

ONGERUBRICEERD

Technical Sciences

Lange Kleiweg 137
2288 GJ Rijswijk
P.O. Box 45
2280 AA Rijswijk
The Netherlands

www.tno.nl

T +31 88 866 80 00

F +31 88 866 69 49

infodesk@tno.nl

TNO rapport**2015 M11024**

Numerieke simulatie van de blastbelasting op vlucht
MH17 van Malaysia Airlines als gevolg van de
detonatie van een gevechtslading

Datum	augustus 2015
Auteur(s)	-
Kopienr.	-
Aantal kopieën	-
Aantal pagina's	21
Aantal bijlagen	3
Opdrachtgever	Onderzoeksraad voor Veiligheid (OVV)
Projectnaam	Fragmentuitwerking
Projectnummer	060.15020

Rubricering rapport	Ongerubriceerd
Gerubriceerd door	Ministerie van Defensie
Datum rubricering	30 april 2015
	<i>Deze rubricering verandert niet</i>

Titel	Ongerubriceerd
Rapporttekst	Ongerubriceerd
Bijlagen A-C	Ongerubriceerd

Dit rapport is een vertaling van TNO rapport 2015 M10626. Bij twijfel over de interpretatie is de tekst in TNO rapport 2015 M10626 leidend.

Alle rechten voorbehouden.

Niets uit deze uitgave mag worden vermenigvuldigd en/of openbaar gemaakt door middel van druk, fotokopie, microfilm of op welke andere wijze dan ook, zonder voorafgaande toestemming van TNO

Indien dit rapport in opdracht werd uitgebracht, wordt voor de rechten en verplichtingen van opdrachtgever en opdrachtnemer verwezen naar de Algemene Voorwaarden voor opdrachten aan TNO, dan wel de betreffende terzake tussen de partijen gesloten overeenkomst. Het ter inzage geven van het TNO-rapport aan direct belanghebbenden is toegestaan.

© 2015 TNO

ONGERUBRICEERD

Inhoudsopgave

1	Introductie	3
2	Simulatieopzet	4
2.1	Achtergrondinformatie over de kenmerken van blastgolven	4
2.2	Definitie van simulatie-elementen.....	4
2.2.1	Gevechtslading	4
2.2.2	Vliegtuig	5
2.2.3	Atmosferische lucht	6
2.3	Numerieke procedure	6
2.3.1	Ontwikkeling van de blastgolf in het nabije veld	6
2.3.2	Interactie van de blastgolf met het vliegtuig	7
3	Simulatieresultaten.....	9
3.1	Ontwikkeling van de blastgolf in het nabije veld.....	9
3.2	Interactie van de blastgolf met het vliegtuig	10
3.2.1	Blastbelasting op de romp	10
3.2.2	Blastbelasting op de linker motorgondel.....	14
4	Conclusies.....	16
5	Referenties	17
	Bijlagen	
	A Gridconvergentie van de blastgolf in het nabije veld	
	B Verificatie van de <i>remapping</i> procedure	
	C Gridconvergentie van de 3D-simulatie	

1 Introductie

De Onderzoeksraad voor Veiligheid (OVV) onderzoekt de crash van vlucht MH17 van Malaysia Airlines die plaatsvond op donderdag 17 juli 2014 in de regio Donetsk (Oekraïne). De OVV wil een duidelijk beeld geven van de oorzaak van de crash. Een mogelijke oorzaak is fatale schade aan het vliegtuig als gevolg van de detonatie van de gevechtslading van een geleid wapen.

TNO is gevraagd om de waargenomen schade aan geborgen onderdelen van het vliegtuig te analyseren op zoek naar schade die specifiek wordt veroorzaakt door detonatie van een gevechtslading. TNO was in staat een mogelijk detonatiepunt te bepalen voor een fragmenterende gevechtslading door een combinatie van schadekaracterisering en eindballistische simulaties [1]. Een fragmenterende gevechtslading veroorzaakt schade door de inslag van fragmenten en explosieve overdruk (*blast*). De waargenomen schade aan het vliegtuig liet een patroon van perforaties zien dat kenmerkend is voor een gevechtslading met voorgevormde fragmenten. Schade als gevolg van blast, voor zover deze kon worden vastgesteld, ondersteunt de bevindingen.

Fragmenten met voldoende kinetische energie zijn in staat kritieke onderdelen diep binnen in het vliegtuig te vernietigen. Een voldoende krachtige blastgolf kan een groot gebied van het vliegtuig vernietigen. Gecombineerde effecten, zoals blast op constructies die al zijn verzwakt door de inslag van fragmenten of de hitte van de explosie, kunnen het schadepotentieel verder vergroten. De OVV wil weten of blast van de gevechtslading in staat is delen van het vliegtuig te beschadigen of vernietigen. Om het schadepotentieel van de blast te beoordelen, moet worden vastgesteld wat de blastbelasting is die plaatselijk is uitgeoefend op het vliegtuig, en wat de respons is van het vliegtuig op de blastbelasting. De onderzoeksvraag gaat over de eerste stap van een dergelijke beoordeling: wat is de plaatselijke blastbelasting op het vliegtuig als gevolg van de detonatie van de gevechtslading?

Doel van deze studie is om de ontwikkeling van de blastbelasting vast te stellen voor een aantal discrete punten op de contour van het vliegtuig. Deze informatie kan door de OVV worden gebruikt om het mogelijke bezwijken van de constructie van het vliegtuig te voorspellen. Er is een zogenoemde *Computational Fluid Dynamics* simulatie (numerieke stromingsleer, CFD) uitgevoerd om een zo nauwkeurig mogelijke, kwantitatieve beschrijving van de blastbelasting te geven.

Dit onderzoek gebruikt gerubriceerde gegevens, zoals beschreven in de *Wet Bescherming Staatsgeheimen*. De tekst van dit rapport is geïnspecteerd en vrijgegeven voor publicatie door het Nederlandse Ministerie van Defensie.

Om de drukontwikkeling te kunnen berekenen is een gedetailleerde driedimensionale CFD-berekening uitgevoerd met de AUTODYN-software. In de simulatie is de gevechtslading tot ontploffing gebracht op de waarschijnlijke positie en met de waarschijnlijke oriëntatie ten opzichte van het vliegtuig. De opzet van de simulaties is beschreven in hoofdstuk 2, terwijl de resultaten van de simulaties zijn weergegeven in hoofdstuk 3. Conclusies worden getrokken in hoofdstuk 4.

2 Simulatieopzet

Versie 14.5 van de AUTODYN-software [2] is gebruikt om de voortplanting te simuleren van de schokgolf vanaf een gevechtslading in de buurt van het vliegtuig en de interactie van deze schokgolf met het vliegtuig. De simulatie houdt geen rekening met de respons van het vliegtuig op de blastbelasting. De software simuleert het complete stromingsveld rond het vliegtuig en levert een ruimtelijke en temporele beschrijving van de blastbelasting op het vliegtuig.

De CFD-berekening is opgebouwd uit drie elementen om de blastbelasting correct weer te geven, namelijk de gevechtslading, het vliegtuig en de omringende atmosferische lucht. Deze elementen zijn beschreven in sectie 2.2 en de gevolgde numerieke procedure voor de simulaties van de blastbelasting is beschreven in sectie 2.3. Eerst wordt in sectie 2.1 enige inleidende informatie over blast gegeven.

2.1 Achtergrondinformatie over de kenmerken van blastgolven

Brisante springstoffen (*High Explosives*, HE) zijn vaste stoffen met het vermogen om te detoneren. Tijdens een detonatie verandert de toestand van de HE extreem snel in een heet gas. Typische detonatiedrukken binnen in de explosie zijn meer dan 20 GPa bij een temperatuur van ongeveer 3000 K. Er ontstaat een blastgolf als gevolg van de grote hoeveelheid energie die plotseling vrijkomt.

Het voorste gedeelte van een blastgolf is het schokgolffront dat een onmiddellijke stijging van de druk veroorzaakt. Dit wordt de piekdruk genoemd. Het schokgolffront van de blastgolf plant zich supersonisch voort, perst de lucht samen en zorgt voor een toename van de deeltjessnelheid in dezelfde richting als de golf. De wiskundige integraal over het druk-tijdverloop wordt 'impuls' genoemd.

Met toenemende afstand tot de detonatiepositie neemt de piekdruk af en neemt de duur van de druk toe, bij gegeven HE massa. Zo lang de voortbewegende blastgolf geen obstakel raakt, wordt de druk 'invallende druk' genoemd. Raakt de blastgolf een obstakel, dan wordt deze gereflecteerd waardoor een plaatselijke druktoename ontstaat die vele malen hoger kan zijn dan de invallende druk. De belasting op een obstakel als gevolg van een blastgolf verschilt van een statische belasting:

- De blastbelasting zorgt voor een sterke stijging van de druk, wat niet vergelijkbaar is met een langzaam uitgeoefende druk.
- De duur van de blastbelasting van een conventionele gevechtslading is aanzienlijk korter dan bij een langzaam toegepaste druk.
- Het dynamische gedrag van de blastgolf vereist het druk-tijdsverloop op specifieke plaatsen om de belasting te kunnen beschrijven.

2.2 Definitie van simulatie-elementen

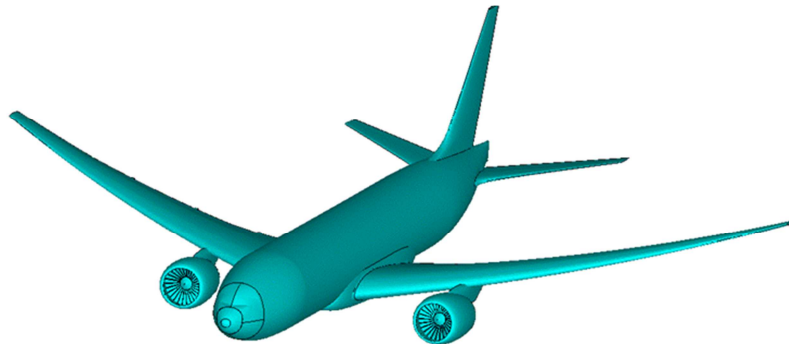
2.2.1 Gevechtslading

In overleg met de OVV is een model van een gevechtslading van het type 9N314 gebruikt. De gevechtslading, met een totale massa van 70 kg, bestaat uit een stalen mantel met voorgevormde fragmenten en een HE lading [3]. De geometrische vorm van de ladingmassa is ongeveer die van een cilinder. De energie van de HE lading wordt gebruikt om de stalen mantel open te breken, de fragmenten te versnellen en

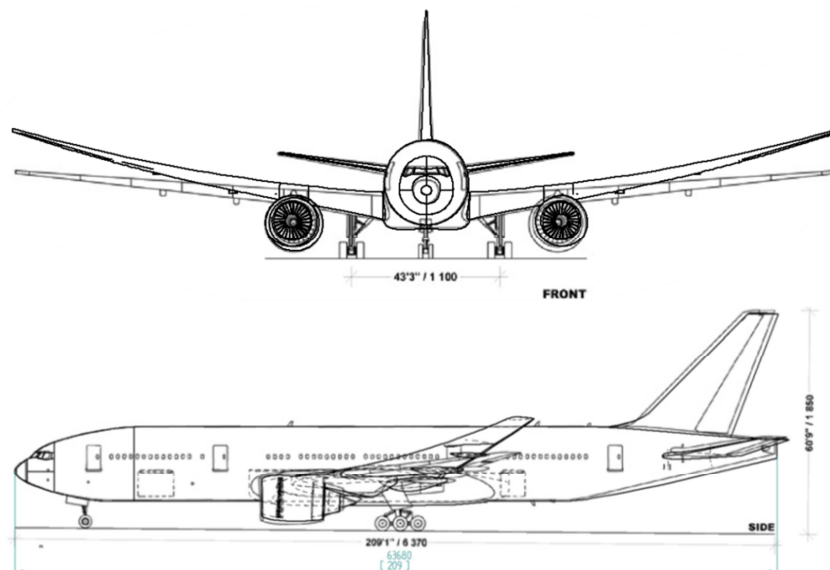
een explosieve overdruk te genereren, die *blast* wordt genoemd. Daarom is slechts een bepaald gedeelte van de totale HE energie verantwoordelijk voor de blast. Het type HE gebruikt in het gevechtsladingmodel is 'Compositie B', dat voor 60% van zijn gewicht bestaat uit RDX en voor 40% van zijn gewicht uit TNT. De literatuur biedt diverse wiskundige relaties voor berekening van de energiefractie van de springstof die verantwoordelijk is voor blast, de '*equivalent bare charge mass*' (EBCM). In deze studie is de EBCM afgeleid uit een empirisch model dat gebruik maakt van de '*modified Fisher*'-relaties [4]. De afgeleide EBCM geeft een conservatieve situatie weer; dat betekent een zo krachtig mogelijke blastgolf afkomstig van de gevechtslading.

2.2.2 Vliegtuig

Een model van het vliegtuig is verkregen uit een openbare bron op internet [5]. Het model, getoond in figuur 2.1, is een starre 3D-constructie (21 starre lichamen). De hoofdafmetingen van het model zijn geverifieerd door ze te vergelijken met de hoofdafmetingen van het daadwerkelijke vliegtuig (zie figuur 2.2). Het model bleek een nauwkeurige representatie van het vliegtuig voor het doel van deze studie.



Figuur 2.1 Boeing 777 in SolidWorks 2012-formaat. Het model is beschikbaar in de GRABCAD-modelopslag [5]. Merk op dat dit een model is van het vliegtuig 'tijdens de vlucht': de uiteinden van de vleugels zijn naar boven gebogen door de draagkracht.



Figuur 2.2 Verificatie van het model aan de hand van de hoofdafmetingen van de Boeing 777-200ER [6]. Het GRABCAD-model in zwart is over de tekening van het vliegtuigmodel in grijs heen gelegd. Het hoogteverschil tussen de vleugeluiteinden is 1,3 m.

De tijd waarin de blastgolf zich langs het vliegtuig verplaatst is doorgaans korter dan de tijd voordat het vliegtuig begint te vervormen. Dit maakt het toelaatbaar om het vliegtuig te modelleren als een star lichaam omdat eventuele materiaalvervorming verwaarloosbaar is binnen de tijdschaal van de blast. De zo berekende explosiebelasting op de buitenomtrek van het vliegtuig is de maximale belasting.

2.2.3 Atmosferische lucht

De gevechtslading detoneerde op een hoogte van ongeveer 10 km (*flight level* 330). De CFD-simulatie gebruikt de volgende eigenschappen voor omgevingslucht:

- Dichtheid: $0,41 \text{ kg/m}^3$
- Druk: 26,21 kPa
- Temperatuur: 223 K

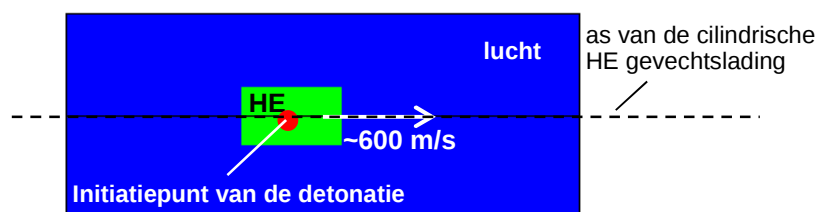
2.3 Numerieke procedure

De blastontwikkeling is gesimuleerd in twee fasen, namelijk de ontwikkeling van de blast in het nabije veld, vlak bij de gevechtslading, en de interactie van de blast met het vliegtuig. De eerste fase simuleert blast over de afstand tussen gevechtslading en vliegtuig. Het stromingsveld van deze simulatie is vervolgens overgezet (*remapped*) in een groter domein dat het volledige vliegtuig omvat. Deze procedure maakt het mogelijk om een fijnmazig numeriek grid (kleine CFD-elementen) te gebruiken dicht bij de gevechtslading. Dit is nodig om de grote drukgradiënten tijdens de eerste ontwikkeling van de blastgolf goed te beschrijven. Het numerieke grid in de tweede fase is grover gemaakt om het vliegtuig te omspannen.

2.3.1 Ontwikkeling van de blastgolf in het nabije veld

De begincondities voor de blastgolf in het nabije veld zijn samengevat in figuur 2.3. De gevechtslading beweegt met een snelheid van $\sim 600 \text{ m/s}$ [1] door de atmosfeer in rust. De gevechtslading wordt geïnitieerd vanuit het midden van de HE lading. De CFD-simulatie is 2D axiaal-symmetrisch rond de as van de cilindrische HE massa. Het numerieke grid is 2000×1000 cellen (8 m in de lengterichting en 4 m radiaal). De gebruikte celgrootte is daarmee 4 mm. Een celgrootte van 4 mm is voldoende om de drukprofielen juist te bepalen (zie bijlage A). De simulatie is voortgezet tot het front van de blastgolf een radiale afstand van 3 m heeft bereikt.

Het berekende stromingsveld is vervolgens geïmporteerd in het grotere numerieke grid voor de tweede fase die de interactie met het vliegtuig omvat. De toestandsvergelijking van een ideaal gas is gebruikt voor de lucht en de detonatieproducten zijn gemodelleerd met behulp van de toestandsvergelijking van Jones-Wilkins-Lee (JWL). De parameters voor lucht en Compositie B worden gegeven in tabel 2.1.



Figuur 2.3 Begincondities voor de ontwikkeling van de blastgolf in het nabije veld. De HE is weergegeven in groen en beweegt met een snelheid van $\sim 600 \text{ m/s}$ terwijl de lucht in rust in blauw is weergegeven. De rode cirkel is het initiatiepunt van de detonatie en de simulatie is axiaal-symmetrisch rond de as van de cilindrische gevechtslading.

Tabel 2.1 Parameters en waarden van de toestandsvergelijking voor atmosferische lucht en Compositie B.

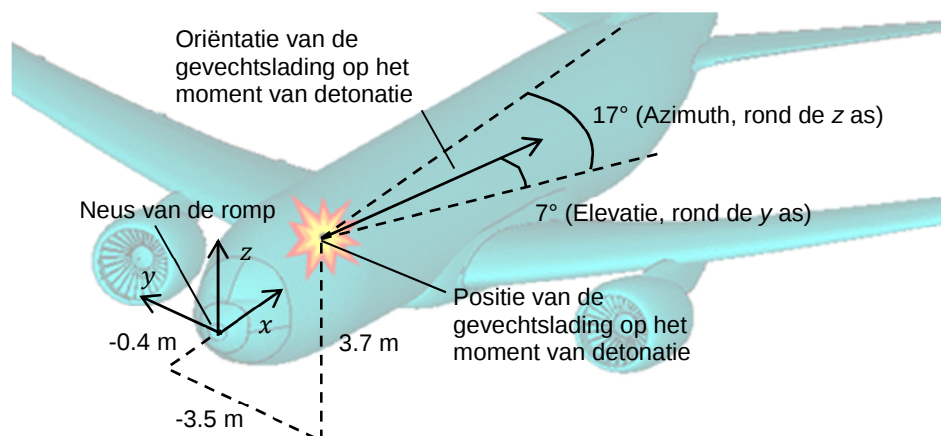
Parameters voor ideaal gas	Lucht	JWL parameters	Compositie B [7]
Verhouding van specifieke warmtecapaciteiten	1.4	A (GPa)	524.23
		B (GPa)	7.678
		R_1	4.2
		R_2	1.1
		CJ detonatiesnelheid (m/s)	7980
		CJ energie (GJ/m ³)	8.5
		CJ druk (GPa)	29.5

2.3.2 Interactie van de blastgolf met het vliegtuig

Ter referentie toont figuur 2.4 de geschatte locatie van de gevechtsslading op het moment van detonatie ten opzichte van het vliegtuig. Figuur 2.5 toont de positie en oriëntatie van de gevechtsslading in het referentiecoördinatenstelsel. De snelheden van vliegtuig en gevechtsslading zijn respectievelijk 254 m/s en ~600 m/s [1].



Figuur 2.4 Op het moment van detonatie bevindt de gevechtsslading zich ten opzichte van het vliegtuig dicht bij de linkerzijde van de romp en vlak bij de cockpit.

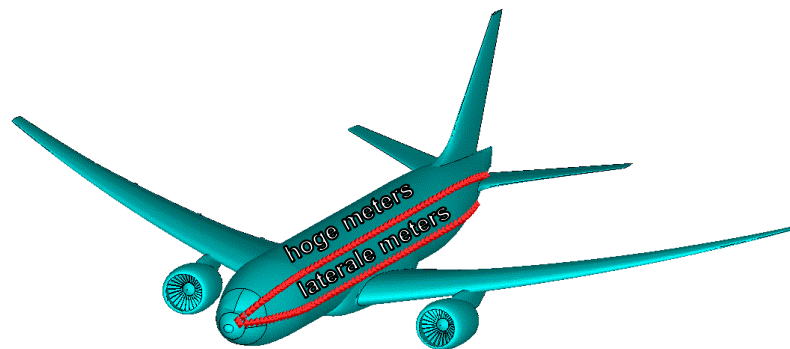


Figuur 2.5 Positie en oriëntatie van de gevechtsslading ten opzichte van het vliegtuig op het moment van detonatie. De informatie is overgenomen uit de studie gerapporteerd in [1] en betreft gevechtsslading ontwerp I op de initiële positie en oriëntatie [1, tabel A.1].

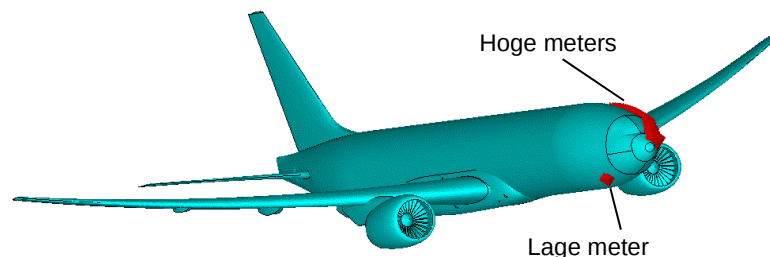
Merk op dat gevechtslading ontwerp I op de initiële positie en oriëntatie een *match* oplevert met het waargenomen fragmenten trefpatroon ten tijde van de blast studie (april 2015). Nieuwe gegevens maakten het in juli 2015 mogelijk verschillende gevechtslading ontwerpen te beschouwen, wat resulteerde in een “*best match*” op een enigszins verschoven locatie [1]. De verschillende gevechtslading ontwerpen beïnvloeden vooral de verscherving. The beste *match* is ~1 m dicht bij het vliegtuig, wat lokaal een iets hogere blastbelasting oplevert dan beschreven in dit rapport. Verder weg van het detonatiepunt blijft de blastbelasting soortgelijk.

Bij elke tijdstap tijdens de simulatie wordt de uitgeoefende belasting op het vliegtuig vastgelegd door virtuele 'drukmeters' op het vliegtuig. De locatie van deze drukmeters is weergegeven in figuur 2.6 en figuur 2.7 met rode symbolen. In de CFD-simulatie zijn drie groepen drukmeters gedefinieerd:

- Hoog gelegen meters (69 in totaal), horizontaal op de linkerkzijde van de romp zo dicht mogelijk bij de positie van de gevechtslading op het moment van de detonatie.
- Laterale meters (64 in totaal), horizontaal op de linkerkzijde van de romp en zo dicht mogelijk bij het punt waar de vleugel aan het vliegtuig is bevestigd.
- Eén enkele laag gelegen meter op de rechterzijde van de romp op de positie van paneel AAHZ3112NL, dat schade vertoont waarvan werd vermoed dat deze afkomstig is van blast [1].



Figuur 2.6 Locatie van de laterale en hoge drukmeters op de linkerkzijde van het vliegtuig.



Figuur 2.7 Locatie van de lage drukmeter op de rechterzijde van het vliegtuig.

Het 3D numerieke grid bestaat uit $533 \times 267 \times 200$ cellen (respectievelijk langs de x-, y- en z-as) die een afstand beslaan van $160 \times 80 \times 60$ m gecentreerd rond het detonatiepunt van de gevechtslading. Er zijn cellen met een niet-uniforme celgrootte gebruikt om een fijnmaziger grid te krijgen (celgrootte van 50 mm) bij het detonatiepunt en een grofmaziger grid (celgrootte van ongeveer 1 m) ver weg van het detonatiepunt. Dit is toegestaan, omdat de drukgradiënt van de blastgolf kleiner wordt naarmate deze verder weg beweegt van het detonatiepunt.

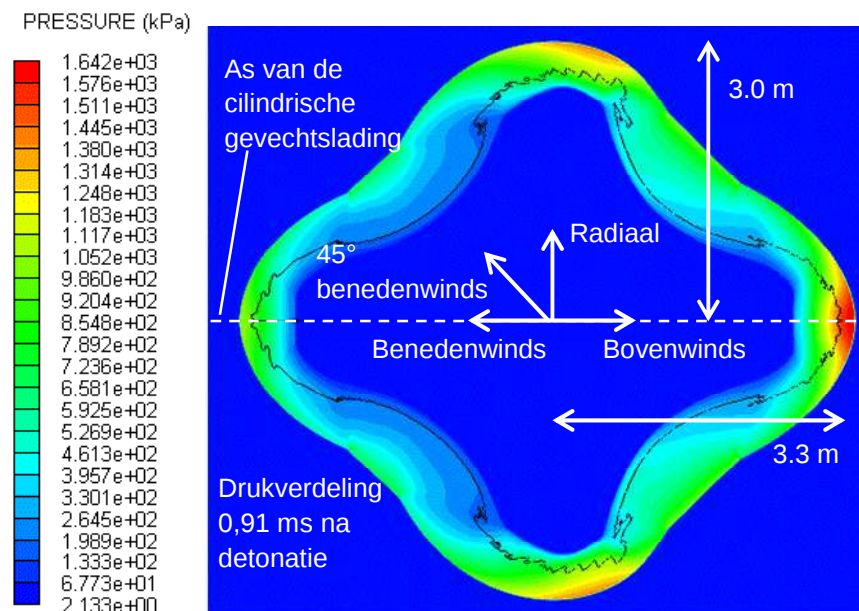
3 Simulatieresultaten

Dit hoofdstuk bevat de uitkomsten van de CFD-simulaties. De resultaten van de ontwikkeling van de blastgolf in het nabije veld zijn gegeven in sectie 3.1. De resultaten van de blastgolf interactie met het vliegtuig zijn gegeven in sectie 3.2.

3.1 Ontwikkeling van de blastgolf in het nabije veld

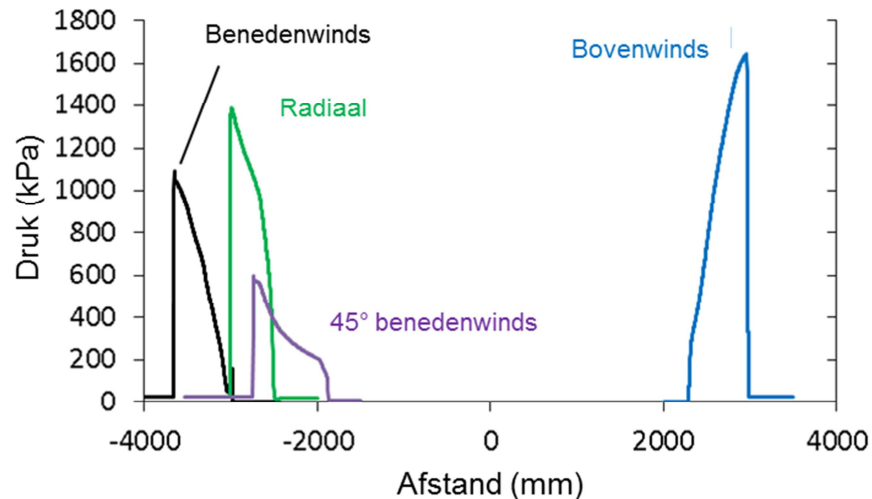
Figuur 3.1 laat de drukverdeling zien van de blastgolf afkomstig van de cilindrische gevechtsslading. Op 0,91 ms na detonatie heeft het front van de blastgolf een afstand afgelegd van 3,0 m in radiale richting en 3,3 m in lengterichting vanaf het detonatiepunt. In het nabije veld is de blastgolf niet bolvormig vanwege de cilindrische vorm van de gevechtsslading en vanwege het feit dat deze in eerste instantie naar rechts beweegt. Niet-lineaire effecten resulteren uiteindelijk in een bolvormige voortplanting van de schokgolf op enige afstand van het detonatiepunt.

De piekdruk is ongeveer 1600 kPa in bovenwindse richting. In benedenwindse richting is de piekdruk ongeveer 1100 kPa. In radiale richting bereikt de piekdruk een waarde van ongeveer 1400 kPa. De laagste explosiedruk wordt op 45° in benedenwindse richting aangetroffen en bedraagt ongeveer 600 kPa. De niet-bolvormige drukverdeling laat zien hoe belangrijk het is om rekening te houden met de cilindrische (in plaats van bolle) vorm van de gevechtsslading en met de snelheid van de gevechtsslading (in plaats van een statische toestand). Op latere tijdstippen ontstaat er vooral in radiale richting interactie tussen de blast en het vliegtuig.



Figuur 3.1 Drukverdeling van de blastgolf vanaf de gevechtsslading op 0,91 ms na detonatie. Op dit tijdstip heeft het front van de schokgolf een afstand afgelegd van 3,0 m in radiale richting en 3,3 m in de lengterichting. De blastgolf is niet bolvormig vanwege de cilindrische vorm en de snelheid van de gevechtsslading. De aanvankelijke snelheid van de gevechtsslading wijst naar rechts, waardoor de piekdruk het hoogst is tegen de wind in (ongeveer 1600 kPa).

De drukprofielen van de blastgolf op 0,91 ms na detonatie met de wind mee, tegen de wind in, 45° met de wind mee en radiaal is weergegeven in figuur 3.2. De nauwkeurigheid van de drukprofielen is geverifieerd aan de hand van een beschouwing van de gridconvergentie, die is opgenomen in bijlage A.



Figuur 3.2 Drukprofiel (alleen de positieve fase is weergegeven) van de blastgolf vanaf de gevechtslading op 0,91 ms na detonatie in vier richtingen: bovenwinds, benedenwinds, 45° benedenwinds en radiaal (zie figuur 3.1 voor de definitie van richtingen). De piekdruk in deze vier richtingen is respectievelijk ongeveer 1600 kPa, 1100 kPa, 600 kPa en 1400 kPa.

3.2 Interactie van de blastgolf met het vliegtuig

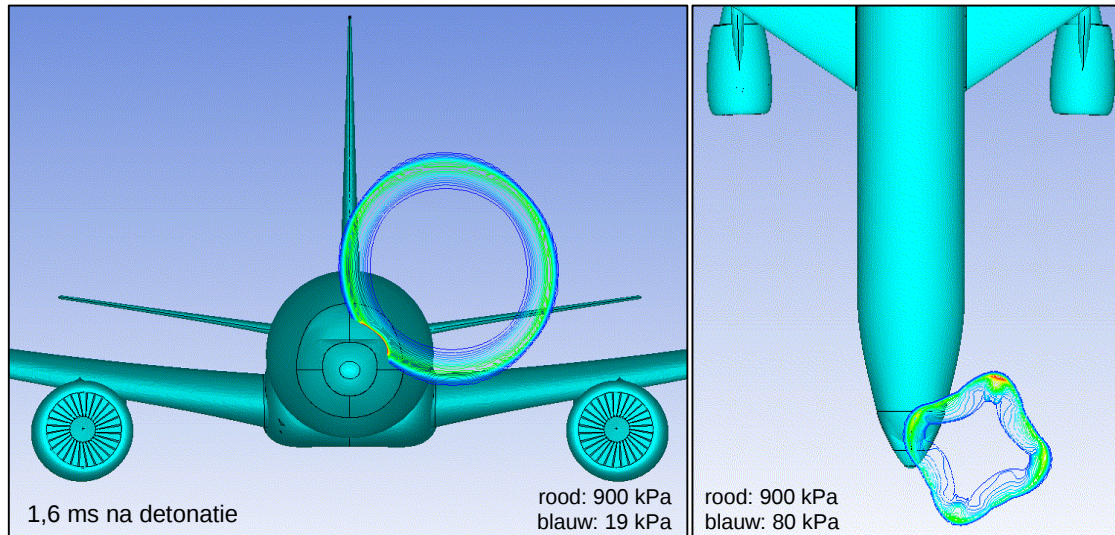
3.2.1 Blastbelasting op de romp

Het stromingsveld in figuur 3.1 en figuur 3.2 is de invoer voor de simulatie van de interactie tussen blastgolf en vliegtuig. Het overbrengen van de stromingsveld condities van de eerste fase van de simulatie naar de tweede fase, heet de *remapping* procedure. De remapping is geverifieerd door de drukprofielen uit beide fasen met elkaar te vergelijken (zie bijlage B voor meer informatie). De blastbelasting op de romp kan vervolgens worden bepaald, totdat de blast de staart van het vliegtuig bereikt of de grootte van de blast verwaarloosbaar wordt.

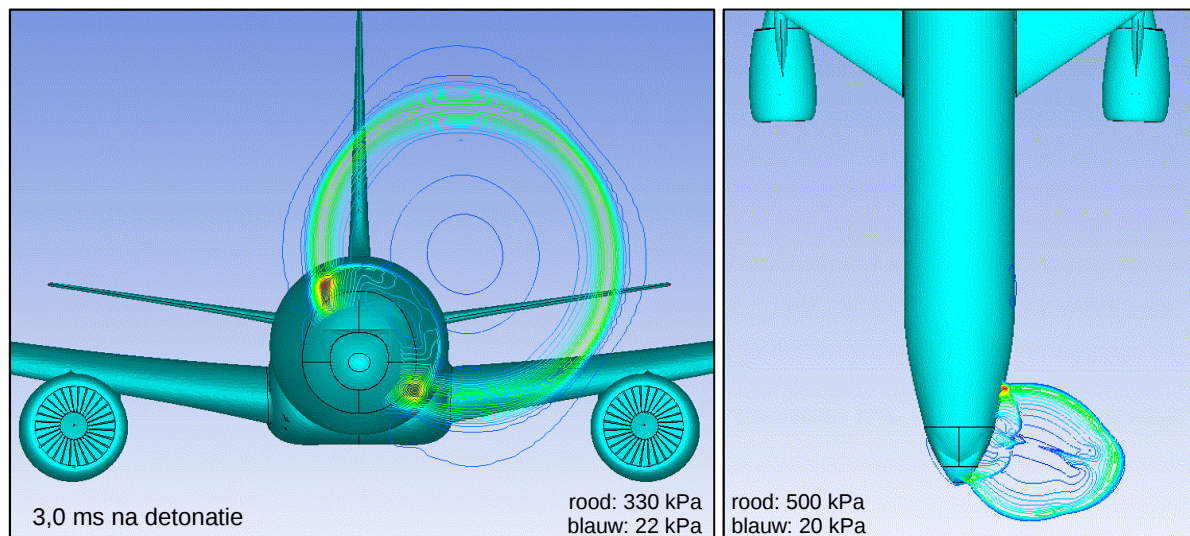
De blastgolf is gevisualiseerd op vier verschillende tijdstippen in figuur 3.3 tot en met figuur 3.6. De blastgolf is weergegeven van voren (figuren links) en van boven (figuren rechts), door middel van lijnen van constante druk. In elke figuur is de maximale druk (rood) en de minimale druk (blauw) weergegeven. Waarneembaar op het vooraanzicht zijn de reflectie van de blast tegen de romp (figuur 3.4) en de voortplanting van de blast rond de romp (figuur 3.5). Waarneembaar op het bovenaanzicht zijn de voortplanting van de blast richting de neus (figuur 3.4) en richting de voorrand van de vleugel (figuur 3.5 en figuur 3.6).

Het druk-tijdverloop is weergegeven in figuur 3.7 op vier locaties langs de romp: 0 m (bij de neus), 2,5 m (op de kortste afstand tot de gevechtslading), 10 m en 25 m (aan de voorzijde van de vleugel bij de vleugelwortel). De hoogste berekende piekdruk is 2500 kPa op 2,5 m van de neus. Bij 10 m en 20 m van de neus neemt de piekdruk af naar respectievelijk 88 kPa en 41 kPa. De duur van de blastgolf varieert van ongeveer 3 ms tot 7 ms.

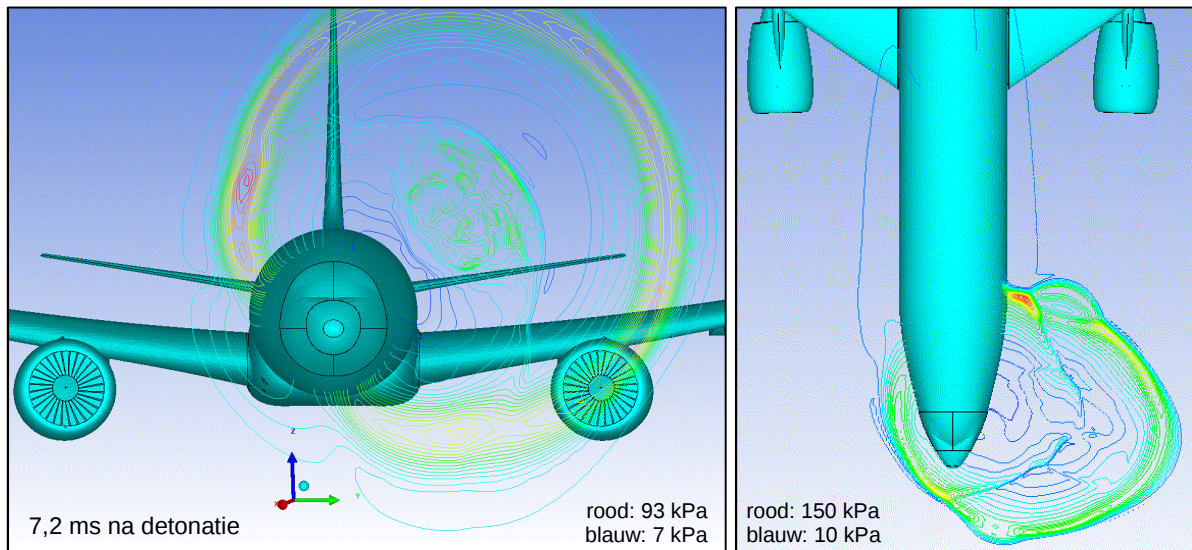
De nauwkeurigheid van de drukontwikkeling in figuur 0.7, is nader beschreven in bijlage C. Hierin wordt uitgelegd dat de piekdruk op 2,5 m is onderschat als gevolg van een numeriek artefact (celgrootte keuze), terwijl de andere piekdrukwaarden correct zijn geschat. Met behulp van een geschikte celgrootte bij 2,5 m wordt een piekdruk van 5000 kPa berekend, wat een betere schatting is.



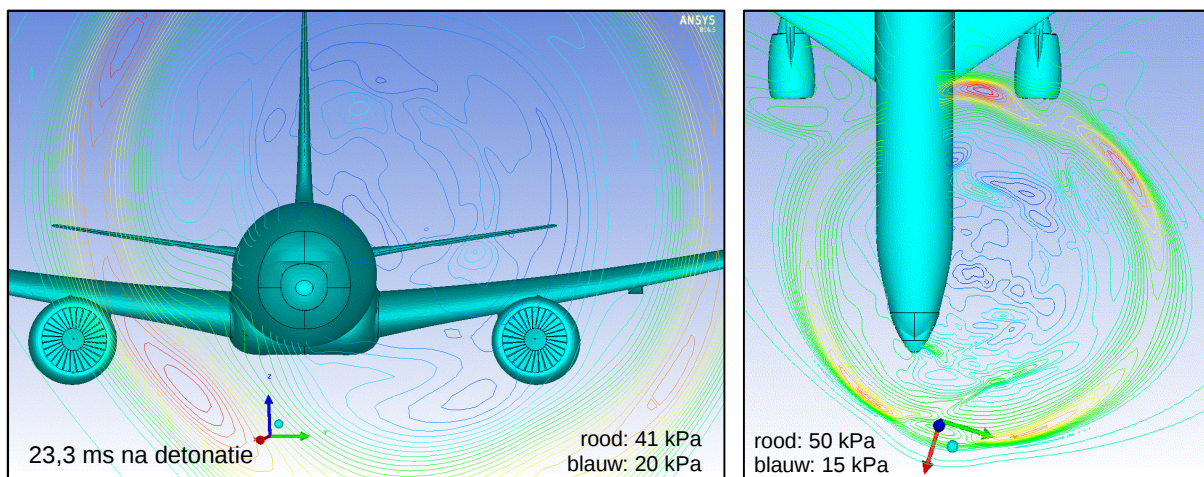
Figuur 3.3 Lijnen van constante druk op 1,6 ms na detonatie in het vooraanzicht (links) en het bovenaanzicht (rechts). De blast raakt het vliegtuig als eerste in het cockpitgebied. De aanzichten bevatten de numerieke waarden van de maximale piekdruk (rood) en minimale piekdruk (blauw).



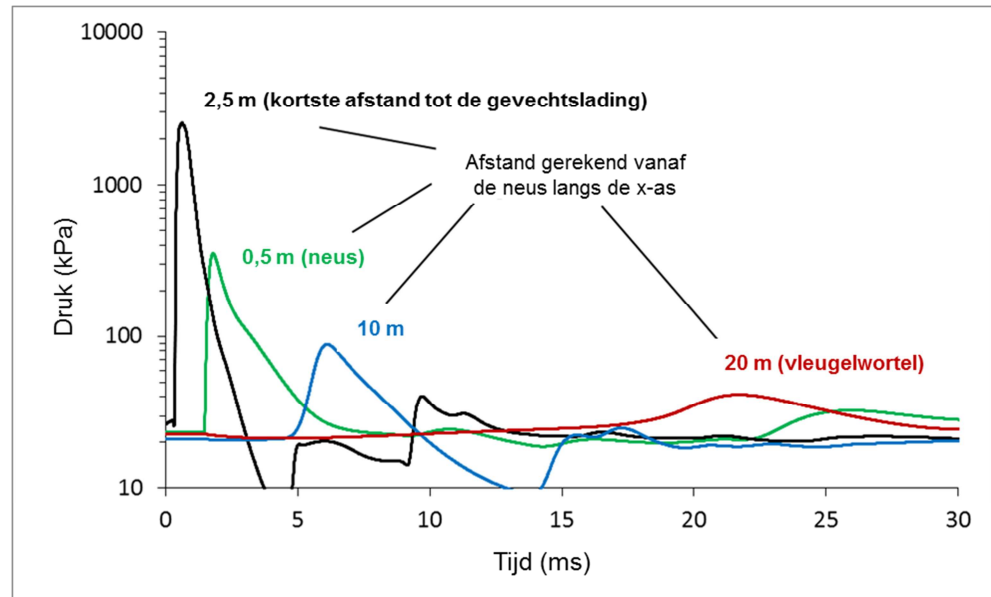
Figuur 3.4 Lijnen van constante druk op 3,0 ms na detonatie in het vooraanzicht (links) en het bovenaanzicht (rechts). De blast raakt het vliegtuig in het cockpitgebied. De aanzichten bevatten de numerieke waarden van de maximale piekdruk (rood) en minimale piekdruk (blauw).



Figuur 3.5 Lijnen van constante druk op 7,2 ms na detonatie in het vooraanzicht (links) en het bovenaanzicht (rechts). De blast raakt de gehele voorste sectie van de romp waaronder ook de rechterzijde. De aanzichten bevatten de numerieke waarden van de maximale piekdruk (rood) en minimale piekdruk (blauw).



Figuur 3.6 Lijnen van constante druk op 23,3 ms na detonatie in het vooraanzicht (links) en het bovenaanzicht (rechts). Het front van de blast bereikt de voorrand van de vleugel bij de vleugelwortel. De aanzichten bevatten de numerieke waarden van de maximale piekdruk (rood) en minimale piekdruk (blauw).



Figuur 3.7 Drukontwikkeling tot 30 ms na detonatie in vier richtingen: 0,5 m, 2,5 m, 10 m en 20 m gerekend vanaf de neus. De piekdruk is het hoogst op 2,5 m van de neus en bereikt een waarde van 2500 kPa met de toegepaste numerieke celgrootte. Op 10 m van de neus is de piekdruk afgenomen tot 88 kPa. De duur van de schokgolf varieert van ongeveer 3 ms tot 7 ms.

Figuur 3.8 toont de gemeten piekdruk op elke positie langs het vliegtuig voor de hoge, laterale en lage drukmeters. De hoogste piekdruk is gemeten op 2,5 m van de neus en bereikt 5000 kPa. De spreiding (*error bar*) is toegevoegd in figuur 3.8 om de onzekerheid van de CFD-simulatie te benadrukken voor deze specifieke positie op de romp (zie bijlage C).

De piekdruk neemt af naarmate de afstand vanaf de 2,5 m positie vanaf de neus toeneemt, en zakt onder de 75 kPa op een afstand van 12,5 m vanaf de neus. In [1] is 75 kPa als de drempelwaarde aangenomen voor de meest milde vorm van blastschade (zogenaamde *dishing*, of welving). Aan de voorrand van de vleugel bij de vleugelwortel (20 m) is de piekdruk in de orde van grootte van 40 kPa en blijft deze afnemen tot het effect van de blast verwaarloosbaar wordt bij ongeveer 35 m. Bij een nog grotere afstand vanaf de neus blijft de piekdruk gelijk aan een luchtdrukwaarde van 26,2 kPa van de omringende atmosferische lucht.

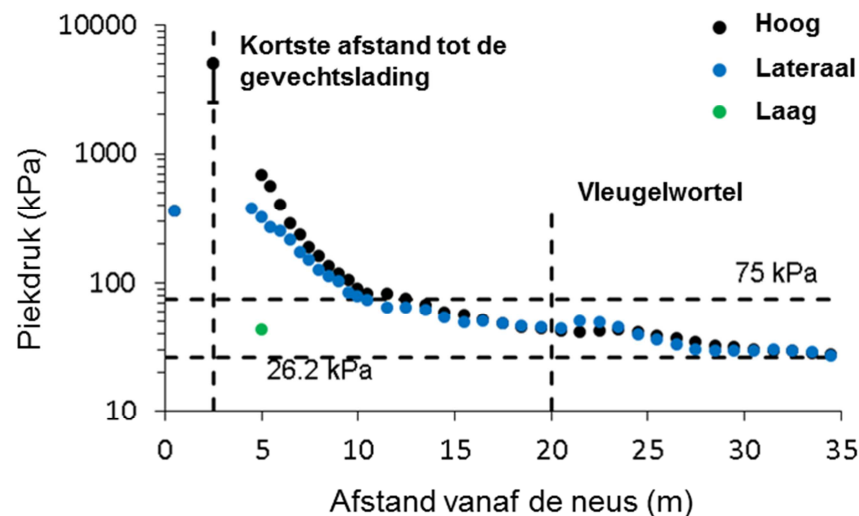
De gemeten piekdruk van de lage drukmeter op de rechterzijde van de romp is 43 kPa. De kleine toename van de druk vlak bij de voorzijde van de vleugel wordt veroorzaakt door gereflecteerde blastgolven.

Naast de piekdruk is ook de uitgeoefende impuls op een bepaalde plaats op het vliegtuig kenmerkend voor een explosiebelasting. De (specifieke) impuls op een willekeurige plaats wordt verkregen door de druk als functie van de tijd als volgt te integreren:

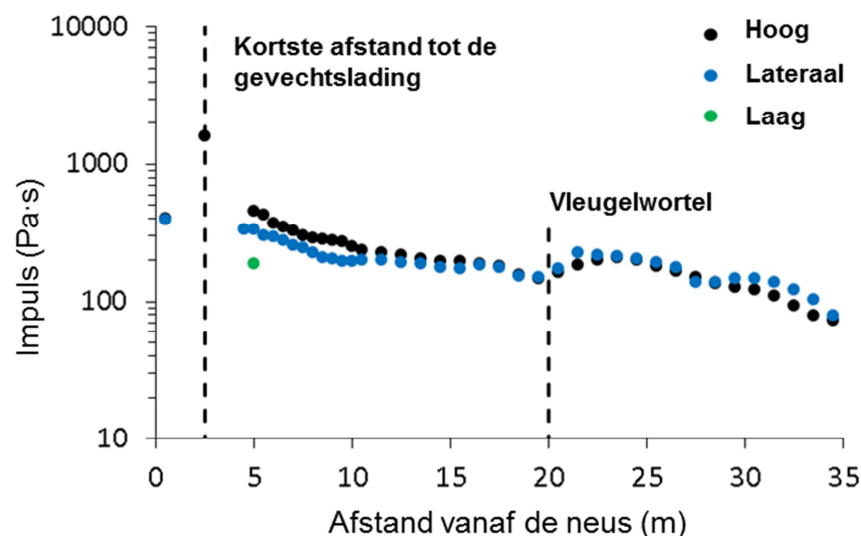
$$I = \int_0^{t'} (p - p_{atm}) dt$$

waarbij p de absolute druk is, p_{atm} de atmosferische druk op 10 km (26,2 kPa) en t' verwijst naar de positieve faseduur van het drukprofiel (waarbij de druk minder wordt dan de atmosferische waarde bij 10 km). Figuur 3.9 geeft de impuls langs de

romp. De hoogste impuls treedt op bij 2,5 m van de neus en bereikt 1600 Pa·s. De impuls neemt af bij toenemende afstand tot de neus, tot ongeveer 180 Pa·s bij de vleugelwortel. Bij een afstand groter dan 35 m zakt de impuls onder de 100 Pa·s.



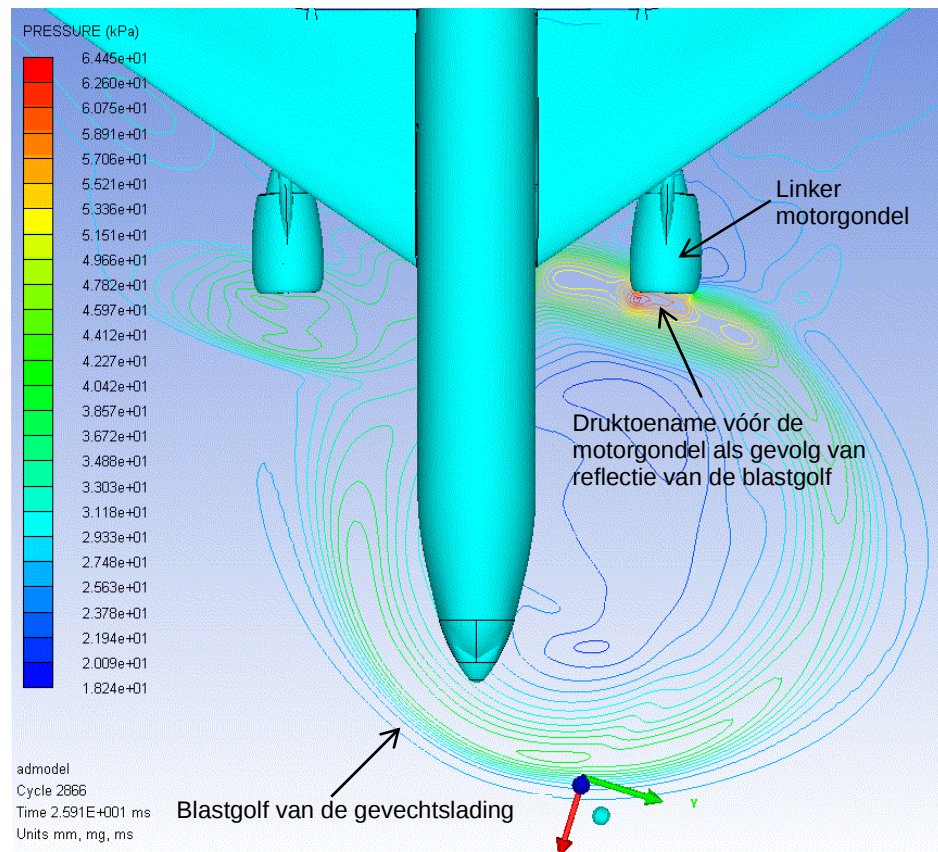
Figuur 3.8 Piekdruk langs het vliegtuig gemeten met de hoge, laterale en lage drukmeters. De hoogste piekdruk wordt verkregen op een afstand van 2,5 m van de neus en bedraagt maximaal 5000 kPa (zie bijlage C). De piekdruk neemt af bij toenemende afstand tot de neus, en zakt onder de 75 kPa (volgens [1] een drempelwaarde voor blast schade) bij 12,5 m. Bij de vleugelwortel is de piekdruk 40 kPa. Bij een afstand groter dan 35 m is het effect van de blastgolf verwaarloosbaar.



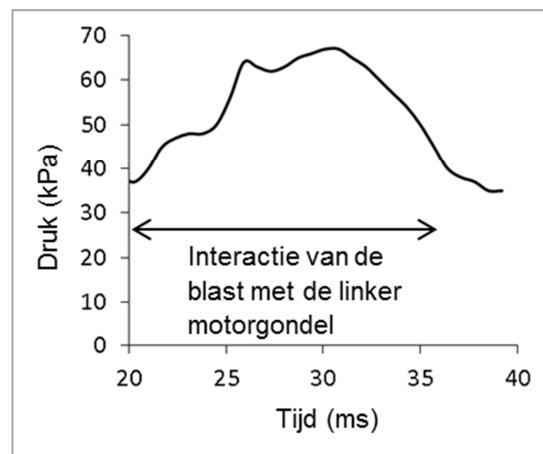
Figuur 3.9 Impuls langs het vliegtuig, gemeten met de hoge, laterale en lage drukmeters. De hoogste impuls wordt verkregen bij een afstand van 2,5 m van de neus en bereikt ten minste 1600 Pa·s. Bij de vleugelwortel is de impuls ongeveer 180 Pa·s. Bij afstanden groter dan 35 m zakt de impuls onder de 100 Pa·s.

3.2.2 Blastbelasting op de linker motorgondel

De blastbelasting op de linker motorgondel is nader beschouwd, zoals geschetst in figuur 3.10. De geschatte drukontwikkeling, uitgeoefend op de linker motorgondel, is weergegeven in figuur 3.11. De blast raakt de motorgondel tussen de 20 ms en 35 ms, waarbij de druk een maximale waarde bereikt van 65 kPa.



Figuur 3.10 Lijnen van constante druk laten de interactie zien tussen de blastgolf en de linker motorgondel. De interactie met de blast resulteert in een piekdruk van 65 kPa vóór de motorgondel.



Figuur 3.11 Geschatte drukontwikkeling vóór de motorgondel van de linkervleugel. De blastgolf raakt de motorgondel tussen de 20 ms en 35 ms. Gedurende deze periode bereikt de druk 65 kPa. De omgevingsluchtdruk is 26,2 kPa.

4 Conclusies

De Onderzoeksraad voor Veiligheid (OVV) wil een duidelijk beeld geven van de oorzaak van de crash van vlucht MH17. Een mogelijke oorzaak is fatale schade aan het vliegtuig als gevolg van de detonatie van de fragmenterende gevechtslading van een geleid wapen. Een detonerende gevechtslading veroorzaakt schade aan het vliegtuig door de inslag van fragmenten en explosieve overdruk (*blast*). Het schadepotentieel van blast is van belang voor de OVV en daarom heeft TNO onderzoek gedaan naar de plaatselijke blastbelasting op het vliegtuig als een gevolg van de detonatie van een gevechtslading.

Er is een *Computational Fluid Dynamics*-simulatie (numerieke stromingsleer, CFD) uitgevoerd met AUTODYN om de ontwikkeling van de blast in de tijd, en daarmee de blastbelasting op het vliegtuig te bepalen. In de CFD-simulatie is rekening gehouden met de hoogte, eigenschappen van de gevechtslading, snelheid van het vliegtuig, snelheid van de gevechtslading en vorm van het vliegtuig. De positie en oriëntatie van de detonerende gevechtslading ten opzichte van het vliegtuig zijn overgenomen uit eerder werk [1].

De hoogste piekdruk is ongeveer 5000 kPa met een duur van 3 ms (in overeenstemming met een impuls van ten minste 1600 Pa·s) op een afstand van 2,5 m gerekend vanaf de neus van het vliegtuig. Bij afstanden groter dan 12,5 m vanaf de neus, zakt de piekdruk onder de 75 kPa. Dit betekent dat voorbij deze afstand blastschade aan de constructie van het vliegtuig onwaarschijnlijk is.

Bij de vleugelwortel zijn piekdruk en impuls respectievelijk 40 kPa en 180 Pa·s. Het effect van de blastgolf is verwaarloosbaar op afstanden groter dan 35 m gerekend van de neus.

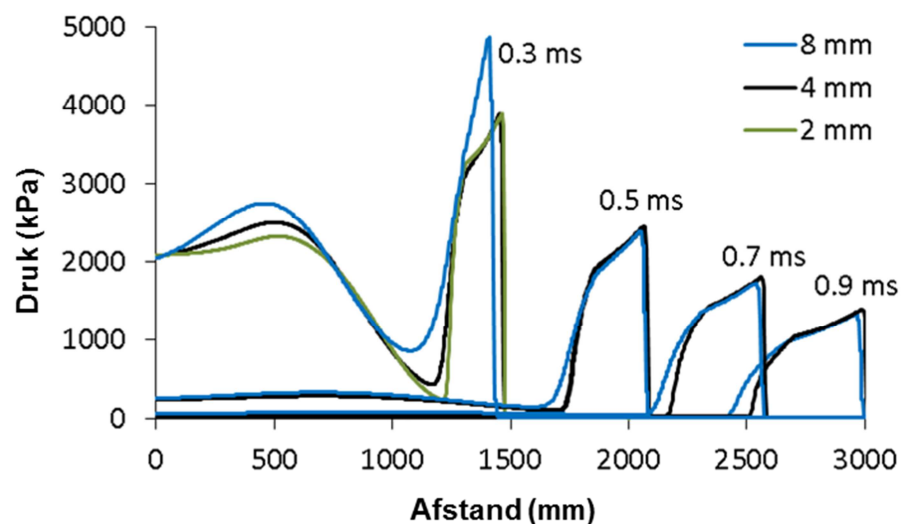
De interactie tussen de reflecterende blastgolf en de linker motorgondel is vermeldenswaard. De piekdruk vóór de motorgondel is geschat op 65 kPa.

5 Referenties

- [1] TNO, *Reconstructie van het schadebeeld door inslag van hoog energetische deeltjes op Malaysia Airlines vlucht MH17*, TNO rapport 2015 M11093, Rijswijk, augustus 2015.
- [2] ANSYS® AUTODYN, Release 14.5.
- [3] J.C. O'Halloran, et.al., *Jane's Land-Based Air Defence 2009-2010*, 22^e editie.
- [4] M.D. Hutchinson, *The escape of blast from fragmenting munitions casings*, International Journal of Impact Engineering, 36 2009 185-192.
- [5] K. Gremillet-Nguyen, *Boeing 777 in Solid Works 2012 format*, GRABCAD model repository, <https://grabcad.com>, 19 november 2012.
- [6] Wikipedia, *General dimensions Boeing 777-200ER*, <http://commons.wikimedia.org/wiki/File:B777FAMILYv1.0.png>.
- [7] B.M. Dobratz en P.C. Crawford, *LLNL Explosives Handbook*, UCRL-5297 Rev. 2, 1985.

A Gridconvergentie van de blastgolf in het nabije veld

Een gridconvergentiestudie is uitgevoerd om zeker te stellen dat de blastprofielen en de piekdrukwaarden op de juiste wijze numeriek worden bepaald. Deze studie werd uitgevoerd voor de CFD-berekeningsfase met betrekking tot de ontwikkeling van de blastgolf in het nabije veld. De blastgolf werd gesimuleerd door middel van verschillende celgrootten en de resulterende blastprofielen werden met elkaar vergeleken. Figuur A.1 toont de blastprofielen op verschillende tijdstippen na detonatie voor verschillende celgrootten. Bij een celgrootte van 8 mm wordt de piekdruk in het nabije veld overschat (binnen 1,5 m van de gevechtsslading). De piekdrukwaarden die worden verkregen bij celgrootten van 4 mm en 2 mm zijn vrijwel aan elkaar gelijk en representatief voor de blastbelasting. Daarom is gekozen voor een celgrootte van 4 mm voor de blast van de gevechtsslading in het nabije veld.

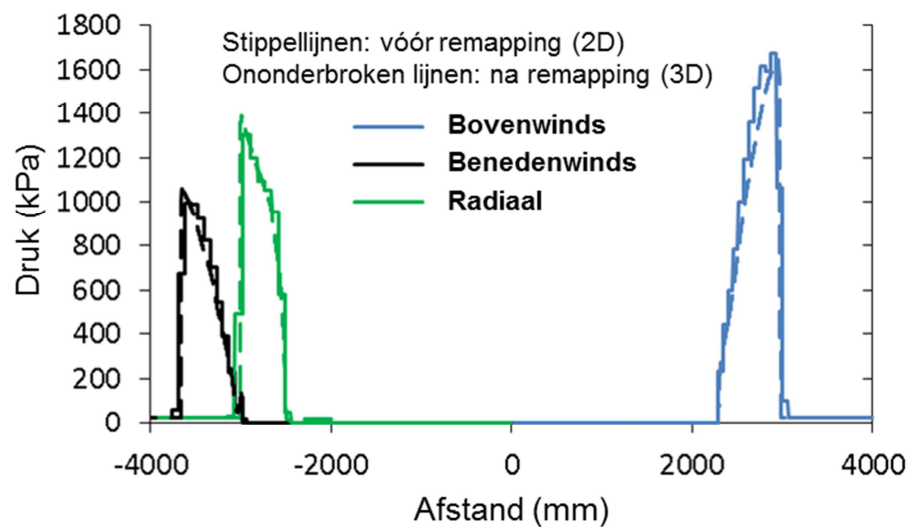


Figuur A.1 Drukprofiel van de blast van de gevechtsslading op verschillende tijdstippen na detonatie voor numerieke celgrootten van 8 mm, 4 mm en 2 mm. De piekdrukwaarden die zijn verkregen bij een celgrootte van 4 mm en 2 mm, zijn vrijwel aan elkaar gelijk. Daarmee is vastgesteld dat berekeningen convergeren bij een celgrootte van 4 mm.

B Verificatie van de remapping procedure

De *remapping*-procedure bestaat uit het importeren van het stromingsveld van de simulatie van de blastgolf in het nabije veld, uitgevoerd met een tweedimensionaal numeriek grid en een celgrootte van 4 mm, in een driedimensionaal numeriek grid met een celgrootte van 50 mm of meer.

De *remapping*-procedure is geverifieerd door de drukprofielen van vóór het *remapping*-procedure (uit de 2D-simulatie) te vergelijken met de drukprofielen erna (uit de 3D-simulatie). Het resultaat is te zien in figuur B.1. De drukprofielen van vóór (streepjeslijnen) en na de *remapping* (ononderbroken lijnen) zijn zeer vergelijkbaar. De *remapping*-procedure wordt daarmee als geverifieerd beschouwd.



Figuur B.1 Drukprofielen uit de simulatie van de blast ontwikkeling in het nabije veld (stippellijnen, vóór de *remapping*-procedure) vergeleken met drukprofielen uit de 3D-simulatie (ononderbroken lijnen, na de *remapping*-procedure). De vergelijking laat zien dat de *remapping*-procedure is geverifieerd. Het effect van het meer grofmazige 3D-grid (celgrootte van minimaal 50 mm) ten opzichte van het meer fijnmazige 2D-grid (celgrootte van 4 mm) is zichtbaar in de stapsgewijze opbouw van de drukprofielen, die worden weergegeven met de ononderbroken lijnen.

C Gridconvergentie van de 3D simulatie

Er is een gridconvergentiestudie voor de 3D-simulatie uitgevoerd om zeker te stellen dat de blastprofielen en de piekdrukwaarden op de juiste wijze numeriek worden bepaald. De vorm van het vliegtuig is niet meegenomen voor het doel van deze studie. Het stromingsveld van de tweedimensionale simulatie van de blastgolfontwikkeling is opgenomen in een driedimensionaal numeriek grid met een celgrootte variërend van 15 mm tot 100 mm. De schokgolf bevindt zich in eerste instantie op een afstand van 3,2 m van de gevechtslading en breidt zich in het 3D-grid uit tot een afstand van 6 m.

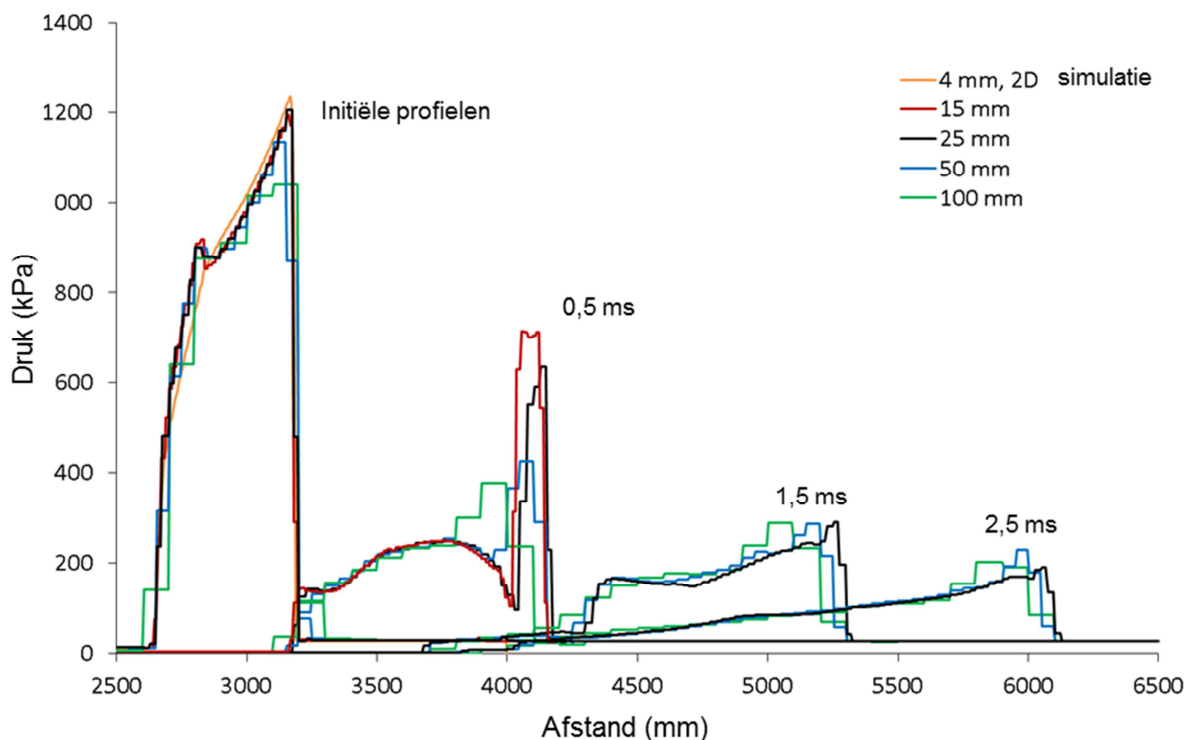
Figuur C.1 toont de drukprofielen op verschillende tijdstippen voor verschillende celgrootten. De oorspronkelijke profielen laten zien dat de piekdruk goed behouden blijft voor celgrootten van 15 mm, 25 mm en 50 mm. Er treedt een aanzienlijk verlies van piekdruk op voor een celgrootte van 100 mm. Nadat de blast zich gedurende 0,5 ms heeft voortgeplant, wordt het verschil in piekdruk dat is verkregen van de verschillende profielen, groter, variërend van 720 kPa (celgrootte van 15 mm) tot 357 kPa (celgrootte van 100 mm). De tijd van 0,5 ms komt overeen met een afstand van ongeveer 4 m vanaf de gevechtslading. Hoewel er nog steeds geen volledige gridconvergentie is bereikt voor een celgrootte van 15 mm, biedt het meest fijnmazige grid op deze afstand beslist de grootste nauwkeurigheid. Het verschil in piekdruk is aanzienlijk minder significant bij grotere afstanden, zoals de profielen bij 1,5 ms en 2,5 ms laten zien. Een celgrootte van 50 mm wordt als toelaatbaar beschouwd op afstanden van meer dan 5 m van het detonatiepunt.

In de volledige 3D-simulatie, waarin het vliegtuig is opgenomen, is vlak bij de gevechtslading een celgrootte van 50 mm gebruikt. Op een afstand van 65 m van de gevechtslading is een celgrootte van 1 m gebruikt voor in totaal bijna 30 miljoen cellen, wat het maximum aantal cellen is dat is gebruikt voor dit onderzoek. Dit impliceert dat de piekdruk hoogstwaarschijnlijk alleen zal worden onderschat in het nabije veld (tot een afstand van 4,5 m van de gevechtslading), maar goed wordt weergegeven op grotere afstanden.

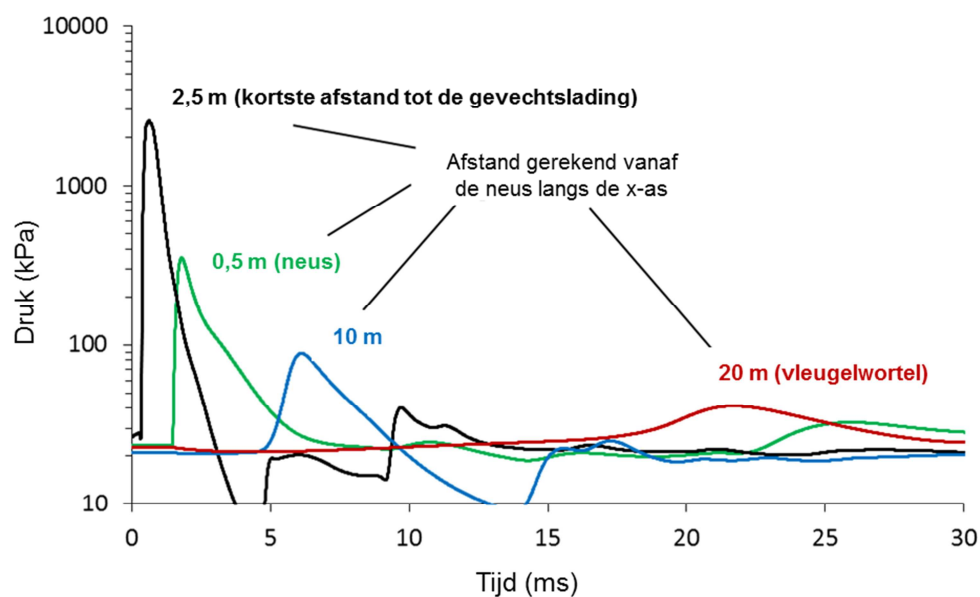
Omdat de afstand die de gevechtslading scheidt van het vliegtuig ongeveer 4 m is, is het waarschijnlijk dat de drukmeter die zich het dichtst bij de gevechtslading bevindt, de druk onderschat. Om die reden wordt alleen voor die locatie een maaswijdte van 15 mm gebruikt. De druk gemeten door de andere drukmeters, is op een aanvaardbare wijze bepaald.

De druk-tijdprofielen uit de grotere 3D-simulatie (die ook het vliegtuig omvat) worden weergegeven in figuur C.2 voor verschillende afstanden gerekend vanaf de neus van het vliegtuig. Men kan zien dat de stijging van de druk dicht bij de gevechtslading veel scherper is dan verder van de gevechtslading verwijderd. De drukprofielen op grotere afstanden lijken niet op het verwachte schokgolffront, waarbij een discontinuïteit optreedt om de piekdruk te bereiken. De vrij langzame stijging van de druk is een gevolg van numerieke dispersie, die onvermijdelijk is bij CFD-simulaties. Kleinere celgrootten hadden de kwaliteit van het drukprofiel kunnen vergroten, maar de beschikbare middelen lieten het gebruik van een fijnmaziger numeriek grid niet toe. Het verlies van 'scherpte' in de drukprofielen

heeft invloed op de piekdruk (zie figuur C.1), maar niet op de impuls: het gebied onder de drukcurve is behouden gebleven, zelfs als de scherpte verloren is gegaan.



Figuur C.1 Drukprofielen van een zich vrij voortplantende blastgolf in 3D numerieke grids met celgrootten variërend van 15 mm tot 100 mm. Het oorspronkelijke blastprofiel is overgenomen uit de 2D simulatie van de blastontwikkeling (in oranje) en opnieuw weergegeven (*remapped*) in 3D numerieke grids met verschillende celgrootten. De piekdruk van het oorspronkelijke profiel is redelijk goed behouden gebleven voor celgrootten van 15 mm, 25 mm en 50 mm, terwijl een significante afname van de piekdruk wordt waargenomen voor een celgrootte van 100 mm. Bij grotere afstanden is het verschil in piekdruk minder significant.



Figuur C.2 Drukontwikkeling in de grote 3D-simulatie waarin het vliegtuig is opgenomen (zie sectie 3.2.2 voor de volledige analyse).