



〔苏〕Г.Л. 格劳德曹夫斯基 等著

幂次形旋转体 超音速 空气动力学

幂次形旋转体超音速 空气动力学

〔苏〕 Г.Л.格劳德曹夫斯基 等著

安复兴 于德滨 译

国防工业出版社

内 容 简 介

本书给出了具有最小迎面阻力和低传热率的幂次形旋转体的基础理论、计算和实验研究的成果。

书中所述的绕流于最佳外形的计算方法是建立在超音速和高超音速的近似理论基础上，并得出了关于这些外形具有优越性的结论。

书中也推导出超音速和高超音速幂次形和其它形状物体的空气动力特性的精确计算方法。

本书可供从事于空气动力学和飞行器总体设计方面的科学工作者和工程技术人员阅读。对高等航空院校的师生也有帮助。

Аэромеханика сверхзвукового обтекания
тел вращения степенной формы

Г. Л. Гродзовского

Машиностроение 1975

*

幂次形旋转体超音速空气动力学

〔苏〕 Г. Л. 格劳德曹夫斯基 等著

安复兴 于德滨 译

*

国防工业出版社 出版

北京市书刊出版业营业许可証出字第 074 号

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

*

850×1168 $1/32$ 印张 5 $1/16$ 127千字

1978年2月第一版 1978年2月第一次印刷 印数：0,001~2,700册

统一书号：15034·1621 定价：0.66元

目 录

前言	7
编者的话	9
第一章 超音速和高超音速旋转体阻力计算和确定	
最佳外形的近似理论	11
1.1 高超音速具有最小阻力系数的旋转体	11
1.2 给定半径与长度之比的超音速绕流	
最小波阻的旋转体	15
第二章 高超音速幂次形细长旋转体绕流理论	19
2.1 按幂次规律运动的活塞所排挤的气体非定常运动	19
2.2 柯西问题和一维非定常气流运动的活塞问题 (自模	
化运动)	30
2.3 在静止气体中以幂次规律扩散的激波气体	
的自模化运动	42
2.4 关于在建立高超音速流场时非定常相似的可用性	49
2.5 高超音速飞行具有最小迎面阻力系数和低传热率	
的幂次形旋转体	62
第三章 超音速幂次形旋转体绕流参数	74
3.1 用拉克斯-维德洛夫显式网格法计算亚音速和	
跨音速区绕流	74
3.2 用特征线法计算超音速区绕流	82
3.3 用隐式网格法计算幂次形旋转体超音速绕流	87
3.4 超音速幂次形旋转体绕流参数计算结果	94
第四章 超音速幂次形旋转体绕流的实验研究	108
4.1 亚、跨音速流动区域的实验研究 (小长细比的	
幂次形旋转体)	108
4.2 摩擦阻力对最佳幂次形旋转体总迎面阻力的影响	113
4.3 旋转体头部气动特性参数的研究	116

4.4 大长细比最佳机身头部的确定	130
4.5 超音速最小迎面阻力系数和低换热率的幕次 形旋转体的实验研究	132
附录 1~14	140
参考文献	154

幂次形旋转体超音速 空气动力学

〔苏〕 Г.Л.格劳德曹夫斯基 等著

安复兴 于德滨 译

国防工业出版社

内 容 简 介

本书给出了具有最小迎面阻力和低传热率的幂次形旋转体的基础理论、计算和实验研究的成果。

书中所述的绕流于最佳外形的计算方法是建立在超音速和高超音速的近似理论基础上，并得出了关于这些外形具有优越性的结论。

书中也推导出超音速和高超音速幂次形和其它形状物体的空气动力特性的精确计算方法。

本书可供从事于空气动力学和飞行器总体设计方面的科学工作者和工程技术人员阅读。对高等航空院校的师生也有帮助。

Аэромеханика сверхзвукового обтекания
тел вращения степенной формы

Г. Л. Гродзовского

Машиностроение 1975

*

幂次形旋转体超音速空气动力学

〔苏〕 Г. Л. 格劳德曹夫斯基 等著

安复兴 于德滨 译

*

国防工业出版社 出版

北京市书刊出版业营业许可証出字第 074 号

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

*

850×1168 $1/32$ 印张 5 $1/16$ 127千字

1978年2月第一版 1978年2月第一次印刷 印数：0,001～2,700册

统一书号：15034·1621 定价：0.66元

译者的话

遵循伟大领袖毛主席关于“洋为中用”的教导，我们翻译了《幂次形旋转体超音速空气动力学》这本书，供有关方面的同志参考。

众所周知，选择最佳气动外形是空气动力学中一个重要问题，书中论述了飞机机头、战术和战略导弹弹头的气动外形问题，作者提出的最佳气动外形是指：这种外形与具有同样长细比的其它类型外形相比其阻力系数最小，气动加热率较低，而容积较大。书中从理论分析、数值计算和风洞实验三个方面得出幂次形旋转体 $r = cx^m$ 是有利的气动外形，在不同飞行速度范围内，适当地选取幂次指数 m 就可以得到最佳气动外形。

译者对书中的资产阶级观点做了必要的删改，对文中的错误作了更正。但由于译者水平有限，对一些公式也没有进行推导，难免有错误和不当之处，恳请读者批评指正。

目 录

前言	7
编者的话	9
第一章 超音速和高超音速旋转体阻力计算和确定	
最佳外形的近似理论	11
1.1 高超音速具有最小阻力系数的旋转体	11
1.2 给定半径与长度之比的超音速绕流	
最小波阻的旋转体	15
第二章 高超音速幂次形细长旋转体绕流理论	19
2.1 按幂次规律运动的活塞所排挤的气体非定常运动	19
2.2 柯西问题和一维非定常气流运动的活塞问题 (自模	
化运动)	30
2.3 在静止气体中以幂次规律扩散的激波气体	
的自模化运动	42
2.4 关于在建立高超音速流场时非定常相似的可用性	49
2.5 高超音速飞行具有最小迎面阻力系数和低传热率	
的幂次形旋转体	62
第三章 超音速幂次形旋转体绕流参数	74
3.1 用拉克斯-维德洛夫显式网格法计算亚音速和	
跨音速区绕流	74
3.2 用特征线法计算超音速区绕流	82
3.3 用隐式网格法计算幂次形旋转体超音速绕流	87
3.4 超音速幂次形旋转体绕流参数计算结果	94
第四章 超音速幂次形旋转体绕流的实验研究	108
4.1 亚、跨音速流动区域的实验研究 (小长细比的	
幂次形旋转体)	108
4.2 摩擦阻力对最佳幂次形旋转体总迎面阻力的影响	113
4.3 旋转体头部气动特性参数的研究	116

4.4 大长细比最佳机身头部的确定	130
4.5 超音速最小迎面阻力系数和低换热率的幕次 形旋转体的实验研究	132
附录 1~14	140
参考文献	154

前 言

在超音速和高超音速飞行时，选择机身或机体头部的合理形状，使其具有小的迎面阻力和气动热，这对近代空气动力学来说，是一个很重要的课题。本书中所推导出来的基础理论、计算和实验研究的结果表明，幂次形旋转体具备有这种最佳的特性。

解决该问题的复杂性在于，对于机身或机体不允许应用小扰动理论，因此，就要求建立精确解的方法，并且要考虑到已变钝的鼻部附近的跨音速区和幂次形旋转体鼻部几何上的数学特点（钝头物体驻点处垂直于轴线的切线和尖头体的零曲率半径）。

在本书的第一章里所推导出来的一些结论，是建立在超音速和高超音速绕流的近似理论的基础上。这些研究表明，对于同样的长细比 $\lambda = L/D$ ，在最大容积的情况下，带有指数 $m = 0.60 \sim 0.75$ 的幂次形物体 $\bar{r} = \bar{x}^m$ ，比起等价的锥体、卡门头部和尖头的抛物线形体或卵形体，应该具有显著减小的迎面阻力。

这种细长幂次形旋转体在高超音速流中优越的空气动力特性，是在自模化超音速绕流理论的基础上研究得知的。书中表明，具有最小阻力的幂次最佳形状同样有着低传热系数的特点。在高超音速中出现的效应，在中等超音速中也应该再现，这已经被超音速幂次形旋转体的精确计算和实验结果所证实。

数值计算方法的发展有助于精确地求解幂次形旋转体的超音速绕流问题。与这个解有重要关联的两种方法是：

1) 用来计算亚音速和跨音速流场的拉克斯 (Лакс)-维得洛夫 (Вендров) 型显式网格以及计算超音速流场的特征线法；

2) 隐式网格。这个方法在不少情况下是比较方便的。

书中，给出了超音速流幂次形旋转体在大的和小的长细比和

马赫数 $M_\infty = 2$ 到 $M_\infty \rightarrow \infty$ 范围内的理论分析、精确计算和实验研究的最后结果。在所研究的超音速范围内, 幂次形状 $r = x^m$ (这里的 $m = 0.60 \sim 0.75$) 的旋转体, 在体积上较同样长细比的锥体大 25~35%, 相应地比锥体波阻减小 25% 并显著地减小气动热。

应用在超音速飞机的机身和其它飞行器最佳幂次形钝头体的头部 (用来代替抛物体头部) 的那些理论, 已被实验研究所证实, 应用这种形状能减少机身的迎面阻力约 20% 左右。

在书中给出了精确计算旋转体空气动力特性的方法和对超音速飞行器、机身进行最佳外形选择的数据表以及空气动力特性网格。

编者的话

在 1687 年, 牛顿曾发表了关于在给定物体底部直径 D 和长度 L 时具有最小气动阻力的最佳形状的变分解^[87, 128, 140]。对于细长旋转体说来, 把牛顿变分解引到钝头幂次形状

$$\bar{r} = \bar{x}^m \quad (1)$$

的物体上, 其中指数 $m = 0.75$ 。

牛顿在规定了气体流场模型的基础上, 曾解决了这个问题, 他认为, 气体的质点流过物体时 (“碰撞”到物体上), 保持切向的分速度而损失法向分速度, 在这种状态中气流作用于物体上的压力用下述关系确定其压力系数:

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{(1/2)\rho_\infty u_\infty^2} = 2 \sin^2 \omega, \quad (2)$$

这里的 p_∞ 、 ρ_∞ 和 u_∞ ——分别是来流的压力、密度和速度; ω ——物体外形的当地倾角。

在 270 年期间里, 上述的牛顿解几乎被人们忘却。只是到了 1972 年在 A. K. 马尔顿诺夫 (A. K. Мартынов) 的书^[84]中才正确地指出: 在超音速飞行中的一般旋转体, 应该具有以直线 (圆锥)、拱形线或抛物线为母线的尖头部形状。关于这个问题, 在 И·哥申柯 (И. Голышев)^[84]的论文中有下面的建议: 机身的最好形状 a) 亚音速——水滴形[●]; б) 超音速——尖拱形[⊖]。在许多著作中也包含有类似的说明。

在 1957 年, 有一些作者^[36, 123]曾分别地指明, 牛顿理论已足够精确地描述了物体在超音速流和高超音速流中的绕流基本特

● 即钝头形状。

⊖ 即尖头形状。

性;式(1)的最佳解对于高速飞行也是适用的。在1956年和1957年用不稳定相似法^[35,134]也证明了,在高超音速时头部形状由尖的锥体转到最佳的钝头幂次形状(1)(在同样的长细比 $\lambda = L/D$),则空气阻力将显著地减小。

但是,要建立起超音速和高超音速钝头体的最佳幂次形状的精确理论方法,要求科学工作者进行大量的理论和实验工作,在这项工作中,C. П. 柯拉寥夫(С. П. Королев)和A. Н. 图波列夫(А. Н. Туполев)曾用最佳幂次形状设计过飞行器。

在所推荐的参考文献中,描述了具有最小迎面阻力和低传热率的幂次形旋转体超音速空气动力的基础理论、计算和实验研究的结果。给出了精确计算旋转体空气动力特性的方法和对超音速飞行器、机身进行最佳外形选择的数据表以及空气动力特性网格。

用按流线切割流场的方法,在计算幂次形旋转体绕流准确参数的基础上,可以完成许多类型的不对称物体空气动力特性的计算。

第一章 超音速和高超音速旋转体阻力计算

和确定最佳外形的近似理论

关于超音速流中最佳外形的精确解，虽然在许多著作^(82, 140)中已有论述，但是即使不考虑空气的粘性，精确解也还是求不出来。

根据下面推导出来的在近似理论基础上的变分解可以指出，物体在超音速和高超音速中的最佳气动特性，能够在幂次形旋转体上见到（参看参考文献〔140〕）。

1.1 高超音速具有最小阻力系数的旋转体

在各种理论假设的基础上、对于具有不同参数（已给出长细比 $\lambda = L/2r_0$ ，定体积等）的高超音速旋转体最佳形状的有关详细资料可参看参考文献〔36, 30, 39, 120, 123〕。人们所感兴趣的是，确定具有绝对最小迎面阻力系数 c_x 的旋转体形状。众所周知，在超音速飞行时，迎面阻力系数可以表示为波阻系数和摩阻系数之和的形式。随着物体长度 $\lambda = L/D^\ominus$ （以物体底部直径 $D = 2r_0$ 所表示的长度 L ）的增加，波阻是减小的，而摩阻则在增加。在某个最佳长度 $\lambda_{\text{最佳}}$ 情况下可以找出最佳形状物体的绝对最小 c_{x_0} 。

现在我们就以修正牛顿理论为基础来看一下这个问题的近似解。在一些参考文献〔133, 144, 36〕中，基于精确计算（锥体的，楔形体的）和实验结果指出，在高超音速飞行时，物体上的压力

● 原文误为 $\lambda \frac{L}{D}$ 。——译注

系数 c_p 可以用近似的修正牛顿公式来确定:

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{(1/2)\rho_\infty u_\infty^2} \approx k \sin^2 \omega \quad (1.1)$$

这里的 p_∞ 、 ρ_∞ 和 u_∞ ——分别是来流的压力、密度和速度; ω ——物体外形的当地倾角; 从绕流锥体在 $M_\infty \rightarrow \infty$ 和比热比 $\kappa = 1.4$ 情况的计算中得到的系数 $k = 2.091$ 。

考虑摩阻系数 c_f 和式 (1.1), 以参考面积表示的物体总阻力系数, 从下面的关系来确定:

$$c_x = 2k \int_0^{\bar{L}} \left(\frac{\bar{r} \bar{r}'^3}{1 + \bar{r}'^2} + \frac{c_f}{k} \bar{r} \right) d\bar{x}, \quad (1.2)$$

这里的 $\bar{x} = x/r_0$; $\bar{r} = r/r_0$ ——物体的相对座标; $\bar{L} = L/r_0$ 。

式 (1.2) 是一个原始公式, 用它来确定在不同条件下旋转体最佳外形的一系列近似解的变分问题^[36, 140]。为了今后的研究, 我们将指出一些基本的结果。对于细长体来说, 式 (1.2) 简化为:

$$c_x \approx 2k \int_0^{\bar{L}} \left(\bar{r} \bar{r}'^3 + \frac{c_f}{k} \bar{r} \right) d\bar{x}. \quad (1.3)$$

从积分 (1.3) 式的极值解可以看出, 对于给定物体的长细比 $\lambda = \bar{L}/2$ 、不考虑摩阻 ($c_f = 0$) 时, 具有最小迎面阻力系数的物体最佳形状是带有 $m = 0.75$ 幂次的 $\bar{r} = (\bar{x}/\bar{L})^m$ 。物体最佳形状与同样长细比的锥体按修正牛顿理论计算的波阻系数 c_{xk} 之比为:

$$\frac{c_{x \text{ 最佳}}}{c_{xk}} = \frac{27}{32} \approx 0.844.$$

在空气动力学中的一般长细比的情况下, 式 (1.2) 的解 (当 $c_f = 0$ 时) 与上述的幂次形的解差别很小^[36]。如果已知长细比 $\lambda = \bar{L}/2$, 需要比较大的物体体积 V , 则在给定长细比和体积时, 最佳的旋转体外形用如下的关系式来确定^[36]:

$$\bar{x} = \int_0^{\bar{r}} \frac{c_1 \sqrt[3]{\bar{r}}}{\sqrt[3]{1 + A\bar{r}^{-2}}} d\bar{r}. \quad (1.4)$$

$A = 0$ 时对应着下列最佳幂次外形