

文章编号:1000-8055(2012)10-2169-06

整流支板和火焰稳定器的一体化设计及性能分析

李 锋¹, 程 明^{1,2}, 郭瑞卿¹, 尚守堂^{1,2}, 唐正府^{1,2}, 李龙贤¹

(1. 北京航空航天大学 能源动力学院, 北京 100191;

2. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 针对航空发动机高推质比、高隐身的需求, 提出一种加力燃烧室整流支板和火焰稳定器一体化设计的方法, 并开展了相关模型加力燃烧室的计算和试验研究。研究结果表明: 采用一体化设计加力燃烧室, 能够缩短加力燃烧室长度, 大幅降低非加力状态的冷态流阻, 明显改善发动机加力燃烧室的性能, 提高发动机的推质比。可为解决高推质比、高隐身发动机技术提供了一种新的思路和研究方向。

关 键 词: 一体化整流支板; 整流支板设计; 火焰稳定器; 加力燃烧室; 冲压燃烧室

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Frame plate and flame holder integration design and capability analysis

LI Feng¹, CHENG Ming^{1,2}, GUO Rui-qing¹, SHANG Shou-tang^{1,2},
TANG Zheng-fu^{1,2}, LI LONG-xian¹

(1. School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Shenyang Aeroengine Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: Based on the increasing demand for high thrust weight ratio and high stealthy aero-engine, the design method of integration design frame plate and flame holder afterburner was given and some model afterburner simulations and experiments were conducted. The results show that the length and can flow resistance could be reduced greatly, and the capability and thrust weight ratio of aero-engine can be increased apparently. This work would help to provide a new research direction and method for high thrust weight ratio and high stealthy aero-engine technology.

Key words: integration frame plate; frame plate design; flame holder; afterburner; ramjet burner

加力燃烧室是提高发动机推质比的重要技术手段, 但是传统的加力燃烧室喷油装置和火焰稳定器被直接安置在加力燃烧室主气体流路中, 不可避免的对主流产生堵塞, 造成明显的总压损失, 尤其是不开加力室的“冷态”流阻损失, 传统的加力燃烧室的耗油率较高, 不能长期使用^[1-6]。

本文针对航空发动机高推质比的需求, 提出一种加力燃烧室的火焰稳定器与涡轮整流支板的一体化设计方案, 其主要的设计特征是将整流支板、燃油喷射系统和加力燃烧室火焰稳定器设计成一个整体, 该方案可取消设置在流路中的加力燃烧室稳定器和喷油装置, 大大降低非加力“冷

收稿日期: 2012-05-23

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121015.1020.201210.2169_013.html

基金项目: 国家自然科学基金(90716025, 50476005)

作者简介: 李锋(1966—), 男, 湖南资兴人, 教授、博士生导师, 博士后, 主要从事燃烧、流动控制及隐身研究。

态”流阻损失;缩短加力燃烧室长度,减少附加质量;引外涵空气冷却整流支板及加力内锥,可降低整流支板及加力内锥的壁温,从而降低加力燃烧室的红外辐射强度.该方案的突出优点是在加力时有利于稳定燃烧,在非加力时有较低的流阻损失和较高推进效率,同时还能降低红外辐射的作用,有效缩短加力燃烧室长度^[7-13].该方案是未来高推质比、高隐身航空发动机加力燃烧室发展的重要方向之一.

1 一体化加力燃烧室结构设计

1.1 整流支板的设计

本文参考美国 EJ200 和 M88-II 航空发动机加力燃烧室的设计经验,在新一代加力燃烧室设计结构基础上对整流支板和火焰稳定器进行一体化的整合设计.所设计的一体化加力燃烧室主要由整流支板、内涵稳定器、分流环、联焰器、外涵支承、外涵稳定器、燃油喷嘴、加力内锥、机匣等部分构成.

整流支板在结构上是连接扩压器外壁和中心锥体的承力框架,并把加力内锥的质量和气动力传递到外壁.一般而言,从低压涡轮流出的燃气与发动机轴线并不平行,而是存在某一扭角.作为整流支板与稳定器一体化设计的探索研究,本文整流支板气动外形采用直板型设计,整流支板的叶型采用 NACA(National Advisory Committee for Aeronautics)对称翼型设计^[14],尾部设计成凹槽作为值班式火焰稳定器.叶型气动外形如图 1 所示.

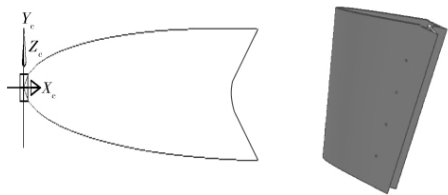


图 1 叶型气动外形

Fig. 1 Frame plate aerodynamic configuration

1.2 环形稳定器和联焰器的设计

联焰器的功能是在周向方向传播火焰,使火焰在整个加力燃烧室尽可能均匀分布,联焰器位于分流环的末端.环形火焰稳定器采用吸入式火焰稳定器或蒸发式火焰稳定器.联焰器整体采用 V 型火焰稳定器设计,如图 2 所示.联焰器上面接外涵火焰稳定器,下面接内涵火焰稳定器.

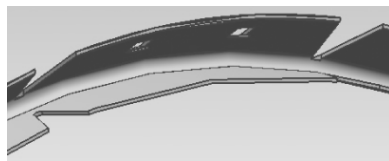


图 2 环形稳定器联焰器

Fig. 2 Ring interconnected flame holder

1.3 外涵火焰稳定器的设计

一体化加力燃烧室采用内外涵分别组织燃烧,即采用先燃烧后混合的方案.故需要对外涵火焰稳定器进行设计.外涵火焰稳定器稳定的设计思路是将外涵火焰稳定器、燃油喷嘴、外涵支承融为一体,中间通冷却空气进行冷却,冷却空气气路与整流支板内冷却空气气路相通.如图 3 所示.

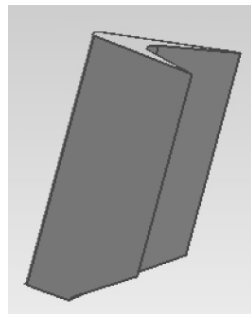


图 3 外涵火焰稳定器

Fig. 3 External duct flame holder

1.4 分流环的设计

一体化加力燃烧室的分流环是发动机涡轮机匣的一部分,下表面与加力内锥形成内涵扩压通道,上表面与外涵机匣形成外涵扩压通道,如图 4 所示.分流环与联焰器连接如图 5 所示.

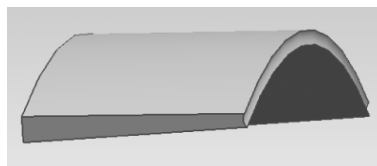


图 4 分流环

Fig. 4 Split ring

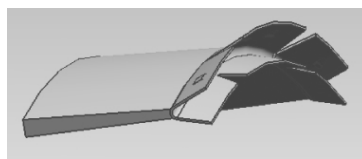


图 5 分流环与联焰器组合

Fig. 5 Split ring and connected flame combination

1.5 整体结构设计

将以上的设计部件按照一体化加力燃烧室的设计要求进行有机的整合,形成总体设计方案.整合的过程是将分流环与混合器(联焰器)相连,混合器的上面连接外涵火焰稳定器,下面连接内涵火焰稳定器.3个部件相连后,火焰在其后面可以实现径向和周向的传焰.整流支板下面连接加力内锥,外涵火焰稳定器上面连接加力燃烧室筒体.设计的一体化加力燃烧室整体结构如图6所示.环形混合器与火焰稳定器组合整体如图7所示.

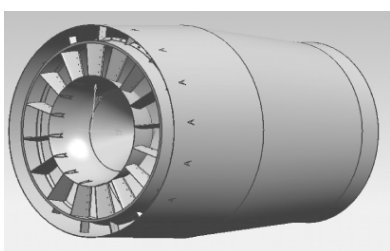


图6 一体化加力燃烧室整体结构

Fig. 6 Integration design of afterburner

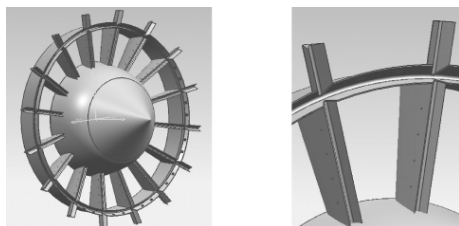


图7 环形混合器与火焰稳定器组合整体

Fig. 7 Ring and connected flame holder

2 一体化支板试验及计算方案

2.1 试验件组成部分

一体化设计的整流支板火焰稳定器(紧凑耦合型火焰稳定器)是一体化加力燃烧室中的关键部件,其工作性能对加力燃烧室整体工作性能起决定性作用.

加力燃烧室试验件主要由3部分构成,整流支板火焰稳定器,前置腔体,扩压通道.试验的主要目的是验证所设计的一体化加力燃烧室的火焰稳定效果及方案的可行性.为了加工和布置燃油管路的方便,整流支板火焰稳定器在前面设计和计算的基础上进行了适当简化,气动外形的头部为 45° 锥角,侧壁为直板型,后面依然是凹槽型.燃油从上面进入,主燃油从侧壁横向喷出,值班燃油从后面顺喷.冷却气从下面进入整流支板内部,

对整流支板火焰稳定器及燃油管路起冷却作用.一体化设计的整流支板火焰稳定器试验件如图8所示.



图8 一体化设计的整流支板火焰稳定器

Fig. 8 Integration design of plate flame holder

2.2 试验台及测试系统

加力燃烧室试验段接在主燃烧室后面,主燃烧室出来的燃气进入到加力燃烧室试验段,燃油经一体化设计的整流支板火焰稳定器喷入到燃气来流中点火燃烧,模拟加力燃烧室的燃烧情况.实验台及测试系统实验台示意图如图9所示.

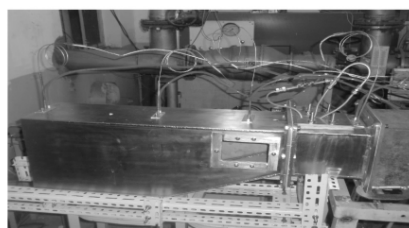
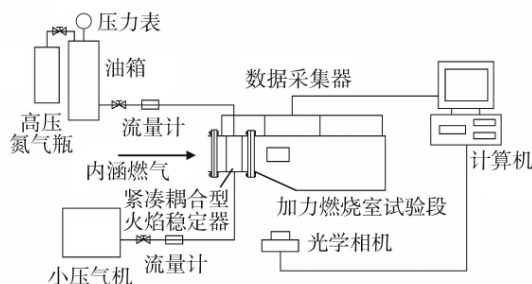


图9 试验台及测试系统

Fig. 9 Experiment and test system

2.3 计算方案

计算采用 FLUENT 软件中的 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型、DDM(discrete drop model)喷雾模型、PDF(probability density function)燃烧模型、DO(discrete ordinates)辐射模型、热力模型 NO_x 排放模型进行计算,将该模型的数值模拟结果与试验结果进行了对比研究,以验证计算结果的可信度,为一体化设计加力燃烧室的优化及性能预估提供可信的技术手段.

3 试验及计算结果分析

燃烧点火顺序按照发动机的实际工作过程,先点燃主燃烧,后点燃加力燃烧室。加力燃烧按照油量从小到大调节,本文共给出了冷态和 3 种不同油气比的热态试验方案的计算和试验结果,表 1 给出的加力燃烧室进口的燃气参数。图 10 显示的是加力燃烧室热试照片。

表 1 加力燃烧室进口参数

Table 1 Inlet parameters of afterburner

试车编号	来流总温/ K	来流速度/ (m/s)	油气比
1	786	68	0.0096
2	802	74	0.0144
3	805	46	0.0288

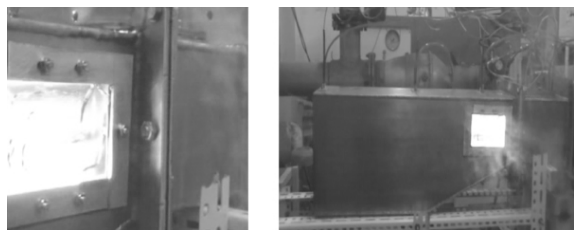


图 10 加力燃烧室试验件热试照片

Fig. 10 Afterburner experiment photographs

3.1 总压恢复系数

图 11 列出了加力燃烧室冷态及不同油气比条件下热试的总压恢复系数。

从图 11 的加力燃烧室的总压恢复系数中可以发现:采用一体化加力燃烧室,其冷态总压恢复系数高达 0.98 以上,热态时也可达 0.95 左右,因此,采用一体化加力燃烧室,可大幅降低非加力状态的冷态流阻,并且具有较低的热态流阻。

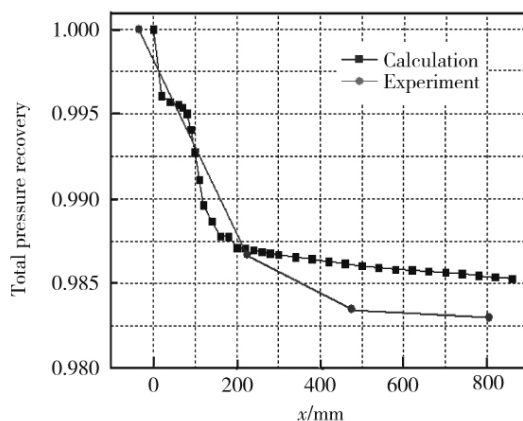
3.2 加力温升

图 12 给出了一体化加力燃烧室不同油气比条件下的加力温升。

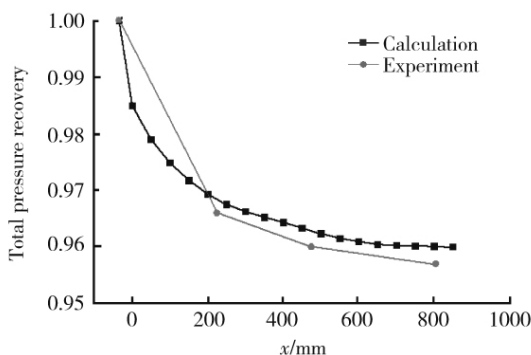
从图 12 加力燃烧室的不同油气比条件下的加力温升中可以发现:采用一体化加力燃烧室,其加力温升曲线上升得很快,随着油气比的增大,其温升效果越明显。

3.3 燃烧效率

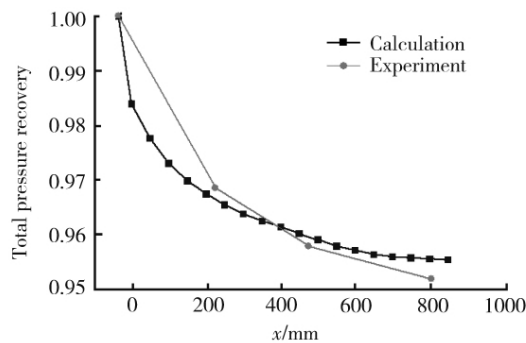
图 13 给出了加力燃烧室不同油气比条件下的燃烧效率。



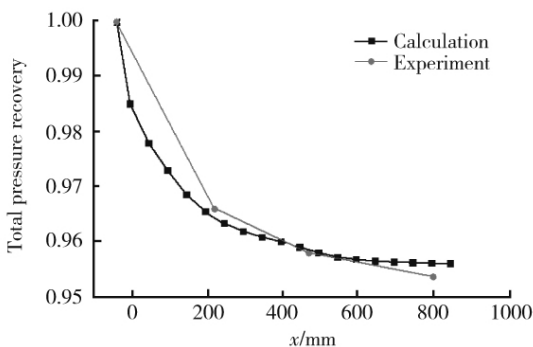
(a) 冷态



(b) 方案 1



(c) 方案 2



(d) 方案 3

图 11 不同条件的总压恢复系数

Fig. 11 Total pressure recovery coefficient at different cases

从图 13 加力燃烧室的不同油气比条件下的燃烧效率中可以发现:采用一体化加力燃烧室,其

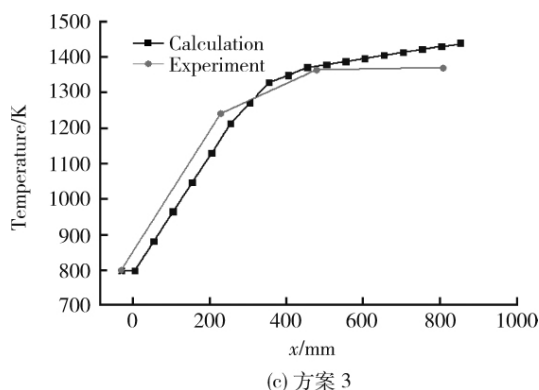
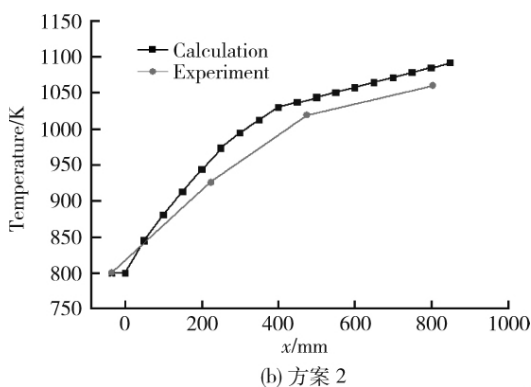
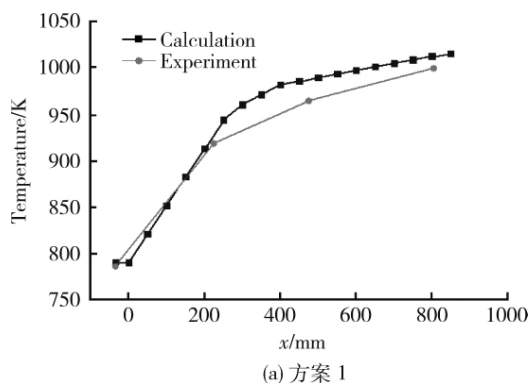


图 12 不同油气比条件下的加力温升

Fig. 12 Integration afterburner temperature rise at different fuel/air ratios

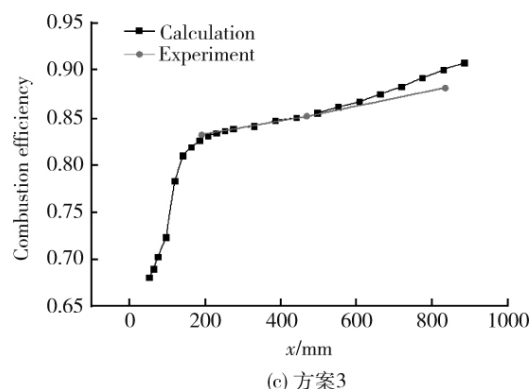
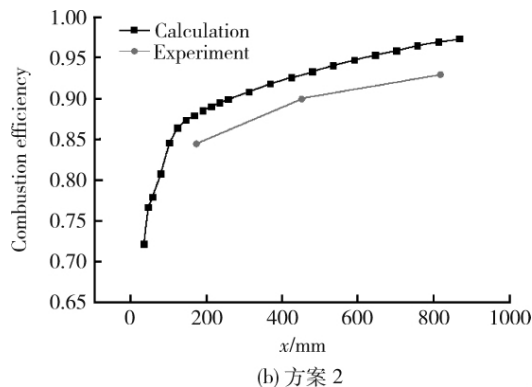
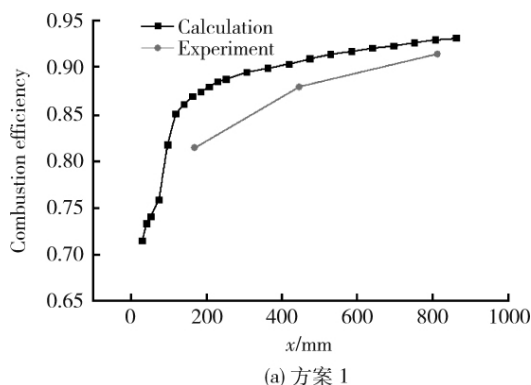


图 13 不同油气比条件下的燃烧效率

Fig. 13 Integration afterburner combustion efficiency at different fuel/air ratios

燃烧效率约为 90%, 略低于计算值和传统的加力燃烧室, 主要原因是由于加工等因素导致燃油喷嘴的雾化效果不是很好, 造成了燃烧效率一定程度的下降, 这是有待于进一步改进的地方。

3 结 论

本文在一体化加力燃烧室设计方案的基础上对整流支板火焰稳定器燃烧性能进行了计算和试验验证。初步得到了如下一些结论:

1) 采用一体化加力燃烧室, 在不同油气比条件下燃烧状态良好, 表明其供油及火焰稳定的方式是可以稳定燃烧的。

2) 采用一体化加力燃烧室, 其加力温升曲线上升得很快, 随着油气比的增大, 其温升效果越明显。表明其燃烧组织方式可望缩短加力燃烧室的总体长度。

3) 采用一体化加力燃烧室, 其冷态总压恢复系数很高, 热态时也能维持在一个较高的水平。表明, 采用一体化加力燃烧室, 可大幅降低非加力状态的冷态流阻, 并且具有较低的热态流阻。

因此, 采用一体化设计加力燃烧室, 在加力燃烧室燃烧性能不变的前提下, 可望缩短加力燃烧

室长度,大幅降低非加力状态的冷态流阻,明显地改善发动机加力燃烧室的性能,进而提高发动机的推质比。带气膜冷却的一体化设计加力燃烧室方案可为解决高推质比、高隐身动力技术提供了一种新的思路和研究方向。

参考文献:

- [1] 梁春华. 通用的、可承担起的先进涡轮发动机(VAATE)计划[J]. 航空发动机, 2001, 27(3): 42.
- [2] 杨开田, 张孝先, 王泽军, 等. 航空发动机设计手册: 第 11 册 加力燃烧室[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001: 235-236.
- [3] 季鹤鸣, 樊于军, 杨茂林. 新型内突扩加力燃烧室方案可行性分析[J]. 航空发动机, 2006; 32(1): 35-37.
JI Heming, FAN Yujun, YANG Maolin. Feasibility analysis of a new dumped afterburner concept[J]. Aeroengine, 2006, 32(1): 35-37. (in Chinese)
- [4] 孙雨超, 张志学, 李江宁, 等. 一体化加力燃烧室方案设计 & 数值研究[J]. 航空科学技术, 2011(4): 71-74.
SUN Yuchao, ZHANG Zhixue, LI Jiangning, et al. Design and numerical research of integrated rear frame and afterburner[J]. Aeronautical Science & Technology, 2011(4): 71-74. (in Chinese)
- [5] 马梦颖, 金捷, 季鹤鸣. 航空发动机加力燃烧室技术及新颖结构方案[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2008; 21(4): 55-59.
MA Mengying, JIN Jie, JI Heming. Technology and new configuration of aero-engine afterburner[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2008, 21(4): 55-59. (in Chinese)
- [6] 李锋, 曹会东, 陈维, 等. 离散孔波纹板气膜冷却的实验研究[J]. 燃烧科学与技术, 2004; 10(3): 271-275.
LI Feng, CAO Huidong, CHEN Wei, et al. Research on discrete hole wave board film cooling technology[J]. Journal of Combustion Science, 2004, 10(3): 271-274. (in Chinese)
- [7] Jeffery A L, Torence P B, Derk S P, et al. Development needs for advanced afterburner designs[R]. AIAA 2004-4192, 2004.
- [8] Ebrahimi H B. Overview of gas turbine augmentor design, operation, and combustion oscillation[R]. AIAA 2006-4916, 2006.
- [9] Lubarsky E, Cross C, Cutright J T, et al. Novel carbureted flame holder for improved afterburner stability[R]. AIAA 2008-98, 2008.
- [10] Shahnam M, Wu P K, Kirkendall K, et al. Combustion instability of a diffusion flame using an integrated fuel injector/flameholder device[R]. Reno, NV; 36th Aerospace Science Meeting & Exhibit, AIAA 98-0639, 1998.
- [11] Birmaher S. Development of a 'Prime and Trigger' concept for compact afterburner combustion[R]. AIAA 2007-0562, 2007.
- [12] Sippel M, Deidewig F. Evaluation of high speed turbojet/turbofan engine concepts on the performance of the DSL STS-booster stage[R]. AIAA 95-2750, 1995.
- [13] Raffoul C N, Nejad A S. Entrainment and mixing characteristics of bluff body flameholders; an experimental and numerical study[R]. AIAA 94-0710, 1994.
- [14] 钱翼稷. 空气动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004: 110-111.