

DOI: 10.11835/j.issn.2096-6717.2021.119



开放科学(资源服务)标识码 OSID:



受压 T 肋加劲板翼缘的局部稳定性

赵秋¹, 陈鹏¹, 林楚², 陈友杰¹, 黄冠铭¹

(1. 福州大学土木工程学院, 福州 350108; 2. 福州市城乡建总集团有限公司, 福州 350108)

摘要:为研究 T 形肋加劲板翼缘的受压局部稳定性, 考虑翼缘宽厚比的变化, 设计制作 5 个 Q345 和 4 个 Q420 钢材强度的焊接 T 形肋加劲板试件进行翼缘局部稳定轴压试验, 并建立有限元模型进行验证, 分析不同材料本构、简化焊接残余应力、局部初始几何缺陷对其受力性能的影响, 得到翼缘局部稳定简化计算公式。结果表明: 翼缘局部稳定试件与有限元模型均在翼缘 1/2 高度附近发生局部屈曲破坏, 翼缘宽厚比越大, 试件出现局部屈曲变形越早。有限元计算模型采用理想弹塑性本构模型模拟, 随着翼缘相对宽厚比增大, 残余应力的计入降低了构件轴向刚度; 所有板件均计入局部初始缺陷时的稳定系数最小。采用三次多项式拟合的翼缘局部稳定简化公式曲线与欧洲规范曲线的趋势较为接近, 而采用 Perry 公式拟合的曲线与中国、美国规范曲线的趋势较为接近。不同钢材强度拟合的公式曲线趋势基本一致, 可以推荐采用 Perry 公式拟合的曲线进行计算。

关键词: T 形肋加劲板; 翼缘; 局部稳定试验; 残余应力; 初始几何缺陷

中图分类号: U448.36; TU391 **文献标志码:** A **文章编号:** 2096-6717(2023)03-0065-14

Local stability of flange of T-rib stiffened plates under compression

ZHAO Qiu¹, CHEN Peng¹, LIN Chu², CHEN Youjie¹, HUANG Guanming¹

(1. School of Civil Engineering, Fuzhou University, Fuzhou 350108, P. R. China; 2. Fuzhou Urban & Rural Construction General, Fuzhou 350108, P. R. China)

Abstract: In order to examine the flange local stability of T-rib stiffened plates under compression, considering the variation of flange width thickness ratio, T-rib stiffened plates with Q345 strength (5 pieces) and Q420 strength (4 pieces) were fabricated to carry out the local stability axial compression test, and the finite element (FE) models were established to compare with the test. The influence of different material constitutions, simplified welding residual stresses and local initial geometric imperfections on the mechanical properties of the flange were analyzed. The simplified calculation formula for the local stability of the flange was obtained. The results show that both the test and the FE model are subjected to the local buckling failure near the flange height of 1/2, and the larger the flange width-thickness ratio is, the earlier the specimen comes to local buckling failure. The FE models are simulated by an ideal elastic-plastic constitutive model. With increase of the relative flange width-thickness ratio, the axial stiffness of the component decrease because of the inclusion of residual stress. The coefficient of stability is smallest when local initial imperfections are included. The curve of the

收稿日期: 2021-02-25

基金项目: 国家自然科学基金(51478120, 51108087)

作者简介: 赵秋(1976-), 男, 博士, 教授, 主要从事钢桥研究, E-mail: zhaoqiu@fzu.edu.cn。

Received: 2021-02-25

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (No. 51478120, 51108087)

Author brief: ZHAO Qiu (1976-), PhD, professor, main research interest: steel bridge, E-mail: zhaoqiu@fzu.edu.cn.

simplified formula for the flange local stability fitted by cubic polynomial is close to the trend of the Eurocode curve, while the curve fitted by Perry formula is close to the trend of the Chinese and American standard curves. The trend of formula curves fitted with different steel strengths is basically the same, which can be calculated by Perry formula for a safer result.

Keywords: T rib-stiffened plate; flange; local stability test; residual stress; local initial geometric imperfection

T形肋加劲板是钢结构桥梁一种重要的加劲板件,在实际工程中多处采用T肋加劲板的结构形式。与U形肋加劲板相比,T形肋能够更好地随曲线线形弯曲并保持较高的抗弯性能,而与板肋相比,又具有更大的抗弯和抗扭刚度,如T形肋加劲板应用于法国韦里耶尔高架桥钢箱梁的顶底板,以适应高架桥的弯曲^[1];上海崇启大桥钢箱梁腹板的横肋采用了T形肋,以提供更大的抗弯刚度^[2];卢浦大桥桁架拱肋中采用T形加劲肋,以提供比板肋更大的抗压性能^[3]。因此,选择相对板肋加劲板更复杂的T形肋加劲板设计,往往是由于需要承受更大的轴向压力,在这种情况下,T形肋加劲板受压稳定问题更加突出^[4-5]。

目前,针对T形肋加劲板受压稳定的研究有限,且未对其组成的子板件翼缘进行更加深入的分析。如Choi等^[6]对T形肋开口加劲板的非弹性屈曲特性进行了试验研究,证明T形截面的纵向加劲肋对局部屈曲具有更好的抵抗力。傅学怡等^[7]基于钢板弹性理论,通过对大宽厚比矩形钢管柱的算例数值分析,提出了钢管混凝土柱内设置T形加劲肋的设计方法。Sadamoto等^[8]通过算例数值模拟和有限元验证相结合的方法,研究了T形肋破坏时3种不同的屈曲模态,研究发现,当T形肋子板件宽厚比均较大时,翼缘的局部屈曲行为更加明显。T肋翼缘与被加劲板、T肋腹板等四边简支^[9-10]有所不同,由于两端有横隔板的支承,而在翼缘的板面法向与腹板连接,T形肋翼缘可视为三边简支一边自由的板件,因此,在相同宽厚比条件下更容易发生局部屈曲破坏。如Mukherjee等^[11]在考虑横截面残余应力分布的情况下,对T形肋加劲板翼缘的屈服应力的影响因素进行了有限元分析,发现翼缘的残余压应力约占屈服应力的25%。Shin等^[12]在考虑残余应力和几何缺陷的影响下,研究了T肋加劲板的极限应力分布,发现翼缘板的局部非弹性屈曲效应是导致板件系统最终失效的原因。

在上述研究中,未对三边简支的T肋翼缘的局部稳定性展开详细分析。随着翼缘宽厚比的增大,此时加劲板的局部稳定破坏通常是翼缘先发生局部屈曲,而且局部稳定的研究是其整体稳定或整

体与局部相关稳定研究的基础。因此,笔者对T肋加劲板中组成板件的翼缘局部失稳进行试验研究,再利用已验证的有限元模型进一步分析相关影响因素,并提出对应的计算方法,为T形加劲肋翼缘的受压稳定设计提供参考。

1 翼缘局部稳定试验

1.1 试件设计

T肋加劲板试件截面尺寸综合考虑了目前常用的截面,将被加劲板厚度较保守地取为16 mm,避免其提前失稳;腹板厚度取10 mm,结合《公路钢结构桥梁设计规范》(JTGD64—2015)^[13]中加劲板的尺寸规定,宽厚比均取为20,以避免腹板提前失稳;翼缘宽厚比从接近规范限值开始,由小到大变化,以研究翼缘的局部失稳破坏。试件长度参照文献[14]中的建议,取最大子板件宽度的3倍。由此,所设计的翼缘局部稳定试件截面如图1所示,改变翼缘板宽、板厚以及试件长度,试件参数见表1。试件材料选取当今中国钢桥建设中常用的Q345和Q420两种钢材强度。

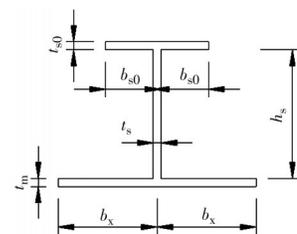


图1 翼缘局部稳定试件横截面

Fig. 1 Cross section of local stability specimen of flange

制作T肋加劲板局部稳定试验的材性拉伸试件。根据现行金属材料室温拉伸试验方法(GB/T228—2002)^[15],设计制作板厚为6、8、10、12、16 mm的Q345钢材强度的标准拉伸试件与8、10、16 mm的Q420钢材强度的标准拉伸试件,在试件中心设置应变花,得到试件实际屈服强度平均值分别为382、443 MPa,抗拉强度平均值分别为480.8、556 MPa,弹性模量平均值分别为 2.056×10^5 、 2.0067×10^5 MPa。

1.2 试验方案

1.2.1 边界处理 由于实际钢箱梁中被加劲板前后设置有横隔板、左右设置有加劲肋,如图2(a)所

表 1 翼缘局部稳定试件参数

Table 1 Parameter of local stability specimen of flange

试件编号	b_{s0}/mm	t_{s0}/mm	构件长度/ mm	被加劲板宽厚比 b_x/t_m	腹板宽厚比 h_s/t_s	翼缘宽厚比 b_{s0}/t_{s0}
Q3-hy11	80	8	240	12.5	20	10
Q3-hy12	100	8	300	12.5	20	12.5
Q3-hy13	120	8	360	12.5	20	15
Q3-hy21	120	6	360	12.5	20	20
Q3-hy22	120	10	360	12.5	20	12
Q4-hy11	80	8	240	12.5	20	10
Q4-hy12	90	8	300	12.5	20	11.3
Q4-hy13	120	8	360	12.5	20	15
Q4-hy21	140	10	360	12.5	20	14

注:T肋间距 b_x 和腹板高度 h_s 均为 200 mm,被加劲板厚度 t_m 均为 16 mm,腹板厚度 t_s 均为 10 mm。

示,因此被加劲板可视为四边简支板,其计算简图如图 2(b)所示;同理,腹板有横隔板、被加劲板及翼缘板支承,同样可视为四边简支板;但是翼缘仅有腹板及两端横隔板支承,故视为三边简支板。此外,加劲板整体面外刚度远小于顺肋方向的刚度,可将其两端视为简支边界。

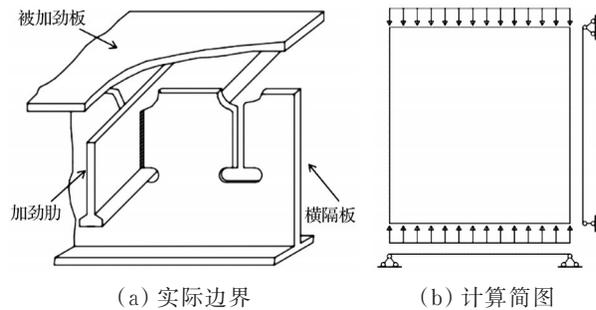


图 2 被加劲板边界约束条件

Fig. 2 Boundary constraint condition of stiffened plate

在此基础上,为了正确模拟局部稳定试件在轴压作用下的试验边界,将试件两端的板件嵌入带有凹槽的钢板内,保证试件均匀受压且不发生滑移,实现试件组成板件处于简支约束下。设计的开槽钢板的开槽略大于试件横截面尺寸,在其边缘位置开孔,保证螺栓可以穿过开孔与承压端板连接;承压端板则是在一块较厚的平整钢板上与开槽钢板相同开孔的位置制作带螺纹孔;开槽钢板和承压端板可以通过螺栓组成翼缘局部稳定限位装置,如图 3 所示。

1.2.2 加载方案 加载设备采用最大试验力为 10 000 kN 的电液伺服长柱压力试验机。在正式加载前应先进行预加载,预加载的荷载值为估算极限荷载值的 10%~20% 左右。在预加载过程中,通过

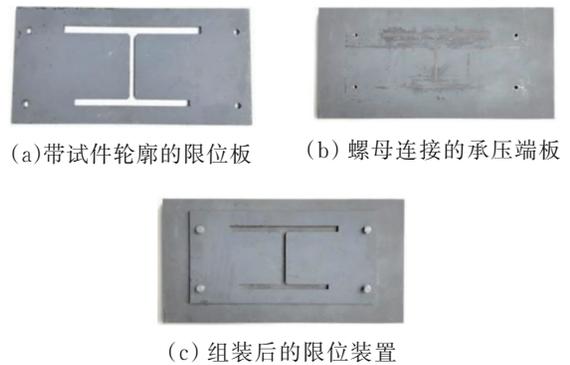


图 3 翼缘局部稳定试件限位装置

Fig. 3 Displacement limit device of local stability specimen of flange

应变片的读数监测试件是否均匀加载,若发现试件不均匀加载,则采用薄钢片对试件进行调整。预加载完成后卸去全部荷载,读数归零后开始正式加载。正式加载先采取荷载控制加载,每级加载值约为 100 kN。当荷载达到预估极限荷载的 60% 时,采用位移控制加载,加载速率 0.3 mm/s,逐步达到试件极限荷载。试件加载如图 4 所示。

1.2.3 测点布置与量测 翼缘局部稳定试件上的测点主要包括轴向位移测点和应变测点,应变测点

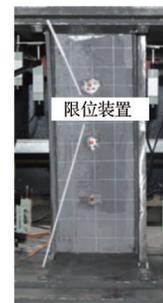


图 4 加载示意图

Fig. 4 Schematic diagram of loading

集中布置在翼缘上,测点布置如图 5 所示。在图示位置前后共布置 8 个 30 mm 量程的 YHD-30 型位移计,用以测试加劲板在荷载作用下的轴向位移。在试件纵向 $L/2$ 截面处的被加劲板和翼缘中心分别布置 BX120-1AA 应变片。在试件纵向 $L/4$ 、 $L/2$ 和 $3L/4$ 截面处的翼缘边缘,分别在内外侧布置 BX120-1AA 应变片。每一个翼缘局部稳定试件共需要 16 片 BX120-1AA 应变片。

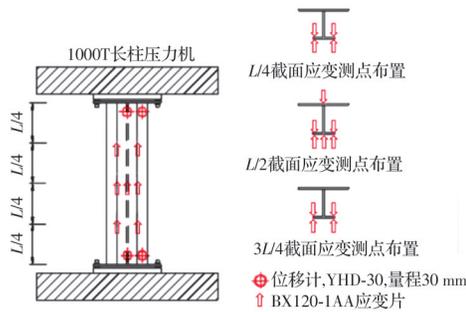


图 5 试件测点布置

Fig. 5 Test point layout of specimen

1.3 破坏现象分析

在描述试验现象之前,先对翼缘局部稳定试件变形部位和方向名称做统一规定,方向描述规定示意如图 6 所示。

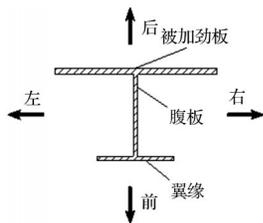


图 6 构件变形方向描述示意图

Fig. 6 Schematic diagram of description of component deformation direction

对于试件 Q3-hy11,当荷载达到 2 879.6 kN ($75.5\%N_d$, N_d 为峰值荷载)时,翼缘 $1/2$ 高度处产生向后凹陷的微小变形,见图 7(a);当荷载达到 3 604.3 kN ($94.5\%N_d$)时,翼缘的变形迅速增大,同时,被加劲板 $1/2$ 高度处产生向后凹陷的微小变形;当荷载达到峰值 3 814.8 kN ($100\%N_d$)时,翼缘和被加劲板 $1/2$ 高度有向后凹陷的明显变形,见图 7(b)。之后,荷载下降到 3 668.5 kN ($96.2\%N_d$) 左右时停止加载,试件达到最终破坏,见图 7(c)。

对于试件 Q3-hy12,当荷载达到 2 856.1 kN ($74.8\%N_d$)时,翼缘 $1/2$ 高度处产生向后凹陷的微小变形,见图 8(a);当荷载达到 3 457.3 kN

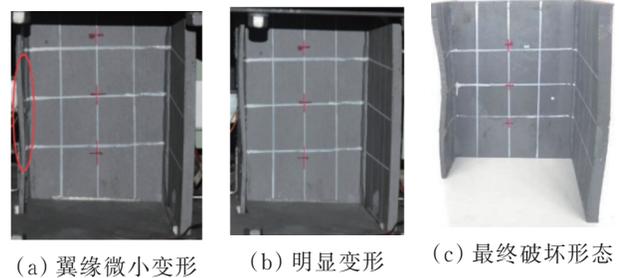


图 7 试件 Q3-hy11 的破坏形态

Fig. 7 Failure modes of Q3-hy11

($90.5\%N_d$)时,翼缘的变形增大,同时,被加劲板 $1/2$ 高度产生向前凸起的微小变形,见图 8(b);当荷载达到峰值 3 820.8 kN ($100\%N_d$)时,被加劲板 $1/2$ 高度处发展为向前凸起的明显变形。之后,荷载下降到 3 505.9 kN ($91.8\%N_d$)左右时停止加载,腹板 $1/2$ 高度处有向左凹陷的微小变形,试件达到最终破坏,见图 8(c)。

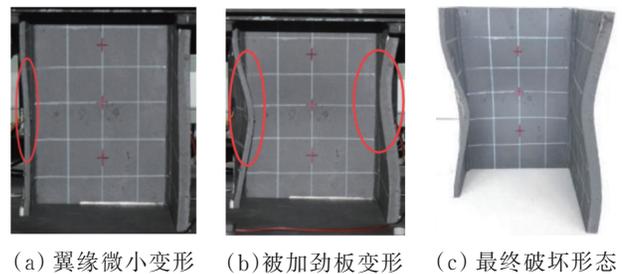


图 8 试件 Q3-hy12 的破坏形态

Fig. 8 Failure modes of Q3-hy12

对于试件 Q3-hy13,当荷载达到 2 688.4 kN ($72.5\%N_d$)时,翼缘 $1/3$ 高度处产生向后凹陷的微小变形,见图 9(a);当荷载达到 3 328.3 kN ($89.7\%N_d$)时,被加劲板 $1/2$ 高度处产生向前凸起的微小变形,见图 9(b);当荷载达到峰值 3 837.6 kN ($100\%N_d$)时,翼缘和被加劲板的变形发展为明显变形,腹板 $1/3$ 高度处有向左凹陷的微小变形。之后,荷载下降到 3 563.9 kN ($92.9\%N_d$)左右时停止加载,试件达到最终破坏,见图 9(c)。

对于试件 Q3-hy21,当荷载达到 2 428.9 kN ($68.0\%N_d$)时,翼缘 $1/2$ 高度处产生向后凹陷的微小变形,见图 10(a);当荷载达 3 143.5 kN ($88.0\%N_d$)时,翼缘的变形增大,同时,被加劲板 $1/2$ 高度处产生向前凸起的微小变形,见图 10(b);当荷载达到 3 572.8 kN ($100\%N_d$)时,达到峰值荷载。之后,试验机的加载平台因油压不稳开始上下抖动,

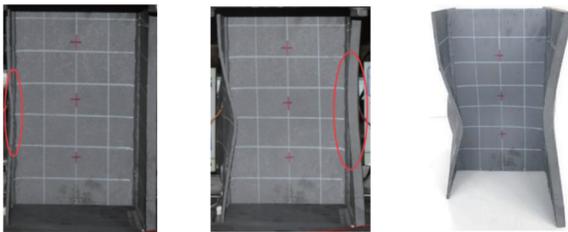


(a)翼缘微小变形 (b)被加劲板变形 (c)最终破坏形态

图 9 试件 Q3-hy13 的破坏形态

Fig. 9 Failure modes of Q3-hy13

荷载下降较快,轴向位移增加较快,当荷载下降到 3 095.2 kN(86.6% N_d)左右,停止加载,试件达到最终破坏,见图 10(c)。



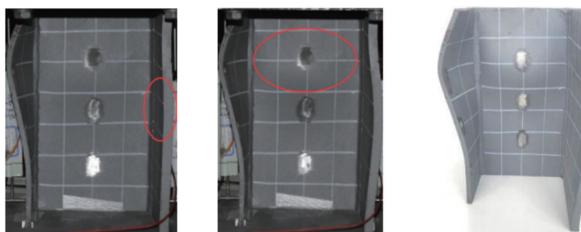
(a)翼缘微小变形 (b)被加劲板变形 (c)最终破坏形态

图 10 试件 Q3-hy21 的破坏形态

Fig. 10 Failure modes of Q3-hy21

对于试件 Q3-hy22,当荷载达到 3 209.1 kN(76.9% N_d)时,翼缘 2/3 高度处产生向后凹陷的微小变形;当荷载达到 3 801.6 kN(91.1% N_d)时,翼缘的变形迅速增大,同时,被加劲板 1/2 高度处产生向前凸起的微小变形,见图 11(a);当荷载达到峰值 4 172.5 kN(100% N_d)时,腹板 2/3 高度处产生向右鼓起的微小变形,见图 11(b)。之后,荷载下降到 3 890.5 kN(93.2% N_d)左右时停止加载,试件达到最终破坏,见图 11(c)。

对于试件 Q4-hy11,当荷载达到 3 512.8 kN

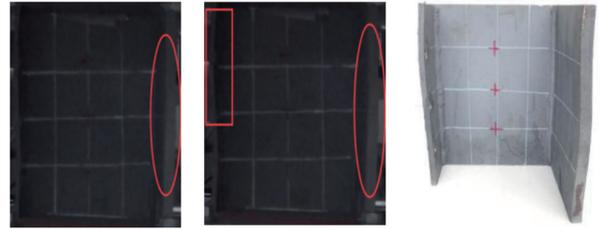


(a)被加劲板变形 (b)腹板变形 (c)最终破坏形态

图 11 试件 Q3-hy22 的破坏形态

Fig. 11 Failure modes of Q3-hy22

(79.7% N_d)时,翼缘 2/3 高度处产生向前凸起的微小变形;当荷载达到 4 171.3 kN(94.6% N_d)时,翼缘的变形逐步增大,同时,被加劲板 1/2 高度处产生向后凹陷的微小变形,见图 12(a);当荷载达到峰值 4 407.2 kN(100% N_d)时,翼缘和被加劲板的变形发展为明显变形,见图 12(b)。之后,荷载下降到 4 254.2 kN(96.5% N_d)左右时停止加载,试件达到最终破坏,见图 12(c)。

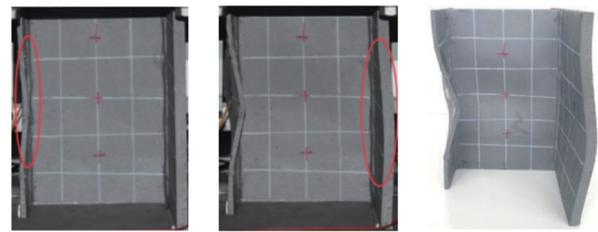


(a)被加劲板变形 (b)明显变形 (c)最终破坏形态

图 12 试件 Q4-hy11 的破坏形态

Fig. 12 Failure modes of Q4-hy11

对于试件 Q4-hy12,当荷载达到 3 302.1 kN(75.3% N_d)时,翼缘 1/2 高度处产生向后凹陷的微小变形,见图 13(a);当荷载达到 3 842.1 kN(87.7% N_d)时,被加劲板 1/2 高度处产生向后凹陷的微小变形,见图 13(b);当荷载达到峰值 4 382.9 kN(100% N_d)时,腹板产生向左的微小凹陷。之后,荷载下降到 4 211.7 kN(96.1% N_d)左右时停止加载,试件最终破坏,见图 13(c)。



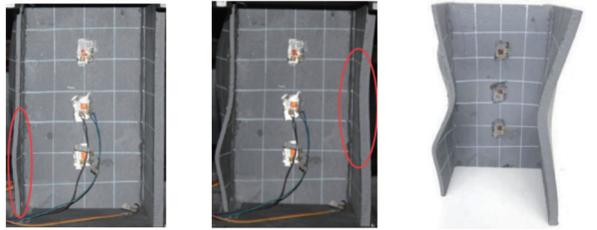
(a)翼缘微小变形 (b)被加劲板变形 (c)最终破坏形态

图 13 试件 Q4-hy12 的破坏形态

Fig. 13 Failure modes of Q4-hy12

对于试件 Q4-hy13,当荷载达到 3 284.7 kN(74.9% N_d)时,翼缘 1/3 高度处产生向前凸起的微小变形,见图 14(a);当荷载达到 3 997.8 kN(91.1% N_d)时,被加劲板 1/2 高度处产生向前凸起的微小变形,见图 14(b);当荷载达到峰值 4 385.8 kN(100% N_d)时,翼缘在 1/2 高度处开始出现向后

凹陷的微小变形,发生这种现象的原因可能是试件制作时几何缺陷较大,导致受力不均匀。之后,荷载下降到 4 107.0 kN(93.6% N_d)左右时停止加载,试件达到最终破坏,见图 14(c)。



(a) 翼缘微小变形 (b) 被加劲板变形 (c) 最终破坏形态

图 14 试件 Q4-hy13 的破坏形态
Fig. 14 Failure modes of Q4-hy13

对于试件 Q4-hy21,当荷载达到 3 763.8 kN (76.4% N_d)时,翼缘 1/2 高度处产生向前凸起的微小变形,见图 15(a);当荷载达到 4 514.1 kN (91.7% N_d)时,翼缘的变形逐渐增大,被加劲板 1/2 高度产生向后凹陷的微小变形,见图 15(b);当荷载达到峰值 4 923.8 kN(100% N_d)时,此时腹板 1/2 高度处开始出现向右鼓起的微小变形。之后,荷载下降到 4 587.5 kN(93.2% N_d)左右时停止加载,试件达到最终破坏,见图 15(c)。



(a) 翼缘微小变形 (b) 被加劲板变形 (c) 最终破坏形态

图 15 试件 Q4-hy21 的破坏形态
Fig. 15 Failure modes of Q4-hy21

综上所述,在接近规范限值时,由于翼缘板厚远小于被加劲板,而大于规范限值后,其相对刚度又较小,故所有试件均为翼缘先于腹板和被加劲板发生变形,进而引起试件的破坏。最早发生变形时的荷载为 0.68~0.75 倍极限荷载,变形位置大多位于翼缘 1/2 高度处(试件 Q3-hy11、Q3-hy12、Q3-hy13、Q3-hy21、Q4-hy12、Q4-hy21)或翼缘 2/3 高度处(试件 Q3-hy22、Q4-hy11)。造成这种现象的主要原因是试件初始几何缺陷幅值的位置不同。

1.4 试验结果与分析

为了方便对比不同尺寸的翼缘局部稳定试件的荷载-位移关系,将翼缘局部稳定试件的荷载和轴向位移分别除以试件实测横截面积和试件计算长度,得到平均应力和平均应变,其关系曲线见图 16。翼缘局部稳定试件开始发生局部屈曲时的平均应力和极限平均应力见表 2,宽厚比与极限平均应力关系见图 17。

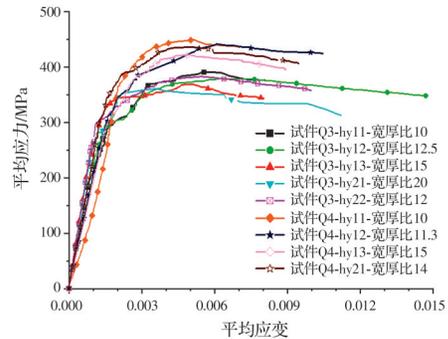


图 16 翼缘局部稳定试件平均应力-应变曲线
Fig. 16 Average stress-displacement curve of local stability specimens of flange

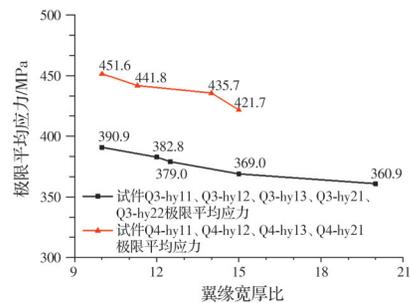


图 17 翼缘局部稳定试件宽厚比-极限平均应力曲线
Fig. 17 Width thickness ratio-limit average stress curve of local stability specimens of flange

从图 16 可以看出,翼缘局部稳定试件的平均应力-应变曲线均表现出相同的变化趋势,均经历了直线段、缓坡段、下降段 3 个主要阶段。其中,直线段时试件没有发生变形,平均应力和应变呈线性增长,应变变化较慢,即曲线斜率在弹性阶段基本保持不变;缓坡段开始时试件开始出现局部屈曲变形,试件轴向刚度开始下降,曲线的斜率将会随之减小,荷载逐步增加到承载极限,变形也逐步增大,平均应变增长较快,另外,在试件出现新的变形时,斜率会减小得更快;此后,下降段表现出明显的非线性特征,试件变形不断增大,曲线斜率为负,平均应力随着平均应变的增大而减小。

结合表 2 和图 16 可以看出,在相同宽厚比、不

表2 翼缘试件试验结果表

Table 2 Test results of flange specimen

试件编号	宽厚比			σ_{cr}	σ_u	σ_{cr}/σ_u	σ_u/f_y
	被加劲板	腹板	翼缘				
Q3-hy11	12.5	20	10	295.0	390.9	0.755	1.023
Q3-hy12	12.5	20	12.5	283.3	379.0	0.748	0.992
Q3-hy13	12.5	20	15	267.5	369.0	0.725	0.966
Q3-hy21	12.5	20	20	245.4	360.9	0.680	0.945
Q3-hy22	12.5	20	12	294.4	382.8	0.769	1.002
Q4-hy11	12.5	20	10	359.9	451.6	0.797	1.019
Q4-hy12	12.5	20	11.3	332.8	441.8	0.753	0.997
Q4-hy13	12.5	20	15	315.9	421.7	0.749	0.952
Q4-hy21	12.5	20	14	333.1	435.7	0.764	0.984

注:表中 σ_{cr} 为试验中开始发生局部屈曲时的平均应力,MPa; σ_u 为试验中测得的极限平均应力,MPa; f_y 为实测屈服强度,Q345强度试件取382 MPa,Q420强度试件取443 MPa。

同强度的条件下,材料强度越高,极限承载能力越大,极限承载力折减得越多。

在相同强度、不同宽厚比的条件下,宽厚比越大的试件,其极限平均应力越小,即相同材料强度的翼缘局部稳定试件,宽厚比越大,试件极限承载能力越小,越早发生屈曲,局部屈曲之后强度的提升空间越大。

2 有限元数值模拟方法验证

有限元模型采用4节点6自由度的SHELL181单元建立。根据材性试验结果,T形肋加劲板的有限元模型考虑材料非线性,采用多线性等向强化模型模拟大应变情况下多折线的应力-应变关系。由于实际试验中组合加载板较好地约束了试件端部的非轴向位移,因此,在有限元中将试件两端设置为固结支座约束。局部初始几何缺陷采用试件的一阶屈曲变形值按固定比例计入,由于试件局部初始几何缺陷较大,保守取 $\delta/b=1/100$ 。残余应力采用文献[16]中对于T肋加劲板残余应力的实测值,并以初始应力的形式引入,对每个单元的初始应力取该单元划分区域内残余应力的平均值,通过生成初应力文件后用ISFILE命令以初应力荷载导入模型。考虑结构几何非线性的影响,打开大变形分析开关NLGEOM。

2.1 破坏形式验证

判断有限元模型是否正确的一个重要指标是其破坏模式能否与试验中的破坏模式吻合。翼缘

局部稳定试件试验的破坏模式与极限荷载状态下的有限元变形云图和 von mises 应力云图的对比如图18所示。

从图18中的变形图可以看出,所有翼缘局部稳定试件的试验结果与有限元模型均先发生了翼缘的局部屈曲破坏,所有翼缘局部稳定试件均先是在翼缘1/2高度处及其附近位置发生了局部屈曲,然后在被加劲板1/2高度处及附近位置发生局部屈曲。从 von mises 应力云图中可以看出,翼缘局部稳定试件大部分位置达到了屈服强度,未达到屈服强度的范围随着翼缘宽厚比的增大而增加。试验与有限元的破坏模式吻合较好。

2.2 极限承载力与平均应力-应变曲线验证

图19为试验所得的平均应力-应变曲线与有限元结果的对比,以试件平均应变0.02为标准停止计算。从图19可以看出:在弹性阶段,试件平均应力-应变曲线与有限元得到的平均应力-应变曲线基本重合,表明在试验中试件处于较好的轴压状态。在非弹性阶段,试验试件达到极限平均应力时的极限平均应变大于有限元模型,即在试验过程中试件的轴向刚度减小得更快,轴向变形更大,有限元计算得到的所有试件极限平均应力均略小于试验得到的极限平均应力。此外,试验结果的延性均差于有限元模拟结果,原因是:有限元中采用的是简化的四折线本构模型,与试件实际的材性数值存在误差;实际试件的截面残余应力受到焊接、切割等多种因素的影响,不可能沿全长相同,进而导致其延性较差。

极限承载力为T形肋加劲板轴压构件最重要的性能指标。表3列出了翼缘局部稳定试件在试验中得到的极限平均应力与有限元中所得结果的对比。表中的 σ_u 、 σ_{fea} 分别代表试验、有限元模型所得的极限平均应力。从表3中可以看出,有限元所得的极限平均应力与试验中所得的极限平均应力吻合良好,有限元结果比试验结果平均略小3.88%,表明该有限元数值模拟方法的正确性。

3 受压T肋翼缘局部稳定性分析

3.1 计算模型尺寸参数拟定

基于已验证的数值分析模型,对T形肋加劲板翼缘的局部屈曲性能进行参数化分析,研究材料本构关系、焊接残余应力和局部初始几何缺陷对局部屈曲性能的影响。模型以一个宽厚比较小的标准尺寸为基准,横向建立3个相同的T形加劲肋,提取

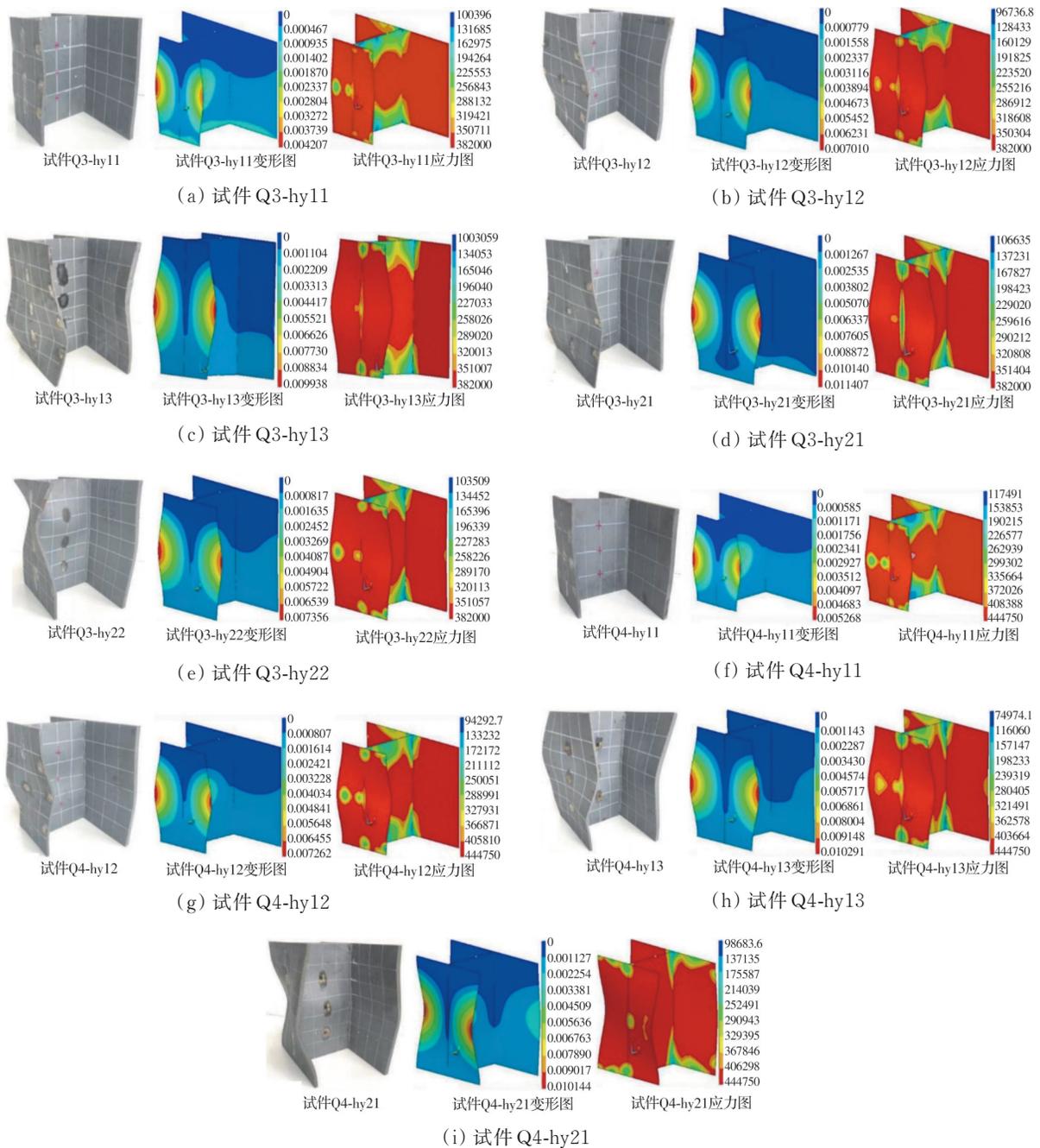


图 18 不同试件破坏模式与有限元破坏模式的对比

Fig. 18 Comparison of test failure modes and finite element failure modes of different specimens

翼缘板在极限承载力时刻的支反力并除以板件截面积得到极限平均应力,进行分析。

翼缘局部稳定计算模型包含 5 种模型尺寸,翼缘的宽厚比范围取 10~30,被加劲板的宽厚比保持 30 不变,腹板的宽厚比保持 30 不变。计算模型的长度取最大失稳子板宽的 3 倍。计算模型尺寸如图 20 和表 4 所示。

3.2 本构模型的影响

本构关系仅考虑 Q345 强度的情况。为对比不

同简化本构模型对数值模拟结果的影响,采用四折线本构模型、理想弹塑性模型、切线模量为 0.01 倍弹性模量的两折线本构模型(以下简称 1% 两折线模型)和切线模量为 0.03 倍弹性模量的两折线本构模型(以下简称 3% 两折线模型)分别进行建模计算。有限元模型暂不计入残余应力的影响。对于局部初始几何缺陷考虑仍取一阶屈曲模态下子板件板宽的 1/200。不同本构对试件稳定承载力的影响如图 21 所示,其中,稳定系数为试件极限平均应

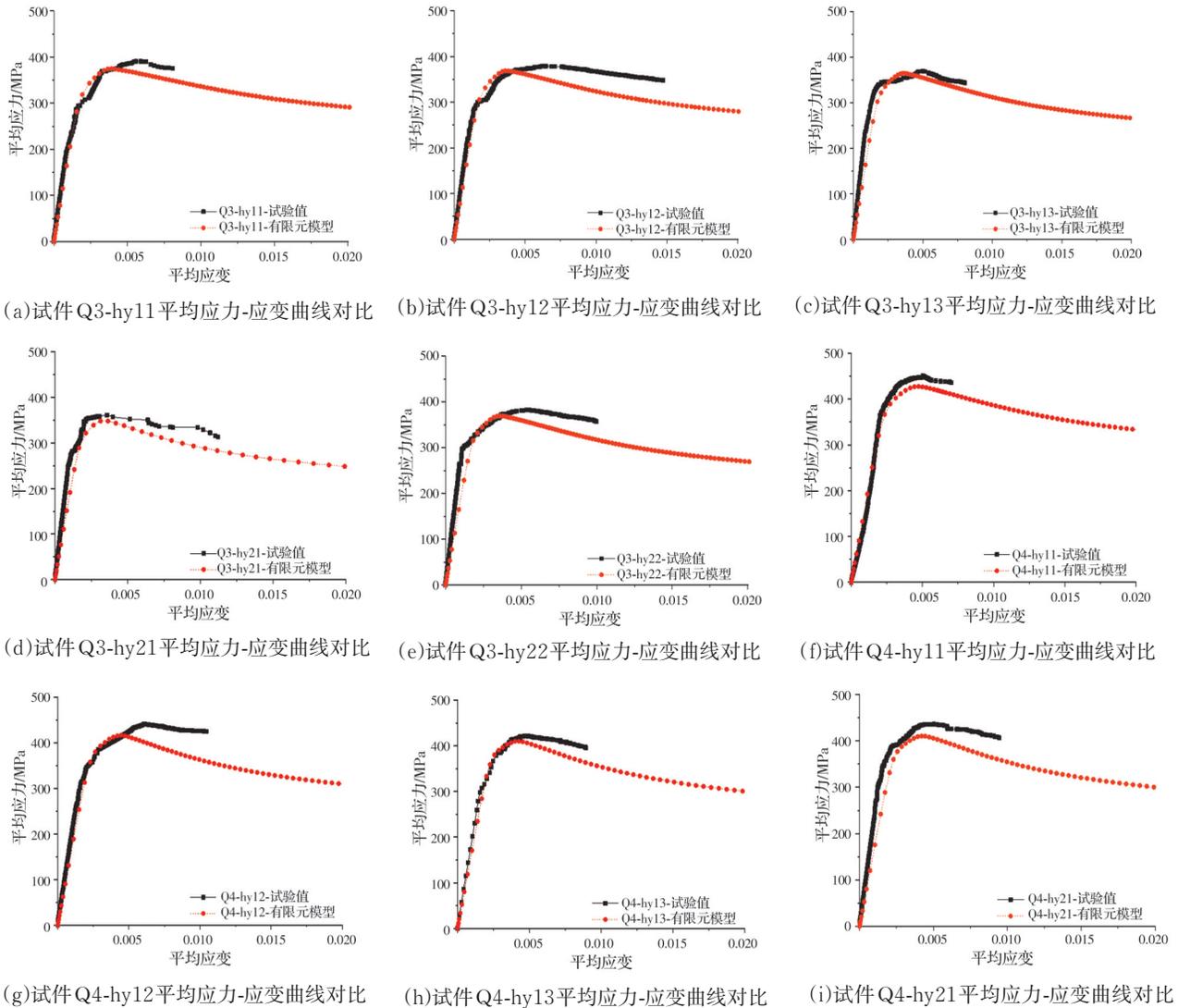


图 19 翼缘局部稳定试件平均应力-应变曲线对比

Fig. 19 Comparison of the average stress-strain curves of locally stabilized specimens of flange

表 3 有限元所得极限平均应力与试验结果对比
Table 3 Comparison of finite element limit average stress and test results

试件编号	σ_u	σ_{fea}	$[(\sigma_{fea} - \sigma_u) / \sigma_u] / \%$
Q3-hy11	390.9	374.6	-4.17
Q3-hy12	379.0	368.6	-2.74
Q3-hy13	369.0	364.3	-1.27
Q3-hy21	360.9	347.6	-3.69
Q3-hy22	382.8	369.7	-3.42
Q4-hy11	451.6	427.7	-5.29
Q4-hy12	441.8	416.5	-5.73
Q4-hy13	421.7	410.0	-2.77
Q4-hy21	435.7	410.2	-5.85
差值平均值			-3.88

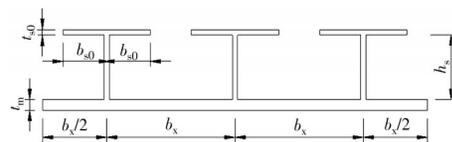


图 20 翼缘局部稳定计算模型横截面
Fig. 20 Cross section of flange local stability calculation model

表 4 翼缘局部稳定计算模型参数变化表

Table 4 Parameter of flange local stability specimen

试件编号	$b_x /$ mm	$t_m /$ mm	$h_s /$ mm	$t_s /$ mm	$b_{s0} /$ mm	$t_{s0} /$ mm	构件长度 $L /$ mm	翼缘宽厚 比 b_{s0} / t_{s0}
Y-10	600	20	300	10	80	8	240	10
Y-15	600	20	300	10	120	8	360	15
Y-20	600	20	300	10	160	8	480	20
Y-25	600	20	300	10	200	8	600	25
Y-30	600	20	300	10	240	8	720	30

力与屈服强度的比值。

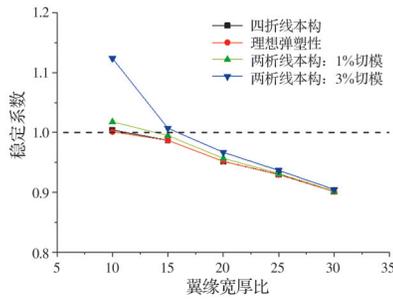


图 21 不同本构计算模型稳定系数对比

Fig. 21 Comparison of stability coefficients of different constitutive calculation models

从图 21 中可以看出,翼缘局部失稳计算模型采用理想弹塑性本构模型与采用四折线本构模型的稳定系数基本相同;而采用 1% 两折线本构模型的稳定系数略大于采用四折线本构模型,两者相差的比例随着失稳子板件宽厚比的增大而逐步减小;采用 3% 两折线本构模型的稳定系数均明显大于另外 3 种简化本构模型,与四折线本构模型的稳定系数相差的比例同样随失稳子板件宽厚比的增大而减小。因此,均采用理想弹塑性本构模型来计算局部稳定模型的稳定系数。

3.3 焊接残余应力的影响

3.3.1 简化残余应力分布与验证 通过盲孔法对 T 形肋加劲板的残余应力进行试验测试,并建立对应的有限元模型验证其数值模拟方法的正确性,计算模型对于残余应力采用以折代曲的简化方式^[16],如图 22 所示。利用残余应力的自平衡原理,在进行残余应力简化分布计算时,需要计算的主要参数是各块板件上应力拉-压过渡区内的拉应力分布长度、压应力分布长度以及板上的最大残余压应力。由此,翼缘的残余应力简化分布可通过式(1)解得相关参数。

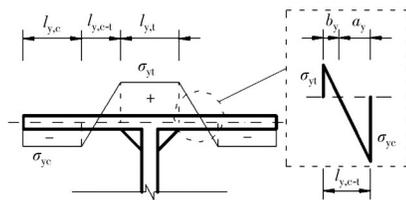


图 22 翼缘残余应力简化分布形式

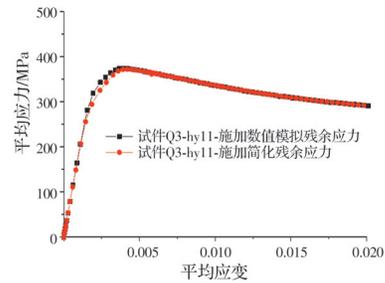
Fig. 22 Simplified distribution form of residual stress of flange

$$\frac{1}{2} \sigma_{yc} \cdot a_y + \sigma_{yc} \cdot l_{y,c} = \frac{1}{2} \sigma_{yt} \cdot b_y + \frac{1}{2} \sigma_{yt} \cdot l_{y,t} \quad (1)$$

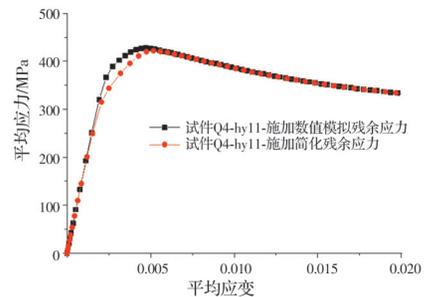
式中: σ_{yc} 为翼缘残余压应力值; σ_{yt} 为翼缘残余压拉力值; a_y 为过渡区压应力长度; b_y 为过渡区拉应力长度, $l_{y,c}$ 为最大压应力区长度, $l_{y,t}$ 为最大拉应力区长度。

在翼缘局部稳定试验试件中取 Q3-hy11 与 Q4hy-11, 在施加子板件板宽 1/200 的局部初始几何缺陷情况下, 分析分别计入数值计算残余应力分布和简化残余应力分布时对试件承载力的影响, 计入两种不同残余应力分布的平均应力-应变曲线结果如图 23 所示。

从图 23 中可以看出, 计入简化残余应力分布与计入数值模拟残余应力分布的模型结果曲线基本重合。因此, 可使用翼缘简化残余应力分布来分析受压 T 形肋加劲板翼缘局部稳定性能。



(a) 试件 Q3-hy11 残余应力施加结果对比



(b) 试件 Q4-hy11 残余应力施加结果对比

图 23 试件简化残余应力分布验证

Fig. 23 Verification of simplified residual stress distribution of specimens

3.3.2 计入简化残余应力的影响 根据已验证的翼缘简化残余应力分布形式, 对 5 个不同尺寸的翼缘计算模型分别计入简化残余应力, 其对稳定承载力的影响如图 24 所示。

从图 24 可以看出, 翼缘稳定计算模型在计入简化残余应力分布后的稳定系数均小于不计入残余

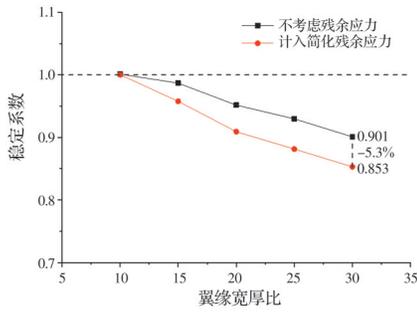


图 24 残余应力对稳定系数的影响

Fig. 24 Influence of residual stress on stability coefficient

应力的稳定系数。并且随着失稳子板件宽厚比的增大,计入简化残余应力分布后的稳定系数减小幅度越大,当翼缘宽厚比最大时,稳定系数减小 5.4%。

3.4 局部初始几何缺陷的影响

为研究局部初始几何缺陷计入位置对翼缘局部稳定性能的影响,采用一致缺陷模态法,取宽厚比最大的 Y-30 试件模型,局部初始几何缺陷幅值同样按子板件板宽的 1/200 计入,残余应力按已验证的简化残余应力分布计入。计算得到在不同位置加入局部初始几何缺陷后的应力-应变曲线与稳定系数变化,见图 25 及表 5,其中,稳定系数 φ 的下标 m、f、y 分别代表加入几何缺陷的位置为被加劲板、腹板、翼缘。

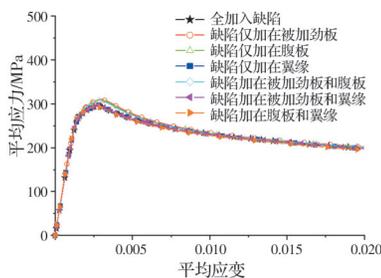


图 25 Y-30 模型平均应力-应变曲线结果对比

Fig. 25 Comparison of the results of the average stress-strain curves of Y-30 model

表 5 计入位置对稳定系数的影响

Table 5 Influence of included position on stability coefficient

试件 编号	j_{mfy}	j_m	j_f	j_y	j_{mf}	j_{my}	j_{fy}
Y-30	0.853	0.899	0.896	0.864	0.892	0.860	0.854

从图 25 中可以看出,计入不同位置的局部初始几何缺陷后的平均应力-应变曲线的总体趋势相

同,当计入的局部初始缺陷位置包含宽厚比最大的翼缘时,构件的轴向刚度变小得更快,极限平均应力越低。结合表 5 可以直观地看出,当计入的局部初始几何缺陷的位置在率先发生局部失稳的子板件上时,稳定系数折减最大。当计入全部初始几何缺陷时,稳定系数最小,即对构件的稳定性能最不利,满足一致模态法简化计入局部初始几何缺陷的最不利原则。因此,下文均采用子板件全部计入局部初始几何缺陷来计算模型的稳定系数。

为研究局部初始几何缺陷幅值对 T 形肋翼缘局部稳定性能的影响,分别计入 4 种局部初始几何缺陷幅值 ($B/50$ 、 $B/100$ 、 $B/200$ 、 $B/300$, B 为翼缘板宽)。图 26 为翼缘局部稳定计算模型在计入不同局部初始几何缺陷幅值下的稳定系数结果对比。

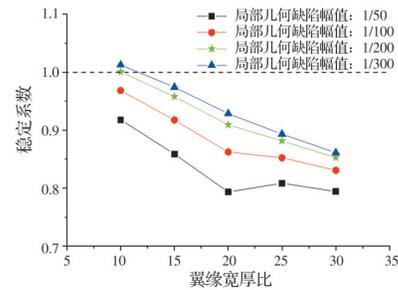


图 26 不同初始缺陷幅值对稳定系数的影响

Fig. 26 Influence of different initial defect amplitudes on stability coefficient

由图 26 可知,计入较大局部初始几何缺陷幅值的稳定系数均小于计入较小局部初始几何缺陷幅值时。当翼缘宽厚比为 20 时,稳定系数变化幅度最大。稳定系数的变化幅度随着宽厚比的增大而先增大后减小,宽厚比较大时增大缺陷幅值影响较小的原因是极限承载力在宽厚比较大时已经由于翼缘局部失稳而显著削弱。结合各规范对板件制造变形的限值,下文局部初始几何缺陷按最大子板件板宽的 1/200 计入。

4 翼缘局部稳定计算方法

4.1 翼缘局部稳定简化计算公式

为了解 T 肋翼缘的屈曲性能和屈曲后强度利用,采用改变翼缘悬臂宽度和翼缘板厚的方式得到仅有翼缘发生局部失稳时的 T 肋加劲板受压局部稳定系数。被加劲板的宽度和厚度分别取 600、20 mm; T 肋腹板的宽度和厚度分别取 300、10 mm; T 肋翼缘悬臂宽度在 120~280 mm 之间变化;翼缘板厚在

8~20 mm之间变化。钢材强度选取现今工程中常用的Q345和Q420强度。两种钢材强度的模型各有23个,通过有限元模型计算板件的相对宽厚比和局部稳定系数,模型采用理想弹塑性本构模型,边界条件、残余应力的计入与第3节中的方法相同,局

部初始几何缺陷按最大子板件板宽的1/200计入。

对翼缘局部稳定模型的计算结果分别采用多项式公式和Perry公式进行拟合。两种钢材强度试件的有限元模拟结果和对应的拟合曲线结果如图27所示。

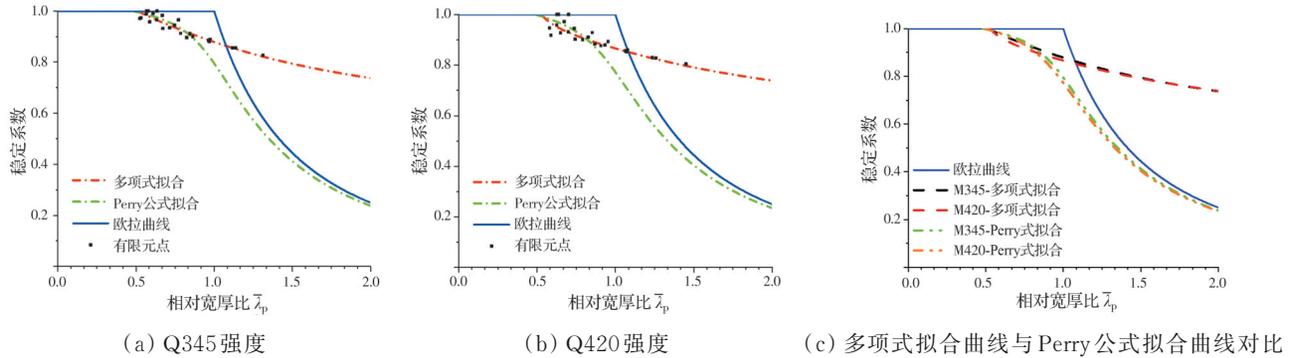


图27 翼缘局部稳定拟合曲线对比

Fig.27 Comparisons of local stability fitting curves of flange

多项式拟合曲线的计算公式见式(2)、式(3);Perry公式拟合曲线的计算公式见式(4)、式(5)。

$$Q345:\phi = \frac{\sigma_u}{f_y} = \begin{cases} 1, \bar{\lambda}_p \leq 0.51 \\ 0.499 + \frac{0.599}{\bar{\lambda}_p} - \frac{0.265}{\bar{\lambda}_p^2} + \frac{0.046}{\bar{\lambda}_p^3}, \bar{\lambda}_p > 0.51 \end{cases} \quad (2)$$

$$Q420:\phi = \frac{\sigma_u}{f_y} = \begin{cases} 1, \bar{\lambda}_p \leq 0.52 \\ 0.495 + \frac{0.645}{\bar{\lambda}_p} - \frac{0.357}{\bar{\lambda}_p^2} + \frac{0.082}{\bar{\lambda}_p^3}, \bar{\lambda}_p > 0.52 \end{cases} \quad (3)$$

$$\phi = \frac{\sigma_u}{f_y} = \frac{1}{2} \left\{ 1 + \frac{1}{\bar{\lambda}_p} (1 + \epsilon_0) - \sqrt{\left[1 + \frac{1}{\bar{\lambda}_p^2} (1 + \epsilon_0) \right]^2 - \frac{4}{\bar{\lambda}_p^2}} \right\} \quad (4)$$

其中, $\epsilon_0 = \alpha(\bar{\lambda}_p - \lambda_p)$

$$\begin{aligned} Q345:\alpha &= 0.102; \lambda_0 = 0.48 \\ Q420:\alpha &= 0.132; \lambda_0 = 0.49 \end{aligned} \quad (5)$$

式中: $\bar{\lambda}_p = \sqrt{f_y/\sigma_{cr}}$ 为相对宽厚比; f_y 为屈服强度; σ_{cr} 为局部屈曲临界应力。

从图27(a)、(b)可知,Q345强度的多项式公式拟合曲线稳定系数开始发生折减的相对宽厚比为0.51,略小于Q420强度开始发生折减的相对宽厚比0.52。不同强度的多项式翼缘局部稳定拟合曲线与有限元数据点整体吻合较好。Q345强度的Perry公式拟合曲线稳定系数开始发生折减的相对宽厚比为0.48,略小于Q420强度开始发生折减的相对宽厚比0.49。不同强度的Perry公式拟合曲线均在相对宽厚比小于0.90时与有限元数据点吻合良好,但当相对宽厚比大于0.90时,拟合的Perry公

式曲线下降较快。

结合图27(c)可知,不同强度的多项式和Perry公式拟合的翼缘局部稳定曲线的整体折减趋势均基本重合。不同钢材强度的Perry公式拟合曲线均比多项式拟合曲线更早开始发生折减。在相对宽厚比小于0.84时,Perry公式拟合曲线得到的稳定系数大于多项式拟合曲线得到的稳定系数;而当相对宽厚比大于0.84时,Perry公式拟合曲线得到的稳定系数则小于多项式拟合曲线得到的稳定系数。同时,Perry公式拟合曲线在图示范围内均未大于欧拉曲线,而多项式拟合曲线在相对宽厚比大于1.08后则高于欧拉曲线,即开始利用屈曲后强度。

4.2 翼缘稳定系数折减曲线对比

将拟合出的翼缘局部稳定简化实用公式与中

国钢桥规范(JTG D 64—2015)^[13](简称中国规范)、日本道桥示方书^[17](日本规范)、美国规范AASHTO^[18](美国规范)和欧洲规范Eurocode^[19](欧洲规范)规定曲线进行对比,见图28。

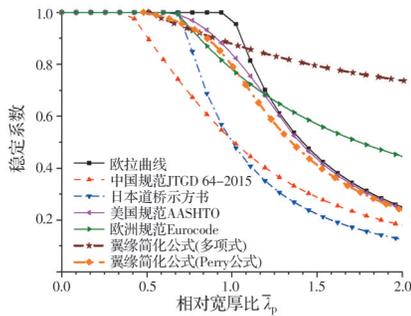


图28 局部稳定系数折减曲线与各国规范曲线的对比
Fig. 28 Comparison between local stability coefficient reduction curves and national standard curves

从图28中可知,中国规范、日本规范和美国规范的局部稳定曲线均在欧拉临界曲线的下方,表明这些规范不允许加劲肋之间的板件发生局部屈曲。欧洲规范曲线开始折减的宽厚比较大,在相对宽厚比大于1.2时,稳定系数大于欧拉临界曲线,说明欧洲规范允许加劲肋之间的板件发生局部屈曲,当宽厚比较大时可以利用构件的屈曲后强度。

多项式拟合的翼缘简化公式曲线在宽厚比较大时也利用了屈曲后强度,因此,将其与欧洲规范曲线进行比较。可以看出,多项式拟合的曲线开始折减时的相对宽厚比小于欧洲规范开始折减时的相对宽厚比。随着相对宽厚比的增大,多项式拟合的曲线折减较慢,逐渐高于欧洲规范曲线。

Perry公式拟合的翼缘简化公式曲线没有利用屈曲后强度,因此,将其分别与中国规范、美国规范和日本规范曲线进行比较。Perry公式拟合的简化公式曲线开始发生折减时的相对宽厚比大于中国规范曲线开始折减时的相对宽厚比,小于美国规范和日本规范曲线开始折减时的相对宽厚比。Perry公式拟合的简化公式曲线整体介于中国规范与美国规范之间,与美国规范更接近。

5 结论

1) T形肋翼缘局部稳定试验表明:试验研究中,所有试件的翼缘均先于腹板和被加劲板发生变形,进而引起试件的破坏,当翼缘宽厚比大于10时,随着翼缘宽厚比增大,试件越早出现局部屈曲变形,极限承载能力折减越大,局部屈曲之后强度的提升

空间越大。

2) 有限元计算模型采用理想弹塑性本构模型模拟,并计入已验证的残余应力简化分布,子板件全部计入局部初始缺陷,其中局部初始几何缺陷取板宽的1/200,经试验验证,该有限元模拟方法可以用于T肋加劲板局部稳定分析。

3) 随着翼缘宽厚比增大,残余应力的计入降低了构件轴向刚度,当翼缘宽厚比为30时,稳定系数减小5.4%;所有板件均计入局部初始缺陷时的稳定系数最小,随着缺陷幅值的增大,稳定系数随翼缘宽厚比的增大表现出先增大后减小的趋势。

4) 随着相对宽厚比增大,多项式拟合的T肋翼缘局部稳定系数简化公式曲线折减较慢,逐渐高于欧洲规范曲线,考虑了板件屈曲后强度;而Perry公式拟合的局部稳定系数简化公式曲线整体介于中国规范与美国规范之间,且与美国规范较为接近,不考虑板件屈曲后强度。

5) 不同钢材强度拟合的公式曲线趋势基本一致,钢材强度越小,翼缘板件的局部稳定系数越大,稳定系数开始发生折减的相对宽厚比越小,可以偏安全采用perry公式拟合的曲线进行计算。

参考文献

- [1] 张建勋,李广慧.法国韦里耶尔高架桥的设计与施工[J].世界桥梁,2012,40(2):6-8.
ZHANG J X, LI G H. Design and construction of Viaduct in France [J]. World Bridges, 2012, 40(2): 6-8. (in Chinese)
- [2] 孔庆凯,许春荣,朱斌,等.崇启大桥主桥钢箱梁高腹板设计[J].桥梁建设,2012,42(2):66-72.
KONG Q K, XU C R, ZHU B, et al. Design of deep webs for steel box girder of main bridge of Chongqi Bridge [J]. Bridge Construction, 2012, 42(2): 66-72. (in Chinese)
- [3] MA B, LIN Y P, ZHANG J J, et al. Decade review: Bridge type selection and challenges of Lupu Bridge [J]. Structural Engineering International, 2013, 23(3): 317-322.
- [4] CHOU C C, UANG C M, SEIBLE F. Experimental evaluation of compressive behavior of orthotropic steel plates for the new San Francisco-Oakland Bay Bridge [J]. Journal of Bridge Engineering, 2006, 11(2): 140-150.
- [5] BAI L H, SHEN R L, WANG L, et al. Experimental and numerical study on buckling behavior of a rigidly stiffened plate with tee ribs [J]. International Journal of Steel Structures, 2018, 18(2): 582-595.

- [6] CHOI B H, HWANG M O, YOON T Y, et al. Experimental study of inelastic buckling strength and stiffness requirements for longitudinally stiffened panels [J]. *Engineering Structures*, 2009, 31(5): 1141-1153.
- [7] 傅学怡, 吴兵, 邸博, 等. 矩形钢管混凝土柱 T 形加劲肋设计方法[J]. *建筑结构学报*, 2017, 38(11): 49-54.
FU X Y, WU B, DI B, et al. Research on T-shaped stiffener design for concrete-filled rectangular steel tube column [J]. *Journal of Building Structures*, 2017, 38(11): 49-54. (in Chinese)
- [8] SADAMOTO S, TANAKA S, TANIGUCHI K, et al. Buckling analysis of stiffened plate structures by an improved meshfree flat shell formulation [J]. *Thin-Walled Structures*, 2017, 117: 303-313.
- [9] GRONDIN G Y, ELWI A E, CHENG J J R. Buckling of stiffened steel plates: A parametric study [J]. *Journal of Constructional Steel Research*, 1999, 50(2): 151-175.
- [10] 赵秋, 翟战胜. 开口肋加劲板屈曲模式与临界屈曲应力分析[J]. *建筑科学与工程学报*, 2016, 33(2): 48-55.
ZHAO Q, ZHAI Z S. Analysis of buckling modes and critical buckling stress of open-rib stiffened plate [J]. *Journal of Architecture and Civil Engineering*, 2016, 33(2): 48-55. (in Chinese)
- [11] MUKHERJEE K S, YAO T. Buckling/elastoplastic collapse behavior and strength of continuous tee-bar stiffened plates [J]. *Journal of Offshore Mechanics and Arctic Engineering*, 2006, 128(2): 145-155.
- [12] SHIN D K, VAN DAT B, KIM K. Compressive strength of HPS box girder flanges stiffened with open ribs [J]. *Journal of Constructional Steel Research*, 2014, 95: 230-241.
- [13] 公路钢结构桥梁设计规范: JTG D64—2015 [S]. 北京: 人民交通出版社, 2015.
Specifications for design of highway steel bridge: JTG D64—2015 [S]. Beijing: China Communications Press, 2015. (in Chinese)
- [14] 陈绍蕃. 柱段试验与钢压杆的局部-整体相关屈曲[J]. *建筑钢结构进展*, 2013, 15(2): 1-5.
CHEN S F. Stub-column test and interactive local-global buckling of steel compression members [J]. *Progress in Steel Building Structures*, 2013, 15(2): 1-5. (in Chinese)
- [15] 金属材料 室温拉伸试验方法 GB/T 228—2002 [S]. 北京: 中国标准出版社, 2002.
Metallic materials: Tensile testing at ambient temperature: GB/T 228—2002 [S]. Beijing: Standards Press of China, 2002. (in Chinese)
- [16] 陈建桂. 开口肋加劲板焊接残余应力试验与数值模拟研究[D]. 福州: 福州大学, 2018.
CHEN J G. Experimental and numerical simulation study of welding residual stress in stiffened plate with open ribs [D]. Fuzhou: Fuzhou University, 2018. (in Chinese)
- [17] 日本道路协会. 道路桥示方书·同解说(Ⅱ钢桥篇)[S]. 平成14年3月.
Japan Road Association. Road bridge in the sense, with explanation (Ⅱ steel bridge) [S]. March 14 years.
- [18] AASHTO. AASHTO LRFD bridge design specifications [S]. 2007.
- [19] Eurocode 3-Design of steel structures-Part 1-5: Plated structural elements [S]. 2006.

(编辑 胡玲)