

 Springer

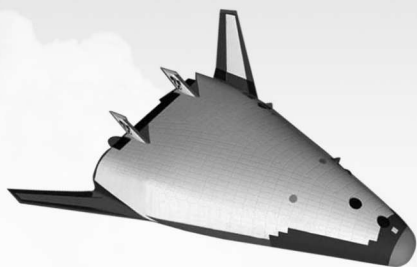
高超声速飞行器系列丛书

再入飞行器概念 外形优化设计

——应用于返回舱和有翼飞行器

[荷]多米尼克·迪克斯 (Dominic Dirkx) 著
[荷]欧文·莫伊 (Erwin Mooij)

关成启 马红亮 查旭 杜斌 译



CONCEPTUAL SHAPE
OPTIMIZATION OF ENTRY VEHICLES:
APPLIED TO CAPSULES AND WINGED FUSELAGE VEHICLES

 北京理工大学出版社
BEIJING INSTITUTE OF TECHNOLOGY PRESS

符 号

简洁起见，该清单中省略了物理形状参数，但可以分别从表 5.1 和表 5.2 中查阅到返回舱和有翼式飞行器的有关参数。

A	面积 (m^2)
AR	长宽比 (-)
a	声速 (m/s)
B	轨迹系数 (kg/m^2)
B_i^n	伯恩斯坦多项式 (-)
b_i	贝塞尔点 (用法依赖的)
b	翼展 (5.2.4 节) (m)
C_A	轴向力系数 (-)
C_D	阻力系数 (-)
C_L	升力系数 (-)
C_l	滚转力矩系数 (-)
C_m	俯仰力矩系数 (-)
C_N	法向力系数 (-)
C_n	偏航力矩系数 (-)
C_p	压力系数 (-)
C_S	侧向力系数 (-)
c_{ref}	气动参考长度 (m)
c_p	比定压热容 (J/K)
c_v	比定容热容 (J/K)
c_1	单体置信度参数 (-)

c_2	群体置信度参数 (-)
D	阻力 (N)
E	能量 (J)
e	单位质量内能 (J/kg)
F	力 (N)
F	加权目标函数 (第六章) (用法依赖的)
f	目标函数 (第六章) (用法依赖的)
f	椭圆率 (第二章) (-)
f_c	桥接函数 (-)
G	万有引力常数 (= 6.67259×10^{-11}) [$\text{m}^3/(\text{kg} \cdot \text{s}^2)$]
g	引力加速度 (m/s^2)
g	不等式约束函数 (第六章) (用法依赖的)
H	标定高度 (m)
H_i^j	Hermite 多项式 (-)
h	高度 (m)
h	单位质量焓值 (3.1.1 节) (J/kg)
h	等式约束函数 (第六章) (用法依赖的)
k_B	玻尔兹曼常数 (= 1.380650×10^{-23}) (J/K)
$k_{1\dots 9}$	方法选择参数 (3.3.2 节) (参数依赖)
Kn	努森数 (-)
J_n	区域引力场系数 (-)
L	升力 (N)
M	马赫数 (-)
M	摩尔质量 (mol/kg)
M	力矩矢量 ($\text{N} \cdot \text{m}$)
m_i	控制点导数 (用法依赖的)
m	质量 (kg)
\hat{n}	法向矢量 (-)
n	过载系数 (-)
N_c	有翼飞行器形状的轮廓数量 (-)
N_p	有翼飞行器形状单个轮廓上点的数量 (-)
p_i	控制点 (用法依赖的)
Pr	普朗特数 (-)

p	压力 (N/m^2)
p_{mut}	突变概率 (-)
Q	热载荷 (J/m^2)
q	加热速率 (W/m^2)
q_{dyn}	动压 (N/m^2)
R	比气体常数 [$\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$]
R	半径 (m)
$R\bar{l}$	通用气体常数 (=8.314 473) [$\text{J}/(\text{K} \cdot \text{mol})$]
Re	雷诺数 (-)
\mathbf{r}	位置矢量 (m)
r_x	形状参数 $z_{2,1}$ 的关联参数 (-)
S	表面积 (m^2)
S	侧向力 (N)
St	斯坦顿数 (-)
s	熵 (J/K)
s_g	地面航迹范围 (m)
T	温度 (K)
t	时间 (s)
t	参数化变量, 数值在 $[0, 1)$ (第四章) (-)
U	引力势 (m^2/s^2)
u	x 向速度 (m/s)
u	参数化变量 (第四章) (-)
\mathbf{V}	速度矢量 (m/s)
V	体积 (m^3)
V_c	圆轨道速度 (m/s)
v	y 向速度 (m/s)
v	表面的第二个参数化变量 (第四章) (-)
W	重量 (N)
\mathbf{x}	状态变量矢量 (用法依赖的)
α	迎角 (rad)
β	侧滑角 (rad)
β	激波角 (3.1 节) (rad)
γ	航迹角 (rad)

γ	比热容比 (-)
δ	纬度 (rad)
σ	倾侧角
η	样条曲线固定参数 (4. 2. 3 节) (-)
η	突变分布参数 (-)
η_v	填充系数 (-)
θ	流动偏转角 (rad)
θ	绕轴的旋转角 (2. 2. 1 节) (rad)
Λ	机翼后掠角 (rad)
λ	平均自由程 (3. 1. 2 节) (m)
λ	机翼锥度比 (-)
κ	弯度 (1/m)
μ	引力参数 (第二章) (m^3/s^2)
μ	黏度 [$\text{kg}/(\text{m} \cdot \text{s})$]
μ	马赫角 (3. 1. 2 节) (rad)
v	普朗特 - 迈耶尔函数 (rad)
ρ	密度 (kg/m^3)
σ	倾斜角 (rad)
τ	经度 (rad)
φ	地心纬度 (rad)
φ'	大地纬度 (rad)
χ	航向角 (rad)
ω	角速率 (rad)
ω	惯性权重 (第六章) (-)

下标

\perp	垂直于
∞	与自由来流相关的
0	在海平面或参考条件
1	激波前
2	激波后
A	在气动参考系中计算的

a	基于空气动力学的
aw	绝热壁的
abs	绝对的
B	在机体参考系中计算的
b	机体的
bf	体襟翼的
c	对流的
c	锥形中间部分的 (5.1 节)
cm	在质心或周围的
cog	在重心的
cor	返回舱圆角半径的
cp	关于压心的
E	再入初始时刻的
e	边界层边缘的 (3.4 节)
e	升降舵副翼的
eq	在赤道的
fus	机体的
g	由于引力的
high	在高超声速状态下的
I	在惯性参考系中计算的
irrev	不可逆转的
L	整个长度 L
LE	前缘的
low	在低高超声速状态下的
n	垂直于激波的
n	与飞行器前缘关联的
q	在匹配点 (3.3 节)
R	在旋转的行星中心参考系中计算的
r	在径向方向
rel	相对的
ref	参考的
s	在驻点的
sp1	在球头的

sp2	在后球帽的
T	总计
T	在轨迹参考系中计算的
t	环形截面的
tr	在配平状态下的
V	在垂直参考系中计算的
w	在飞行器壁面的
w	机翼的
α	关于迎角导数的
$z_{2,1}$	关于侧滑角导数的
δ	在纬度方向的

缩略语

ACM	Aerodynamic Configured Missile (气动配置的导弹)
ALTV	Approach and Landing Test Vehicle (进场与着陆测试飞行器)
APAS	Aerodynamic Preliminary Analysis System (空气动力学初步分析系统)
ARD	Atmospheric Re-entry Demonstrator (大气再入演示器)
CEV	Crew Exploration Vehicle (载人探索飞行器)
CFD	Computational Fluid Dynamics (计算流体动力学)
CNES	Centre National d' Etudes Spatiales (法国国立空间研究中心)
DG - MOPSO	Double Grid Multi - Objective Particle Swarm Optimization (双网格多目标粒子群优化算法)
DLR	Deutsches Zentrum für Luft - und Raumfahrt (德国航空航天中心)
DUT	Delft University of Technology (代尔夫特理工大学)
EGM	Earth Gravity Model (地球引力场模型)

ESA	European Space Agency (欧洲航天局)
EXPERT	European eXPERimental Re-entry Test-bed (欧洲试验性再入测试飞行器)
FESTIP	Future European Space Transportation Initiative Programme (欧洲未来航天运输计划)
GA	Genetic Algorithm (遗传算法)
GEO	Geostationary Earth Orbit (地球静止轨道)
HASA	Hypersonic Aerospace Sizing Analysis (高超声速航空航天粒度分析)
ICBM	Intercontinental Ballistic Missile (洲际轨迹导弹)
LaWGS	Langley Wireframe Geometry Standard (兰利线框几何标准)
LEO	Low Earth Orbit (近地轨道)
MDO	Multidisciplinary Design Optimization (多学科设计优化)
MER	Mass Estimation Relationship (质量估计关系)
MOPSO	Multi - Objective Particle Swarm Optimization (多目标粒子群优化)
NASA	National Aeronautics and Space Administration (美国国家航空航天局)
NSGA	Non - dominated Sorting Genetic Algorithm (非支配排序遗传算法)
NURBS	Non - Uniform Rational B - Splines (非均匀有理 B 样条)
OTV	Orbital Test Vehicle (轨道测试飞行器)

PSO	Particle Swarm Optimization (粒子群优化)
RCS	Reaction Control System (反作用控制系统)
S/HABP	Supersonic/Hypersonic Arbitrary Body Program (超声速/高超声速任意体程序)
SOSE	Second - Order Shock Expansion (二阶激波膨胀)
SSTO	Single Stage to Orbit (单级入轨)
STS	Space Transportation System (空间运输系统)
TAEM	Terminal Area Energy Management (末端能量管理)
TPS	Thermal Protection System (热防护系统)
TSTO	Two Stage to Orbit (两级入轨)
USAF	United States Air Force (美国空军)

目 录

第一章 引言	1
1.1 再入任务	2
1.1.1 20 世纪的再入	2
1.1.2 21 世纪的再入	9
1.2 外形优化	12
1.3 本书内容概述	16
第二章 飞行力学	17
2.1 飞行环境	17
2.1.1 中心天体形状	18
2.1.2 地心引力	19
2.1.3 大气层	20
2.2 运动方程	22
2.2.1 坐标系	22
2.2.2 作用力	26
2.2.3 再入方程	27
2.3 制导方法	29
2.3.1 返回舱	30
2.3.2 有翼飞行器	31
2.3.3 飞行器稳定性	33

第三章 气动热力学	35
3.1 基本概念	35
3.1.1 热力学性质	36
3.1.2 超声速/高超声速流动特性	38
3.1.3 黏性	42
3.2 气动载荷	43
3.3 局部倾斜法	46
3.3.1 方法描述	47
3.3.2 方法选择	53
3.4 热传递	56
3.4.1 对流换热	57
3.4.2 返回舱的情况	59
第四章 数值插值	63
4.1 基本概念	63
4.1.1 连续性和凸性	63
4.1.2 线性差值	65
4.1.3 双线性插值	65
4.2 三次样条曲线	66
4.2.1 基本概念	67
4.2.2 Bézier 和 Hermite 样条	68
4.2.3 避免自相交和凹形	71
4.3 Hermite 样条曲面	72
第五章 飞行器几何形状	75
5.1 解析参数	76
5.2 有翼飞行器参数化	80
5.2.1 机身	80
5.2.2 翼	89
5.2.3 机身与机翼界面	92
5.2.4 质量模型	93
5.3 网格曲面	95

第六章 优化	99
6.1 一般概念	99
6.1.1 问题描述	99
6.1.2 多目标最优性	100
6.2 粒子群优化算法	102
6.2.1 方法概述	102
6.2.2 约束处理	103
6.2.3 多目标粒子群算法	103
6.3 外形优化	106
6.3.1 性能指标	106
6.3.2 约束	108
第七章 模拟器设计	113
7.1 仿真代码	113
7.2 模型验证	119
7.2.1 气动	119
7.2.2 飞行器轨迹	126
7.3 仿真设置	131
7.3.1 通用设置	131
7.3.2 返回舱设置	131
7.3.3 有翼飞行器设置	132
第八章 形状分析——返回舱	135
8.1 蒙特卡洛分析	135
8.2 优化	144
8.2.1 二维分析	144
8.2.2 三维优化	157
8.3 结束语	160
第九章 外形分析——有翼飞行器	163
9.1 蒙特卡洛分析	164
9.2 优化结果	170
9.2.1 基线优化	171

4	■ 再入飞行器概念外形优化设计——应用于返回舱和有翼飞行器	
	9.2.2 俯仰稳定优化	190
	9.2.3 热速率跟踪优化	195
	9.3 结束语	202
附录 A	相对黏性力近似	205
附录 B	有翼飞行器外形生成案例	209
	B.1 机身形状	209
	B.2 机翼形状	221
附录 C	最优的返回舱外形	231
	C.1 返回舱 Pareto 前沿上选择点的演变	231
	C.2 最优的返回舱外形	232
附录 D	最优的有翼飞行器外形	235
	D.1 有翼飞行器 Pareto 前沿选择点的演变	235
	D.2 基于基准设置的最优有翼飞行器外形	236
参考文献	245

1

第一章 引言

对于任何有效载荷再入行星大气的航天任务来说，大气再入都是一个重要的阶段。在再入过程中，飞行器从轨道速度逐渐过渡至安全的速度以便着落。对于像航天飞机这类的飞行器，最终的降落是采用像飞机着陆一样的方式来完成。对于联盟号和阿波罗飞船，在最后的下降阶段是利用降落伞来减速的。无论何种情况下，飞行器经历极端的气动热载荷都将会显著地改变其设计需求。

外形是决定飞行器气动热力学特性的主要影响因素之一。因此，通过改变其形状，可以很好地改善飞行器的行为和性能。在航天飞行器的概念设计阶段，相对简单的模型会被用来生成一些概念设计，并在后续的设计阶段进行更加复杂和耗时的分析。然而，如果这种设计只是基于少数的飞行器概念，那么就有可能忽略更好的设计选择。在概念设计阶段，通过研究各种外形的可行性，基于更加完善和严谨的论证开展飞行器的外形设计，可以为之后的详细设计提供一个更棒的初步设计。

本书主要研究概念设计阶段的再入飞行器的外形优化，分析了在高超声速再入过程中飞行器的全部性能。然而，由于外形会影响飞行器很多方面的性能，必须确保外形对飞行器系统、性能或外部载荷等的约束不存在干涉。因此，本著作中所阐述方法的主要问题为：

考虑在载荷和外形布局约束的情况下，再入飞行器能够完成其任务的最优外形是什么样的。

为此，我们建立了一种全局多目标优化方法，并将这种方法应用于两种不同类型的再入飞行器的外形优化。首先，我们考虑一种低升阻比的类似胶囊形状飞行器，如阿波罗飞船或大气再入演示器（ARD），一次性使用并以近似轨迹式再入的方式进入大气层。其次，我们将这种方法应用于一种更加复杂的有翼式飞

飞行器，如航天飞机。有翼式飞行器通常在跑道上受控着陆，并可在之后的任务中重复使用。然而，这类更像飞机并具有重复使用的特性的飞行器则会牺牲额外的质量和复杂性。与较为简单的飞行器相比，这也常常使得它们在经济性方面难以自圆其说。因此，通过降低飞行任务成本和增加可能的任务收入来优化其外形，对于提高这类飞行器在发射和回收市场上的竞争力就显得至关重要。

在高超声速再入阶段之后，速度限制被定义为马赫数 5，飞行器进入超声速/亚声速状态，此时的飞行特性与高速再入有很大的不同。然而，由于主要的设计需求通常是在具有非常高要求的高超声速阶段，因此我们的重点内容将集中在此阶段。此外，我们只考虑返回舱和有翼式飞行器从近地轨道（LEO）再入的情况。尽管如此，我们所提供的方法在很多情况下均易于修改，并可应用于一些其他的再入场景中。

在深入研究再入飞行力学和外形优化的技术细节之前，我们在 1.1 节和 1.2 节分别对过去在大气再入和外形优化方面的研究进行简要回顾。本章的 1.3 节将会对本书的内容做更加详细的概述。

有很多优秀的文献资料对大气再入的研究历程进行了较为全面的介绍。例如：Heppenheimer（2007）探讨了高超声速飞行器的发展历程；Jenkins（2001）详细介绍了航天飞机及其前身的发展情况；Sziroczak 和 Smith（2016）提供了高超声速飞行器设计问题的综述；Hirschel 和 Weiland（2009）在他们所著的书中对飞行器外形和气动热力学性质之间的关系进行了全面描述。

1.1 再入任务

本节中，我们将简要概述（非详尽）再入领域的一些关键的发展历史，从航天工程的起源开始，也涵盖了当前该领域正在进行的项目和未来具有前景的项目。

1.1.1 20 世纪的再入

尽管早期有很多研究人员已经对空气动力学的流动现象进行了相关的研究，其中包括 Mach（马赫）和 Reynolds（雷诺兹），但直到 1903 年年初，重于空气的飞行方才实现，并且航天工程学科作为一门实践科学得以诞生。20 世纪初，Goddard（戈达德）、Oberth（奥伯特）和 Thiolkovsky（奇奥尔科夫斯基）等先驱者们也开始研究火箭和航天飞行。随着这些研究的出现和建设性的努力，超声速和高超声速空气动力学成为人们感兴趣的话题。

高超声速飞行的第一个概念是在 20 世纪 30 年代出现的，当时奥地利工程师 Eugen Sanger（欧根·桑格尔）和他的德国数学家妻子 Irene Bredt（艾琳·布雷特）提出了一种从德国打击美国的高超声速轰炸机（Sanger 和 Bredt, 1944）。这个名为银鸟的高超声速轰炸机使用火箭进行加速，在释放掉有效载荷之后，会以一种跳跃再入的方式来拓展它的航程并降落在地球的另一边——日本。尽管该轰炸机从未投产，但是 Sanger 和 Bredt 在滑翔和跳跃再入等方面的突破性的研究对后续的飞行器及任务来说是非常重要的。

第二次世界大战期间，德国 V-2 火箭的出现推动了高超声速飞行器的研究。为了支持这种火箭的发展，使用了两台以马赫数 4.4 运行的风洞。尽管按照典型的马赫数 5 的定义未达到高超声速，但对这种飞行器的研究仍然遇到了在高速状态下的大量的工程挑战，如可控性和稳定性问题。第二次世界大战后，被缴获的 V-2 火箭成了美国的火箭项目研究中的重要工具。

第二次世界大战后，美国工程师 John Becker（约翰·贝克尔）建议建造一座马赫数 7 的风洞，以用来研究高超声速流动。这座风洞于 1947 年首次投入使用，它拥有一个 11 英寸（约 27.94 cm）的方形测试区域，这座风洞在如 X-15 等飞行器的研发方面发挥了重要作用。事实上，在一段时期内，这座风洞也是美国唯一一座能够模拟高超声速条件的测试设备。

随着原子弹和 V-2 导弹的发明，洲际轨迹导弹（ICBM）的想法也随之产生，这就有必要进一步研究高速和高空的流动现象。洲际轨迹导弹以马赫数 20 的速度再入大气层，因此气动加热就成了一个关键的设计问题。在 Allen 和 Eggers Jr（1958）的一篇文章中提出应当最大限度地提高前缘半径来减小热流，这也推动了后来所有再入飞行器的设计。

当时的工程师们只有较少的方法来解决极端加热的情况。例如，可以使用热沉，大部分再入飞行器的热量将会被储存在一些具有高吸热能力的材料中。此外，也可以使用辐射冷却，具有高发射率的高温表面将会把热量辐射回环境中。但是，由于过度的气动热载荷，这些方法在高速再入情况下很难适用。热沉只能吸收一定的热量，并且需要的大小尺寸无法满足这种再入飞行器系统。关于辐射冷却，在给定的热流（假设热平衡）下，飞行器表面的冷却温度存在一定的限制，这对于整个飞行器来说是远远不够的。

应对再入时巨大热流的一种重要方法是热烧蚀。当使用热烧蚀防热罩的时候，再入的热量被热防护系统（TPS）吸收，并引起这种热防护系统表面从固态到气态（或液态）的相变。尽管这种系统是不可重复使用的，但在其他方法无法适用的高温环境中，它具备能够应对非常高加热速率的能力，也给设计师们提