

进气道俯仰振荡状态的非定常数值仿真

柳长安, 吴宝元, 杨铁成
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 为研究进气道俯仰振荡状态时的性能, 耦合求解俯仰振荡运动和非定常 Navier-Stokes 方程, 对平衡攻角为 0° 、振荡幅值为 15° 的进气道非定常流场进行了数值仿真。结果表明: 在俯仰振荡状态下, 进气道的性能发生周期性变化, 存在一个类似于领结形状的滞环。

关键词: 进气道; 俯仰振荡; 非定常; Navier-Stokes 方程

中图分类号: V430

文献标识码: A

文章编号: (2008) 03-0023-04

Unsteady simulation of the pitching intake

Liu Chang'an, Wu Baoyuan, Yang Tiecheng
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: To study the intake capacity in the pitching condition, this paper simulates the intake unsteady pitching flow by solving the unsteady Navier-Stokes equations coupled with the motion equation, in which the motion is pitching around the static trim attack angle of zero degree with the amplitude of fifteen degree. The simulation result shows that the unsteady flow changes with a periodicity and the intake capacity varies along a hysteresis loop which looks like a tie.

Key words: intake; pitching; unsteady; Navier-Stokes equation

1 引言

众所周知, 飞行器在受到纵向扰动后会出现频率高、阻尼大的短周期俯仰振荡现象, 攻角会以平衡攻角为中心做周期性的快速振动。显然,

进气道作为飞行器结构的一部分也将会进入俯仰振荡状态, 进而使得进气道性能发生变化。

为了了解这种俯仰振荡状态下的进气道流态及分析进气道性能的变化, 本文采用 CFD 技术对进气道非定常俯仰振荡流场进行了数值仿真计算, 结果显示非定常流场与定常流场有较大差异。

收稿日期: 2008-03-14; 修回日期: 2008-04-25。

作者简介: 柳长安 (1974—), 男, 博士, 研究领域为冲压发动机总体设计。

2 计算模型

2.1 进气道形式

进气道是空气喷气动力装置的重要部件，其功能是利用迎面高速气流的速度冲压，有效地将其动能转化为位能，提高气流的压强，并为这类发动机提供所需要的空气流量。进气道的类型、结构和形式多种多样，按飞行速度分有亚音速、超音速进气道和高超音速进气道；按布局形式分有头部进气道、颌下进气道、腹部进气道、两侧进气道等。本文仿真计算采用的进气道形式为头部中心锥超音速进气道，其中的中心体长度较大是为了满足装载要求，而进气道出口为了适应燃烧室要求收缩为一个等直通道，如图1所示。



图1 进气道形式
Fig.1 Style of intake

为减小网格数目和计算量，采用进气道半模进行仿真计算，只对攻角影响进行仿真计算，不考虑侧滑角影响，并忽略中心体支板等结构。

2.2 进气道性能指标

进气道性能一般用下述几个性能指标参数表述，即：总压恢复系数 σ 、流量系数 φ 、阻力系数和出口气流畸变指数等。为了简化对比分析工作量，本文在仿真计算中仅对进气道的总压恢复系数和流量系数这两个性能指标参数进行了计算比较，因为对冲压发动机这一类吸气动力形式来说，这两个性能指标参数对发动机的性能影响较大。

3 计算方法

非定常的 Navier-Stokes 控制方程在笛卡尔直角坐标系下可以表述为^[2-5]：

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V Q dV + \oint_S F \cdot ds = \frac{1}{Re} \oint_S G \cdot ds \quad (1)$$

矢量 Q 、 F 、 G 的定义如公式 (2) ~ (4) 所示， u_i 、 v_i 、 w_i 为物面移动速度在 x 、 y 、 z 方向的分量。

$$Q = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{pmatrix} \quad (2)$$

$$F = \begin{pmatrix} \rho U & \rho V & \rho W \\ \rho u U + p & \rho u V & \rho u W \\ \rho U v & \rho V v + p & \rho W v \\ \rho U w & \rho V w & \rho W w + p \\ \rho U H & \rho V H & \rho W H \end{pmatrix} \quad (3)$$

$$G = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \tau_{xx} & \tau_{yx} & \tau_{zx} \\ \tau_{xy} & \tau_{yy} & \tau_{zy} \\ \tau_{xz} & \tau_{yz} & \tau_{zz} \\ \varphi_x & \varphi_y & \varphi_z \end{pmatrix} \quad (4)$$

$$\begin{pmatrix} U = u - u_i \\ V = v - v_i \\ W = w - w_i \end{pmatrix} \quad (5)$$

采用有限体积法将公式 (1) 进行空间离散，沿时间方向迭代求解，即可得到流场的数值解。

4 计算结果和分析

为了与进气道的非定常俯仰振荡状态进行对比，对进气道的定常状态也进行了计算，而攻角 α 为 0° 的定常流场解同时也是非定常俯仰振荡流场的初始边界条件。

另外，进气道在不同的出口反压下会有不同的性能表现，因而本文所列的不同进气道状态计算结果均是在相同的来流速度、不同攻角和相同的进气道出口反压值得到的性能参数，以便在相同的条件下进行比较。

4.1 定常流计算结果

本文对不同攻角状态下的进气道定常流场进行了数值仿真，计算的攻角分别为 0° 、 10° 和 15° ，各个攻角状态下的进气道对称面压力云图如图2到图4所示。

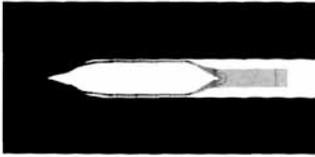


图 2 $\alpha=0^\circ$ 时的压力云图
Fig.2 Pressure contour at $\alpha=0^\circ$

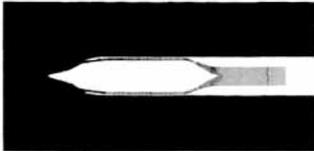


图 3 $\alpha=10^\circ$ 时的压力云图
Fig.3 Pressure contour at $\alpha=10^\circ$

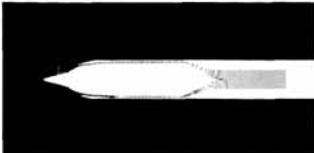


图 4 $\alpha=15^\circ$ 时的压力云图
Fig.4 Pressure contour at $\alpha=15^\circ$

从图 2 到图 4 可以看到: 在 0° 攻角下, 进气道流道内的正激波处于中心体平直段入口处, 上、下部位置一致; 在 10° 攻角下, 由于迎风面和背风面的流动差异, 造成进气道流道内的上、下部正激波位置不一致; 在 15° 攻角下, 进气道流道内上、下部的流动差异进一步增大, 进气道流道内上部的激波已被推出进气道, 导致背风面的唇口前部出现了局部溢流高压区, 并形成脱体弓形波, 而进气道内流道前部的压力也有所下降, 再加上进气道迎风面受到较大来流冲压, 内流道下部的激波位置向后移动。

4.2 非定常流计算结果

所计算的非定常俯仰振荡为平衡攻角 0° 、振荡幅值 15° 的正弦运动, 如式 (6) 所示, 振荡频率 10Hz。

$$\alpha(t)=15^\circ\sin(\psi)=15^\circ\sin(3600t) \quad (6)$$

通过非定常仿真计算, 可得到不同周期相位 ψ 时的进气道内流结果, 在图 5 和图 6 中给出了 450° 相位 (对应攻角 15°) 和 716.75° 相位 (对应攻角 -0.85°) 状态下的对称面压力云图。从图 5 和

图 6 中可见: 在攻角基本相同的条件下, 非定常状态进气道流道内的流态与定常状态有所不同。

对比图 5 和图 4, 可看出虽然进气道均处于 15° 攻角, 但定常状态却出现溢流, 而非定常状态仍能保证进气道处于超临界状态; 对比图 6 和图 2, 可以看到虽然进气道均处于 0° 攻角状态, 但是非定常状态进气道流道内的激波位置比定常状态下的要靠前一些, 上、下部的位置也有所不同, 表明非定常状态下进气道处于带攻角状态, 而且超临界程度要明显小于定常状态, 分析认为这是由于俯仰振荡带来了进气道附加攻角所致。

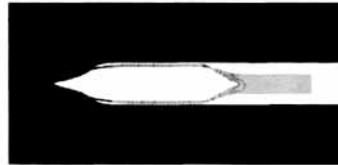


图 5 $\psi=450^\circ$ 时的压力云图
Fig.5 Pressure contour at $\psi=450^\circ$

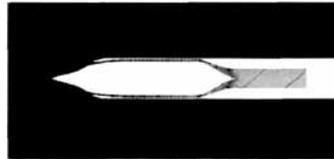
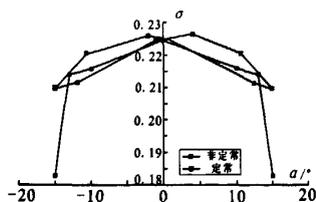
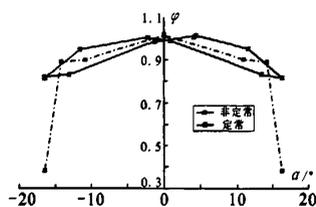


图 6 $\psi=716.75^\circ$ 时的压力云图
Fig.6 Pressure contour at $\psi=716.75^\circ$

4.3 性能对比分析

为进一步对比定常和非定常状态下进气道的性能, 将定常和非定常状态不同攻角下进气道总压恢复系数和流量系数随攻角的变化按 $\sigma\sim\alpha$ 和 $\varphi\sim\alpha$ 关系绘制出了变化曲线, 如图 7 和图 8 所示。

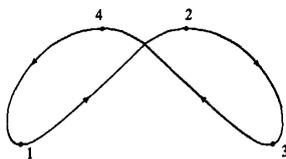
从图 7 和图 8 中可以看到: 定常状态下进气道的总压恢复系数和流量系数大致随攻角呈线性变化, 当超过某一角度后进气道的总压恢复系数和流量系数会急剧下降; 而在非定常俯仰状态下, 进气道的总压恢复系数和流量系数随攻角呈现顿结状的非线性周期变化曲线, 在同一攻角状态下围绕定常状态性能变化曲线出现了双值, 对应不同的俯仰振荡周期相位。

图7 σ - α 变化曲线Fig.7 Varity of σ with α 图8 ϕ - α 变化曲线Fig.8 Varity of ϕ with α

经分析认为,进气道的领结状非线性周期变化曲线是由于以下原因造成的:

(1) 第一变化阶段

如果进气道从 -15° 攻角状态开始上仰,根据定常结果可知进气道所能获得的总压恢复系数和流量系数会增大,但是由于流体的可压缩性和粘性作用,使得进气道内流道的流场并不会立即随攻角的减小而增大,而是有一个滞后,相应的激波位置也并不会立即后移,如图9中的1~2段。

图9 σ/ϕ - α 变化过程Fig.9 Translation of σ/ϕ with α

(2) 第二变化阶段

上述过程随着进气道攻角达到 0° 有所改变,因进气道所能获得的总压恢复系数和流量系数将开始减小,导致进气道非定常性能沿1~2过程的滞后增加将在 0° 攻角附近的某一攻角状态出现转折,并随着进气道攻角的增大出现滞后的减小。同样,这一过程将在 15° 攻角附近的某一攻角状态再次出现转折,又一次进入第一变化阶段。

伴随进气道俯仰振荡运动,其性能指标参数

按上述两个阶段周而复始,导致进气道总压恢复系数和流量系数随攻角的变化出现类似于领结状非线性周期变化曲线。另外,在俯仰振荡过程中进气道也会由于俯仰运动而有相对气流的运动,使得还存在一个附加攻角变化的情况,这也会对进气道的性能有一定的影响。由于这种周期性变化是由于气流的滞后引起的,因而认为可以沿用飞行器俯仰振荡中的滞环(hysteresis loop)这一名词来描述进气道的上述非线性周期变化曲线。

5 结论

(1) 进气道的定常状态性能和非定常状态性能存在一定的差异,特别是非定常状态下进气道的性能变化曲线呈现出领结状的滞环变化;

(2) 非定常状态,进气道的总压恢复系数变化范围达到7%之多,而流量系数达到19%之多;

(3) 鉴于进气道性能在非定常状态下变化较大,建议对非定常状态下的发动机性能和发动机控制进行相关研究。

参考文献:

- [1] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置[M]. 北京: 宇航出版社, 1992.
- [2] Weiss J M, Maruszewski J P, Smith W A. Implicit Solution of the Navier-Stokes Equations on Unstructured Meshes [R]. AIAA-97-2103.
- [3] 田书玲, 伍贻兆, 夏健. 基于非结构重叠网格的二维外挂物投放模拟[J]. 空气动力学报, 2007, (2): 245-249.
- [4] 张军, 谭俊杰, 任登凤. 副油箱从机翼分离流场的数值模拟[J]. 自然科学进展. 2006, (8): 1033-1037.
- [5] 柳长安, 吴宝元, 王玉峰. 冲压发动机转级流场数值仿真研究[J]. 火箭推进. 2007, (33): 18-21.
- [6] 张涵信, 袁先旭, 叶友达, 等. 飞船返回舱俯仰振荡的动态稳定性研究[J]. 空气动力学学报. 2002, (20): 247-259.
- [7] 李其畅, 伍开元, 郑世华, 等. 高速风洞大振幅俯仰动态试验技术研究[J]. 流体力学实验与测量. 2004, (18): 67-71.

(编辑: 陈红霞)