

# NASA RVLТ项目概念机动力传动布局对比及热管理分析

## Powertrain Architecture Comparison and Thermal Management Analysis of Aircraft Concepts in NASA RVLТ Project

■ 高杨 吴丹 / 中国航发湖南动力机械研究所

革命性垂直起降技术（RVLТ）项目探索了适用于城市空中交通（UAM）的分布式全电/混合电推进技术，提出了既具备垂直起降功能又能实现节能减排目标的4型新颖飞机方案，并对其匹配的动力传动布局及热管理作出构想，展现了未来低排放垂直起降飞行器的发展方向。

美国国家航空航天局（NASA）利用数十年在垂直起降飞行器研究上积累的技术优势，结合近年大热的分布式全电/混合电推进技术和UAM概念，在GL-10、X-57等项目中先后提出了开创性的方案，并依托RVLТ项目提出了一系列旋翼概念机基线设计。

RVLТ项目采用了与大型民用倾转旋翼（LCTR）概念机项目相同的研究模式，以满足任务目标的飞机级要求和技术假设为导向，推动系统级和子系统级的专题研究。为此，NASA定义和研究了4型概念机，并为实现UAM任务目标逐步推进相关技术成熟。

### RVLТ概念机的构型

NASA共形成了4型RVLТ概念机构型（见图1），分别为倾转翼构型、4旋翼构型、横列交叉旋翼构型和升力+巡航构型。表1给出了4型RVLТ概念机的相关参数。

#### 倾转翼构型

倾转翼构型概念机采用了涡轮电推进系统，有效载荷为1360kg，



图1 NASA RVLТ概念机构型

表1 NASA RVLТ概念机相关参数

类型	载客量/人	航程/km	动力系统构型	设计总质量/kg
倾转翼	15	740.8	涡轮电推进	6368
4旋翼	1	92.6	全电推进	568
横列交叉旋翼	6	370.4	并联混合电推进	1792
升力+巡航	6	138.9	涡轮电推进	2727

航程为740.8km，两侧可倾转的机翼各有2个旋翼，机翼需承受旋翼下洗气流。每个旋翼都同时受到总距控制和单轴周期变距控制，各旋翼之间有联轴，用于应对紧急情况。在涡轮电推进系统中，由传统涡轴发动机提

供功率给发电机，进而产生电能提供给电池组和4个538kW的电动机。在飞行前，预先给电池进行充电，随后在开展具体任务时给电池重复充电。旋翼尺寸根据叶尖速度进行定义，即悬停时为167m/s、巡航时为83m/s，

分别对应旋翼轴转速，悬停时为861r/min、巡航时为431r/min，得出旋翼直径为3.7m。

#### 4 旋翼构型

4旋翼构型概念机采用了全电推进系统，有效载荷为113.4kg，航程为92.6km。旋翼和支撑架形成了一个X构型，其中后侧旋翼高于前侧旋翼。各个旋翼为铰接式，受总距控制，旋翼间有互联轴，可应对紧急情况。除此之外，传动构型也可采用减速器直驱，此时则无需互联轴。在该构型下，电池组的容量定义了装机功率，在飞行前对电池组充电，飞行时电池组为4台15.9kW的电动机提供电能。基于137m/s的叶尖速度（即681r/min旋翼轴转速），得出旋翼直径为3.8m。

#### 横列交叉旋翼构型

横列交叉旋翼构型概念机采用

了并联混合电推进系统，有效载荷为544kg，航程为370.4km。在结构上，机身两侧翼梁外端各有1个半径为3.6m的4叶旋翼（叶尖速度为168m/s，旋翼转速为444r/min），2个旋翼轴不平行，呈一定角度向外倾斜，以保证旋翼叶片在机身上方交叉但不碰撞。并联混合电推进系统主要包括2个137.5kW的涡轴发动机和1个74kW的用于提升功率的电动机。

#### 升力+巡航构型

升力+巡航构型概念机机身类同于横列交叉旋翼构型概念机，采用了分布式电推进的布局。NASA已完成的研究表明，在UAM任务剖面下，可实现有效载荷为544kg，航程为69.5km，最终设计总质量为2727kg。在结构上，沿两侧翼展共配装8个双叶旋翼，尾部外加1

个推进螺旋桨。动力系统采用单台2483kW的涡轴发动机驱动交流发电机，为每个旋翼/螺旋桨上的分布式电动机提供动力。在巡航阶段，提供升力的旋翼停转并与气流方向保持一致，因此，该构型有效地将提供升力和提供推进力的源头区分开来。基于166m/s的叶尖速度（即1043r/min旋翼轴转速），得出旋翼直径为3m。

#### 动力传动系统布局对比

##### 倾转翼概念机布局

倾转翼构型动力传动系统布局如图2所示。在涡轮电推进系统布局下，倾转翼概念机的动力源自1台功率为3500kW级的涡轴发动机，经由发动机的附件齿轮箱（AGB）和交流发电机，向邻近各个旋翼的电动机提供电力，此种布局减小了对

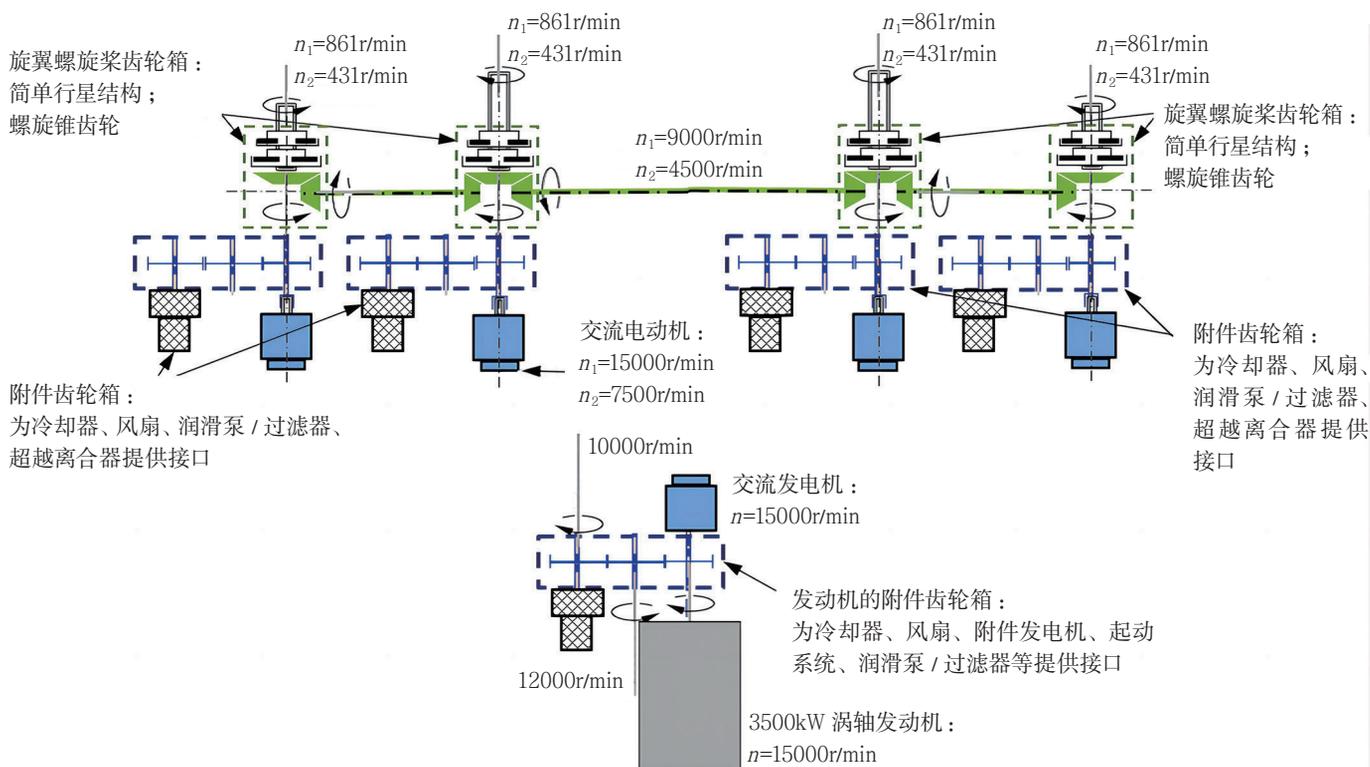


图2 倾转翼构型动力传动系统布局

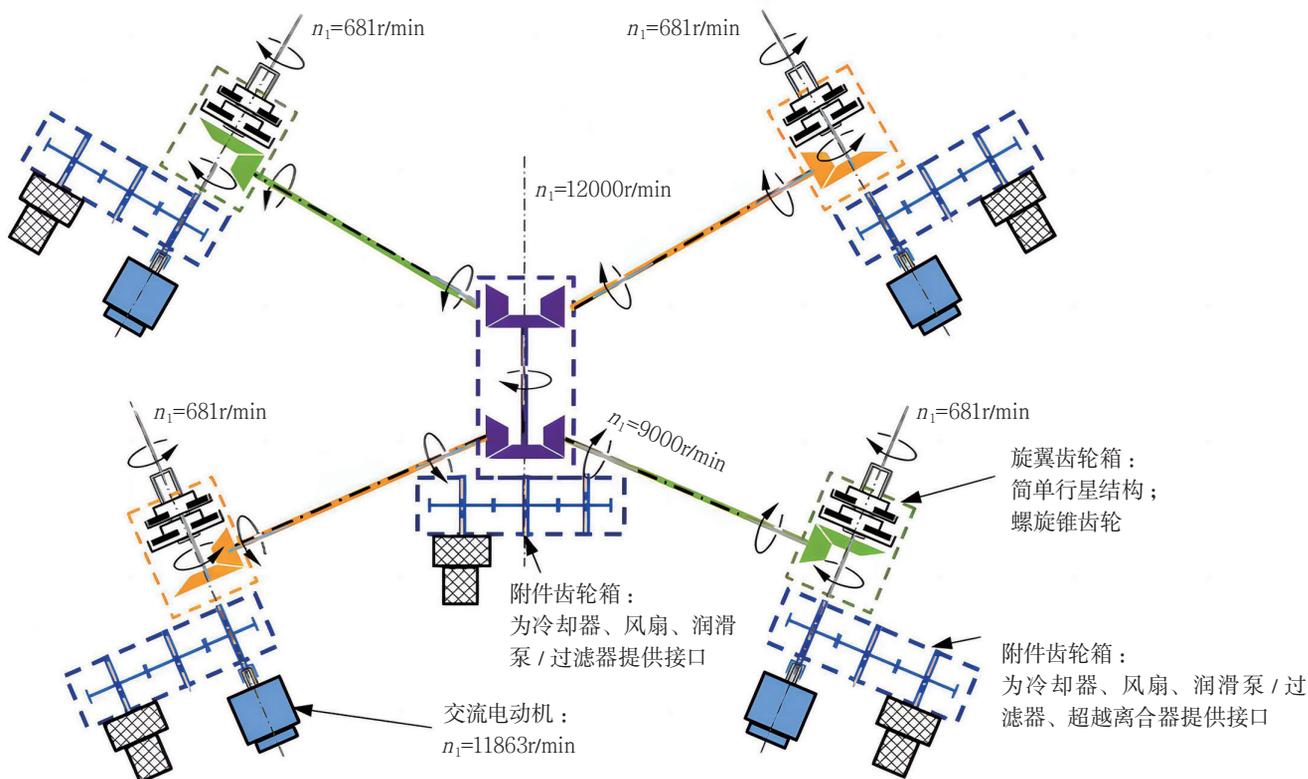


图3 4旋翼构型动力传动系统布局

动力传动轴的需求，进而降低了相关的功率损耗。电动机以15000r/min的转速向AGB提供动力。在AGB内，包含1个主传动链和1个次传动链。主传动链经由斜撑离合器及传动轴系将大部分功率输送给旋翼螺旋桨齿轮箱（PRGB）；次传动链驱动冷却器风扇和滑油泵，实现对电动机、AGB和PRGB的冷却以及润滑回路的加压。PRGB采用双级简单行星结构，减速比为17.42：1，减速后旋翼轴转速为861r/min。除此之外，PRGB中还包含1个用于应对单电动机失效（OMI）情况和保证旋翼同步性的次传动链。在AGB和PRGB之间安装传动比为1.67：1的螺旋锥齿轮，经联轴轴将4个PRGB联系起来。通过机翼后掠和上反角的设置可省去机身中部的并车齿轮箱（CGB）。

#### 4旋翼概念机布局

4旋翼构型动力传动系统布局如图3所示。4个旋翼分别带有总距控制，可对俯仰、偏航和翻滚稳定性进行控制，同时通过横轴和齿轮箱让旋翼间实现机械互连，进而形成了次载荷路径，可为旋翼提供阻尼并在OMI情况下给所有旋翼提供动力。类同于倾转翼概念机，4旋翼概念机的电动机同样临近于各个旋翼，转速为11863r/min，为AGB提供动力。电动机的主要功率经AGB内斜撑离合器和相关轴系传输给旋翼齿轮箱（RGB），再经RGB内简单行星结构（减速比17.42：1）驱动旋翼，旋翼转速为681r/min。于此同时，AGB内的平行轴齿轮传动链为冷却器风扇和滑油泵提供功率。此外，为保证OMI时功率的平衡分配以及4个旋翼间的同步性，

在AGB和RGB之间设置了传动比为1.16：1的螺旋锥齿轮，通过十字轴向CGB传输功率。例如，来自于前部左侧旋翼的功率通过左前十字轴传输到CGB内的前螺旋锥齿轮副。在此处，功率分流，通过前螺旋锥齿轮副向右前旋翼传输功率，并同时经1个短套筒轴向后传输功率，到达后螺旋锥齿轮副处分流，然后分别传输给左后、右后旋翼。因此，CGB内前后螺旋锥齿轮副各包含2个螺旋锥齿轮和1个螺旋锥小轮，共计6个螺旋锥齿轮。

#### 横列交叉旋翼概念机布局

横列交叉旋翼构型动力传动系统布局如图4所示。横列交叉旋翼概念机包含2台位于旋翼下137kW的涡轴发动机和1台位于机身上方73kW的电动/发电机单元（MGU）。发动机的输出转速为45000r/min，主

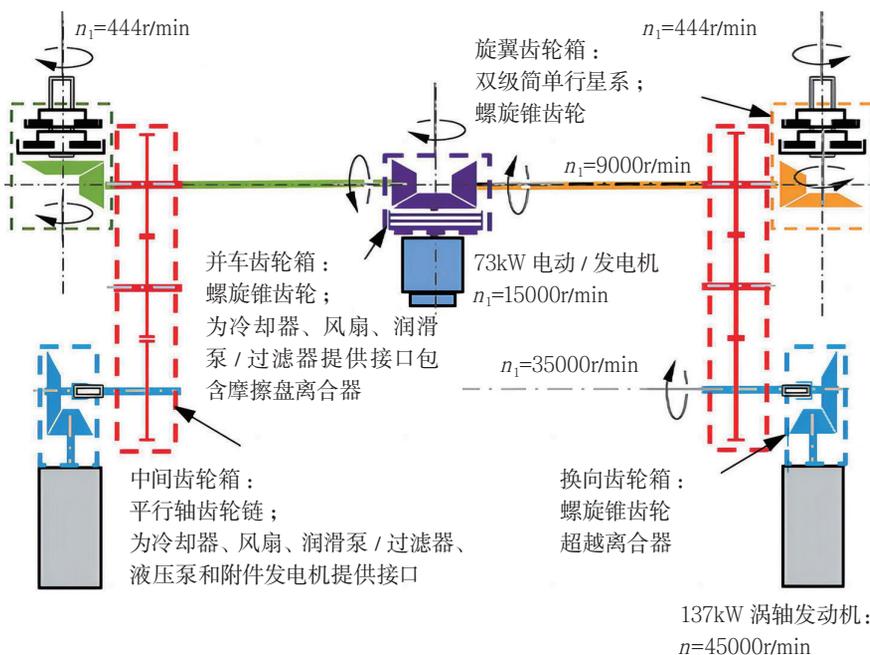


图4 横列交叉旋翼构型动力传动系统布局

功率经换向齿轮箱、中间齿轮箱传输给RGB，最终驱动旋翼系统。换向齿轮箱内包含超越斜撑离合器和1组螺旋锥齿轮，实现功率传输及方向转变；中间齿轮箱除主功率传输外，还负责驱动冷却器风扇、润滑泵、液压泵和附件发电机；RGB内包含1个螺旋锥齿轮副，改变功率传输方向至旋翼中心线及双级简单行星系。除了主传动链外，次传动链经由并车齿轮箱内螺旋锥齿轮和摩擦盘离合器向MGU提供功率输入和输出路线并实现旋翼同步。摩擦盘离合器在起动和应急情况下为脱开状态，在飞行时，当MGU为旋翼提供功率或当涡轴发动机给MGU充电时为接合状态，并可根据具体的任务计划使用谱设置MGU与主传动链的接合和脱开逻辑。

### 升力+巡航概念机布局

升力+巡航概念机同样采用了涡轮电推进的动力系统布局，如图5

所示，动力源为1台位于机身中央的2500kW级涡轴发动机，输出转速为20000r/min，与GE公司CT7发动机

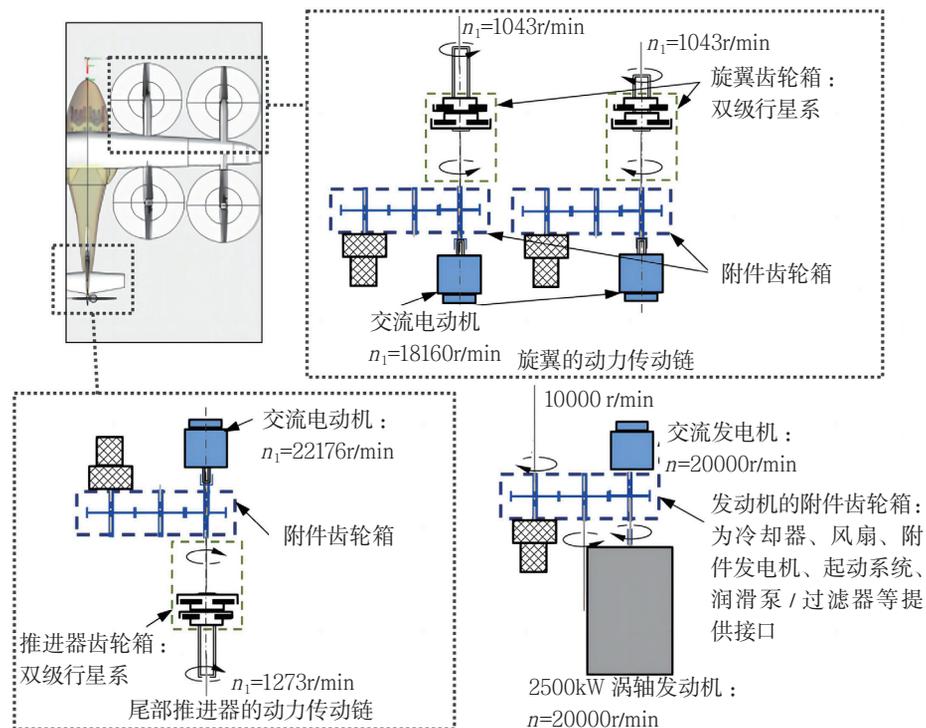


图5 升力+巡航构型动力传动系统布局

相当。功率经发动机AGB和交流发电机转化为电力，供给动力需求端，即靠近旋翼处的8台电动机（转速为18169r/min）以及1台靠近尾部推进器的电动机（转速为22176r/min）。驱动旋翼与驱动尾部推进器的动力传动布局基本类似，由电动机经AGB以及RGB/推进器齿轮箱（PGB）驱动旋翼或尾部推进器。AGB在提供主传动链的同时为冷却器风扇、润滑泵、液压泵和附件发电机提供动力；RGB和PGB同为双级行星结构，总减速比为17.42：1。

### 热管理系统

相比常规推进系统，电推进系统引入的部件对热管理提出了更高的挑战。这些部件包括高功率密度电动机、发电机、驱动和控制电动机运行的电气元件/速度控制器、转换器以及用于储能的锂电池等。此外，

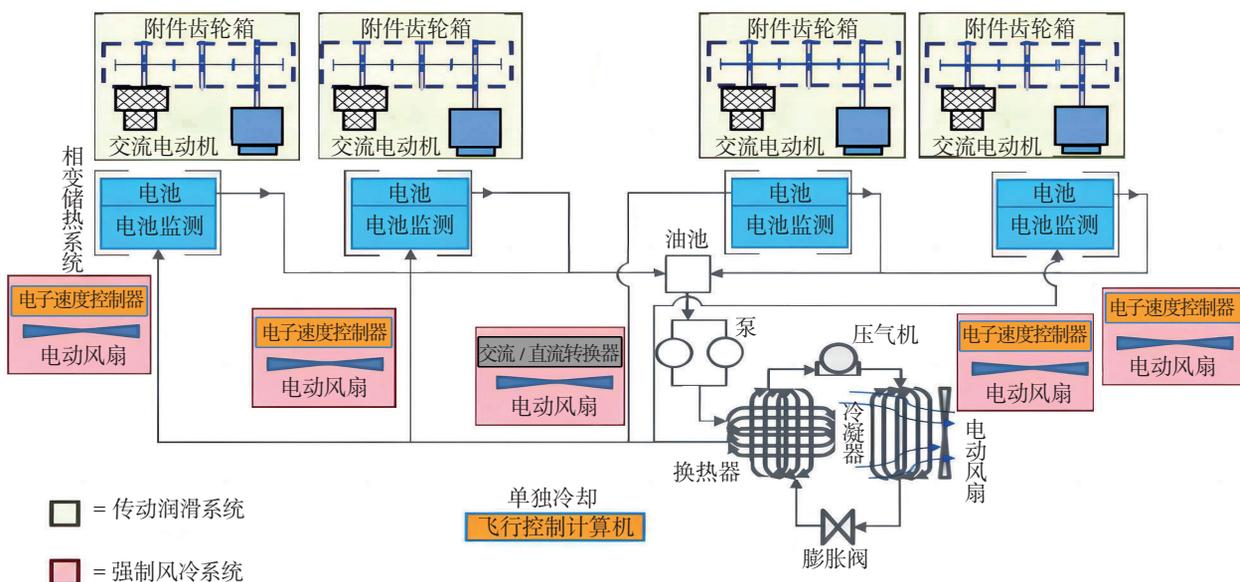


图6 热管理系统

还需考虑配电电缆的热损失对其所处环境的影响。

结合对4型RVLT概念机构型及其动力传动系统布局的描述，形成了通用的热管理系统（TMS）布局（见图6）。针对各个主要推进系统部件的独特热管理需求进行考虑，后续研究可对TMS进行权衡分析和详细尺寸评估。在详细设计过程中，需要根据任务剖面各个阶段确定各部件的散热情况，同时还需建立起环境温度分布和部件工作温度限制，以此定义对冷却系统的要求，包括针对峰值热负荷使用储热材料的可行性。

通用的TMS布局主要考虑了电动机、发电机、电池、速度控制器、功率转换器、减速器的冷却需求以及减速器的润滑需求。根据当前的热管理技术水平，可将电动机和发电机的冷却需求相结合，从而减轻TMS整体质量和降低复杂性；控制器和转换器的冷却通常采用气冷，在各部件附近设置独立电动风扇吸入空气完成温度控制；锂电池

是最关键的温度敏感部件，其冷却可结合蒸汽循环制冷系统及相变材料（PCM）应用，以便在瞬态条件（最高负荷）或冷却系统故障时最小化温度峰值，控制电池温度变化范围，维持在15~80℃的热失控低风险区间内，同时保证电池的高效性能。

后续具体的TMS设计需针对不同布局的TMS进行对比评估，对于电池冷却有3种优化方案：一是如果经详细设计研究表明气冷可以满足冷却需求，可取消液冷系统，改为蒸气循环系统经由空气和制冷剂蒸发器来冷却空气随后为电池冷却，减轻电池冷却系统质量；二是如果环境温度分布符合电池的工作温度范围，可保留液冷系统，取消蒸气循环系统，以气液换热器完成向环境空气中排热，既利用了液冷系统的传热速率，又可降低电池冷却系统的复杂度；三是如果经评估环境温度分布和电池工作温度限制允许仅依靠环境空气冷却电池，可取消液冷系统及蒸气循环系统，此时，维持电池温度所需的空气流速则是

关键考虑因素。

## 结束语

NASA RVLT项目的研究揭示了在UAM领域面临的多种不同挑战，主要集中于飞行器的航程、速度和有效载荷方面。随着航空电气化的推进，围绕高能量密度电池、高功率密度电气元件以及热管理系统的技术发展制约并影响着UAM飞行器的构型选择，使得设计者不得不摒弃传统构型，开拓新思路，从而在市场上赢得竞争优势。此外，除了新颖构型和技术发展的考虑，安全性和可靠性也是不可回避的问题与挑战，需要在早期设计阶段完成分析与评估，以便以明确的需求驱动子系统构架和组件的设计。尤其是在全电/混合电推进系统下，需从具体应用场景的角度对各部件进行有针对性的设计、分析、试验以验证其具备所需的安全性和可靠性。【航空动力

（高杨，中国航发湖南动力机械研究所，高级工程师，主要从事航空发动机科技情报研究）