航空发动机雷击电磁仿真工程简化技术

钱一凡，叶志锋，张海波
（南京航空航天大学 能源与动力学院，南京 210016）

摘要：针对目前大型电器复合体三维电磁仿真过于耗时的问题，以某型航空发动机雷击电磁仿真任务为例，提出移除零部件与简化几何结构相结合的方法对整机几何模型进行简化。简化部件包括发动机的压气机、燃烧室、涡轮和尾喷管。采用传输线矩阵法进行仿真分析，得到不同零部件对发动机控制器线缆感应电流的影响，量化不同简化方法的影响，并且通过仿真验证了工程简化方案的合理性。结果表明：简化方法缩短了70%的仿真时间。

关键词：雷击电磁仿真；传输线矩阵；线缆；感应电流；涡扇发动机
中图分类号：V233.7+31 **文献标识码：**A doi：10.13477/j.cnki.aeroengine.2021.S1.002

Engineering Simplified Technology of Aeroengine Lightning Strike Electromagnetic Simulation

QIAN Yi-fan，YE Zhi-feng，ZAHNG Hai-bo
（College of Energy and Power Engineering，Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，Nanjing 210016，China）

Abstract：Aiming at the problem that 3D electromagnetic simulation of large electrical complex was too time-consuming at present，taking an aeroengine lightning strike electromagnetic simulation task as an example，a method combining removing parts and simplifying geometric structure was proposed to simplify the geometric model of the whole engine. Simplified components included engine compressor，combustion chamber，turbine and nozzle. The transmission-line matrix method was used to simulate and analyze the influence of different parts on the induced current of engine controller cable. The influence of different simplified methods was quantified，and the rationality of engineering simplification scheme was verified by simulation. The results show that the simplified method shortens 70% of the simulation time.

Key words：lightning strike electromagnetic simulation；transmission-line matrix；cable；induced current；turbofan

0 引言

1架飞机平均每年遭受1次雷击，雷击影响可分为直接影响和间接影响。直接影响是指雷击的直接接触对飞机和发动机结构造成物理损伤；间接影响主要是指雷击产生的电磁效应引起的飞行器内部线缆中感应电流的瞬态变化，这些瞬变由闪电电流产生的电磁场引起，电磁场沿着飞机表面，通过窗户或复合材料制成的零件等进行扩散。在飞行器内部，这些瞬变可以超越设备的抗扰极限，造成故障或损坏，危及飞行安全[1]。为了解决飞行器的雷电防护问题，越来越多的研究人员把电磁仿真技术应用于飞行器设计[2]中，在飞行器开发阶段即考虑防雷问题，可以降低研制成本，缩短研制周期。

如果航空发动机的防护措施薄弱，一旦遭受雷击，会造成毁灭性的影响。近年来，在飞行中航空发动机电磁防护仿真中应用了很多算法。Silva等[3]利用有限元法（Finite Element Method，FEM）对大型电子器件进行电磁仿真分析，并对仿真模型进行简化处理；Guiffaut等[4]利用时域有限差分法（Finite Difference Time Domain，FDTD）对某小型飞机进行电磁兼容仿真，分析飞机在高强度辐射下的电磁场分布。高精度仿真可为发动机设计、认证和生命周期的预测提供指导，从而提高飞行的安全性。同时，随着计算机计算能力的逐渐增强，对航空发动机整体结构中电磁效应仿真已逐渐成为可能。然而，大型复杂结构的电磁仿真非常耗时，运算过程艰辛，有些复杂模型的3

收稿日期：2019-10-10 **基金项目：**国家自然科学基金（Grant 51876089）资助
作者简介：钱一凡（1989），男，在读博士研究生，主要研究方向为航空发动机电磁兼容；E-mail：qianyifan0224@126.com。

引用格式：*钱一凡，叶志锋，张海波. 航空发动机雷击电磁仿真工程简化技术 [J]. 航空发动机，2021，47（增刊1）：8-14. QIAN Yifan，YE Zhifeng，ZHANG Haibo. Engineering simplified technology of aeroengine lightning strike electromagnetic simulation[J]. Aeroengine，2021，47(S1)：8-14.*

维电磁仿真耗时需 1~2 周的时间。因此,缩减此类仿真时间意味着降低研制成本,缩短研制周期,意义重大[5]。亟需一种整机模型的简化方法,来降低仿真的总体成本与耗时。近 10 年来,学者逐渐对此类仿真的简化方法开始探讨,现有的简化方法主要针对电磁仿真模型的细节、局部做简化处理。Artur 等[6]对汽车模型的结构部件进行大致分类,对各类进行删除并仿真,比较不同分类简化后对车内电磁场强度的影响,但该模型较简单,还原度低;Reznicek 等[7]对运动之星型涡桨飞机进行电磁仿真,将飞机舱内电磁场强度作为仿真目标,对飞机的一些部件进行删除和简化,对比删除和简化后的仿真结果,验证了几何简化在电磁仿真中的合理性,但文中并未研究雷击对控制器线缆的影响;Gutierrez 等[8]对 A400M 运输机配装的涡轮螺旋桨发动机进行道的空气颗粒分离器、滑油冷却器、电触点 3 种部件进行简化,并详细研究简化对发动机内部线缆中感应电流的影响,以证明简化的合理性,以感应电流的峰值为误差的判断依据,而未以电流的总体误差为判断依据。

本文以某型航空发动机的雷击电磁仿真为研究对象,对发动机几何模型提出结构简化方法,并通过原模型和简化模型的仿真结果进行对比来验证简化方法的合理性。

1　电磁仿真模型简化方法

几何简化的首要任务是明确仿真目标,对航空发动机来说,雷击间接效应的最大影响是线缆中的瞬变电流超出了发动机控制器的抗扰能力,导致控制器发生故障从而造成安全隐患。其次,仿真模型的建立也至关重要,发动机结构和线缆布局精度越高,则仿真还原度越高,同时精度越高的模型细节越复杂,从而在对零部件进行简化时能更详细地进行多次分组,增加简化力度。虽然模型的简化是降低仿真成本的重要途径,但简化的合理性也需保证,每次简化后的仿真结果都要与未简化模型的仿真结果进行对比,并且对数据进行详细分析,对零部件简化方式进行分级(移除、细节处理、不能移除),确保零部件简化的合理性,整机电磁仿真模型简化是否合理会影响仿真结果的准确性。具体流程如图 1 所示。

2　模型

2.1　发动机结构建模

本文选用某型涡轮风扇发动机作为参数研究对象,模型结构包括发动机短舱、进气道、压气机、燃烧室、部分燃油管路、涡轮及尾喷管,发动机总长约 4 m,模型如图 2 所示。

2.2　发动机线缆建模

模型中设置 4 条主线束,参照真实航空发动机的线束位置,覆盖了模型的不同区域,模拟连接发动机各大部件处的传感器,内部线缆如图 3 所示。

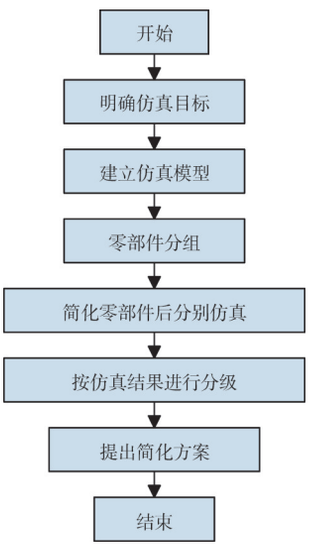


图 1　模型简化流程

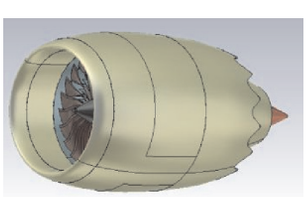


图 2　涡扇发动机 3D 模型

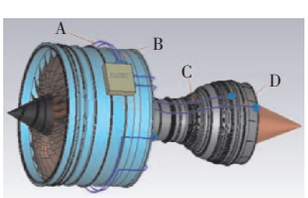


图 3　内部线缆

为了验证各类线缆的简化效果,4 条主线束包括了 4 种航空发动机最常用的线缆类型[9],分别是屏蔽双绞线、双绞线、双屏蔽双绞线及同轴线。线缆信息见表 1。

表 1　线缆信息

编号	传感器位置	类型	线缆截面
A	压气机	屏蔽双绞线	
B	燃烧室	双绞线	
C	涡轮	双屏蔽双绞线	
D	喷管	同轴线	

2.3　零部件分组

不同零部件对发动机控制器线缆中感应电流的

影响是本文研究的重点。短舱对发动机电磁屏蔽能力有巨大影响，是不能删除的，分组时不考虑。将发动机的主要部件分为9组，英文名称及缩写见表2。

表2 发动机零部件分组

中文名	英文名	缩写
整机模型	Aeroengine Model	ALL
风扇	Fan	Fan
中压压气机	Intermediate Pressure Compressor	IPC
高压压气机	High Pressure Compressor	HPC
燃油喷嘴	Fuel Nozzle	FN
燃烧室	Combustor	Combustor
高压涡轮	High Pressure Turbine	HPT
中压涡轮	Intermediate Pressure Turbine	IPT
低压涡轮	Low Pressure Turbine	LPT
尾喷管	Nozzle	Nozzle

3 仿真

本文采用基于传输线矩阵法(Transmission-line Matrix，TLM)的电磁仿真软件的线缆工作室仿真涡轮风扇发动机整体遭遇雷击时的电磁效应。仿真条件设置参照SAE ARP 5412[10]和SAE ARP 5416[11]标准定义的电流波形和雷电试验方法进行。

3.1 传输线矩阵法

传输线矩阵法用于求解麦克斯韦方程的3维时域问题，其中传输线是指能够以最小辐射在2点间传送电磁能量的一种设施。在TLM方法中，通过连续传输线网络模拟工程问题，网络中的每个结点都由集总元件表示，其物理参数与实际问题相对应，即空间离散化；集总元件由传输线构成的各结点来模拟，即时间离散化。以1维传输线为例，其等效电路如图4所示。

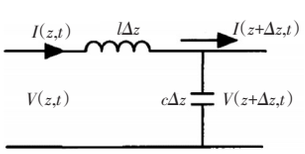


图4 传输线集总参数

根据基尔霍夫定律可得

$$\begin{cases}\dfrac{\partial^2 V(z,t)}{\partial z^2}=lc\dfrac{\partial^2 V(z,t)}{\partial t^2}\\ \dfrac{\partial^2 I(z,t)}{\partial z^2}=lc\dfrac{\partial^2 I(z,t)}{\partial t^2}\end{cases}\tag{1}$$

式中：V和I分别为电路中的电压和电流；z为位置坐标；t为时间坐标；l和c分别为分布电感和电容参数。

2维TLM方法由并联的传输线网格组成，4个脉冲从4条分支入射到1个结点上，先散射，再分别入射到相邻的结点上，可表示为

$${}_{k+1}V^{\mathrm{i}}=C_{k+1}V^{\mathrm{r}}\tag{2}$$

$${}_{k+1}V^{\mathrm{r}}=S_k V^{\mathrm{i}}\tag{3}$$

式中：V^{i}为激励电压矩阵；V^{r}为反射矩阵；S为结点的脉冲散射矩阵；C为描述网络拓扑结构的连接矩阵；下标k和$k+1$表示散射的离散时间间隔；上标r表示散射，i表示入射。

由此可得以下散射公式

$${}_{k+1}V_n^{\mathrm{i}}=\frac{1}{2}\left[\sum_{m=1}^{4}{}_kV_m^{\mathrm{i}}\right]-{}_kV_m^{\mathrm{i}}\tag{4}$$

式中：m和n为端口编号。

3维TLM是基于对称凝缩结点(Symmetrical Condensed Node，SCN)算法对空间单元内的电磁传播进行仿真，每个3维的SCN结点各有6条分支，每条分支由相互垂直的2条传输线组成，模拟电磁场的传播。由于缝隙模型可以作为偶极子天线的对偶形式，根据巴比涅定理，缝隙上方的辐射场矢量与等效偶极子相同，但电场和磁场的矢量互换。对于窄缝模型，缝隙长边的场通过1维传输线与对称凝缩节点连线形成分界面，通过缝隙单位长度电容c_{simple}和电感l_{simple}将缝隙与残端脉冲和3维TLM单元时间步长同步，从而建立整体散射模型[12]

$$Y_{\mathrm{L}}=\frac{\Delta t}{l_{\mathrm{simple}}\Delta a}\tag{5}$$

$$Y_{\mathrm{S}}=2\left(\frac{c_{\mathrm{simple}}\Delta a}{\Delta t}-Y_{\mathrm{L}}\right)\tag{6}$$

$$c_{\mathrm{simple}}=0.637\varepsilon\ln\left(\frac{0.563\Delta a}{\omega}\right)+\frac{\varepsilon d}{\omega}\tag{7}$$

$$l_{\mathrm{simple}}^{-1}=\left[\frac{\pi\mu}{2\ln\left(\dfrac{1.591\Delta a}{\omega}\right)}\right]^{-1}+\left(\frac{\mu\omega}{d}\right)^{-1}\tag{8}$$

式中：Y_{L}为传输线特性导纳；Y_{S}为电容性特性导纳；ε为自由空间相对介电常数；μ为磁导率；d为缝隙的宽度；Δa为电磁波传输的距离。

TLM方法能够处理复杂的结点，模拟波在时域中的传播，简化计算，避免收敛性、稳定性和伪解性等可能出现的问题。TLM方法还可以通过傅里叶变换得到主要和高次模的特征值，可以准确模拟波的物理特性和行为，并能深入解释其不同状态的传播特点，因此非常适合3维时域电磁场的仿真[13]。

3.2　仿真激励源

本文的仿真采用 SAE ARP 5412 和 SAE ARP 5416标准给出的机载电子电气系统闪电脉冲激励波形表达式 $I(t)=I_0[e^{-\alpha t}-e^{-\beta t}]$,其中 $I_0=218810\text{A}$,$\alpha=11354\text{s}^{-1}$,$\beta=647265\text{s}^{-1}$。雷击击入点设置在受雷击可能性最大的发动机轴部尖端[14],如图 5 所示。激励信号波形如图 6 所示。电流峰值为 218.81 kA,峰值时间为 6.4 μs,持续时间为 500 μs,仿真频率设为 0~50 MHz,在 50 MHz 以上几乎不存在电流分量,既可以代表雷击最极端情况,又可以节省时间[15]。仿真软件中模型的 Schematic 原理如图 7 所示。

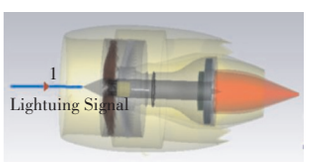


图 5　雷击击入点

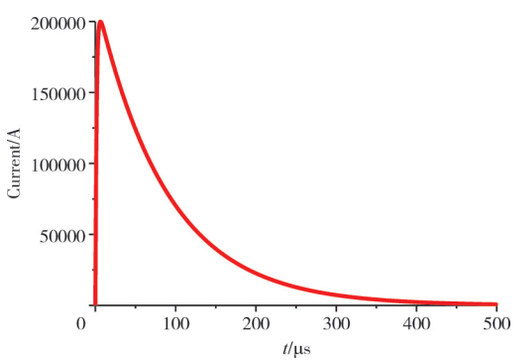


图 6　雷击信号波形

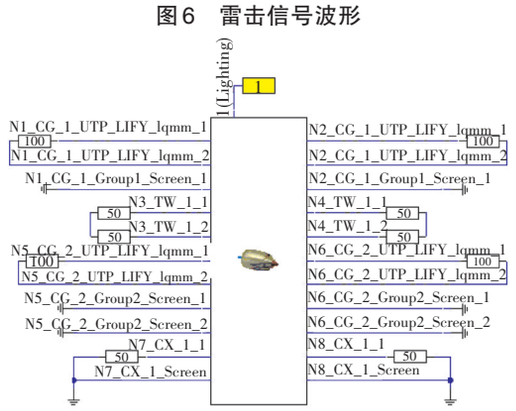


图 7　仿真模型 Schematic 原理

4　仿真结果及分析

4.1　电磁仿真分析

根据第 2.3 节中部件的分组方法,将发动机分别移除各组部件后的模型进行仿真,4 条线束的仿真结果如图 8 ~ 11 所示。从图中可见,相比于原始模型的仿真曲线,某些部件的移除所对应的感应电流发生较大改变,例如风扇(Fan) 和中压压气机(IPC) 2 个部件;有些简化模型对应的感应电流仿真结果与原始模型的相差较小,例如喷管(Nozzle)和低压涡轮(LPT)。

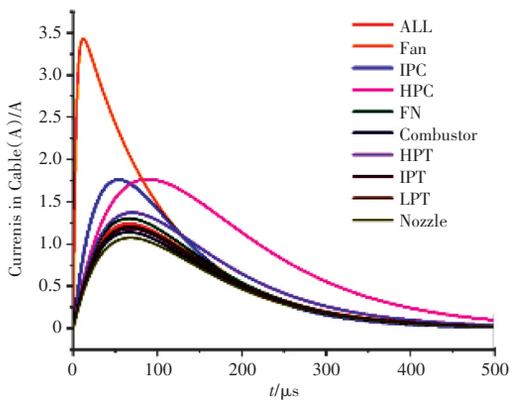


图 8　A 线缆仿真结果

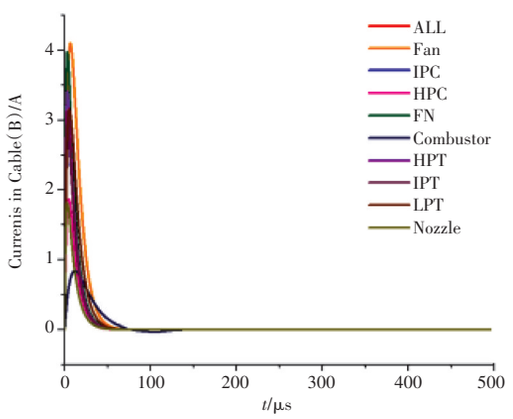


图 9　B 线缆仿真结果

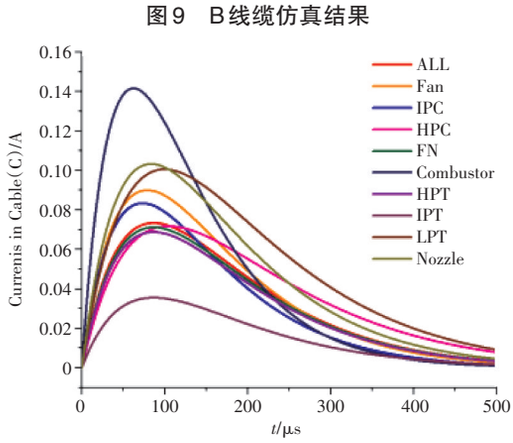


图 10　C 线缆仿真结果

4.2　仿真数据分析

在第 4.1 节中得到了简化不同部件后简化模型各线缆中的感应电流数据,为了得到量化的结果,把原始模型的仿真结果作为标准值,将简化模型的仿真数据与其进行对比分析,最后得到各部件简化对线缆感应电流的影响。由于各类型线缆感应电流的峰值相差较大,已有学者在感应电流误差的研究中采用分贝

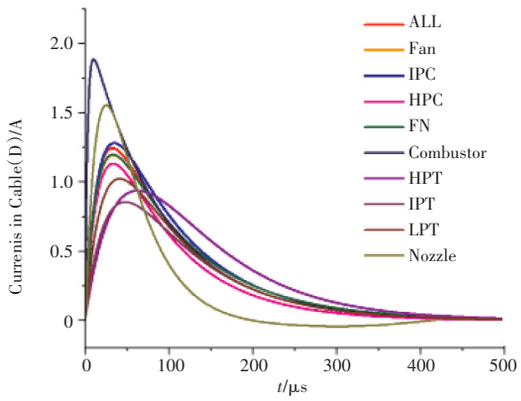


图11 D线缆仿真结果

误差来衡量误差[16]，该分析方法值得借鉴。为此，引入电子仪器测量中的分贝误差和数理统计中均方根误差的概念，分贝误差在数值计算中表示准确值，即原模型仿真结果J_i与其近似值，也就是简化后模型的仿真值I_i之差，对于单个线缆中的感应电流来说，表达式为

$$\xi_i = 20\lg(I_i/J_i)\ \mathrm{dB}, i = 1,2,...,n \tag{9}$$

式中：n为采样时间点数。

均方根误差用来衡量误差的总体情况，其表达式为

$$\gamma_{i,j} = \sqrt{\frac{1}{n}\sum_{k=1}^{n}(\xi_{i,j,k})^2} \tag{10}$$

式中：$\gamma_{i,j}$为j线缆上去掉第i组部件后感应电流仿真值分贝误差的均方根，表示第i组零部件对j线缆中感应电流的影响；n表示感应电流的采样数；$\xi_{i,j,k}$为去掉第i组零部件后，j线缆上第k个采样时间点处的感应电流与原始模型相应时间点的感应电流分贝误差，如代表连接燃烧室传感器的线缆B在移除风扇的情况下的均方根误差即为$\gamma_{\mathrm{Fan,B}} = \sqrt{\frac{1}{n}\sum_{k=1}^{n}(\xi_{\mathrm{Fan,B},k})^2}$。

本文中均方根误差表示模型中某个零部件的移除所对应的感应电流仿真曲线与原始模型感应电流曲线的总体变化程度，均方根误差越大，说明该零部件对目标线缆感应电流的影响程度越大。均方根误差是感应电流综合偏差的体现，是判断零部件对线缆感应电流影响最可靠的依据[17]。

把仿真得到的数据带入式(9)和式(10)，可以得到简化模型对应感应电流的均方根误差γ，见表3。

从表中可见，燃油喷嘴和高压涡轮2个部件对应的误差较小，说明这2个零部件对线缆中感应电流的影响较小；风扇和燃烧室这2个部件对应的误差较大，说明这2个部件对线缆中感应电流的影响较大。文献[18]研究了电磁仿真中微小的凹凸结构的影响，并设计了对应的模型简化方案；文献[19]研究了航空发动机线缆感应电流的影响的评估标准。结合各学者的研究成果，将此类大型机械体近似看作立方体谐振腔，对于长为a，宽为b，高为c的立方体电磁模型来说，模型简化的初步准则为腔体谐振频率的误差要控制在一定范围内，谐振频率偏移量$\Delta\omega$与未简化模型谐振频率ω_0的比值为[18]

表3 各部件简化对应感应电流误差参数 dB

均方根误差	Cable(A)	Cable(B)	Cable(C)	Cable(D)
γ_{Fan}	11.22	1.91	2.86	1.60
γ_{IPC}	4.55	2.19	2.02	1.64
γ_{HPC}	2.21	2.22	1.87	1.66
γ_{FN}	0.01	0.33	0.08	0.01
$\gamma_{\mathrm{Combustor}}$	0.09	∞	3.81	1.28
γ_{HPT}	0.12	0.33	0.69	0.19
γ_{IPT}	0.12	1.09	1.65	0.98
γ_{LPT}	0.08	1.67	4.03	0.59
γ_{Nozzle}	0.02	1.56	1.87	∞

$$\left|\frac{\Delta\omega}{\omega_0}\right| = \left|\frac{4\mu_0 H_\psi^2 \frac{a^2+c^2}{c^2}\Delta V}{2\mu_0 H_\psi^2 (a^2+c^2)\,ab/c}\right| = \frac{2\Delta V}{abc} \leqslant \xi \tag{11}$$

式中：μ_0为磁导率；H_ψ为磁场振幅；ΔV为微小结构的体积，即

$$\left|\frac{\Delta\omega}{\omega_0}\right| = \frac{2\Delta V}{V} \leqslant \xi \tag{12}$$

式中：V为部件的体积。

结合数据以及发动机各部件的大概尺寸，可以得出针对本文仿真模型的工程简化方法：对于均方根误差小于等于1 dB的零部件可以直接移除；对于均方根误差大于1 dB小于5 dB的情况，取ξ = 1%，零部件采取结构调整，其直径小于14 mm的孔缝可以全部填补，体积尺寸小于200 mm^{3}的微小结构全部抹平；对于均方根误差大于5 dB的情况，取ξ = 0.5%，零部件采取结构微调，只对直径小于10 mm或者体积尺寸小于100 mm^{3}的孔缝、螺钉、插销、凸起、凹槽等细微结构进行简化，基本维持原来的结构。

5 整体简化方案及仿真分析

根据上文得出的针对航空发动机雷击仿真任务

的模型简化方法以及表3中的数据,对发动机模型进行如下处理:

(1)燃油喷嘴(Fuel Nozzle)、高压涡轮(High Pressure Turbine)的移除对应的感应电流均方根误差都小于1 dB,说明这2个部件对线缆中感应电流的影响可以忽略,可以全部移除;

(2)中压压气机(Intermediate Pressure Compressor)、高压压气机(High Pressure Compressor)、中压涡轮(Intermediate Pressure Turbine)、低压涡轮(Low Pressure Compressor)对应的均方根误差均大于1 dB小于5 dB,对于其直径小于14 mm的孔缝可以全部填补,体积尺寸小于200 mm^3的细微凹凸结构全部抹平。

(3)风扇(Fan)、燃烧室(Combustor)、尾喷管(Nozzle)对应的均方根误差远大于其它零部件的,所以主要结构全部保留,对体积尺寸小于100 mm^3的细微结构进行抹平、直径小于10 mm的孔缝以及贴边结构进行填补。

按照上述方法对涡扇发动机的整体模型进行简化处理,更新第2节中的电磁仿真模型,得到的感应电流曲线与原始模型对应的结果进行对比,由于不同线缆类型对应的感应电流的最大值相差较大,所以将4根线缆对应的仿真结果采取归一化处理,如图12所示。从图中可见,曲线的变化趋势一致,大小相近,将仿真得到的具体数据进行处理得到的误差参数见表4。从表中可见,其均方根误差都很小,说明简化后模型相对应原始模型的感应电流改变很小,也就是说在本次针对控制器线缆感应电流的发动机雷击仿真分析中,该模型的工程简化方案合理,可以代替原始模型进行仿真计算。

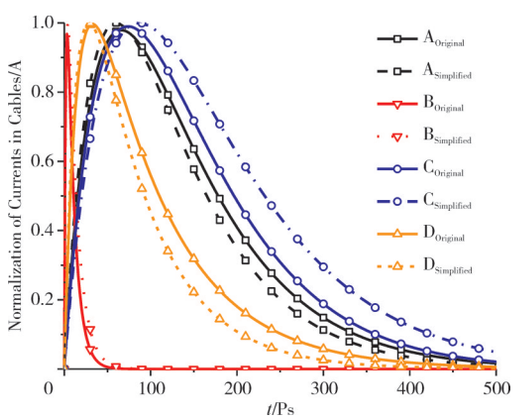


图12　简化模型和原始模型的感应电流

表4　简化模型相对原始模型的误差参数　　dB

误差参数	Cable(A)	Cable(B)	Cable(C)	Cable(D)
$\gamma_{Original-Simplified}$	0.65	0.32	1.28	1.03

模型简化前后参数对比见表5。从表中可见,简化后模型的网格数量减少了51.1%,内存需求降低了43.3%,仿真时间缩短了70.3%,很显然简化后的模型不仅对硬件资源需求大大降低,而且计算时间也有明显缩短。

表5　模型简化前后参数

模型	网格数量	内存需求/G	仿真时间/h
原始模型(Original)	163904740	120	138
简化模型(Simplified)	80090975	68	41

6　结束语

本文以某型涡扇发动机的雷击电磁仿真为研究任务,以发动机控制器线缆的感应电流为仿真目标,利用移除零部件与简化零部件结构相结合的方法对发动机模型进行简化,采用传输线矩阵法(TLM)进行仿真分析,量化了不同零部件对线缆感应电流的影响,确定了仿真模型的简化方案,该方案较原模型误差在1.3 dB以内,仿真耗时以及内存需求大幅降低。

在明确仿真目标的情况下,此类大型复杂电器复合装置的某些零部件就会显得多余。所以,模型的复杂程度和简化效果是成正比的,有待进一步对更加复杂的航空发动机模型进行电磁兼容仿真工程简化研究。

参考文献:

[1] Rea S, Linton D, Orr E, et al. Electromagnetic modeling of aircraft air inlet scoop[C]//European Microwave Conference. Germany: IEEE Press, 2003: 17-19.

[2] Perrin E, Tristant F, Guiffaut C, et al. A numerical tool to estimate lightning indirect effects on a composite aircraft[C]// 2010 30th International Conference on Lightning Protection (ICLP): IEEE Press, 2011:26-28.

[3] Silva J R, Bastos J P A. Analysis of power transformer geometry simplifications on electromagnetic and thermodynamic simulations[J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2015, 51(3): 1-4.

[4] Guiffaut C, Reineix A. Modeling of different cables types and their combinations for lightning and HIRF EMC studies in the FDTD method[C]//International Conference on Electromagnetics in Advanced Applications. Italy: IEEE Press, 2015: 12-17.

[5] 卢娴. 电磁兼容仿真模型的工程简化技术研究[D]. 西安:西安电子

科技大学,2009.
LU Xian. Research on the technique of simplifying the EMC simulation model[D].Xi′an:Xidian University, 2009. (in Chinese)

[6] Artur Nogueira de São José, Colin A C, Mologni J F, et al. Computational savings based on three-dimensional automotive geometries′ simplifications in electromagnetics simulations[C]//2013 SBMO/IEEE MTT-S International Microwave & Optoelectronics Conference (IMOC). Brazil:IEEE Press, 2013: 108-111.

[7] Reznicek, Raida. Simplification methodology of complex EM models of small airplanes[C]// International Conference on Electromagnetics in Advanced Applications. Italy:IEEE Press,2009:12-19.

[8] Gutierrez G G, Mateos R D, Cabello M R, et al. On the design of aircraft electrical structure networks[J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2016:1-8.

[9] 佘云峰,侯乃先,杨坤. 航空发动机控制系统线缆电磁耦合仿真研究[J]. 航空计算技术,2018,48(2):66-69.
SHE Yunfeng, HOU Naixian, YANG Kun. A simulation research of engine control system cables electromagnetic coupling[J]. Aeronautical Computing Technique, 2018, 48(2):66-69. (in Chinese)

[10] Aerospace Recommended Practice. Aircraft Lightning Test Methods: SAE ARP 5416 [S]. USA:SAE Aerospace, 2005:69-70.

[11] Aerospace Recommended Practice. Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveform: SAE ARP 5412A[S]. USA: SAE Aerospace, 2005:18-23.

[12] 刘琳. C919试飞供电系统闪电防护仿真研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2017.
LIU Lin. Simulation and research of lighting protection on power supply system for flight test of C919 airplane[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)

[13] Sun C, Zhang M. Simulation design of harness protection against lightning for aircrafts [C]//2014 International Conference on Lightning Protection (ICLP):IEEE Press, 2014:27-34.

[14] Song S, Gao C, Guo Y, et al. Study of numerical simulation of aircraft lightning zoning based on CST software [C]// 2011 Second International Conference on Mechanic Automation and Control Engineering (MACE):IEEE Press, 2011:87-90.

[15] Zhang Min, Huang Zhiyong. Transient current burst analysis induced in cable harness due to direct lightning strike on aircraft [C]//2010 Asia-Pacific Symposium on Electromagnetic Compatibility (APEMC). China:IEEE Press, 2010:34-39.

[16] Michielsen B, Issac F, Aguilera P, et al. Macro-modelling of lightning strokes on aircraft[C]//2014 XXXIth URSI General Assembly and Scientific Symposium (URSI GASS). China:IEEE Press, 2014:23-29.

[17] 刘杰,张亚明,雷剑梅,等. 汽车电磁辐射抗扰仿真模型的简化[J]. 安全与电磁兼容,2015(2):65-69.
LIU Jie, ZHANG Yaming, LEI Jianmei, et al. Vehicle model simplified method of electromagnetic radiation immunity simulation[J]. Safety and EMC, 2015(2):65-69. (in Chinese)

[18] 郭高欢. 电子设备电磁仿真中加强筋的简化方法研究[D]. 西安:西安电子科技大学,2014.
GUO Gaohuan. Research on simplifying the stiffeners on electronic of electromagnetic simulations[D]. Xi′an: Xidian University, 2014. (in Chinese)

[19] Gutierrez G G. Influence of geometric simplifications on lightning strike simulations[J]. Progress In Electromagnetics Research, 2018, 83:15-32.

(编辑:刘 亮)