**中图分类号:** V 421.4

# 固液捆绑火箭脉动压力风洞试验与飞行试验 对比研究

王吉飞<sup>1</sup>,程 川<sup>1</sup>,王亚博<sup>1</sup>,宣传伟<sup>1</sup>,龚凤英<sup>2</sup>,毛玉明<sup>1</sup>

(1.上海宇航系统工程研究所,上海 201109:2.上海航天设备制造总厂有限公司,上海 200245)

摘 要:固液捆绑火箭通常气动外形复杂,跨声速飞行动压大,因此脉动压力抖振载荷严酷。针对某型固液捆 绑火箭,为了获取较为准确的跨声速脉动压力特性,在研制阶段开展了脉动压力风洞试验,火箭飞行时也进行了脉 动压力测量,以评估飞行状态抖振载荷。采用脉动压力风洞试验和飞行试验进行对比,结果显示,飞行试验各测点 脉动压力系数随马赫数变化趋势与风洞试验值一致,峰值大小基本相同,合成功率谱密度函数遥测峰值与设计值 相当。研究结果首次验证了固液捆绑火箭跨声速脉动压力设计方法的有效性。

关键词:固液捆绑火箭;脉动压力;跨声速;风洞试验;飞行试验 文献标志码:A

DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2022.05.004

# Comparison of Pressure Fluctuation Wind-Tunnel Test and Flight Test for Solid-Liquid Bundled Launch Vehicles

WANG Jifei<sup>1</sup>, CHENG Chuan<sup>1</sup>, WANG Yabo<sup>1</sup>, XUAN Chuanwei<sup>1</sup>,

GONG Fengying<sup>2</sup>, MAO Yuming<sup>1</sup>

(1.Shanghai Aerospace System Engineering Institute, Shanghai 201109, China; 2.Shanghai Spaceflight Manufacture (Group) Co., Ltd., Shanghai 200245, China)

Abstract: Owing to the complex aerodynamics shape and high flight dynamics pressure, the pressure fluctuation buffet load of solid-liquid bundled launch vehicle is large. In order to achieve more accurate characteristics of the transonic pressure fluctuation, a detailed pulsating pressure wind-tunnel test is carried out in the development stage, and the pressure fluctuation during flight is measured so as to evaluate the buffet load during flight. The comparison of the results obtained from the pulsating pressure wind-tunnel test and the flight test shows that the variation tendency of the pressure fluctuation coefficient of each measured point with the Mach number from the flight test is consistent with that from the wind-tunnel test, and the peak values are almost the same. Besides, the telemetry peak value of the power spectral density is comparable to its design value. These verify the correctness of the design value for the transonic pressure fluctuation of the solid-liquid bundled launch vehicle.

Key words: solid-liquid bundled launch vehicle; pressure fluctuation; transonic speed; wind-tunnel test; flight test

0 引言

火箭在跨声速飞行时,在横截面急剧变化的区 域(如锥柱肩部、倒锥等)通常会出现气流分离、激 波振荡和激波/边界层干扰等现象,产生较大的压 力脉动。脉动压力可能会激励起火箭整体的弯曲 振动或脉动压力作用位置的局部振动,导致箭体出

现严重的抖振现象,从而产生较大的动载荷和严重 的气动噪声。所以,抖振是火箭设计的一个重要载 荷工况<sup>[1-8]</sup>。国内外针对火箭表面脉动压力环境的 预示方法主要有工程经验公式法<sup>[9]</sup>、数值模拟<sup>[10-18]</sup>和 风洞试验[19-24]等。由于脉动压力产生的机理与非定 常流动现象密切相关,目前还难以从理论上作比较

收稿日期:2022-06-30;修回日期:2022-09-20

作者简介:王吉飞(1984—),男,博士,主要研究方向为运载火箭气动设计、晃动设计等。

准确的计算,工程经验公式和数值模拟的计算精度 有待进一步验证和提升,因此风洞试验是脉动压力 环境预示最直接可靠的方法。实际火箭设计时,作 用于箭体上的脉动压力通过缩比模型的风洞试验, 测得气动外形突变位置的脉动压力载荷,然后处理 成功率谱密度作为抖振载荷计算的输入,进而计算 箭体结构的动力响应。

为了获得火箭实际飞行状态脉动压力的变化 规律,需要在箭体适当位置安装脉动压力传感器并 进行遥测。NASA在2009年对战神火箭 Ares I-X 的脉动压力进行了遥测,全箭共布置245个 Kulite 脉动压力传感器,采样频率651 Hz。遥测结果分析 显示,脉动压力均方根值及功率谱密度函数与风洞 试验结果吻合较好<sup>[25]</sup>。

固液捆绑火箭通常气动外形复杂,跨声速飞行

动压大,因此脉动压力抖振载荷严酷。针对某型固 液捆绑火箭,为了获取较为准确的跨声速脉动压力 特性,在研制阶段开展了细致的脉动压力风洞试 验,火箭飞行时也进行了脉动压力测量,以评估飞 行状态抖振载荷。本文对脉动压力风洞试验和飞 行试验测量结果进行对比分析。

 风洞试验与飞行状态脉动压力测量 情况

# 1.1 风洞试验脉动压力测量情况

某型固液捆绑火箭脉动压力风洞试验模型采 用全模型状态缩比试验,缩尺比为1:40,试验模型 在风洞中安装实物图和截面测点分布如图1所示, 风洞试验段截面积为1.2 m×1.2 m。



(a) 模型安装图

(b) 测点分布图

图 1 脉动压力风洞试验模型安装图和测点分布情况 Fig. 1 Model installation diagram and measured point distribution in the wind-tunnel test for pressure fluctuation

# 1.2 飞行状态脉动压力测量情况

某型固液捆绑火箭飞行状态脉动压力测点分 布如图2所示,共14个脉动压力测点:卫星整流罩 锥柱截面布置8个,筒段布置1个,倒锥布置1个,助 推器前过渡段截面布置4个。

助推器前过渡段截面上的4个脉动压力传感器采样频率为640 Hz,其余传感器采样频率为320 Hz。



图 2 飞行状态脉动压力测点分布

Fig. 2 Measured point distribution in the flight test for pressure fluctuation

2 脉动压力数据处理方法

跨声速脉动压力风洞试验和飞行试验数据均 采用相同的方法进行处理。由于风洞试验为定Ma 数吹风,数据量较大,可采用分段平均的方法进行 处理,而飞行试验为变*Ma*数测量,数据量有限,可 单段处理。

#### 2.1 时域处理

单测点脉动压力均方根为*P*<sub>ms</sub>,动压为*Q*,则均 方根脉动压力系数*C*<sub>pms</sub>为

$$C_{\rm prms} = \frac{P_{\rm rms}}{Q} \tag{1}$$

若在截面上沿周向均匀布置多个测点,截面沿 θ方向的合成脉动压力均方根为P<sub>rmsθ</sub>,则截面合成 均方根脉动压力系数C<sub>vθ</sub>为

$$C_{\rm p\theta} = \frac{P_{\rm rms\theta}}{Q} \tag{2}$$

#### 2.2 频域处理

用快速傅里叶变换将时域信号转换为频域信号,并采用加离散汉宁窗函数的方法减少谱泄露。 傅里叶变换后频率为f(k),脉动压力频谱为P'<sub>H</sub>(k), 则功率谱密度函数计算方法为

$$G(k) = \frac{P'_{\rm H}(k)^2}{2{\rm d}f} \tag{3}$$

式中:df为频谱中的频率序列对应步长。

# 2.3 风洞试验功率谱密度函数转换为飞行状态的 方法

风洞试验功率谱密度函数可以先转换为无量 纲功率谱密度函数,然后再转换为飞行状态功率谱 密度函数。无量纲功率谱密度函数计算方法为

$$\begin{cases} f_{\rm nd}(k) = \frac{D_{\rm m}}{V_{\rm m}} f(k) \\ G_{\rm nd}(k) = \frac{V_{\rm m}}{Q_{\rm m}^2 D_{\rm m}} G(k) \end{cases}$$
(4)

式中: V<sub>m</sub>、Q<sub>m</sub>、D<sub>m</sub>分别为风洞试验中的来流速度、动 压和模型整流罩直径。

由量纲功率谱可换算到相同 Ma 数下,真实飞 行高度和动压下的有量纲结果。换算公式为

$$\begin{cases} f_{\rm f}(k) = \frac{V_{\rm f}}{D_{\rm f}} f_{\rm nd}(k) \\ G_{\rm f}(k) = \frac{Q_{\rm f}^2 D_{\rm f}}{V_{\rm f}} G_{\rm nd}(k) \end{cases}$$
(5)

式中: V<sub>f</sub>、Q<sub>f</sub>、D<sub>f</sub>分别为真实飞行中的来流速度、动 压和火箭整流罩直径。

3 脉动压力数据分析

#### 3.1 脉动压力遥测数据处理

根据脉动压力遥测数据,跨声速脉动压力主要集

中在Ma数0.75~1.05范围内,且脉动压力特性与Ma 数密切相关,因此,参照风洞试验的方法,分析脉动压 力遥测数据随Ma变化规律。脉动压力风洞试验数 据为定Ma吹风结果,而遥测数据为变Ma测量结果, 因此需要根据弹道参数将脉动压力遥测数据按照Ma 进行分段处理,参照风洞试验的方法,Ma数按0.01的 间隔进行分段。某Ma数持续时间dT定义为该Ma 数±0.01的间隔时长,该间隔时长作为该Ma数下的 脉动压力遥测数据分析时长。若Ma数分析间隔太 窄或太宽,则会导致脉动压力遥测数据分析结果与风 洞试验结果差异较大,从而不具有可比性。

#### 3.2 单点均方根脉动压力系数

卫星整流罩单点脉动压力系数对比如图3所示。 卫星整流罩锥柱截面某单点遥测脉动压力系数与风 洞试验对比如图3(a)所示,从图中可以看出,遥测脉 动压力系数峰值与风洞试验均出现在Ma数0.8附 近,且峰值大小相当;卫星整流罩筒段单点遥测脉动 压力系数与风洞试验对比如图3(b)所示,从图中可 以看出,遥测脉动压力系数峰值略小于风洞试验,对 应的Ma数均为0.91;卫星整流罩倒锥单点遥测脉动 压力系数与风洞试验对比如图3(c)所示,从图中可 以看出,遥测脉动压力系数出现多个离散峰值,分别 对应Ma数为0.87、0.92和0.97,而风洞试验在Ma数 0.9~0.98范围内均较大,可能是由于风洞试验是定 Ma数吹风,而飞行工况下Ma数变化较快。

#### 3.3 单点功率谱密度函数

卫星整流罩锥柱 11号测点(Ma=0.81)、筒段 13 号测点(Ma=0.91)功率谱密度函数遥测值与设计值 对比分别如图 4(a)和图 4(b)所示。从图中可以看 出,遥测结果功率谱密度函数与设计值规律较为一 致;遥测值功率谱能量集中在 3 Hz以下,峰值大小与 设计值相当;遥测值功率谱在 3~40 Hz频段上小于 设计值,主要是飞行状态下,压力脉动主要由激波扫 略引起,持续时间较短,流动分离引起的压力脉动较 小,而在风洞试验中,测试时间较长,激波振荡及流 动分离均较为明显,因此该频段的压力脉动均较大。

卫星整流罩倒锥14号测点功率谱密度函数遥测值与设计值对比如图4(c)和图4(d)所示。从图中可以看出,由于倒锥截面处脉动压力持续时间长,激波振荡和流动分离均较为明显,因此遥测结果功率谱密度函数与设计值均吻合较好。



Fig. 3 Comparision of the single point pressure fluctuation coefficient  $C_{prms}$  of satellite fairing





## 3.4 截面合成均方根脉动压力系数

卫星整流罩锥柱截面合成脉动压力系数随Ma 数变化对比如图5(a)所示。从图中可以看出,锥柱 截面合成脉动压力系数随Ma数变化趋势一致,峰值 大小基本相同,峰值对应的Ma数稍有差别,风洞试 验峰值出现在0.79附近,飞行状态出现在0.81附近。

卫星整流罩锥柱截面合成脉动压力系数随周 向位置变化对比如图5(b)所示。从图中可以看出, 飞行状态脉动压力系数随周向位置变化更大,但峰 值大小与风洞试验基本相同。



Fig. 5 Comparison of the pressure fluctuation coefficient in the cone column section of the satellite fairing

#### 3.5 截面合成功率谱密度函数

卫星整流罩锥柱合成功率谱密度函数遥测值 (Ma=0.81)与设计值对比如图 6(a)所示。从图中 可以看出,与单点功率谱密度函数类似;功率谱密 度函数遥测值在2 Hz以下与设计值相当,在其他频 段上小于设计值,主要是飞行状态下,压力脉动主 要由激波扫略引起,持续时间较短,流动分离引起 的压力脉动较小,而在风洞试验中,测试时间较长, 激波振荡及流动分离均较为明显,因此中、高频段 的压力脉动均较大。助推器前过渡段截面合成功 率谱密度函数遥测值(*Ma*=0.79)与设计值对比如 图 6(b)所示。从图中可以看出,功率谱密度函数遥 测值在 60 Hz 以内趋势与设计值基本一致,量值略 小于设计值,遥测值在高频段能量较小。



Fig. 6 Comparison of the Sectional power spectral density

4 结束语

本文对某型固液捆绑火箭跨声速脉动压力遥 测数据进行分析,并与风洞试验值进行对比,得出 如下结论:

1)固液捆绑火箭跨声速飞行动压大,卫星整流
罩及助推器前过渡段脉动压力幅值较大,从而导致

抖振载荷较大。

 2)卫星整流罩锥柱截面、筒段、倒锥脉动压力 系数随马赫数变化趋势与风洞试验值一致,峰值大 小基本相同。

3) 卫星整流罩锥柱截面、筒段功率谱密度函数 遥测值在低频段(4 Hz以内)与设计值相当(主要是 激波振荡引起的压力脉动),在其他频段上小于设 计值;卫星整流罩倒锥功率谱密度函数值较大时对 应的频率分布较宽,既有激波振荡引起的压力脉动 (主要能量在4 Hz以下),也有流动分离引起的压力 脉动(主要能量在40 Hz以下),与设计值在中低频 段均吻合较好;助推器前过渡段截面合成功率谱密 度函数遥测值在60 Hz以内趋势与设计值基本一 致,量值略小于设计值,遥测值在高频段能量较小。

综上所述,某型固液捆绑火箭跨声速脉动压力 遥测值与风洞试验值趋势一致,峰值大小基本相同,首次验证了固液捆绑火箭跨声速脉动压力设计 方法的有效性。

### 参考文献

- [1]万音, 倪嘉敏, 刘志珩. 总体设计(上): 气动设计[M]. 北京: 宇航出版社. 1989.
- [2] 赵瑞,荣吉利,李跃军,等.整流罩母线形状对脉动压力 环境的影响研究[J].兵工学报,2017,38(5):1020-1026.
- [3] 唐伟,江定武,桂业伟,等.旋成体导弹头部母线线性的 选择问题研究[J].空气动力学学报,2010,28(2): 218-221.
- [4]操小龙,罗金玲,周丹杰,等.锥-柱体外形脉动压力及 抖振载荷响应研究[J].战术导弹技术,2010,1:67-72.
- [5] PLOTKIN K J, ROBERTSON J E. Prediction of space shuttle fluctuating pressure environment, including rocket plume effects [R]. [S.L.]: NASA-CR-124347, 1973.
- [6] YANG M Y, WILBY J F. Derivation of aero-induced fluctuating pressure environment for Ares I-X [C]// 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. [S.L.]: AIAA/CEAS, 2008:240-258.
- [7] 蒋华兵,李春丽,陈强洪.再人飞行器脉动压力环境特 性分析[J].航天器环境工程,2010,27(3):378-382.
- [8]张伟伟,高传强,叶正寅.机翼跨声速抖振研究进展 [J].航空学报,2015,36(4):1056-1075.
- [9]赵瑞,荣吉利,任方,等.一种改进的跨声速旋成体壁面脉动压力预测方法[J].宇航学报,2016,37(10):1179-1184.
- [10] 徐立功,刘振寰.再入飞行器脉动压力环境的分析与预 测[J].空气动力学学报,1991,9(4):457-464.

- [11] 张志成,陈伟芳,石于中,等.球头双锥再人体表面脉动压 力环境的分析与预测[J].宇航学报,2002,23(2):19-22.
- [12] 龙万花,陈伟芳,宋松和.旋成体跨音速脉动压力环境分析与预测[J].国防科技大学学报,2004,26(1):17-20.
- [13] SHUR M L, SPALART P R, STRELETS M K, et al. A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modeled LES capabilities [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008, 29: 1638-1649.
- [14] MATSUKAWA Y. Implicit large eddy simulation of a supersonic flat-plate boundary layer flow by weighted compact nonlinear scheme [J]. International Journal of Computational Fluid Dynamic, 2011, 25(2): 47-57.
- [15] LI Q, LIU C Q. Implicit LES for supersonic microramp vortex generator: New discoveries and new mechanisms [J]. Modelling and Simulation in Engineering, 2011: ID 934982.
- [16] TUSTSUMI S, TSKSKI R, TAKAMA Y, et al. Hybrid LES/RANS simulations of transonic flowfield around a rocket fairing [C]// 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference. [S. L.]: AIAA, 2012: 108-124.
- [17] NILOUFAR M, HOFFMANN K A. Numerical simulation of wall pressure fluctuations due to a turbulent boundary layer [J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(6): 2046-2058.
- [18] 赵瑞,荣吉利,任方,等.火箭整流罩外气动噪声环境的 大涡模拟研究[J].宇航学报,2015,36(9):988-994.
- [19] 恽起麟等.实验空气动力学[M].北京:国防工业出版 社,1991.
- [20] 刘振皓,任方,张翼行,等.锥柱旋成体跨音速脉动压力 风洞试验研究[J].强度与环境,2018,45(1):1-6.
- [21] 王娜,高超.弹体脉动压力特征的实验研究[J].实验流体力学,2010,24(1):30-35.
- [22] 王娜,高超,肖虹.雷诺数对旋成体表面脉动压力特性 的影响[J].飞行力学,2013,31(5):455-457.
- [23] DAVID M S, JAYANTA P, JAMES C R, et al. Investigation of unsteady pressure-sensitive paint (uPSP) and a dynamic loads balance to predict launch vehicle buffet environments[R]. [S.L.]: NASA/TM-2016-219352, 2016.
- [24] DAVID J P, MARTIN K S, RUSS D R. Ares launch vehicle transonic buffet testing and analysis techniques[R]. [S.L.]: AIAA 1-26, 2010.
- [25] DAVID J P, MARTIN K S, RUSS D R. Comparison of ares I-X wind-tunnel derived buffet environment with flight data [R]. [S.L.]: AIAA 1-25, 2010.