

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2024.02.011

机械连接渐进损伤分析方法与应用

江蕊伶* 方 阳 李三平

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘 要: 铆钉/螺栓连接是飞机结构中最常用的机械连接方式,其结构的破坏往往也发生在紧固件及附近结构,其中以剪切失效最为常见。本文采用三维模型非线性有限元分析得到紧固件的非线性刚度,将其引入到实际结构分析所采用的壳单元结合 fastener 单元的模型中,计算所得的钉载与三维细节模型一致。此外,将三维模型的建模、计算和钉刚度提取过程进行了参数化的自动编程处理,解决了工程计算中大批量紧固件刚度计算的效率问题。最后,将整套数值分析法应用到实际飞机结构破坏试验的数值仿真中,对复杂的渐进损伤过程进行了研究,数值计算与试验结果基本吻合,表明该方法对复杂飞机结构破坏机理的分析具有重要的工程参考价值。

关键词: 机械连接;剪切失效;有限元分析;渐进损伤;数值仿真

中图分类号: V215

文献标识码: A

OSID:



0 引言

飞机机体结构的绝大部分零件通过铆钉/螺栓等紧固件连接组合在一起。目前用于飞机结构精细化仿真的有限元模型多采用 NASTRAN 的 CWELD/CFAST 单元,或者 Abaqus 的 FASTNER 单元模拟紧固件,单元属性通常定义为线弹性^[1],刚度计算采用理论分析、工程经验公式、试验数据拟合和有限元等方法^[2-4]确定。在进行结构的极限承载能力分析研究时,单钉钉载通常会超过其弹性极限,从而导致在钉群中载荷出现重新分配的情况。若此时再按照紧固件线弹性刚度计算出来的钉载进行评估,得到的强度结论是非常保守的,因此需要在失效分析中引入紧固件的非线性刚度,才能对紧固件承载、塑性、破坏的过程进行较为准确的数值仿真。

国内外学者针对连接区域钉载分布进行了大量的研究。张震等采用了解析方法来计算钉载分布^[5],Johan 采用三维有限元模型研究了多钉单剪钉载分布^[6],赵美英采用二维有限元模型研究了多

钉载荷分配及影响因素^[7],吴存利等采用三维有限元模型研究了铆钉 p - δ 曲线有限元非线性数值分析方法^[8],但关于紧固件的非线性刚度以及渐进损伤对结构承载能力的影响的研究并不多。本文采用 Abaqus 软件建立了三钉单剪的三维有限元模型,考虑了连接件之间的接触及材料的弹塑性,通过非线性计算得到全载荷历程的紧固件刚度。通过将计算得到的弹性阶段的柔度值与理论分析、工程经验公式计算结果进行对比,已验证了该有限元方法的可行性^[9]。但采用 Abaqus 手工建模方法计算紧固件的非线性刚度,在结构复杂或有限元模型比较大的时候,还需要分别对各种不同连接组合进行分析,出现重复建模分析的情况,效率低下,不利于后续结构强度的评估。

本文基于 Abaqus 软件形成的参数化建模方法,将三维模型分析的紧固件刚度曲线数据应用到二维壳单元模型中,采用三钉单剪模型和实际结构试验数据进行验证。最后,采用数值方法对复杂结构破坏试验中发生的钉载弹塑性重新分布以及钉断裂所引起的渐进损伤进行了非线性数值仿真,有限

* 通信作者. E-mail: jiangruiling3@comac.cc

引用格式: 江蕊伶,方阳,李三平. 机械连接渐进损伤分析方法与应用[J]. 民用飞机设计与研究,2024(2):69-74. JIANG R L, FANG Y, LI S P. Method and application for graduate damage of mechanical connections[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2024(2):69-74(in Chinese).

元计算结果与理论预期以及试验数据吻合良好。

1 参数化计算分析紧固件刚度

1.1 参数化建模方法

飞机结构中存在多种结构/紧固件排列组合情况,工程分析对计算效率要求较高。在标准材料库和紧固件库的基础上,本文对有限元建模、计算以及刚度提取方法^[9],运用 Abaqus Python 脚本语言编程,固化了紧固件刚度计算的方法和流程,解决了工程分析中大量紧固件非线性刚度计算的需求^[10]。参数化建模及计算分析流程如图 1 所示。

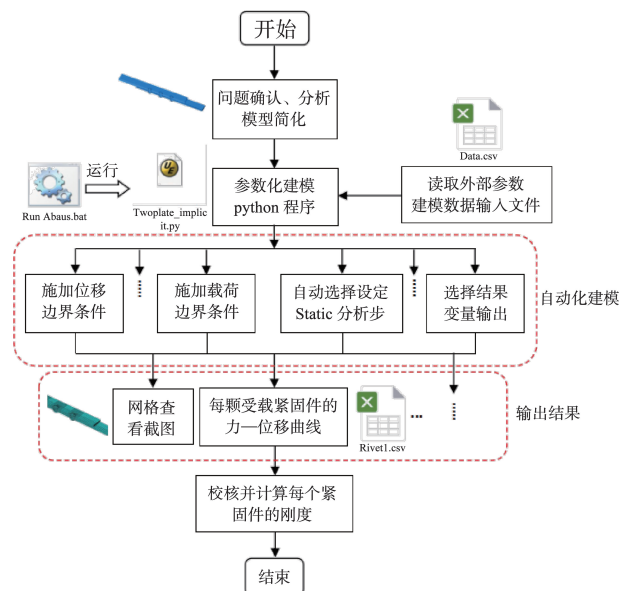


图 1 参数化建模及计算分析流程图

如图 2 所示,针对单剪搭接拉伸试样模型,建立了一套参数化建模及计算分析程序模板,采用 1/2 对称模型进行分析。分析过程中考虑材料的弹塑性及接触等非线性因素,忽略摩擦影响。其中紧固件的几何尺寸信息按照牌号可从标准库读取。对于铆钉,假设上、下墩头对称;对于螺栓,八角形钉头和螺母简化为圆形。

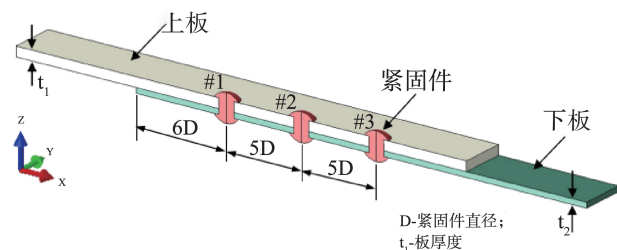


图 2 三钉单剪模型结构示意图

1.2 材料参数及边界条件

上下板、紧固件的材料弹性参数如表 1 所示,基本材料参数来源于 MMPDS-06^[11];

表 1 材料参数

零件名称	厚度/直径/mm	弹性模量 E/MPa	泊松比 μ
上板	3.0	71 708	0.33
下板	1.6	70 967	0.33
紧固件	4.76	73 800	0.33

在下板的右端 (X 方向) 施加拉力。对称面部位采用对称边界条件设置,平板两侧约束 Z 方向自由度,上板左侧约束所有平动自由度。非线性刚度曲线数据的提取原理与文献[1]中一致。

2 精细模型中非线性钉刚度的引入

2.1 钉载分配

参照实际工程计算中使用的精细模型^[12]的建模方法,建立如图 3 所示的壳单元模型。铆接的两块板采用 S4R 单元^[13],材料、载荷与边界条件与三维有限元模型相同。铆钉采用三个 Fastener 单元。

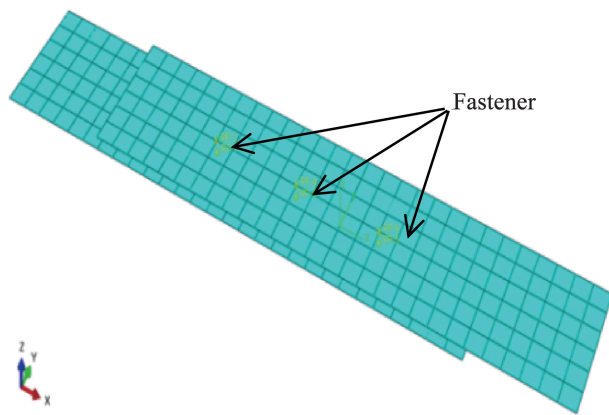


图 3 壳单元有限元模型

定义铆钉的 Connector Section 时,采用其中的 bushing 来模拟。bushing 具有六个自由度,两个剪切刚度采用三维模型的计算结果,其他 4 个刚度按梁理论估算。

以三维模型为基准,对比简化后的壳元模型的钉载分配系数,如表 2 所示。可以看出简化后壳元模型与三维基准模型的结果基本一致。

表 2 钉载分配比较

方 法	R1	钉载分配比例 R2	R3
三维弹塑性模型	32.9%	31.3%	35.8%
非线性 fastener	31.8%	31.6%	36.6%
误 差	3.1%	1.0%	1.9%

2.2 紧固件弹塑性及渐进损伤模拟

将紧固件的弹塑性刚度曲线引入到非线性 Fastener 元中^[14],同时,将该曲线的载荷上限设定为钉的许用剪力,采用刚度折减的方法模拟紧固件断裂后的载荷释放。三颗钉在高载(17 136 N)下的计算结果如图 4 所示。图中 Rivet1 为第一颗铆钉,Rivet2 为第二颗铆钉,Rivet3 为第三颗铆钉。

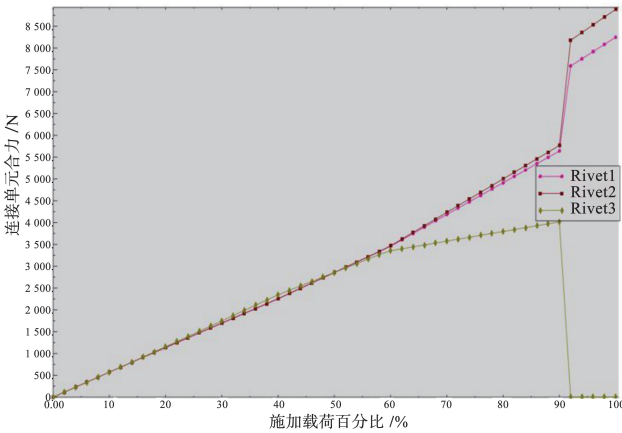


图 4 钉载变化趋势图

在 60% 载荷以前,三颗铆钉钉载线性增加;之后 3 号铆钉进入塑性,钉载增加明显滞后;当载荷增加到 90% 后,3 号铆钉断裂并卸载,1、2 号铆钉钉载迅速增加。钉载变化与预期一致。

3 复杂结构紧固件渐进损伤模拟

3.1 试验介绍

为研究某型号飞机龙骨梁部段结构的破坏损伤机制,曾进行过图 5 所示的结构静力破坏试验。试验件由龙骨梁两个盒段、后延伸段及部分机身蒙皮组成,盒段前端设计有加强盒,在后延伸段上的两个框上端分别设计有槽型铝型材加强。试验件结构及支持条件示意图如图 5 所示。图中 M_x 、 M_y 和 M_z 分别代表绕 X、Y、Z 坐标轴的扭转力矩。

现场试验件上端固定,下端通过作动筒进行加载,约束及加载系统如图 6 所示。

破坏后,试验件后延伸段上缘条和腹板发现失

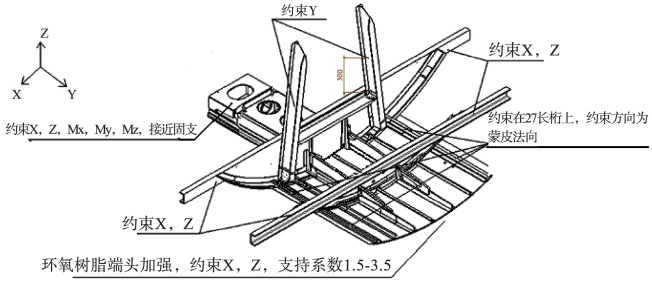


图 5 试验件结构及支持条件示意图

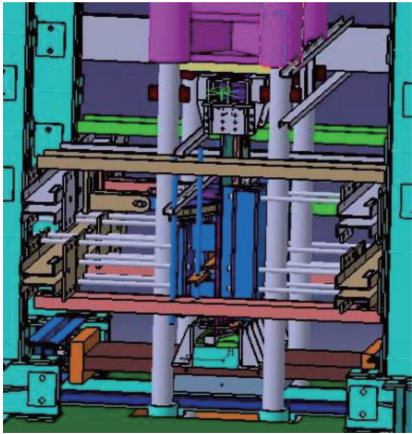


图 6 试验加载总体设计方案示意图

稳破坏,两侧上缘条和腹板对称向外侧鼓出,如图 7 所示。拆卸后发现多个铆钉及高锁螺栓断裂,最终试验件在 103% 极限载荷时破坏。



图 7 龙骨梁后延伸段失稳破坏照片

3.2 仿真结果及对比

参照文献[12]中的建模方案对试验件进行精细有限元建模:结构件采用 S4R 壳单元建模,单元尺寸 10 mm,盒段中间的圆形开口处采用 B31 梁单元模拟孔边加强,紧固件采用 Fastener 进行模拟。此外,在高应力区补充材料的弹塑性定义,试验件

的精细有限元模型共包括 55 902 个单元,其中 330 个紧固件单元,含 32 个非线性紧固件单元,剪切刚度采用三维体元计算。

首先进行线弹性分析以验证模型。载荷达到 40% 极限载荷时应力如图 8 所示,可以看出结构的左右两侧的应力分布基本一致,重点关注部位龙骨梁后延伸段上、下缘条以及腹板的位置应力较大,与实测应变片的对比如表 3 所示,最大误差 5%。放大变形效果后,可以发现后延伸段有向外侧翻的趋势,与最终屈曲失稳形式一致。

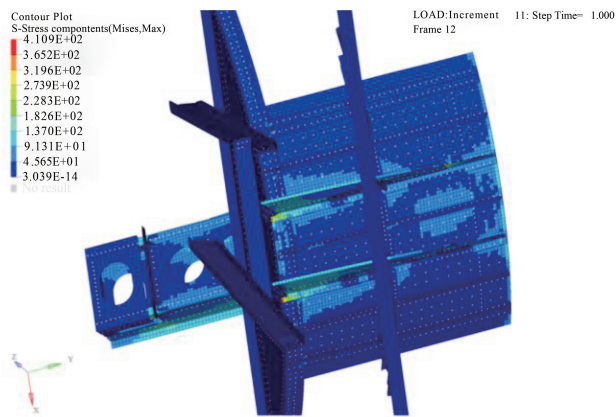


图 8 40% 极限载荷试验件应力云图

表 3 后延伸段应变值对比

位 置	片 号	理论值	实测值	误 差
左侧上缘条	14031	-1 367	-1 306	5%
左侧下缘条	2804901	-1 280	-1 280	0%
右侧上缘条	24031	-1 371	-1 442	-5%
右侧下缘条	2804902	-1 277	-1 253	2%

施加 120% 极限载荷,采用 Standard 求解器进行非线性计算。计算到 52% 极限载荷时,后延伸段上缘条迅速侧翻,结构失稳,局部应力迅速增加并进入塑性,实测失稳点为 50% 左右;计算到 116% 极限载荷时,由于过大的塑性变形导致求解发散,该理论承载能力与试验值 103% 相差 13%。需要说明的是,模型中目前尚未引入壳单元的失效机制,试验中结构本身的撕裂未能模拟,这是计算承载能力高于试验值的主要原因。试验件在 100% 极限载荷下的应力结果和变形状态如图 9 所示。

铆钉的破坏过程是本次计算的重点,区后延伸段下缘条内侧与机身蒙皮连接的部分铆钉及高锁螺栓断裂情况见图 10。分析中第一颗铆钉断裂发

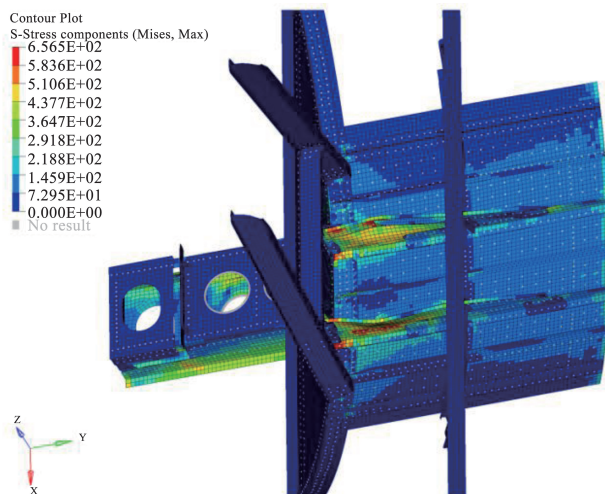


图 9 100% 极限载荷情况试验件应力云图

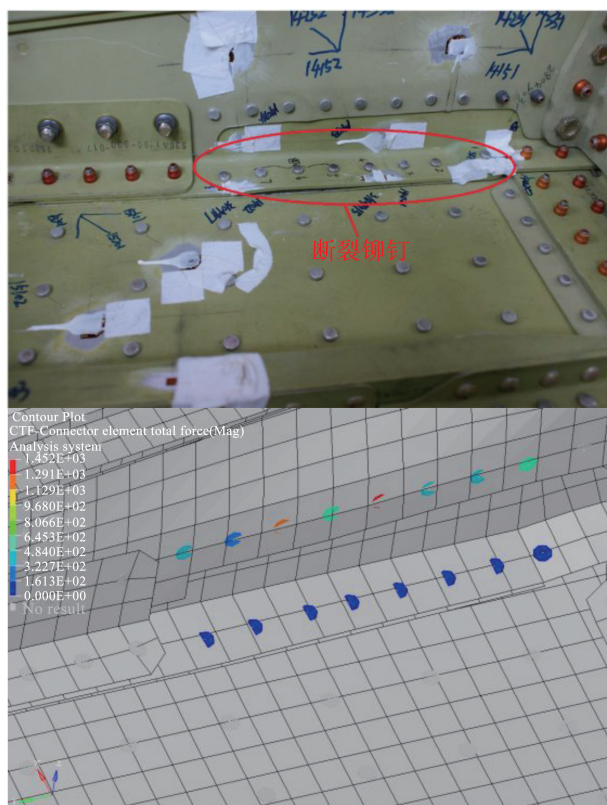


图 10 铆钉断裂对比图

生在 47%,位置为图 10 中的蓝色铆钉(钉载为零,显示断裂)右边第一颗,试验中第一次断裂声响发生在 65%,第一颗钉断裂前附近应变片数值最高。分析在 100% 载荷下共有 8 颗铆钉断裂,与实测一致。这 8 颗钉的钉载变化过程如图 11 所示。图中 Rivet1-L、Rivet2-L……Rivet8-L 分别为龙骨梁后延伸段的 8 颗断裂铆钉。

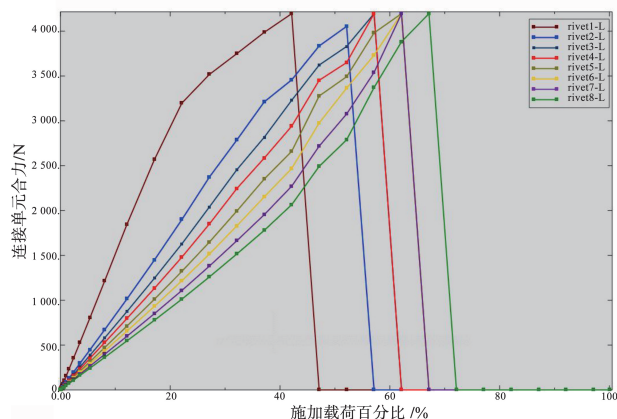


图 11 铆钉钉载变化曲线

分析中所采用的多项输入数据,如材料的屈服极限和紧固件的许用载荷,都是在大量试验数据基础上的统计值,无论是 A 基准还是 B 基准都偏保守,这造成计算所得铆钉断裂载荷早于实际结构。但是,本模型的分析,还是很好地模拟了结构屈曲失稳、钉群载荷重新分布、紧固件渐次断裂等复杂非线性现象,其价值不仅在于预测结构失效载荷的下限和失效位置,更在于揭示初始破坏发生后,内载重新分布,再平衡,再破坏,直至最终完全丧失承载能力的过程,为优化结构的细节设计提供了理论依据。

4 结论

本文结合三维实体和二维壳元有限元模型,采用非线性有限元方法,对飞机结构中大量使用的紧固件的建模与分析方法进行了研究,结论如下:

1) 将完整的紧固件非线性剪切刚度曲线,应用于壳元模型的失效仿真当中;

2) 利用 Abaqus 参数化建模方法,编制了一套计算紧固件非线性剪切刚度的有限元模型程序,满足了实际工程分析中大批量紧固件计算的需求,同时与简化后的壳元模型的钉载分布进行了对比验证;

3) 综合上述成果,应用于实际复杂结构的失效分析当中,对结构屈曲失稳及紧固件渐进损伤等高度非线性过程进行了仿真分析,计算结果与试验所得吻合良好,为结构渐次损伤过程的深入研究提供了一套有效的数值方法。

参考文献:

- [1] 陈海欢,刘汉旭,李泽江. 飞机结构多钉连接有限元计算与分析[J]. 航空工程进展,2012,3(4):457-462.
- [2] 廉铁江,黄其青,殷之平,等. 飞机结构紧固件柔度计算公式研究[J]. 机械强度,2014,36(4):555-559.
- [3] 舒怀,李亚智,刘向东,等. 紧固件连接柔度的解析与试验研究[J]. 工程力学,2013,30(3):470-475,480.
- [4] 唐兆田. 对紧固件连接结构中紧固件柔度系数的研究[J]. 科学技术与工程,2012,12(9):2178-2182,2192.
- [5] 张震,吕国志,文潘涛,等. 多钉连接复合材料板钉传载荷的估算[J]. 科学技术与工程,2007,10(7):2197-2200.
- [6] EKH J, SCHON J. Load transfer in multirow, single shear, composite-to-aluminium lap joints[J]. Composites Science and Technology,2006,66(7-8):875-885.
- [7] 赵美英. 复合材料机械连接失效分析及强度影响因素研究[D]. 西安:西北工业大学,2006.
- [8] 吴存利,张国凡. 铆钉载荷变形曲线有限元数值分析[J]. 机械科学与技术,2014,33(8):1272-1276.
- [9] 江蕊伶,李三平. 机械连接刚度的三维有限元分析方法研究[C]//中国数字仿真联盟. 第十五届中国CAE工程分析技术年会论文集. [出版地不详:出版者不详],2019:340-343,355.
- [10] 方阳. 基于 ABAQUS 的紧固件非线性柔度参数化数值分析方法研究[J]. 塑性工程学报,2020,27(2):192-197.
- [11] FAA. Metallic materials properties development and standardization:MMPDS-06[M]. [S.l.]: Battelle Memorial Institute,2011:397-705.
- [12] 黄勇,李三平. 民用飞机结构强度设计中的全机精细有限元分析技术及其应用[J]. 计算机辅助工程,2018,27(3):35-38,53.
- [13] 王贤宙,王长武,郑君. 典型连接方式仿真建模方法研究[J]. 电子机械工程,2012,28(1):59-64.
- [14] 刘兴科,李亚智,刘向东,等. 金属和复合材料多钉连接钉载分配研究[J]. 航空工程进展,2011,2(2):193-198.

作者简介

江蕊伶 女,硕士,工程师。主要研究方向:飞机结构强度设计。E-mail: jiangruiling3@comac. cc

方阳 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机结构强度设计。E-mail: fangyang1@comac. cc

李三平 男,博士,研究员。主要研究方向:飞机结构强度设计。E-mail: lisanping@comac. cc

Method and application for graduate damage of mechanical connections

JIANG Ruiling* FANG Yang LI Sanping

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: Riveting and bolting are the most common mechanical connections in an aircraft structure. The structure failure usually initiates around a connection and shear is the most common failure mode. Using nonlinear FEA of a 3D detailed riveted plate Abaqus model, the calculated non-linear rivet stiffness was then incorporated in a fine shell model, which is to be used in real structure analyses, with rivets modeled using Abaqus fastener elements. Results indicated that the calculated rivet forces were equivalent to those from the 3D detailed model. A program for parameterized 3D modeling, analysis and stiffness extraction was developed for the efficiency requirement in engineering analyses of large deal of connections. Finally, the proposed method was utilized in a numerical simulation of a destroy test of an actual aircraft structure. The calculation results show satisfactory match with test results, indicating the important engineering investigation value of the proposed method for numerical study of the failure mechanism of complex aircraft structures.

Keywords: mechanical connection; sheer failure; finite element analysis; graduate damage; numerical simulation

* Corresponding author. E-mail: jiangruiling3@comac.cc