

# 流-固-推进耦合下的机体/推进一体化性能分析\*

陈兵<sup>1</sup>, 仇理宽<sup>2</sup>, 龚春林<sup>1</sup>, 谷良贤<sup>1</sup>

(1. 西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072;

2. 上海机电工程研究所, 上海 201109)

**摘要:** 吸气式空天飞行器的一体化性能随扰动变化的敏感性高, 在高马赫数飞行条件下, 有必要开展流-固-推进耦合性能分析。针对机体/推进一体化布局的吸气式飞行器, 明确一体化部件之间的耦合关系和耦合问题, 利用CFD、有限元和准一维流方法, 结合本征正交分解(Proper Orthogonal Decomposition, POD)降阶手段, 建立吸气式空天飞行器流-固-推进多物理场耦合快速分析方法, 并开展多场耦合特性分析。结果表明: (1) 进气道压缩面的流-固耦合导致出口静压的最大振荡振幅约为平均静压的21.6%, 而出口马赫数的最大振幅约为平均马赫数的8.45%。(2) 进气道出口性能的振荡会影响发动机的推力性能, 导致推力振荡幅值可达平均值的31%, 且随着时间的推移, 会在进气道外压缩流场产生大量的气动涡, 涡结构进入进气道后会导致进气道出口性能的持续下降, 进一步削弱了发动机的平均推力性能。

**关键词:** 吸气式; 高马赫数; 机体/推进一体化; 本征正交分解; 流-固-推进耦合

中图分类号: V214.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2020) 04-0729-11

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190198

## Airframe-Propulsion Integrated Performance under Fluid-Structure-Propulsion Coupling

CHEN Bing<sup>1</sup>, QIU Li-kuan<sup>2</sup>, GONG Chun-lin<sup>1</sup>, GU Liang-xian<sup>1</sup>

(1. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China)

**Abstract:** The integrated performance is sensitive to the disturbance for the air-breathing vehicle. In high Mach number condition, the research on the fluid-structure-propulsion coupling analysis is very important. The air-breathing vehicle is studied in this paper. The coupling relationship and problem are cleared. The method of fluid-structure-propulsion coupling analysis for aerospace is established based on CFD, finite element method and quasi one dimensional method. The rapidly analyzed method of multi-physical coupling is introduced by Proper Orthogonal Decomposition (POD) method. The coupling performance is studied. The results show that: (1) The exit maximum pressure oscillation amplitude is 21.6% of the average pressure under the influence of fluid-structure interaction on inlet compression surface, and the maximum Mach number oscillation amplitude is 8.45% of the average Mach number. (2) The vibration of the inlet exit performance will influence the thrust performance of the engine. The vibration amplitude of the thrust can reach up to 31% of the average performance. As

\* 收稿日期: 2019-04-01; 修订日期: 2019-06-22。

基金项目: 国家自然科学基金青年基金(11502209)。

通讯作者: 陈兵, 博士, 助理研究员, 研究领域为机体/推进一体化及多物理场耦合。E-mail: chenbing@nwpu.edu.cn

引用格式: 陈兵, 仇理宽, 龚春林, 等. 流-固-推进耦合下的机体/推进一体化性能分析[J]. 推进技术, 2020, 41(4):729-739. (CHEN Bing, QIU Li-kuan, GONG Chun-lin, et al. Airframe-Propulsion Integrated Performance under Fluid-Structure-Propulsion Coupling[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(4):729-739.)

the time goes on, a large amount of aerodynamic eddies are produced in the external compressed flow field of the inlet. When eddies enter into the inlet, the inlet exit average performance decreases, which further reduces the thrust of the engine.

**Key words:** Air-breathing; High Mach number; Airframe-propulsion integration; Proper orthogonal decomposition; Fluid-structure-propulsion coupling

## 1 引言

前体/进气道和后体/尾喷管的一体化设计是吸气式运载器机体/推进一体化的主要特征,飞行器和发动机融为一体,具有明显的减阻效果,可能是空天飞行器未来唯一可行的布局方案<sup>[1]</sup>。机体/推进一体化对内外流影响也较大,导致内外流的耦合问题严重,同时机体的结构振动将诱导产生明显的一体化性能振荡问题,给一体化设计和控制系统分析带来巨大的挑战。因此,有必要开展机体/推进一体化的流-固-推进耦合问题研究。

早在20世纪60年代,Thomas等<sup>[2]</sup>就对机身和推进系统的相互作用问题进行了研究,主要分析在不同的外形尺寸下飞行器的气动性能和推进性能。此后,NASA兰利研究中心的Johnston等<sup>[3]</sup>对机身和发动机流场的相互作用问题作了进一步的研究,并重点关注在非设计点状态下的稳定性问题。早期的机身/推进一体化耦合分析多采用工程估算的方法<sup>[4]</sup>,随着计算机技术的进步和计算方法的发展,CFD在一体化耦合分析中的应用越来越广泛。Keith等<sup>[5-6]</sup>采用CFD和一维流相结合的手段研究了气动/推进的耦合分析方法,通过引入特征线法解决了扰动的传播问题,并通过时间步迭代完成气动/推进耦合界面的匹配。Malcolm等<sup>[7]</sup>和William等<sup>[8]</sup>采用试验手段研究了进气道和燃烧室之间的数据匹配问题。Denny等<sup>[9]</sup>基于CFD和零维发动机模型研究了F-16,F-18和A-10等飞机进气道和发动机的耦合问题。Scott等<sup>[10]</sup>针对F16战机,利用数值方法分析了宽包线下外流和进气道、发动机等内部流场之间的耦合问题,Campbell等<sup>[11-12]</sup>,Beverly等<sup>[13]</sup>,Hong-Gye等<sup>[14-15]</sup>和Rodrick等<sup>[16]</sup>分别针对不同的构型,用不同的方法,研究了进气道和发动机界面之间的耦合分析问题。

吸气式飞行器存在严重的热气动弹性问题,早期的热气动弹性问题主要针对机翼和壁板等部件开展研究,全机的气动弹性问题研究较少。方程求解也主要在频域下展开,采用缩减模态方法减少耦合求解周期<sup>[17]</sup>。随着一体化耦合机理研究的深入,研究人员认识到机身的弹性变形和气动热问题对机体/推进

一体化问题的影响显著,开展了气动弹性和气动热弹性问题对内外流耦合影响的研究。Jack等<sup>[18]</sup>研究了在高马赫数流动中的气动弹性和热气动弹性行为。Adam等<sup>[19]</sup>研究了高马赫数流动中热气动问题的流场、热场和结构场之间的耦合问题。针对气动弹性与吸气式飞行器机体/推进一体化的耦合问题,Andrew等<sup>[20]</sup>建立了气动弹性与一体化的分析模型,并采用CFD和工程估算相结合的方法,研究了一体化构型在气动弹性影响下的响应特性,明确了机身弹性变形对一体化性能的影响,相关工具可用于吸气式机体/推进一体化飞行器的动力学特性分析<sup>[21-26]</sup>。美国先进动力学研究中心的Kevin,Ryan和Hu等<sup>[27-30]</sup>也开发了一套气动伺服热弹性和推进耦合分析软件ASTE-P,可用于全机身的动力学特性研究,支持多物理和多拟真度的耦合分析和优化。

当前的机体/推进一体化耦合问题研究主要集中在内外流耦合和机身的气动弹性问题,包括多场耦合对进气道性能的影响<sup>[31]</sup>。但对气动、结构和发动机的多物理场耦合及其存在的非线性行为的研究相对较少。非线性多场耦合的求解周期长,为了缩短多场耦合动力学系统的计算时间,可在求解中引入本征正交分解(POD)降阶方法。

在20世纪90年代,Cusumano等基于试验研究弹性影响振荡器的维度问题,将POD方法首次应用于结构动力学求解<sup>[32]</sup>。而Taehyoun基于频域POD方法研究了动力学系统在单输入<sup>[33]</sup>和多输入<sup>[34]</sup>条件下的降阶问题,并结合代理模型分析了机翼的线性动力学行为<sup>[35]</sup>,此外,还针对气动弹性降阶问题做了一定的工作<sup>[36]</sup>。后来,David等采用频域POD和子空间角插值方法研究了F16战斗机布局的全机气动弹性问题<sup>[37]</sup>。目前的频域POD降阶方法主要针对线性系统,非线性系统的研究主要从时域角度出发,选取一定的时间窗口,利用原始系统计算得到快照向量,经降阶处理得到POD基向量,并将原始系统经Galerkin映射到POD基向量空间进行求解。Gary等基于多点降阶方法研究了结构的瞬态动力学,并将降阶后的方程用于稳健设计优化<sup>[38]</sup>。Kevin等基于POD和代理模型手段对非线性系统进行近似分析,利用POD

方法建立基向量,对非线性系统进行离线降阶,采用降阶模型求解非线性系统,再基于代理模型方法在线压缩动力学系统方程<sup>[39]</sup>。Franz等基于时域POD方法研究了在地震波作用下,框架系统的线性和非线性瞬态响应问题<sup>[40]</sup>。基于POD开展时域非线性系统降阶已被大量学者所验证,因此,在一体化流-固-推进耦合分析中,引入POD手段开展非线性降阶是一种可行的手段。

本文针对机体/推进一体化设计中存在的流-固-推进耦合问题展开研究,建立了一套基于CFD,有限元和准一维流的耦合分析方法;为缩短计算周期,引入本征正交分解技术,发展了一套适用于非线性结构动力学的降阶方法,以提升机体/推进一体化流-固-推进耦合的求解效率。最终,针对机体/推进一体化模型,开展流-固-推进耦合性能分析,研究吸气式运载器的一体化多场耦合问题,明确在流-固耦合作用下机体/推进一体化性能的振荡特性。

## 2 流-固-推进耦合分析方法

### 2.1 求解思路

为缩短耦合分析的计算周期,机体/推进一体化的内外流耦合研究采用CFD和准一维流结合的方法,进气道部分采用CFD手段分析,隔离段、燃烧室和尾喷管均采用准一维流方法。流-固耦合问题主要考虑进气道的外压缩面,假设其对推进性能的影响是单向的,即仅考虑进气道流-固耦合对推进性能的影响,而推进部分对进气道流-固耦合问题的影响暂不考虑。机体/推进一体化耦合分析模型示意图如图1所示。

假设发动机内流道为刚体,则流-固-推进耦合运动方程可表示为

$$(A(u)w)_{,t} + F(w,u,\dot{u}) = 0 \quad (1)$$

$$Mu + f^{int}(u,\dot{u}) = f^{ext}(u,w) \quad (2)$$

$$\frac{dv_j}{dx'} = \sum_{i \neq j} \gamma_j^i \frac{dv_i}{dx'} \quad (3)$$

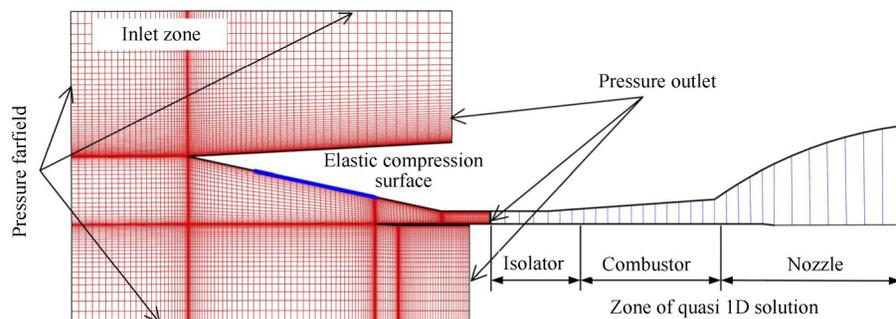


Fig. 1 Fluid-structure-propulsion analyzed model

$$\tilde{K}x = \tilde{K}_c u \quad (4)$$

$$v_{j,0} = \frac{1}{\sum_i \rho_i \dot{x}_i} \sum_i \rho_i \dot{x}_i w_i \quad (5)$$

式中 $w$ 是外流场守恒变量,包括速度、密度和焓值等; $u$ 是结构位移; $\dot{u}$ 为结构位移随时间变化的导数; $v$ 是燃烧室流场性能参数,包括马赫数、压强和温度等,其中, $v_{j,0}$ 是进气道出口性能参数; $x'$ 是发动机流道沿程位置; $\gamma$ 是各导数项的影响因子; $\rho$ 是气流密度; $\dot{x}$ 是气流速度。 $A$ 是流体单元体积, $F$ 是矢通量; $M$ 是结构质量矩阵, $f^{int}$ 表示由于粘性和弹性导致的结构内力, $f^{ext}$ 表示作用于结构外表面的气动载荷。

方程(1)为基于有限体积离散的守恒形式流体动力学方程。方程(2)是包括内力项和外力项的结构动力学方程,其中,内力项是结构变形产生的内应力,外力项是由气动产生气动力。方程(3)为发动机的准一维流控制方程。在流-固-推进耦合分析过程中,气动性能分析需要结构提供边界的运动条件,其关系如式(4)所示;发动机性能分析需要气动提供入口边界条件,其关系如式(5)所示。

在动力系统的刚体假设下,流-固-推进耦合主要是流-固和流-推的耦合问题。流-固耦合集中于进气道结构的振动物面,流-推耦合表现在进气道和推进系统的相互作用。每个时间步内,流-固和流-推各完成一次数据交换,其中,结构和推进系统分析仅以气动计算结果为输入,气动分析则以结构和推进两个学科的计算结果为输入,每次迭代完成一次网格变形。推进和结构之间并不直接耦合,但会通过气动相互影响。

流-固-推进耦合分析过程如图2所示。由过程图可知,流-固-推进耦合分析的耦合特性主要体现在流-固和流-推两个部分。

已知 $t_n$ 时刻的气动、结构和发动机性能参数,开展吸气式飞行器机体/推进一体化流-固-推进耦合分析,其过程为:

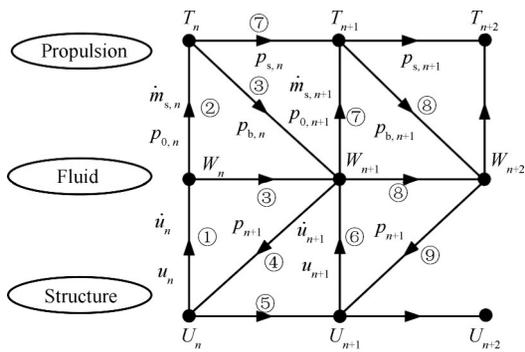


Fig. 2 Fluid-structure-propulsion analyzed process

(1)气动性能分析。基于CFD开展前体/进气道的气动性能分析,获取当前时刻 $t_n$ 的前体/进气道物面气动参数分布(压强、温度等)。

(2)气动参数传递。将获取的气动性能参数传递给结构学科,作为结构有限元分析的外力条件,基于 $t_n$ 时刻的结构动力学参数(位移、振动速度等),并进行结构动力学求解,得到 $t_{n+1}$ 时刻的结构振动参数。

(3)将结构振动位移、速度等传递给气动学科,进行非定常气动力计算,获取 $t_{n+1}$ 时刻的气动性能,并提取进气道出口性能数据。

(4)基于准一维流方法,利用 $t_{n+1}$ 时刻的进气道出口性能数据,进行发动机性能分析,得到 $t_{n+1}$ 时刻的发动机推力性能。

相似地,重复上述过程,获取 $t_{n+2}$ 时刻的气动和发动机性能参数,直至满足计算终止条件。

## 2.2 流-固耦合数据传递

流-固耦合界面的数据传递主要包括两个部分:(1)流场性能参数传递给结构,传递的参数包括物面压强和粘性力等。(2)结构变形量传递给气动,参数包括物面的变形量和振动速度。数据传递方法采用径向基函数(RBF)方法。

假设结构有限元的位移向量为 $\mathbf{u}$ ,对应的等效结构力向量为 $\mathbf{F}_s$ ,CFD网格的气动位移向量为 $\mathbf{h}$ ,对应的等效气动力为 $\mathbf{F}_a$ 。气动和结构的数据传递在流/固交界面处发生,如图3所示。

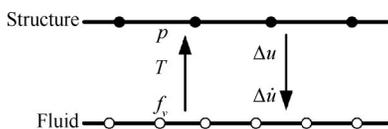


Fig. 3 Data exchange of fluid-structure coupling

飞行器在静力作用下将产生变形,变形后的飞行器外形会改变原有的气动性能,故需通过一定的方法将结构变形量传递给气动网格节点,可表示为

$$\mathbf{h} = \mathbf{G}\mathbf{u} \quad (6)$$

基于虚功原理,结构力 $\mathbf{F}_s$ 和气动力 $\mathbf{F}_a$ 在流-固耦合界面上所做的虚功应相等,即

$$\delta \mathbf{u}^T \mathbf{F}_s = \delta \mathbf{h}^T \mathbf{F}_a \quad (7)$$

该式等效于

$$\delta \mathbf{u}^T (\mathbf{F}_s - \mathbf{G}^T \mathbf{F}_a) = 0 \quad (8)$$

由于虚位移的任意性,故

$$\mathbf{F}_s = \mathbf{G}^T \mathbf{F}_a \quad (9)$$

转换矩阵 $\mathbf{G}$ 可通过径向基函数(Radial Basis Function, RBF)方法求解,也可通过薄板样条法(Thin Plate Splines, TPS)等方法求解,具体可参考相关文献。

## 2.3 内外流耦合分析

为简化分析过程,采用“CFD+准一维流”的内外流分析手段,其求解思路如下:

(1)进气道喉道之前的区域采用CFD计算,内流热壅塞导致的反压匹配问题通过隔离段中的准一维流方法处理,因此可忽略耦合匹配对CFD计算域的影响。

(2)隔离段中压升位置和压升曲线的准确模拟,通过实验的压升求解经验公式和求解管流有效流通面积得到。

(3)通过搜索冲压燃烧室的热壅塞位置,并求解由于热壅塞而导致的反压问题,结合隔离段中的压力求解方法,实现内流场的反压匹配分析。

内外流一体化分析中,各部件之间的数据传输关系如图4所示。准一维流的详细求解方法可参考文献[41]。

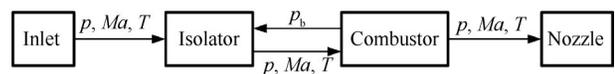


Fig. 4 Data exchange of airframe-propulsion integration

## 2.4 基于POD降阶的快速耦合求解方法

基于POD方法开展非线性结构动力学的降阶处理。为便于POD降阶方法的应用,对非线性动力学进行线性化处理,如图5所示。

结构动力学的非线性问题可分解为线性运动与非线性扰动的叠加,对于几何非线性问题,其刚度项是结构变形量的函数,可表示为

$$\mathbf{K}(\mathbf{u}) = \mathbf{K}_0 + \Delta \mathbf{K}(\mathbf{u}) \quad (10)$$

式中 $\mathbf{K}_0$ 是线性刚度矩阵, $\Delta \mathbf{K}(\mathbf{u})$ 是由几何大变形产生的刚度附加项。

当几何变形量在一定范围内时,附加刚度为0,

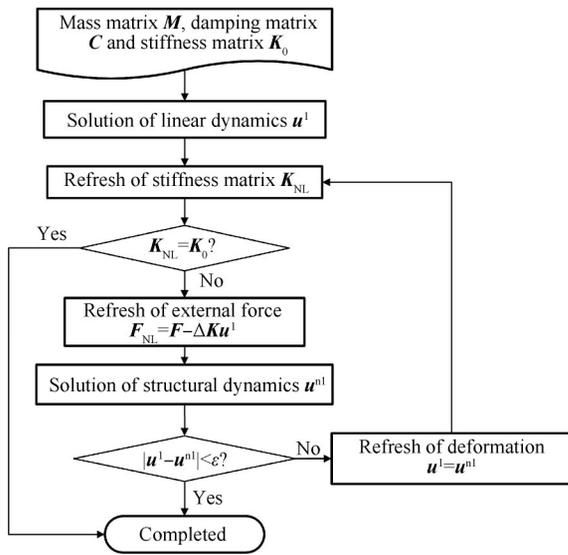


Fig. 5 Nonlinear dynamic solution process

此时结构动力学处于线性段;当几何变形量超过一定范围后,结构动力学进入非线性段,附加刚度是结构变形量的函数。

针对结构动力学中的非线性问题,将线性刚度和附加刚度分解,得到非线性结构动力学方程

$$M\ddot{u} + C\dot{u} + K_0u + \Delta K(u)u = F \quad (11)$$

对于线性部分求解,假设非线性刚度项为0,此时结构动力学方程求解与一般的求解方法一致,采用无条件稳定的Newmark-β法,其求解方程为

$$M\ddot{u} + C\dot{u} + K_0u = F_{NL} \quad (12)$$

式中  $F_{NL}=F-\Delta K(u)u$ ,表示广义非线性力。将附加刚度引起的内力作为广义外力处理,可减少结构动力学求解过程中刚度矩阵的求逆次数。

基于在线手段开展动力学方程的降阶处理。在线的时间窗口包括快照窗口、验证窗口和分析窗口。在快照窗口内,采用全阶方法开展流-固-推进耦合分析,并将计算结果作为快照向量,生成POD基向量,通过Galerkin映射实现结构动力学方程的降阶。验证窗口主要用于验证降阶动力学方程的可靠性。若完成验证,则进入分析窗口,开展流-固-推进耦合系统的分析,否则增加快照数据,重新生成POD基向量,并再次进行验证,直至降阶系统的计算精度满足要求。结构动力学分析过程的时间窗口划分如图6所示。

快照窗口的宽度  $[0, t_1]$  主要由结构振动的前若干阶固有振动频率和外激励力的频率决定,在求解前给定。验证窗口的宽度  $[t_1, t_2]$  是动态的,由快照窗口生成的POD基向量所建立的降阶系统精度所确定,若误差能满足要求,则验证窗口较小,否则,扩展

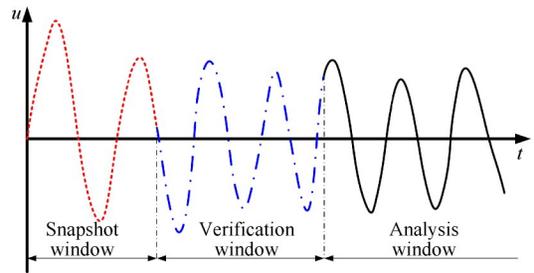


Fig. 6 Time window of POD in the solution of structural dynamics

验证窗口,直至降阶系统误差满足要求。分析窗口则由总计算时间减去快照窗口和验证窗口的时间得到。

### 3 计算结果与分析

#### 3.1 计算模型

进气道的流-固耦合性能采用CFD和FEM方法求解,其中CFD网格模型如图7所示,CFD的求解软件为Fluent,有限元求解采用自编程序。

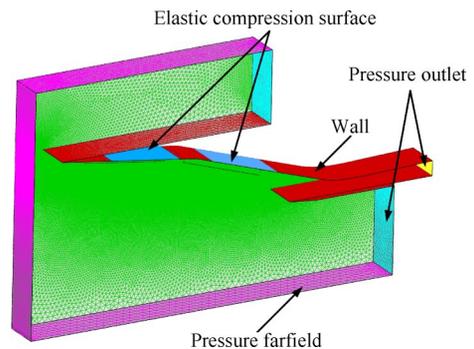


Fig. 7 Mesh model

仅考虑压缩面处的流-固耦合,其他区域的壁面假设为刚体。

网格总数146万,CFD求解采用密度基二阶隐式求解器,湍流模型为K-Omega SST模型,矢量通量分裂采用AUSMDV格式。选取马赫5和20km高度为计算状态。

弹性压缩面的非线性结构动力学求解采用协同转动有限元(Co-Rotational Method, CR)<sup>[42]</sup>和Newmark-β方法。

壁板的材料属性为:弹性模量  $E=7.8\text{GPa}$ ,密度  $\rho=2700\text{kg/m}^3$ ,泊松比  $\nu=0.3$ 。一/二级压缩面壁板尺寸(长×宽×厚)均为  $0.5\text{m}\times 0.25\text{m}\times 0.015\text{m}$ 。壁板的有限元模型如图8所示,有限元模型包含400个单元、231个节点,共1386个自由度。

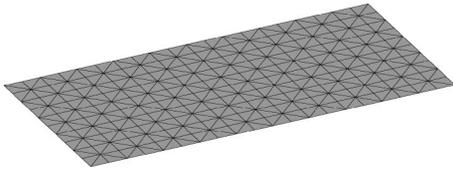


Fig. 8 FEM model of inlet's compression surface

## 3.2 模型验证

### 3.2.1 气动模型验证

机体/推进一体化的自由射流试验在中国空气动力研究与发展中心的2.4m脉冲燃烧风洞中开展。试验模型如图9所示。



Fig. 9 Free jet test model for airframe-propulsion integrated vehicle

针对进气道部位,在 $Ma5$ 状态下,CFD计算和试验结果的流场结构对比如图10所示。

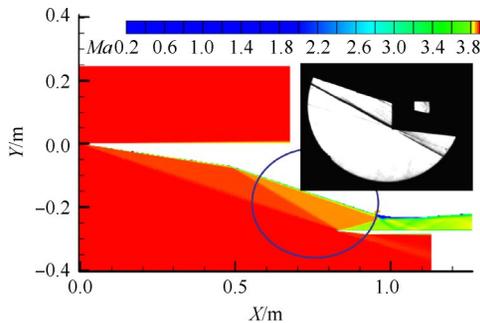


Fig. 10 Schlieren and nephogram of inlet

由图可知,进气道外压缩流场结构的仿真结果与试验结果基本一致。

进气道流道沿程压强分布对比如图11所示。

对比结果表明,基于CFD的仿真计算结果与试验结果基本一致,均在试验测量误差范围内。因此,CFD在该进气道流场分析中的应用是可信的。

### 3.2.2 发动机模型验证

发动机的准一维流方法验证可参考作者前期的文献[41]。

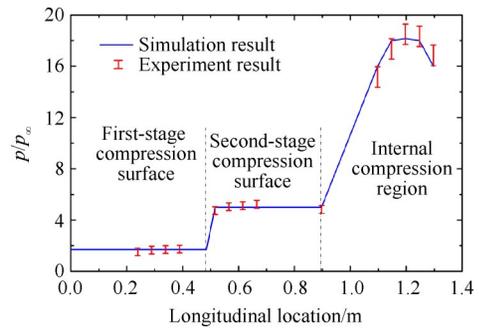


Fig. 11 Pressure comparison of simulation and experiment results

### 3.2.3 结构动力学模型验证

针对本文所研究的压缩面壁板结构,分别利用CR方法和Nastran软件开展动力学特性分析,该壁板可认为四边固支。壁板结构各阶固有振动频率和振型的对比如图12所示。

对比结果表明,本文的CR方法求解得到的壁板固有振动特性与商业软件求解结果几乎完全一致,说明本文采用CR方法开展进气道动力学特性分析是合理的。

## 3.3 POD降阶模型

结构动力学问题主要考虑进气道外压缩面处的壁板非线性振动。

考虑进气道压缩面壁板的固有频率,本文的快照窗口选取为一阶固有振动周期的5倍,即0.1s。基于无条件稳定的Newmark- $\beta$ 方法求解结构动力学方程,时间步长取为 $\Delta t=5 \times 10^{-4}$ s。

以快照窗口的计算结果为样本,生成POD基向量,并利用Galerkin映射方法实现结构动力学方程的降阶。在快照窗口内,降阶分析结果与全阶分析结果对比如图13所示。

由对比结果可知,当保留前5阶POD基向量时,分析结果与全阶系统完全一致。后续分析中均采用5阶POD基向量,可将质量矩阵和刚度矩阵的维度从 $1386 \times 1386$ 缩减为 $5 \times 5$ 。

## 3.4 机体/推进一体化流-固-推进耦合性能分析

以POD降阶的非线性动力学系统为手段,研究吸气式飞行器机体/推进一体化的流-固-推进耦合问题。

### 3.4.1 流-固耦合作用下的壁板振动特性

流-固耦合作用下,两级压缩面的壁板中心点的时域振动曲线如图14所示。

由计算结果可以看出,一级和二级压缩面中点的结构振动特性基本一致,近似为正弦振荡,振动周

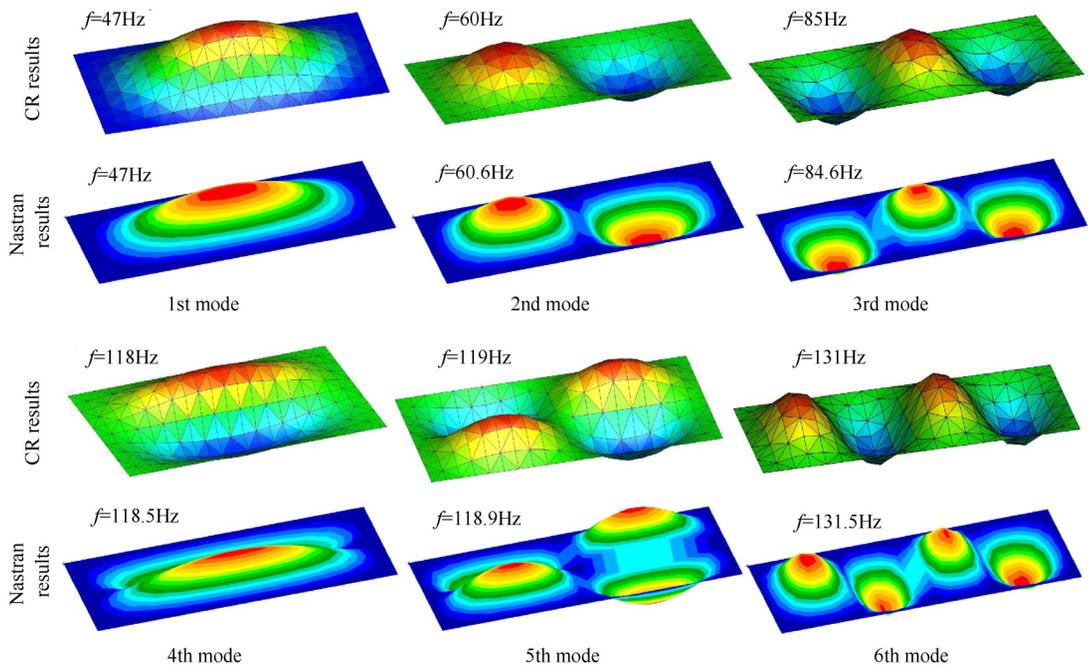
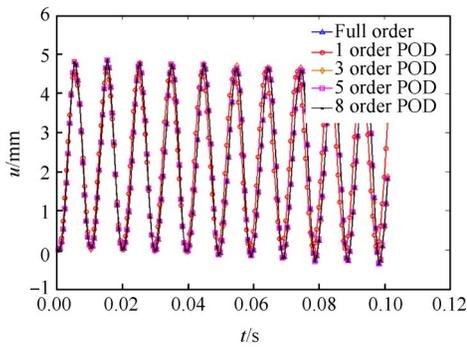
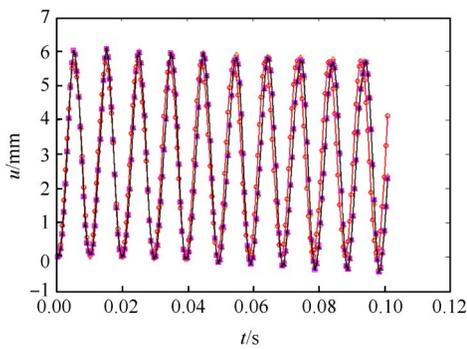


Fig. 12 Structural dynamic comparison of CR method and Nastran

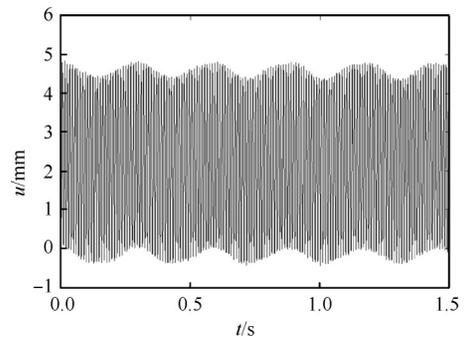


(a) The first compression surface

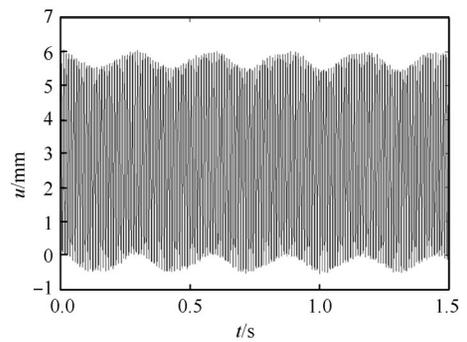


(b) The second compression surface

Fig. 13 Comparison of POD and full-order analysis



(a) The first compression surface



(b) The second compression surface

Fig. 14 Surface vibration of inlet in time domain

期约0.01s。其中，一级压缩面中点振幅约为4.8mm，而二级振动压缩面中点的振幅约为6mm。

一/二级压缩面在0.2s、0.6s和1.5s时的壁板振动变形如图15所示。

结果表明，虽然两级压缩面的振动形式相似，但在同一时刻，其振动形态存在差异。一级和二级压

缩面壁板在气动力的作用下，振动形态均在单峰和多峰振动形式之间切换。在 $t=0.2s$ 时，二级压缩是双峰振动，振动波长小，而一级压缩的振动形式已处于双峰向单峰振动的过渡状态，振动波长逐渐增大。并在 $t=0.6s$ 时，一/二级压缩面均进入单峰振动。但在 $t=1.5s$ 时，二级压缩面仍处于单峰振动状态，但一

级压缩面已过渡至双峰振动。在流固耦合作用下，压缩面的振动在长波振动和短波振动之间切换，但由于一级和二级压缩面处于不同的流场环境中，振动形态存在一定的相位差。

### 3.4.2 流-固耦合作用下的进气道性能

在一级和二级压缩面的流-固耦合作用下，不同时刻空间流场的涡量分布和壁面压强分布如图 16

所示。

在振动初始时刻，压缩面振动诱导的涡有限，流场较为均匀，但由于激波的作用，流场的压差和速度差导致在激波面附近产生较多的流场涡。随着压缩面振动的持续作用，壁面处不断诱导产生流场涡，涡随着气流速度向下游发展，与激波附近的涡相互作用和合并，诱导产生更强的涡，不断充斥整个压缩流

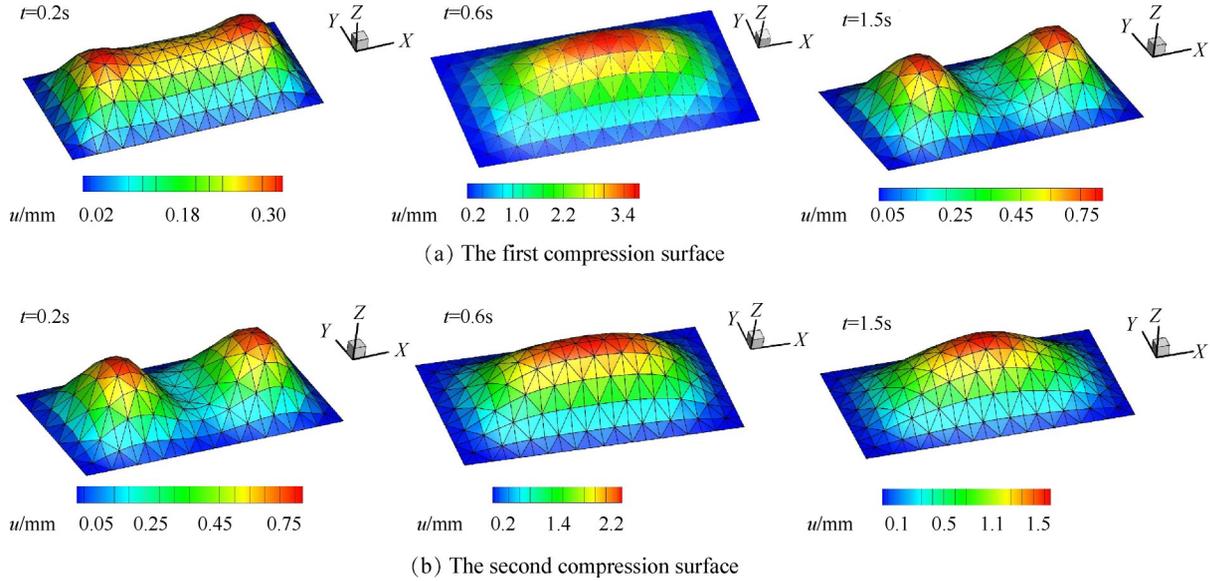


Fig. 15 Panel deformation at different time

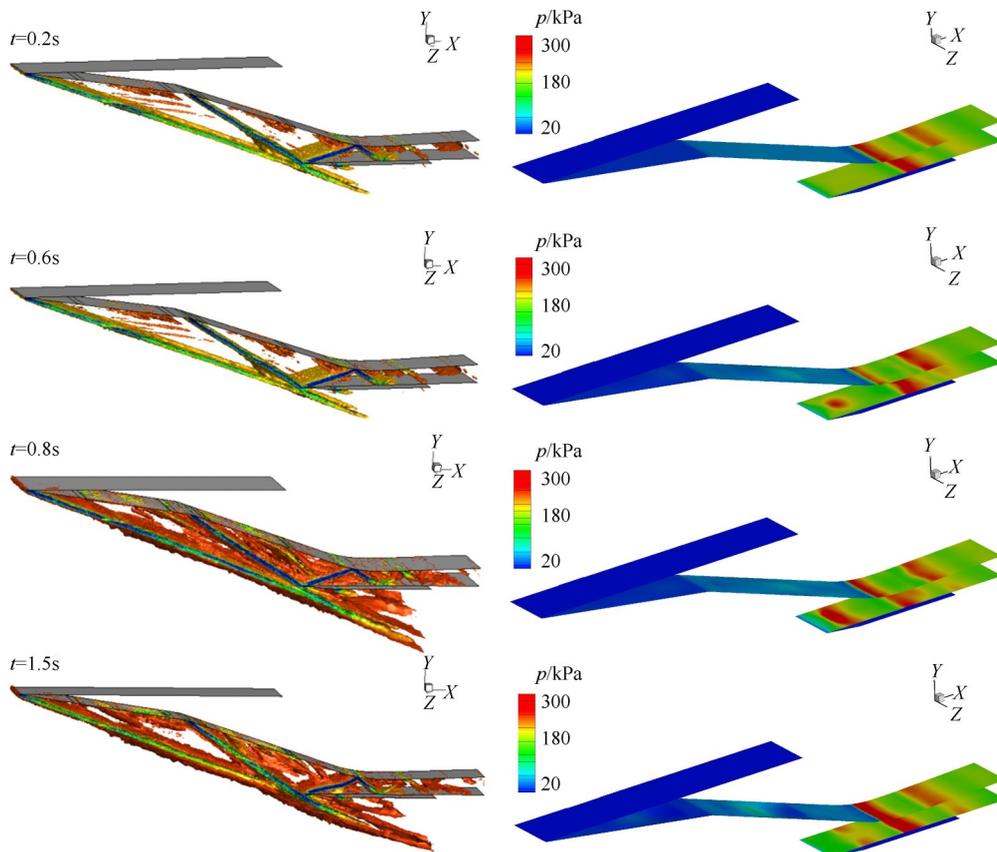


Fig.16 Distribution of eddies and pressure

场,并堵塞进气道,导致大量的涡在进气道唇口处溢出。压缩面振动会导致进气道出口性能的振荡,随着涡的不断生成和扩展,溢流现象加剧,最终会导致进气道的平均性能不断下降。

在压缩面流-固耦合作用下,上游非定常气流会导致内流的振荡,唇口的高压区和喉道处的高压区不断收缩和扩张,高压区形状也随时间而不断调整。从 $t=0.2\text{s}$ 至 $t=1.5\text{s}$ ,进气道唇口的高压区逐渐形成,并从中间区域逐渐向外扩张,最后又进入低压状态。

基于守恒平均法,将进气道出口的气流属性参数转为—维结果,则压强和马赫数随时间的变化曲线如图17所示。

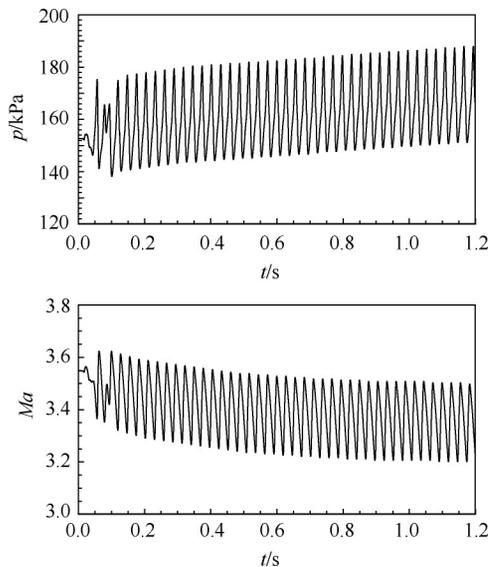


Fig. 17 Inlet's performance

在一级和二级的压缩面壁板流-固耦合作用下,一级壁板的最大振动幅值约 $5\text{mm}$ ,而二级壁板的最大振动幅值约 $6\text{mm}$ 。压缩面的流-固耦合导致进气道出口静压的最大振荡幅值约为基准值的 $21.6\%$ ,而出口马赫数的最大振幅约为基准值的 $8.45\%$ ,由此可知,外压缩面的流-固耦合振动对进气道出口的静压影响较大。此外,在壁板流-固耦合影响下,压强持续振荡上升,而马赫数持续振荡下降,压缩面流-固耦合问题对进气道性能影响的时间累积效应值得关注。若飞行时间过长,进气道性能的持续下降易导致不起动问题。

### 3.4.3 流-固-推进耦合作用下的机体/推进一体化性能

压缩面的流-固耦合导致进气道出口性能不断振荡,该振荡将不可避免地影响冲压发动机的内流性能。基于进气道出口气流参数和准—维流方法,开展发动机性能分析,冲压发动机的燃料当量比取

$0.8$ 。以全流道的净推力来表征机体/推进一体化的流-固-推进耦合性能。针对进气道的CFD分析结果和内流准—维流计算结果,利用沿程压强积分得到发动机的净推力。最终的结果如图18所示。

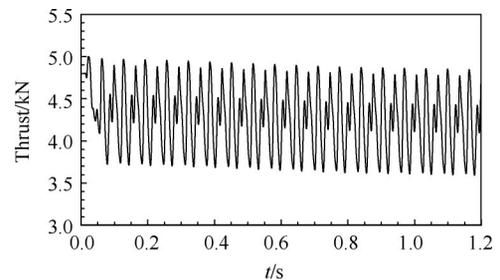


Fig. 18 Thrust performance of airframe-propulsion integration

推力的算力界面从进气道一级压缩面起始位置到机身尾部,仅积分发动机流道部分的压强分布,忽略机身侧边、上表面和下表面的受力。

在一级和二级压缩面的共同影响下,全流道的净推力振荡幅值约为基准值的 $31\%$ 。因此,进气道压缩面的流-固耦合对推进性能的影响非常明显,且在流-固耦合的持续影响下,净推力有逐渐下降的趋势,因此壁板流-固耦合的时间效应对机体/推进一体化性能的影响不可忽略。

## 4 结论

本文对吸气式飞行器的流-固-推进耦合问题进行了研究,可以得到以下结论:

(1)压缩面的流-固耦合会诱导产生大量的流场涡,流场涡导致进气道溢流增加,同时会引起进气道出口流场性能的振荡。当压缩面振动幅值达到 $5\text{mm}$ 时,进气道出口静压的振荡幅值可达基准值的 $21.6\%$ ,马赫数振荡幅值约为基准值的 $8.45\%$ 。

(2)流场的流-固耦合诱导发动机推力性能的振荡,幅值可达平均性能的 $31\%$ ,且随着时间的推移,上游诱导的流场涡在发动机内部逐渐累积,导致发动机的平均推力性能逐渐下降。

本文针对机体/推进一体化问题,研究了进气道流-固耦合对一体化宏观性能的影响。但对上游扰动的传播及其对流场结构的影响机理问题,尚未做详细的分析论证,这也是作者下一步重点研究的内容。

本文为保证所研究的流-固-推进耦合振荡现象更加明显,所对应的壁板材料刚度较低,实际飞行中进气道压缩面的弹性振动幅值可能远小于 $5\text{mm}$ 或 $6\text{mm}$ ,但流-固-推进耦合作用下的一体化性能的微

幅振荡也会对吸气式运载器产生严重影响,尤其是对于大尺度运载器,抑制流-固-推进耦合是机体/推进一体化设计的关键要素之一,必要时在控制系统设计时加以补偿。

致 谢:感谢国家自然科学基金青年基金的资助。

## 参考文献

- [ 1 ] Ernst H H, Claus W. Selected Aerothermodynamic Design Problems of Hypersonic Flight Vehicles [M]. *Reston: AIAA Inc.*, 2009.
- [ 2 ] Thomas J G, Darrell E W, Louis J W. The Effects of Propulsion System-Airframe Interaction on the Performance of Hypersonic Aircraft [C]. *Washington D C: 3rd Propulsion Joint Specialist Conference*, 1967.
- [ 3 ] Johnston P J, Cabbage J M, Weidner J P. Studies of Engine-Airframe Integration on Hypersonic Aircraft [J]. *Journal of Aircraft*, 1971, 8(7): 495-501.
- [ 4 ] Hydar A, Frederick F, Zhang S. An Engineering Method for the Construction and Analysis of Hypersonic Vehicle Configurations [C]. *Capua: AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies*, 2005.
- [ 5 ] Keith N. Development of a Coupled Inlet-Engine Dynamic Analysis Method [C]. *Seattle: 33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit, Joint Propulsion Conferences*, 1997.
- [ 6 ] Keith N, Awatef H. Conservation Coupling Technique for Dynamic Inlet-Engine Analyses [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2003, 19(3): 444-455.
- [ 7 ] Malcolm R, Mark B S. Development of High-Response Data Analysis AIDS for Inlet-Engine Testing [J]. *Journal of Aircraft*, 1971, 8(5): 307-311.
- [ 8 ] William M S, Palmer E B. Dynamic Test Method for Supersonic Inlet/Engine Development [C]. *Los Angeles: 2nd Aerodynamic Testing Conference*, 1966.
- [ 9 ] Denny A G, Horine J T, Nichols R H, et al. Inlet/Engine Integration Examples Using Coupled Transient and Steady Engine Performance Models with Kestrel [C]. *National Harbor: 52nd Aerospace Sciences Meeting*, 2014.
- [ 10 ] Scott M M, Yehia M R, Lewis B S. Coupled Numerical Simulation of the External and Engine Inlet Flows for the F-18 at Large Incidence [C]. *Palo Alto: 10th Applied Aerodynamics Conference*, 1992.
- [ 11 ] Campbell J L, Ellis S H. Engine/Inlet Compatibility Analysis Procedure [J]. *Journal of Aircraft*, 1971, 8(5): 301-307.
- [ 12 ] Campbell J L, Ellis S H. Inlet-Engine Compatibility Analysis [C]. *San Diego: 6th Propulsion Joint Specialist Conference*, 1970.
- [ 13 ] Beverly D, Scott T. Computational Analysis of Ramjet Engine Inlet Interaction [C]. *Nashville: 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1992.
- [ 14 ] Hong-Gye S, Shih-Yang H, Vigor Y. A Unified Analysis of Ramjet Operation in an Integrated Rocket Ramjet Engine PART I. Transition from Rocket Booster to Ramjet Sustainer [C]. *Salt Lake City: 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2001.
- [ 15 ] Hong-Gye S, Shih-Yang H, Vigor Y. A Unified Analysis of Ramjet Operation in an Integrated Rocket Ramjet Engine PART II. Combustion Dynamics of Ramjet Engine [C]. *Salt Lake City: 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2001.
- [ 16 ] Rodrick V C, Timothy R C, Thomas R W. Coupled Analysis of an Inlet and Fan for a Quiet Supersonic Jet [C]. *Orlando: 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2010.
- [ 17 ] Jean-Francois S, Stephane G. Dynamic Analysis of Fluid-Structure Interaction Problems with Modal Methods Using Pressure-Based Fluid Finite Elements [J]. *Finite Elements in Analysis and Design*, 2007, 1(1): 123-149.
- [ 18 ] Jack J M, Peretz P F, Kenneth G P, et al. Aeroelastic and Aerothermoelastic Behavior in Hypersonic Flow [J]. *AIAA Journal*, 2008, 46(10): 2591-2610.
- [ 19 ] Adam J C, Jack J M. Studies on Fluid - Thermal - Structural Coupling for Aerothermoelasticity in Hypersonic Flow [J]. *AIAA Journal*, 2010, 48(8): 1721-1738.
- [ 20 ] Andrew D C, Maj D M, Chivey W, et al. An Aero-Propulsion Integrated Elastic Model of a Generic Airbreathing Hypersonic Vehicle [C]. *Keystone: AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, 2006.
- [ 21 ] Frank R C, David K S. Analytical Aeropropulsive-Aeroelastic Hypersonic Vehicle Model with Dynamic Analysis [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1994, 17(6): 1308-1319.
- [ 22 ] David K S. Dynamics and Control of Hypersonic Aeropropulsive/Aeroelastic Vehicles [C]. *Hilton: Guidance, Navigation and Control Conference*, 1992.
- [ 23 ] Frank R C, David K S. An Integrated Analytical Aeropropulsive/Aeroelastic Model for the Dynamic Analysis of Hypersonic Vehicles [C]. *Hilton Head Island: Astrodynamics Conference*, 1992.
- [ 24 ] Frank R C, David K S. Dynamics of Hypersonic Flight Vehicles Exhibiting Significant Aeroelastic and Aeropropulsive Interactions [C]. *Monterey: Guidance, Navigation and Control Conference*, 1993.
- [ 25 ] Ma H, Yuan J P, Fang Q. An Analytical Model of Dynamics for Generic Airbreathing Hypersonic Vehicles [C]. *Canberra: 14th AIAA/AHI Space Planes and Hyper-*

- sonic Systems and Technologies Conference*, 2006.
- [26] Baris F, Matthew K, Petros A I. Longitudinal Motion Control of Air-Breathing Hypersonic Vehicles Based on Time-Varying Models [C]. *Canberra: 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2006.
- [27] Kevin M R, Myles L B, Guclu S. A System for Aerothermodynamic, Servo, Thermal, Elastic, Propulsive Coupled Analysis (ASTE-P)[C]. *Newport: 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, 2006.
- [28] Ryan P S, Danny D L, Ayan S, et al. Integrated Aero-Servo-Thermo-Propulso-Elasticity (ASTPE) Methodology for Hypersonic Scramjet Vehicle Design/Analysis [C]. *Orlando: 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2010.
- [29] Hu P, Xue L P, Qu K, et al. Multi-Fidelity Modeling and Simulation Tool for Aero-Servo-Thermo-Elasticity and Propulsion (ASTE-P) of Aerospace Vehicles [C]. *Orlando: 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, 2010.
- [30] Hu P, Xue L P, Ni K, et al. Multi-fidelity Modeling and Simulation of Aeroelasticity/Aeroservoelasticity Using the Integrated and Variable-Fidelity Toolset-“ASTE-P” [C]. *Denver: 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, 2011.
- [31] 代光月, 贾洪印, 曾磊, 等. 多场耦合效应对高超声速进气道入口参数影响[J]. *推进技术*, 2018, 39(6): 1267-1274. (DAI Guang-yue, JIA Hong-yin, ZENG Lei, et al. Effects of Fluid-Thermal-Structural Coupling on Inlet Parameters of Hypersonic Intake [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(6): 1267-1274.)
- [32] Cusumano J, Sharkady M, Kimble B. Spatial Coherence Measurements of a Chaotic Flexible-Beam Impact Oscillator[J]. *American Society of Mechanical Engineers Aerospace Division*, 1993, 33(1): 13-22.
- [33] Taehyoun K. Frequency-Domain Karhunen-Loeve Method and Its Application to Linear Dynamic Systems [J]. *AIAA Journal*, 1998, 36(11): 2117-2123.
- [34] Taehyoun K. Efficient Reduced-Order System Identification for Linear Systems with Multiple Inputs [J]. *AIAA Journal*, 2005, 43(7): 1455-1464.
- [35] Taehyoun K. Surrogate Reduction for Linear Dynamic Systems Based on a Frequency Domain Modal Analysis [J]. *Computational Mechanics*, 2015, 56(4): 709-723.
- [36] Taehyoun K, Nagaraja K S, Bhatia K G. Order Reduction of State-Space Aeroelastic Models Using Optimal Modal Analysis [J]. *Journal of Aircraft*, 2004, 41(6): 1440-1448.
- [37] David A, Charbel F. Interpolation Method for Adapting Reducer-Order Models and Application to Aeroelasticity [J]. *AIAA Journal*, 2008, 46(7): 1803-1813.
- [38] Gary W, Michael S E, Kurt M. A Multi-Point Reduced-Order Modeling Approach of Transient Structural Dynamics with Application to Robust Design Optimization [J]. *Structure Multidiscipline Optimization*, 2009, 38(6): 599-611.
- [39] Kevin C, Charbel B, Charbel F. Efficient Non-Linear Model Reduction Via a Least-Squares Petrov-Galerkin Projection and Compressive Tensor Approximations [J]. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 2011, 86(2): 155-181.
- [40] Franz B, Christian B. Application of the Proper Orthogonal Decomposition for Linear and Nonlinear Structures under Transient Excitations [J]. *Acta Mechanica*, 2012, 223(12): 2549-2563.
- [41] 陈兵, 龚春林, 谷良贤. 双模态超燃冲压发动机准一维流耦合方法与验证[J]. *推进技术*, 2018, 39(4): 731-739. (CHEN Bing, GONG Chun-lin, GU Liang-xian. Analysis and Verification of Quasi One Dimensional Flow for Dual Mode Scramjet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(4): 731-739.)
- [42] Carlos F, Bjørn H. A Unified Formulation of Small-Strain Corotational Finite Elements: I. Theory [J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2005, 194(21): 2285-2335.

(编辑:梅瑛)