

- [2] Steger J L, Warming R F. Flux Vector Splitting of the Inviscid Gasdynamic Equations with Application to Finite-Difference Methods. J of Computational Physics, 1981, 40: 263~293
- [3] Wang Yigun, Toshi Fujiwara. Improvements on Accuracy and Efficiency for Calculation of Transonic Viscous Flow around an Airfoil. Memoirs of the Faculty of Engineering Nagoya University, 1987, 39 (1)
- [4] Pulliam T H. Artificial Dissipation Models for the Euler Equations. AIAA 85-0438
- [5] Thornock R L. Experimental Investigation of through Convergent-Conical Nozzles. Document No. D6-20375, The Boing Co. 1968. 9



德国继续高超音速推进研究

对非对称二维喷管采用氢进行冷却研究之后,德国 MTU 公司设想在 1995 年实现一个马赫数 7 的冲压发动机的实验机。

德国的 Sanger 高超音速轨道飞机将采用涡轮喷气/液氢冲压组合发动机为动力装置。发动机拥有一个矩形进气道和一个扩压器。为确保涡轮喷气发动机在高超音速阶段的独立性和安全性,在涡轮喷气发动机上装有一个闭合系统。在闭合系统之后是一个给冲压发动机燃烧室供气的加热管,最后是一个带膨胀斜面的二维喷管。先是燃气涡轮发动机工作,使飞机接近马赫数 3.5,在马赫数 3~3.8 的过渡段,冲压发动机开始工作至马赫数达到 7。德国的高超音速技术计划始于 1988 年。DLR、DASA 飞机和宇航分部和 MTU 下属的 Volvo 公司参加了这项计划的研究。从 1992 年起,俄罗斯 TsAGI 的专家也参加了这项超音速冲压发动机技术的研究。

目前,冲压发动机的部件(燃烧室、喷管和冷却系统)都已确定并开始试验。在第一阶段(1990~1992 年)进行了计算编码、新设备的建立、进气道和燃烧室空气动力学的研究等工作,与此同时开始了部件试验。从 1991 年起,对直径 33cm 的冷却燃烧室进行了模拟,其马赫数达到 4.7。燃气发生器的温度达到 2000K。在这之后,1992 年 12 月进行了冷却冲压发动机试验,其马赫数达到 7。

关于喷管,已对矩型的和非对称型喷管进行了多次试验,最后选中了非对称二维喷管。该喷管采用氢进行冷却。试验时,喷管出口的温度达到 2500K。在研制膨胀斜面时,他们花费了很大力量,因为这个膨胀斜面对发动机与机身的整体化很重要。该斜面采用碳/碳进行防护。1993 年 3 月对一个完整的喷管进行了满意的试验。试验时,喷管的温度达到了 2400K,斜面上的温度为 1500K。

单个组元试验结束后,德国研究人员又开始了新的试验。在 1995 年应对一台命名为 TDR 500 的冲压发动机实验机进行试验。该实验机长 7m,由一个可变截面二维进气道、一个直径为 50cm 的环形燃烧室和一个带膨胀斜面的尾喷管组成。试验大概在俄罗斯和美国进行。

第三阶段应通过超音速燃烧这一关,德国 DLK 和俄罗斯期的 TsAGI 将合作进行这阶段的工作。

郭振玲 供稿