进气道的起动极限。Mölder 基于 Kantrowitz 判据,给出了量化进气道起动性能的公式,并校验了混压式等熵二元进气道的起动性能^[6]。Veillard 和 Timofeev 采用与 Mölder 类似的方法,进一步研究了单级楔二元进气道起动的收缩比极限^[7,8]。国内许多学者也采用 Kantrowitz 理论对进气道起动问题开展了大量的研究工作。范轶^[9]研究了壁面温度变化对进气道起动的影响;李祝飞^[10]对高超声速进气道起动特性机理进行研究;袁化成^[11,12]探讨了抽吸对高超声速进气道起动的影响并对高超声速进气道再起特性进行了分析;王翼^[13]对进气道起动过程中的若干问题进行理论分析和实验研究。常军涛^[14,15]模拟了进气道几何转折角、飞行攻角对进气道起动/再起特性的影响。刘凯礼^[16]模拟了进气道俯仰振荡对进气道起动/再起特性的影响。

作为理论判据, Isentropic 和 Kantrowitz 公式无疑为高超声速进气道的起动性能预测提供了依据。但二者只能用于预测等熵压缩段/进气道内收缩段起动马赫数,无法给出进气道总收缩比与来流起动马赫数之间的关联。而在实际工程中,进气道等熵压缩段/内收缩段前的马赫数通常难以测量,直接运用 Is-

entropic 和 Kantrowitz 判据进行起动预测也就基本不具有工程实用价值。事实上,对于大多数内外混压式高超声速进气道的起动问题,更需要来流起动马赫数与进气道总收缩比之间的理论关系。如果能将高超声速进气道内收缩比/内收缩段进口马赫数和总收缩比/来流马赫数联系起来,则在估算进气道起动性能时将更具指导意义。

本文采用理论分析的方法,进一步探讨了 Isentropic 与 Kantrowitz 公式之间的关系。针对内外混压式高超声速进气道,在收缩比/马赫数图上建立了联系进气道内收缩比/内收缩段进口马赫数和总收缩比/来流马赫数的等参数曲线,并对该簇曲线的数学方程、物理意义进行了分析。

2 Isentropic 与 Kantrowitz 起动判据之间的联系

Isentropic 与 Kantrowitz 判据表征的都是收缩比与起动马赫数之间的对应关系。其中,只要进气道内部流动为等熵流动, Isentropic 曲线可以用来反映进气道收缩比和马赫数之间的临界起动关系;而 Kantrowitz 曲线则是专门针对纯内收缩通道,反映的是内收缩比与内收缩段进口马赫数之间的临界起动关系。

2.1 等熵进气道 Isentropic 起动判据

根据无粘可压缩的一维准定常流动理论,假设自由来流由进气道进口等熵压缩至喉道,并在喉道处达到声速,此时该收缩管道所能通过的流量最大,即出现壅塞。声速喉道面积与进气道入口面积之比可以由下式表示

$$\left(\frac{A_e}{A_i}\right)_{is} = Ma_i \left[\frac{\gamma + 1}{2 + (\gamma - 1)Ma_i^2} \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (1)$$

式中 Ma_i 为自由来流马赫数, A_i 为进气道进口面积, A_e 为喉道面积,方程左边为进气道出口面积(假设喉道面积与进气道出口面积一样)与进口面积之比。为了与 Isentropic 以及 Kantrowitz 曲线图的表示方式一致,本文一律采用出口面积与进口面积之比 A_e/A_i 表示进气道的收缩比。

从理论上讲,当自由来流为 Ma_i 时,只有收缩比大于 $(A_e/A_i)_{is}$,进气道才不会出现壅塞,即 $(A_e/A_i)_{is}$ 是来流马赫数为 Ma_i 时进气道能够起动的临界收缩比。

2.2 内收缩通道 Kantrowitz 起动判据

与 Isentropic 判据不同, Kantrowitz 对纯内收缩通道的自起动能力进行研究,他假设内收缩段前站立

一道正激波,自由来流 Ma_i 经过正激波后降为亚声速 Ma_2 ,而后再逐步加速至喉道处并达到声速。

Kantrowitz 起动判据的表达式为

$$\left(\frac{A_e}{A_i}\right)_K = Ma_i \left[\frac{\gamma + 1}{2 + (\gamma - 1)Ma_i^2} \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \left[\frac{(\gamma - 1)Ma_i^2 + 2}{(\gamma + 1)Ma_i^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \left[\frac{2\gamma Ma_i^2 - (\gamma - 1)}{\gamma + 1} \right]^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (2)$$

式中 A_i 为内收缩段进口面积, A_e 为喉道面积, Ma_i 为内收缩段进口来流马赫数。当内收缩管道收缩比大于 $(A_e/A_i)_K$, 则内收缩段前的正激波会被吞入,内收缩通道实现自起动。换言之, $(A_e/A_i)_K$ 是来流马赫数 Ma_i 条件下,内收缩通道能够实现自起动的最大收缩比。也可以说, Ma_i 是内收缩比为 $(A_e/A_i)_K$ 的内收缩通道实现自起动的最小进口马赫数。

如图 1 所示, Isentropic 曲线与 Kantrowitz 曲线将收缩比/马赫数坐标系划分为三区。任一进气道收缩比/来流马赫数分布若落在 Kantrowitz 曲线上方,进气道肯定能够实现自起动;落在 Isentropic 曲线下方的收缩比,将必然导致进气道无法起动。两条曲线中间的区域被称为“双解区”,该区域内进气道起动和不起动都可能存在。从 Kantrowitz 曲线上方进入该区域,进气道将维持起动状态;从 Isentropic 曲线下方进入该区域,进气道仍然不起动。

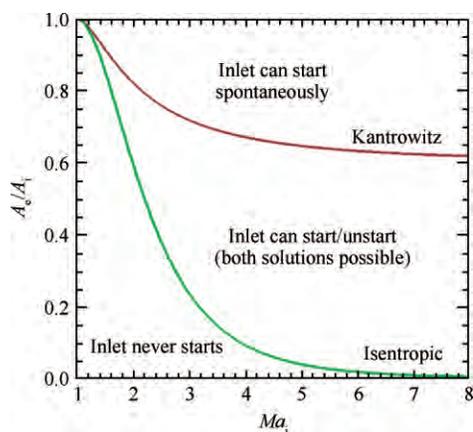


Fig. 1 Compression ratio vs. start Mach number for hypersonic inlets

2.3 Isentropic 与 Kantrowitz 判据之间的联系

从图 1 可以看出,相同马赫数的情况下,临界起动时等熵进气道的收缩比 $(A_e/A_i)_{is}$ 远小于内收缩段的临界收缩比 $(A_e/A_i)_K$ 。事实上,二者之间存在联系,将式(1)除以式(2),可以得到

$$\frac{(A_e/A_i)_{is}}{(A_e/A_i)_K} = \left[\frac{(\gamma - 1)Ma_i^2 + 2}{(\gamma + 1)Ma_i^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \left[\frac{2\gamma Ma_i^2 - (\gamma - 1)}{\gamma + 1} \right]^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (3)$$

方程右边为来流马赫数 Ma_i 所对应的正激波波后总压恢复系数。也就是说, Isentropic 曲线和 Kantrowitz 曲线并不是相互独立的。对于指定的来流马赫数,等熵进气道的临界起动面积收缩比 $(A_e/A_i)_{is}$ 除以相同来流马赫数情况下的纯内收缩段管道临界起动面积比 $(A_e/A_i)_K$,可以得到该马赫数下的正激波总压恢复系数。如图 2 所示, Isentropic 曲线与 Kantrowitz 曲线之间存在联系:将 Isentropic 曲线(绿线)除以每一来流马赫数下的正激波总压恢复系数,即可得到 Kantrowitz 曲线(红线)。

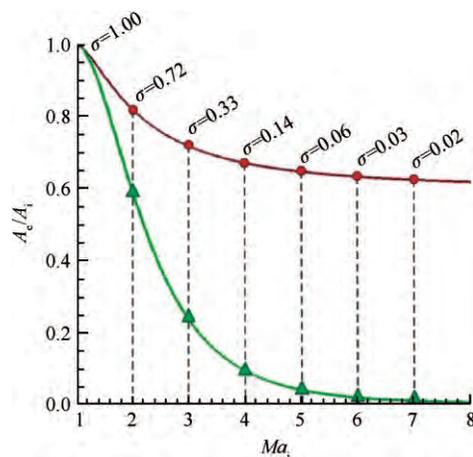


Fig. 2 Transformation between Isentropic and Kantrowitz

3 混压式高超声速进气道起动判据

3.1 理想状态混压式进气道

为了借助 Isentropic 与 Kantrowitz 曲线进一步研究混压式进气道的起动判据问题,可以构造如图 3 所示的理想状态混压式进气道。其特征是:(1)该高超声速进气道外压段完全等熵,通过一系列弱的马赫波实现对自由来流的压缩。(2)该高超声速进气道临界起动时内收缩段入口存在一道正激波,正激波波前即内收缩段入口马赫数为 Ma_s 。(3)该高超声速进气道临界起动时外压段初始马赫波紧贴着下唇罩,进气道全流量捕获。所以,当该进气道起动时,来流马赫数 Ma_i 为进气道的起动马赫数, Ma_s 为内收缩段进口起动马赫数。

图 3 中的混压式进气道,包含了外压等熵部分、内压部分和等直段。其进气道进口面积为 A_i ,内收缩段入口面积为 A_s ,出口面积与喉道面积为 A_e 。进气道的内收缩比为 A_e/A_s ,总收缩比为 A_e/A_i 。显然,该

进气道内收缩比小于总收缩比,即 $(A_e/A_s) < (A_e/A_i)$ 。当进气道临界自启动时,进气道内收缩段进口起动的马赫数小于来流马赫数,即 $Ma_s < Ma_i$ 。

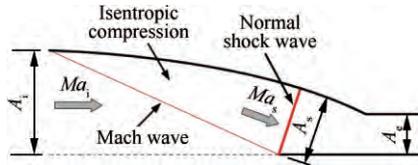


Fig. 3 Sketch of a Prandtl-Meyer inlet

3.2 理想状态混压式进气道起动判据

Kantrowitz理论给出了进气道临界自启动时内收缩比 A_e/A_s 和内收缩段进口的起动的马赫数 Ma_s 之间的联系。如果能够找出混压式进气道总收缩比 A_e/A_i 和进气道起动的马赫数 Ma_i 的关系,将对进气道起动能力的工程理论预测提供帮助。

理想状态下,当进气道临界自启动时,初始马赫波贴口,进气道全流量捕获,内收缩段入口存在一道正激波,波后气流由亚声速加速至喉道达到声速。考虑理想状态混压式进气道的几何特征,该流动状态用如图4所示的进气道起动过程的特定状态表示。该进气道为等熵的纯内收缩管道,其进口面积为 A_i ,出口面积为 A_e ,截面面积为 A_s 处站立一道正激波。正激波前,进气道由来流马赫数 Ma_i 等熵压缩至 Ma_s ,气流经过正激波减为亚声速 Ma_2 并等熵加速至出口达到声速。

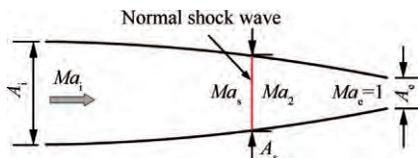


Fig. 4 Inlet model with equivalent flow character

根据一维定常流理论,正激波前后符合流量连续公式

激波前

$$\frac{A_s}{A_i} = \frac{Ma_i}{Ma_s} \left[\frac{2 + (\gamma - 1)Ma_s^2}{2 + (\gamma - 1)Ma_i^2} \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (4)$$

激波后

$$\frac{A_s}{A_e} = \frac{1}{Ma_2} \left[\frac{2 + (\gamma - 1)Ma_2^2}{\gamma + 1} \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (5)$$

Ma_s 经过正激波变为 Ma_2 ,根据正激波前后关系式有

$$Ma_2 = \sqrt{\frac{(\gamma - 1)Ma_s^2 + 2}{2\gamma Ma_s^2 - (\gamma - 1)}} \quad (6)$$

联立以上三个方程,可得进气道总收缩比 A_e/A_i 与起动的马赫数 Ma_i 和内收缩段马赫数 Ma_s 的关系式

$$\left(\frac{A_i}{A_e} \right)^2 = \frac{(2 + (\gamma - 1)Ma_i^2)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}}}{Ma_i^2} Ma_s^2 \frac{2\gamma Ma_s^2 - (\gamma - 1)}{2 + (\gamma - 1)Ma_s^2} \quad (7)$$

$$\left[\frac{(\gamma - 1)/(\gamma + 1)}{2\gamma Ma_s^2 - (\gamma - 1)} + \frac{2/(\gamma + 1)}{2 + (\gamma - 1)Ma_s^2} \right]^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}}$$

保持 Ma_s 不变,即保持进气道内收缩比 A_e/A_s 不变,可以得到如图5所示的一系列等 Ma_s 曲线,它们与 Kantrowitz 曲线交点即为进气道的内收缩段的起动的点,其横坐标为曲线所代表的 Ma_s 值。这些曲线反映了对应的内收缩比条件下,来流马赫数与总收缩比的关系。

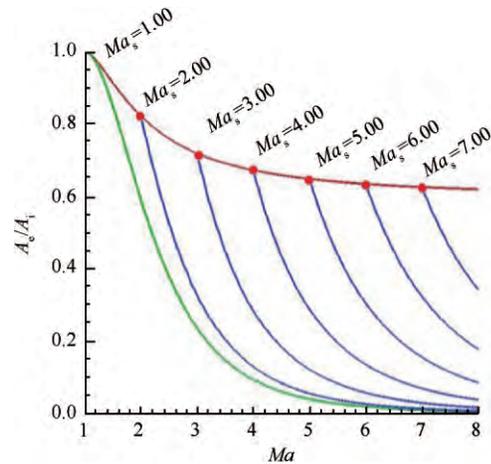


Fig. 5 Total compression ratio vs. freestream Mach number

图5中,当 $Ma_s = 1$ 时,进气道内收缩比 $A_e/A_s = 1$,对应图4中的流动特征为正激波已推出进气道出口,气流在出口处达到声速,此时进气道的等 Ma_s 线就是 Isentropic 曲线。由于自由来流马赫数大于内收缩段进口马赫数,即 $Ma_i > Ma_s$,故在 Kantrowitz 曲线上方的曲线部分没有实际意义,下文只对落入“双解区”内的曲线的物理意义进行分析。

3.3 理想状态混压式进气道起动曲线物理意义

3.3.1 等总压恢复系数线

图4给出的等价流动特征进气道模型中,进气道内正激波前后均为等熵压缩,其临界自启动过程中唯一的损失来源为气流经过正激波的总压损失。同理,对于理想状态混压式进气道,由于进气道外压段等熵,所以其临界自启动过程的总压损失为内收缩段临界自启动的总压损失,即内收缩段自启动的总压恢复系数等于进气道自启动的总压恢复系数。进一步,理想状态混压式进气道的自启动过程可以用

一系列等 Ma_s 曲线表示,且每条等 Ma_s 曲线唯一对应一个进气道内收缩比。显然,这些等 Ma_s 曲线又是等总压恢复系数曲线,该总压恢复系数即为等 Ma_s 曲线对应的内收缩段自启动时的总压恢复系数。

等 Ma_s 曲线是等总压恢复系数曲线,求解该总压恢复系数,关键是求气流经过对应内收缩段进口正激波前后的总压恢复系数,所以可由以下两种方法求得:(1)已知 Ma_s 为内收缩段自启动马赫数,自启动时,内收缩段入口站立一道正激波,气流经过正激波减为亚声速,则激波前后的总压恢复系数为

$$\sigma = \frac{p_{t2}}{p_{t1}} = \left[\frac{(\gamma - 1)Ma_s^2 + 2}{(\gamma + 1)Ma_s^2} \right]^{\frac{\gamma}{1-\gamma}} \left[\frac{2\gamma Ma_s^2 - (\gamma - 1)}{\gamma + 1} \right]^{\frac{1}{1-\gamma}} \quad (8)$$

式中求得的总压恢复系数即为理想状态混压式进气道的总压恢复系数,也是等 Ma_s 曲线表征的总压恢复系数;(2)如图6所示,图中红色圆点为等 Ma_s 曲线与 Kantrowitz 曲线的交点,代表等 Ma_s 曲线对应的内收缩段自启动能力。根据 Kantrowitz 曲线与 Isentropic 曲线的关系可知,该点的总压恢复系数可以由 Ma_s 对应的等熵进气道的临界起动面积收缩比 $(A_c/A_i)_{is}$ 除以相同来流马赫数情况下的纯内收缩段管道临界起动面积比 $(A_c/A_i)_k$,即图6中绿色三角形的纵坐标除以红色圆点的纵坐标获得。

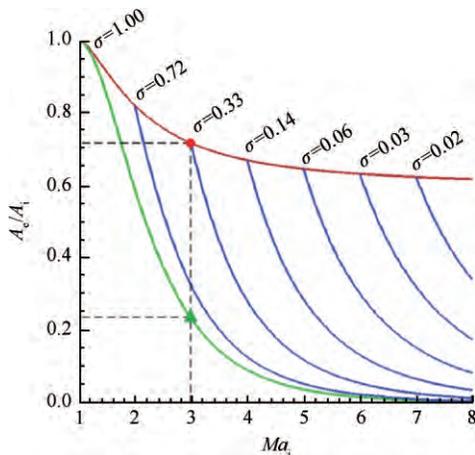


Fig. 6 Constant total pressure recovery curves

3.3.2 等流量线

根据一维定常流动的连续方程,通过一个内收缩管道不同截面的流量是个常数。假设气流在喉道达到声速,则该管道不同截面收缩比与马赫数存在以下关系^[17]

$$\frac{A^*}{A} = Ma_i \left[\frac{2}{\gamma + 1} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma_i^2 \right) \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(1 - \gamma)}} \quad (9)$$

式中 A^* 为临界面积,此处表现为喉道面积, A 为

流管任意截面, Ma_i 为截面当地马赫数。

根据式(9)可得理想状态混压式进气道外压段临界面积比与马赫数的关系曲线,其在 Kantrowitz 的坐标系内表现为与 Isentropic 重合的曲线。为了使该曲线与进气道的内收缩段起动点联系起来,可将曲线的纵坐标进行变换。

如图7所示,图中蓝色实线即为变换过的曲线,该曲线在两侧的坐标系中都有意义。当对应到 $A^*/A - Ma_i$ 坐标系时,该曲线表示等熵条件下纯内收缩管道临界面积比与马赫数的关系。而对应 $A_c/A_i - Ma_i$ 坐标系时,该曲线表示理想状态混压式进气道出口面积与外压段截面面积之比和马赫数的关系。由于进气道临界起动时,进气道内收缩段入口前存在正激波,气流经过正激波造成总压损失,尽管左右两个坐标轴表示的都是面积比与马赫数的关系,但是 $A_c/A_i - Ma_i$ 比 $A^*/A - Ma_i$ 的坐标尺度小。

以上分析都是以流量连续理论为基础的。显然,理想状态混压式进气道每个截面上通过的流量都是相等的。图7中的蓝色实线不仅是一条面积比与马赫数的关系曲线,更是一条等流量线。同理,根据以上理论可以作出一系列不同内收缩比进气道的等流量线(图中蓝色虚线所示)。

将上文的等总压恢复曲线与等流量曲线画在同一坐标系内,发现两者是重合的。所以,对于本文选取的理想状态混压式进气道,存在唯一的等值曲线将进气道的内收缩比和总收缩比联系起来。

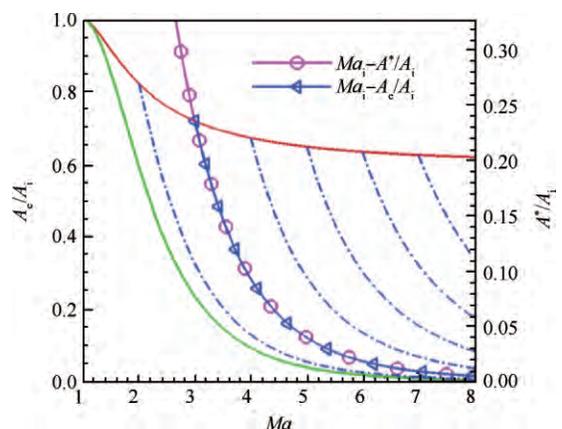


Fig. 7 Constant flow mass curves

3.4 非理想状态混压式进气道起动判据曲线

上文选取的理想状态混压式进气道是一类特殊的进气道。在实际进气道设计过程中,为了使进气道在较宽的马赫数范围内工作,一般要求进气道的起动马赫数比设计马赫数小,这势必造成进气道自

启动时有低马赫数溢流。同时,为了使进气道在较短的流程中实现较高的压缩,一般都采用入射激波,甚至多级激波压缩的造型。下文针对这些非理想状态混压式进气道的临界自启动特征进行分析。

3.4.1 入射激波

图8是有入射激波的高超声速进气道临界自启动示意图。进气道的几何收缩比和启动马赫数与上文相同。不同之处是这里引入了入射激波,外压段存在总压损失。当进气道自启动时,入射激波贴口,进气道全流量捕获。若入射激波的总压恢复系数为 σ_1 ,内收缩段前正激波的总压恢复系数为 σ_2 ,则临界自启动时,进气道的总压恢复系数为 $\sigma = \sigma_1 \cdot \sigma_2$ 。

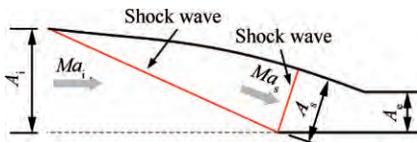


Fig. 8 Hypersonic inlet with incident shock wave

图9给出了相应的等参数线。图中蓝色实线是理想状态混压式进气道的等参数线。理想状态临界自启动时,只有内压段存在激波损失,所以等总压恢复线表示的是内压段的总压恢复,即 $\sigma = \sigma_2$ 。由于入射激波的存在,引入了总压损失,临界自启动时,进气道的总压恢复系数为 $\sigma = \sigma_1 \cdot \sigma_2$ 。以此总压恢复系数为基准,可以作出一条等总压恢复线,如图9中蓝色虚线所示。该曲线上存在一点 Q' 可以用来表征进气道的自启动点,其纵坐标为进气道的总收缩比 A_c/A_1 ,横坐标为进气道自启动马赫数 Ma_i 。

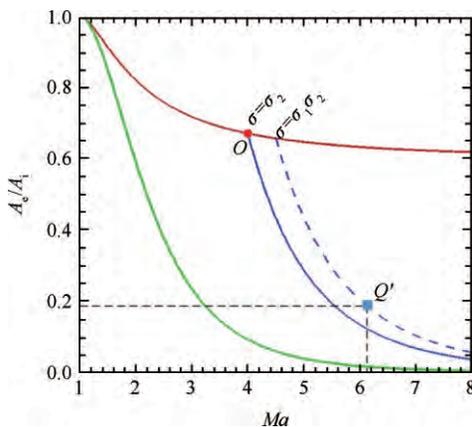


Fig. 9 Isolines with incident shock wave

由上可得,存在入射激波的情况下,等参数线虽然没有直接连接进气道的内收缩比和总收缩比,但是可以用它来判定进气道自启动点的走向。如图所

示,由于存在入射激波,使进气道的自启动点向理想状态的等参数线右侧移动。

3.4.2 存在低马赫数溢流

图10是有低马赫数溢流的混压式高超声速进气道临界自启动示意图。进气道外压段等熵,总收缩比为 A_c/A_1 ,内收缩比为 A_c/A_s 。进气道启动马赫数为 Ma_i ,马赫数等熵至内收缩段入口减为 Ma_s 。自启动时,由于 $Ma_i < Ma_{design}$,进气道第一道等熵压缩波不贴口,形成低马赫数溢流。进气道几何气流捕获面积为 A_i ,实际捕获气流捕获面积为 A_{cap} 。

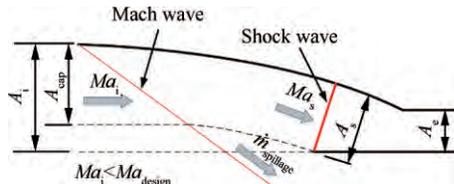


Fig. 10 Hypersonic inlet with mass spillage

针对上述进气道可以作出如图11所示的等参数线。图中 O 点为进气道内收缩段自启动点,其横坐标为内收缩段自启动马赫数 Ma_s ,纵坐标为内收缩比 A_c/A_s 。经过 O 点可以作出一条等流量线,即图中蓝色实线。该曲线上的任意一点与 O 点(进气道内收缩段入口)具有相同的流量。根据进气道的启动马赫数 Ma_i 可以在该曲线上找到一点 P , P 点的纵坐标表示进气道实际气流捕获面积与喉道面积之比。同理,图11中可以找到一点 Q 来表征进气道的自启动能力,其横坐标是进气道的启动马赫数 Ma_i ,纵坐标是进气道的总收缩比。通过 Q 点能够得到一条等参数线,如图中蓝色虚线所示,该曲线表示能通过进气道几何迎风面积捕获流量的等熵管道的大小。

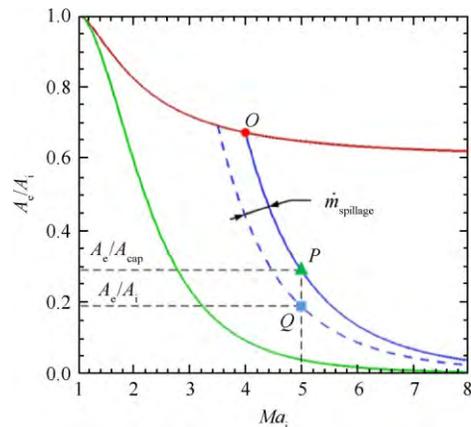


Fig. 11 Isolines with mass spillage

由上分析可知,等参数线对于有低马赫数溢流

的进气道依然适用。虽然它不直接连接进气道内收缩段起动点 O 和进气道自起动点 Q ，但是它可以表征进气道实际的气流捕获能力，并提供界定进气道总收缩比和内收缩比关系的方法。如图所示，由于 $A_{cap} < A_i$ ，可得 $(A_e/A_{cap}) > (A_e/A_i)$ ，所以进气道的自起动点 Q 在蓝色实线的左侧。两等参数线差距代表进气道的溢流，由于溢流的存在，使进气道临界自起动点向等参数线的左侧移动。

4 Isentropic 曲线与混压式进气道起动曲线的关系

本文所述等参数线分析是建立在等熵外压段的基础上的，即这些等参数线具有等熵特性。显然，内收缩比 $A_e/A_i = 1$ 进气道的等参数线就是 Isentropic 曲线。而当进气道内收缩比不为 1 时，等参数线与 Isentropic 曲线的关系如何，如图 7 所示，图中等流量线（蓝色实线）和 Isentropic 曲线（绿色实线）都是由式 (9) 求出，它们的区别在于等流量线对应的是右侧坐标，Isentropic 曲线对应左侧坐标。观察可知，等流量线是 Isentropic 曲线的放大。放大倍数是进气道的内收缩比与内收缩段自起动马赫数 Ma_s 对应的临界面积比的商，即 O 点纵坐标（对应左侧坐标）与 R 点的纵坐标之比。由等总压恢复线的分析可得，这个数等于进气道内收缩段自起动时总压恢复的倒数。综上，等参数线可以由以下公式求得

$$\text{等参数线} = \text{Isentropic 曲线} \times \text{常数}$$

等参数线提供了一种联系进气道内收缩比和总收缩比的方法，同时给出了 Kantrowitz 曲线与 Isentropic 曲线之间的联系。

5 等参数线的应用

5.1 方法与步骤

以图 12 所示的混压式多楔二元进气道为例，若已知其内收缩比 A_e/A_s 和总收缩比 A_e/A_i ，以及尺寸参数，则结合前文等参数线可根据以下方法快速确定其无粘条件下来流起动马赫数的理论值。

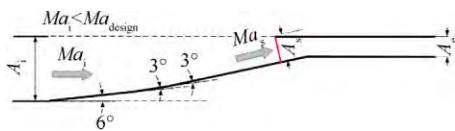


Fig. 12 Hypersonic inlet with incident shock wave and mass spillage

(1) 根据 Kantrowitz 起动判据由内收缩比 A_e/A_s ，

求出内收缩段起动马赫数 Ma_s 以及内收缩段总压恢复 σ_2 ，并由式 (7) 确定该 Ma_s 下的总收缩比 A_e/A_i 与来流起动马赫数 Ma_i 的关系曲线。

(2) 根据激波关系式及几何关系计算某一来流马赫数下外压段总压恢复 σ_1 和流量系数 φ ，由公式 $\sigma = \sigma_1 \cdot \sigma_2 / \varphi$ 计算得到 σ 确定相对应的等总压恢复系数曲线，即该非设计状态下总收缩比 A_e/A_i 与来流起动马赫数 Ma_i 的关系曲线，并根据此来流马赫数确定对应的起动总收缩比 A_e/A_i 。

(3) 重复步骤 (2)，计算不同来流马赫数对应的起动总收缩比，并以来流马赫数为横坐标，对应的起动总收缩比为纵坐标拟合曲线。

(4) 根据进气道总收缩比 A_e/A_i 可以找到进气道的起动点 P ，其横坐标即为该进气道的来流起动马赫数。

5.2 实例验证

将上文所述方法应用于实例，并与 CFD 仿真结果对比来验证其可靠性。

首先设计一个来流马赫数为 5，飞行高度 23km 的混压式二元多楔进气道，如图 12 所示，其内收缩比和总收缩比分别为 $A_e/A_s = 0.77$ 和 $A_e/A_i = 0.2612$ 。

(1) 已知进气道的内收缩比 0.77，根据 Kantrowitz 起动判据可以求出内收缩段的起动马赫数与总压恢复分别为 2.41 和 0.5359，并由式 (7) 可确定当内收缩段起动马赫数为 2.41 时的总收缩比 A_e/A_i 与来流起动马赫数 Ma_i 的关系曲线（图 13 中蓝色实线）。

(2) 根据激波关系式及几何关系，计算任一非设计来流马赫数下外压段总压恢复 σ_1 和流量系数 φ ，并确定该状态下总收缩比 A_e/A_i 与来流起动马赫数 Ma_i 的关系曲线，得到对应的起动总收缩比 A_e/A_i 。

(3) 重复步骤 (2)，计算不同来流马赫数对应的起动总收缩比，并以来流马赫数为横坐标，起动总收缩比为纵坐标拟合曲线（图 13 中蓝色虚线）。

(4) 根据进气道总收缩比 0.2612 可以在蓝色虚线上找到进气道的起动点 P ，其横坐标 $Ma_i = 3.24$ 即为该进气道的理论起动马赫数。

该进气道的 CFD 仿真结果如图 14 所示。由图可知在来流马赫数为 $Ma_{in} = 3.1$ 时该进气道内压段入口产生了一道正激波，导致进气道不起动；当来流马赫数提升为 $Ma_{in} = 3.2$ 时进气道内压段将该正激波吞入，进气道实现起动，因此该进气道的实际来流起动马赫数为 $Ma_{in} = 3.2$ 。

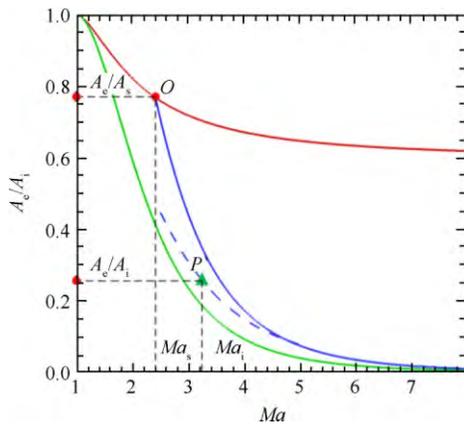


Fig. 13 Isolines of the first inlet

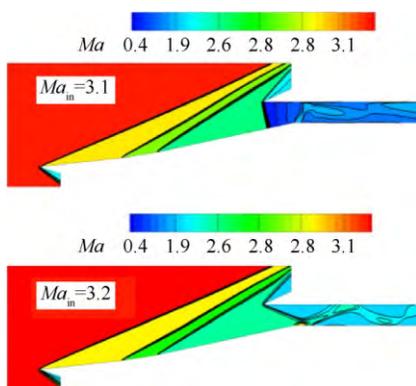


Fig. 14 Mach number distribution of the first inlet

对比可知,由本文所述方法计算得到的来流起动马赫数理论值 $Ma_i = 3.24$ 与 CFD 仿真得到的来流起动马赫数 $Ma_{in} = 3.2$ 误差仅为 1.25%,因此可以作为起动马赫数的快速评估手段。

本文以相同的来流条件构造了另一个形如图 12 所示的混压二元多楔进气道,其内收缩比为 $A_e/A_s = 0.69$ 、总收缩比为 $A_e/A_i = 0.2844$ 。

以相同的方法得到进气道来流马赫数与起动总收缩比之间的关系如图 15 所示,图中蓝色实线表示内收缩段起动马赫数为 3.55 情况下,总收缩比 A_e/A_i 与来流起动马赫数 Ma_i 的关系曲线。根据进气道总收缩比 0.2844,可以在蓝色虚线上找到进气道的起动点 P,其横坐标 $Ma_i = 4.48$ 即为该进气道的理论起动马赫数。

该进气道的 CFD 仿真结果如图 16 所示。由图 16 可知,在来流马赫数为 $Ma_{in} = 4.4$ 时该进气道内压段入口产生了一道正激波,导致进气道不起动;当来流马赫数提升至 $Ma_{in} = 4.5$ 时该正激波被吞入,进气道实现起动,因此该进气道的实际来流起动马赫数为 $Ma_{in} = 4.5$ 。

对比可知,由本文所述方法计算得到的理论来

流起动马赫数 $Ma_i = 4.48$ 与 CFD 仿真得到的来流起动马赫数 $Ma_{in} = 4.5$ 误差仅为 0.44%。综合两进气道起动马赫数的对比结果,理论与实际误差均小于 2%,证明了本文所述评估方法的可靠性。

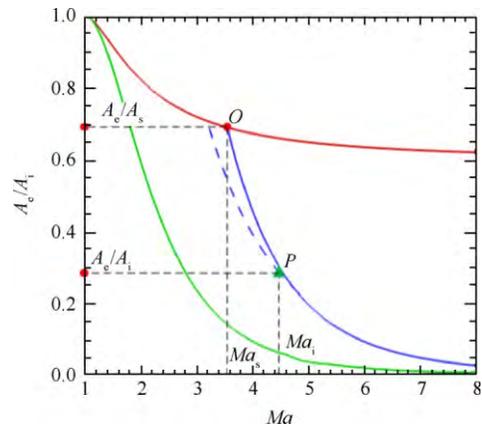


Fig. 15 Isolines of the second inlet

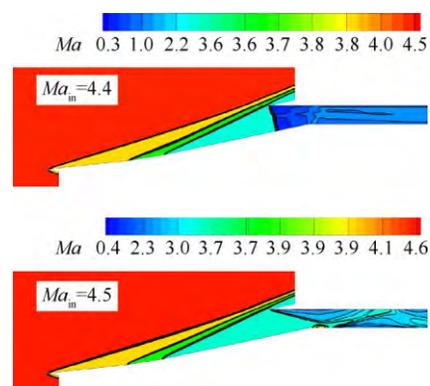


Fig. 16 Mach number distribution of the second inlet

6 结论

本文基于一维定常流理论,联系 Isentropic 和 Kantrowitz 起动判据,得到一簇等值曲线。结果表明:

(1) 经过推导得到该簇曲线的解析式,其表征为总收缩比、来流起动马赫数及内收缩段起动马赫数的关系。

(2) 该簇曲线是一簇等参数线,每条曲线都具有相同的流量和总压恢复。

(3) 低马赫数溢流使得进气道实际捕获流量减少,有利于进气道起动,即只有低马赫数溢流的进气道自起动点在等参数线的左侧。

(4) 由于入射激波的存在,引入了总压损失,使得进气道来流起动马赫数增加,即只有入射激波的进气道自起动点在等参数线右侧。

(5) 如果进气道外压段既有入射激波又存在低马赫数溢流,则经过进气道自起动点的等参数线对

应的总压恢复,与等熵进气道自起动点对应的总压恢复比值,即为该入射激波的总压恢复与流量系数的乘积。

(6)该簇曲线可用于快速评估无粘条件下混压式二元多楔进气道来流起动马赫数的理论值。

参考文献:

- [1] Heiser W, Pratt D, Daley D, et al. Hypersonic Air-breathing Propulsion[M]. *Washington DC: AIAA Education Series*, 1994.
- [2] Van Wie D M, Kwok F T, Walsh R F. Starting Characteristics of Supersonic Inlets[R]. *AIAA 96-2914*.
- [3] 白延隆,白 云. X-51A 飞行器飞行试验的故障分析[J]. *飞航导弹*, 2012, (3): 27-30.
- [4] Cur-ran E T, Murthy S N B. Scramjet Propulsion[M]. *USA: American Institute of Aeronautics & Astronautics*, 2001.
- [5] Kantrowitz A, Donaldson C D. Preliminary Investigation of Supersonic Diffusers [R]. *NACA- WR- L- 713*, 1945.
- [6] Mölder S, Timofeev E V, Tahir R B. Flow Starting in High Compression Hypersonic Air Inlets by Mass Spillage [R]. *AIAA 2004-4130*.
- [7] Veillard X, Tahir R, Timofeev E, et al. Limiting Contractions for Starting Simple Ramp-Type Scramjet Intakes with Overboard Spillage[J]. *Journal of Propulsion & Power*, 2008, 24(5): 1042-1049.
- [8] Timofeev E V, Tahir R B, Molder S. On Recent Developments Related to Flow Starting in Hypersonic Air Intakes [R]. *AIAA 2008-2512*.
- [9] 范 轶,常军涛,鲍 文. 壁面温度对高超声速进气道不起动/再起特性影响[J]. *固体火箭技术*, 2009, 32(3): 135-140.
- [10] 李祝飞. 高超声速进气道起动特性机理研究[D]. 合肥:中国科学技术大学, 2013.
- [11] 袁化成,梁德旺. 抽吸对高超声速进气道起动能力的影响[J]. *推进技术*, 2006, 27(6): 525-528. (YUAN Hua-cheng, LIANG De-wang. Effect of Suction on Starting of Hypersonic Inlet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(6): 525-528.)
- [12] 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. (YUAN Hua-cheng, LIANG De-wang. Analysis of Characteristics of Restart Performance for a Hypersonic Inlet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(5): 390-393.)
- [13] 王 翼. 高超声速进气道启动问题研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2008.
- [14] 常军涛,于达仁,鲍 文. 攻角引起的高超声速进气道不起动/再起特性分析[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(5): 816-821.
- [15] 常军涛,于达仁,鲍 文,等. 楔面转折角对高超声速进气道不起动/再起特性的影响[J]. *固体火箭技术*, 2009, 32(2): 135-140.
- [16] 刘凯礼,张堃元. 俯仰振荡引起的二元高超声速进气道不起动/再起特性[J]. *推进技术*, 2010, 31(6): 676-680. (LIU Kai-li, ZHANG Kun-yuan. Unsteady Start/Unstart Characteristics of 2-D Hypersonic Inlet Caused by Oscillating Angle-of-Attack [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(6): 676-680.)
- [17] Anderson John D. *Fundamentals of Aerodynamics* [M]. *USA: McGraw-Hill Education*, 2005.

(编辑:张荣莉)