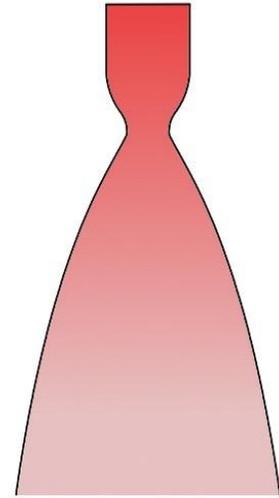


Rocket Propulsion Analysis



版本1.2.6

用户手册

德国科隆-2011

www.propulsion-

analysis.com

该文章由王裕宁翻译，在翻译过程中使用了有道词典与谷歌翻译等软件并结合AI对文章进行了修改。由于译者水平与时间有限，还请多多包涵。译者邮箱3496352626@qq.com

目录

目录

介绍	4
RPA 版本	4
系统要求	6
微软视窗	6
苹果 Mac	6
Linux	6
在 Microsoft Windows 上安装	6
如果您下载了安装包	6
如果你下载了 ZIP 包	6
在苹果 Mac OS X 上安装	7
Linux 上的安装	7
运行 RPA	7
图形用户界面	7
命令行实用程序	9
脚本工具	10
仅在 RPA 标准版中可用	10
配置文件	11
发动机定义	11
推进剂规格筛选	13
组件属性	16
组件数据库	17
喷嘴流动模型	18
喷嘴流量模型屏幕	18
喷嘴条件	18
喷嘴形状和效率	19
环境条件	20
油门设置	21
开始分析	21
热力学性质	22
演出	24
海拔性能	26
嵌套分析	29
推进剂分析	30
仅在 RPA 标准版中可用	30
腔室几何形状	32
设计参数	32
尺寸和几何形状	33
热力学数据库编辑器	34
偏好	37
输入和输出单元	39
参考文献:	40
脚本工具	41
仅在 RPA 标准版中可用	41
内置功能	41
API 参考	41

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

配置 API	42
对象配置文件	42
物体喷嘴入口条件	51
目标效率因素	53
物体推进剂	54
物体推进剂	59
API 反应	63
性能 API	69
Object ChamberFr	72
物体喷嘴截面条件 Fr	73
性能-示例 1	76
c=ConfigFile (“示例/RD-275. cfg”); c.read ();	76
p=性能 (c);	76
p. 求解 ();	76
性能-示例 2	76
性能-示例 3	78
性能-示例 4	79
性能-示例 5	80
推进剂	81
混合物	83
<i>mixture.js</i>	83
// “O2 (L) 质量分数” (0.8) +	83
// “H2 (L) 质量分数” (0.02) +	83
// “RP-1 质量分数” (0.15) +	83
反应	85
反应产物	86
冻结平衡	88
嵌套分析	89
推进剂分析	90

介绍

RPA是火箭推进分析的缩写。

RPA是为火箭专业人员、科学家、学生和业余爱好者提供的火箭发动机分析工具。

RPA是一个易于使用的多平台工具，用于预测火箭发动机的性能。它具有直观的图形用户界面，可方便地对输入参数和分析结果进行分组。RPA利用了一个基于NASA格伦热力学数据库的可扩展化学物种库，其中包括多种燃料和氧化剂的数据，如液氢和氧气、煤油、过氧化氢、MMH等。使用嵌入式物种编辑器，用户还可以轻松定义新的推进剂成分，或从PROPEP或CEA2物种数据库导入成分。

通过提供一些发动机参数，如燃烧室压力、使用的推进剂成分和喷嘴参数，该程序可以获得燃烧产物的化学平衡成分，确定其热力学性质，并预测理论火箭性能。计算结果也可用于设计液体推进剂火箭发动机的燃烧室、气体发生器和预燃室。

该计算方法基于稳健、经过验证和行业认可的吉布斯自由能最小化方法，以获得燃烧成分，分析具有移动和冻结化学平衡的喷嘴流动，并计算有限和无限面积燃烧室的发动机性能。

RPA是使用以下库用C++编程语言编写的：诺基亚Qt、Qwt、libconfig++。

该程序由亚历山大·波诺马连科编写。您可以通过发送电子邮件联系他：
contact@propulsion-analysis.com

RPA版本

您可以从以下网址下载两个不同版本的RPA<http://www.propulsion-analysis.com/downloads.htm>: 免费软件精简版和商业标准版。

两个版本的系统要求和安装程序相同。

如果您下载并使用了RPA标准版的评估版，并提供了15天的免费试用期，您可以购买许可证并获得个性化的产品密钥，该密钥将该产品的评估版转换为完全许可的版本。

系统要求

微软视窗

操作系统：

- Windows 2000（32位或64位版本）
- Windows XP（32位或64位版本）
- Windows Vista（32位或64位版本）
- Windows 7（32位或64位版本）

任何运行上述操作系统的计算机。

苹果Mac

- Mac OS X 10.5或更高版本
- 配备Intel x86或x86-64处理器的Macintosh电脑

Linux

没有以下库，RPA将无法运行：

- Glib 2.12或更高
- X. 组织1.0或更高版本

在Microsoft Windows上安装

适用于Microsoft Windows的RPA以x86和x86-64架构的安装包和ZIP包的形式分发。

Windows版RPA依赖于诺基亚Qt和MS VC++2008 SP1运行时库。如果您的计算机没有安装它，请选择包含所有必需组件的软件包。

如果您下载了安装包

- 运行安装可执行文件，并按照安装程序提供的说明进行操作
- 安装完成后，您可以删除安装程序文件以恢复磁盘空间
- 安装程序将在桌面和开始菜单上为RPA可执行文件创建快捷方式，您可以使用这些快捷方式启动应用程序
- 要卸载应用程序，请从RPA安装目录运行uninstall.exe

请注意，要从安装可执行文件安装软件，您必须具有管理员权限。如果您没有管理权限，您仍然可以从ZIP包安装该程序。

如果你下载了ZIP包

- 将ZIP包中的文件解压缩到所选目录中
- 启动程序，执行RPA.exe命令
- 要卸载应用程序，请删除RPA安装目录

在苹果Mac OS X上安装

苹果Mac OS X的RPA以安装包的形式分发，其中包含英特尔x86和x86-64架构的通用二进制文件。

苹果Mac OS X的RPA依赖于诺基亚Qt运行时库。如果您的计算机没有安装它，请选择包含所有必需组件的软件包。

安装程序

- 运行安装包并按照安装程序提供的说明进行操作
- 安装完成后，您可以删除安装程序文件以恢复磁盘空间
- RPA.app程序将安装在Application目录中
- 要卸载应用程序，请从应用程序目录中删除RPA.app

Linux上的安装

Linux的RPA以tar.gz包的形式分发，适用于x86和x86-64架构。

Linux的RPA依赖于诺基亚Qt库。如果您的计算机没有安装它，请选择包含所有必需组件的软件包。

安装程序

- 将存档包中的文件提取到所选目录中
- 启动程序，执行shell脚本RPA.exe
- 要卸载应用程序，请删除RPA安装目录

运行RPA

图形用户界面

您可以通过单击图标（在桌面上或文件浏览器中）或在命令行上键入RPA.exe来启动RPA。

虽然启动RPA时不需要命令行参数，但可用参数如下：

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

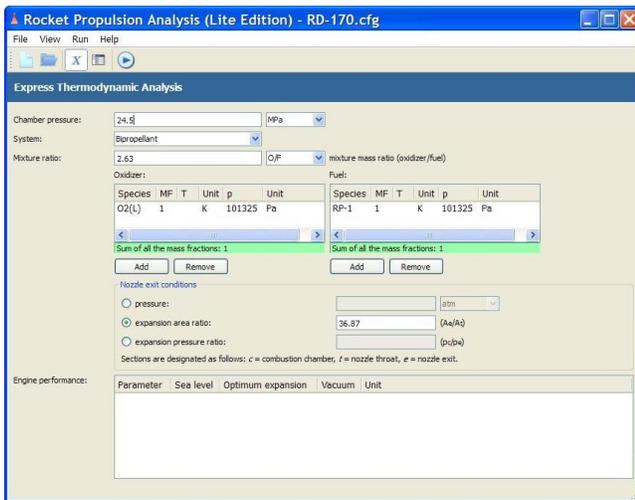
选项	价值观	说明
-t或--thermo	文件	热力学数据库。默认值为resources/thermo.ip
-ut或--usr-term	文件	用户自定义热力学数据库。默认值为resources/usr_thermo.inp
-p或--prop	文件	属性数据库。默认值为资源/属性.inp
-up或--usr-properties	文件	用户定义的属性数据库。默认值为资源/属性.inp
-i或--input	文件	必须加载的配置文件有问题。默认值为上次打开的文件。

命令行参数必须位于用于启动RPA的命令行中。

有关数据库类型的更多信息，请参阅热力学数据库编辑器一章。

启动程序后，将出现RPA主窗口。主窗口具有菜单栏、工具栏和工作区，可用于两个视图：快速分析和扩展分析。

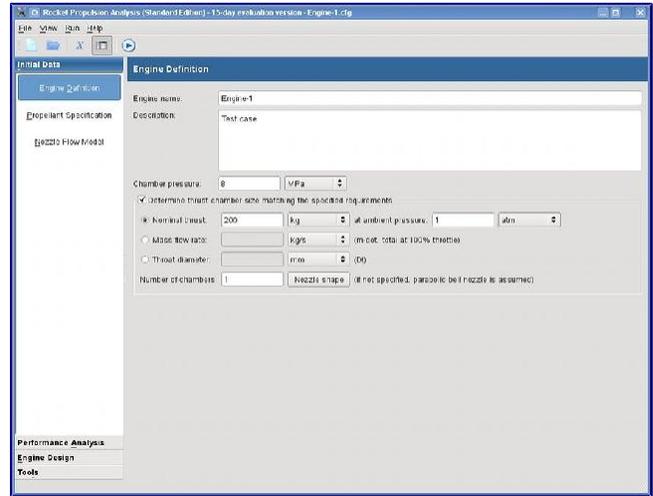
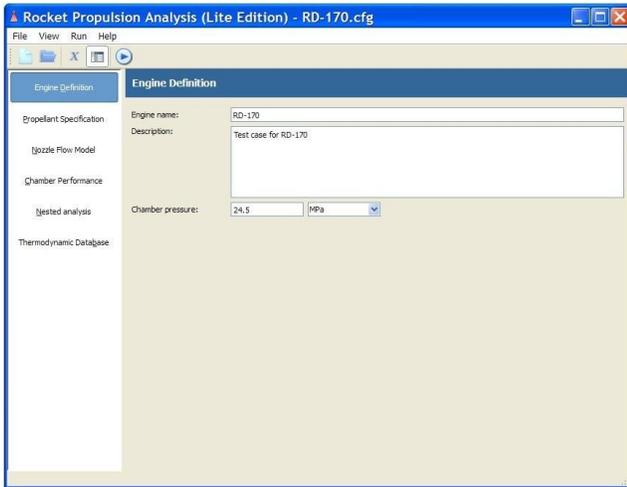
Express Analysis视图旨在将输入参数和结果的子集保持在同一屏幕上，当理论性能是唯一应该考虑的结果时，它可用于快速分析火箭发动机。



快速分析视图

扩展分析视图由几个屏幕组成，可以方便地对输入参数和结果进行分组。通过鼠标点击主窗口左侧列表上的相应按钮，可以激活所需的屏幕。您可以在屏幕缩小或放大的同时放大或放大列表，将列表和屏幕之间的垂直条向右或向左拖动。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6



扩展分析视图（精简版）

在RPA标准版中，有4个不同的列表分组在以下文件夹中：

- **初始数据**包含发动机定义、推进剂规格和喷嘴流量模型，
- **性能分析**，包括腔室性能、嵌套分析和支撑分析，
- **发动机设计**，包括腔室几何形状，
- 以及包含项目热力学数据库的**工具**。

命令行实用程序

您可以通过在命令行上键入`rpac.exe`来启动命令行实用程序。可用的命令行参数如下所示：

选项	价值观	说明
<code>-t</code> 或 <code>--热</code>	文件	热力学数据库。默认值为 <code>resources/thermo.inp</code>
<code>-ut</code> 或 <code>--usr-term</code>	文件	用户自定义热力学数据库。默认值为 <code>resources/usr_thermo.inp</code>
<code>-p</code> 或 <code>--属性</code>	文件	属性数据库。默认值为 <code>资源/属性.inp</code>
<code>-向上</code> 或 <code>--usr属性</code>	文件	用户定义的属性数据库。默认值为 <code>资源/属性.inp</code>
<code>-i</code> 或 <code>--input</code>	文件	必须加载的配置文件有问题。默认值为上次打开的文件。
<code>-o</code> 或 <code>--输出</code>	<code>FILE_NAME_PREFIX</code>	输出文件名前缀，不带扩展名。默认值为“ <code>info</code> ”。
<code>-opt</code> 或 <code>--优化</code>		绕过输入配置文件中定义的最佳推进剂混合比，找到最佳的推进剂混合比。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

选项	价值观	说明
-bau或--bau_units		使用英美单位打印结果。

完成后，命令行实用程序在控制台窗口中打印出结果并将其写入日志文件。

脚本工具

仅在RPA标准版中可用

脚本实用程序是一种可用于执行用户自己的问题的工具。脚本工具可以在交互模式或批处理模式下启动。

您可以通过在命令行上键入rpa.exe来启动脚本实用程序。可用的命令行参数如下所示：

可用的命令行参数如下所示：

选项	价值观	说明
-t或--热	文件	热力学数据库。默认值为resources/thermo.inp
-ut或--usr-term	文件	用户自定义热力学数据库。默认值为resources/usr_thermo.inp
-p或--属性	文件	属性数据库。默认值为资源/属性.inp
-向上或 --usr属性	文件	用户定义的属性数据库。默认值为资源/属性.inp
-i或--input	文件	脚本文件。
-o或--输出	FILE_NAME_PREFIX	输出文件名前缀，不带扩展名。默认值为“info”。

启动后，脚本工具会打印出提示符rpa>，邀请您键入任何有效命令。

键入“exit”停止交互式解释器。有关可用命令的更多信息，请参阅Scripting Built-In Commands and Scripting API Reference。

要在批处理模式下启动脚本实用程序，请将要执行的脚本名称指定为命令行参数：

```
rpa.exe-i some_script.js
```

完成后，脚本实用程序在控制台窗口中打印出结果并将其写入日志文件。

配置文件

分析问题输入数据存储在扩展名为.cfg的配置文件中。这是一个特殊格式的ASCII文件，可以在任何ASCII文本编辑器中查看/编辑。

要开始新的分析问题，请通过单击菜单栏中的“文件”，然后单击“新建”，或单击工具栏上的“新建”图标来创建配置文件。

要继续处理旧的分析问题，请单击“文件”，然后在菜单栏中单击“打开”，或单击工具栏上的“打开”图标，然后选择要打开的文件，以加载现有的配置文件。如果您已经打开了一个配置文件，或者创建了一个新的配置文件，系统将要求您确认打开另一个配置档案。

要将当前分析问题保存到文件中，请单击“文件”，然后单击菜单栏中的“保存”。如果当前的分析问题是新的，系统将要求您指定文件名，或选择要写入的现有文件。否则，数据将保存到之前打开的同一源文件中。

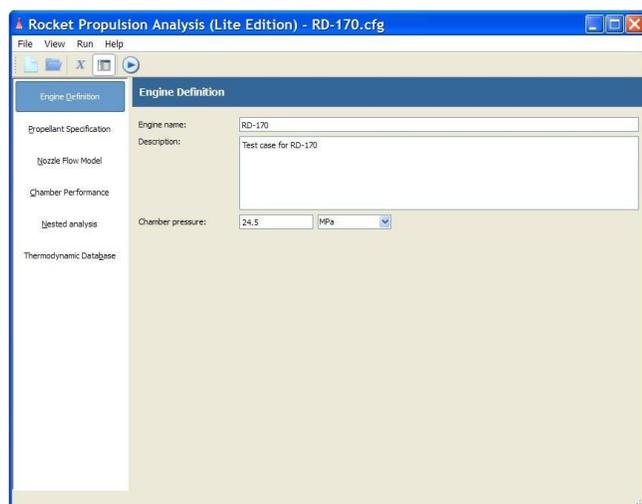
您还可以将当前分析问题写入另一个文件，单击菜单栏中的“文件”，然后单击“另存为...”。

最近使用的10个文件显示在菜单栏中“文件”菜单的底部。最后使用的配置文件在程序启动时自动打开。

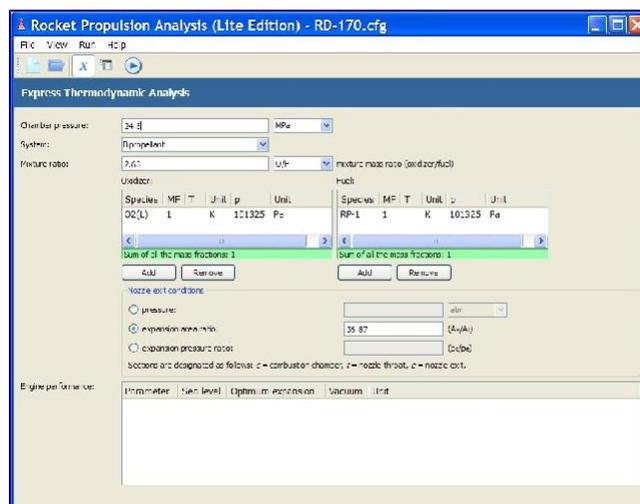
该程序附带了几个示例配置文件，位于示例目录中。

发动机定义

在RPA精简版中，发动机定义屏幕用于定义发动机名称、描述和燃烧室压力。



发动机定义屏幕（精简版）



Express Analysis视图中的发动机定义

发动机名称和描述是可选参数，而燃烧室压力是强制性参数。请注意，在结果打印输出中使用引擎名称来识别问题。

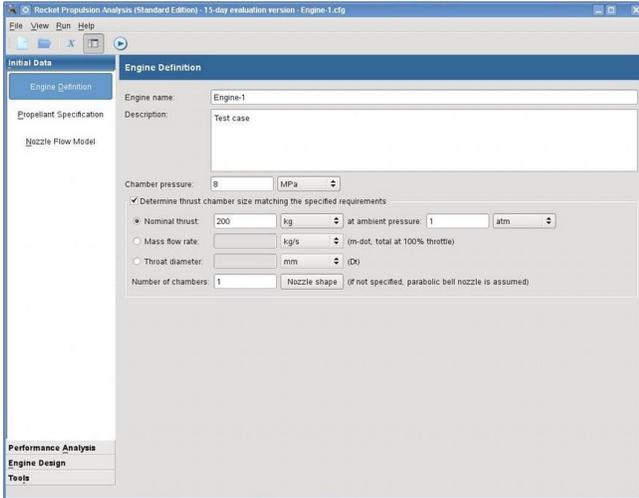
Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

压力是绝对压力，可以使用以下单位之一输入：

MPa、atm、kg/sm²、bar、psi、Pa。

在“快速分析”视图中，唯一可见且可更改的参数是燃烧室压力。

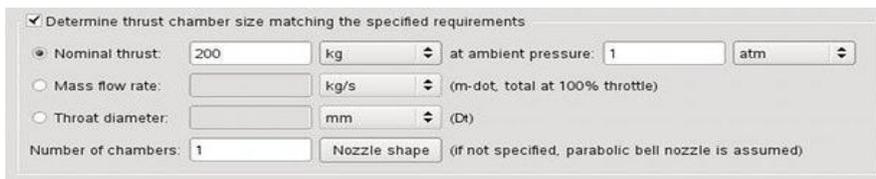
在RPA标准版中，发动机定义屏幕还用于定义燃烧室和喷嘴尺寸的参数。



发动机定义屏幕（标准版）

该程序可以估算燃烧室和喷嘴的尺寸，以满足以下要求之一：

- 特定环境压力下的标称推力
- 标称质量流率
- 喉部直径



腔室和喷嘴尺寸参数

如果指定的腔室数量大于1，则给定的推力为发动机总推力，给定的质量流率为总质量流率。

如果未指定环境压力，则假设发动机名义上在

真空条件。

用户可以在“喷嘴形状和效率”屏幕上指定喷嘴形状，并在“喷嘴条件和腔室几何形状”屏幕上设置尺寸参数。

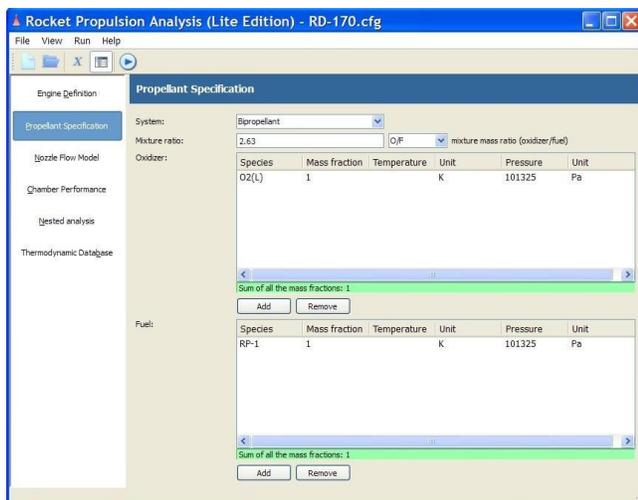
所有参数都可以使用国际单位制或美国惯用单位输入：

- 推力：kN, kg, lbf, N
- 质量流速：kg/s, lbm/s
- 喉部直径：毫米、英寸、米、英尺

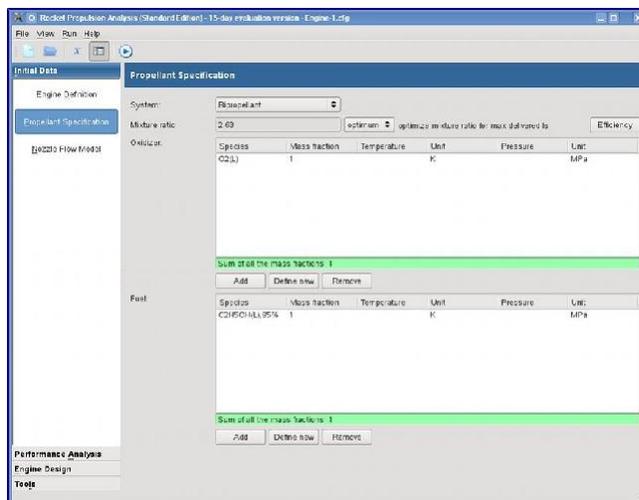
推进剂规格

推进剂规格筛选

推进剂规格屏幕旨在指定使用的推进剂成分。

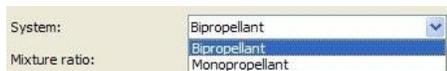


发射药规格屏幕（精简版）



发射药规格页面（标准版）

您可以在双组元和单组元推进剂推进系统之间进行选择，在屏幕顶部的列表框中选择相应的项目：



注意：尽管您只能在双组元推进剂和单组元推进剂推进系统之间进行选择，但也可以指定三个（或更多）推进剂组件。

请参阅“如何...”一节 (<http://www.propulsion-analysis.com/howto/index.htm>) 有关更多详细信息，请访问RPA网站。

对于双组元推进剂系统，氧化剂和燃料的列表都已启用（见图

上面的“推进剂规格屏幕”），以及用于指定混合比的字段。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

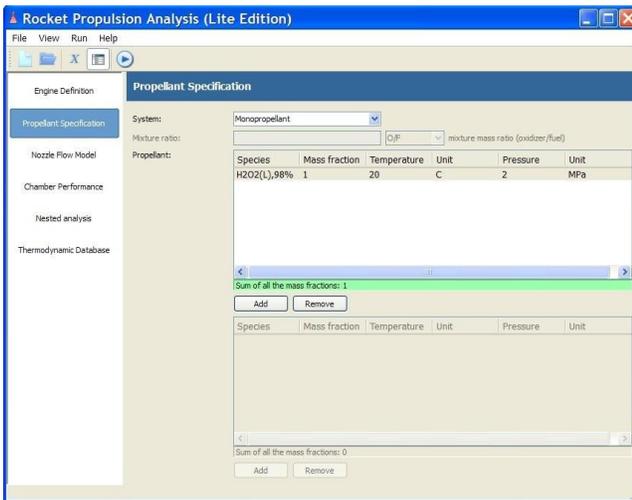
混合比可以指定为O/F比（“氧化剂流速”与“燃料流速”之比），也可以指定为氧化剂过量系数，即所需O/F与化学计量O/F之比。

您还可以选择“最佳”项：



在这种情况下，混合比将被优化，以在给定条件下获得最大的比冲。找到的最佳O/F比将显示在“腔室性能”屏幕上。

对于单组元推进剂系统，启用推进剂组分的单一列表，而禁用燃料列表和指定混合比的字段。



指定单组元推进剂系统

注：对于热力学计算，双组元推进剂系统和包含两种物质的单组元推进剂之间的唯一区别是如何定义物质混合物。实际上，您可以将任何双组元推进剂系统（以及三个或更多推进剂系统）定义为单组元推进剂，并为列表中的每个组分指定适当的质量分数。

例如，以下“单组元推进剂”配置相当于 $O/F=0.7245/0.2755=2.63$ 的双组元推进剂配置：

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

Species	Mass fraction	Temperature	Unit	Pressure	Unit
O2(L)	0.7245	93	K	101325	Pa
RG-1	0.2755	298.15	K		MPa

每个成分列表（氧化剂、燃料或推进剂）包含一种或多种物质，显示在单行上。要将物种添加到列表中，请单击相应列表底部的“添加”按钮。要从列表中删除所选物种，请单击“删除”按钮。

要添加新物种，请单击“定义新物种”按钮（仅在RPA标准版中可用）：

Sum of all the mass fractions: 1

Add Define new Remove

在出现的对话框窗口中，至少指定新物种的名称、爆炸化学式和形成热：

Component name: Description:

Aggregate state: Gaseous Condensed phases are numbered in increasing order by temperature

Exploded formula:

Molecular weight: If not defined, the molecular weight is calculated from given exploded formula

Heat of formation: J/mol at temperature: 298.15 K

Reset Ok Cancel

一旦定义了新物种，它就会存储在用户热力学数据库中，并永久可用于其他问题。

组件属性

列表中的组件有4个参数：物种名称、组件（双组元推进剂系统）或推进剂（单组元推进剂）中物种的质量分数、物种的初始温度和物种的初始压力：

Species	Mass fraction	Temperature	Unit	Pressure	Unit
H2O2(L),98%	1	20	C	2	MPa

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

初始物种温度和压力是可选参数。如果未指定，将自动分配以下默认值：

- $p=1$ 大气压, $T=298.15$ K, 适用于非低温物质
- T =低温液体的[沸点温度]

当由几种物质组成组分（用于双组元推进剂系统）或推进剂（用于单组元推进剂体系）时，同一列表中所有组分的质量分数之和必须等于1。要更改物种的质量分数，请双击相应的单元格，输入新值，然后按enter按钮（或单击离开）。

每个列表都有自动质量分数检查器，在列表页脚显示当前总和。如果总和正确，则页脚的背景颜色为浅绿色，否则颜色为浅红色：

Species	Mass fraction	Temperature	Unit	Pressure	Unit
H2O2(L),98%	1.5	20	C	2	MPa

Invalid mass fraction of H2O2(L),98%

Add Remove

Species	Mass fraction	Temperature	Unit	Pressure	Unit
C32H66(a)	0.7		K		MPa
C	0.4		K		MPa

Sum of all the mass fractions: 1.1

Add Remove

要指定物种的初始温度和/或压力，请双击相应的单元格，输入新值，然后按enter按钮（或单击离开）：

Temperature	Unit	Pressure	Unit
20	C	2	MPa

要更改单位，请双击相应的单元格，在列表中选择所需的单位，然后按Enter按钮（或单击离开）：

Temperature	Unit	Pressure	Unit
20	C	2	MPa

可以使用以下单位之一输入温度：K、C、F、R。

压力是绝对压力，可以使用以下单位之一输入：

MPa、atm、kg/sm²、bar、psi、Pa。

注： 初始温度和/或压力只能以多项式或表格形式与热力学性质一起提供的组件指定。

有关更多详细信息，请参阅“热力学数据库编辑器”一章。

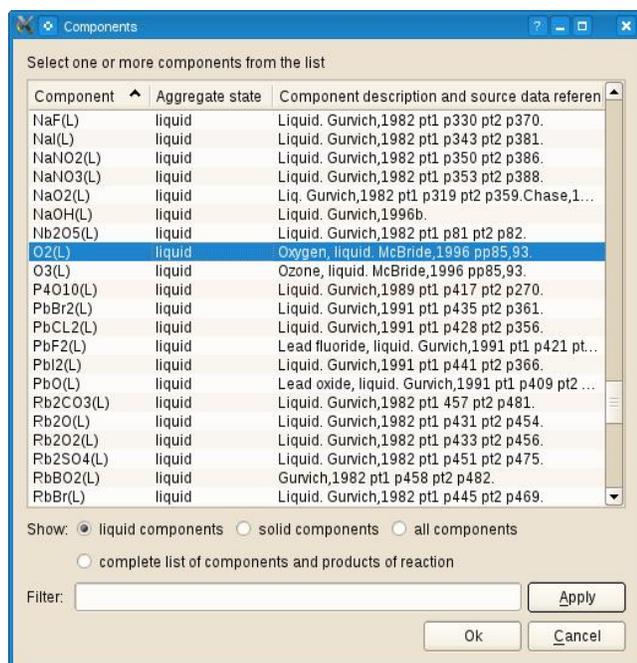
注意： 如果组件因组件本身执行的工作而改变其温度/压力，则应在执行工作之前指定哪些组件的初始值（ T , p ）。

例如，在分级燃烧发动机中，涡轮泵由部件提供动力，正确的初始参数对应于泵入口处的部件

状况，与泵出口或燃烧室喷射器处的状况相反。

组件数据库

点击“添加”按钮后，将出现“组件”对话框。对话框窗口的内容取决于要添加组件的目标列表的类型。



组件数据库

在氧化剂列表中添加新组件时，对话框窗口显示可用的氧化剂；将新组件添加到燃料列表时，对话框窗口将显示可用燃料。对于单组元推进剂系统，氧化剂和燃料都将显示在对话框窗口中。

您可以使用正则表达式在对话框窗口中过滤列表。过滤模式应用于表的两列。

如果您想查看所有物种，包括雾化和/或电离的反应产物，请标记复选框“显示可用反应物和反应产物的完整列表”，或者如果您只想查看可能的推进剂成分，请保持其未标记状态。

在列表中选择一个或多个物种，然后单击“确定”按钮。如果要离开而不添加任何物种，请单击“取消”按钮。

喷嘴流动模型

喷嘴流量模型屏幕

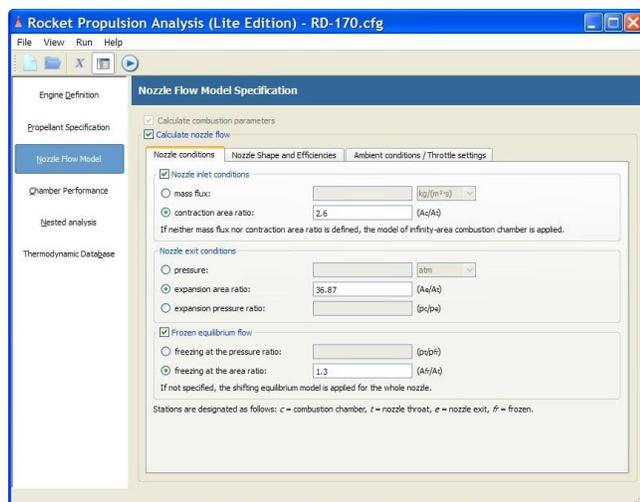
该程序既可以计算燃烧室中的燃烧参数，也可以执行完整的发动机性能分析，计算通过喷嘴的流量。

清除“计算喷嘴流量”复选框，以选择第一种可能性，或将其标记为开始喷嘴流量分析：

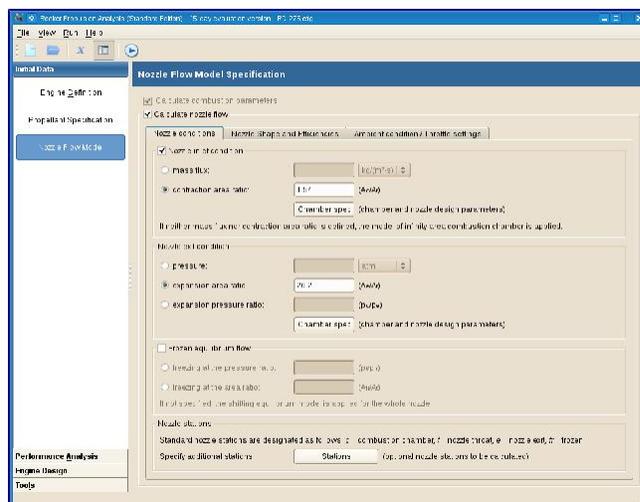


喷嘴条件

如果要解决喷嘴流动问题，则必须至少定义喷嘴出口条件，指定三个参数之一：喷嘴出口压力、喷嘴膨胀面积比或喷嘴膨胀压力比。



喷嘴条件（精简版）



喷嘴条件（标准版）

该程序可以计算具有有限或无限横截面积的燃烧室的性能。默认模型假设腔室的横截面积为无限大。要切换到有限面积模型，请标记复选框“喷嘴入口条件”，然后指定燃烧室收缩面积比 A_c/A_t 或燃烧室中的质量流量。

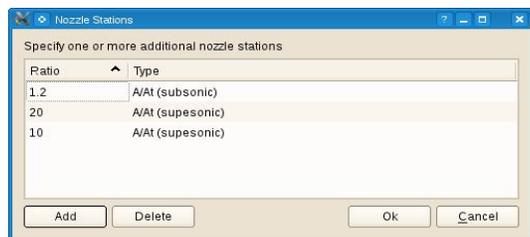
如果指定，喷嘴入口和出口条件用于腔室和喷嘴尺寸，

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

以及屏幕上的“腔室几何”上的其他参数（按“腔室规格”按钮直接跳转到该屏幕）。（仅在RPA标准版中可用）

该程序可以计算喷嘴中移动和冻结化学平衡的性能。默认模型假设整个喷嘴中的化学平衡发生变化。要切换到冷冻化学平衡模型，请选中“冷冻平衡流量”复选框，然后指定应开始应用此模型的喷嘴部分。

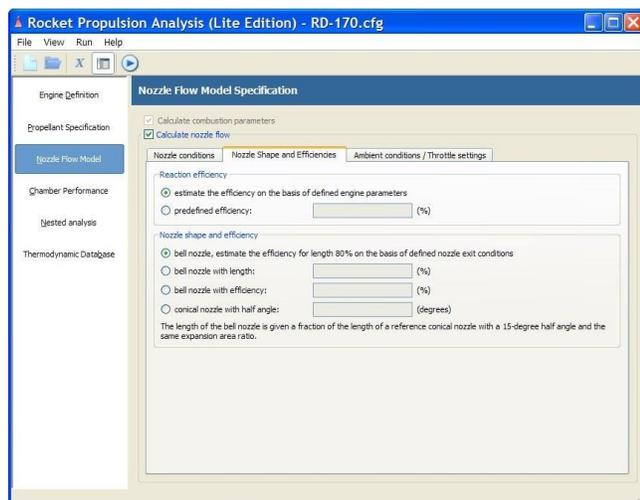
默认情况下，程序计算以下喷嘴站的参数：喷嘴入口、喷嘴喉部和喷嘴出口。要指定其他喷嘴站，请按“站”按钮并指定一个或多个其他站，通过面积比 A_c/A_t 或压力比 p_c/p 定义它们：



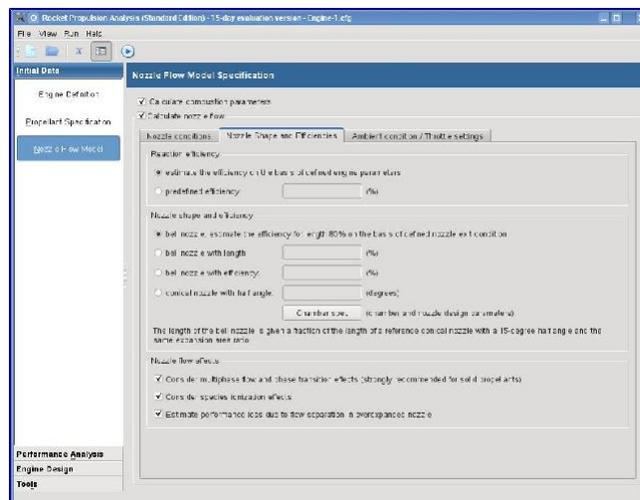
喷嘴站（标准版）

喷嘴形状和效率

该程序计算理论和交付的发动机性能。您可以在“喷嘴形状和效率”屏幕上定义校正系数，否则程序将根据定义的发动机参数（如燃烧室压力、推进剂成分和喷嘴条件）进行估计。



喷嘴形状与效率（精简版）



)

在RPA标准版中，您还可以控制程序考虑的喷嘴流效果：



关闭标志**考虑多相流和相变**，以抑制多相流效应的计算。请注意，对于大多数固体推进剂问题，应打开此标志。

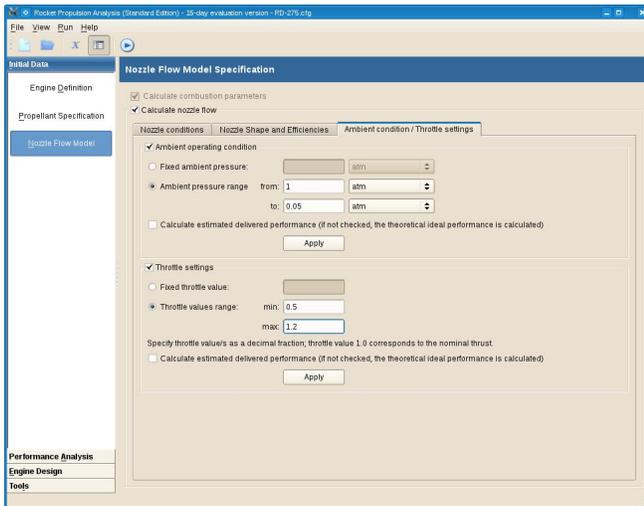
关闭旗帜**考虑物种电离效应**，以抑制物种电离效应的计算。

关闭“**估算因流量分离导致的性能损失**”标志，以禁用流量分离效果的额外计算。

环境条件

默认情况下，程序计算火箭发动机在海平面条件（ $p_a=1 \text{ atm}$ 或 14.7 psi ）、最佳喷嘴膨胀（ $p_e=p_a$ ）和真空条件（ $p_a=0$ ）下的性能。

要计算所需环境条件下的性能，您还可以明确指定特定的环境压力或作为高范围值和低范围值给出的环境压力范围。



环境条件

打开“**计算预计交付绩效**”标志，以便将绩效修正系数应用于计算结果。

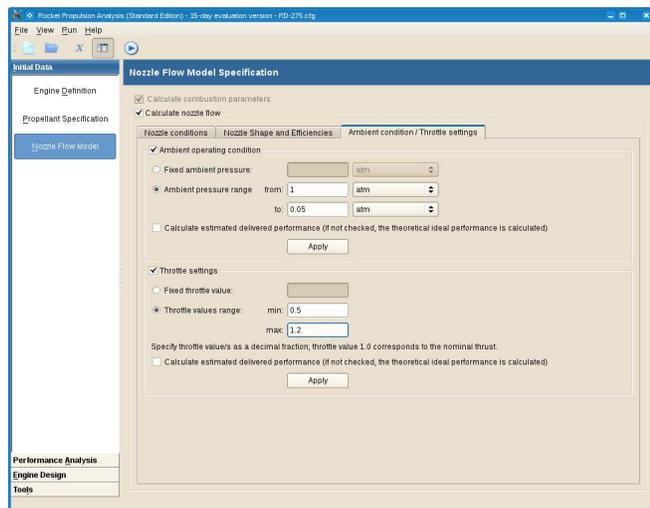
压力是绝对压力，可以使用以下单位之一输入：

MPa、atm、kg/sm²、bar、psi、Pa。

油门设置

默认情况下，程序计算火箭发动机的性能，假设推进剂流量与标称推力相对应。

要计算所需油门设置下的性能，您还可以明确指定特定的油门值，或以高范围值和低范围值给出的油门值范围。



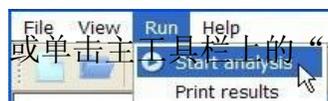
油门设置

打开“计算预计交付绩效”标志，以便将绩效修正系数应用于计算结果。

节流值是所需节流设置下的推进剂流量与对应于标称推力（100%流量）的流量之比。

开始分析

指定初始数据或打开现有配置文件后，您可以通过单击菜单“运行”开始分析，然后在菜单栏中单击“开始分析”：

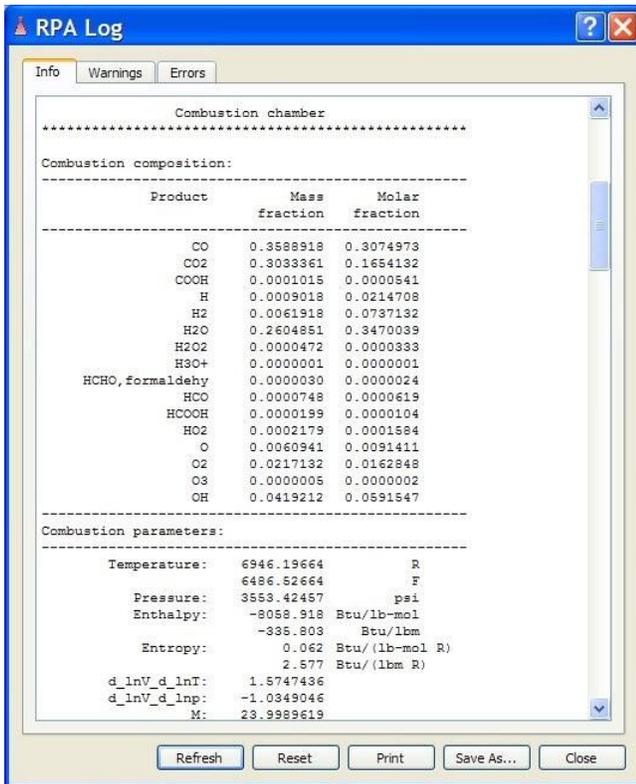


或单击主工具栏上的“开始”图标：

成功完成分析后，程序会自动切换到显示计算结果的“腔室性能”屏幕。

您还可以打印结果，单击菜单“运行”，然后单击“打印结果”，或检查分析日志，单击菜单“运行”，然后单击菜单栏中的“显示日志”。





分析日志

室内表演

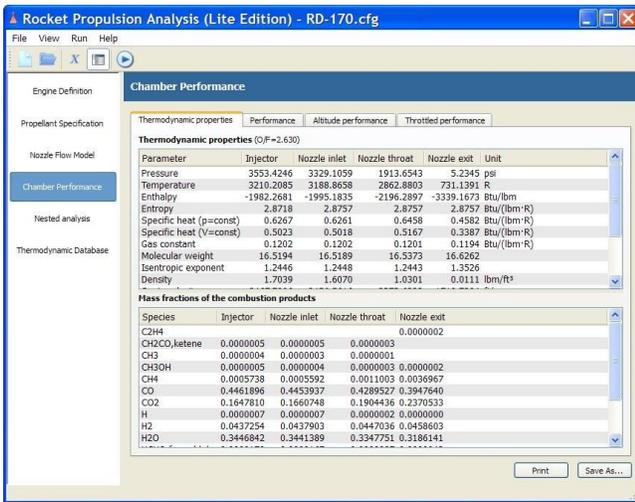
这些 滤清器 性能 由 四个 表 组成： 热力学性能、性能、高度性能和节流性能。

您可以打印结果，单击“打印”按钮，或将结果另存为ASCII或HTML文件，单击屏幕右下角的“另存为...”按钮。

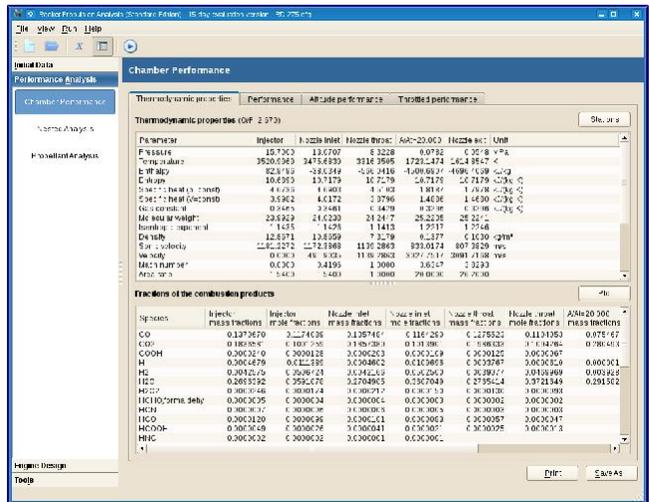
热力学性质

“热力学性质”选项卡显示了参与分析的腔室站的反应产物及其质量分数的参数。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

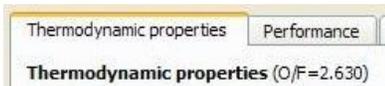


热力学性质（精简版）



热力学性质（标准版）

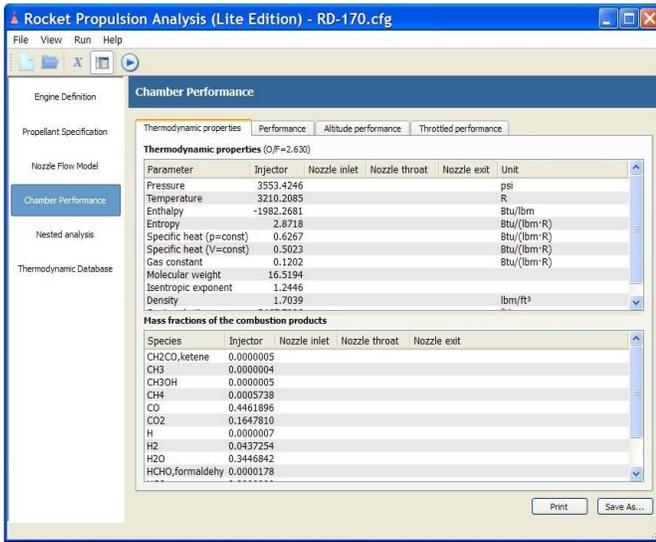
当前推进剂组份比（在屏幕上明确定义，或由优化器找到）显示在选项卡顶部表格的标题中：



如果问题被配置为解决燃烧室中的参数（见“喷嘴流动模型”一章），则唯一可用的喷嘴站是喷射器（见图喷射器热力学特性），否则可用的燃烧室站包括喷射器、喷嘴入口、喷嘴喉部和喷嘴出口，以及在屏幕上定义的喷嘴流动模型上定义的其他站（见图热力学特性）。

您可以在屏幕“喷嘴流模型”或屏幕上指定其他喷嘴站热力学性质，按下“站”按钮。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6



喷油器热力学特性

如果将问题配置为计算具有无限横截面积的燃烧室的性能，则喷嘴入口站的参数与喷射器站的参数相同：

Parameter	Injector	Nozzle inlet
Pressure	3553.4246	3553.4246
Temperature	3210.2085	3210.2085
Enthalpy	-1982.2681	-1982.2681
Entropy	2.8718	2.8718
Specific heat (p=const)	0.6267	0.6267
Specific heat (V=const)	0.5023	0.5023
Gas constant	0.1202	0.1202
Molecular weight	16.5194	16.5194
Isentropic exponent	1.2446	1.2446
Density	1.7039	1.7039

Species	Injector	Nozzle inlet	Nozzle
CH ₂ CO, ketene	0.0000005	0.0000005	0
CH ₃	0.0000004	0.0000004	0
CH ₃ OH	0.0000005	0.0000005	0
CH ₄	0.0005738	0.0005738	0
CO	0.4461896	0.4461896	0
CO ₂	0.1647810	0.1647810	0
H	0.0000007	0.0000007	0
H ₂	0.0437254	0.0437254	0
H ₂ O	0.3446842	0.3446842	0

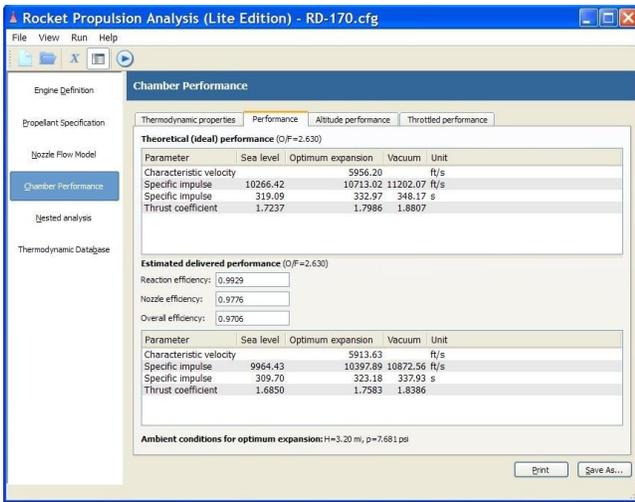
热力学参数以当前单位显示，在“首选项”对话框中定义。

您可以收缩或升高顶部表格，同时升高或缩小底部表格，向下或向上拖动表格之间的水平条。

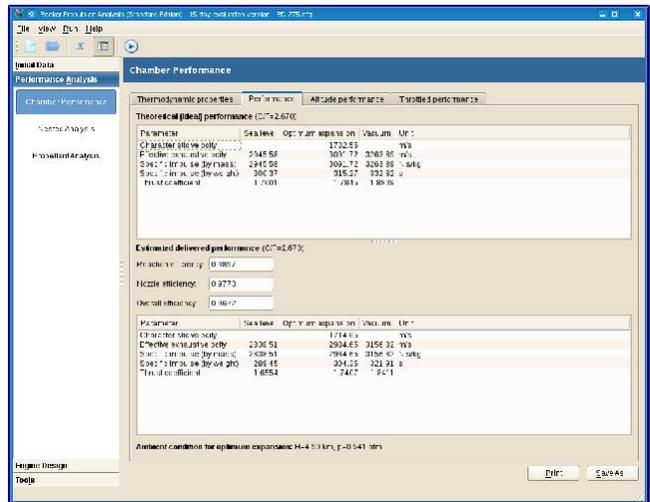
演出

“性能”选项卡显示了腔室的理论（理想）性能，以及其估计的交付性能和用于计算交付性能的校正系数。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6



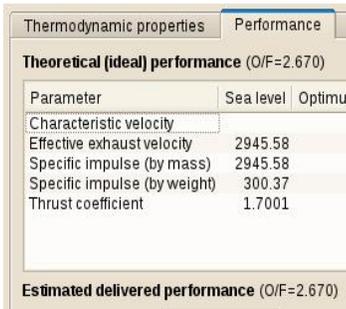
室内性能（精简版）



室内性能（标准版）

注意：如果您正在分析压力供给循环或分级燃烧循环发动机，则计算出的性能实际上是发动机性能。

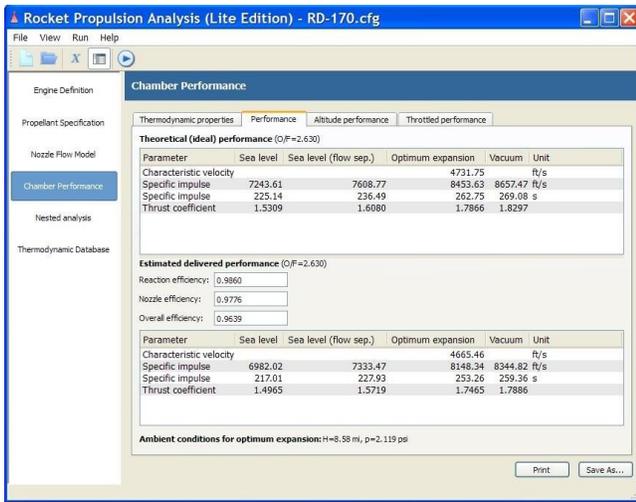
当前推进剂组分比（在屏幕上明确定义，或由优化器找到）显示在选项卡上两个表的标题中：



如果该问题被配置为解决喷射器站的燃烧参数（见喷嘴流量模型一章），则性能参数不可用，否则该选项卡将显示在海平面条件（ $p_a=1 \text{ atm}$ 或 14.7 psi ）、最佳喷嘴膨胀（ $p_e=p_a$ ）和真空条件（ $p_a=0$ ）下腔室的计算性能。

如果喷嘴中发生流动分离，附加柱将显示海平面下相对于流动分离的性能。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6



带流动分离的腔室性能

最佳喷嘴膨胀的环境条件（高度和环境压力）显示在选项卡底部：

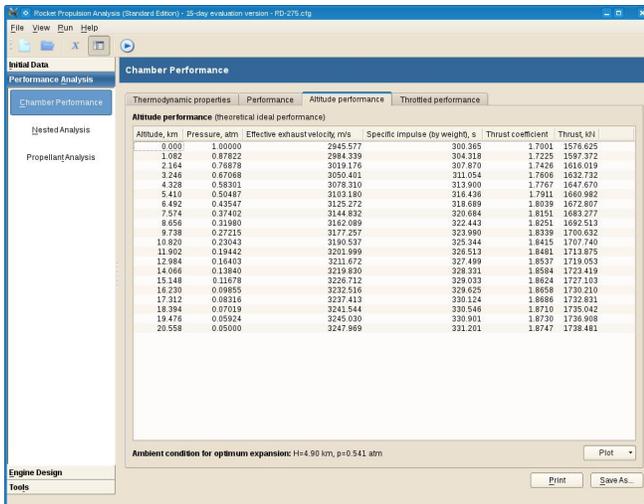


性能参数以当前单位显示，在“首选项”对话框中定义。

您可以收缩或升高顶部表格，同时升高或缩小底部表格，向下或向上拖动表格之间的水平条。

海拔性能

“高度性能”选项卡显示了腔室在指定环境条件下的性能。



海拔性能

默认情况下，程序计算理想的理论性能。如果要计算预计交付性能，请在屏幕环境条件上打开“计算预计交付绩效”标志。

如果问题被配置为解决喷油器站的燃烧参数（见“喷嘴流量模型”一章），则性能参数不可

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

用，否则该选项卡将显示在定义的高度和环境压力下计算出的燃烧室性能。

点击选项卡右下角的“绘图”按钮，您可以绘制“比冲与高度”、“推力系数与高度”或“推力与高度”的图表。最佳膨胀的高度以及流动分离的高度（如果发生）通过相应的垂直标记线显示在图表上。



图-高度性能

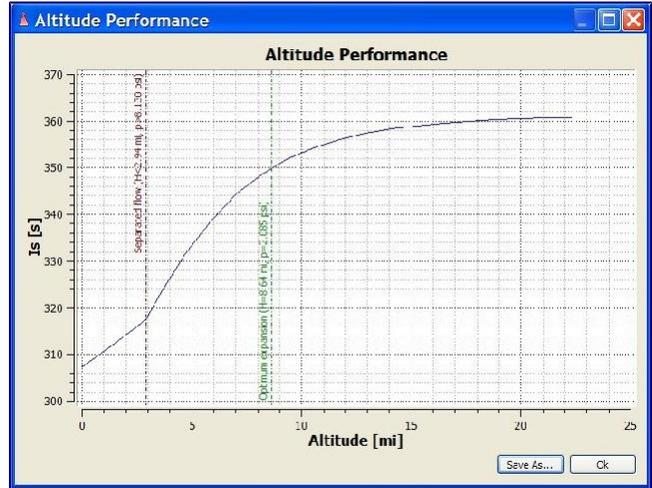


图-带气流分离的高度性能

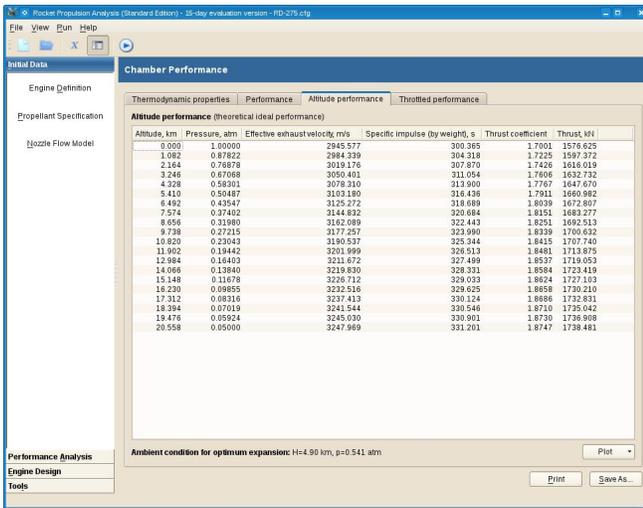
选项卡底部显示了最佳喷嘴膨胀的环境条件（高度和环境压力）。

性能参数以当前单位显示，在“首选项”对话框中定义。

节流性能

“节流性能”选项卡显示了腔室在指定节流值下的性能。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

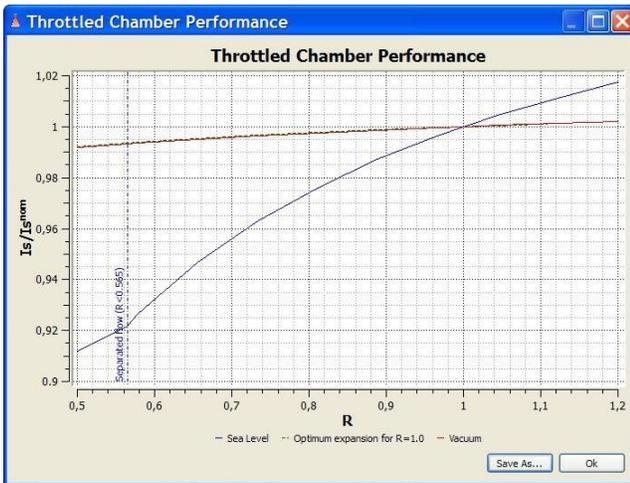


节流性能

默认情况下，程序计算理想的理论性能。如果要计算预计交付性能，请在屏幕**油门设置**上打开“计算预计交付绩效”标志。

如果问题被配置为解决**喷射器站**的燃烧参数（见“喷嘴流量模型”一章），则性能参数不可用，否则该选项卡将显示火箭发动机在海平面条件下（ $p_a=1\text{ atm}$ 或 14.7 psi ）、最佳喷嘴膨胀（ $p_e=p_a$ ）和真空条件下（ $p_a=0$ ）在定义的节流阀值下的计算性能。

点击选项卡右下角的“绘图”按钮，您可以绘制“比冲与节流值”或“推力与节流阀值”的图表。发生流量分离的节流阀值在图表上由相应的垂直标记线显示。



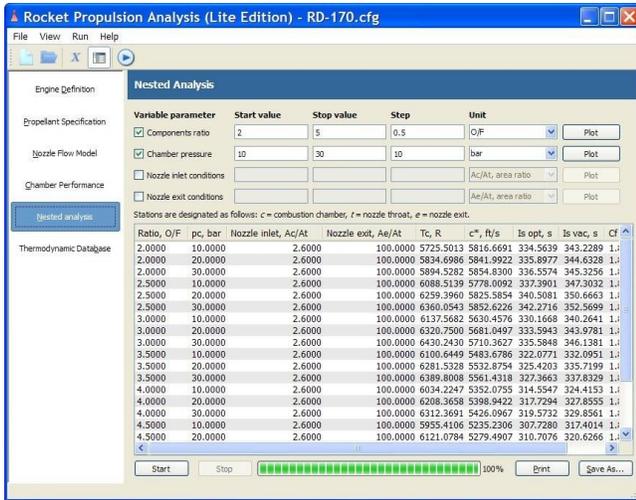
情节-性能受限

性能参数以当前单位显示，在首选项中定义

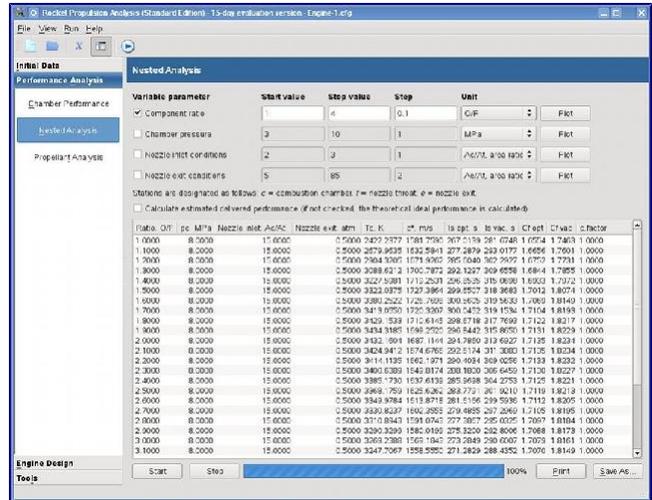
对话。

嵌套分析

使用嵌套分析，您可以评估火箭燃烧室在参数/s范围内的性能，最多四个独立变量（部件比、燃烧室压力、喷嘴入口条件、喷嘴出口条件）。



嵌套分析（精简版）

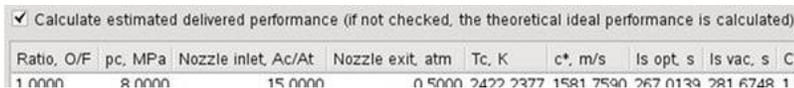


嵌套分析（标准版）

嵌套分析继承了在“发动机定义”、“推进剂规格”和“喷嘴流量模型”屏幕上定义的初始配置参数。您最多可以定义四个变量参数，这些参数将替换初始配置的相应参数，然后单击选项卡左下角的“开始”按钮开始嵌套分析。

注：由于该程序对每个独特的可变参数组合进行热力学分析，因此用小步定义参数可能会导致计算时间非常长。

默认情况下，程序计算理想的理论性能。如果要计算估计的交付性能，请打开相应的标志：



程序对每个独特的变量参数组合执行热力学分析，按定义值逐步执行，并在选项卡底部的表格中显示结果。嵌套分析的当前状态由选项卡底部的进度条显示。单击**停止**按钮可以停止正在运行的分析。

完成嵌套分析后，您可以绘制“比冲与可变参数”、“腔室温度与可变参数”、“特征速度与可变参数的关系”或“推力系数与可变参数之间的关系”的图表，点击按钮plot at

对应参数配置的右侧。



嵌套分析图

您可以打印嵌套分析的结果，单击“打印”按钮，或单击屏幕右下角的“另存为...”按钮将结果另存为ASCII或HTML文件。

在RPA标准版中，您还可以将结果保存为PDF或ODF格式。

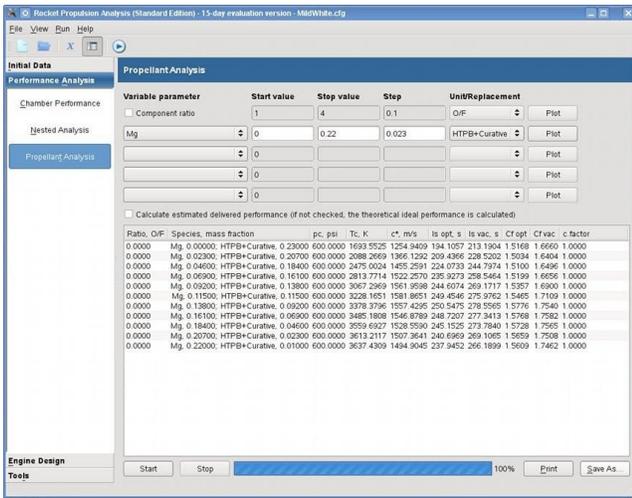
嵌套分析的定义参数存储在全局INI文件中，并在不同配置之间共享。

推进剂分析

仅在RPA标准版中可用

使用推进剂分析工具，您可以评估不同的推进剂成分，逐步用另一种成分替换一种成分。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

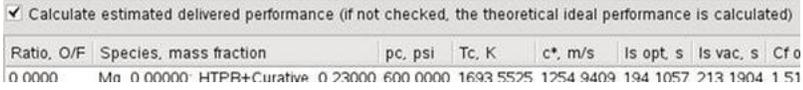


推进剂分析

推进剂分析继承了初始配置参数，这些参数在“发动机定义”、“推进剂规格”和“喷嘴流量模型”屏幕上定义。您最多可以定义四对组件，以替换初始推进剂成分的相应组件，并单击选项卡左下角的“开始”按钮开始推进剂分析。

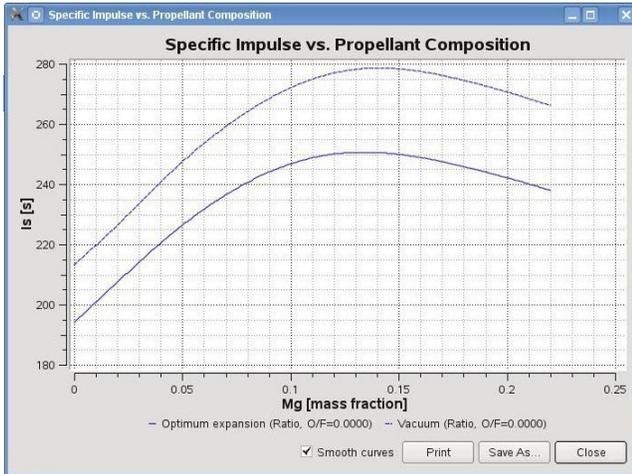
注：由于该程序对每个独特的可变参数组合进行热力学分析，因此用小步定义参数可能会导致计算时间非常长。

默认情况下，程序计算理想的理论性能。如果要计算估计的交付性能，请打开相应的标志：



程序对每个独特的变量参数组合进行热力学分析，按定义值逐步执行，并在选项卡底部的表格中显示结果。推进剂分析的当前状态由选项卡底部的进度条显示。单击**停止**按钮可以停止运行分析。

完成推进剂分析后，您可以单击相应参数配置右侧的“绘图”按钮，绘制“比冲与可变参数”、“室温与可变参数”、“特征速度与可变参数的关系”或“推力系数与可变参数之间的关系”图。



推进剂分析图

您可以打印推进剂分析的结果，单击“打印”按钮，或单击屏幕右下角的“另存为...”按钮将结果保存为ASCII或HTML文件。

在RPA标准版中，您还可以将结果保存为PDF或ODF格式。

推进剂分析的定义参数存储在全局INI文件中，并在不同配置之间共享。

腔室几何形状

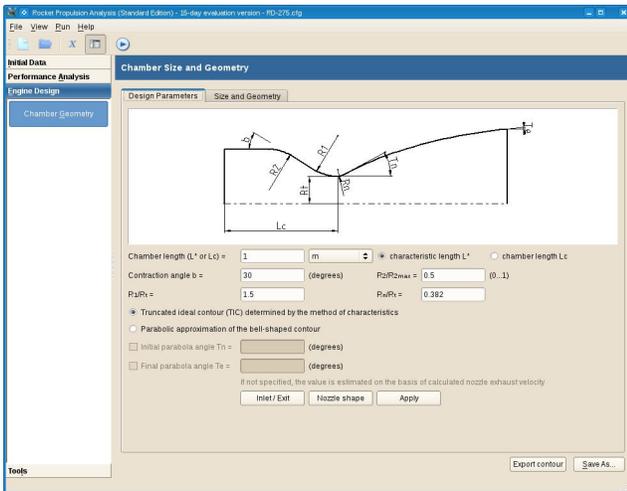
屏幕“腔室几何形状”由两个选项卡组成：“设计参数”和“尺寸和几何形状”。

只有当屏幕“发动机定义”上的“确定推力室尺寸”标志打开，并且至少提供了一个尺寸参数时，屏幕上的参数输入才启用：

设计参数

在“设计参数”选项卡上，可以定义用于计算燃烧室尺寸和喷嘴形状的设计参数。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

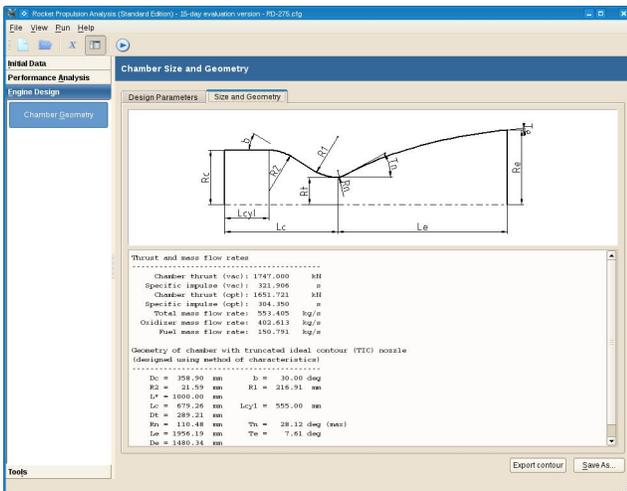


设计参数

注：喷嘴入口和出口条件以及喷嘴形状（钟形或圆锥形）等设计参数只能在屏幕喷嘴流量模型上更改。使用提供的按钮直接跳到该屏幕并返回。

尺寸和几何形状

“尺寸和几何图形”选项卡显示腔室和喷嘴的计算尺寸。



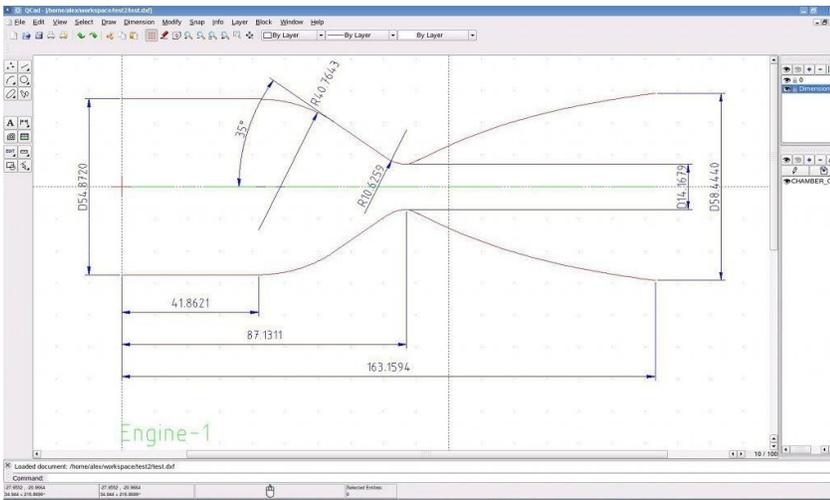
尺寸和几何形状

您可以将结果另存为ASCII文件，单击“另存为...”按钮，或单击屏幕右下角的“导出为DXF”按钮将轮廓导出到DXF文件。

如果导出为DXF文件，则需要提供其他导出参数：



生成的DXF文件可以在任何CAD程序中打开。



在QCAD中打开的DXF文件

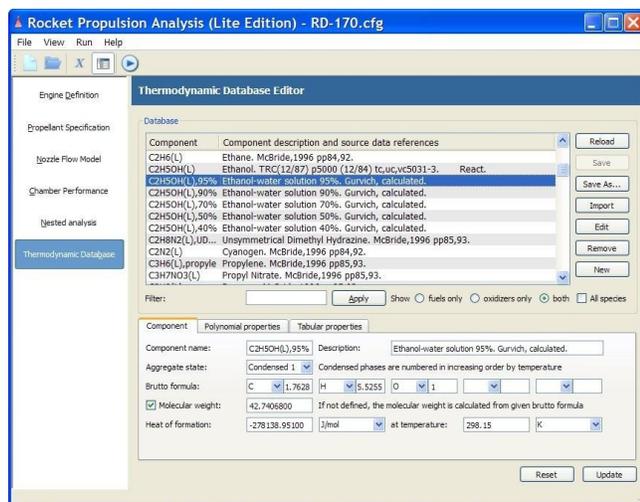
热力学数据库编辑器

热力学数据库编辑器是一个嵌入式物种查看器/编辑器。使用该工具，您可以轻松定义新的推进剂成分，或从PROPEP或CEA2物种数据库导入成分。

RPA分发包包含两个数据库文件resources/thermo.ip和resources/properties.ip。文件resources/thermo.ip包含参考文献中描述的格式的热力学性质http://www.grc.nasa.gov/WWW/CEAWeb/def_formats.htm。

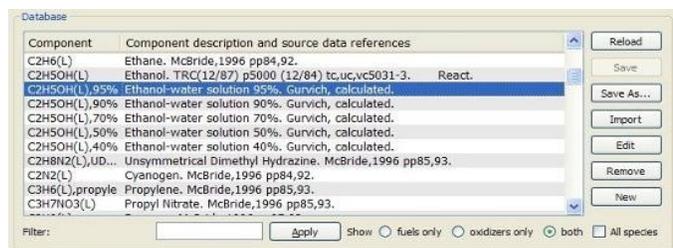
您可以定义自己的物种，并将其保存到另外两个数据库文件resources/usr_thero.ip和resources/usr.properties.inp中。这些文件不包含在标准RPA分发包中，在程序更新后也不会被重写。

该工具由屏幕顶部的数据库查看器和底部的物种编辑器组成。您可以缩小或加高物种查看器，而物种编辑器将被加高或缩小，向下或向上拖动查看器和编辑器之间的水平条。



热力学数据库编辑器

查看器具有物种表、过滤器和控制按钮。物种表显示了与过滤器设置相关的当前可用物种：



您可以强制观众仅显示燃料，或仅显示氧化剂，或同时显示燃料和氧化剂，并标记相应的单选按钮。如果你想看到所有物种，包括反应的雾化和/或电离产物，请标记复选框“所有物种”，如果你想只看到可能的推进剂成分，请保持不标记。

过滤模式应用于表的两列。控制按钮的使用方法如下：

- 单击“重新加载”按钮以重新加载默认数据库。自上次保存数据库以来所做的任何更改都将丢失。
- 单击“保存”按钮保存自上次保存数据库以来所做的更改。该程序创建了数据库文件早期版本的备份副本，并在文件名中添加了字符“~”。
- 单击“另存为...”按钮将当前数据库保存在指定位置。
- 单击“导入”按钮，以CEA2或PROPEP格式从外部数据库文件导入物种。成功加载外部数据库后，程序会在对话框中显示可用物种的列表。选择一个或多个要导入的物种，然后单击“确定”按钮。所有导入的物种都可以立即用于热力学分析。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

- 单击**编辑**按钮将所选物种的数据加载到物种编辑器中。您还可以双击列表中的物种将其加载到编辑器中。
- 单击“删除”按钮从当前数据库中删除物种。请注意，去除的物种立即无法用于热力学分析。
- 单击“新建”按钮重置编辑器以创建新物种。

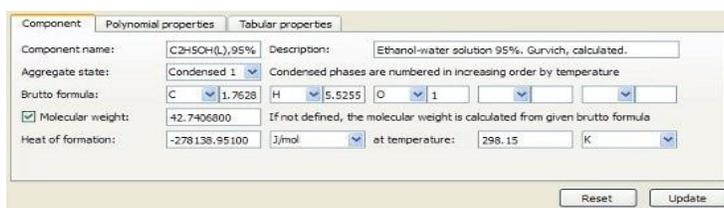
注意：所有新物种都保存在用户定义的数据库文件 resources/usr_thermo.inp 和 resources/usr.properties.inp 中。

注意：虽然您可以从 PROPEP 规范数据库导入任何组件，但不要替换 CEA2/RPA 数据库中已有的所有组件：CEA2 文件中的数据来源于 [NASA Glen 热力学数据库](#) 和 [Gurvich 热力学数据库](#)，这两个数据库都以其高精度而闻名。

注意：由于 PROPEP 库不包含组件温度，请始终检查导入组件的标准温度和表格数据。

注意：从 PROPEP 库导入后，始终检查日志（单击主菜单中的“运行”项，然后单击“显示日志”；检查选项卡“警告”和/或“错误”）。

编辑器由三个选项卡组成：*组件*、*多项式属性*和*表格属性*，以及编辑器底部的控制按钮：



要保存现有物种中的更改或保存新物种，请单击“更新”按钮。要重置物种数据，请单击**重置**按钮。

“成分”选项卡显示了有关成分、其聚集状态、化学式、分子量、生成热和定义生成热的温度的信息。

组件名称也是物种的标识符，在数据库中必须是唯一的。后缀 (L) 可以添加到液体成分名称的末尾。

描述通常包含物种的通用名称以及参考信息。

化学式以分子式（如适用）或爆炸式给出，后跟其分子量。生成热（焓）可以用一个单位表示：J/mol、cal/mol、kJ/kg、kcal/kg、Btu/lbm、kcal/lbm。生成热之后是温度（以K、R、C、F中的一个单位给出），它已被定义。请注意，如果多项式属性可用，温度始终为298.15 K，不能更改。

一个或多个温度区间的多项式性质由9个系数给出，如下所示

如参考文献所述 http://www.grc.nasa.gov/WWW/CEAWeb/def_formats.htm。单击添加按钮，添加新的温度区间；单击“删除”按钮删除选定的温度区间。

一个或多个压力和温度区间的表格属性由每个独特的压力和温度组合的比热 C_p (kJ/mol-K)、密度 ρ (kg/m³) 和动态粘度 μ (muPa-s) 的值给出。单击“添加p”按钮，添加新的压力区

间；单击“删除p”按钮删除选定的压力间隔。单击**添加T**按钮，添加新的温度区间；单击“删除T”按钮删除所选温度区间。

注：对于以多项式形式随热力学性质一起提供的组件，您不需要定义比热（改为定义“0”）。

注：对于气体成分，您不需要定义密度。在数据库文件中，表格数据的格式如下：

```
! p, MPa T,          KCp, kJ/mol-K rho, kg/m3 mu, muPa-s
公司名称          2, 3
p1      T1      Cp11      rho11      mu11
p1      T2      Cp12      rho12      mu12
p1      T3      Cp13      rho13      mu13
p2      T1      Cp21      rho21      mu21
p2      T2      Cp22      rho22      mu22
p2      T3      Cp23      rho23      mu23
```

组件的最小数据至少由两行组成：

```
! p,          MPaT,      KCp, kJ/mol-K rho, kg/m3 亩, muPa-s
化合物名称    1, 2
0. 101325    273. 15      0. 078      823
0. 101325    373. 15      0. 078      823
```

该数据定义了恒定比热 C_p 和恒定密度 ρ ，并允许指定273.15-373.15 K范围内的初始温度以及0...（您需要的最大压力）范围内的起始压力。粘度未定义（因为只有RPA标准版要求），并假设为0。

偏好

对话框窗口首选项可用于设置全局配置参数。单击“帮助”项，然后单击主栏中的“首选项”以打开窗口：

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6



对话框窗口“首选项”

标记复选框“开始分析前清除日志”，以强制在每次运行前清理分析日志，或者不标记，让日志累积所有运行的消息。

您可以定义程序将用于显示分析结果的默认输出单位，在输出单位列表中选择公制（SI）或美制。

如果选择公制（SI），将使用以下单位：

参数	单位
温度	K（反应产物）
温度	K（推进剂组分）
压力	MPa
比冲	m/s
速度	m/s
质量流率	kg/s
质量通量	kg/m ² -s
猛推	N、 kN
密度	kg/m ³
焓	kJ/kg, J/mol
熵、比热、气体常数	kJ/kg-K, J/mol-K

如果选择美国惯用系统，将使用以下单位：

参数	单位
温度	F（反应产物）
温度	R（推进剂组分）
压力	psi
比冲	英尺/秒
速度	英尺/秒

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

参数	单位
质量流率	lbm/s
质量通量	磅/平方英尺
猛推	lbf
密度	磅/立方英尺
焓	Btu/lbm, Btu/lb-mol
熵、比热、气体常数	Btu/lbm-R, Btu/lb-mol-R

标记复选框“检查RPA网站是否有更新”以强制程序检查可用更新，或不标记以禁用此功能。您还可以定义程序执行检查的频率，在“每次一次”列表中选择以下项目之一：

- RPA启动
- 1天, 1周
- 1个月

为了强制程序检查可用更新，请单击“帮助”项，然后检查主栏中的更新。

输入和输出单元

您可以以任何可用单位输入输入参数的值，可以自由混合公制（SI）和美制。程序会自动将所有输入值转换为公制，公制是输入参数和计算结果的标准内部表示。

以下转换系数用于将非国际单位制的值转换为国际单位制值：

姓名	价值观	说明
CONST_ATM	101325	从atm到Pa的转换系数
CONST_AT	98066.5	从at（技术大气）到Pa的转换系数
CONST_BAR	100000	从bar到Pa的换算系数
CONST_PSI	6894.75729316836	从psi（磅力/平方英寸）到Pa的转换系数
CONST_TO	298.15千	温度25°C
CONST_RO	8.314472 J/（摩尔·K）	通用气体常数
CONST_G	9.80665米/秒 ²	
约束绑定	0.45359237	从lbm（磅质量）到kg的转换系数

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

姓名	价值观	说明
约束边界力	(CONST_POUND*CONST_G)	从lbf (磅力) 到N (牛顿) 的转换系数
CONST_FOOT	0.3048	从国际英尺到米的换算系数
CONST_INCH	0.0254	从英寸到米的转换系数
CONST_MILE	(5280.0*CONST_FOOT)	从国际英里到米的转换系数
CONST_LBM_FOOT3	(CONST_POUND/CONST_FOOT3)	从“lbm/ft ³ ”到“kg/m ³ ”的转换系数
CONST_LBM_INCH3	(CONST_POUND/CONST_INCH3)	从“lbm/inch ³ ”到“kg/m ³ ”的转换系数
CONST_MASS_FLUX	(CONST_POUND/CONST_FOOT2)	从“lbm/(ft ² ·s)”到“kg/(m ² ·s)”的转换系数
CONST_LBM_MOLE	(1000.*CONST_LBM)	从磅摩尔到摩尔的转换系数
CONST_BTU	1055.05585262	Btu到J的换算系数
CONST_CAL	4.1868	从卡路里到J的转换系数
CONST_BTU_LBM	(CONST_BTU/CONST_LBM)	从Btu/lbm到J/kg的转换系数
CONST_BTU_LBM_MOLE	(CONST_BTU/CONST_LBM_MOLE)	从Btu/lb mol到J/mol的转换系数
CONST_BTU_LBM_R	(1000.*CONST_CAL)	从Btu/(lbm·R)到J/(kg·K)的转换系数
CONST_BTU_LBM_F	CONST_BTU_LBM_R	从Btu/(lbm·F)到J/(kg·K)的转换系数
CONST_BTU_LBM_MOLE_R	CONST_BTU_LBM_R	从Btu/(lb mol·R)到J/(mol·K)的转换系数

默认情况下，公制也用于显示计算结果。您可以使用对话框窗口“首选项”将其更改为美国惯用系统。

参考文献：

- SP-811。NIST国际单位制 (SI) 使用指南。[B. 8按字母顺序列出的单位因素](#)
- 化学推进系统中使用的术语表和转换系数表。美国国家航空航天局SP-8126。1979.
- 乔治·萨顿，奥斯卡·毕布拉兹。《火箭推进元件》，第7版 (第727-729页)。
- NASA-sd-3000。人-系统集成标准。[第二卷。附录E-计量单位和换算系数](#)

脚本工具

仅在RPA标准版中可用

所提供的脚本语言基于[ECMA-262](#)标准中定义的ECMAScript脚本语言。

脚本工具实现了与RPA的许多内部函数的绑定，以便用户可以编程和运行以下任务：

- 加载、操作和写入配置文件
- 按物种名称搜索热力学数据库
- 得到物种的热力学性质
- 制备单双和多推进剂组合物
- 运行典型燃烧问题 $(p, H) = \text{常量}$, $(p, S) = \text{常量}$ $(p, T) = \text{常量}$
- 运行典型的火箭推进问题
- 在自定义JavaScript程序中使用上面列出的所有功能脚本实用程序[可以](#)

在交互模式或批处理模式下[启动](#)。

内置功能

除了标准的[ECMA-262函数](#)外，RPA脚本实用程序还提供以下内置函数：

功能	说明
加载 (<i>path_to_script</i>)	加载由其路径定义的外部脚本。例子： <code>load ("resources/scripts/config.js");</code>
打印 (参数)	在控制台和日志文件中打印出参数。示例： <code>print ("开始分析...");</code> <code>print ("Is_v=" +pr.getNozzleExitSection ().getIs_v ().toPrecision (7));</code>
退出 () 或退出 ()	退出交互式解释器。

API参考

除了标准的[ECMA-262 API](#)之外，RPA脚本实用程序还提供以下API：

API	说明
配置API	API，用于加载、操作和写入配置文件。
Thermo API公司	API，用于搜索热动力数据库，获得物种特性，制备单、双和多膜组合物。
API	说明

API反应	运行典型燃烧问题的API $(p, H) = \text{常数}$, $(p, S) = \text{常数}$ $(p, T) = \text{常数}$ 获得反应产物的热力学性质。
性能API	API, 用于运行典型的火箭推进问题并获得性能参数。

配置API

配置API是为了搜索热力学数据库, 获得物种特性, 制备单-双-和多推进剂组合物。

另请参见JavaScript类配置。

对象配置文件

功能	参数	说明
配置文件 ()		默认构造函数。 创建新的空配置对象。 例子: c=配置文件 () ;
配置文件 (字符串路径)	文件路径	建造师。 创建新的空配置对象并分配指定的文件。可以使用函数read () 加载分配的文件。 例子: c=ConfigFile (“示例/RD-275.cfg”) ;
read ()		读取指定的文件。例子: c=ConfigFile (“示例/RD-275.cfg”) ; c.read () ;
read (字符串路径)	文件路径	读取指定的文件。 例子:
功能	参数	说明

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

		c=配置文件 () ; c. 阅读 (“示例/RD-275.cfg”) ;
write ()		将配置写入分配的文件。 例子： c=ConfigFile (“示例/RD-275.cfg”) ; c.setName (“RD-275”) ; c. 写 () ;
write (字符串路径)	文件路径	将配置写入指定文件。 例子： c=配置文件 () ; c.setName (“RD-275”) ; c. 书写 (“示例/RD-275.cfg”) ;
validate ()		验证配置的正确性。 例子： c=配置文件 () ; c.setName (“RD-275”) ; c.validate () ;
编号getVersion ()		返回配置文件的版本。 例子： c=ConfigFile (“示例/RD-275.cfg”) ; c.read () ; print (“版本: ” +c.getVersion ()) ;
setName (字符串名称)	发动机名称	指定发动机名称。例子： c=ConfigFile (“示例/RD-275.cfg”) ; c.setName (“RD-275”) ;
功能	参数	说明

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

		c. 写 () ;
字符串getName ()		返回引擎名称。例子： <pre>c=ConfigFile (“示例/RD-275.cfg”); c.read () ; print (“引擎名称: ” +c.getName ());</pre>
setInfo (字符串信息)	说明	指定描述。例子： <pre>c=ConfigFile (“示例/RD-275.cfg”); c.setInfo (“RD-275测试用例”); c.写 () ;</pre>
字符串getInfo ()		返回指定的描述。例子： <pre>c=ConfigFile (“示例/RD-275.cfg”); c.read () ; print (“案例描述: ” +c.getInfo ());</pre>
对象getGeneralOptions ()		返回关联的 GeneralOptions 对象。 例子： <pre>c=ConfigFile (“示例/RD-275.cfg”); c.read () ; 对象g=c.getGeneralOptions () ;</pre>
对象getNozzleFlowOptions ()		返回关联的 NozzleFlowOptions 对象。 例子： <pre>c=ConfigFile (“示例/RD-275.cfg”); c.read () ; 对象n=c.getNozzleFlowOptions () ;</pre>
功能	参数	说明

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

对象获取燃烧室条件 ()		<p>返回关联的 CombustionChamberConditions 对象。</p> <p>例子:</p> <pre>c=ConfigFile (“示例/RD-275.cfg”); c.read (); 对象cc= c.获取燃烧室条件 ();</pre>
对象getPropellent ()		<p>返回关联的 Propellent 对象。</p> <p>例子:</p> <pre>c=ConfigFile (“示例/RD-275.cfg”); c.read (); 对象p=c.getPropellent ();</pre>
对象getEngineSize ()		<p>返回关联的 EngineSize 对象。</p> <p>例子:</p> <pre>c=ConfigFile (“示例/RD-275.cfg”); c.read (); 对象s=c.getEngineSize ();</pre>
对象getChamberGeometry ()		<p>返回关联的 ChamberGeometry 对象。</p> <p>例子:</p> <pre>c=ConfigFile (“示例/RD-275.cfg”); c.read (); 对象s=c.getChamberGeometry ();</pre>

对象常规选项

功能	参数	说明
布尔值是多相流 ()		如果多相流和相变应为
功能	参数	说明

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

		<p>考虑过的。例子：</p> <pre>c=ConfigFile (“示例/RD-275.cfg”); c.read (); 对象g=c.getGeneralOptions (); if (g.isMultiphaseFlow ()) {打印 (“多相流标志打开”); }</pre>
setMultiphaseFlow (布尔标志)	true或false默认值为true。	<p>指定多相流标志。请注意，对于大多数固体推进剂问题，应打开此标志。</p> <p>例子：</p> <pre>c=ConfigFile (“示例/RD-275.cfg”); c.read (); 对象g=c.getGeneralOptions (); g.set多相流 (真);</pre>
布尔函数isIons ()		<p>如果应考虑物种电离效应，则返回true。</p> <p>例子：</p> <pre>c=ConfigFile (“示例/RD-275.cfg”); c.read (); 对象g=c.getGeneralOptions (); if (g.isIons ()) { 打印 (“电离效应标志打开”); }</pre>
setIons (布尔标志)	true或false默认值为true。	<p>指定电离效果标志。例子：</p> <pre>c=ConfigFile (“示例/RD-275.cfg”); c.read (); 对象g=c.getGeneralOptions (); g.setIons (假);</pre>
布尔值isFlowSeparation ()		如果流分离效应，则返回true
功能	参数	说明

		应当予以考虑。例子： <pre>c=ConfigFile (“示例/RD-275.cfg”); c.read (); 对象g=c.getGeneralOptions (); if (g.isFlowSeparation ()) {print (“流分离标志打开”);} }</pre>
setFlowSeparation (布尔标志)	true或false默认值为true。	指定流分离效果标志。例子： <pre>c=ConfigFile (“示例/RD-275.cfg”); c.read (); 对象g=c.getGeneralOptions (); g.setFlowSeparation (假);</pre>

对象喷嘴流量选项

另请参见“喷嘴流动模型”一章。

功能	参数	说明
布尔值为CalculateNzzleFlow ()		如果应执行完整的发动机性能分析，则返回true。
setCalculateNozleFlow (布尔标志)	true或false默认值为true。	设置标志CalculateNzzleFlow。
布尔值是FreezingConditions ()		如果定义了冻结条件，则返回true。
对象getFreezingConditions ()		返回FreezingConditions对象，如果未定义，则返回null。
对象集FreezingConditions ()		返回FreezingConditions对象。如果之前没有定义，则创建新对象并分配给配置。
删除冻结条件 ()		删除指定的FreezingConditions对象。
布尔值为NozzleInletConditions ()		如果定义了喷嘴入口条件，则返回true。
对象getNozzleInletConditions ()		返回NozzleInletConditions对象，如果未定义，则返回null。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

功能	参数	说明
对象集喷嘴进气条件 ()		返回NozzleInletConditions对象。如果之前没有定义，则创建新对象并分配给配置。
删除喷嘴进气条件 ()		删除指定的NozzleInletConditions对象。
布尔值是喷嘴退出条件 ()		如果定义了喷嘴出口条件，则返回true。
对象getNozzleExitConditions ()		返回NozzleExitConditions对象，如果未定义，则返回null。
对象集喷嘴出口条件 ()		返回NozzleExitConditions对象。如果之前没有定义，则创建新对象并分配给配置。
删除喷嘴退出条件 ()		删除指定的NozzleExitConditions对象。
布尔值是效率因子 ()		如果定义了效率系数，则返回true。
对象getEfficiency Factors ()		返回EfficiencyFactors对象，如果未定义，则返回null。
对象集效率因子 ()		返回EfficiencyFactors对象。如果之前没有定义，则创建新对象并分配给配置。
删除效率因子 ()		删除指定的EfficiencyFactors对象。
布尔值是环境条件 ()		如果定义了环境条件，则返回true。
对象getAmbientConditions ()		返回AmbientConditions对象，如果未定义，则返回null。
对象集环境条件 ()		返回AmbientConditions对象。如果之前没有定义，则创建新对象并分配给配置。
删除环境条件 ()		删除指定的AmbientConditions对象。
布尔值是节流条件 ()		如果定义了节流搜索，则返回true。
对象获取节流条件 ()		返回ThrottleConditions对象，如果未定义，则返回null。
对象设置节流条件 ()		返回ThrottleConditions对象。如果之前没有定义，则创建新对象并分配给配置。
删除节流条件 ()		删除指定的ThrottleConditions对象。

物体燃烧室条件

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

功能	参数	说明
编号与压力（管柱单位）	压力单位（默认为“Pa”之一，“psi”、“atm”、“bar”、“at”、“MPa”）	返回指定单位的腔室压力，如果未指定单位，则返回“Pa”。
设定压力（编号p，管柱单位）	压力值和单位（“Pa”（默认）、“psi”、“atm”、“bar”、“at”、“MPa”之一）	以指定单位指定腔室压力，如果未指定单位，则以“Pa”为单位。

物体冷冻条件

功能	参数	说明
布尔值isCalculate（）		如果应计算冻结平衡，则返回true。
ssCalculate（布尔标志）		指定冻结平衡流量标志。
布尔值是压力（）		如果条件由压力定义，则返回true。
编号与压力（管柱单位）	压力单位（默认为“Pa”之一，“psi”、“atm”、“bar”、“at”、“MPa”）	返回指定单位的压力，如果未指定单位，则返回“Pa”。
设定压力（编号p，管柱单位）	压力值和单位（“Pa”（默认）、“psi”、“atm”、“bar”、“at”、“MPa”之一）	以指定单位指定压力，如果未指定单位，则以“Pa”为单位。
删除压力（）		删除压力定义的条件。
布尔值是ExpansionRatio（）		如果条件由扩展面积比定义，则返回true。
编号getExpansionRatio（）		返回扩展面积比。
set膨胀比（数字a）		指定扩展面积比。
删除扩展比率（）		删除由膨胀面积比定义的条件。
布尔值为压力比率（）		如果条件由压力比定义，则返回true。
压力比率（）		返回压力比。
设定压力比率（数字a）		指定压力比。
删除压力比率（）		删除压力比定义的条件。

物体喷嘴入口条件

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

功能	参数	说明
布尔值是收缩面积比率 ()		如果定义了喷嘴入口收缩面积比，则返回 true。
数字获取合约面积比率 ()		返回喷嘴入口收缩面积比。
setContractAreaRatio (数字r)	喷嘴入口收缩面积比 (Ac/At)	指定喷嘴入口收缩面积比。
删除合同面积比率 ()		删除喷嘴入口收缩面积比。
布尔值为MassFlux ()		如果定义了燃烧室质量流量，则返回 true。
编号getMassFlux (字符串单位)	所需质量通量单位 (“kg/ (m ² ·s)”、“kg/ (m ²)” 中的一个-s) “,” 千克/ (秒·平方米) “,” “kg/ (s·m ²)” , “lbm/ (ft ² ·s) “,” lbm/ (ft ² -s) “,” “lbm/ (s·ft ²) “,” 磅/ (s-ft ²)”)	以指定单位返回燃烧室质量流量。
setMassFlux (数字f, 字符串单位)	f-质量通量单位-质量通量单元 (“kg/ (m ² ·s)”、“kg/ (平方米)” 中的一个-s) “,” 千克/ (秒·平方米) “,” “kg/ (s·m ²)” , “lbm/ (ft ² ·s) “,” lbm/ (ft ² -s) “,” “lbm/ (s·ft ²) “,” 磅/ (s-ft ²)”)	指定喷嘴入口质量流量。
删除MassFlux ()		去除喷嘴入口质量流量。

物体喷嘴截面条件

功能	参数	说明
布尔值是AreaRatio ()		如果喷嘴截面由面积比 (A/At) 定义，则返回 true。
数字getAreaRatio ()		返回指定的面积比 (A/At) 。
setAreaRatio (数字r)	面积比 (A/At)	指定面积比。
deleteAreaRatio ()		删除面积比定义。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

布尔值为压力比率 ()		如果喷嘴截面由压力比 (pt/p) 定义, 则返回true。
压力比率 ()		返回指定的压力比 (pt/p)。
设定压力比率 (数字r)	压力比 (pt/pt)	指定压力比。
功能	参数	说明
删除压力比率 ()		删除压力比定义。
布尔值是压力 ()		如果喷嘴截面由压力定义, 则返回true。
编号与压力 (管柱单位)	压力单位 (默认为“Pa”之一, “psi”、“atm”、“bar”、“at”、“MPa”)	如果未指定单位, 则返回指定压力, 单位为“Pa”。
设定压力 (编号p, 管柱单位)	p-压力单位-压力单位 (“Pa” (默认值)、“psi”、“atm”、“bar”、“at”、“MPa”之一)	分配压力。
删除压力 ()		删除压力定义。

目标效率因素

功能	参数	说明
布尔值是ApplyEfficiency Factors ()		如果应使用定义的效率校正系数来计算交付性能, 则返回true。
setApply效率系数 (按下标志)	应用效率事实标志	指定ApplyEfficiencyFactors标志。
布尔值是反应效率 ()		如果指定了反应效率, 则返回true。
设置反应效率 (数字r)	反应效率	指定反应效率。
数值获取反应效率 ()		返回指定的反应效率。
删除反应效率 ()		取消指定的反应效率。
布尔值是喷嘴效率 ()		如果指定了喷嘴效率, 则返回true。
设定喷嘴效率 (数量r)	喷嘴效率	指定喷嘴效率。
获取喷嘴效率 ()		返回指定的喷嘴效率。
删除喷嘴效率 ()		删除指定的喷嘴效率。
布尔值为喷嘴长度 ()		如果指定了喷嘴长度, 则返回true。
设置喷嘴长度 (编号l)	喷嘴长度 (%)	指定喷嘴长度。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

编号获取喷嘴长度 ()		返回指定的喷嘴长度 (%)。
删除喷嘴长度 ()		删除指定的喷嘴长度。
布尔值为ConeHalfAngle ()		如果指定了锥形喷嘴半角, 则返回 true。
setConeHalfAngle (编号a)	半角	指定指定的锥形喷嘴半角。
编号getConeHalfAngle ()		返回指定的锥形喷嘴半部
功能	参数	说明
		指定的角度。
删除ConeHalfAngle ()		删除指定的锥形喷嘴半角。

对象环境条件

功能	参数	说明
布尔值为FixedPressure ()		如果定义了固定的环境压力, 则返回 true。
编号getFixedPressure (管柱单位)	单位-压力单位 (“Pa” (默认)、 “psi”、 “atm”、 “bar”、 “at”、 “MPa” 之一)	以所需单位返回固定的环境压力。
设定固定压力 (编号p, 管柱单位)	p-压力单位-压力单位 (“Pa” (默认值)、 “psi”、 “atm”、 “bar”、 “at”、 “MPa” 之一)	以指定单位指定固定的环境压力。
删除固定压力 ()		消除固定的环境压力。
布尔值isRangePressure ()		如果环境条件定义为压力范围, 则返回 true。
编号getRangePressureMin (管柱单位)	单位-压力单位 (“Pa” (默认)、 “psi”、 “atm”、 “bar”、 “at”、 “MPa” 之一)	以所需单位返回压力范围的低值。
编号setRangePressureMin (编号p, 管柱单位)	p-压力单位-压力单位 (“Pa” (默认值)、 “psi”、 “atm”、 “bar”、 “at”、 “MPa” 之一)	指定压力范围的低值。
编号getRangePressureMxn (管柱单位)	单位-压力单位 (“Pa” (默认)、 “psi”、 “atm”、 “bar”、 “at”、 “MPa” 之一)	以所需单位返回压力范围的高值。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

setRangePressureMax (编号p, 管柱单位)	p-压力单位-压力单位 (“Pa” (默认值)、 “psi”、 “atm”、 “bar”、 “at”、 “MPa” 之一)	指定压力范围的高值。
删除范围压力 ()		删除压力范围。

对象节流条件

功能	参数	说明
布尔值为FixedFlowrate ()		如果定义了固定质量流率，则返回true。
编号getFixedFlowrate ()		返回定义的固定质量流率（小数分数，r/标称值）。
设定固定流速（数字r）	质量流率，小数分数r/标称值	指定固定质量流率。
布尔值isRangeFlowrate ()		如果流速条件定义为流速范围，则返回true。
编号getRangeFlowrateMin ()		返回流量范围的低值（小数分数，r/标称值）。
setRangeFlowrateMin（数字r）	流量，小数分数r/标称值	指定压力范围的低值。
编号getRangeFlowrateMax ()		返回流量范围的高值（小数分数，r/标称值）。
setRangeFlowrateMax（数字r）	流量，小数分数r/标称值	指定压力范围的高值。
deleteRangeFlowrate ()		删除流速范围。

物体推进剂

功能	参数	说明
编号 getRatio ()		返回指定的推进剂成分比。
字符串 getRatioType ()		返回指定的推进剂组分比类型（“O/F”、“alpha”或“最佳”）。
setRatio（数字r，字符串单位）	r比率 比率的单位类型 （“O/F”、“alpha”、“最佳”或“优”之一）	指定推进剂成分比。
编号 getOxiderListSize ()		返回氧化剂中的物种数量（不适用于单组元推进剂混合物成分）。
对象 getOxider（编号i）	指数	返回Component对象。
addOxider（对象c）	组件对象	向氧化剂中添加指定成分。
编号 getFuelListSize ()		返回燃料中的物种数量（不适用于单组元推进剂混合物成分）。
对象 getFuel（编号i）	指数	返回Component对象。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

功能	参数	说明
addFuel (对象c)	组件 对象	向燃油中添加指定成分。
编号getSpeciesListSize ()		返回推进剂混合物中的物种数量 (不适用于双组元推进剂组合物)。
对象getSpecies (编号i)	指数	返回 Component 对象。
addSpecies (对象c)	组件 对象	将指定成分添加到混合物中。
对象getPropellent ()		返回 Propeller 或 Mixture 对象, 准备作为参数传递给构造函数 Reaction 和 Chamber 。

对象组件

功能	参数	说明
字符串 getName ()		返回物种名称。
setMassFraction (数字f)	质量分数	指定组分 (用于双组元推进剂系统) 或推进剂 (用于单组元推进器系统) 中物质的质量分数。
编号 getMassFraction ()		返回质量分数。
setT (数字t, 字符串单位)	t——温度单位——温度单位 (“K”、“F”、“C”之一)	指定物种的初始温度。
编号 getT (字符串单位)	温度单位 (“K”、“F”、“C”之一)	以所需单位返回物种的初始温度。
setP (数字p, 字符串单位)	p-温度单位-压力单位 (“Pa”、“psi”、“atm”、“bar”、“at”、“MPa”之一)	指定物种的初始温度。
编号 getP (字符串单位)	压力单位 (“Pa”、“psi”、“atm”、“bar”、“at”、“MPa”之一)	以所需单位返回物种的初始压力。

对象引擎大小

另请参见“发动机定义”一章。

功能	参数	说明
布尔值isThrust ()		如果定义了发动机推力, 则返回true。
编号getThrust (管柱单元)	推力装置 (“kN”、“kg”、“lbf”中的一)	以所需单位返回发动机推力。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

	↑,	
--	----	--

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

功能	参数	说明
	N	
setThrust (数量t, 管柱单位)	t-推力 单位-推力单位 (“kN”、 “kg”、 “lbf”、“N”)	分配发动机推力。
deleteThrust ()		删除推力定义。
布尔值是环境压力 ()		如果定义了环境压力, 则返回true。
编号get环境压力 (管柱单位)	压力单位 (“Pa”、 “psi”、“atm”、 “bar”、“at”、 “MPa”之一)	以所需单位返回环境压力。
设定环境压力 (数字p, 管柱单位)	p-压力单位-压力 单位 (“Pa”、 “psi”、“atm”、 “bar”、“at”、 “MPa”之一)	指定环境压力。
删除环境压力 ()		删除环境压力定义。
布尔值isMdot ()		如果定义了质量流率, 则返回true。
数字getMdot (字符串单位)	质量流量单位 (“kg/s”之 一, “磅/秒”)	以所需单位返回质量流率。
setMdot (数字m, 字符串单位)	m-质量流量单位-质量流 量单元 (“kg/s”、 “lbm/s”之一)	指定质量流率。
deleteMdot ()		删除质量流率定义。
布尔值为ThroatD ()		如果定义了喉部直径, 则返回true。
编号getThroatD (字符串单位)	直径单位 (“mm”、 “in”、“m”、“ft”之 一)	返回喉部直径。
setThroatD (数字d, 字符串单位)	d——直径单位——直 径 单位 (“mm”、“in”、 “m”、“ft”中的一个)	指定喉部直径。
删除throatD ()		删除喉部直径定义。
编号getChambersNo ()		返回腔室数。
setChambers编号	腔室数量	指定腔室数量。
对象getChamberGeometry ()		返回 ChamberGeometry 对象。

对象腔室几何

另请参见“腔室几何”一章。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

功能	参数	说明
编号getChamberLength (字符串单位)	长度单位 (“mm”、“in”、“m”、“ft”之一)	返回以dsired为单位的腔室特征长度 (L*)。
setChamberLength (数字L, 字符串单位)	L—特征长度单位-长度单位 (“mm”、“in”、, “m”、“ft”)	指定腔室特征长度 (L*)。
编号getContractionAngle ()		返回喷嘴入口收缩角度 (度)。
设置收缩角度 (数字a)	角度 (度)	指定喷嘴入口收缩角度。
编号getR1ToRtRatio ()		返回比率R1/Rt。
setR1ToRtRatio (数字r)	比率	分配比率R1/Rt。
编号getRnToRtRatio ()		返回比率Rn/Rt。
setRnToRtRRatio (数字r)	比率	指定比率Rn/Rt。
编号getR2ToR2maxRatio ()		返回比率R2/R2max。
setR2ToR2maxRatio (数字r)	比率	指定比率R2/R2max。
布尔值isTIC ()		如果喷嘴形状为截断的理想轮廓, 则返回true。
setTIC (布尔值)	旗帜	分配TIC标志。
deleteTOC ()		移除TIC标志。
布尔值是抛物线退出角度 ()		如果定义了喷嘴出口半角, 则返回true。
数值getParabolicExitAngle ()		返回喷嘴出口半角 (度)。
set抛物线出射角 (数字a)	角度 (度)	指定喷嘴出口半角 (度)。
deleteParabolicExitAngle ()		删除喷嘴出口半角定义。

Thermo API公司

Thermo API缩进用于加载、操作和写入配置文件。

对象数据库

功能	参数	说明
物种 ()		静态功能。 返回Species对象。例子: 打印 (数据库.物种 (“H2O2”));

对象种类

功能	参数	说明
字符串getName ()		返回物种名称。
字符串getDescr ()		返回物种描述。
布尔值为ReactOnly ()		如果物种通常不能用作推进剂成分，则返回true。
布尔值isIon ()		如果物种被电离，则返回true。
编号getCharge ()		返回电离物种的电荷。
编号getValence ()		返回物种的化合价。
布尔值是压缩的 ()		如果物种被压缩，则返回true。
数字被压缩 ()		按温度升序返回冷凝相的数量。
编号getDHF298_15 (字符串单位)	生成热单位 (J/mol、Btu/lb之一) - mol”、“J/kg”、“kJ/kg”、“Btu/lbm”)	返回 ^{H0} (298.15) - 温度为298.15 K、压力为1巴时的生成热，单位为所需单位。
编号getDH298_15_0 (字符串单位)	生成热单位 (J/mol、Btu/lb之一) - mol”、“J/kg”、“kJ/kg”、“Btu/lbm”)	返回 ^{H0} (298.15) - ^{H0} (0) (如果可用)。
数字getT0 (字符串单位)	温度单位 (“K”、“F”、“C”之一)	以所需单位返回物种的标准温度。
编号getP0 (字符串单位)	压力单位 (“Pa”、“psi”、“atm”、“bar”、“at”、“MPa”之一)	以所需单位返回物种的标准压力。
数字getMinimumT (字符串单位)	温度单位 (“K”、“F”、“C”之一)	以所需单位返回物种的最低温度。
数字getMaximumT (字符串单位)	温度单位 (“K”、“F”、“C”之一)	以所需单位返回物种的最高温度。
数字校验t (双t, 字符串单位)	t——温度单位——温度单位 (“K”、“F”、“C”之一)	检查指定的温度是否有效。如果有效，则返回指定的温度。否则会抛出异常。
编号getM ()		返回物种的分子量。
数字getR (字符串单位)	气体常数单位	以所需单位返回气体常数

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

功能	参数	说明
	(J/ (mol K)、J/ (kg K)、, “kJ/ (kg K)”, “英热单位/ (lb mol R) “,” 英热单位/ (lbm R) “)	(适用于气态物质)。
数字getCp (数字t, 字符串调弦, 字符串单位)	t-温度 tunit-温度单位 (“K”、“F”、“C”之一) 单位——比热单位 (“J/ (kg K)”、“kJ/ (kg K)” “Btu/ (lbm R)”) 或摩尔热容单位 (“J/ (mol K)”之一, “英热单位/ (磅摩尔 R)”))	以所需单位返回指定温度和恒压下的比热或摩尔热容。
数字getH (数字t, 字符串调弦, 字符串单位)	t-温度 tunit-温度单位 (“K”、“F”、“C”之一) 单位-焓单位 (“J/mol”、“Btu/lb”之一—摩尔”、“J/kg”, “kJ/kg”、“Btu/lbm”)	以所需单位返回指定温度下的比焓或摩尔焓。
数字getS (数字t, 字符串调弦, 字符串单位)	t-温度 tunit-温度单位 (“K”、“F”、“C”之一) 单位-熵单位 (“J/ (mol K)”、“Btu/ (lb mol)”中的一个 R) “J/ (kg K)”, “kJ/ (kg K)”, “Btu/ (lbm R)”))	以所需单位返回指定温度下的比熵或摩尔熵。
数字getG (数字t, 字符串调弦, 字符串单位)	t-温度 tunit-温度单位 (“K”、“F”、“C”之一) 单位-吉布斯能量单位 (“J/mol”、“Btu/lb”之一—摩尔”、“J/kg”,	以所需单位返回指定温度下的吉布斯能量。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

功能	参数	说明
	“kJ/kg”、“Btu/lbm”)	

物体推进剂

功能	参数	说明
setRatio (数字r, 字符串类型)	r比率 类型-比率类型 (“O/F”之一, “阿尔法”)	指定组件比率。
数字getRatio (字符串类型)	比率类型 (“O/F”、“alpha”之一)	返回指定的组件比率。
数字getRatio0 (字符串类型)	比率类型 (“O/F”、“alpha”之一)	返回化学计量成分比。
对象添加 (字符串类型、字符串名称、数字r)	type-组件类型 (“o”或“f”) name-物种名称 r-组分中物种的质量分数	将物种添加到组件中, 指定指定的质量分数, 并返回物种对象。指定的组件如下: “o”-氧化剂, “f”-燃料。
对象添加 (字符串类型、字符串名称、数字t、字符串tunit、数字p、字符串punit、数字r)	type-组件类型 (“o”或“f”) name-物种名称 t-初始温度 tunit-温度单位 (“K”、“F”、“C”之一) p-初始压力 punit-压力单位 (“Pa”、“psi”、“atm”、“bar”、“at”、“MPa”之一) r-组分中物种的质量分数	将具有初始温度和压力的物种添加到组件中, 指定指定的质量分数, 并返回物种对象。指定的组件如下: “o”-氧化剂, “f”-燃料。
对象addOxider (字符串名称, 数字r)	name-物种名称 r-组分中物种的质量分数	将物质添加到氧化剂中并指定质量分数。
对象addOxider (字符串类型,	name-物种名称	添加具有初始温度的物种

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

功能	参数	说明
字符串 name、数字t、字符串数字p、字符串双关语、r)	t-初始温度 tunit-温度单位 (“K”、“F”、“C”之一) p-初始压力 punit-压力单位 (“Pa”、“psi”、“atm”、“bar”、“at”、“MPa”之一) r-组分中物种的质量分数	并将压力压入氧化器，指定指定质量分数，并返回 Species 对象。
对象编号 addFuel (字符串名称, r)	name-物种名称 r-组分中物种的质量分数	将物种添加到燃料中，指定指定的质量分数，并返回 物种 对象。
对象字符串 addFuel (字符串类型、名称、数字t、字符串数字p、字符串双关语、r)	name-物种名称 t-初始温度 tunit-温度单位 (“K”、“F”、“C”之一) p-初始压力 punit-压力单位 (“Pa”、“psi”、“atm”、“bar”、“at”、“MPa”之一) r-组分中物种的质量分数	将具有初始温度和压力的物种添加到燃料中，指定指定的质量分数，并返回 物种 对象。
add (字符串类型, 对象混合, 数字r)	type-组件类型 (“o”或“f”) 混合物- 混合物 对象 r-混合物的质量分数	将混合物添加到组分中并指定指定质量分数。指定的组件如下：“o”-氧化剂，“f”-燃料。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

功能	参数	说明
	成分	
addOxider (物体混合物, 编号r)	混合物- 混合物对象 r-组分中混合物的质量分数	将混合物加入氧化剂中并指定质量分数。
addFuel (物体混合物, 编号r)	混合物- 混合物对象 r-组分中混合物的质量分数	将混合物添加到燃料中并指定质量分数。
编号getM ()		返回推进剂的分子量。
数字getH (字符串单位)	焓单位 (J/mol、Btu/lb mol、J/kg、kJ/kg、Btu/lbm中的一个)	以所需单位返回推进剂的比焓或摩尔焓。
数字大小 (字符串类型)	type-组件类型 (“o” 或 “f”)	返回组件中包含的物种数量。
对象getSpecies (字符串类型, 数字i)	type-组件类型 (“o” 或 “f”) i-指数	返回 Species 对象。
布尔检查分数 ()		如果正确分配了质量分数 (即每个成分内所有质量分数的总和等于1.0), 则返回true。
布尔检查分数 (字符串类型)	type-组件类型 (“o” 或 “f”)	如果正确指定了质量分数 (即指定成分内所有质量分数之和等于1.0), 则返回true。
数字getFraction (字符串类型, 数字i)	type-组件类型 (“o” 或 “f”) i-指数	返回指定的质量分数。
setFraction (字符串类型, 数字i, 数字f)	type-组件类型 (“o” 或 “f”) i-指数 f——质量分数	指定质量分数。
print (字符串单位)	所需单位 (“SI” 或 “US” 之一)	打印出所需单位的推进剂信息。

物体混合

功能	参数	说明
对象addSpecies (字符串名称, 数字r)	name-物种名称 r-组分中物种的质量分数	将物种添加到混合物中, 指定指定的质量分数, 并返回物种对象。
对象addSpecies (字符串名称、数字t、字符串tunit、数字p、字符串punit、数字r)	name-物种名称 t-初始温度 tunit-温度单位 (“K”、“F”、“C”之一) p-初始压力 punit-压力单位 (“Pa”、“psi”、“atm”、“bar”、“at”、“MPa”之一) r-组分中物种的质量分数	将具有初始温度和压力的物种添加到混合物中, 指定指定的质量分数, 并返回物种对象。
addMixture (对象混合物, 编号r)	混合物-混合物对象 r-组分中混合物的质量分数	将混合物添加到此混合物对象中, 并指定指定的质量分数。
编号getValence ()		返回混合物的最终化合价。
编号getM ()		返回混合物的分子量。
数字getH (字符串单位)	焓单位 (J/mol、Btu/lb mol、J/kg、kJ/kg、Btu/lbm中的一个)	以所需单位返回混合物的比焓或摩尔焓。
setT (数字t, 字符串单位)	t-温度 单位-温度单位 (“K”、“F”、“C”之一)	为混合物的所有种类指定温度。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

setP (数字p, 字符串单位)	t-温度 punit-压力单位 (“Pa”、“psi”、 “atm”、“bar”、 “at”、“MPa”之一)	为混合物的所有种类指定温度。
功能	参数	说明
数字大小 ()		返回混合物中包含的物种数量。
对象getSpecies (编号i)	指数	返回Species对象。
布尔检查分数 ()		如果正确分配了质量分数 (即每个组分内所有质量分数的总和等于1.0), 则返回true。
布尔检查分数 ()		如果正确指定了质量分数 (即所有质量分数之和等于1.0), 则返回true。
数字getFraction (数字i)	指数	返回指定的质量分数。
setFraction (数字i, 数字f)	i-指数 f——质量分数	指定质量分数。
print (字符串单位)	所需单位 (“SI” 或 “US” 之一)	按所需单位打印出混合物的信息。

API反应

反应 API 用于 运行典型的计算 燃烧 问题 (p, H)
=const, (p, S)=const和 (p, T)=const以获得反应产物的热力学性质。

目标产品

目标产物代表反应的单个产物。

功能	参数	说明
字符串getName ()		返回产品名称。
字符串getDescr ()		返回产品描述。
编号getN ()		返回产品的摩尔数。
数字getT (字符串单位)	温度单位 (“K”、 “F”、“C” 之一)	返回产品的指定温度。
布尔值isIon ()		如果产品被电离, 则返回true。
编号getCharge ()		返回电离产物的电荷。
编号getValence ()		返回产品的化合价。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

布尔值是压缩的 ()		如果乘积被压缩，则返回true。
数字被压缩 ()		按温度升序返回冷凝相的数量。
编号getDHf298_15 (字符串单位)	生成热单位 (J/mol、Btu/lb之一) -	返回 ^{H0} (298.15) -298.15 K温度下的生成热，以及
功能	参数	说明
	mol”、“J/kg”、“kJ/kg”、“Btu/lbm”)	所需单位压力为1巴。
编号getDH298_15_0 (字符串单位)	生成热单位 (J/mol、Btu/lb之一) - mol”、“J/kg”、“kJ/kg”、“Btu/lbm”)	返回 ^{H0} (298.15) - H0 (0) (如果可用)。
数字getT0 (字符串单位)	温度单位 (“K”、“F”、“C”之一)	以所需单位返回产品的标准温度。
编号getP0 (字符串单位)	压力单位 (“Pa”、“psi”、“atm”、“bar”、“at”、“MPa”之一)	以所需单位返回产品的标准压力。
数字getMinimumT (字符串单位)	温度单位 (“K”、“F”、“C”之一)	以所需单位返回产品的最低温度。
数字getMaximumT (字符串单位)	温度单位 (“K”、“F”、“C”之一)	以所需单位返回产品的最高温度。
数字校验t (双t, 字符串单位)	t——温度单位——温度单位 (“K”、“F”、“C”之一)	检查指定的温度是否有效。如果有效，则返回指定的温度。否则会抛出异常。
编号getM ()		返回产品的分子量。
数字getR (字符串单位)	气体常数单位 (J/ (mol K)、J/ (kg K)、，“kJ/ (kg K)”，“英热单位/ (lb mol R)”，“英热单位/ (lbm R)”))	以所需单位返回气体常数 (适用于气态物质)。
数字getCp (字符串单位)	单位——比热单位 (“J/ (kg K)”、“kJ/ (kg K)”、“Btu/ (lbm R)”)) 或摩尔热容单位 (“J/ (mol K)”之一，“英热单位/ (磅摩尔 R)”))	以所需单位返回指定温度和恒压下的比热或摩尔热容。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

数字getCp (数字t, 字符串调弦, 字符串单位)	t-温度 tunit-温度单位 (“K”、“F”、“C”之一) 单位-比热单位 (其中之一)	以所需单位返回指定温度和恒压下的比热或摩尔热容。
功能	参数	说明
	“J/(kg K)”, “kJ/(kg K)”, “Btu/(lbm R)” 或摩尔热容单位 (“J/(mol K)”之一, “英热单位/(磅摩尔 R)”)	
数字getH (字符串单位)	单位-焓单位 (“J/mol”、“Btu/lb”之一-摩尔”、“J/kg”, “kJ/kg”、“Btu/lbm”)	以所需单位返回指定温度下的比焓或摩尔焓。
数字getH (数字t, 字符串调弦, 字符串单位)	t-温度 tunit-温度单位 (“K”、“F”、“C”之一) 单位-焓单位 (“J/mol”、“Btu/lb”之一-摩尔”、“J/kg”, “kJ/kg”、“Btu/lbm”)	以所需单位返回指定温度下的比焓或摩尔焓。
数字getS (字符串单位)	单位-熵单位 (“J/(mol K)”, “Btu/(lb mol)” 中的一个 R) “J/(kg K)”, “kJ/(kg K)”, “Btu/(lbm R)”	以所需单位返回指定温度下的比熵或摩尔熵。
数字getS (数字t, 字符串调弦, 字符串单位)	t-温度 tunit-温度单位 (“K”、“F”、“C”之一) 单位-熵单位 (“J/(mol K)”, “Btu/(lb mol)” 中的一个 R) “J/(kg K)”, “kJ/(kg K)”, “Btu/(lbm R)”	以所需单位返回指定温度下的比熵或摩尔熵。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

数字getG (字符串单位)	单位-吉布斯能量单位 (“J/mol”、“Btu/lb” 之一- 摩尔”、“J/kg”, “kJ/kg”、“Btu/lbm”)	以所需单位返回指定温度下的吉布斯能量。
数字getG (数字t, 字符串调弦, 字符串单位)	t-温度 tunit-温度单位 (“K”、“F”、“C”之一)	以所需单位返回指定温度下的吉布斯能量。
功能	参数	说明
	单位-吉布斯能量单位 (“J/mol”、“Btu/lb” 之一- 摩尔”、“J/kg”, “kJ/kg”、“Btu/lbm”)	

物体反应

功能	参数	说明
反应 (对象p, 布尔多相, 布尔电离)	p- 推进剂 或 混合物 物体 多相-多相标志 电离标志	建造师。 使用指定的推进剂或混合物对象创建反应对象。如果多相标志为真, 则考虑相变效应。 若电离标志为真, 则考虑电离效应。
setP (数字p, 字符串单位)	p-压力 压力单位 (“Pa”、“psi”、“atm”、“bar”、“at”、“MPa”之一)	分配压力。
getP (字符串单位)	压力单位 (“Pa”、“psi”、“atm”、“bar”、“at”、“MPa”之一)	返回指定压力。
setT (数字t, 字符串单位, 布尔集等温)	t-温度 单位-温度单位 (“K”、“F”、“C”之一) set等温-等温标志	指定初始温度。 如果等温标志, 求解反应问题将切换为类型 (p, T)=常数。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

setH (数字h, 字符串单位)	h-焓 单位-焓单位 (“J/mol”、 “Btu/lb”之一- 摩尔”, “千焦/摩尔”)	指定初始摩尔焓, 并将求解反应问题 转换为类型 (p, H) = 常数。
setS (数字s, 字符串单位)	s-安然 单位-包膜单位 (“J/ (mol K)”、“Btu/ (lb mol)”中的一个 R) “,” 千焦/(摩尔K) “)	指定初始摩尔恩数, 并将求解反应问 题切换为type (p, S) = const。
求解 (布尔型startWithCondensed)	startWithCondensed标志; 如果不是	解决预先准备好的问题。 在某些情况下, 问题不会
功能	参数	说明
	指定的默认值为false。	收敛是因为在第一次迭代之前不包括凝 聚物种。要解决此类问题, 请将 startWithCondensed设置为true。
重置 (布尔启动压缩)	startWithCondensed标志; 如果未指定, 则默认值为 false。	在重复解决之前重置问题。 在某些情况下, 问题不会收敛, 因为在 第一次迭代之前没有包括凝聚物种。要 解决此类问题, 请将 startWithCondensed设置为true。
getT (字符串单位)	温度单位 (“K”、 “F”、“C”之一)	返回反应温度。
getH (字符串单位)	焓单位 (J/mol、Btu/lb mol、J/kg、kJ/kg、 Btu/lbm中的一个)	返回反应产物的比焓或摩尔焓。
getS (字符串单位)	熵单位 (J/(mol K) 之 一, “Btu/(lb mol R)”、 “J/(kg K)”、“kJ/ (kg K) “,” Btu/(lbm R) “)	返回反应产物的比熵或摩尔熵。
布尔值has压缩相位 ()		如果反应产物包含缩合物种, 则返回 true。
对象getResultingMixture ()		返回Mixture对象, 其中包含所有反应 产物。 请注意, 函数Mixture.getSpecies () 实际上返回Product对象。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

print (字符串单位)	所需单位 (“SI” 或 “US” 之一)	打印出有关问题结果的信息。
---------------	-----------------------	---------------

对象衍生品

功能	参数	说明
衍生品 (对象r)	反应 对象	建造师。 为给定的 Reaction 对象创建新对象 Derivatives。
衍生品 (对象r)	反应 对象	建造师。 为给定的 Reaction 对象创建新对象 Derivatives。
数字getCp (字符串单位)	比热单位 (“J/ (kg K)” 之一, “kJ/ (kg K)”, “Btu/ (lbm R)”) 或摩尔热	以所需单位返回恒压下反应产物的比热或摩尔热容。
功能	参数	说明
	容量单位 (J/ (mol K) 之一, “英热单位/ (磅摩尔 R)”))	
编号getCv (字符串单位)	比热单位 (“J/ (kg K)” 之一, “kJ/ (kg K)”, “Btu/ (lbm R)”) 或摩尔热容单位 (“J/ (mol K)” 之一, “英热单位/ (磅摩尔 R)”))	以所需单位返回恒定体积下反应产物的比热或摩尔热容。
数字getR (字符串单位)	气体常数单位 (J/ (mol K)、J/ (kg K)、, “kJ/ (kg K)”, “英热单位/ (lb mol R)”, “英热单位/ (lbm R)”))	以所需单位返回反应产物的气体常数。
编号getK ()		返回反应产物的等熵指数。
编号getGamma ()		返回反应产物的比热比。
数字getA (字符串单位)	速度单位 (“m/s” 或 “ft/s” 之一)	返回所需单位的声速。
数字getRho (字符串单位)	密度单位 (“kg/m ³ ”、 “g/m ³ ” 或 “lbm/ft ³ ” 之一)	以所需单位返回反应产物的密度。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

编号getRhoGas (字符串单位)	密度单位 (“kg/m ³ ”、“g/m ³ ”或“lbm/ft ³ ”之一)	返回所需单位中气态反应产物的密度。
编号getZ ()		返回缩合反应产物的质量分数。
编号getM ()		返回反应产物的分子量。
print (字符串单位)	所需单位 (“SI”或“US”之一)	打印出信息衍生属性。

性能API

性能API用于运行典型的火箭推进问题和获得性能参数。

物体室

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

功能	参数	说明
腔室（对象p，布尔多相，布尔电离）	p- 推进剂 或 混合物 物体 多相-多相标志 电离标志	建造师。 使用指定的 推进剂 或 混合物 对象创建腔室对象。 如果多相标志为真，则考虑相变效应。 若电离标志为真，则考虑电离效应。
setP（数字p，字符串单位）	p-压力 压力单位（“Pa”、“psi”、“atm”、“bar”、“at”、“MPa”之一）	指定燃烧室压力。
setFcr（数字f）	面积比	指定喷嘴入口收缩面积比（A/At）。
setMr（数字m，字符串单位）	m-质量通量 单位-质量通量单位（“kg/（m ² ·s）”、“kg/（m ² ）”中的一个- s）“，” 千克/（秒·平方米）“， “kg/（s·m ² ）”，“lbm/（ft ² ·s）“，” lbm/（ft ² -s）”，“lbm/（s·ft ² ）“，” 磅/（s-ft ² ）”）	指定燃烧室质量流量。
求解（布尔有限腔区间，布尔起点为压缩）		解决问题。
编号getFcr（）		返回喷嘴入口收缩面积比（A/At）。
数字getMr（字符串单位）	质量通量单位（“kg/（m ² ·s）”之一，“kg/（m ² -s）”，“kg/（s·m ² ）”、“kg/（s-m ² ）”和“lbm/（ft ² ·s）“，” lbm/（ft ² -s）”，“lbm/（s·ft ² ）“，” 磅/（s-ft ² ）”）	以所需单位返回燃烧室质量流量。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

编号getPc_0 (字符串单位)	压力单位 (“Pa”、“psi”、“atm”、“bar”、“at”、“MPa”之一)	以所需单位返回喷嘴入口处的滞流压力。
编号getSigmaC ()		返回滞止压降系数。
功能	参数	说明
数字getWc (字符串单位)	速度单位 (“m/s”或“ft/s”之一)	以所需单位返回喷嘴入口 (燃烧室端) 的速度。
数字getCstar (字符串单位)	速度单位 (“m/s”或“ft/s”之一)	以所需单位返回腔室特征速度。
对象getReaction (数字站) 对象getReaction (字符串站)	室站: 0 或 “inj” -注射器 1 或 “inl” -喷嘴入口 (燃烧室端) 2 或 “thr” -喷嘴喉部	返回指定站的 反应 对象。
对象getDerivatives (数字站) 对象getDerivatives (字符串站)	室站: 3 或 “inj” -注射器 4 或 “inl” -喷嘴入口 (燃烧室端) 5 或 “thr” -喷嘴喉部	返回指定电台的 Derivatives 对象。

物体喷嘴截面条件

功能	参数	说明
喷嘴截面条件 (对象c, 编号p, 字符串类型) 喷嘴截面条件 (对象c、编号p、编号p类型)	c- 腔室 p-参数 ptype-参数类型: 0、“A/At”或“A/A*” -参数是面积比 1或“p”-参数为压力 (Pa) 2、“pc/p”或“pi”参数为压力比。	建造师。 使用指定的 Chamber 对象创建NozzleSectionConditions对象。 参数定义喷嘴站。
编号 getFr ()		返回喷嘴部分的膨胀面积比 (A/At)。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

编号	getPi ()		返回喷嘴段的压力比 (p/pc)。
编号	getP (字符串单位)	压力单位 (“Pa”、 “psi”、“atm”、 “bar”、“at”、 “MPa”之一)	以所需单位返回喷嘴部分的压力。
编号	getW (字符串单位)	速度单位 (1	喷嘴部分的返回速度
功能		参数	说明
		“m/s”或“ft/s”)	所需单位。
编号	getMach ()		返回喷嘴部分的马赫数。
编号	getMr (字符串单位)	质量通量单位 (“kg/ (m ² ·s)”之一, “kg/(m ² -s)”, “kg/ (s·m ²)”、“kg/(s- m ²)”和“lbm/ (ft ² ·s)”, “lbm/ (ft ² -s)”, “lbm/ (s·ft ²)”, “磅/(s- ft ²)”)	以所需单位返回喷嘴部分的质量流量。
编号	getIs_v (字符串单位)	比冲单位 (“s”、 “m/s”或“ft/s”之 一)	以所需单位返回真空比冲。
编号	getIs (字符串单位)	比冲单位 (“s”、 “m/s”或“ft/s”之 一)	以所需单位返回最佳膨胀比冲。
数字双 关语,	getIs_H (数字p, 字符串 关语)	p-环境压力 punit-压力单位 (“Pa”、“psi”、 “atm”、“bar”、 “at”、“MPa”之一) 单位-比冲单位 (“s”、 “m/s”或“ft/s”之 一)	以所需单位返回指定环境压力下的膨 胀比冲。
编号	getCf_v ()		返回真空推力系数。
编号	getCf ()		返回最佳膨胀推力系数。
数字双 关语)	getCf_H (数字p, 字符串 关语)	p-环境压力 punit-压力单位 (“Pa”、“psi”、 “atm”、“bar”、 “at”、“MPa”之一)	返回指定环境压力下的推力系数。
对象	getReaction ()		返回此喷嘴站的 反应 对象。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

对象 getDerivatives ()		返回此喷嘴站的 Derivatives 对象。
-----------------------	--	---

Object ChamberFr

功能	参数	说明
ChamberFr (对象c, 数字p, 字符串类型)	c- 推进剂 或 混合物 物体	建造师。
ChamberFr (对象c, 编号p, 编号ptype)	p-参数 ptype-参数类型: 0、“A/At”或“A/A*” -参数是面积比 1或“p”-参数为压力 (Pa) 2、“pc/p”或“pi”参数 为压力比。	使用指定的 推进剂 或 混合物 对象创建腔室对象。 参数定义了应用冻结平衡模型的喷嘴站。
setP (数字p, 字符串单位)	p-压力 压力单位 (“Pa”、 “psi”、“atm”、 “bar”、“at”、 “MPa”之一)	指定燃烧室压力。
setFcr (数字f)	面积比	指定喷嘴入口收缩面积比 (A/At)。
setMr (数字m, 字符串单位)	m-质量通量 单位-质量通量单位 (“kg/(m ² ·s)”、 “kg/(m ²)”中的一个- s) “,” 千克/(秒·平 方米) “, “kg/(s·m ²)”, “lbm/ (ft ² ·s) “,” lbm/ (ft ² ·s)”, “lbm/ (s·ft ²) “,” 磅/(s- ft ²)”)	指定燃烧室质量流量。
求解 (布尔有限腔区间, 布尔起点为压缩)		解决问题。

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

对象getEquilibriumSection ()		返回喷嘴站的 NozzleSectionConditions 对象，在该对象中，移动平衡模型切换到冻结模型。
编号getFcr ()		返回喷嘴入口收缩面积比 (A/At)。
数字getMr (字符串单位)	质量通量单位 (“kg/(m ² ·s)”之一, “kg/(m ² -s)”, “kg/(s·m ²)”、“kg/(s-m ²)”和 “lbm/(ft ² ·s)”, “lbm/(ft ² -s)”, “lbm/(s·ft ²)”, “lbm/(s-	以所需单位返回燃烧室质量流量。
功能	参数	说明
	平方英尺)	
编号getPc_0 (字符串单位)	压力单位 (“Pa”、“psi”、“atm”、“bar”、“at”、“MPa”之一)	以所需单位返回喷嘴入口处的滞流压力。
编号getSigmaC ()		返回滞止压降系数。
数字getWc (字符串单位)	速度单位 (“m/s”或 “ft/s”之一)	以所需单位返回喷嘴入口 (燃烧室端) 的速度。
数字getCstar (字符串单位)	速度单位 (“m/s”或 “ft/s”之一)	以所需单位返回腔室特征速度。
对象getReaction (数字站) 对象getReaction (字符串站)	室站: 0 或 “inj” -注射器 1 或 “in1” -喷嘴入口 (燃烧室端) 2 或 “thr” -喷嘴喉部	返回指定站的 反应 对象。
对象getDerivatives (数字站) 对象getDerivatives (字符串站)	室站: 3 或 “inj” -注射器 4 或 “in1” -喷嘴入口 (燃烧室端) 5 或 “thr” -喷嘴喉部	返回指定电台的 Derivatives 对象。

物体喷嘴截面条件Fr

功能	参数	说明
----	----	----

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

<p>喷嘴截面条件Fr (对象c, 编号p, 字符串类型)</p> <p>喷嘴截面条件Fr (对象c, 编号p, 编号p类型)</p>	<p>c-ChamberFr物体</p> <p>p-参数</p> <p>pType-参数类型: 0、“A/At”或“A/A*” -参数是面积比 1或“p”-参数为压力 (Pa) 2、“pc/p”或“pi”参数为压力比。</p>	<p>建造师。</p> <p>使用指定的ChamberFr对象创建 NozzleSection ConditionsFr对象。</p> <p>参数定义喷嘴站。</p>
<p>数字getT (字符串单位)</p>	<p>温度单位</p>	<p>返回反应温度</p>
<p>功能</p>	<p>参数</p>	<p>说明</p>
	<p>(“K”之一, F C)</p>	<p>所需单位的产品。</p>
<p>编号 getH (字符串单位)</p>	<p>单位-焓单位 (“J/mol”、 “Btu/lb”之一- 摩尔”、“J/kg”, “kJ/kg”、 “Btu/lbm”)</p>	<p>以所需单位返回反应产物的比焓或摩尔焓。</p>
<p>编号 getS (字符串单位)</p>	<p>单位-熵单位 (“J/ (mol K)”、“Btu/ (lb mol)”中的一个 R) “J/ (kg K)”, “kJ/ (kg K)”, “Btu/ (lbm R)”)</p>	<p>以所需单位返回反应产物的比熵或摩尔熵。</p>
<p>编号 getCp (字符串单位)</p>	<p>比热单位 (“J/ (kg K)”之一, “kJ/ (kg K)”, “Btu/ (lbm R)”) 或摩尔热容单位 (“J/ (mol K)”之一, “英热单位/ (磅摩尔 R)”)</p>	<p>以所需单位返回恒压下反应产物的比热或摩尔热容。</p>
<p>编号 getCv (字符串单位)</p>	<p>比热单位 (“J/ (kg K)”之一, “kJ/ (kg K)”, “Btu/ (lbm R)”) 或摩尔热容单位 (“J/ (mol K)”之一, “英热单位/ (磅摩尔 R)”)</p>	<p>以所需单位返回恒定体积下反应产物的比热或摩尔热容。</p>

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

编号	getR (字符串单位)	气体常数单位 (J/ (mol K)、J/ (kg K)、, “kJ/ (kg K)”, “英热单位/ (lb mol R)”, “英热单位/ (lbm R)”))	以所需单位返回反应产物的气体常数。
编号	getK ()		返回反应产物的等熵指数。
编号	getA (字符串单位)	速度单位 (“m/s” 或 “ft/s” 之一)	返回所需单位的声速。
编号	getRho (字符串单位)	密度单位 (“kg/m ³ ”、 “g/m ³ ” 或 “lbm/ft ³ ” 之一)	以所需单位返回反应产物的密度。
编号	getM ()		返回反应产物的分子量。

对象性能

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

功能	参数	说明
性能 (目标c)	ConfigFile 对象	建造师。 使用指定的 ConfigFile 对象创建Performance对象。
clearForRestart ()		准备对象以重新启动。
求解 ()		解决配置的问题。
特定脉冲的优化数 ()		计算最佳成分比率，并使用找到的比率解决问题，然后返回该比率。
数字优化特定脉冲 (左边数字，右边数字)	左-氧化剂过量系数低值 右-氧化剂过量系数的高值	计算最佳成分比率，并使用找到的比率解决问题，返回该比率。参数定义成分比率的范围。
布尔值已优化 ()		如果优化后找到解决方案，则返回true。
对象getPropellent ()		返回 推进剂 对象。
对象getMixture ()		返回 混合 对象。
对象getData ()		返回分配的 ConfigFile 对象。
对象getChamber ()		返回 Chamber 对象。 仅适用于解决喷嘴流动的问题。
对象getExitSection ()		返回 NozzleSection Conditions 或 NozzleSectionConditionsFr 对象。仅适用于解决喷嘴流动的问题。
对象getOverExpansionSection ()		返回 NozzleSection Conditions 或 NozzleSectionsFr 对象，表示发生流分离的喷嘴站。 仅适用于解决喷嘴流动的问题。
编号getPaCrit ()		返回临界环境压力。仅适用于解决喷嘴流动的问题。
对象solveNozleSection (数字条件、字符串类型、布尔检查用于冻结、布尔检查是否过度展开、数字pa、字符串paunit)		返回指定条件下的 NozzleSectionConditions 或 NozzleSection ConditionsFr 对象。 仅适用于解决喷嘴流动的问题。
对象getReaction ()		返回 反应 对象。 仅适用于喷嘴流量未解决的问题。
对象getDerivatives ()	室站： 0或“inj” -	返回 Derivatives 对象。 仅适用于以下问题：

功能	参数	说明
	喷油器 1 或 “in1” -喷嘴入口 (燃烧室端) 2 或 “thr” -喷嘴喉部	喷嘴流动问题未得到解决。
printHeader ()		打印结果标题。
printResults (字符串单位)	所需单位 (“SI” 或 “US” 之一)	打印结果。

脚本示例

性能-示例1

```

/*****RPA-火箭推进
分析工具
版权所有2009-2011亚历山大·波诺马连科
请联系作者<contact@lpre.de>或访问http://www.propulsion-
analysis.com如果您需要更多信息或有任何疑问。
    
```

performancel.js

此脚本加载现有配置文件，解决性能问题并打印结果。

```

/*****/
    
```

```

//加载配置文件“examples/RD-275.cfg”。
c=ConfigFile (“示例/RD-275.cfg”); c.read ();
    
```

```

//创建Performance对象，使用加载的配置对其进行初始化。
p=性能 (c);
    
```

```

//解决问题
p.求解 ();
    
```

```

//以国际单位制打印结果 (默认)。
p.printResults ();
    
```

性能-示例2

```

/*****RPA-火箭推进
分析工具
版权所有2009-2011亚历山大·波诺马连科
请联系作者<contact@lpre.de>或访问
http://www.propulsion-analysis.com如果您需要更多信息或有任何疑问
    
```

疑问。

performance2.js

此脚本加载现有的配置文件，解决性能问题，并分别打印出每个站“喷射器”、“喷嘴入口”、“喷管喉部”和“喷嘴出口”的燃烧参数。

```
*****/
```

```
//加载配置文件“examples/RD-275.cfg”。
```

```
c=ConfigFile (“示例/RD-275.cfg”); c.read ();
```

```
//创建Performance对象，使用加载的配置对其进行初始化。
```

```
p=性能 (c);
```

```
//解决问题。
```

```
p.求解 ();
```

```
//取燃烧室物体。
```

```
chamber=p.getChamber ();
```

```
//获取注射器站 (0) 的对象反应和导数。
```

```
injector_r=腔室.getReaction (0); injector_d=腔
```

```
室.getDerivatives (0);
```

```
//获取喷嘴入口站 (1) 的对象反应和导数。
```

```
nozzleInlet_r=反应室.反应 (1); nozzleInlet_d=腔室.衍生品
```

```
(1);
```

```
//获取喷嘴喉部站的对象反应和导数 (2)。
```

```
throat_r=反应室.反应 (2);
```

```
throat_d=chamber.getDerivatives (2);
```

```
//获取喷嘴出口站的对象反应和导数。nozzleExit_r=p.getNozzleExitSection
```

```
( ).getReaction (); nozzleExit_d=p.getNozzleExitSection ( ).getDerivatives
```

```
( );
```

```
//以美国单位打印结果。
```

```
打印 (“*****”) ; 打印 (“注射器”) ; 打印 (“*****”) ; injector_r.print  
( “US” );
```

```
injector_d.print (“US” );
```

```
打印 (“*****”) ; 打印 (“喷嘴入口”) ;
```

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

```
打印 ( “*****” ); nozzleInlet_r.print ( “美国” );
nozzleInlet_d.print ( “US” );

打印 ( “*****” ); 打印 ( “喷嘴喉部” ); 打印 ( “*****” );
throat_r.print ( “美国” );
throat_d.print ( “美国” );

打印 ( “*****” ); 打印 ( “喷嘴出口” ); 打印 ( “*****” );
nozzleExit_r.print ( “美国” );
nozzleExit_d.print ( “US” );
```

性能-示例3

```
/******RPA-
火箭推进分析工具
版权所有2009-2011亚历山大·波诺马连科
请联系作者<contact@lpre.de>或访问http://www.propulsion-
analysis.com如果您需要更多信息或有任何疑问。

performance2.js

此脚本加载现有的配置文件，并运行许多问题，用数组中的值替换预配置的O/F比。

*****/

load ( “resources/scripts/printf.js” );

//加载配置文件 “examples/RD-275.cfg”。
c=ConfigFile ( “示例/RD-275.cfg” ); c.read ( );

//创建Performance对象，使用加载的配置对其进行初始化。
p=性能 ( c );

//O/F重量比数组
r=[2.5、2.6、2.7、2.8、2.9、3.0、3.1];

//打印出表头
printf ( “#%4s%8s%8s%8s”， “r”， “Is_v， s”， ” Is_opt， s“， ” Is_sl， s“ );

//解决阵列中每个比率的性能问题。
对于 ( i=0; i<r.length; ++i) {
```

```

//分配新的O/F重量比，取代预先配置的重量比。
p.getPropellent ().setRatio (r[i], “O/F” );

//解决问题。
p.求解 ();

//打印出当前的O/F重量比和计算出的真空、最佳膨胀和海平面下的比//脉冲。
printf ( “%4.2f%8.2f%8.2f%8.2f” , p.getPropellent ().getRatio
      ( “O/F” ), p.getNozzleExitSection ().getIs_v ( “s” ), p.getNozzle
      ExitSection ().getIs ( ” s “ ), p.get Nozzleexit Section ().getIs_H
      (1, “atm” , “s”
);

//准备求解器重新启动。
p.clearForRestart ();
}

```

性能-示例4

*/*****RPA-火箭推进分析工具
 版权所有2009-2011亚历山大·波诺马连科
 请联系作者<contact@lpre.de>或访问<http://www.propulsion-analysis.com>如果您需要更多信息或有任何疑问。*

performance4.js

该脚本加载现有配置文件，解决了获取腔室条件的主要问题，然后计算不同膨胀面积比的喷嘴的性能。

******/*

```

load ( “resources/scripts/printf.js” );

//加载配置文件 “examples/RD-275.cfg” 。
c=ConfigFile ( “示例/RD-275.cfg” ); c.read ();

//创建Performance对象，用加载的配置初始化它，//然后解决问题以获取腔室/喉部条件。
p=性能 (c); p.求解 ();

//打印出配置的面积比和相应的真空度
//比冲量

```

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

```
print ( "#Configured A/At=" + p.getNozzleExitSection ().getFr ().toFixed (2)
+ "Is_v=" + p.getNozzleExitSection ().getIs_v ( "m/s" ).toFixed (7) + "m/s" );

//定义一个具有不同扩展面积比的阵列。
//请注意，面积比26.2等于RD-275的预配置面积比。
r=[10, 20, 26.2, 40];

//打印出表头
printf ( "#%5s%8s%8s]","A/At","Is_v, s","Ish_v, m/s","Is, ft/s" );

//计算阵列中每个面积比的性能。
对于 (i=0; i<r.length; ++i) {
    s=p.solve喷嘴截面 (r[i], "A/At" );

    //打印出当前面积比和计算出的真空比/脉冲，单位为s、m/s和ft/s。
    printf ( "%5.2f%8.2f%8.2f%8.2f", r[i],
        s.getIs_v ( "s" ),
        s.getIs_v ( "m/s" ), s.getIs_v
        ( "ft/s" )
    );
}
}
```

性能-示例5

```
/******RPA-火箭推进分析工具
版权所有2009-2011亚历山大·波诺马连科
请联系作者<contact@lpre.de>或访问http://www.propulsion-
analysis.com如果您需要更多信息或有任何疑问。
performance5.js
******/
```

```
performance5.js
```

```
*****/
```

```
load ( "resources/scripts/printf.js" );
```

```
//加载配置文件 "examples/RD-275.cfg" 。
c=ConfigFile ( "示例/RD-275.cfg" ); c.read ();
```

```
//创建Performance对象，用加载的配置初始化它，//然后解决问题以获取腔室/喉部条件。
p=性能 (c); p.求解 ();
```

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

```
//取燃烧室物体。
chamber=p.getChamber ( ) ;

//喷嘴面积比
亚音速=[1.54, 1.35, 1.2, 1];
超音速=[5, 10, 26.2, 50100];

printf ( “#%6s%5s%5s%8s” 、 “A/At” 、 “Mach” 、 “p, MPa” 、 “Is_v, s” ) ;

//对于每个亚音速喷嘴部分, 打印出A/At、马赫数和压力
对于 (i=0; i<亚音速长度; ++i) {
    s=喷嘴截面条件 (腔室, 亚音速[i], “A/At” , 假) ; printf ( “%6.2f%5.2f%5.2f” , s.getFr
        ( ) 、 s.getMach ( ) 和s.getP ( “MPa” ) ;
}

//对于每个超音速喷嘴部分, 打印出A/At、马赫数、//压力和真空比冲
对于 (i=0; i<超音速长度; ++i) {
    s=喷嘴截面条件 (腔室, 超音速[i], “A/At” , 真) ; printf ( “%6.2f%5.2f%5.2f%8.2f” ,
        s.getFr ( ) , s.getMach ( ) 、 s.getP ( “MPa” ) 、 s.get Is_v ( “s” ) ;
}
```

推进剂

```
/******RPA-火箭推
进分析工具
版权所有2009-2011亚历山大·波诺马连科
请联系作者<contact@lpre.de>或访问http://www.propulsion-
analysis.com如果您需要更多信息或有任何疑问。
```

properlant.js

```
*****/
load ( “resources/scripts/printf.js” ) ;

prop=螺旋桨 ( ) ;
prop.setRatio (6.0, “O/F” ) ; //设置O/F重量比
prop.add氧化剂 ( “O2 (L)” ) ; //在常温下添加氧化剂
//大气压
prop.addFuel ( “H2 (L)” , 0.8) ; //在正常情况下添加第一种燃油成分
//温度和大气压
prop.addFuel ( “RP-1” , 0, “K” , 3, “atm” , 0.2) ; //在以下位置添加第二燃油组分
//常温常压3atm
// “H2 (L) 质量分数” 之和 (0.8) + “RP-1质量分数” (0.2) 必须等于1.0
腔室=腔室 (支柱) ;
腔室.setP (10, “MPa” ) ; //腔室压力
setFcr (3) ; //喷嘴入口收缩面积比
chamber.solution (true) ; //有限腔截面=真
```

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

```
喷嘴出口=喷嘴截面条件（腔室，40，“A/At”，真）；

//获取注射器站（0）的对象反应和导数。
injector_r=腔室.getReaction（0）；injector_d=腔
室.getDerivatives（0）；

//获取喷嘴入口站（1）的对象反应和导数。
nozzleInlet_r=反应室.反应（1）；nozzleInlet_d=腔室.
衍生品（1）；

//获取喷嘴喉部站的对象反应和导数（2）。
throat_r=反应室.反应（2）；
throat_d=chamber.getDerivatives（2）；

//获取喷嘴出口的对象反应和导数。
nozzleExit_r=nozzleExport.getReaction（）；
nozzleExit_d=nozzleExport.getDerivatives（）；

//打印推进剂信息
prop.print（“US”）；

打印（“*****”）；打印（“注射器”）；打印（“*****”）；injector_r.print
（“US”）；
injector_d.print（“US”）；

打印（“*****”）；打印（“喷嘴入口”）；打印（“*****”）；
nozzleInlet_r.print（“美国”）；
nozzleInlet_d.print（“US”）；

打印（“*****”）；打印（“喷嘴喉部”）；打印（“*****”）；
throat_r.print（“美国”）；
throat_d.print（“美国”）；

打印（“*****”）；打印（“喷嘴出口”）；打印（“*****”）；
nozzleExit_r.print（“美国”）；
nozzleExit_d.print（“US”）；
```

```
打印 ( “*****” ); 打印 ( “性能” ); 打印 ( “*****” ); printf
( “Is_v=%8.2f-s\n Is_opt=%8.2fs\n Is_sl=%8.2fs” ,
    nozzleExit.getIs_v ( “s” )、nozzleExport.getIs
);
```

混合物

```
/******RPA-火箭推进
分析工具
版权所有2009-2011亚历山大·波诺马连科
请联系作者<contact@lpre.de>或访问http://www.propulsion-
analysis.com如果您需要更多信息或有任何疑问。
```

mixture.js

```
*****/
```

```
load ( “resources/scripts/printf.js” ); mix=
混合物 ( );
//在常温常压下添加第一组分
mix.add物种 ( “O2 (L)” , 0.8 );
//在常温常压下添加第二组分
mix.addSpecies ( “H2 (L)” , 0.02 );
//在常温常压下添加第三组分3atm
mix.addSpecies ( “RP-1” , 0, “K” , 3, “atm” , 0.15 );
//在常温常压下添加第四组分
mix.add物种 ( “AL (cr)” , 0.03 );
//总和
// “O2 (L) 质量分数” (0.8) +
// “H2 (L) 质量分数” (0.02) +
// “RP-1质量分数” (0.15) +
// “铝(铬)质量分数” (0.03)
//必须等于1.0

腔室=腔室 (混合);
腔室.setP (10, “MPa”); //腔室压力
setFcr (3); //喷嘴入口收缩面积比
chamber.solution (true); //有限腔截面=真

喷嘴出口=喷嘴截面条件 (腔室, 40, “A/At” , 真);

//获取注射器站 (0) 的对象反应和导数。
injector_r=腔室.getReaction (0); injector_d=腔
室.getDerivatives (0);
```

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

```
//获取喷嘴入口站 (1) 的对象反应和导数。
nozzleInlet_r=反应室.反应 (1); nozzleInlet_d=腔室.
衍生品 (1);

//获取喷嘴喉部站的对象反应和导数 (2)。
throat_r=反应室.反应 (2);
throat_d=chamber.getDerivatives (2);

//获取喷嘴出口的对象反应和导数。
nozzleExit_r=nozzleExport.getReaction ();
nozzleExit_d=nozzleExport.getDerivatives ();

//打印推进剂信息
mix.print (“美国”);

打印 (“*****”); 打印 (“注射器”); 打印 (“*****”); injector_r.print
 (“US”);
injector_d.print (“US”);

打印 (“*****”); 打印 (“喷嘴入口”); 打印 (“*****”);
nozzleInlet_r.print (“美国”);
nozzleInlet_d.print (“US”);

打印 (“*****”); 打印 (“喷嘴喉部”); 打印 (“*****”);
throat_r.print (“美国”);
throat_d.print (“美国”);

打印 (“*****”); 打印 (“喷嘴出口”); 打印 (“*****”);
nozzleExit_r.print (“美国”);
nozzleExit_d.print (“US”);

打印 (“*****”); 打印 (“性能”); 打印 (“*****”); printf
 (“Is_v=%8.2f-s\n Is_opt=%8.2fs\n Is_sl=%8.2fs” ,
 nozzleExit.getIs_v (“s”)、nozzleExport.getIs
);
```

反应

```

/*****RPA-火箭推进
分析工具
版权所有2009-2011亚历山大·波诺马连科
请联系作者<contact@lpre.de>或访问http://www.propulsion-
analysis.com如果您需要更多信息或有任何疑问。

reaction.js

*****/

prop=螺旋桨 ( ) ;
prop.setRatio (6.0, “O/F” ) ; //设置O/F重量比
prop.add氧化剂 ( “O2 (L)” ) ; //在常温下添加氧化剂
//大气压
prop.addFuel ( “H2 (L)” , 0.8 ) ; //在正常情况下添加第一种燃油成分
//温度和大气压
prop.addFuel ( “RP-1” , 0, “K” , 3, “atm” , 0.2 ) ; //在以下位置添加第二燃油组分
//常温常压3atm
// “H2 (L) 质量分数” 之和 (0.8) + “RP-1质量分数” (0.2) //必须等于1.0

//打印推进剂信息
prop.print ( “US” ) ;

打印 ( “*****” ) ; print ( “问题 (p, H) =常量” ) ; 打印
( “*****” ) ;

r1=反应 (道具) ; r1.设定压力 (10,
“MPa” ) ;
r1.setH (prop.getH ( “Btu/lb mol” ) , “Btu/lb-mol” ) ; r1.求解
( ) ;

d1=导数 (r1) ;

//打印出反应信息
r1.打印 ( “US” ) ;
d1.打印 ( “US” ) ;

打印 ( “*****” ) ; print ( “问题 (p, T) =常量” ) ; 打印
( “*****” ) ;

r2=反应 (道具) ; r2.设定压力 (10,
“MPa” ) ;
r2.集合T (6062.38174, “F” , 真) ; //设置 “true” 切换到

```

//等温问题

```

r2. 求解 ( ) ;

d2=导数 (r2) ;

//打印出反应信息
r2. 打印 ( “US” ) ;
d2. 打印 ( “US” ) ;

打印 ( “*****” ) ; print ( “问题 (p, S) =常量” ) ; 打印
( “*****” ) ;

r3=反应 (道具) ; r3. 设定压力 (10,
“MPa” ) ;
r3. 设定值S (0.050, “Btu/ (lb mol R)” ) ; r3. 求解
( ) ;

d3=导数 (r3) ;

//打印出反应信息
r3. 打印 ( “US” ) ;
d3. 打印 ( “US” ) ;

```

反应产物

```

/*****RPA-火箭推
进分析工具
版权所有2009-2011亚历山大·波诺马连科
请联系作者<contact@lpre.de>或访问http://www.propulsion-
analysis.com如果您需要更多信息或有任何疑问。

reaction.js

*****/

load ( “resources/scripts/printf.js” ) ;

prop=螺旋桨 ( ) ;
prop. setRatio (6.0, “O/F” ) ; //设置O/F重量比
prop. add氧化剂 ( “O2 (L)” ) ; //在正常状态下添加氧化剂
//温度和大气压
prop. addFuel ( “H2 (L)” ) ; //在正常温度下添加燃油
//大气压

//打印推进剂信息
prop. print

( “US” ) ; r=反应

```

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

```
(道具);

r.setP(10, "MPa");
r.setH(prop.getH(J/mol), J/mol); r.solve
();

d=导数(r);

products=r.getResultingMixture();

//反应产物总摩尔数
//绝对数无关紧要, 只用于//计算摩尔分数
总摩尔数=0;
对于(i=0; i<products.size() ++i) {
    totalMoles+=产品.getSpecies(i).getN();
}

//反应产物总质量(kg)
//绝对数无关紧要, 仅用于//计算质量分数
总质量=总摩尔数*d.getM()/1000;

printf("%15s%9s%9s%4s", "名称", "质量分数", "摩尔分数", "Cond"); sum1=0;
sum2=0;

对于(i=0; i<products.size() ++i) {
    //反应产物
    s=产品.getSpecies(i);

    //反应产物质量(kg)
    //绝对数无关紧要, 仅用于//计算质量分数
    质量=s.getN()*s.getM()/1000;

    massFraction=质量/总质量; 摩尔分数=s.getN
        ()/总摩尔数;

    sum1+=质量分数; sum2+=摩尔分
        数;

    //我们正在以"%9.7f"的格式打印质量分数, //因此跳过所有质量分数<1e-7的产品
    如果(质量分数<1e-7) {
        继续;
    }

    输出函数
        "%15s%9.7f%9.7f%4d",
        s.getName(),
        massFraction, ,
```

```

        moleFraction,
        s.getCondensed ( )
    );
}

```

输出函数

```

    “%15s%9.7f%9.7f” ,
    “求
    和： ”、
    求和1、求
    和2
);

```

冻结平衡

```

/*****RPA-火箭推
进分析工具
版权所有2009-2011亚历山大·波诺马连科
请联系作者<contact@lpre.de>或访问http://www.propulsion-
analysis.com如果您需要更多信息或有任何疑问。

```

frozen.js

```

/*****/

```

```

load ( “resources/scripts/printf.js” ); prop=

```

螺旋桨 () ;

```

prop.setRatio ( 6.0, “O/F” ); //设置O/F重量比prop.addOxider ( “O2 (L)” ); //在常温常压
下添加氧化剂

```

```

prop.addFuel ( “H2 (L)” ); //在常温下添加燃油
//大气压

```

//定义腔室以计算冻结平衡流的性能, //指定喷嘴面积比, 其中移动平衡模

型

```

//切换到冷冻模式
chamber=ChamberFr ( prop, true, true, 10, “A/At” ); 腔室.setP
( 10, “MPa” ); //腔室压力

```

```

setFcr ( 3 ); //喷嘴入口收缩面积比

```

```

chamber.solution ( true ); //有限腔截面=真

```

//获取转换平衡//模型切换为冻结平衡时的喷嘴面积比

```

frozenAt=腔室.平衡截面 ( ) .平衡截面函数 ( ) ;

```

//定义一个具有不同扩展面积比的阵列。

```

r=[2, 5, 10, 20, 26.2, 40];

```

//打印出表头

```

printf ( “#%5s%8s%8s” 、 “A/At” 、 “Is_v, s” 、 “Ish_v, m/s” 、 “Is, ft/s” ) ;

//计算阵列中每个面积比的性能。
对于 (i=0; i<r.length; ++i)
    {s=r[i]>frozenAt?
        喷嘴截面条件Fr (腔室, r[i], “A/At” , true) ;

        //打印出当前面积比和计算出的真空//比冲, 单位为s、 m/s和ft/s。
        printf ( “%5.2f%8.2f%8.2f%8.2f” , r[i],
            s.getIs_v ( “s” ) ,
            s.getIs_v ( “m/s” ) 、 s.getIs_v
                ( “ft/s” )
            );
    }

```

嵌套分析

```

/*****RPA-火箭推进分析工具
版权所有2009-2011亚历山大·波诺马连科
请联系作者<contact@lpre.de>或访问http://www.propulsion-
analysis.com如果您需要更多信息或有任何疑问。

```

nested_analysis1.js

```

/*****/

```

```

load ( “resources/scripts/printf.js” ) ;

```

```

//加载配置文件 “examples/RD-275.cfg” 。
c=ConfigFile ( “示例/RD-275.cfg” ) ; c.read
( ) ;

```

```

//创建Performance对象, 使用加载的配置对其进行初始化。
p=性能 (c) ;

```

```

//O/F重量比数组
r=[2.5、 2.6、 2.7、 2.8、 2.9、 3.0、 3.1];

```

```

//定义一个具有不同扩展面积比的阵列。
a=[10, 20, 30, 40];

```

```

//打印出表头
printf ( “#%4s%5s%8s%8s%8s” 、 “r” 、 “A/At” 、 “Is_v, s” 、 ” Is_opt, s “、 ” Is_sl,
s “) ;

```

```

//解决阵列中每个比率的性能问题。
对于 (i=0; i<r.length; ++i) {
    //分配新的O/F重量比，取代预先配置的重量比。
    p.getPropellant ().setRatio (r[i], "O/F" );

    //解决给定O/F比下的燃烧问题。
    p.求解 ();

    //计算阵列中每个面积比的性能。
    对于 (j=0; j<a.length; ++j) {
        s=p.solve喷嘴截面 (a[j], "a/At" );

        //打印出当前的O/F重量比和计算出的真空、最佳膨胀和海平面下的比//脉冲。
        printf ( "%4.2f%5.2f%8.2f%8.2f%8.2f" , r[i], a[j],
            s.getIs_v ( "s" ),
            s.getIs (s), s.getIs_H (1,
                atm, s)
            );
    }

    //准备求解器重新启动。
    p.clearForRestart ();
}

```

推进剂分析

```

/*****RPA-火箭推
进分析工具
版权所有2009-2011亚历山大·波诺马连科
请联系作者<contact@lpre.de>或访问http://www.propulsion-
analysis.com如果您需要更多信息或有任何疑问。

properlant_analysis.js

*****/

load ( "resources/scripts/printf.js" );

mix=混合物 ();
mix.add物种 ( "O2 (L)" , 0.8 ); //在正常位置添加第一个组件
//温度和大气压
mix.addSpecies ( "H2 (L)" , 0.15 ); //在正常位置添加第二个组件
//温度和大气压
mix.addSpecies ( "RP-1" , 0, "K" , 3, "atm" , 0.03 ); //在以下位置添加第三个组件
//其常温//常压3atm

```

Rocket Propulsion Analysis v.1.2.6

```
mix.addSpecies ( "AL (cr) " , 0.02) ; //在其位置添加第四个组件
                                     //常温和大气
                                     //压力

//组分#2 (RP-1) 和#3 (AL (cr) ) 的总质量分数
sf=混合馏分 (2) +混合馏分 (3) ;

//具有不同AL (cr) 质量分数值的阵列
m=Array ( ) ;
对于 (i=0; i<=1.0; i+=0.2) {
    m[m.length]=sf*i;
}

//打印出表头
printf ( "#%6s%6s%8s%8s%8s" , "RP-1" , "AL (cr) " , "Is_v, s" , " Is_opt, s " , " Is_sl,
s " ) ;

对于 (i=0; i<m.length; ++i) {
    //改变组分#2 (RP-1) 和#3 (AL (cr) ) 的主要分数
    混合组分 (2, sf=m[i]) ; 混合组分 (3,
    m[i]) ;

    腔室=腔室 (混合) ;
    腔室.setP (10, "MPa" ) ;           //腔室压力
    setFcr (3) ;                       //喷嘴入口收缩面积比
    chamber.solution (true) ;         //有限腔截面=真

    喷嘴出口=喷嘴截面条件 (腔室, 40, "A/At" , 真) ; printf
    ( "%6.3f%6.3f%8.2f%8.2f%8.2f" ,
        mix.getFraction (2) 、 mix.getFractions (3) 、
        nozzleExit.getIs_v ( "s" ) 、 nozzleExit.getIs
    );
}
```