

# 马赫数振荡状态下带抽吸槽 进气道非定常数值模拟

王明昆, 董金钟, 胡学光

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院 北京 100191)

**摘 要:** 研究了在来流马赫数振荡状态下带抽吸槽的二维混压式超音速进气道的气动特性, 通过给定非定常边界条件, 对飞行马赫数为 2.2、振荡马赫数幅值为 0.154 的进气道非定常流场进行了数值模拟。与定常条件下数值模拟结果进行对比, 结果显示非定常流场与定常流场有较大差异。在振荡状态下, 进气道的性能发生周期性变化, 存在一个椭圆形或类似椭圆形的迟滞回路。

**关键词:** 进气道; 抽吸; 非定常; 数值模拟

**中图分类号:** V211.48

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2009) 06-0005-05

## Unsteady numerical simulation of the inlet with a bleed slot in oscillating flow

Wang Mingkun, Dong Jinzhong, Hu Xueguang

(School of Jet Propulsion, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** The aerodynamic characteristics of a 2-D supersonic inlet with a bleed slot are studied in this paper. By the adoption of the given unsteady boundary conditions, the inlet unsteady oscillating flow fields are stimulated, in which the motion is oscillating around the flight Mach number of 2.2 with the amplitude of 0.154. In comparison with the steady simulation results, it is showed that the unsteady flow fields are quite different from the steady ones. Under the conditions of unsteady flow, the inlet capacity changes with a periodicity and varies along a hysteresis loop whose shape is ellipse or similar to ellipse.

**Key words:** inlet; bleed; unsteady; numerical simulation

收稿日期: 2009-07-16; 修回日期: 2009-09-09。

作者简介: 王明昆 (1983—), 男, 硕士, 研究领域为超音速进气道设计和内流空气动力学。

## 0 引言

进气道是飞行器动力装置的一个重要部件。进气道的功能是利用飞行器迎面来流的速度冲压有效地将高速气流的动能转化为位能,以提高气流的压强并且为发动机正常工作提供所需要的空气流量<sup>[1]</sup>。

飞行器受到前方来流的扰动时,飞行器的飞行马赫数会随之发生周期性的振荡变化。显然,这种振荡会使得进气道性能发生变化。

为了了解在来流马赫数振荡状态下这种带抽吸槽的二维混压式超音速进气道内部的气流流态,采用 CFD 软件 FLUENT 对进气道非定常流场进行了数值模拟计算,进而分析流场变化特点及性能参数变化规律。

## 1 计算模型

### 1.1 进气道模型

进气道主要是为发动机提供所需的空气流量。对于一般的超音速进气道来说,多采用多级楔板、混压式进气道,但常存在起动问题<sup>[2]</sup>。经过研究发现,抽吸可以改善超声速进气道的起动能力,并能够稳定正激波的运动及减小激波-附面层作用的不利影响<sup>[3]</sup>。

本研究采用带有抽吸槽的三斜一正四波系二维混压式超音速进气道,其设计状态下几何模型如图 1 所示,其中抽吸位置在进气道喉部。其主要几何尺寸如图所注,图中长度单位为 mm。

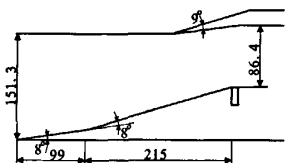


图 1 带抽吸槽二维混压式进气道几何模型

Fig.1 Geometric model of the inlet with a bleed slot

### 1.2 进气道性能指标

进气道性能指标参数包括:总压恢复系数、

流量系数、静温比和出口气流畸变指数等<sup>[4]</sup>,对于带抽吸孔或抽吸槽的进气道还包括抽吸系数、抽吸流量等。为了简化对比分析的工作量,本研究中仅对进气道的总压恢复系数、流量系数和抽吸槽的抽吸流量这三个性能指标参数进行计算比较。因为对一般的发动机而言,这几个性能指标参数对发动机性能的影响较大。

## 2 数值计算方法

本研究采用结构化网格,为了更好地模拟激波与附面层的干扰及抽吸槽内气流的流动情况,壁面边界层处及抽吸槽内均采用了网格局部加密处理。进气道网格如图 2 所示,其中计算域长度为 1974.6mm,宽度为 491.5mm,结构化网格的总数为 29827。

进气道进口设定为压力远场边界,出口设定为压力出口边界,壁面设定为无滑移固体边界。在进气道喉部进行抽吸,如图 1 所示,抽吸边界设定为压力出口边界,抽吸背压设定为来流静压。本研究选取的飞行条件是飞行高度为 11000m,巡航马赫数为 2.2,无攻角,静压为 22700Pa,静温为 216.7K。

计算利用 FLUENT 软件求解二维 N-S 方程,求解方程采用了耦合隐式算法,选用二阶迎风格式,湍流模型选择的是 Jones 和 Launder 所提出的标准  $k-\epsilon$  模型,壁面处采用标准壁面函数法。计算收敛的标准是:所有变量的残差指标下降 3 个数量级,同时随迭代过程特征指标不再下降,进气道进出口的流量差小于 1%<sup>[5]</sup>。



图 2 二维进气道计算网格

Fig.2 Grids for calculation of the 2-D inlet

## 3 计算结果和分析

为了与非定常振荡状态进行对比,对进气道

的定常状态也进行计算。来流马赫数为 2.2 的定常流场的解同时也是非定常振荡流场的初始边界条件。

另外,进气道在不同的出口背压下会有不同的性能特性,因而本研究所列举的不同状态下计算结果均是在无攻角、出口背压值为 0.17MPa 的情况下得到的性能参数,以便在相同的条件下进行比较。

3.1 定常流计算结果

本研究对不同来流马赫数下进气道定常流场进行了数值模拟。来流马赫数分别为 2.05、2.2 和 2.35 时,各状态下进气道流场静压等值线图如图 3 至图 5 所示。

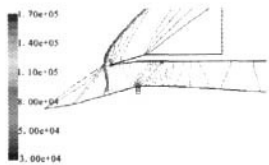


图 3  $Ma=2.05$  流场静压等值线图  
Fig.3 Static pressure contours at  $Ma=2.05$

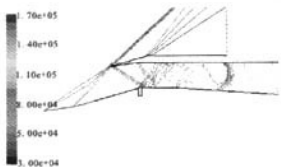


图 4  $Ma=2.2$  流场静压等值线图  
Fig.4 Static pressure contours at  $Ma=2.2$

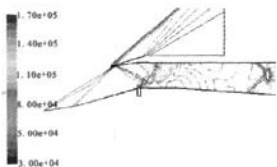


图 5  $Ma=2.35$  流场静压等值线图  
Fig.5 Static pressure contours at  $Ma=2.35$

从图 3 到图 5 可以看出:马赫数为 2.05 时,进气道唇口前形成脱体激波,进气道处于不起动

状态,进气道的不起动不仅增加了溢流阻力,而且使流量系数降低,使发动机供气不足,严重情况下会造成发动机不能正常工作,所以应尽量避免这种情况出现;马赫数为 2.2 时,进气道的外压斜激波正好交于唇口,进气道处于设计状态,流场内气流之间的相互扰动比较小,所以是理想的工作状态;在马赫数为 2.35 时,进气道外压激波交于唇口内壁处,进气道处于超额定状态,此时流场内气流之间的相互扰动变大,对进气道性能产生一定影响。

3.2 非定常流计算结果

本研究所计算的非定常振荡为来流马赫数 2.2、振荡马赫数幅值为 0.154 的正弦运动,如式(1)所示,振荡频率 10Hz。

$$ma(t)=2.2 \times (1+0.07\sin(\Psi))=2.2 \times (1+0.07\sin(20\pi t)) \quad (1)$$

在保持背压、攻角不变的情况下,通过运用 UDF 给定非定常边界条件,可得到不同相位  $\Psi$  时进气道内流流场结果。图 6 和图 7 给出了  $180^\circ$  相位(来流马赫数 2.2)和  $266.4^\circ$  相位(来流马赫数 2.046)状态下流场静压等值线图。从图 6 和图 7 中可见:在来流马赫数基本相同,背压条件相同的情况下,非定常状态进气道内气流流态与定常状态有所不同。

对比图 7 和图 3,可以看到虽然进气道来流马赫数均为 2.05,但定常状态下处于不起动状态,而非定常状态下仍能保证进气道处于亚额定状态;通过对比图 6 和图 4,可看出虽然来流马赫数均为 2.2,但是非定常状态下进气道喉道处的正激波形状、位置与定常状态下的不同。初步分析认为是由于气流滞后性所致。

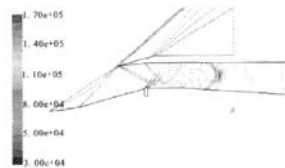
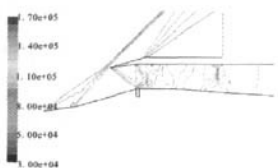


图 6  $\Psi=180^\circ$  流场静压等值线图  
Fig.6 Static pressure contours at  $\Psi=180^\circ$

图7  $\Psi=266.4^\circ$  流场静压等值线图Fig.7 Static pressure contours at  $\Psi=266.4^\circ$ 

### 3.3 性能对比分析

图8至图10分别给出了进气道在定常和非定常状态下抽吸流量、总压恢复系数和流量系数随来流马赫数的变化曲线。其中图8, 图9非定常状态特性变化曲线随时间沿顺时针方向转动, 图10沿逆时针方向转动。

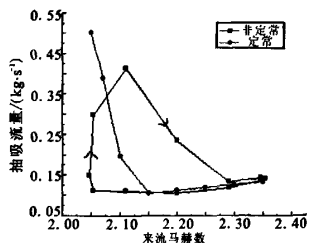


图8 抽吸流量随来流马赫数变化曲线

Fig.8 Variations of bleed flow with Mach number

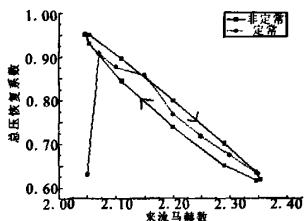


图9 总压恢复系数随来流马赫数变化曲线

Fig.9 Variations of total pressure recovery with Mach number

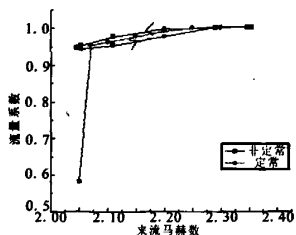


图10 流量系数随来流马赫数变化曲线

Fig.10 Variations of flow coefficients with Mach number

从图8中可看出: 在定常状态, 马赫数大于2.15时, 进气道的抽吸流量随着来流马赫数的减小而减小, 抽吸流量较小; 当马赫数降低至低于2.15时, 由于上唇口斜激波前移, 斜激波末端进入到抽吸槽内, 使得抽吸流量快速增加; 当马赫数继续降低至2.05时, 进气道进入不起动状态, 此时在进气道进口前形成一道脱体激波, 波后的压力明显高于起动状态下的压力, 故抽吸流量继续突增<sup>[9]</sup>。

在非定常状态下, 抽吸流量变化曲线随来流马赫数呈类似椭圆形的周期变化, 并且在较低马赫数时, 由于斜激波同样会进入到抽吸槽内, 所以进气道的抽吸流量较大。

从图9、图10中可看出: 在定常状态下, 进气道的总压恢复系数和流量系数与来流马赫数基本呈线性关系变化, 当马赫数小于某一值后, 总压恢复系数和流量系数会迅速下降, 这种阶跃式变化是由于进气道从起动状态进入不起动状态造成的, 这一结果与袁化成、梁德旺<sup>[9]</sup>给出的结果是一致的; 在非定常状态下, 进气道的各特性变化曲线随来流马赫数呈椭圆形的周期变化, 在同一来流马赫数下, 对应不同的周期相位时, 非定常状态特性参数围绕定常状态变化曲线出现双值。经分析认为, 进气道特性变化曲线的椭圆形周期变化是由于以下原因造成的。

如果来流马赫数从2.2开始逐渐增大, 根据定常状态下结果可知进气道的总压恢复系数会减小而流量系数增大。但是由于气流的可压缩性和粘性作用, 进气道内的流场并不会立即随来流马赫数的变化而变化, 而是存在一定的滞后, 所以当来流马赫数相同时, 非定常状态下总压恢复系数较定常状态下要大, 流量系数则较小。当来流马赫数从2.35逐渐减小时, 则情况正好相反。来流马赫数降低至2.05后, 又会逐渐增大, 周而复始, 导致进气道特性变化曲线出现周期性变化。

由于这种周期性变化是由于气流的滞后引起的, 因而认为可以沿用“迟滞回路”这一名词来描述进气道的上述非线性周期变化曲线。

(下转第13页)

定器离壁面过近, 内外两侧燃油浓度的径向分布不均匀, 就会出现局部高温区, 导致壁面过热, 而内圈稳定器离轴线距离过大, 轴线附近燃油浓度低, 导致中心温度偏低。等槽负荷原则设计时在稳定器的内外两侧燃油浓度的径向分布更为均匀, 同时阻塞比相对减小, 流阻小。

### 3 结论

对某型冲压燃烧室的三维燃烧流场进行了数值模拟, 研究了不同火焰稳定器布局对燃烧室出口温度分布、温升效率及流阻系数的影响, 获得如下结果:

(1) 内外圈稳定器前后位置对出口温度均匀性、燃烧性能和流阻影响都不大, 只与点火位置选择有关。

(2) 1 倍槽宽时出口温度分布最为均匀, 随轴向间距增大均匀性变差; 2 倍槽宽时温升效率最高, 但同时流阻系数也最大。轴向间距的选择需

要综合考虑对出口温度均匀性、燃烧性能及流阻的影响。

(3) 等槽负荷原则设计时出口温度分布更均匀, 温升效率更高, 同时流阻系数大大降低。

(4) 计算结果定性合理, 可用于预估不同条件下的燃烧室性能, 用于燃烧室优化设计, 指导燃烧试验。

### 参考文献:

- [1] [美]约翰·霍普金斯大学应用物理实验所编. 冲压发动机技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 1980.
- [2] 侯晓春, 季鹤鸣. 高性能航空燃气轮机燃烧技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- [3] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置[M]. 北京: 宇航出版社, 1992.
- [4] 赵坚行. 燃烧的数值模拟[M]. 北京: 科学出版社, 2002.
- [5] 《航空发动机设计手册》总编委会编. 加力燃烧室[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.

(编辑: 王建喜)

(上接第 8 页)

### 4 结论

本研究对带有抽吸槽二维混压式超音速进气道的非定常流场进行数值模拟, 并与定常条件下结果进行对比, 结果表明:

(1) 同一流马赫数下, 进气道喉部正激波的位置、形状在定常与非定常状态下会有不同。

(2) 非定常状态下进气道的性能与定常状态下存在一定差异, 特别是非定常状态下进气道特性变化曲线出现椭圆形或类似椭圆形的迟滞回路。

(3) 非定常状态下进气道的抽吸流量变化范围为  $0.31\text{kg/s}$ 、总压恢复系数为  $33.4\%$ 、流量系数为  $5.7\%$ , 而定常状态下分别为  $0.40\text{kg/s}$ 、 $27.8\%$ 、 $41.9\%$ 。

鉴于进气道性能在定常与非定常状态下存在较大差异, 建议对非定常状态进行更多研究。

### 参考文献:

- [1] 张佳, 吴颂平. 超声速进气道流场的 CFD 数值仿真[J]. 计算机仿真, 2008, 25(6): 80-83.
- [2] Van DM, Kwok FT, Walsh RF. Starting Characteristics of Supersonic Inlets[R]. AIAA 96-2914, 1996.
- [3] John W Slater. Verification Assessment of Flow Boundary Conditions for CFD Analysis of Supersonic Inlet flows[R]. AIAA-2001-3882
- [4] 柳长安, 吴宝元, 杨铁成. 进气道俯仰振荡状态的非定常数值仿真[J]. 火箭推进, 2008, 34(3): 27-30.
- [5] 常军涛, 鲍文, 崔涛, 等. 抽吸对高超声速进气道抗反压能力的影响[J]. 航空动力学报, 2008, 23(3): 505-509.
- [6] 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): 47-50.

(编辑: 陈红霞)