SCHUIFKRACHT EN DE KNIKBELASTING VAN SCHAALCONSTRUCTIES

Het vinden van een formule voor de kritische knikbelasting van scharnierend opgelegde gekromde panelen onder invloed van schuifspanning

Rens Noordam (5166314)

Delft, juni 2022

TU Delft – Civiele Techniek en Geowetenschappen

Voorwoord

Aan het einde van het derde jaar van de bachelor Civiele Techniek aan de Technische Universiteit te Delft (TU Delft), dient er een project met onderzoek gemaakt te worden, genaamd het 'bachelor eindwerk'. Het beslaat 10 EC van de in totaal 180 EC te verdienen punten over de gehele bachelor en valt onder de vakcode CTB3000-16.

De doelgroep van het rapport zijn personen die zich graag willen verdiepen in schaalconstructies en de invloed van verschillende belastingen op de knikbelasting van dit type constructie.

Verwacht wordt dat de lezer van het rapport minimaal over de kennis beschikt, die vereist is voor het afronden van de Bachelor Civiele techniek.

Gedurende het proces ben ik geholpen door mijn hoofdbegeleider dr. ir. P. C. J. Hoogenboom en dr. Ir. F.P. van der Meer, beiden werkzaam aan de TU Delft.

Delft, juni 2022
R.R. (Rens) Noordam,
Student nummer 5166314

Inhoudsopgave

Samenvatting

Schalen zijn een veel toegepast constructietype binnen de techniek. Net als alle constructietypen heeft dit type zijn voor- en nadelen en limieten qua sterkte en stijfheid. Eén van de beperkende factoren van schalen is de knikbelasting. Een schaalconstructie kan verschillende knikvormen hebben, waarvan een schaakbordvorm met panelen die naar binnen en naar buiten buigen een veel voorkomende vorm is. Elk 'vakje van het schaakbord' kan apart beschouwd worden met eigen belastingen. Voor het berekenen van de knikbelasting van één zo'n vakje/paneel bestaat een analytisch afgeleide formule. Echter, met deze vergelijking kan alleen de kritische knikbelasting door normaalspanning berekend worden. Voor de kritische knikbelasting door schuifspanning bestaat zo'n analytisch afgeleide formule niet.

Het doel van dit project was om een formule te vinden, waarmee de kritische knikbelasting van een scharnierend opgelegd gekromd paneel onder invloed van schuifspanning berekend kan worden.

De originele formule voor de knikbelasting van dit type paneel is analytisch afgeleid. Het is op deze manier nog niet mogelijk gebleken om ook de schuifbelasting mee te nemen. Echter is dit wel mogelijk met numerieke methoden.

Er werd verondersteld dat de volgende vergelijking voor vlakke panelen ook werkt voor gekromde panelen. Deze vergelijking diende als hypothese voor het onderzoek.

$$F_{crs} = \frac{\left(2.56\, l_y^2 - 10.34\, l_z l_y + 15.59\, l_z^2\right) E t^2}{l_z^4\,(1 - \nu^2)} \quad \left[\frac{N}{m^2}\right]$$

waarbij $l_z < l_y < 2\, l_z$

In Ansys is een model gemaakt van een gekromd paneel, met een bepaalde lengte, breedte, dikte en kromming. Op het paneel werd schuifkracht aangebracht. Om resultaten te berekenen met het programma moesten er ook randvoorwaarden opgesteld worden en alle materiaal en object eigenschappen moesten ingevoerd worden. Met een werkend model kon getoetst worden of de hypothese geldig was.

Om te testen of het model werkte, de randvoorwaarden klopten en de manier waarop de schuifkracht gemodelleerd werd juist was, waren testmodellen nodig.

De eerste test was een gekromd paneel met normaalkracht. In de literatuur is een controleformule gevonden, waarmee gekeken kon worden of het model juist is en of er beperkingen aan het model zaten. Uit de resultaten bleek dat het gekromde paneel goed geprogrammeerd was en dat de randvoorwaarden klopten. Echter werden er wel beperkingen gevonden. Zo zit er een maximale verhouding, breedte: lengte, aan het paneel een werd er een ratio opgesteld voor de verhouding tussen de lengte en dikte. Deze zijn als volgt:

$$l_z : l_y = 5:6$$

$$40 < l_y/t < 400$$

De tweede test was een vlak paneel met schuifkracht, om te testen of de manier waarop de schuifkracht aangebracht werden, juist was. In Ansys is namelijk geen manier om direct schuifkracht aan te brengen op de rand van een paneel, zoals dat er wel is voor normaalspanning. In de literatuur werd een controlevergelijking gevonden om de nauwkeurigheid van het model te bepalen. Het model was nauwkeurig genoeg, waardoor verondersteld kon worden dat de schuifkracht goed gemodelleerd was.

De in de eerste test gevonden ratio leek echter niet helemaal te kloppen en werd daarom bijgesteld naar:

$$100 < l_y/t < 400$$

Hierna werd het gekromde paneel met schuifkracht gemodelleerd in Ansys. De resultaten zijn in een apart hoofdstuk uitgewerkt in tabellen en grafieken, waarin de verschillende parameters tegen elkaar zijn uitgezet.

Het bleek dat de veronderstelde hypothese inderdaad geldig is voor vlakke panelen en panelen met een relatief kleine kromming. Voor panelen met een grotere kromming kan niet verondersteld worden dat de vergelijking geldig is.

De veronderstelde ratio en verhouding uit de eerdere testen leken wel te kloppen. De in de literatuur te vinden ratio, waarvoor de vergelijking zou kloppen, leek niet helemaal geldig en is opgeschaald op basis van de verkregen resultaten.

Er is een uitbreiding gevonden voor het bepalen van de kritische knikbelasting van een scharnierend opgelegd gekromd paneel onder invloed van schuifspanning. Deze is geldig voor vlakke panelen en panelen met een kleine kromming. De volgende beperkingen zijn geldig voor het gebruik van de vergelijking:

$$l_z : l_y = 5 : 6$$

$$100 < l_y/t < 400$$

$$l_z^2/Rt < 4$$

Symbolenlijst

Symbool	**Eenheid**	**Betekenis**
n_{yy}, n_{zz}	N/m	Normaalkracht op het paneel
n_{yz}, n_{zy}	N/m	Schuifkracht op het paneel
λ_{cr}	-	Kritische knikfactor
F_{crs}	N/m^2	Kritische schuifspanning
p	N/m^2	Spanning loodrecht op het paneel
l_y, l_z	m	Lengte en breedte van het paneel
t	m	Dikte van het paneel
k_{yy}, k_{zz}	$1/m$	Kromming van het paneel
R	m	Straal van het bolvormige assenstelsel
ϕ, θ	°	Hoekverdraaiing
E	N/m^2	Young's modulus
ν	-	Poisson's ratio
k_s	-	Schuif-knikcoefficient
u_x, u_y, u_z	m	Verplaatsing

1 Introductie

Schaalconstructies worden regelmatig toegepast in de bouwkunde, vliegtuigbouw, werktuigbouw, maritieme techniek en civiele techniek. Net als alle constructietypen heeft dit type zijn voor- en nadelen en limieten qua sterkte en stijfheid.

Eén van de beperkende factoren van schalen is de knikbelasting. Een schaalconstructie kan verschillende knikvormen hebben, waarvan een schaakbordvorm met panelen die naar binnen en naar buiten buigen een veel voorkomende vorm is. Elk 'vakje van het schaakbord' kan apart beschouwd worden met eigen belastingen. Voor het berekenen van de knikbelasting van één zo'n vakje/paneel bestaat een analytisch afgeleide formule. Echter, met deze vergelijking kan alleen de kritische knikbelasting door normaalspanning berekend worden. Voor de kritische knikbelasting door schuifspanning bestaat zo'n analytisch afgeleide formule niet.

Het doel van dit project was om een formule te vinden, waarmee de kritische knikbelasting van een scharnierend opgelegd gekromd paneel onder invloed van schuifspanning berekend kan worden.

De originele formule voor de knikbelasting van dit type paneel is analytisch afgeleid. Het is op deze manier nog niet mogelijk gebleken om ook de schuifbelasting mee te nemen. Echter is dit wel mogelijk met numerieke methoden.

In ANSYS kunnen platen met verschillende diktes en krommingen gemodelleerd worden en aan de hand van de aanwezige normaal- en schuifbelasting kan de knikbelasting verkregen worden. Er was een hypothese opgesteld en aan de hand van alle verkregen resultaten kon gekeken worden of aan deze hypothese is voldaan en daarmee of de vooraf aangenomen vergelijking juist is.

In hoofdstuk twee wordt meer informatie gegeven over schaalconstructies en knikvormen. Hoofdstuk drie beschrijft de aanpak in ANSYS. Het volgende hoofdstuk (hoofdstuk vier) bevat de verkregen resultaten met tabellen en grafieken. Vervolgens worden in hoofdstuk vijf de resultaten geanalyseerd en een conclusie getrokken, om vervolgens in het laatste hoofdstuk (hoofdstuk 6), de aanbevelingen en eventueel vervolgonderzoek te beschrijven.

2 Knik van schaalconstructies

In dit hoofdstuk wordt uitgelegd wat schaalconstructies zijn (§2.1). Ook worden mogelijke knikpatronen besproken (§2.2) en worden de bestaande formules voor de knikbelasting van scharnierend opgelegde gekromde panelen gegeven (§2.3).

2.1 Schaalconstructies

Schaalconstructies zijn veel voorkomende constructietypen die overal worden toegepast. Een schaalconstructie is een dunne, (vaak) gekromde plaat die druk-, trek- en schuifkrachten overbrengt die in het vlak van de schaal werken. De schalen zijn in staat om zonder support constructie hun vorm te behouden en de krachten over te brengen (Rajput).

Dat dit type constructie veel wordt toegepast komt door de voordelen die dit heeft. Grote overspanningen kunnen behaald worden met weinig materiaal of ondersteunende constructies. Verder kan het in heel veel verschillende vormen worden toegepast, wat het aantrekkelijk maakt voor architecten en voor de buitenwereld. Een bekend voorbeeld van een schaalconstructie is het Syndey Opera House (afbeelding 1).

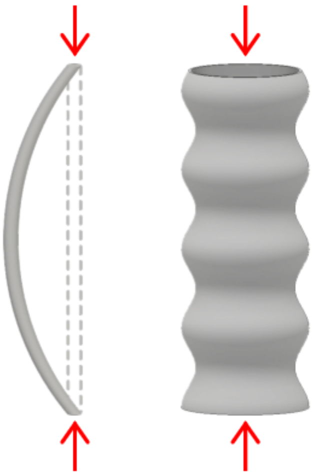
Afbeelding 1. the Sydney Opera House, Port Jackson (Sydney Harbour)., © Michael Hynes

Afbeelding 2. Een aluminium blikje (Karandaev)

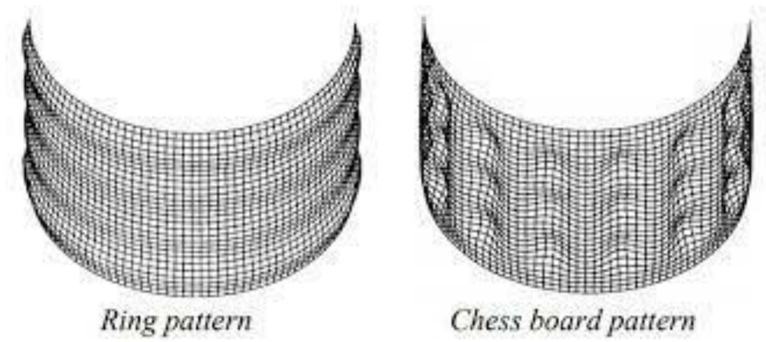
Natuurlijk kleven er ook nadelen aan schaalconstructies. Zo is het (nagenoeg) niet mogelijk om het als vloer te gebruiken of om er verder op door te bouwen, door de specifieke afdracht van de krachten. Verder is het constructieproces lastig te bewerkstelligen door de vaak ingewikkelde vormen en de daarbij komende kosten vallen vaak hoog uit.

2.2 Knik van schaalconstructies

Knik kan onderscheden worden in lokale- en globale knik. Om het verschil duidelijk te maken kan een langwerpige cilinder genomen worden. Globale knik wordt gekenmerkt door een zijdelingse verplaatsing van de cilinder ten opzichte van zijn neutrale vorm. Bij lokale knik vervormt de cilinder ook, maar er treedt geen zijdelingse verplaatsing op (afbeelding 3). Deze lokale knik kan verschillende vormen aannemen, waaronder de ring- en schaakbordpatronen veel voorkomend zijn (afbeelding 4).

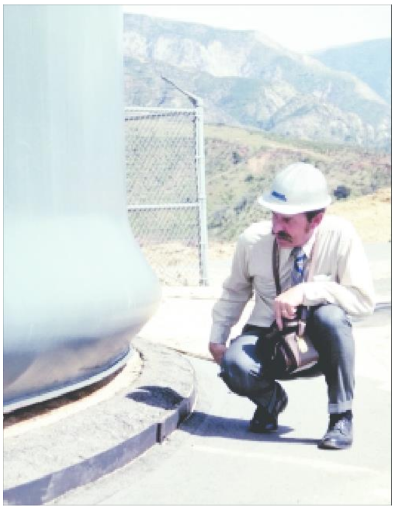


Afbeelding 3. Globale- en lokale knik van een cilindervormige constructie (Bhaga et al., 2018))



Afbeelding 4. Verschillende lokale knikvormen (Hoogenboom)

De vervormingen uit afbeeldingen 3 en 4 kunnen ontstaan wanneer de aanwezige krachten de kritische waarde overschrijden. Deze vervormingen zijn minimaal een vaak niet zichtbaar, maar zijn wel een indicatie dat de constructie overbelast is. Als het vervolgens verder knikt, wordt de vervorming plastisch. Het ringpatroon verandert in de zogenoemde olifanten voet (afbeelding 5) en het schaakbordpatroon in het Yoshimura patroon (afbeelding 6).

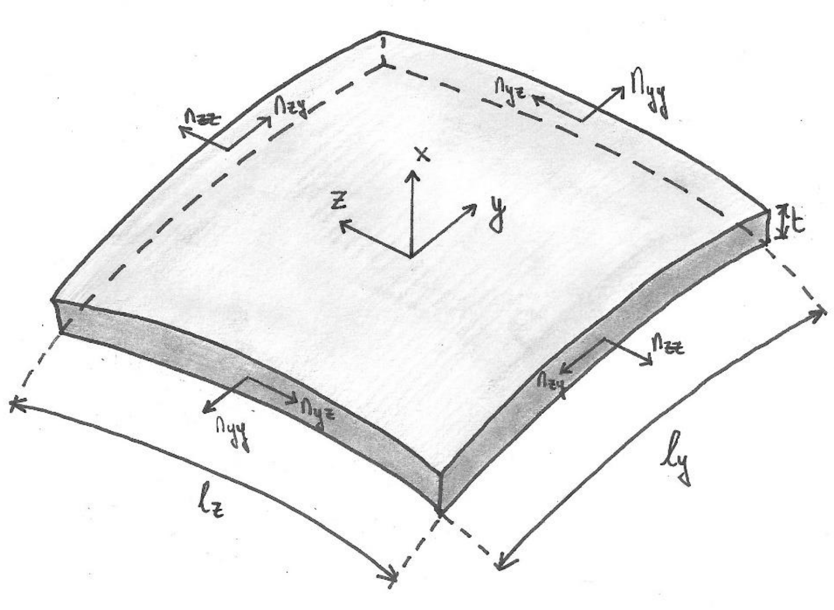


Afbeelding 5. 'Olifanten voet' knikvorm (Malhotra)

Afbeelding 6. Yoshimura knikvorm (Hoogenboom)

Het schaakbordpatroon (afbeelding 4, rechts) is belangrijk voor dit onderzoek. De cilinder kan worden opgedeeld in kleinere panelen, waarbij elk paneel één buik heeft. Deze panelen zijn belangrijk in een later stadium voor het modelleren om de kniklast te bepalen.

In afbeelding 7 is een paneel geïllustreerd, zoals hierboven beschreven is. Het paneel is in twee richtingen gekromd en alle krachten die belangrijk zijn voor dit onderzoek, zijn weergegeven.



Afbeelding 7. Belangrijke krachten op een paneel

Er zitten bepaalde grenzen verbonden aan wanneer een schaal ook daadwerkelijk als 'schaal' gezien mag worden. Deze ratio is afhankelijk van de dikte en de radius. Deze ratio wordt als volgt geschat: $30 \leq \frac{R}{t} \leq 4000$. Indien de ratio onder de 30 komt, is de dikte te groot ten opzichte van de radius en gedraagt het zich niet meer als een schaal. Als deze groter wordt dan 4000, wordt deze zo dun dat deze in theorie al door het eigengewicht en de externe druk zal bezwijken.

2.3 Knik & kritische belasting

Bovenstaande knikvormen treden op wanneer de kritische waarde van de belasting wordt overschreden. Voor het bepalen van deze waarde bestaat de volgende analytisch afgeleide formule:

$$\lambda_{cr} = -\frac{Et}{\frac{n_{zz}}{l_z^2} + \frac{n_{yy}}{l_y^2}} \left(\frac{\pi^2 t^2}{12(1-\nu^2)} \left(\frac{1}{l_z^2} + \frac{1}{l_y^2} \right)^2 + \frac{\left(\frac{k_{zz}}{l_y^2} + \frac{k_{yy}}{l_z^2} \right)^2}{\pi^2 \left(\frac{1}{l_z^2} + \frac{1}{l_y^2} \right)^2} \right) \text{ (Hoogenboom)(2.1)}$$

Bovenstaande formule neemt de normaalspanningen mee die op het paneel werken, maar niet de schuifspanningen. Als er schuifspanning aanwezig is, is deze formule niet bruikbaar.

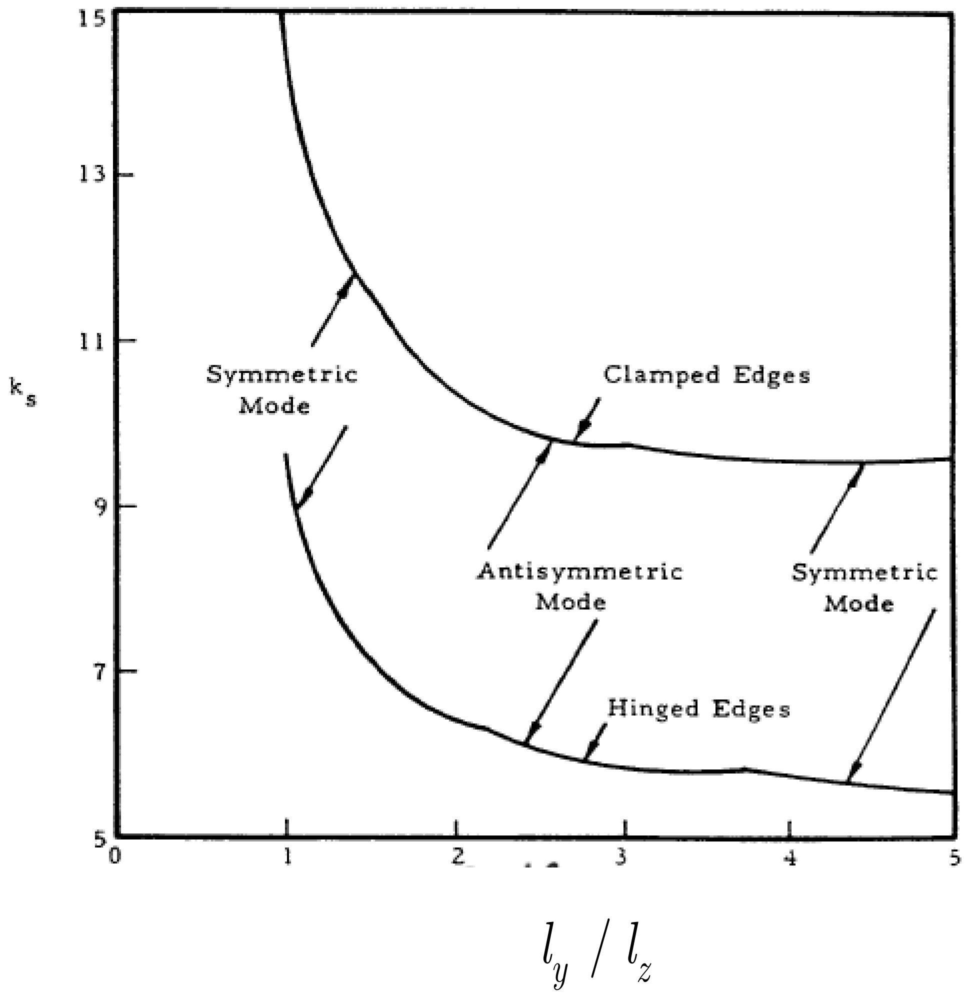
Voor de kritische schuifspanning van een vlakke plaat bestaat de volgende formule:

$$F_{crs} = \frac{k_s \pi^2 E}{12(1-\nu^2)} \left(\frac{t}{l_z} \right)^2 \left[\frac{N}{m^2} \right] \text{ met } l_z < l_y \ (Maddux\ et\ al., 1969)(2.2)$$

F_{crs} is afhankelijk van de schuifkrachten $n_{yz} = n_{zy}$ en de dikte t van het paneel. Deze spanning kan dan ook uitgerekend worden met de volgende formule:

$$F_{crs} = \frac{\lambda_{cr} \left| n_{yz} \right|}{t} \quad (2.3)$$

De waarde van k_s kan worden afgeleid uit de volgende grafiek:



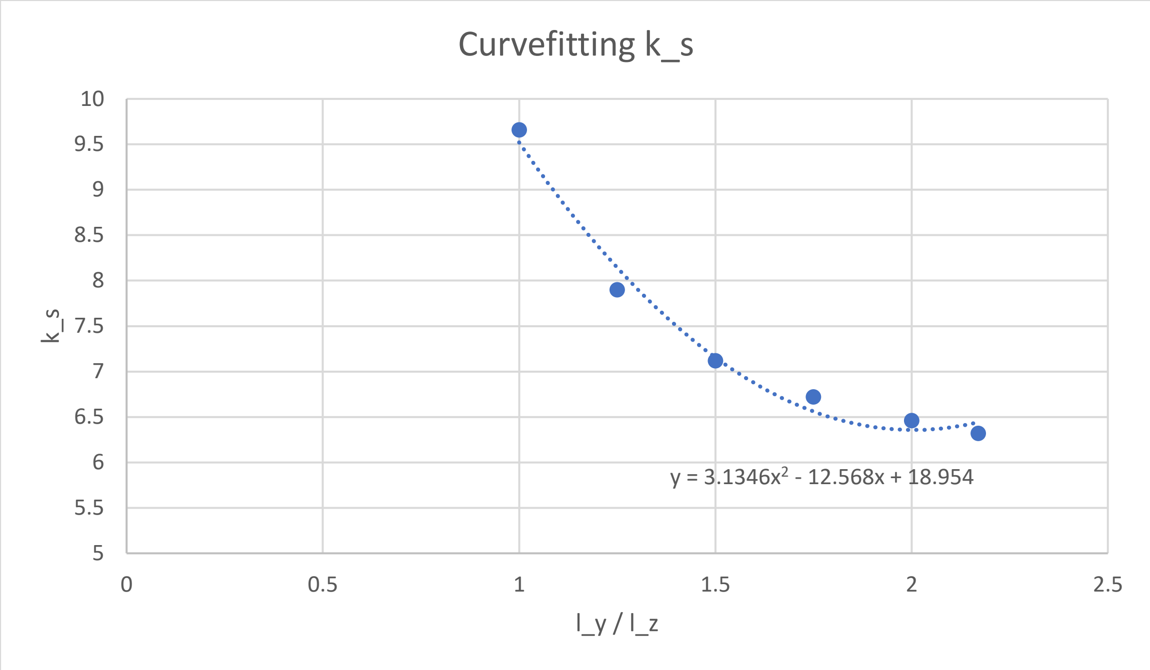
Figuur 1. Schuifspanning-knik coëfficiënt voor vlakke platen als functie van $\frac{l_z}{l_y}$. (Maddux, 1969).

Voor dit onderzoek is alleen het eerste deel van de onderste curve van belang. Doormiddel van Excel kan dit deel 'gecurved fit' worden. De verkregen formules kunnen samengevoegd worden tot de volgende formule, waardoor de waarde van k_s niet meer afgelezen hoeft te worden.

Voor het curvefitten moet eerst de exacte waarden van een aantal punten afgelezen worden en verzameld worden in Excel (tabel 1). Deze punten kunnen geplot worden in een scatterplot. Excel kan verschillende typen vergelijkingen maken voor lijnen door deze punten. In dit geval sluit een tweedegraads polynoom goed aan op de punten en houdt de vergelijking simpeler dan een derdegraads polynoom. Deze grafiek is in te zien in figuur 2.

l_y/l_z	k_s
1.00	9.66
1.25	7.90
1.50	7.12
1.75	6.72
2.00	6.46
2.17	6.32

Tabel 1. De gebruikte waarden bij het curvefitten.



Figuur 1. De vergelijking van k_s uit excel met de afgelezen punten uit

De formule kan vervolgens vereenvoudigd en uitgewerkt worden tot de volgende vergelijking:

$$F_{crs} = \frac{(2.56\, l_y^2 - 10.34\, l_z l_y + 15.59\, l_z^2)\, Et^2}{l_z^4\, (1 - \nu^2)} \quad \left[\frac{N}{m^2}\right] (2.4)$$

$$\text{waarbij } l_z < l_y < 2\, l_z$$

Als alternatief kan ook een veilige waarde voor k_s gekozen worden. Door een raaklijn onder aan de linker curve te tekenen, kan een waarde van $k_s = 6$ bepaald worden. Met deze waarde en een afgeronde waarde van $\pi = 3$ kan de volgende vergelijking opgesteld worden:

$$F_{crs} = \frac{54\, Et^2}{12(1 - \nu^2)\, l_y^2} \quad \left[\frac{N}{m^2}\right] \; (2.5)$$

Deze formule is bedoeld voor vlakke platen en platen met een relatief kleine kromming. Of het paneel vlak genoeg is, is afhankelijk van de volgende eis:

$$\frac{l_z^2}{Rt} < 1 \; (2.6)$$

Deze eis is door Maddux et al. (1969) opgesteld. Deze eis beschouwd volgens hen de grens voor wanneer een gekromd paneel toch 'vlak' is. In de resultaten zal duidelijk worden of deze eis geldig is. Als dit niet het geval is, kan het bijgesteld worden voor de verkregen resultaten.

3 Analyse in Ansys Mechanical APDL

Om een goed werkend model te krijgen, moeten de resultaten met een controle formule vergeleken worden. Dit gebeurt op verschillende manieren. De algemene invoer van verschillende parameters, eigenschapen en randvoorwaarden wordt in §3.1 besproken. In §3.2 wordt beschreven hoe de kromme plaat gemodelleerd is met aanwezige normaalkrachten. De resultaten worden vervolgens vergeleken met vergelijking 2.1. In §3.3 wordt een vlakke plaat gemodelleerd met schuifspanningen en gecontroleerd met vergelijking 2.4. Als alle resultaten overeenkomen, kan het gekromde paneel met schuifkrachten gemodelleerd worden. Dit gebeurt in §3.4.

3.1 Parameters, eigenschappen & randvoorwaarden

Er worden voorafgaand aan het modelleren een aantal aannames gedaan. Er wordt uitgegaan van een stalen plaat met een E-modulus van $2.1 * 10^{11}\ N/m^2$, een Poisson's ratio van $\nu = 0.3$ en een dichtheid van $7800\ kg/m^3$. Dit geldt voor alle modellen binnen dit project. Verdere eigenschappen zijn de dikte t van de plaat, radius R, de lengte in x-richting l_x en lengte in y-richting l_y. Laatstgenoemde waarden verschillen binnen de modellen.

Voor elk model moet ook het element type aangegeven worden. Dit is voor elk model een 4-node shell. Dit houdt in dat het paneel tweedimensionaal gerasterd wordt. Dit zorgt ervoor dat elke knoop minder vrijheidsgraden heeft, waardoor minder rekenkracht van de computer vereist is. Ook kan het gebeuren dat bij een driedimensionaal raster het aantal elementen in studentenversie van Ansys overschreden wordt, waardoor het niet uitgerekend kan worden.

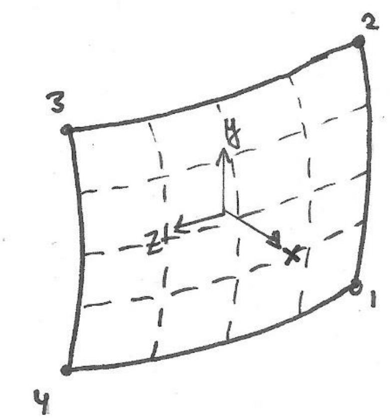
Bij de gekromde panelen wordt gebruikt gemaakt van een 'spherical coordinate system'. Voor de vlakke panelen het gebruikelijke 'cartesian coordinate system'.
Bij de invoer van de coördinaten van de keypoints voor de gekromde panelen moet rekening gehouden worden met het gewijzigde coördinatensysteem. De invoer is nu in R, θ, ϕ i.p.v. X,Y,Z , waarbij R de straal is, θ de hoekverdraaiing in het XY-vlak in graden en ϕ de hoekverdraaiing in het XZ-vlak in graden.
Om de hoekverdraaiing te bepalen aan de hand van de lengtes l_y en l_z, kan gebruik worden gemaakt van de vergelijking voor de omtrek van een cirkel en deze waar nodig omschrijven.

$$l_z = \frac{2\pi R\phi}{360}\ ; \phi = \frac{360 l_z}{2\pi R}\ ; l_y = \frac{2\pi R\theta}{360}\ ; \theta = \frac{360 l_y}{2\pi R} \quad (3.1)$$

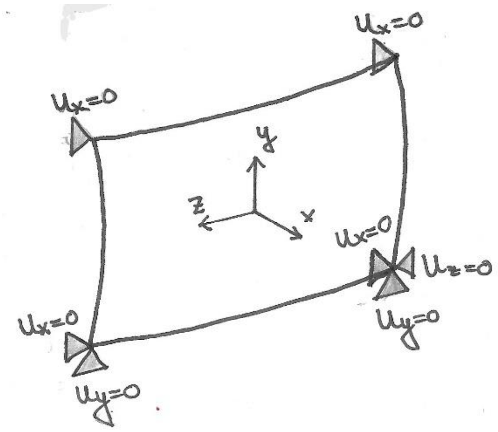
De invoer voor de vlakke platen met het cartesische coördinatenstelsel is zoals gebruikelijk. De waarde voor X is in dit geval niet van belang. Er hoeft derhalve alleen een waarde aan Y en Z toegekend te worden.

De coördinaten voor de keypoints worden zo gekozen, dat de x-as loodrecht op het midden van het paneel staat. In afbeelding 8 wordt dit duidelijk weergegeven.

Als de coördinaten van de keypoints gespecificeerd zijn, kunnen ze verbonden worden, waardoor er een oppervlak tussen de keypoints ontstaat. Dit kan vervolgens gerasterd worden. Elke rand van het paneel wordt in twintig gelijke delen opgedeeld, waardoor het in totaal uit 400 kleine vierkantjes/rechthoekjes bestaat.



Afbeelding 8. Schets van een paneel met de Keypoints, het raster en het assenstelsel.



Afbeelding 9. Schets van een panel met de opleggingen/randvoorwaarden en het assenstelsel.

In Ansys wordt een los paneel gemodelleerd. Echter is het in werkelijkheid een deel van een schaalconstructie, waar het verbonden is aan andere gelijke panelen. Hierbij zal verplaatsing niet altijd mogelijk zijn. Hierdoor moeten bepaalde randvoorwaarden aan het paneel toegekend worden. Rotaties van de knopen zijn toegestaan, waardoor hier geen beperkingen opgelegd hoeven te worden. Rotatie van het paneel in zijn geheel moet echter wel voorkomen worden. Voor de knoop linksonder geldt dat $u_y = 0$ en voor de node rechtsonder geldt dat $u_y = 0$ en $u_z = 0$. Verder geldt dat op de randen van het paneel geen verplaatsing loodrecht op het paneel mogelijk is, oftewel $u_x = 0$. Het is belangrijk dat alle opleggingen en krachten loodrecht op/ evenwijdig aan het paneel staan en niet in de richting van het globale X, Y, Z assenstelsel. Als dit niet het geval is, moeten de krachten ontbonden worden als de kromming te groot is.

De plaatsing van de krachten wordt in §3.2 en §3.3 uitgelegd, omdat dit per model verschilt.

Voordat de 'buckling analysis' gedaan kan worden, moet eerst een 'structural analysis' gedaan worden. Er moet op gelet worden dat bij de laatstgenoemde analyse de 'prestress effects' aangezet moeten worden, omdat er anders geen oplossing gegenereerd wordt.

Deze parameters en eigenschappen moeten allemaal gespecificeerd worden in Ansys. Dit gebeurt stapsgewijs en is terug te vinden in het script van elk model, in de bijlage.

3.2 Kromme plaat met normaalkracht

De eerste test is het programmeren van een scharnierend opgelegd gekromd paneel, met normaalspanningen op de randen en loodrecht op het vlak en de resultaten te controleren aan de hand van vergelijking 2.1. Hiermee wordt duidelijk of de kromming juist gemodelleerd is en of de randvoorwaarden juist zijn. Ook worden eventuele, aan het model klevende, grenzen duidelijk.

3.2.1 Invoer

Naast alles wat besproken is in §3.1, dienen nu ook de krachten gemodelleerd te worden. Hier verschilt het model van de andere modellen. Er wordt gewerkt met normaalspanningen op de randen van de plaat en een normaalspanning loodrecht op het oppervlak van de plaat, werkend over het gehele oppervlak van de plaat. De normaalspanning wordt aangenomen als $n_{xx} = n_{yy} = 10\ N/m$. De spanning p loodrecht op het vlak kan uitgerekend worden met de volgende formule:

$$p = -\left(k_{yy} * n_{yy} + k_{yz} * \left(n_{yz} + n_{zy}\right) + k_{zz} * n_{zz}\right)\left[\frac{N}{m^2}\right] \quad (3.2)$$

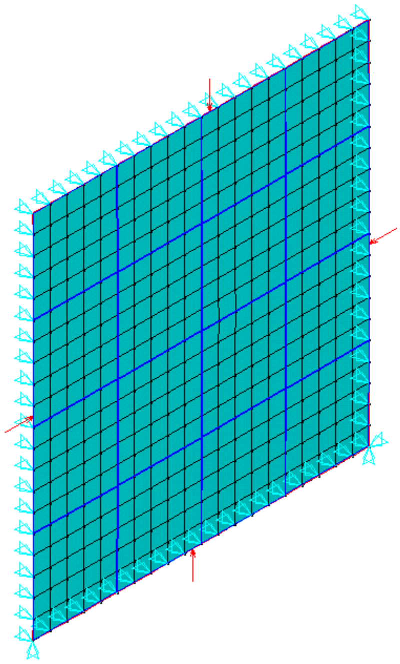
In dit model zijn geen schuifspanningen aanwezig, waardoor het middelste deel van de formule wegvalt en de formule gereduceerd kan worden tot:

$$p = -\left(k_{yy} * n_{yy} + k_{zz} * n_{zz}\right)\ \left[\frac{N}{m^2}\right] \quad (3.3)$$

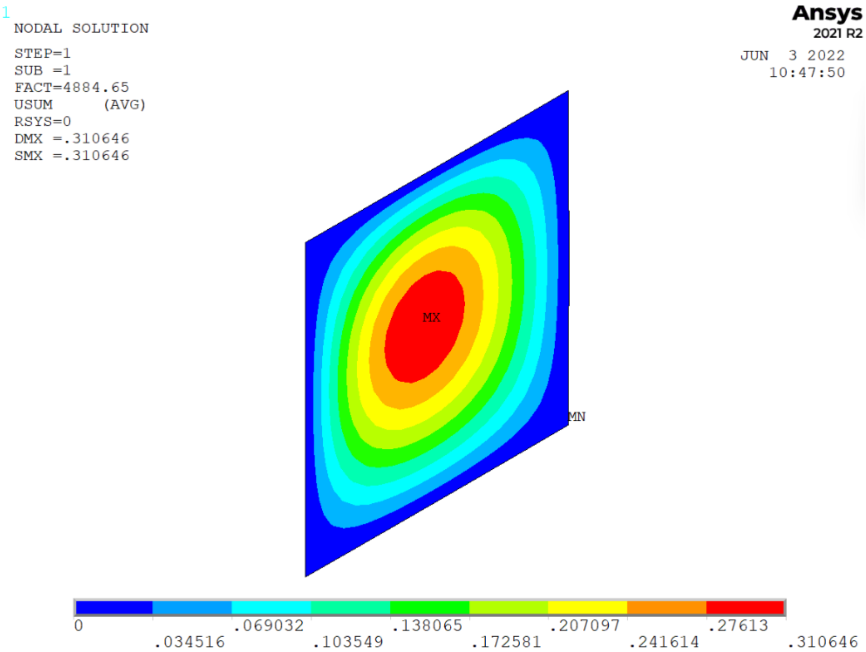
Sinds de normaalspanning in alle berekeningen gelijk blijft, is deze waarde alleen afhankelijk van de kromming in beide richtingen.

De spanningen op de randen kunnen worden ingevoerd als ‘pressure on lines’. De invoer van deze waarde heeft als eenheid kracht per lengte. De kracht op het oppervlak kan als ‘pressure on area’ ingevoerd worden en heeft als eenheid kracht per oppervlak.

De invoer en een voorbeeld van een knikvorm zien er als volgt uit (afbeelding 10 & 11):



Afbeelding 10. Gekromd paneel met normaalkracht en opleggingen in Ansys.



Afbeelding 11. Knikvorm van gekromd panel met normaalkracht in Ansys.

Voor de 'eigen buckling' analyse dient aangegeven te worden hoeveel lambda's (knikfactoren) er uitgerekend moeten worden. Dit getal dient zo gekozen te worden dat de eerste positieve knikfactor hiertussen zit. Een negatieve factor betekend dat er een trekkracht ingevoerd moet worden, maar hier wordt niet naar gezocht. Naast het belang van een positieve lambda, is het ook belangrijk dat de knikvorm, die bij de eerste positieve factor hoort, maar 1 buik heeft (zoals in afbeelding 11). Bij meerdere buiken wordt niet meer aan het schaakbordpatroon voldaan en is de controleformule (2.1) niet meer geldig.

Voor de verschillende parameters worden de volgende basiswaarden gekozen:

$$l_y = 1.1\,; l_z = 1.0\,; t = 0.005\,; R = 100\ \&\ R = 50$$

Vervolgens wordt er gevarieerd met verschillende waarden voor $l_y, t\ en\ R$. Alle waarden worden in een tabel gezet, samen met de berekende knikfactoren in Ansys en de berekende waarde uit vergelijking 2.1. Laatstgenoemde waarde wordt berekend in Excel. Ook komt er een kolom met het percentueel verschil tussen de twee knikfactoren.

3.2.2 Resultaten

In onderstaande tabellen zijn alle resultaten verzameld. Voor de duidelijkheid is de kolom van de parameter waarvan de waarden variëren in het rood weergegeven. De overige parameters hebben de standaardwaarde. In het geval dat de knikvorm in Ansys meer dan 1 buik had, is er in plaats van de knikfactor een uitroepteken ingevuld in de zesde kolom. Dit omdat het verkregen resultaat niet geldig is en niet vergeleken kan worden met vergelijking 2.1.

Tabel 2 en 3 zijn de resultaten van het model met straal $R = 100$. Tabel 4 en 5 voor de resultaten van het model met straal $R = 50$. Steeds wordt er in de eerste tabel gevarieerd met de waarde van l_y en in de daaropvolgende tabel met de waarde van t. In de laatste tabel van dit hoofdstuk, tabel 6, wordt gevarieerd voor R. In de laatste kolom wordt het verschil tussen de twee voorgaande kolommen uitgerekend in procenten. Hiermee is het verschil tussen de theoretische waarde en de waarde uit het model makkelijk te zien.

R=100	t [m]	l_y [m]	l_z [m]	λ_excel	λ_ansys	%_verschil
	0.005	1.000	1.0	5276.94	5254.36	0%
	0.005	1.050	1.0	5082.30	5057.00	0%
	0.005	1.100	1.0	4915.73	4884.65	1%
	0.005	1.150	1.0	4772.25	4732.69	1%
	0.005	1.200	1.0	4647.93	4597.25	1%
	0.005	1.300	1.0	4444.73	4365.10	2%
	0.005	1.400	1.0	4287.42	4172.26	3%
	0.005	1.600	1.0	4064.29	3868.53	5%
	0.005	1.800	1.0	3917.71	3640.64	7%

Tabel 2. Resultaten van het gekromde paneel met enkel normaalkracht met $R = 100m$ en variatie in l_y.

R=100	t [m]	l_y [m]	l_z [m]	λ_excel	λ_ansys	%_verschil
	0.1000	1.1	1.0	34677615.52	30938728.44	11%
	0.0500	1.1	1.0	4339070.56	4178929.46	4%
	0.0250	1.1	1.0	544568.13	539806.87	1%
	0.0200	1.1	1.0	279657.66	278319.99	0%
	0.0100	1.1	1.0	35830.93	35786.86	0%
	0.0075	1.1	1.0	15498.43	15458.12	0%
	0.0050	1.1	1.0	4915.73	4884.65	1%
	0.0025	1.1	1.0	832.90	836.92	0%
	0.0010	1.1	1.0	151.16	!	#VALUE!

Tabel 3. Resultaten van het gekromde paneel met enkel normaalkracht met $R = 100m$ en variatie in t.

R=50	t [m]	l_y [m]	l_z [m]	λ_excel	λ_ansys	%_verschil
	0.005	1.000	1.0	6872.75	6898.43	0%
	0.005	1.050	1.0	6755.91	6793.32	1%
	0.005	1.100	1.0	6663.17	6695.82	0%
	0.005	1.150	1.0	6589.65	6600.83	0%
	0.005	1.200	1.0	6531.51	6505.42	0%

Tabel 4. Resultaten van het gekromde paneel met enkel normaalkracht met $R = 50m$ en variatie in l_y.

R=50	t [m]	l_y [m]	l_z [m]	λ_excel	λ_ansys	%_verschil
	0.1000	1.1	1.0	34712564.45	30977138.12	11%
	0.0500	1.1	1.0	4356545.02	4195408.35	4%
	0.0250	1.1	1.0	553305.36	547710.54	1%
	0.2000	1.1	1.0	286647.44	284632.89	1%
	0.0100	1.1	1.0	39325.82	39030.08	1%
	0.0075	1.1	1.0	18119.60	17970.93	1%
	0.0050	1.1	1.0	6663.17	6695.82	0%
	0.0025	1.1	1.0	1706.62	1710.31	0%
	0.0010	1.1	1.0	500.65	!	#VALUE!

Tabel 5. Resultaten van het gekromde paneel met enkel normaalkracht met $R = 50m$ en variatie in t.

R [m]	t [m]	l_y [m]	l_z [m]	λ_excel	λ_ansys	%_verschil
100	0.005	1.1	1.0	4915.73	4884.65	1%
50	0.005	1.1	1.0	6663.17	6695.82	0%
20	0.005	1.1	1.0	18895.30	!	#VALUE!
10	0.005	1.1	1.0	62581.46	!	#VALUE!
5	0.005	1.1	1.0	4915.73	!	#VALUE!

Tabel 6. Resultaten van het gekromde paneel met enkel normaalkracht met variatie in R.

3.2.3 Conclusie

Het model komt voor veel waarden overeen met berekende waarden van vergelijking 2.1. Hiermee kan verondersteld worden dat het paneel juist geprogrammeerd is en dat de veronderstelde randvoorwaarden kloppen. Echter zijn er ook beperkingen aan het model, waardoor het niet voor alle panelen verondersteld kan worden dat het model klopt.

Het eerste wat opvalt is de verhouding $l_y : l_z$ die leidt tot geldige resultaten. Uit tabel 2 blijkt dat bij een verhouding hoger dan 5: 6 het verschil tussen de waarde uit Ansys en de berekende waarde uit de controlevergelijking steeds groter wordt. Een hogere verhouding leidt niet tot een ongeldig resultaat, maar wel tot een lagere nauwkeurigheid. Er wordt daarom veronderstelt dat het model niet meer nauwkeurig genoeg is voor verhoudingen hoger dan 5: 6.

Verder blijkt uit tabel 3 en 5 dat er een verband is tussen de lengte en dikte van het paneel en de nauwkeurigheid van het resultaat. Bij een relatief dikke plaat is er een hoge onnauwkeurigheid tussen de berekende waarden uit Ansys en Excel. Naarmate de dikte wordt teruggevoerd, wordt dit minder. Echter, wanneer de plaat te dun wordt, heeft de knikvorm meerdere buiken, waarmee het resultaat niet meer geldig is. Hiermee wordt de volgende ratio verondersteld: $40 < l_y/t < 400$.

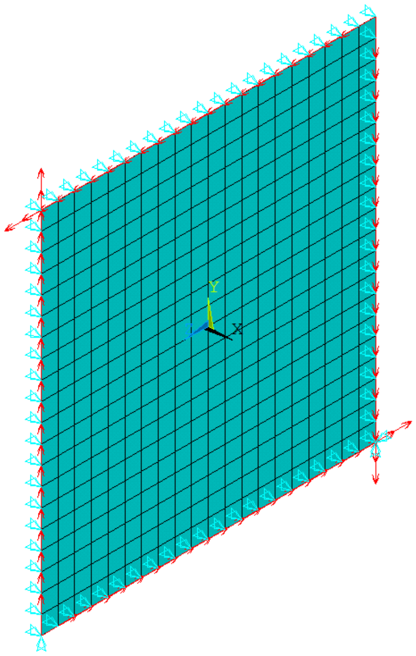
De veronderstelde ratio in hoofdstuk 2.2 lijkt niet overeen te komen met de verkregen resultaten. Dit komt doordat de resultaten uit tabel 3 en 5 sterk overeenkomen, terwijl de radius wel verschilt. Deze wordt hierdoor niet meegenomen in de veronderstelde ratio. Dit blijkt ook uit tabel 6, waar voor waarden van $R/t > 4000$ het model wel blijkt te werken, maar voor waarden van $30 < R/t < 4000$ het model niet blijkt te werken.
Verder blijkt uit deze tabel dat voor een kleine straal het resultaat niet meer geldig is, omdat er geen geldige knikvorm ontstaat. Dit bedraagt in veel gevallen een knikvorm met meer dan één buik.

3.3 Vlakke plaat met schuifkracht

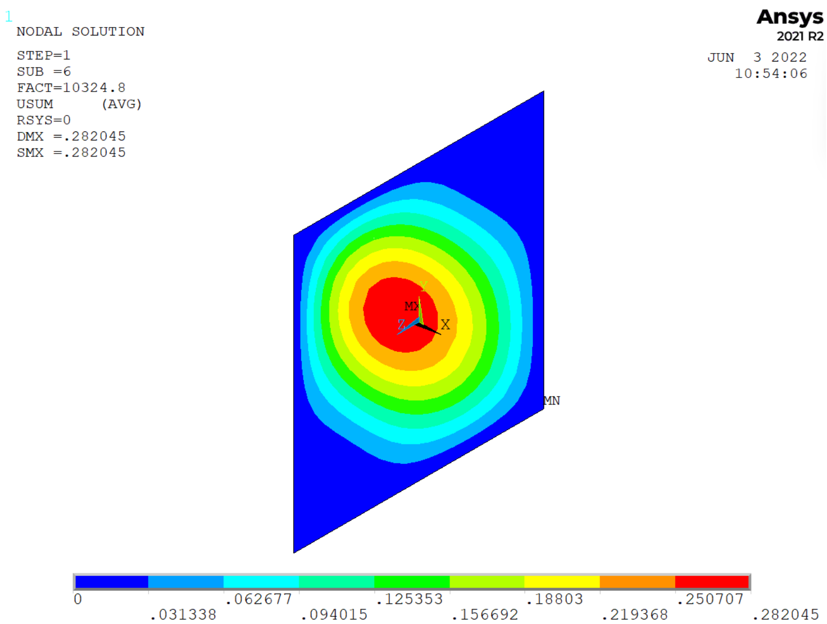
De tweede test is het programmeren van een vlakke plaat met enkel schuifspanning. Hiermee kan gekeken worden of de plaatsing van de schuifspanning juist is, door de resultaten te vergelijken met vergelijkingen 2.2 en 2.4. Het is bekend dat deze vergelijkingen werken voor een vlakke plaat, dus zouden de resultaten overeen moeten komen. Ook hier wordt duidelijk of de randvoorwaarden geldig zijn en of er beperkingen zijn.

3.3.1 Invoer

De invoer van de schuifspanning is anders dan de invoer in §3.2.1. In Ansys is geen voorgeprogrammeerde invoer van schuifspanning op een rand beschikbaar. Er wordt gekozen om op elke node een kracht, evenwijdig aan de rand, te plaatsen ter grootte van 1 N. Op de hoekpunten wordt een kracht van 0.5 N geplaatst (afbeelding 12). Sinds Ansys spanningen ook als krachten op een node verwerkt, zal de uitkomst nagenoeg hetzelfde zijn. Elke rand heeft 21 nodes, waarvan er $n-2$ belast worden met 1 N en 2 met 0.5 N. Het totaal komt daarmee op 20 N per zijde.



Afbeelding 12. Vlak paneel met schuifkracht en opleggingen in Ansys.



Afbeelding 11. Knikvorm vlak paneel met schuifkracht in Ansys.

Vervolgens moeten de krachten omgerekend worden naar een spanning, om te kunnen vergelijken met vergelijking 2.4 en 2.5. De spanning op de kortste zijde zal maatgevend zijn. In de berekeningen blijft de waarde van l_z gelijk aan 1 m en dit is altijd de kortste zijde.

$$F_{ansys} = \frac{20 * \lambda_{ansys}}{l_z * t} \left[\frac{N}{m^2}\right] \quad (3.4)$$

Ook bij dit model is het belangrijk dat de eerste positieve factor gezocht wordt en dat bij deze factor een knikvorm hoort zoals afbeelding 13, met maar één buik.

De standaardwaarden voor de verschillende parameters zijn veelal gelijk aan die van het model met kromming. Echter hoeft er nu geen kromming gemodelleerd te worden.

$$l_y = 1.1 \,;\, l_z = 1.0 \,;\, t = 0.005$$

Sinds de kromming in het paneel niet aanwezig is, hoeven er ook minder berekeningen gemaakt te worden. Er hoeft alleen gevarieerd te worden in l_y en t.

3.3.2 Resultaten

De verwerking van de resultaten is hetzelfde als in §3.2.2. Van de roodgekleurde kolom variëren de waarden. Echter zijn er in dit hoofdstuk maar twee tabellen te vinden, sinds er geen kromming aanwezig is en er dus niet gevarieerd hoeft te worden in de waarde van de kromming. Vergelijking 2.4 voor de kritische spanning wordt gebruikt als controleformule en deze waarden zijn te vinden in de zesde kolom. De Laatste kolom wordt uitgerekend met laatstgenoemde waarde en de waarde uit kolom vijf.

t [m]	l_y [m]	l_z [m]	λ_ansys	F_ansys [N/m2]	F_crs [N/m2]	%_verschil
0.1000	1.1	1.0	67378736.0	13475747204.4	16986333184.6	23%
0.0500	1.1	1.0	9692015.8	3876806332.6	4246583296.2	9%
0.0250	1.1	1.0	1268420.3	1014736214.3	1061645824.0	5%
0.0200	1.1	1.0	653517.4	653517400.5	679453327.4	4%
0.0100	1.1	1.0	82409.8	164819650.3	169863331.8	3%
0.0075	1.1	1.0	34812.8	92834088.9	95548124.2	3%
0.0050	1.1	1.0	10324.8	41299015.9	42465833.0	3%
0.0025	1.1	1.0	1291.3	10330678.9	10616458.2	3%
0.0010	1.1	1.0	82.7	1653142.5	1698633.3	3%

Tabel 7. Resultaten van het vlakke paneel met schuifkracht met variatie in t.

t [m]	l_y [m]	l_z [m]	λ_ansys	F_ansys [N/m2]	F_crs [N/m2]	%_verschil
0.005	**1.00**	1.00	11255.1	45020427.9	45314584.6	1%
0.005	**1.05**	1.00	10759.1	43036264.7	43852909.6	2%
0.005	**1.10**	1.00	10324.8	41299015.9	42465833.0	3%
0.005	**1.15**	1.00	9941.9	39767432.3	41153354.7	3%
0.005	**1.20**	1.00	9601.3	38405145.9	39915474.9	4%

Tabel 8. Resultaten van het vlakke paneel met schuifkracht met variatie in l_y .

3.3.3 Conclusie

De gemiddelde afwijking tussen de berekende spanning en de spanning uit het model is groter dan bij het gekromde paneel. Waar het bij het gekromde paneel rond de één procent lag, ligt het hier rond de drie procent. Naarmate de verhouding l_y: l_z kleiner wordt, wordt de nauwkeurigheid ook hoger. Echter is een afwijking van drie procent nog steeds goed bruikbaar. Hiermee kan verondersteld worden dat de manier waarop de krachten gemodelleerd worden, volstaat.

Uit tabel 7 blijkt dat er ook voor dit model een verband zit tussen de nauwkeurigheid van het resultaat, de lengte l_y en de dikte t van het paneel. Er kan verondersteld worden dat het model pas geldig is als $l_y/t > 100$. Bij dit model is er geen bovengrens gevonden. Er is daarom geen minimum dikte t gevonden voor de geldigheid van het model. Echter kan de veronderstelde ratio uit §3.2.3 bijgesteld worden naar: $100 < l_y/t < 400$.

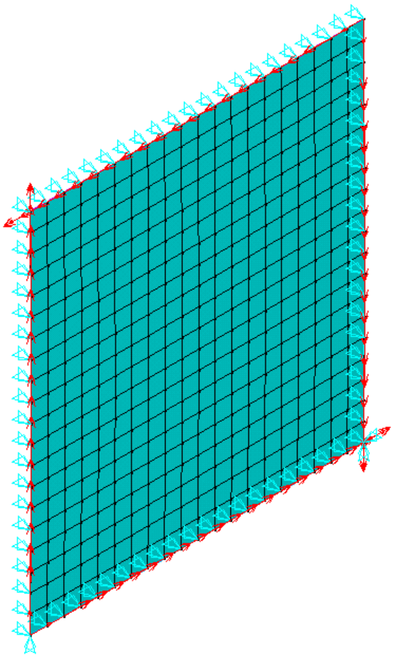
3.4 Kromme plaat met schuifkracht

Nadat de twee voorgaande modellen zijn getest, kan het model geprogrammeerd worden waar de resultaten, voor het testen van de hypothese, vanaf moeten komen, een scharnierend opgelegd gekromd paneel met enkel schuifkracht. Er wordt gekeken of vergelijking 2.4, naast vlakke panelen, ook geldig is voor gekromde panelen.

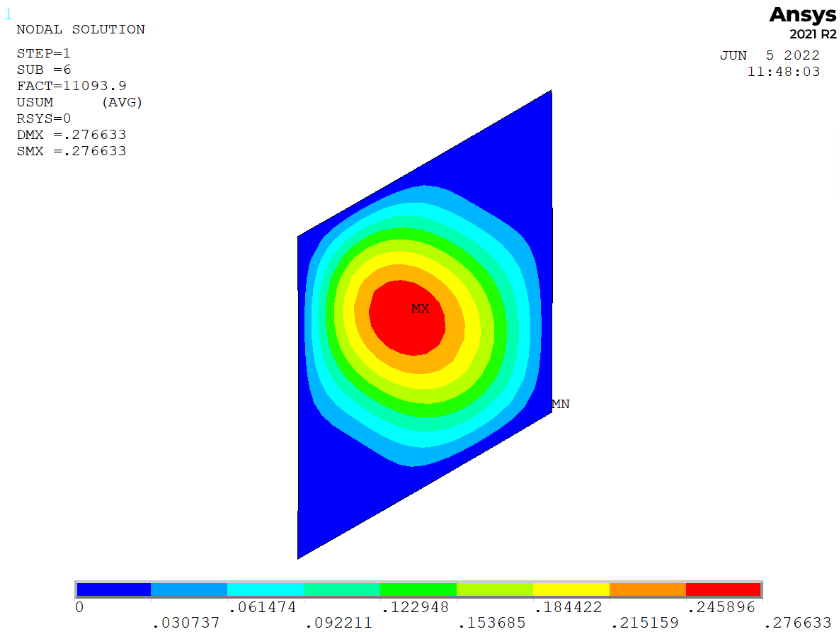
3.4.1 Invoer

Voor het eindmodel worden de twee voorgaande modellen (deels) gecombineerd tot één model. Het is een gekromd paneel met het bijhorende 'spherical coodinate system', zoals beschreven in §3.2.1. Echter wordt er nu schuifspanning aangebracht, zoals in §3.3.1 beschreven wordt, in plaats van normaalspanning. De druk p loodrecht op de plaat is in dit model altijd gelijk aan nul. Dit komt doordat deze afhankelijk zijn van n_{xx}, n_{yy} en k_{xy} en deze ook gelijk zijn aan nul.

Het resultaat ziet er als volgt uit (afbeelding 14 en 15):



Afbeelding 14. Gekromd paneel met schuifkracht en opleggingen in Ansys.



Afbeelding 15. Knikvorm gekromd paneel met schuifkracht in Ansys.

De resultaten zijn gebaseerd op dezelfde standaardwaarden als het model in hoofdstuk 3.2 en zijn als volgt:

$$l_y = 1.1\,;\, l_z = 1.0\,;\, t = 0.005\,;\, R = 100\ \&\ R = 50$$

Er wordt gevarieerd met de waarden van l_y, t en R.

4 Resultaten

In dit hoofdstuk zijn de resultaten zichtbaar van het model uit hoofdstuk 3.4. Eerst zijn alle resultaten in tabellen zichtbaar in §4.1. In §4.2 zijn de resultaten in grafieken verwerkt.

4.1 Tabellen

In onderstaande tabellen zijn alle resultaten verzameld. Voor de duidelijkheid is de kolom van de parameter waarvan de waarden variëren in het rood weergegeven. De overige parameters hebben de standaardwaarde. In het geval dat de knikvorm in Ansys meer dan 1 buik had, is er in plaats van de knikfactor, een uitroepteken ingevuld in de zesde kolom. Dit is gedaan, omdat het verkregen resultaat niet geldig is en niet vergeleken kan worden met vergelijking 2.1.

Tabel 9 en 10 zijn de resultaten van het model met straal $R = 100$. Tabel 11 en 12 voor de resultaten van het model met straal $R = 50$. Steeds wordt er in de eerste tabel gevarieerd met de waarde van l_y en in de daaropvolgende tabel met de waarde van t. In de laatste tabel van dit hoofdstuk, tabel 13, wordt gevarieerd voor R.

De waarde van λ_{Ansys} wordt afgelezen uit het model. De waarde van F_{ansys} wordt op de volgende manier uitgerekend:

$$F_{Ansys} = \frac{\lambda_{Ansys} * 20}{l_z\ t} \quad (4.1)$$

In de achtste kolom (%_verschil) wordt het procentuele verschil tussen de twee voorgaande kolommen uitgerekend. De op een na laatste kolom laat de waarde zien van de eis uit vergelijking 2.6. De laatste kolom laat de veronderstelde ratio uit §3.2.3 en §3.3.3 zien. In kolom zeven is de waarde van vergelijking 2.4 te vinden.

R=100 [m]	t [m]	l_y [m]	l_z [m]	λ_Ansys	F_Ansys [N/m]	F_crs [N/m]	%_verschil	l_z^2/Rt	l_y/t
	0.005	**1.000**	1.0	12245.8	48983145.7	45314584.6	8%	2.0	200.0
	0.005	**1.001**	1.0	11470.8	45837517.4	45253995.8	1%	2.0	200.2
	0.005	**1.050**	1.0	11018.1	41973690.5	42427220.5	1%	2.0	210.0
	0.005	**1.100**	1.0	10611.1	38585690.6	39804376.4	3%	2.0	220.0
	0.005	**1.150**	1.0	10248.8	35648137.6	37413069.3	5%	2.0	230.0
	0.005	**1.200**	1.0	9920.6	33068579.6	35226111.8	6%	2.0	240.0

Tabel 9. Resultaten van het gekromde paneel met schuifkracht met $R = 100m$ en variatie in l_y.

R=100 [m]	t [m]	l_y [m]	l_z [m]	λ_Ansys	F_Ansys [N/m]	F_crs [N/m]	%_verschil	l_z^2/Rt	l_y/t
	0.0100	1.1	1.0	83683.7	152152175.0	159217505.6	5%	1.0	110.0
	0.0075	1.1	1.0	35464.0	85973360.4	89559846.9	4%	1.3	146.7
	0.0050	1.1	1.0	10611.1	38585690.6	39804376.4	3%	2.0	220.0
	0.0025	1.1	1.0	1387.7	10092569.2	9951094.1	1%	4.0	440.0
	0.0010	1.1	1.0	!	#VALUE!	1592175.1	#VALUE!	10.0	1100.0

Tabel 10. Resultaten van het gekromde paneel met schuifkracht met $R = 100m$ en variatie in t.

R=50 [m]	t [m]	l_y [m]	l_z [m]	λ_Ansys	F_Ansys [n/m2]	F_crs [N/m]	%_verschil	l_z^2/Rt	l_y/t
	0.005	**1.000**	1.0	11968.6	47874455.2	45314584.6	5%	4.0	200.0
	0.005	**1.001**	1.0	11958.7	47787027.7	45253995.8	5%	4.0	200.2
	0.005	**1.050**	1.0	11502.5	43818984.9	42427220.5	3%	4.0	210.0
	0.005	**1.100**	1.0	11093.9	40341416.4	39804376.4	1%	4.0	220.0
	0.005	**1.150**	1.0	10731.8	37327927.3	37413069.3	0%	4.0	230.0
	0.005	**1.200**	1.0	10406.7	34689084.9	35226111.8	2%	4.0	240.0

Tabel 11. Resultaten van het gekromde paneel met schuifkracht met $R = 50m$ en variatie in l_y.

R=50 [m]	t [m]	l_y [m]	l_z [m]	λ_Ansys	F_Ansys [n/m2]	F_crs [N/m]	%_verschil	l_z^2/Rt	l_y/t
	0.0200	1.1	1.0	656724.2	597021987.1	636870022.5	6%	1.0	55.0
	0.0100	1.1	1.0	83996.8	152721493.8	159217505.6	4%	2.0	110.0
	0.0075	1.1	1.0	35992.9	87255584.7	89559846.9	3%	2.7	146.7
	0.0050	1.1	1.0	11093.9	40341416.4	39804376.4	1%	4.0	220.0
	0.0025	1.1	1.0	!	#VALUE!	9951094.1	#VALUE!	8.0	440.0
	0.0010	1.1	1.0	!	#VALUE!	1592175.1	#VALUE!	20.0	1100.0

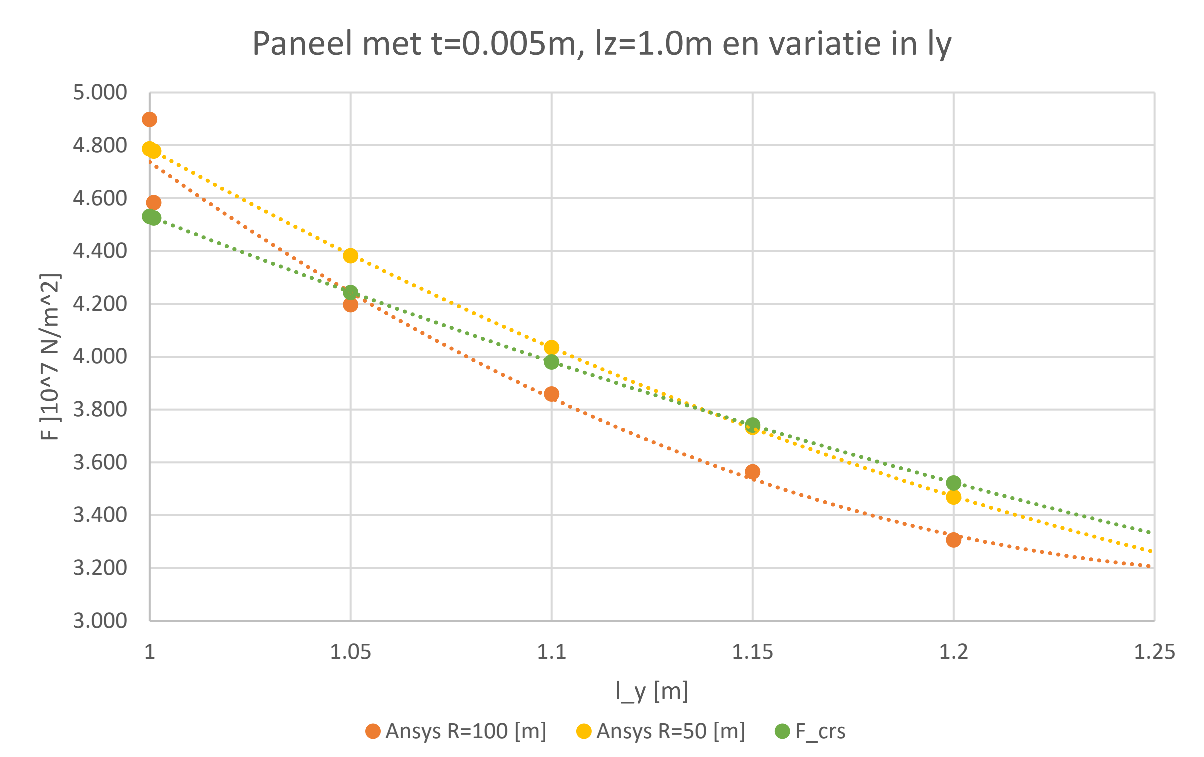
Tabel 12. Resultaten van het gekromde paneel met schuifkracht met $R = 50m$ en variatie in t.

R [m]	t [m]	l_y [m]	l_z [m]	λ_Ansys	F_Ansys [N/m]	F_crs [N/m]	%_verschil	l_z^2/Rt	l_y/t
500	0.005	1.1	1	10332	37570938.7	39804376.4	6%	0.4	220
200	0.005	1.1	1	10374.9	37726909.8	39804376.4	5%	1	220
100	0.005	1.1	1	10611.1	38585690.6	39804376.4	3%	2	220
50	0.005	1.1	1	11093.9	40341416.4	39804376.4	1%	4	220
20	0.005	1.1	1	!	#VALUE!	39804376.4	#VALUE!	10	220
10	0.005	1.1	1	!	#VALUE!	39804376.4	#VALUE!	20	220

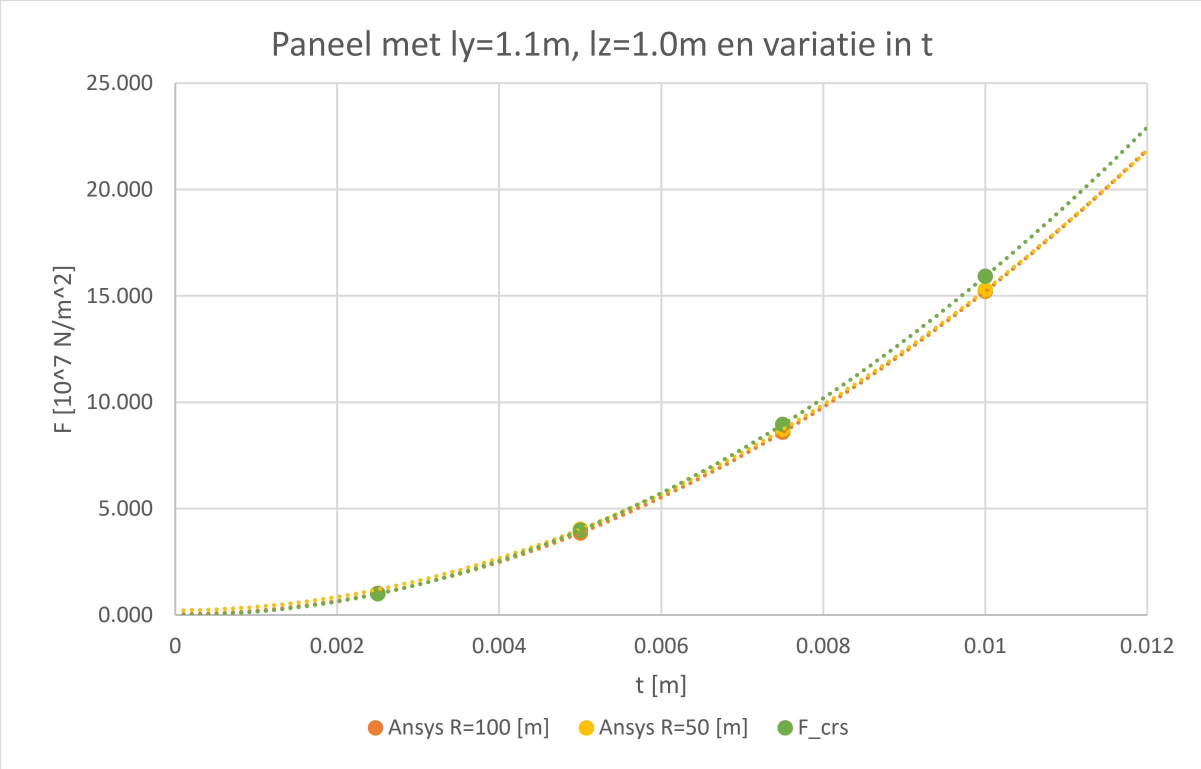
Tabel 13. Resultaten van het gekromde paneel met schuifkracht met variatie in R.

4.2 Grafieken

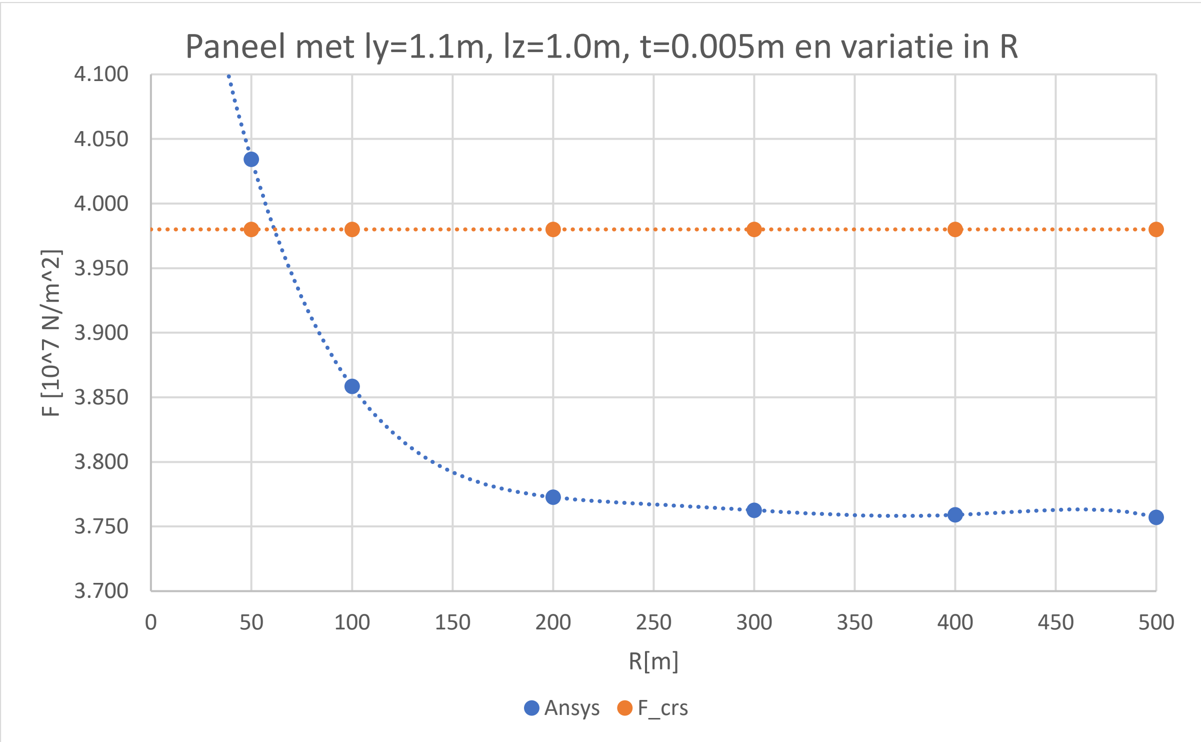
De data uit hoofdstuk 4.1 is verwerkt in twee grafieken, om het overzichtelijk te maken. In de eerste grafiek (figuur 3) is de lengte l_y uitgezet tegen de spanning F_{crs} voor een paneel met kromming $R = 100m$, $R = 50m$, en vergelijking 2.4, die als hypothese dient. Dit geldt ook voor de tweede grafiek (figuur 4), alleen wordt nu de waarde van t gebruikt in plaats van l_y. In de laatste grafiek (figuur 5), varieert de waarde van R.



Figuur 3. Resultaten van een paneel met variatie in l_y.



Figuur 4. Resultaten van een paneel met variatie in t.



Figuur 5. Resultaten van een paneel met variatie in R.

5 Conclusie & aanbevelingen

In dit hoofdstuk worden de conclusies gegeven over de aangenomen hypothese en over de in eerdere hoofdstukken aangenomen eisen en ratio's.

5.1 Conclusie

Het doel van het project was om een formule te vinden voor de kritische knikbelasting van een scharnierend opgelegd gekromd paneel. Er werd een vergelijking aangenomen als hypothese (vergelijking 2.4) die oorspronkelijk bedoeld was voor vlakke panelen en panelen met een kleine kromming. Uit de resultaten blijkt dat de hypothese niet verworpen kan worden. De vergelijking volstaat voor deze typen panelen. Voor vlakke panelen is dit al in hoofdstuk 3.3 bewezen. De resultaten uit hoofdstuk vier laten dit ook zien voor panelen met een kleine kromming. Echter kan niet geconcludeerd worden dat de formule ook werkt voor panelen met een grotere kromming. Het model geeft geen geldige resultaten voor panelen met een grotere kromming. De knikvorm die een paneel in dat geval heeft, heeft meer dan één buik. Hiermee wijkt ook het resultaat sterk af van de berekende waarde uit de hypothese vergelijking. Voor deze panelen zal een andere hypothese vergelijking opgesteld moeten worden en de geldigheid van deze vergelijking zal opnieuw getest moeten worden, eventueel met een nieuw, verbeterd model.

De in de theorie veronderstelde eis (2.6) blijkt niet te kloppen. Bij veel resultaten is $l_z^2/Rt > 1$, maar het verschil tussen de waarde uit het model en de hypothese vergelijking is klein. De bovengrens blijkt hoger te liggen, namelijk $l_z^2/Rt < 4$. Bij een hogere waarde is het model niet meer geldig en daarom wordt deze bovengrens verondersteld.

De ratio uit hoofdstuk 3.3.3: $(100 < l_y/t < 400)$ klopt wel. Voor enkele waarden net boven de 400 komen de waarden nog overeen, maar ver boven de 400 niet meer. Ook voor waarden onder de 100 liggen de berekende waarde en die van de hypothese te ver uit elkaar om te kunnen stellen dat de hypothese juist is.

De nauwkeurigheid van de vergelijking ligt tussen de nul en vijf procent voor de geteste parameters, blijkt uit de resultaten. De eerste regel uit tabel 9 geeft een grotere afwijking dan vijf procent, maar valt de betrouwbaarheid van dit resultaat te betwijfelen. Als de lengte één procent toeneemt, neemt deze fout namelijk af tot één procent. Ook ligt het niet in lijn met de overige resultaten en wordt er aangenomen dat dit resultaat daarom niet juist is.

5.2 Aanbevelingen

Om een werkende vergelijking te vinden voor panelen met een grotere kromming, moeten een aantal problemen opgelost worden. Verder zijn er bepaalde dingen ontdekt die verder onderzocht moeten/kunnen worden. Op basis van deze problemen en ontdekkingen worden de volgende aanbevelingen gedaan:

Voordat een nieuwe hypothese opgesteld wordt, kan eerst beter onderzoek gedaan worden naar knikvormen en de verhoudingen van het paneel.

- Bij bepaalde verhoudingen van het paneel ontstaan bijzondere knikvormen. Waarvan is dit afhankelijk en wat kan veranderd worden zodat er wel een knikvorm ontstaat met één buik?
- Er is enkel gekeken naar panelen met gelijke kromming in beide richtingen. Dit komt door het bolvormige assenstelsel. Wat gebeurt er met de knikvorm als de krommingen verschillen?

- Hoe verdeelt een grotere schaalconstructie zich in werkelijkheid als het paneel dat geprogrammeerd wordt een bijzondere knikvorm heeft? Misschien ontstaat een paneel met zulke afmetingen in het echt helemaal niet. Neemt het niet een andere afmetingen aan, zodat een paneel met een lagere knikfactor ontstaat die wel een enkele buik heeft?
- Welke invloed heeft de knikvorm op de kritische knikfactor van een paneel? Zijn er manieren, zonder de afmetingen van het paneel aan te passen, mogelijkheden om toch een andere knikvorm te krijgen, die in een gunstig geval zorgt voor een hogere knikfactor?

Ook zal het model zelfs nog eens goed bekeken moeten worden en waar nodig aangepast worden.

- Welke invloed heeft de richting van de opleggingen op de knikfactor en hoe groot is deze invloed? Hoe kan dit in het model aangepast worden?
- Wat is de invloed op de nauwkeurigheid van het model, van de grootte van het grid. In andere woorden, als het grid groter of kleiner gemaakt wordt en er meer of minder schuifkracht - aangebracht wordt, wat is de invloed hiervan op de nauwkeurigheid van het model?
- In het gebruikte model worden de krachten altijd in de richting van het X, Y, Z-assenstelsel geplaatst. Wat is de invloed op de nauwkeurigheid van het model als deze krachten in de richting van het lokale assenstelsel geplaatst worden? Hoe kan dit in het model aangepast worden?

Ook over een mogelijke nieuwe hypothesevergelijking zijn vragen te stellen.

- Zijn er verschillende vergelijkingen nodig voor verschillende knikvormen, of is dit allemaal met één vergelijking mogelijk?
- In de huidige vergelijking worden de krommingen niet meegenomen. Is dit nodig? Oftewel, is er een logisch verband tussen de krommingen van het paneel en de kritische knikfactor.

Bronnen

- Bhaga, Bharat & Steeves, Craig. (2018). Compressive Instabilities In Metal-Coated Polymer Microtrusses. 10.25071/10315/35230.

- Hoogenboom, P. C. (z.d.). handout 8. Overgenomen van CIE4143 Shell Analysis, Theory and Application: http://homepage.tudelft.nl/p3r3s/b17_schedule.html

- Malhotra, Praveen K. & Wenk, Thomas & Wieland, Martin. (2000). Simple Procedure for Seismic Analysis of Liquid-Storage Tanks. Structural Engineering International. 10. 197-201. 10.2749/101686600780481509.

- Hynes, M. (z.d.). The Sydney Opera House, Port Jackson (Sydney Harbour). Overgenomen van: https://www.britannica.com/topic/Sydney-Opera-House

- Karandaev. (z.d.). Aluminium bier of frisdrank blikje. Geïsoleerd op witte achtergrond. 20484527. Overgenomen van: https://nl.123rf.com/photo_20484527_aluminium-bier-of-frisdrank-blikje-ge%C3%AFsoleerd-op-witte-achtergrond.html

- Maddux, G.E., Vorst, L.A., Giessler, F.J., Moritz, T. (1969, augustus). Stress Analysis Manual. U.S. Department of Commerce National Technical Information Service.

Appendix 1: APDL-code voor gekromd paneel met normaalspanning

```
/NOPR
KEYW,PR_SET,1
KEYW,PR_STRUC,1
KEYW,PR_THERM,0
KEYW,PR_FLUID,0
KEYW,PR_ELMAG,0
KEYW,MAGNOD,0
KEYW,MAGEDG,0
KEYW,MAGHFE,0
KEYW,MAGELC,0
KEYW,PR_MULTI,0
/GO
!*
!*
/PREP7
!*
ET,1,SHELL181
!*
!*
MPTEMP,,,,,,,,
MPTEMP,1,0
MPDATA,EX,1,,2.1e11
MPDATA,PRXY,1,,0.3
MPTEMP,,,,,,,,
MPTEMP,1,0
MPDATA,DENS,1,,7800
sect,1,shell,,
secdata, 0.005,1,0.0,3
secoffset,MID
seccontrol,,,, , , ,
CSYS,2
K,1,100,-0.31513,-0.28648,
K,2,100,0.31513,-0.28648,
K,3,100,0.31513,0.28648,
K,4,100,-0.31513,0.28648,
/VIEW,1,1,1,1
/ANG,1
/REP,FAST
FLST,2,4,3
FITEM,2,1
FITEM,2,2
FITEM,2,3
FITEM,2,4
A,P51X
FLST,5,4,4,ORDE,2
FITEM,5,1
FITEM,5,-4
CM,_Y,LINE
LSEL, , , ,P51X
```

```
CM,_Y1,LINE
CMSEL,,_Y
!*
LESIZE,_Y1, , ,20, , , , ,1
!*
MSHAPE,0,2D
MSHKEY,1
!*
CM,_Y,AREA
ASEL, , , ,      1
CM,_Y1,AREA
CHKMSH,'AREA'
CMSEL,S,_Y
!*
AMESH,_Y1
!*
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2
!*
FINISH
/SOL
!*
ANTYPE,0
!*
!*
NLGEOM,0
NROPT,AUTO, ,
LUMPM,0
EQSLV, , ,0, ,DELE
MSAVE,0
PCGOPT,0, ,AUTO, , ,AUTO
PIVCHECK,0
PSTRESS,1
TOFFST,0,
!*
FLST,2,4,4,ORDE,2
FITEM,2,1
FITEM,2,-4
!*
/GO
DL,P51X, ,UX,
FLST,2,2,3,ORDE,2
FITEM,2,2
FITEM,2,-3
!*
/GO
DK,P51X, , ,0,UX, , , , ,
FLST,2,1,3,ORDE,1
FITEM,2,4
!*
/GO
DK,P51X,UY, , ,0,UX, , , , ,
```

```
FLST,2,1,3,ORDE,1
FITEM,2,1
!*
/GO
DK,P51X,UY, , ,0,UX,UZ, , , , ,
FLST,2,4,4,ORDE,2
FITEM,2,1
FITEM,2,-4
/GO
!*
SFL,P51X,PRES,10,
FLST,2,1,5,ORDE,1
FITEM,2,1
/GO
!*
SFA,P51X, ,PRES,0.2
/STATUS,SOLU
SOLVE
!*
!*
!*
FINISH
/SOLUTION
ANTYPE,1
!*
!*
BUCOPT,LANB,10,0,0,CENTER
MXPAND,10,0,0,0,0.001,
/STATUS,SOLU
SOLVE
```

Appendix 2: APDL-code voor vlakke plaat met schuifspanning

```
/NOPR
KEYW,PR_SET,1
KEYW,PR_STRUC,1
KEYW,PR_THERM,0
KEYW,PR_FLUID,0
KEYW,PR_ELMAG,0
KEYW,MAGNOD,0
KEYW,MAGEDG,0
KEYW,MAGHFE,0
KEYW,MAGELC,0
KEYW,PR_MULTI,0
/GO
!*
!*
/PREP7
!*
ET,1,SHELL181
!*
!*
MPTEMP,,,,,,,,
MPTEMP,1,0
MPDATA,EX,1,,2.1e11
MPDATA,PRXY,1,,0.3
MPTEMP,,,,,,,,
MPTEMP,1,0
MPDATA,DENS,1,,7800
sect,1,shell,,
secdata, 0.005,1,0.0,3
secoffset,MID
seccontrol,,,, , , ,
K,1,,-0.55,-0.5,
K,2,,0.55,-0.5,
K,3,,0.55,0.5,
K,4,,-0.55,0.5,
/VIEW,1,1,1,1
/ANG,1
/REP,FAST
FLST,2,4,3
FITEM,2,1
FITEM,2,2
FITEM,2,3
FITEM,2,4
A,P51X
FLST,5,4,4,ORDE,2
FITEM,5,1
FITEM,5,-4
CM,_Y,LINE
LSEL, , , ,P51X
CM,_Y1,LINE
CMSEL,,_Y
!*
```

```
LESIZE,_Y1, , ,20, , , , ,1
!*
MSHAPE,0,2D
MSHKEY,1
!*
CM,_Y,AREA
ASEL, , , ,      1
CM,_Y1,AREA
CHKMSH,'AREA'
CMSEL,S,_Y
!*
AMESH,_Y1
!*
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2
!*
FINISH
/SOL
!*
!*
!*
ANTYPE,0
!*
NLGEOM,0
NROPT,AUTO, ,
LUMPM,0
EQSLV, , ,0, ,DELE
MSAVE,0
PCGOPT,0, ,AUTO, , ,AUTO
PIVCHECK,0
PSTRESS,1
TOFFST,0,
!*
FLST,2,4,4,ORDE,2
FITEM,2,1
FITEM,2,-4
!*
/GO
DL,P51X, ,UX,
FLST,2,2,3,ORDE,2
FITEM,2,2
FITEM,2,-3
!*
/GO
DK,P51X, , , ,0,UX, , , , , ,
FLST,2,1,3,ORDE,1
FITEM,2,4
!*
/GO
DK,P51X,UY, , ,0,UX, , , , , ,
FLST,2,1,3,ORDE,1
FITEM,2,1
```

```
!*
/GO
DK,P51X,UY, , ,0,UX,UZ, , , , ,
F,22,FZ,0.5  !upper row
F,41,FZ,1
F,40,FZ,1
F,39,FZ,1
F,38,FZ,1
F,37,FZ,1
F,36,FZ,1
F,35,FZ,1
F,34,FZ,1
F,33,FZ,1
F,32,FZ,1
F,31,FZ,1
F,30,FZ,1
F,29,FZ,1
F,28,FZ,1
F,27,FZ,1
F,26,FZ,1
F,25,FZ,1
F,24,FZ,1
F,23,FZ,1
F,2,FZ,0.5
!*
F,22,FY,0.5  !left row
F,43,FY,1
F,44,FY,1
F,45,FY,1
F,46,FY,1
F,47,FY,1
F,48,FY,1
F,49,FY,1
F,50,FY,1
F,51,FY,1
F,52,FY,1
F,53,FY,1
F,54,FY,1
F,55,FY,1
F,56,FY,1
F,57,FY,1
F,58,FY,1
F,59,FY,1
F,60,FY,1
F,61,FY,1
F,42,FY,0.5
!*
F,42,FZ,-0.5  !bottom row
F,62,FZ,-1
F,63,FZ,-1
F,64,FZ,-1
F,65,FZ,-1
F,66,FZ,-1
```

```
F,67,FZ,-1
F,68,FZ,-1
F,69,FZ,-1
F,70,FZ,-1
F,71,FZ,-1
F,72,FZ,-1
F,73,FZ,-1
F,74,FZ,-1
F,75,FZ,-1
F,76,FZ,-1
F,77,FZ,-1
F,78,FZ,-1
F,79,FZ,-1
F,80,FZ,-1
F,1,FZ,-0.5
!*
F,1,FY,-0.5  !right row
F,3,FY,-1
F,4,FY,-1
F,5,FY,-1
F,6,FY,-1
F,7,FY,-1
F,8,FY,-1
F,9,FY,-1
F,10,FY,-1
F,11,FY,-1
F,12,FY,-1
F,13,FY,-1
F,14,FY,-1
F,15,FY,-1
F,16,FY,-1
F,17,FY,-1
F,18,FY,-1
F,19,FY,-1
F,20,FY,-1
F,21,FY,-1
F,2,FY,-0.5
/STATUS,SOLU
SOLVE
FINISH
/POST1
FINISH
/SOL
!*
ANTYPE,1
!*
BUCOPT,LANB,10,0,0,CENTER
MXPAND,10,0,0,0,0.001,
/STATUS,SOLU
SOLVE
```

Appendix 3: APDL-code voor gekromde plaat met schuifspanning

```
/NOPR
KEYW,PR_SET,1
KEYW,PR_STRUC,1
KEYW,PR_THERM,0
KEYW,PR_FLUID,0
KEYW,PR_ELMAG,0
KEYW,MAGNOD,0
KEYW,MAGEDG,0
KEYW,MAGHFE,0
KEYW,MAGELC,0
KEYW,PR_MULTI,0
/GO
!*
!*
/PREP7
!*
ET,1,SHELL181
!*
!*
MPTEMP,,,,,,,,
MPTEMP,1,0
MPDATA,EX,1,,2.1e11
MPDATA,PRXY,1,,0.3
MPTEMP,,,,,,,,
MPTEMP,1,0
MPDATA,DENS,1,,7800
sect,1,shell,,
secdata, 0.005,1,0.0,3
secoffset,MID
seccontrol,,,, , , ,
CSYS,2
K,1,100,-0.26648,-0.26648,
K,2,100,0.26648,-0.26648,
K,3,100,0.26648,0.26648,
K,4,100,-0.26648,0.26648,
/VIEW,1,1,1,1
/ANG,1
/REP,FAST
FLST,2,4,3
FITEM,2,1
FITEM,2,2
FITEM,2,3
FITEM,2,4
A,P51X
FLST,5,4,4,ORDE,2
FITEM,5,1
FITEM,5,-4
CM,_Y,LINE
LSEL, , , ,P51X
```

```
CM,_Y1,LINE
CMSEL,,_Y
!*
LESIZE,_Y1, , ,20, , , , ,1
!*
MSHAPE,0,2D
MSHKEY,1
!*
CM,_Y,AREA
ASEL, , , ,       1
CM,_Y1,AREA
CHKMSH,'AREA'
CMSEL,S,_Y
!*
AMESH,_Y1
!*
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2
!*
FINISH
/SOL
!*
!*
ANTYPE,0
!*
NLGEOM,0
NROPT,AUTO, ,
LUMPM,0
EQSLV, , ,0, ,DELE
MSAVE,0
PCGOPT,0, ,AUTO, , ,AUTO
PIVCHECK,0
PSTRESS,1
TOFFST,0,
!*
FLST,2,4,4,ORDE,2
FITEM,2,1
FITEM,2,-4
!*
/GO
DL,P51X, ,UX,
FLST,2,2,3,ORDE,2
FITEM,2,2
FITEM,2,-3
!*
/GO
DK,P51X, , ,0,UX, , , , ,
FLST,2,1,3,ORDE,1
FITEM,2,4
!*
/GO
DK,P51X,UY, , ,0,UX, , , , ,
```

```
FLST,2,1,3,ORDE,1
FITEM,2,1
!*
/GO
DK,P51X,UY, , ,0,UX,UZ, , , , ,
F,22,FZ,0.5  !upper row
F,41,FZ,1
F,40,FZ,1
F,39,FZ,1
F,38,FZ,1
F,37,FZ,1
F,36,FZ,1
F,35,FZ,1
F,34,FZ,1
F,33,FZ,1
F,32,FZ,1
F,31,FZ,1
F,30,FZ,1
F,29,FZ,1
F,28,FZ,1
F,27,FZ,1
F,26,FZ,1
F,25,FZ,1
F,24,FZ,1
F,23,FZ,1
F,2,FZ,0.5
!*
F,22,FY,0.5  !left row
F,43,FY,1
F,44,FY,1
F,45,FY,1
F,46,FY,1
F,47,FY,1
F,48,FY,1
F,49,FY,1
F,50,FY,1
F,51,FY,1
F,52,FY,1
F,53,FY,1
F,54,FY,1
F,55,FY,1
F,56,FY,1
F,57,FY,1
F,58,FY,1
F,59,FY,1
F,60,FY,1
F,61,FY,1
F,42,FY,0.5
!*
F,42,FZ,-0.5  !bottom row
F,62,FZ,-1
F,63,FZ,-1
F,64,FZ,-1
```

```
F,65,FZ,-1
F,66,FZ,-1
F,67,FZ,-1
F,68,FZ,-1
F,69,FZ,-1
F,70,FZ,-1
F,71,FZ,-1
F,72,FZ,-1
F,73,FZ,-1
F,74,FZ,-1
F,75,FZ,-1
F,76,FZ,-1
F,77,FZ,-1
F,78,FZ,-1
F,79,FZ,-1
F,80,FZ,-1
F,1,FZ,-0.5
!*
F,1,FY,-0.5  !right row
F,3,FY,-1
F,4,FY,-1
F,5,FY,-1
F,6,FY,-1
F,7,FY,-1
F,8,FY,-1
F,9,FY,-1
F,10,FY,-1
F,11,FY,-1
F,12,FY,-1
F,13,FY,-1
F,14,FY,-1
F,15,FY,-1
F,16,FY,-1
F,17,FY,-1
F,18,FY,-1
F,19,FY,-1
F,20,FY,-1
F,21,FY,-1
F,2,FY,-0.5
/STATUS,SOLU
SOLVE
!*
!*
!*
FINISH
/SOLUTION
ANTYPE,1
!*
!*
BUCOPT,LANB,10,0,0,CENTER
MXPAND,10,0,0,0,0.001,
/STATUS,SOLU
SOLVE
```