

toepassing van de FASD panelenmethode bij  
het ontwerp van een dakschild voor een  
vrachtwagenconfiguratie

Raaymakers, J.A.L.J.  
R-1309-S

November 1994

Numerieke Stromingsleer

Prof.dr.ir. H.W.M. Hoeijmakers  
Vakgroep Transportfysica  
faculteit Technische Natuurkunde

Verslagnummer WFW:      WFW 94.145

# Samenvatting

Dit rapport is geschreven naar aanleiding van een stage opdracht van de vakgroep Fundamentele Werktuigbouwkunde aan de faculteit Werktuigbouwkunde. Het betreft een onderzoek naar de mogelijkheid van de toepassing van een numerieke methode genaamd de panelen methode. Het gebruikte pakket heet FASD, Flow Analysis using Singularity Distributions, en is ontwikkeld aan de Technische Universiteit Delft.

Als model is een vrachtwagenconfiguratie van DAF genomen. Het betreft hier een onderzoek naar de invloed van het dakschild op de omstroming om de DAF 95 vrachtwagen. Helaas zijn er geen directe experimentele meetresultaten van een dergelijk dakschild aanwezig. Een toetsing van de numerieke resultaten met meetresultaten was dus niet mogelijk.

Het verschil in weerstand tussen de twee configuraties is 1100 N ten gunste van de configuratie met dakschild bij een snelheid van 40 m/s (=144 km/h, configuratie- + windsnelheid). Dit komt overeen met een vermogen van 40 kW en een winst in  $C_w$  waarde van 0.12. De kracht op het dakschild in verticale richting is 770 N naar boven gericht. Kwantitatief dient men met deze resultaten voorzichtig om te gaan vanwege het feit dat het effect van het dakschild op de visceuze effecten, met name in de open ruimte tussen cabine en aanhanger, onbekend is. Tevens is bij bovenstaande resultaten een aanname gedaan ter bepaling van de optredende druk onder het dakschild.

Ten aanzien van het pakket FASD en de panelenmethode in het algemeen kan gesteld worden dat de methode zich zeker niet beperkt tot toepassingen op het gebied van luchtvaart. Wel dient de methode met de nodige voorzichtigheid en kennis op het gebied van stromingsleer te worden gebruikt, vooral ten aanzien van effecten als loslating en turbulenties. Het vergelijken van *verschillen* tussen twee alternatieven, zoals in dit geval, waar dezelfde modelleringen zijn gemaakt en waar het onderdeel van interesse weinig wordt beïnvloed door visceuze effecten en loslating en weinig beïnvloed wordt door de modelleringen, heeft natuurlijk een gunstig effect op de nauwkeurigheid.

~~Wel dient voor een efficiënt en rendabel gebruik van het FASD pakket de pre- en postprocessing, dus de invoer en de uitvoer, verbeterd te worden.~~

Als eindconclusie kan gesteld worden dat het pakket FASD, mits voorzien van verbeterde, efficiëntere pre- en postprocessing software, geschikt is om meer inzicht te verkrijgen in de effectieve omstroming van objecten en indien voldoende inzicht bekend is in de optredende stromingsverschijnselen ook van kwantitatieve grootheden zoals krachten, momenten en vermogens.

# Voorwoord

Voor de verkorte opleiding Werktuigbouwkunde is het binnen de vakgroep Fundamentele Werktuigbouwkunde (WFW) verplicht om een stage opdracht te vervullen. Deze opdracht dient intern te worden uitgevoerd en bij voorkeur in een ander vakgebied als dat van de gekozen afstudeerrichting, in dit geval is dit de vakgroep Dynamisch gedrag van constructies, van prof.dr.ir. D.H. van Campen.

Na het afronden van het college 'Numerieke stromingsleer' van prof.dr.ir. H.W.M. Hoeijmakers is gestart met een stage opdracht op dit gebied. De opdracht is uitgevoerd bij de vakgroep Transportfysica van de Faculteit Technische Natuurkunde onder prof. Hoeijmakers.

Bij het afronden van deze stageopdracht zijn diverse mensen betrokken geweest. Ten eerste wil ik Sjef Box bedanken, die een gelijksoortige opdracht had, voor de goede samenwerking in het beginstadium van de stageopdracht. Tevens wil ik hem bedanken voor het beschikbaar stellen van afbeeldingen in hoofdstuk 2 en het overnemen van de beschrijving van FASD, hoofdstuk 3. Verder wil ik Simon Bosse, ondermeer schrijver van het pakket FASD, bedanken voor de uitleg van en toelichting op zijn programma's. Tot slot wil ik prof. Hoeijmakers bedanken voor de goede begeleiding gedurende de gehele stage periode.

Jeroen Raaymakers,  
November 1994

# Inhoudsopgave

Samenvatting	5
Voorwoord	7
Inhoudsopgave	9
Bijlagenlijst	13
1 Inleiding & probleemomschrijving	15
2 Theorie	17
2.1 Potentiaal theorie	17
2.2 Panelenmethode	19
2.2.1 Randvoorwaarden	20
2.2.2 Elementaire oplossingen	20
2.2.3 Singulariteiten beleggingen	22
2.2.4 Oplossingsproces	24
3 FASD	27
3.1 Inleiding	27
3.2 Introductie van FASD	27
3.3 Invoer van FASD	28
3.3.1 Geometrie en resolutie	28
3.3.2 Stromingscondities	29
3.4 Uitvoer van FASD	29
3.5 Postprocessing	30
4 Geometrie	31
4.1 Panelering	31
4.2 Geometrie met dakschild	32
4.2.1 Parametisering dakschild	32
4.3 Geometrie zonder dakschild	34

5	Resultaten	35
5.1	Configuratie zonder dakschild	35
5.2	Configuratie met dakschild	35
5.3	Visualisaties	37
5.4	Controle Paradox van d'Alembert	57
6	Interpretatie, conclusie en aanbevelingen	59
6.1	Opbrengst van dakschild	59
6.2	Betrouwbaarheid en toepasbaarheid van methode	61
6.3	Conclusie en aanbevelingen	64
	Literatuurlijst	65

## **Bijlagenlijst**

bijlage A Borland Pascal programma ter generatie van dakschild

bijlage B Dimensieloze krachten in x,y,z richting, configuratie exclusief dakschild

bijlage C Dimensieloze krachten in x,y,z richting, configuratie inclusief dakschild

# 1 Inleiding & probleemomschrijving

Bij DAF B.V. wordt de stroming om nieuwe ontwerpen van vrachtautoconfiguraties op verschillende manieren onderzocht. Hierbij hoort experimenteel onderzoek in windtunnels, maar ook numeriek onderzoek met beschikbare Navier-Stokes methoden zoals het STAR-CD pakket. Voor Navier-Stokes methoden moet in het stromingsgebied een ruimtelijk netwerk worden gegenereerd, wat voor complexe configuraties een arbeidsintensieve taak kan zijn. Verder vergen Navier-Stokes methoden voor volledige 3D gevallen veel rekentijd.

In de luchtvaartindustrie wordt op ruime schaal een andere methode toegepast, namelijk de panelenmethode. Een essentieel verschil met andere methoden is dat enkel het oppervlak van de configuratie hoeft te worden gespecificeerd. Deze dimensie verlagende eigenschap levert een enorme tijdsbesparing op die het mogelijk maakt om tijdens de ontwerpfase vele kandidaat configuraties te beschouwen.

Het nadeel van de panelenmethode is het beperkte wiskundige model van de stroming, zodat meer aërodynamisch gemodelleerd dient te worden om effecten die niet in het wiskundige model zitten te emuleren.

Als opdracht is gesteld te onderzoeken in hoeverre de panelenmethode toegepast kan worden buiten de luchtvaartindustrie. De te gebruiken panelenmethode, Flow Analysis using Singularity Distributions (FASD), is ontwikkeld bij de Faculteit Luchtvaart- & Ruimtevaarttechniek van de Technische Universiteit Delft. Als configuratie wordt een DAF 95 met en zonder dakschild, waarvan de geometrie beschikbaar is gesteld door DAF, gebruikt. Per configuratie dient het volgende te worden uitgevoerd:

- de realisatie van de invoer van de geometrie, dusdanig dat met in acht name van de beperkingen van het wiskundige model een zo realistisch mogelijke numerieke simulatie worden verkregen;
- de stromingsberekeningen uit te voeren;
- bepalen van snelheden, drukken en krachten;
- analyseren en rapporteren van resultaten.

In hoofdstuk 2 wordt, uitgaande van de Navier-Stokes vergelijkingen, de techniek waarop de panelenmethode is gebaseerd besproken. Deze techniek is geïmplementeerd in het pakket FASD, dat in hoofdstuk 3 wordt behandeld. In hoofdstuk 4 wordt de geometrie, zoals die is ingevoerd voor beide configuraties, beschreven. Hoofdstuk 5 bevat de verkregen numerieke resultaten en tot slot worden in hoofdstuk 6 de conclusies en aanbevelingen gedaan.

## 2 Theorie

### 2.1 Potentiaal theorie

Om een goed inzicht te verkrijgen in de gebruikte methode en diens aannamen wordt aan de hand van de continuïteits en Navier-Stokes vergelijking het wiskundig model dat ten grondslag ligt aan de methode afgeleid. De energie vergelijking wordt in het geheel buiten beschouwing gelaten omdat we een uitgaan van een uniforme temperatuur, en er dus geen warmte/energie stromen optreden. Per stap zal aan worden geduid wat de tussenliggende aannamen en vereenvoudigingen zijn. In dit hoofdstuk wordt de overgang naar potentiaal theorie beschreven.

We gaan uit van een medium dat voldoet aan de volgende eisen:

- het gaat om een Newtons medium;
- geen chemische reacties;
- uniforme temperatuur;
- uniforme entropie.

Het gedrag van dit medium kan worden beschreven d.m.v. onderstaande vergelijkingen, respectievelijk de continuïteit en de Navier-Stokes vergelijking:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{v} \cdot \nabla \rho + \rho \nabla \cdot \vec{v} = 0$$

$$\frac{D\vec{v}}{Dt} = \left( \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + \vec{v} \cdot \nabla \vec{v} \right) = \vec{f} - \frac{1}{\rho} \nabla p + \nabla \cdot \sigma$$

De vergelijkingen beschrijven dus effecten als loslating, grenslagen, schokgolven en turbulentie volledig en instationair. Deze vergelijking zijn dan ook praktisch onoplosbaar. Door de vergelijkingen te middelen in de tijd verkrijgt men de R.A.N.S.<sup>1</sup> vergelijkingen voor de tijdsgemiddelde stromingsgrootheden. Een stap verder is de aanname dat de stroming wrijvingsloos is, behalve in de grenslagen, zoggen en wervelcentra, wat leidt tot het model van een wrijvingsloze stroming beschreven door de Euler vergelijkingen. Deze beschrijven geen effecten als loslating en grenslagen, echter wel schokgolven. Loslating is in dit geval te beschrijven via de Kutta conditie.

---

<sup>1</sup> Reynolds Avaraged Navier-Stokes



Uitgaande van de twee eerder genoemde vergelijkingen doen we twee aannames die niet direct essentieel zijn voor potentiaal theorie, maar op dit moment al gebruikt worden omdat de verdere theorie hierdoor veel eenvoudiger wordt:

- het medium is incompressibel;
- het betreft een stationaire stroming.

Het medium kan nu worden beschreven d.m.v. de volgende vergelijkingen:

$$\vec{\nabla} \cdot \vec{v} = 0$$

$$\vec{v} \cdot \vec{\nabla} \vec{v} = \vec{f} - \frac{1}{\rho} \vec{\nabla} p + \nu \nabla^2 \vec{v}$$

De volgende aannames zijn wel essentieel voor potentiaal theorie:

- wrijvingsloze stroming, viscositeit is nul;
- rotatie is nul, geen vorticeiteit;
- externe krachten zijn te herleiden van een potentiaal.

Vanwege het feit dat er geen rotatie aanwezig is geldt:

$$\vec{\omega} := \vec{\nabla} \times \vec{v} = \vec{0}$$

Nu kan de snelheid als volgt gedefinieerd worden:

$$\vec{v} = \vec{\nabla} \phi$$

Met deze formulering voldoet de snelheid direct aan de eis dat deze rotatievrij moet zijn. Indien men nu de volgende vectoridentiteit toepast:

$$\vec{v} \cdot \vec{\nabla} \vec{v} = \frac{1}{2} \vec{\nabla} (\vec{v} \cdot \vec{v}) + (\vec{\nabla} \times \vec{v}) \times \vec{v}$$

en externe krachten buiten beschouwing laat, dan blijven de volgende vergelijkingen over:

$$\nabla^2 \phi = 0$$

$$\frac{1}{2} \vec{\nabla} (\vec{v} \cdot \vec{v}) = - \frac{1}{\rho} \vec{\nabla} p$$

De Navier-Stokes vergelijking is dus overgegaan in de Bernoulli vergelijking:

$$\nabla \left( \frac{1}{2} \vec{v} \cdot \vec{v} \right) = - \nabla \frac{p}{\rho} \rightarrow \frac{1}{2} \rho |\vec{v}|^2 + p = \text{constant}$$

Het oplossen van het stromingsprobleem is nu in principe eenvoudig mogelijk door het oplossen van de Laplace vergelijking met randvoorwaarden. Uit het zo beschreven stromingsveld is het drukveld te bepalen door middel van Bernoulli.

Het beschrijven van loslating kan nog door middel van het toepassen van een Kutta conditie. Dit levert in de potentiaal theorie een wervelvlak, op dit oppervlak is de normaalcomponent van de snelheid aan beide kanten gelijk aan nul en is de druk aan beide zijden gelijk. Het probleem met de Kutta conditie is dus niet meer volledig lineair ten gevolge van de randvoorwaarden van de druk op het wervelvlak, de druk is immers kwadratisch in de snelheid.

## 2.2 Panelenmethode

De panelenmethode wordt veel gebruikt in de luchtvaartindustrie bij het ontwerpen van vliegtuigen of delen daarvan. Al sinds het midden van de jaren zestig wordt de stroming rond constructies berekend met panelenmethoden. Ze worden in de luchtvaartindustrie op grote schaal toegepast voor het analyseren van subsone en supersone stromingen rondom complexe vliegtuigconfiguraties.

De panelenmethode gebruikt voor het oplossen van de Laplace vergelijkingen singulariteiten beleggingen op het oppervlak van het omstroomde object. Discretisatie is dus enkel noodzakelijk voor het oppervlak van object en niet voor het gehele stromingsveld. Dit laatste is dan ook het grote voordeel van de panelen methode ten opzichte van eindige differentie, eindige volume en E.E.M.<sup>1</sup> methoden.

Bij het beschrijven van de methode zal de Kutta conditie (loslating) niet behandeld worden omdat die voor de te onderzoeken configuratie niet toegepast hoefde te worden. Het probleem is dan volledig lineair, ook in de randvoorwaarden.

---

<sup>1</sup> Eindige Elementen Methode

### 2.2.1 Randvoorwaarden

De singulariteiten beleggingen zijn opgebouwd uit reeksen van elementaire oplossingen van de Laplace vergelijking, die voldoen aan de onderstaande randvoorwaarden voor een solid body, waarbij  $\phi$  de stoorpotentiaal is:

$$\vec{v} \cdot \vec{n} = \vec{\nabla} \phi \cdot \vec{n} = (\vec{U}_\infty + \vec{\nabla} \phi) \cdot \vec{n} = 0$$

$$\lim_{\vec{x} \rightarrow \infty} \vec{v}(\vec{x}) = \lim_{\vec{x} \rightarrow \infty} \vec{\nabla} \phi(\vec{x}) = \lim_{\vec{x} \rightarrow \infty} (U_\infty + \vec{\nabla} \phi(\vec{x})) = U_\infty \rightarrow \lim_{\vec{x} \rightarrow \infty} \vec{\nabla} \phi(\vec{x}) = 0$$

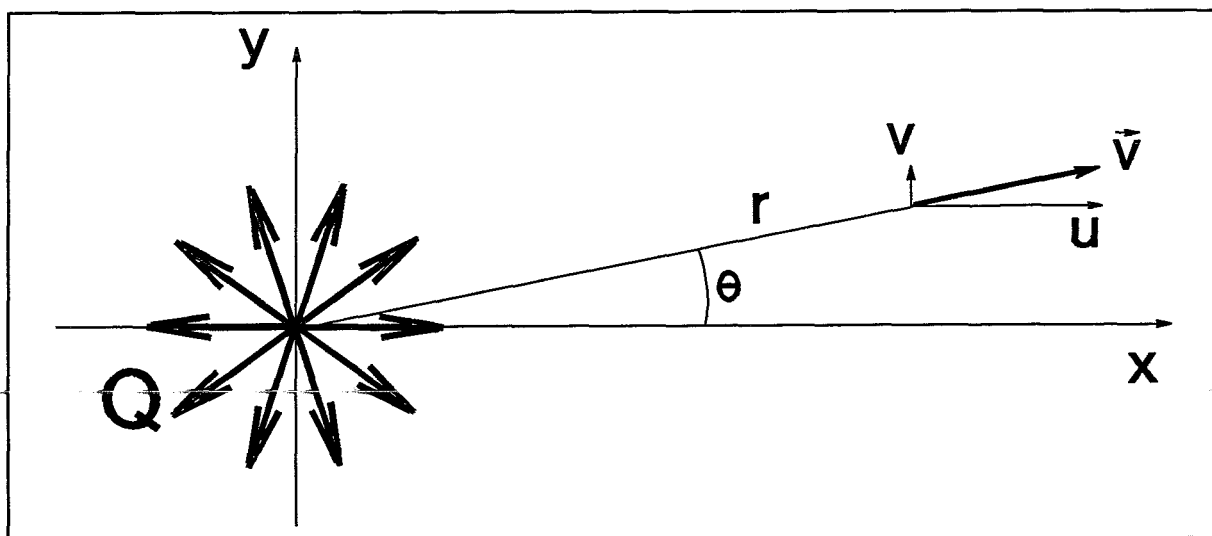
Deze randvoorwaarden houden in dat de normaalcomponent van de snelheid op het lichaam nul is, de stroming stroomt dus om het object heen. De tweede randvoorwaarde zorgt ervoor dat de stroming in het oneindige onverstoord blijft.

### 2.2.2 Elementaire oplossingen

Er worden nu twee elementaire oplossingen van de Laplace vergelijking, die automatisch voldoen aan de tweede randvoorwaarde, beschreven. Uit deze elementaire oplossingen wordt later de stoorpotentiaal opgebouwd op een zodanige wijze dat aan de eerste randvoorwaarde wordt voldaan.

#### 3D-Bron

Het snelheidsveld ten gevolge van een puntbron met sterkte  $Q$ , geplaatst in  $\vec{x}_0$  is volledig radiaal, zie afb.2.1.



afb.2.1 Snelheidsveld puntbron

Verder geldt  $\vec{r} = \vec{x} - \vec{x}_0$

De bron wordt beschreven door de volgende vergelijkingen:

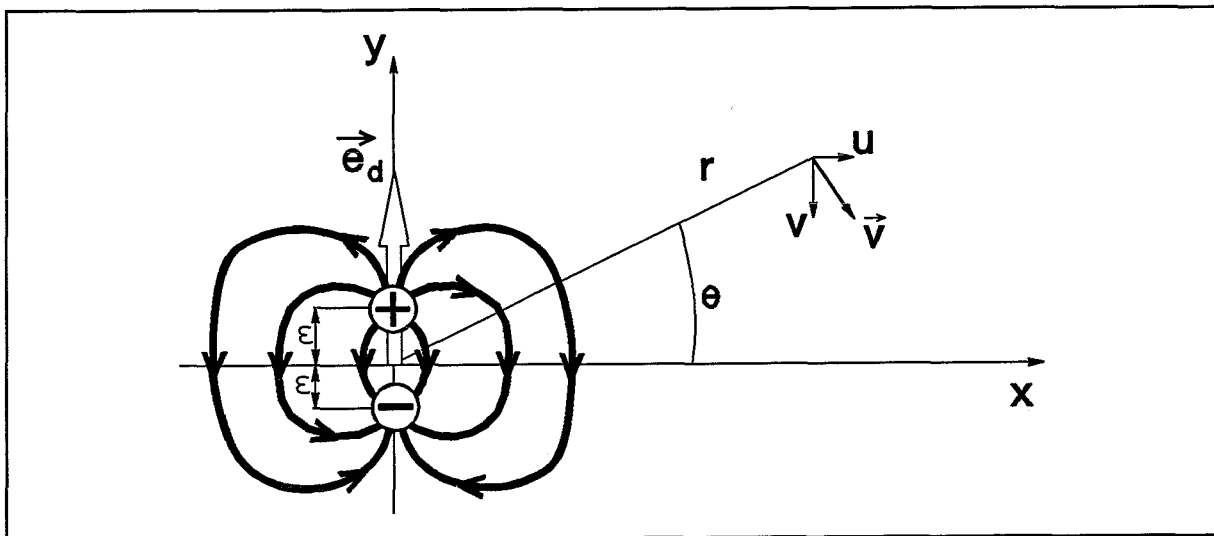
$$\varphi(\vec{x}_0) = -\frac{Q}{4\pi|\vec{r}|}$$

$$\vec{u}(\vec{x}_0) = \frac{Q\vec{r}}{4\pi|\vec{r}|^3}$$

Verder geldt  $\vec{r} = \vec{x}_0 - \vec{x}_Q$

### 3D-Bron\put-dipool

Het snelheidsveld ten gevolge van een dipool met de sterkte  $\mu$  geplaatst in  $\vec{x}_Q$  is weergegeven in afb.2.2.



Afb.2.2 Snelheidsveld van een bron/put-dipool

De dipool wordt beschreven door de volgende vergelijkingen:

$$\varphi(\vec{x}_0) = -\frac{\mu}{4\pi} \frac{\vec{e}_d \cdot \vec{r}}{|\vec{r}|^3}$$

$$\vec{v}(\vec{x}_0) = \frac{\mu}{4\pi|\vec{r}|^3} \left( -\vec{e}_d + \frac{3(\vec{r} \cdot \vec{e}_d)\vec{r}}{|\vec{r}|^2} \right)$$

Verder geldt  $\vec{r} = \vec{x}_0 - \vec{x}_\mu$

### 2.2.3 Singulariteiten beleggingen

In het punt  $r=0$  zijn zowel de snelheid en de potentiaal geïnduceerd door de geïsoleerde bron als de geïsoleerde dipool singulier. Door een continue oppervlakte belegging te nemen van bronnen en dipolen wordt het singulier gedrag gereduceerd tot een discontinuïteit. Een singulariteiten belegging is een reeks langs elkaar geplaatste elementaire oplossingen. Bij de panelen methode gebruiken we zowel een bronbelegging alsmede een dipoolbelegging.

#### Bronbelegging

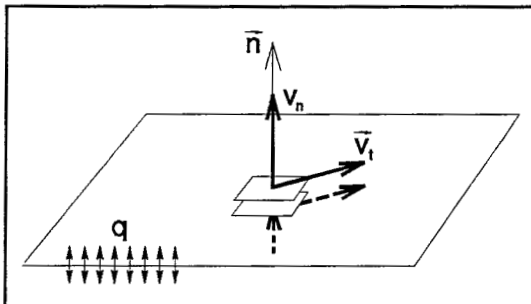
Deze belegging is gedefinieerd door de volgende potentiaal:

$$\varphi_q(\vec{x}_0) = -\frac{1}{4\pi} \iint_A q(\vec{x}) \frac{dS(\vec{x})}{|\vec{r}|}$$

Differentiatie van deze potentiaal geeft het bijbehorende snelheidsveld:

$$\vec{u}_q(\vec{x}_0) = \frac{1}{4\pi} \iint_A q(\vec{x}) \frac{\vec{r}}{|\vec{r}|^3} dS(\vec{x})$$

Bij het passeren van een bronbelegging vind er een sprong plaats in de normaalcomponent van de snelheid, terwijl de tangentiële snelheidscomponent en de potentiaal continu blijven, zie afb.2.3.



afb.2.3 Discontinuïteiten t.g.v. bronbelegging

Dipoolbelegging

Deze belegging is gedefinieerd door de volgende potentiaal:

$$\varphi_{\mu}(\vec{x}_0) = -\frac{1}{4\pi} \int_A \mu(\vec{x}) \frac{\vec{n} \cdot \vec{r}}{|\vec{r}|^3} dS(\vec{x})$$

De dipoolbelegging is opgebouwd uit een wervel distributie en een discrete wervel aan de rand. Na differentiatie geldt:

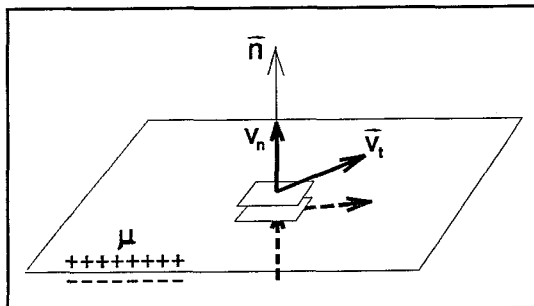
$$u_{\mu}(\vec{x}_0) = \vec{u}_v(\vec{x}_0) + \vec{u}_y(\vec{x}_0)$$

$$\vec{u}_y(\vec{x}_0) = \frac{1}{4\pi} \int_A \vec{v} \times \frac{\vec{r}}{|\vec{r}|^3} dS$$

$$\vec{u}_v(\vec{x}_0) = -\frac{1}{4\pi} \int_{\partial S} \mu \frac{\vec{r}}{|\vec{r}|^3} \times d\vec{l}$$

Op deze manier voldoet de oplossing altijd aan de Kelvin-Helmholtz wervel wetten. Deze eisen dat een wervellijn nooit start of stopt midden in een stroming. Dit is de reden waarom een dipoolbelegging is verkozen boven een wervelbelegging, waar de Kelvin-Helmholtz wetten expliciet moeten worden opgelegd.

Bij het passeren van een dipoolbelegging treedt een sprong op in de potentiaal en in de tangentiële component van de snelheid, terwijl de normaalcomponent continu blijft, zie afb. 2.4.



afb.2.4 Discontinuïteiten t.g.v. dipoolbelegging

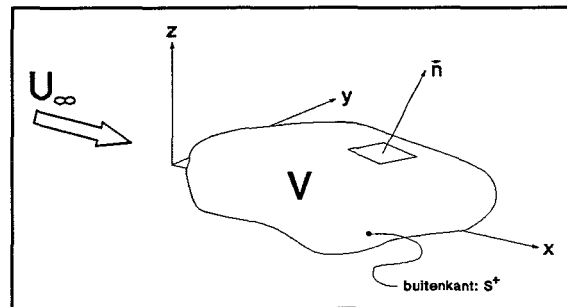
### 2.2.4 Oplossingsproces

De essentie van de panelenmethode is het aanbrengen van een of meerdere beleggingen op het oppervlak. Toepassen van alleen de bronbelegging is mogelijk, echter dit is numeriek niet erg aantrekkelijk. Daarom wordt in de meeste gevallen zowel een bron als een dipool belegging aangebracht.

Het numerieke oplosproces vindt stapsgewijs plaats en wordt hieronder beschreven:

*- beschrijving geometrie*

Verdeel het oppervlak in panelen. Dit gaat hiërarchisch, namelijk van een configuratie naar meerdere delen (parts) en vervolgens segmenten. Van elk segment kan nu het aantal panelen en de verdeling daarvan in twee richtingen gespecificeerd worden, zie hoofdstuk 3.



afb.2.5 Aanstroming van object

*- schrijf integralen over configuratie als som van integralen over alle panelen*

*- benader alle integralen op een consistente wijze.*

Hier wordt een bepaalde functie, zoals de bron- en dipoolbelegging en de geometrie, binnen het domein van een paneel geschreven door rondom een vast punt (met \*) een Taylor expansie uit te voeren. Nu heeft men dus een integraal met per functie de waarde in het expansie punt en verder afgeleiden naar de oppervlakte coördinaten s en t.

Bijvoorbeeld:

$$\vec{u}_q(\vec{x}_0) = \frac{1}{4\pi} \iint_S q \frac{\vec{r}}{|\vec{r}|^3} dS = \sum_{i=1}^{NP} \frac{1}{4\pi} \iint_{S_i} q(s, t) \frac{\vec{x}_0 - \vec{x}(s, t)}{|\vec{x}_0 - \vec{x}(s, t)|^3} |\vec{x}_s \times \vec{x}_t| ds dt$$

$$= \sum_{i=1}^{NP} f[q(s_i^*, t_i^*), q_s(s_i^*, t_i^*), \dots, \vec{x}_0, \vec{x}(s_i^*, t_i^*) \dots]$$

Waarin een onderschrift s of t een differentiatie voorstelt naar de coördinaten s of t, zie hoofdstuk 3, en waarin de geometrische parameters in ons geval bekend zijn.

- kies lokale representatie van bekende en onbekenden

Nu gaat men bovenstaande element schrijven als functie van de onbekende singulariteiten distributies. Deze stap is bepalend voor de orde van de methode. FASD is een tweede orde pakket. Bijvoorbeeld:

$$q_s(s_i^*, t_j^*) = a_{-1} q_{i-1;j} + a_0 q_{i;j} + a_1 q_{i+1;j} + O(\delta^2)$$

Hierin zijn a de coëfficiënten van een relevante hogere orde interpolatie. Na substitutie van deze discretisatie kan men de snelheid als volgt schrijven:

$$\vec{u}_q(\vec{x}_k) = \sum_{i=1}^{NQ} \vec{c}_{ki} q_i$$

De vectorfuncties c zijn de zogenaamde 'Aerodynamic Influence Coefficients'. Deze zijn enkel een functie van de geometrie en het Mach getal, dat in dit geval nul is gekozen. **Elk punt in de ruimte, zie de index k, heeft een eigen set A.I.C.'s.** Dit is de ook de reden dat FASD bij het bepalen van snelheden buiten het oppervlak van de configuratie extra snelheids A.I.C.'s dient te bepalen.

- keuze methode Neumann of Dirichlet en opleggen van randvoorwaarden

Het oplossen van het stromingsprobleem kan aan de hand van verschillende methoden.

Hieronder volgen er drie:

- direct met Neumann, zonder dipool distributie;
- direct met Neumann, met dipool distributie en mode-function;
- indirect met Dirichlet, met keuze van binnenstroming.

Bij de eerste methode dient opgemerkt te worden dat hiermee geen wervelvlakken en dus geen liftkrachten te beschrijven zijn. In het tweede geval wordt de extra graad van vrijheid vastgelegd door een zogenaamde mode-function voor de dipoolbelegging te bepalen via het opleggen van de Kutta conditie. Bij de derde keuze, dit is ook de methode toegepast door FASD, wordt de stroming binnen het object vastgelegd. In het geval van FASD wordt de stoorpotentiaal binnen het object op nul gesteld, de binnenstroming is dus onverstord. Een uitgebreidere beschrijving van deze methoden vindt u in lit.[3] en lit.[4].

Na keuze van de methode kunnen in de verkregen integraal vergelijkingen de randvoorwaarden worden opgelegd. Het opleggen van deze randvoorwaarden kan ook weer op meerdere manieren, bijvoorbeeld in een punt ('collocation point') of via een weegfunctie. Elk paneel, dus elk collocatie punt, levert nu een vergelijking. Het verkregen stelsel van lineaire vergelijkingen voor de onbekende singulariteits parameters kan nu worden opgelost.



- *bepaal fysische grootheden uit de singulariteiten beleggingen*

Omdat het probleem lineair is kan men alle oplossingen optellen om vervolgens een nieuwe te verkrijgen. Dus men kan nu de oplossingen van de bron- en dipoolbelegging over het oppervlak integreren en zo de totale potentiaal verkrijgen. Feitelijk bestaat de oplossing dus uit de optelling van  $2 \times NP$  (aantal panelen) elementaire oplossingen met een dusdanige sterkte dat aan de randvoorwaarden wordt voldaan.

De snelheid op het oppervlak is direct te bepalen door substitutie van de oplossing in de uitdrukking voor de snelheid. Uit deze snelheid is via Bernoulli de druk te bepalen. Integratie van deze druk levert krachten en momenten op de configuratie. Het bepalen van snelheden in willekeurige punten buiten het configuratie oppervlak is mogelijk door het bepalen van de A.I.C.'s voor deze punten en is daarom iets rekenintensiever.

## 3 FASD

### 3.1 Inleiding

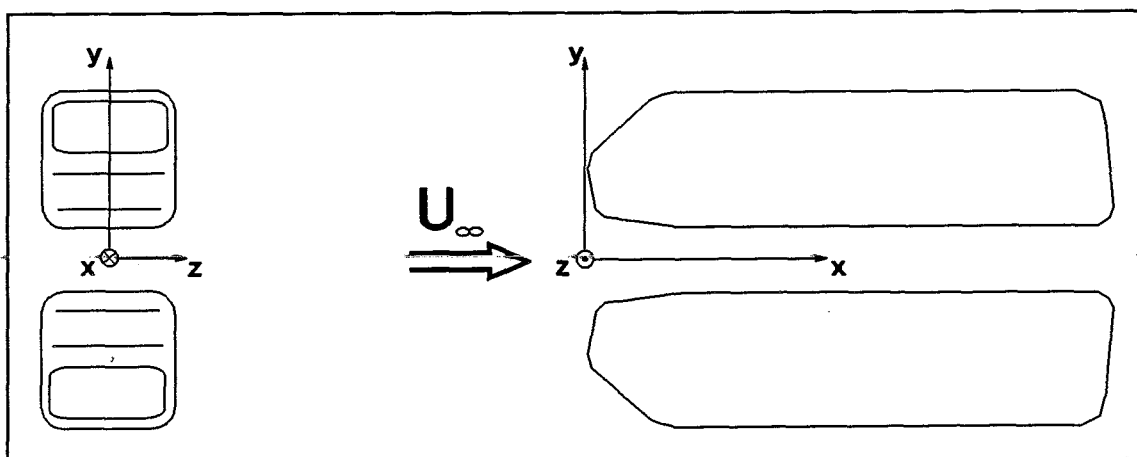
In dit hoofdstuk wordt het programma behandeld waarmee de stromingsberekeningen zijn uitgevoerd. Hierdoor wordt meer inzicht verkregen in de manier waarop de configuratie is gemodelleerd, en op welke manier de gewenste resultaten zijn verkregen. Om niet te veel in detail te treden wordt alleen datgene behandeld wat voor het onderzoek van belang is.

### 3.2 Introductie van FASD

FASD, Flow Analysis using Singularity Distributions, is een programma dat ontwikkeld is bij de faculteit Luchtvaart- en Ruimtevaarttechniek van de TU Delft. Het programma heeft als doel de aërodynamische analyse van complexe vliegtuigconfiguraties. Het programma kan als zodanig ook gebruikt worden om de stroming te simuleren rondom ander voorwerpen zoals boten, treinen en auto's, mits aangenomen mag worden dat de fout die ontstaat door het verwaarlozen van de visceuze effecten en de vortciteit in de stroming, van acceptabele grootte is.

Met behulp van FASD is het mogelijk de stroming om een configuratie uit te rekenen. In een invoerfile van het programma kan aangegeven worden of de configuratie symmetrisch is. In dat geval wordt de configuratie in het  $xz$ -vlak gespiegeld, en hoeft alleen de helft met positieve  $y$ -waarden ingevoerd te worden.

Het modelleren van de vaste grond gebeurt door de configuratie te spiegelen t.o.v. het grondvlak zoals is weergegeven in afb.3.1.



Afb.3.1 Schematische weergave van de modellering van een vaste grond, met links het vooraanzicht en rechts het zijaanzicht

Door de symmetrie zullen precies tussen de twee configuraties door (op het  $xz$ -vlak met  $y=0$ ) stroomlijnen ontstaan. Hierdoor is het verloop van de stroming hetzelfde als zou het een grondvlak betreffen. Dit geldt natuurlijk niet bij stromingen waar de wrijving niet wordt verwaarloosd.

### 3.3 Invoer van FASD

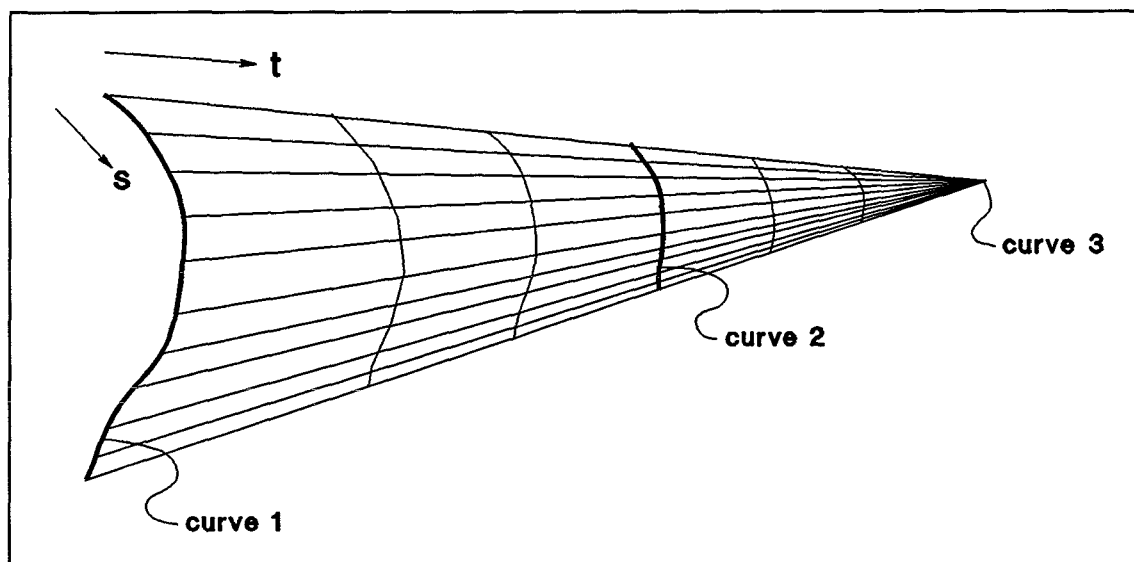
Om FASD te gebruiken zijn twee invoerfiles noodzakelijk. Één file die de namen bevat van de inputfile en outputfiles, en één file die de geometrie en de stromingscondities beschrijft.

#### 3.3.1 Geometrie en resolutie

Zoals in hoofdstuk 3 al is beschreven wordt de configuratie gesplitst in delen (parts), die vervolgens weer uit een aantal segmenten bestaan. De geometrie van een segment wordt gedefinieerd door krommen, die binnen FASD op verschillende manieren kunnen worden vastgelegd.

Ieder segment afzonderlijk heeft een eigen oppervlakte coördinatensysteem, met als coördinaatrichtingen  $s$  en  $t$ . De eerste curve die wordt gedefinieerd is meteen de curve waarvoor geldt  $t=0$ . Voor de laatste curve die wordt gedefinieerd geldt  $t=1$ . De parameter  $s$  loopt vanaf het beginpunt van de curves ( $s=0$ ) tot het eindpunt van de curves ( $s=1$ ).

Vervolgens dient aangegeven te worden uit hoeveel panelen het segment in  $s$ - en  $t$ -richting opgedeeld moet worden, en hoe deze in  $s$ - en  $t$ -richting zijn verdeeld. Op die manier kan voor ieder segment afzonderlijk de resolutie daar hoog gekozen worden, waar de gebruiker denkt dat dat nodig is. Hierdoor kan de resolutie veranderd worden zonder opnieuw de geometrie te definiëren.



Afb.3.2 Definitie van een segment

In afb.3.2 is een voorbeeld van de definitie van een segment met arbitraire vorm te zien. Het segment wordt gedefinieerd door drie curves. Doordat het begin- en eindpunt van curve 3 op elkaar is gelegd, is een segmentrand met lengte nul gecreëerd. Het segment heeft in  $s$ -richting 10 panelen, en in  $t$ -richting 6 panelen, die uniform zijn verdeeld. Als het gewenst is dat de stroming bekend is op plaatsen die niet op het oppervlak van de configuratie liggen, dan kunnen daar visualisatie-segmenten worden gedefinieerd. Ook deze worden onderverdeeld in panelen, en er wordt berekend hoe groot de snelheid en de druk ter plaatse is. Visualisatie-segmenten krijgen geen bron- of dipoolbelegging, en hebben daardoor geen invloed op de stroming, zie lit.[1].

### 3.3.2 Stromingscondities

De parameters die de stroming beschrijven zijn voornamelijk toegespitst op vliegtuigconfiguraties. Omdat in dit onderzoek de configuratie gewoon recht van voren en horizontaal (parallel aan de  $x$ -as) wordt aangestroomd, zijn de stromingscondities, die vooral bij de aanstroming van vliegtuigconfiguraties complex kunnen zijn, zeer eenvoudig. Voor het Mach-getal kan nul gekozen worden, omdat uitgegaan wordt van een incompressibele stroming.

### 3.4 Uitvoer van FASD

De output van FASD bestaat uit meerder files, die geschikt zijn voor verder postprocessing. De voor dit onderzoek interessante output files zijn:

#### 1. \*.gnu file

De file met deze extensie geeft de 3D-geometrie van de configuratie, die bijvoorbeeld door het public domain programma Gnuplot ingelezen kan worden. Dit geeft de mogelijkheid de ingevoerde geometrie te controleren.

## 2. \*.res file

Deze file geeft de bron- en dipoolwaarden op alle collocatiepunten, ook zijn in deze file de krachten en momenten die op de configuratie werken af te lezen. De .res file is de file met de output van de berekeningen van FASD. Hierin wordt per segment de  $u, v$  en  $w$ -component van de snelheid, de waarde van de bron- en dipoolverdeling en de  $c_p$ -waarde ter plaatse van de collocatiepunten gegeven. Wanneer dit segment bijdraagt tot krachten en momenten op de configuratie worden hierin ook de krachten en momenten (momenten t.o.v. een zelfgekozen referentiepunt) gegeven per segment en per strip<sup>1</sup>. Als laatste worden ook de totale krachten en momenten op de configuratie gegeven.

## 3. \*.iso file

Deze file geeft de waarden van de  $u, v$  en  $w$ -component van de snelheid, de  $c_p$ -waarde en de waarden van de bron- en dipoolbelegging op de hoekpunten van de panelen. Deze waarden zijn geïnterpoleerd uit de waarden van de collocatiepunten uit de .res file. Deze file is zeer geschikt voor verdere postprocessing.

## 3.5 Postprocessing

Het controleren van de geometrie is mogelijk door de .gnu files in te lezen in Gnuplot. Met dit public domain programma is het vervolgens mogelijk een 3D-wire-frame van de ingevoerde configuratie te zien.

Het genereren van iso-plots is mogelijk door de .iso files eerst in KNIFE in te lezen. In KNIFE wordt het gewenste vlak geselecteerd, waarna dit programma de isolijnen van de gewenste grootheden berekend. De output van KNIFE kan worden ingelezen in APLOT, waarmee de gewenste plot kan worden gemaakt<sup>2</sup>. Beide programma's APLOT en KNIFE zijn geschreven als postprocessing programma voor aërodynamische rekenmethoden zoals FASD.

---

<sup>1</sup> Een strip is een aantal opeenvolgende panelen van een segment, waarbij de t-coördinaat constant is en de s-coördinaat loopt van 0 tot 1

<sup>2</sup> Een andere uitvoer file van FASD bevat de drie aanzichten van de geometrie, namelijk projecties op het xy-, xz- en yz-vlak. Deze file is leesbaar voor APLOT. Tijdens het onderzoek is deze mogelijkheid praktisch niet toegepast.

## 4 Geometrie

### 4.1 Panelering

De vrachtwagen configuratie is opgebouwd uit 5 delen (parts), namelijk: 'cabine', 'cabine bottom', 'aanhanger', 'koppeling' en 'spoiler'. Elk deel bestaat weer uit meerdere segmenten, welke weer uit meerdere panelen bestaan.

Bij het aanbrengen van de panelen dient er rekening mee te worden gehouden dat het om een potentiaal theorie pakket gaat en dat we geïnteresseerd zijn in het effectief omstroomde lichaam. Dit houdt in dat bij het modelleren op basis van fysisch inzicht enkele niet werkelijk aanwezige delen dienen te worden gespecificeerd. In ons geval wijkt het model af van de werkelijke vrachtwagen configuratie op de volgende punten:

- achter het dakschild;
- achter de cabine;
- aan het uiteinde van de configuratie.

Achter het dakschild en achter de cabine bevindt zich een open ruimte. In deze ruimte vindt een complexe stroming plaats. Er wordt verondersteld dat deze stroming weinig effect heeft op de globale omstroming van de cabine. In het model is daarom de open ruimte tussen cabine en dakschild en de aanhanger dicht gemaakt door middel van het deel 'Koppeling'.

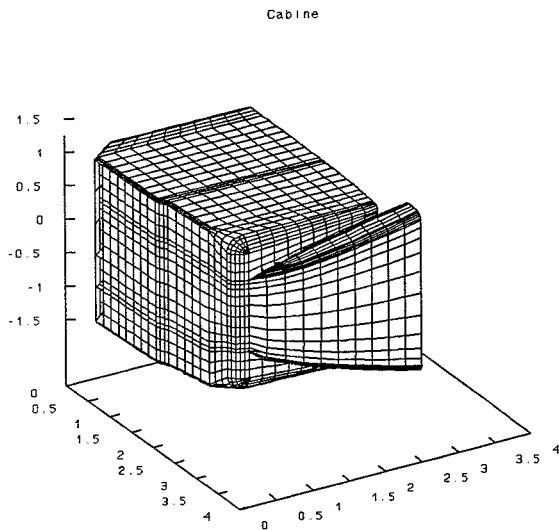
Aan het uiteinde van de configuratie bevindt zich een zog en doen zich loslatingsverschijnselen voor. Deze effecten zijn met de toegepaste methode niet te beschrijven en worden gemodelleerd door een 'halve bol' van ongeveer 2 maal de hoogte van de aanhanger. De functie hiervan is dus enkel een juiste modellering van de effectieve omstroming.

Ter modellering van het wegdek is een tweede vrachtwagen configuratie gespiegeld in het wegdek aangebracht. Deze spiegeling zorgt ervoor dat ter plaatse van het wegdek de normaal component van de snelheid gelijk is aan nul, zie afb.3.1.

## 4.2 Geometrie met dakschild

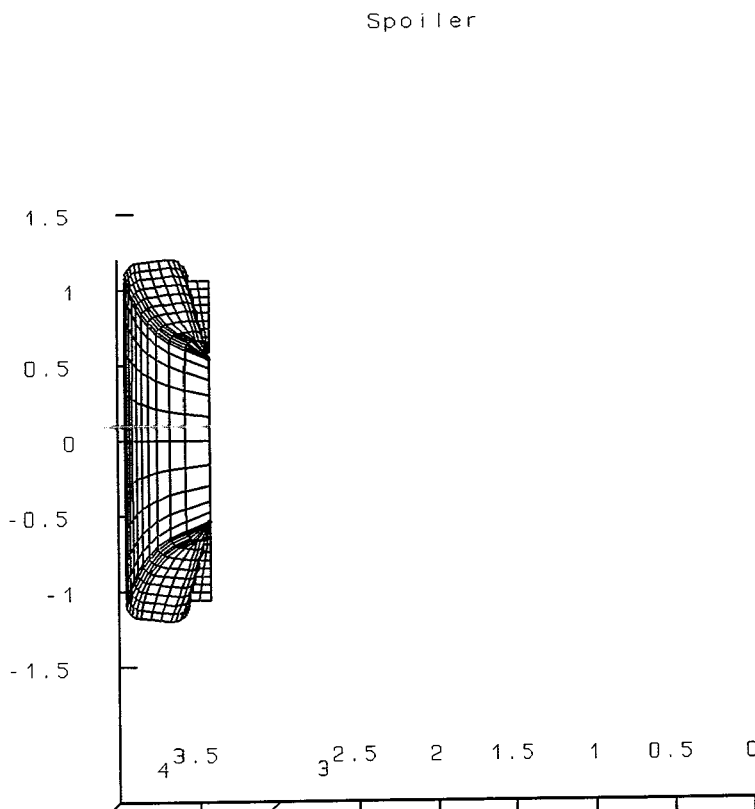
### 4.2.1 Parametisering dakschild

Het dakschild is opgebouwd uit een in z-richting vlakke bovenzijde en twee zijden. De vlakke bovenzijde wordt beschreven door 8 lijnen. De twee zijden zijn elk opgebouwd uit 8 curven bestaande uit 5 deelcurven. De punten zijn gegenereerd met behulp van een Borland Pascal programma. Een beschrijving hiervan vind u in bijlage A.



afb.4.1 Cabine met dakschild

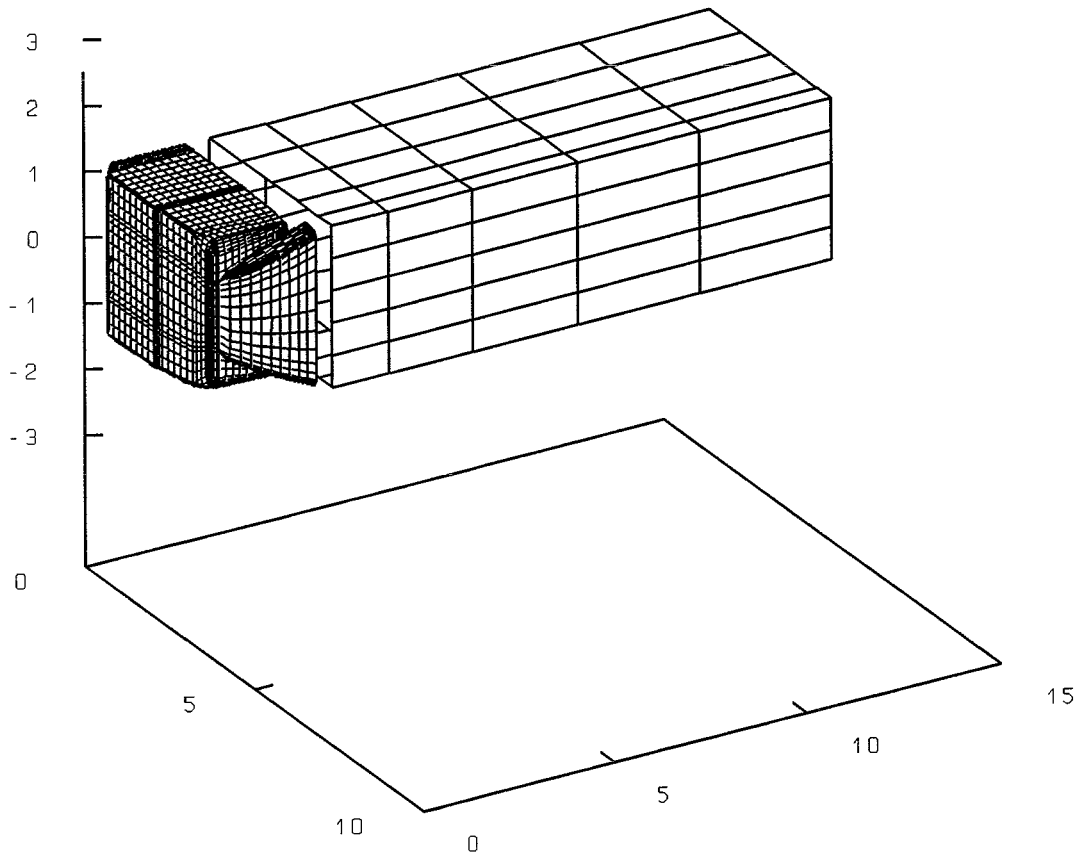
De geometrie van cabine met dakschild is weergegeven in afb.4.1. Het gaat hier om de delen 'cabine', 'cabine bottom' en 'spoiler'. In afb.4.2 ziet u het vooraanzicht van het dakschild.



Afb.4.2 Vooraanzicht dakschild

Hieronder ziet u de gehele fysische configuratie. Hier zijn de open ruimte tussen cabine, dakschild en aanhanger goed zichtbaar. De afbeelding is niet geheel op schaal afgebeeld.

Cabine+aanhanger

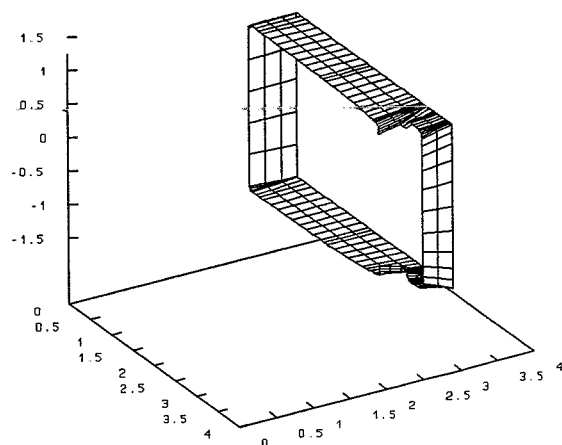


Afb.4.3 Configuratie met dakschild

Deze open ruimte wordt met het hiernaast afgebeelde deel 'Koppeling' afgesloten zodat de stroming goed over de gehele configuratie blijft lopen.

De geometrie van de configuratie met dakschild bestaat totaal uit 2212 panelen en omvat 3167 hoekpunten.

Koppeling Incl

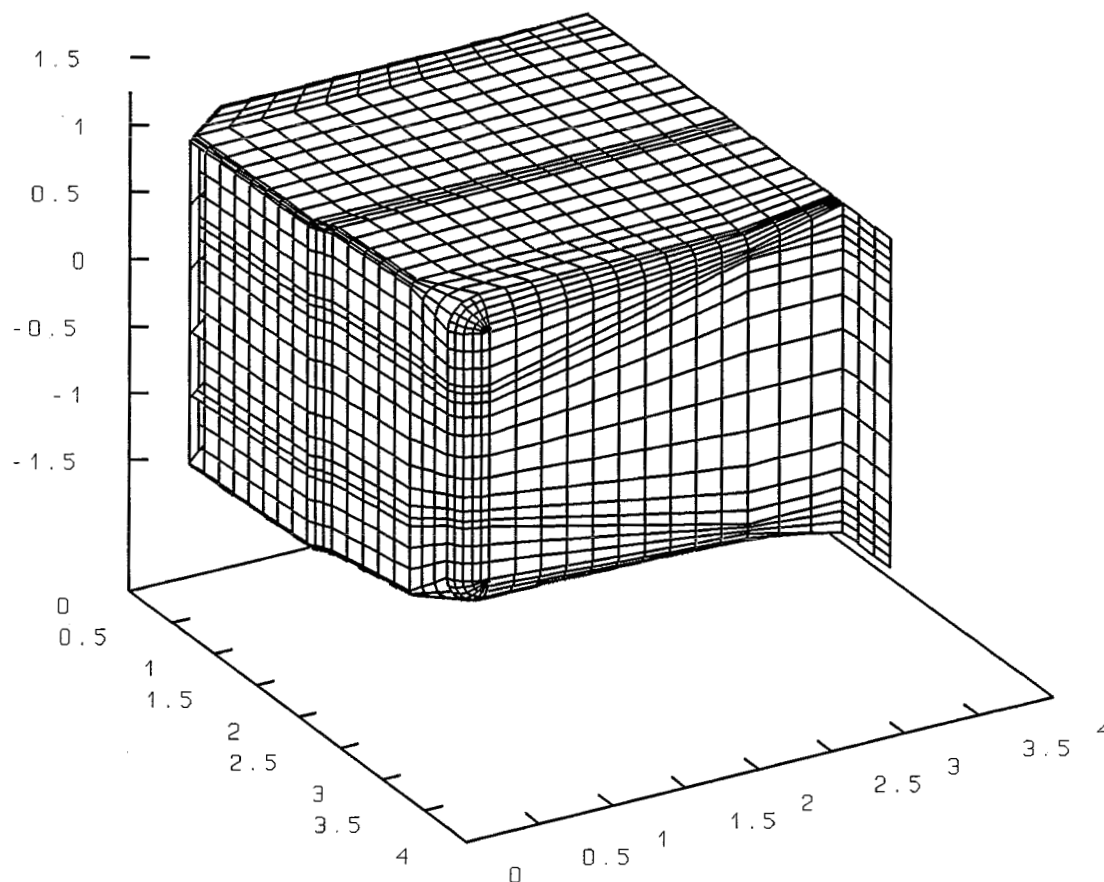


Afb.4.4 Gemodelleerde koppeling



### 4.3 Geometrie zonder dakschild

De configuratie zonder dakschild verschilt enkel met de configuratie met dakschild aan de bovenzijde van de cabine en ter plaatse van het deel 'Koppeling'. Onderstaand plaatje presenteert de cabine zonder dakschild, met daaraan toegevoegd het deel 'Koppeling'.



Afb.4.5 Cabine zonder dakschild met koppeling

De geometrie zonder dakschild bestaat uit 2133 panelen en omvat 2946 hoekpunten.

## 5 Resultaten

### 5.1 Configuratie zonder dakschild

De discretisatie bestaat uit 2133 panelen. Gebruik makende van een 486DX 66 Mhz computer, 8 MB intern RAM geheugen, 280 MByte harde schijf met een Data Transfer Rate van 1.1 MByte/s en een Average Seek van 10.1 ms duurt de berekening 2,8 uur. De op te lossen matrix heeft de afmetingen van 2133 x 2133 en beslaat een geheugen van 2133 x 2133 x 8 byte = 35 MByte.

Een opsomming en optelling van de relevante dimensieloze krachten (zie bijlage B) en bijbehorende fysische krachten vind u hieronder:

tabel 5.1	Cx	Cy	Cz	Fx [N]	Fy [N]
Complete cabine	0.5	-1.6	0.0	470	-1510
Aanhanger	1.0	0.1	0.0	940	100
Totaal	1.5	-1.5	0.0	1410	-1410

De kracht Fy is in neerwaartse richting, de kracht Fx is tegengesteld gericht aan de rijrichting. In de berekening is de kracht op de delen 'koppeling' (met uitzondering van het stuwpunt op de aanhanger) en het gedeelte van het deel 'aanhanger' dat het zog beschrijft niet meegeteld. Dit impliceert dat wordt verondersteld dat in de ruimte tussen de cabine en de aanhanger zowel als op de achterkant van de aanhanger de druk gelijk is aan de druk van de onverstoorde stroming.

### 5.2 Configuratie met dakschild

Bestaande uit 2212 panelen en gebruik makende van de in 5.1 omschreven apparatuur duurt de berekening 3,3 uur.

Een opsomming en optelling van de relevante dimensieloze krachten (zie bijlage C) en bijbehorende fysische krachten vind u hieronder:

tabel 5.2	Cx	Cy	Cz	Fx [N]	Fy [N]
Complete cabine	0.8	-2.2	0.0	750	-2070
Aanhanger	0.0	-0.4	0.0	0	-380
Dakschild	-0.5	1.3	0.0	-470	1220
Totaal	0.3	-1.3	0.0	280	-1220

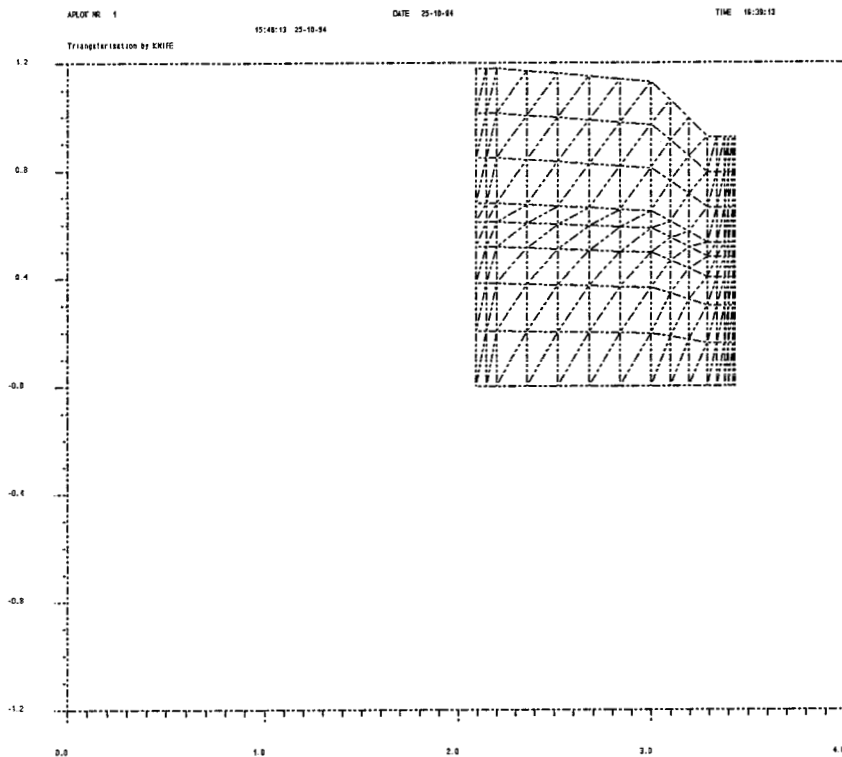
### 5.3 Visualisaties

Op de volgende bladzijden is telkens aan de linkerzijde de configuratie zonder dakschild aan de rechterzijde de configuratie met dakschild afgebeeld.

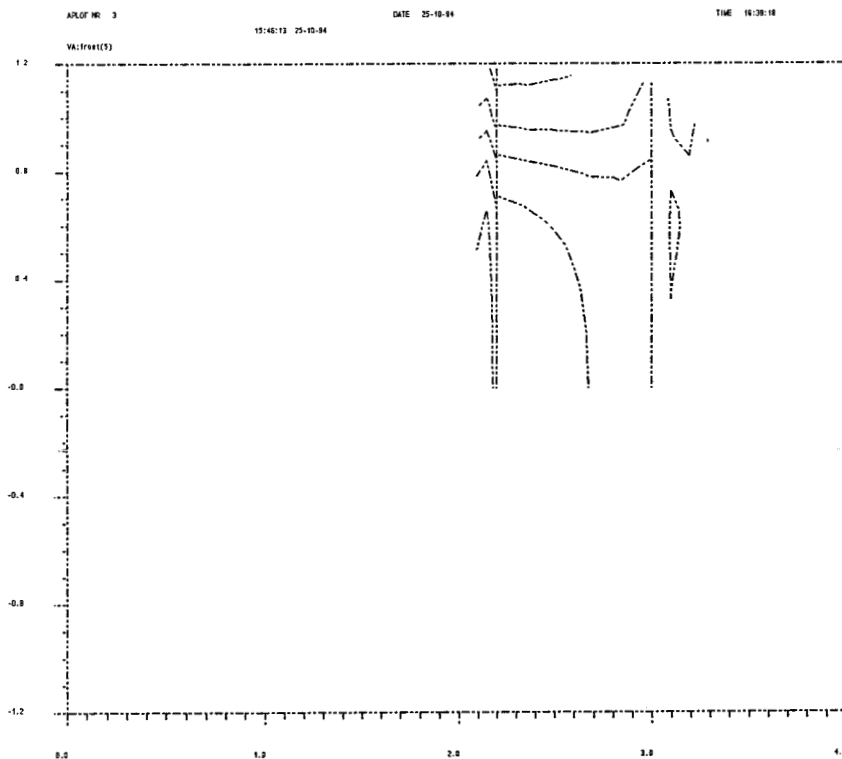
Op de volgende pagina is slechts een gedeelte van de voorzijde van de cabine afgebeeld. Verder dient opgemerkt te worden dat de  $x$ -as de as van de rijrichting is, en wel met positief tegengesteld aan de rijrichting, de  $y$ -as is de as die van het wegdek naar boven loopt, terwijl de  $z$ -as in de breedterichting loopt, een positieve  $z$ -coördinaat komt overeen met de linkerzijde van de configuratie, zie afb.3.1.

Bij de isolijnen zijn geen getalswaarden afgebeeld, deze waarden kan men aflezen uit de curven in afb.5.27 tot afb.5.34. De waarde  $d$  bij de afbeeldingen geeft de stap tussen 2 opeenvolgende isolijnen aan.

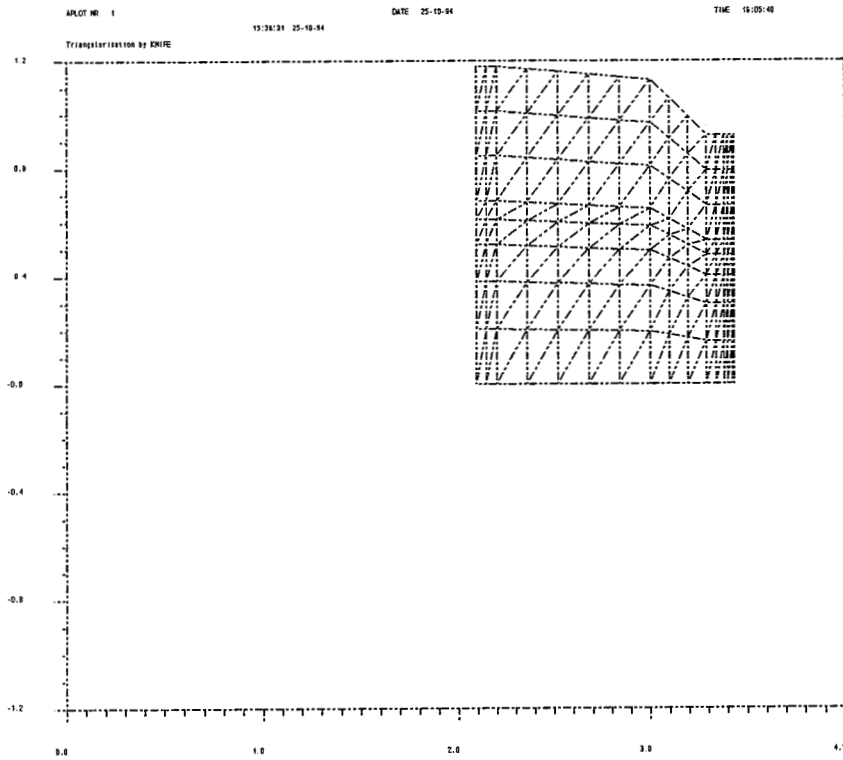
De gebruikte panelenmethode gebruikt vierhoekige elementen. Bij de afbeeldingen met de grid is elk paneel opgedeeld in twee driehoeken, dit ter interpolatie in het postprocessing programma.



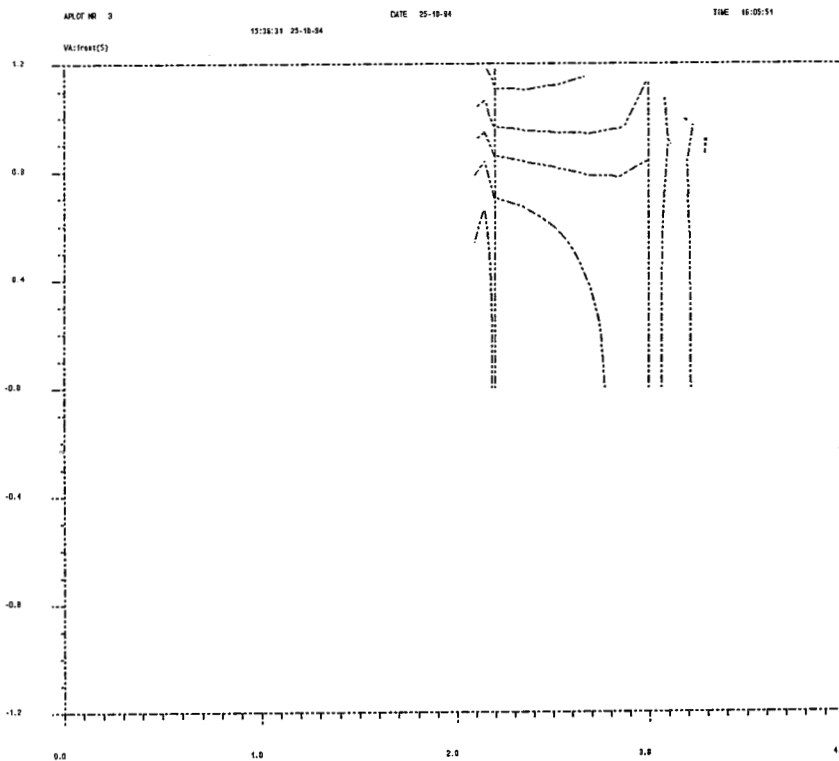
Afb.5.1 y-z gridverdeling van deel voorzijde, excl. dakschild



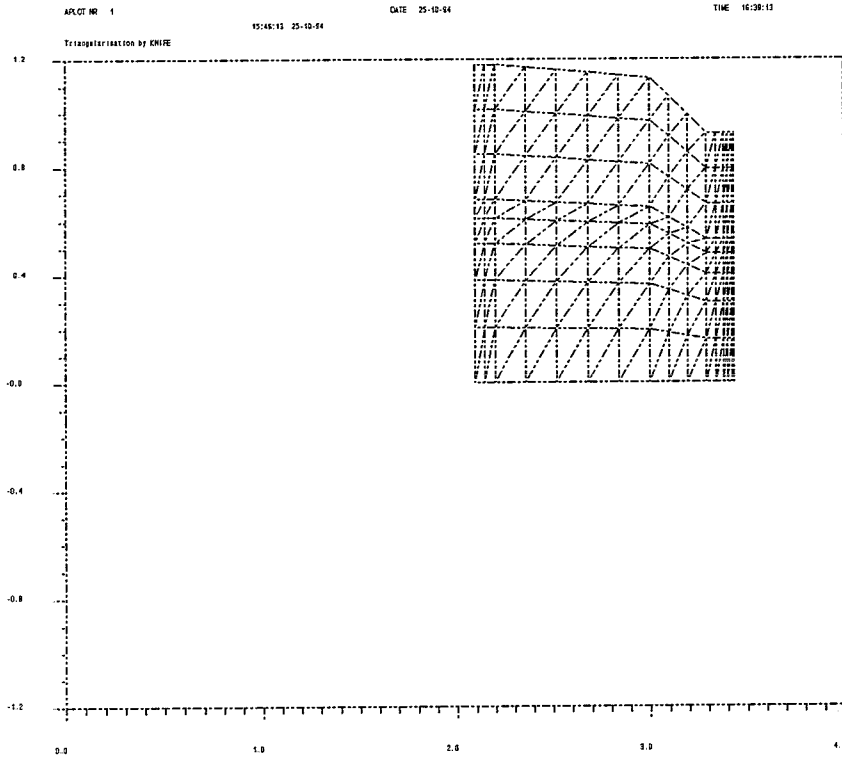
Afb.5.3 y-z Cp isolijnen (d=0.2) van deel voorzijde, excl. dakschild



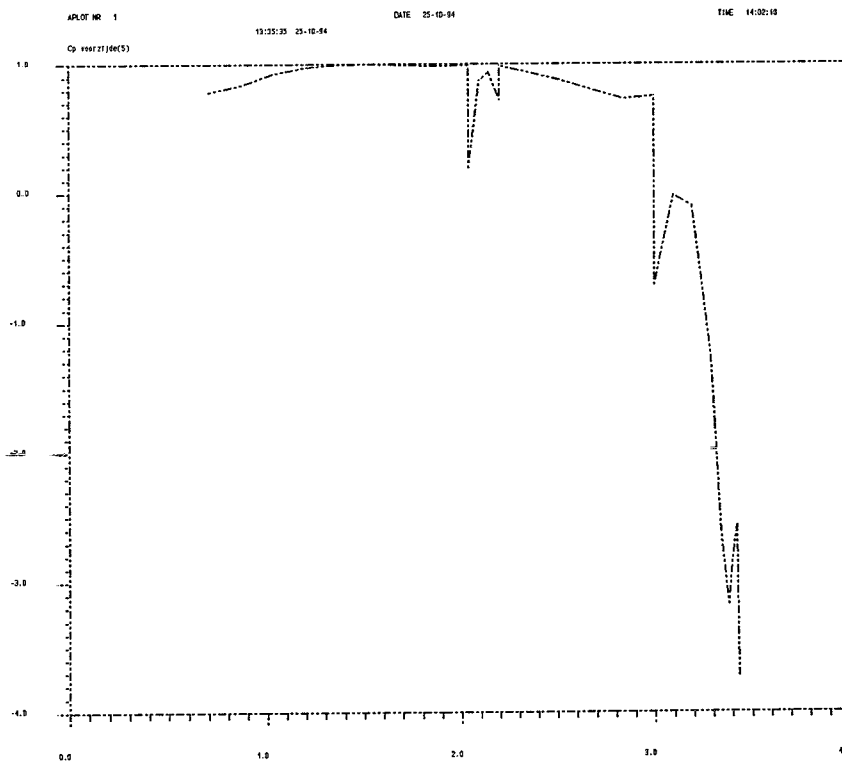
Afb.5.2 y-z gridverdeling van deel voorzijde, incl. dakschild



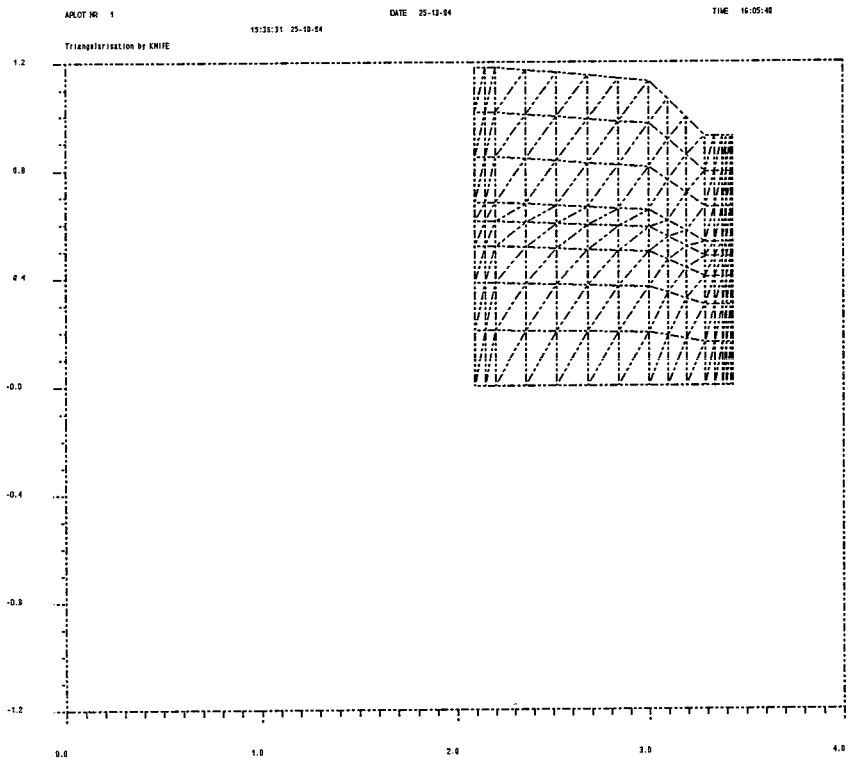
Afb.5.4 y-z Cp isolijnen (d=0.2) van deel voorzijde, incl. dakschild



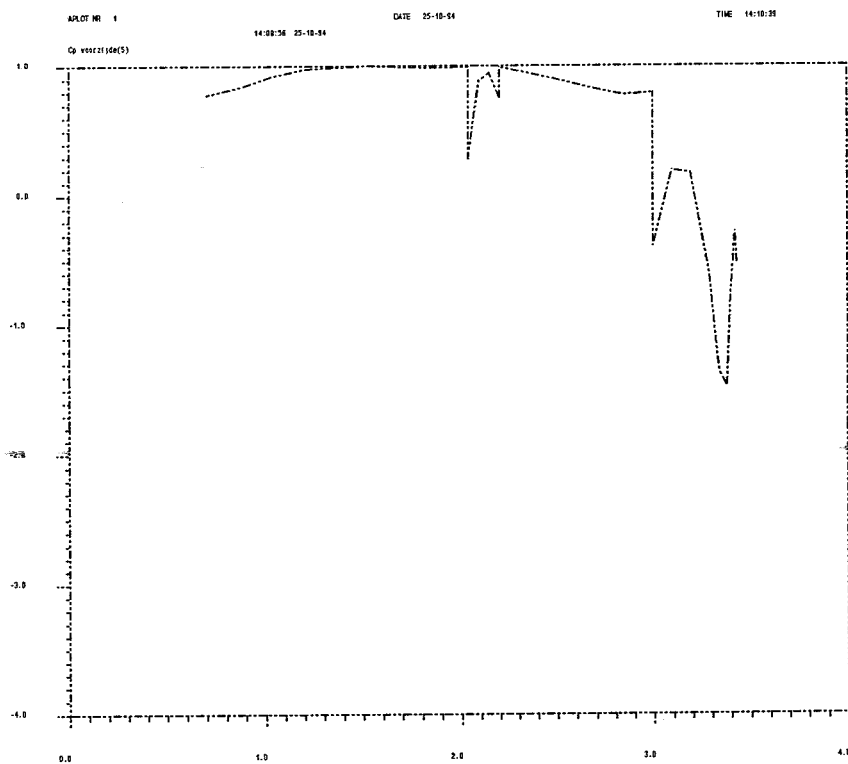
Afb.5.1 y-z gridverdeling van deel voorzijde, excl. dakschild



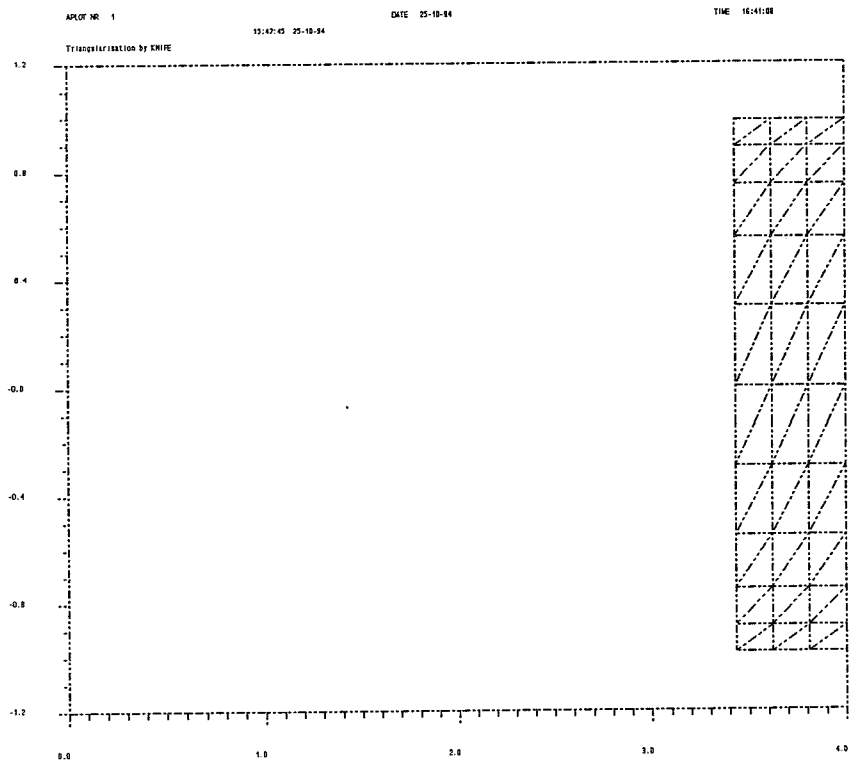
Afb.5.5 y-Cp voorzijde, z=0, excl. dakschild



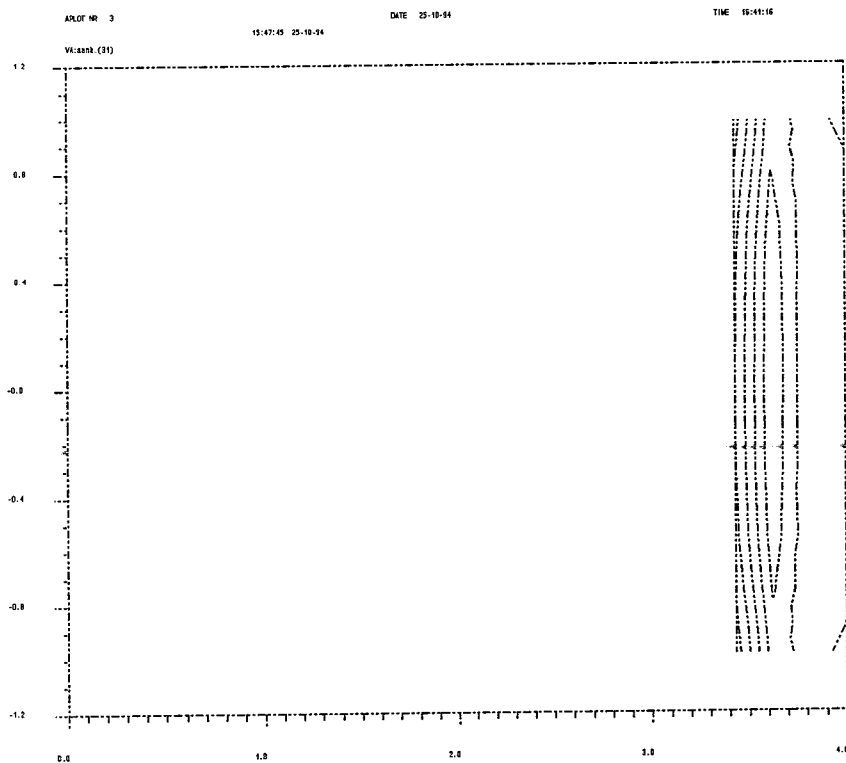
Afb.5.2 y-z gridverdeling van deel voorzijde, incl. dakschild



Afb.5.6 y-Cp voorzijde, z=0, incl. dakschild

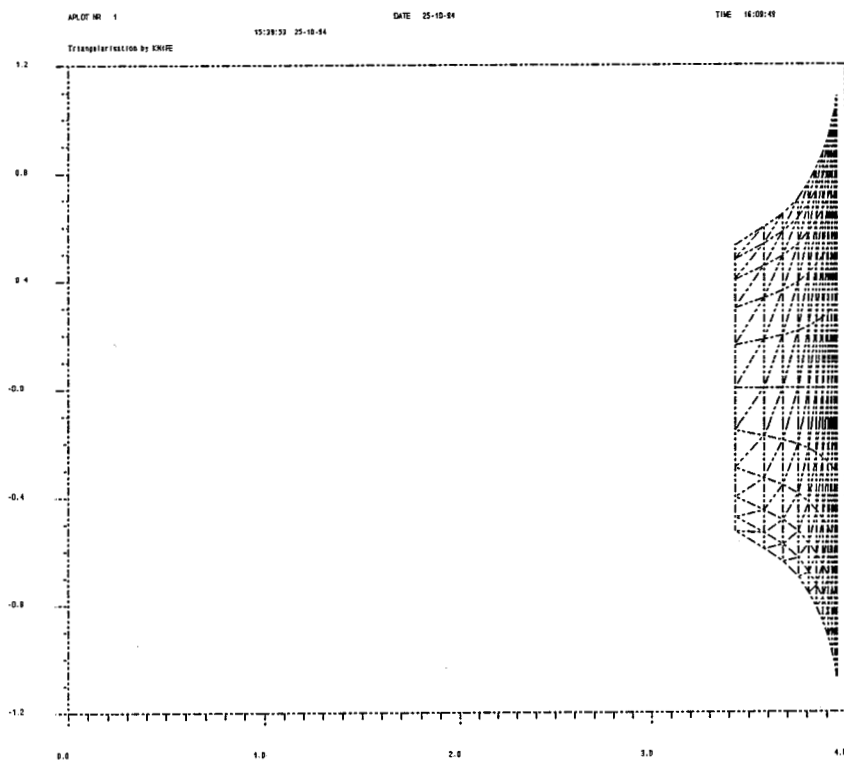


Afb.5.7 y-z gridverdeling van stuwpunt op aanhanger

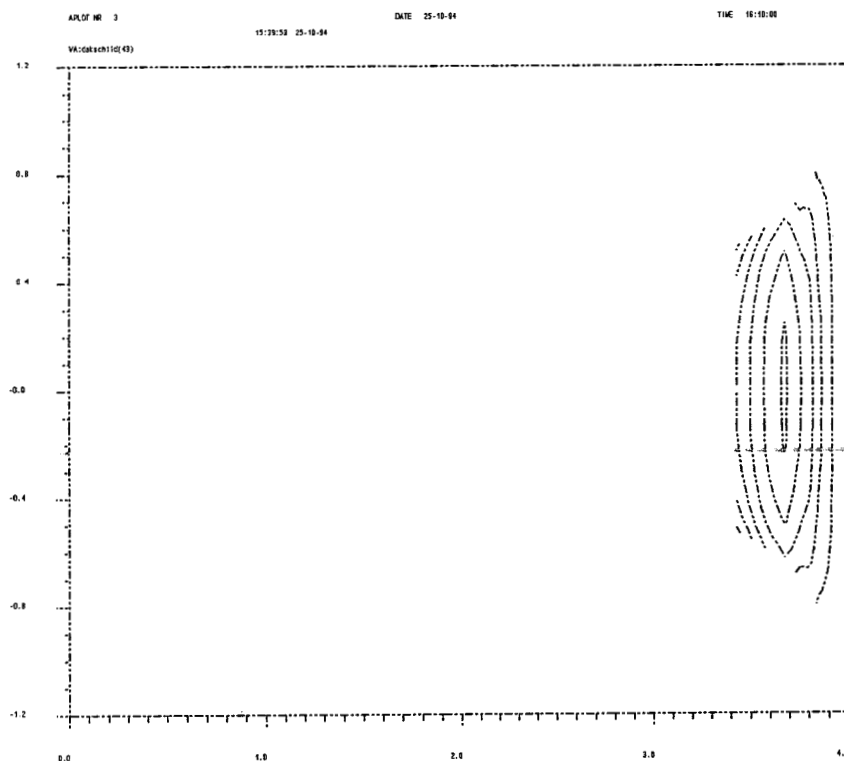


Afb.5.9 y-z Cp isolijnen (d=0.1) van stuwpunt op aanhanger

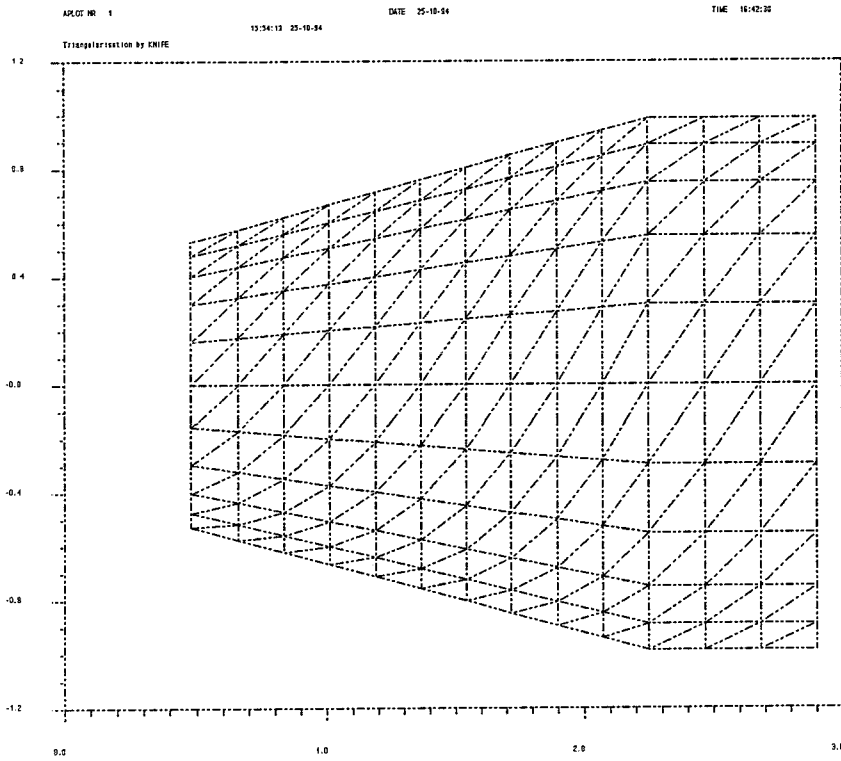




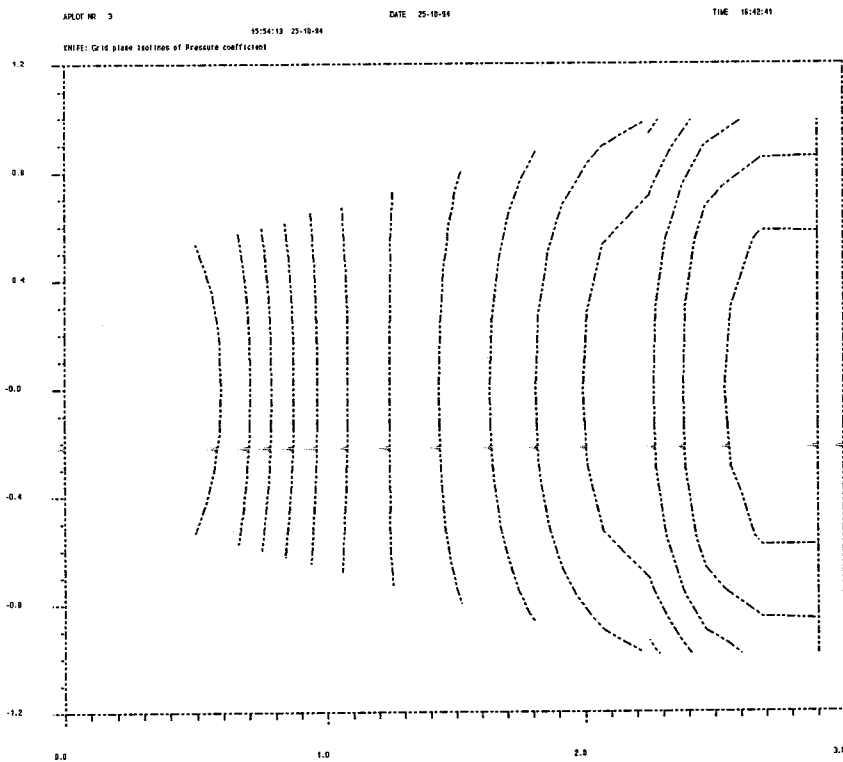
Afb.5.8 y-z gridverdeling van bovenzijde dakschild



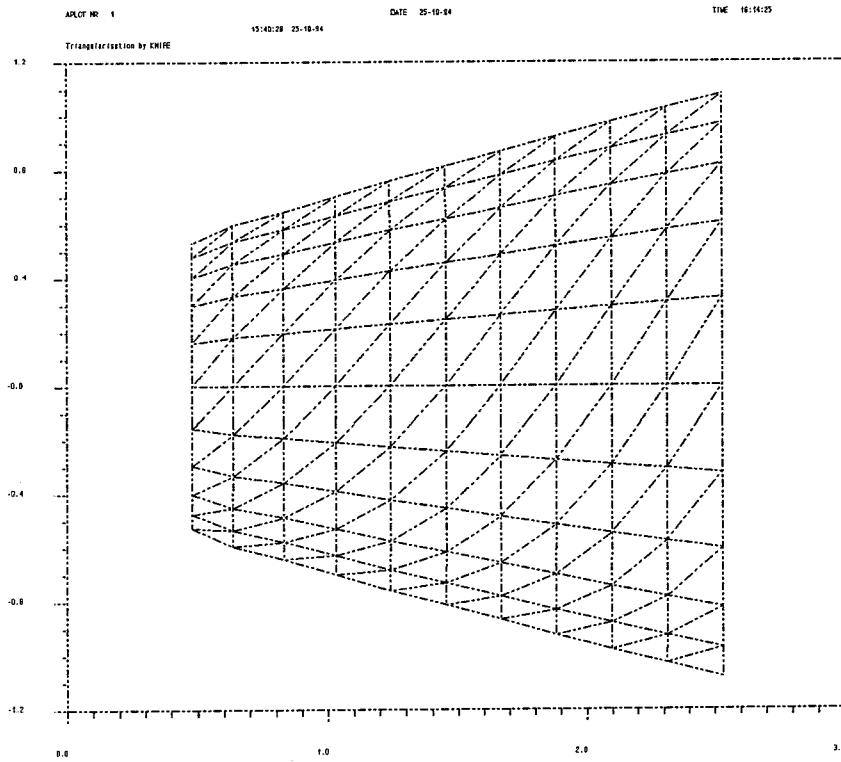
Afb.5.10 y-z Cp isolijnen (d=0.1) van bovenzijde dakschild



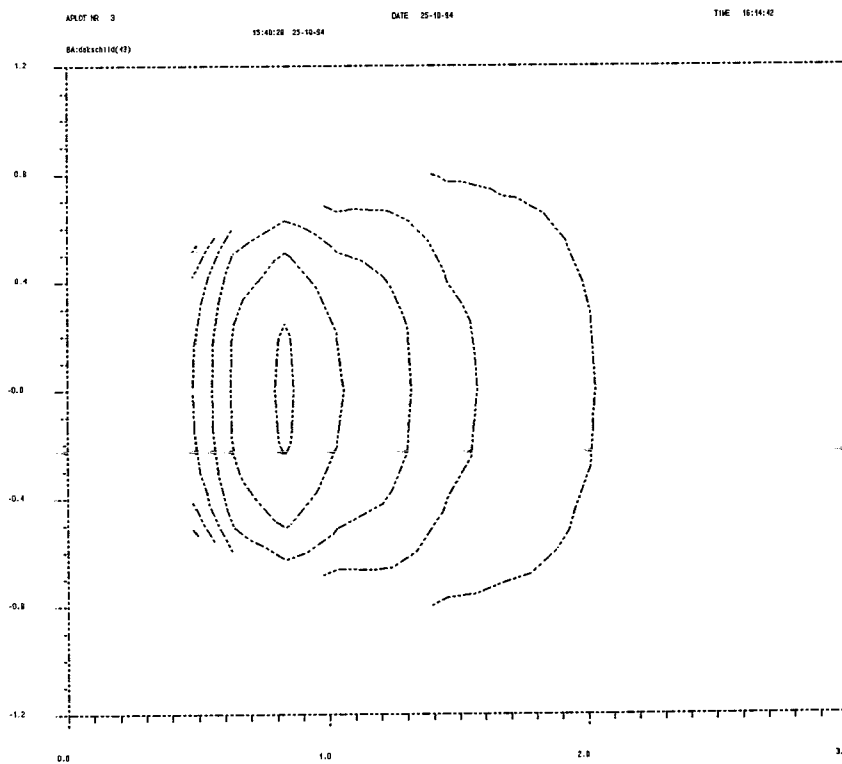
Afb.5.11 x-z gridverdeling van bovenzijde cabine, excl. dakschild



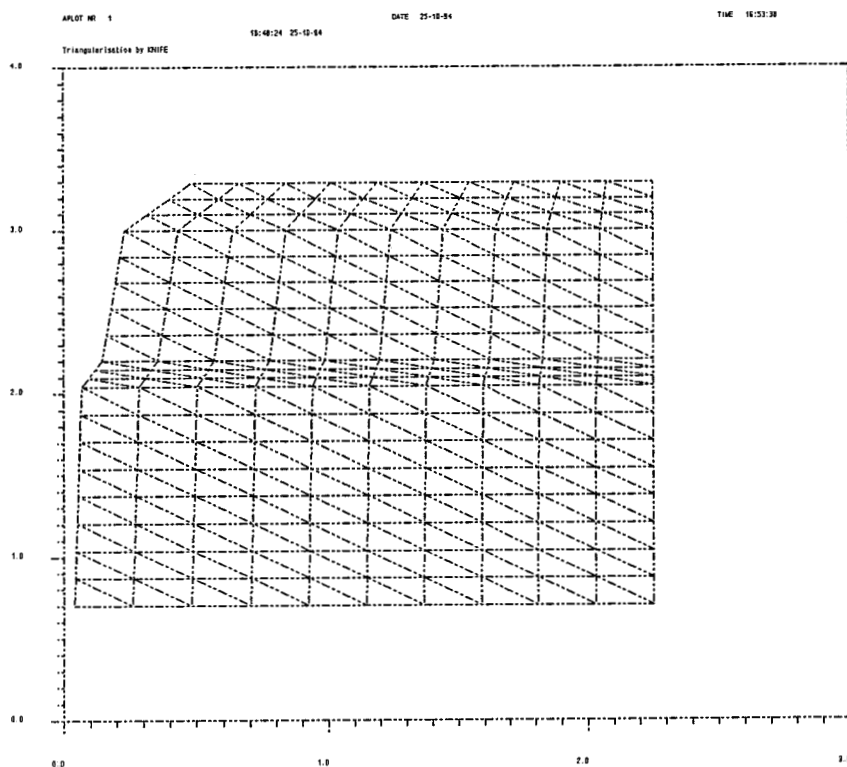
Afb.5.13 x-z Cp isolijnen (d=0.1) van bovenzijde cabine, excl. dakschild



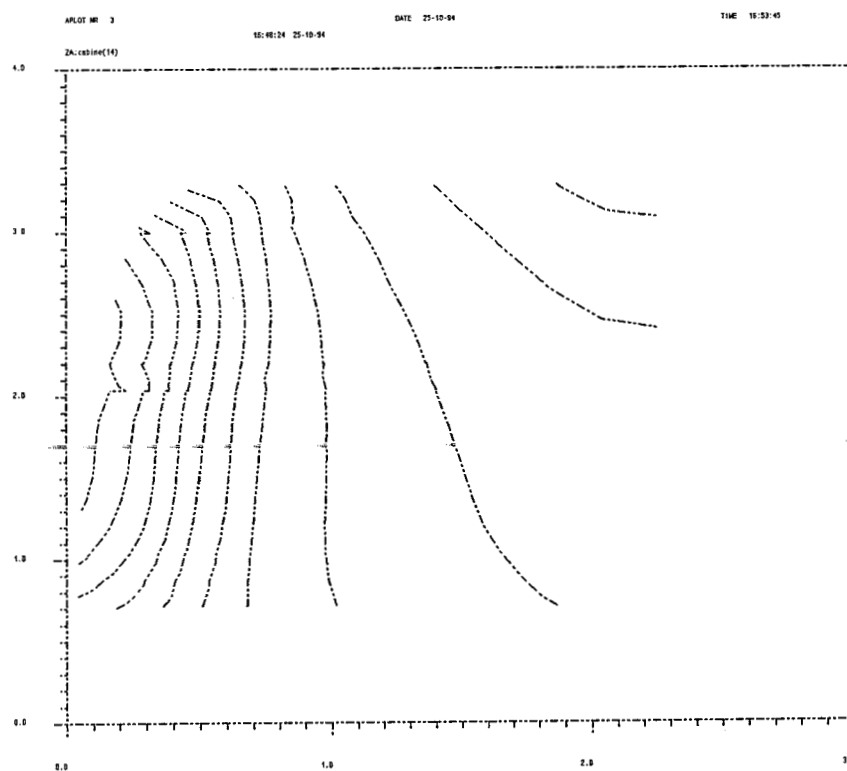
Afb.5.12 x-z gridverdeling van bovenzijde dakschild



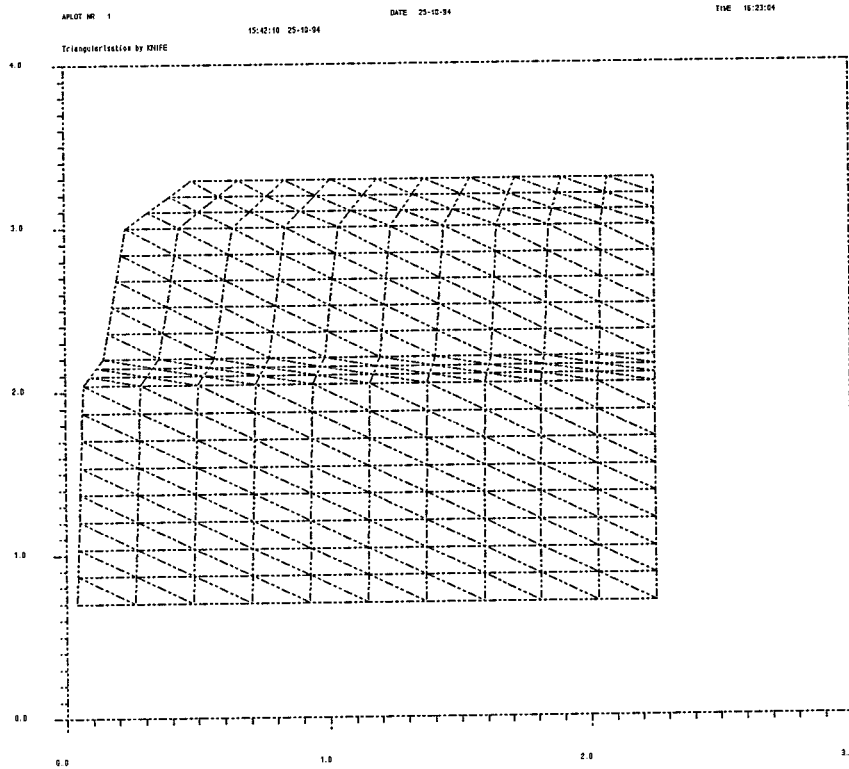
Afb.5.14 x-z Cp isolijnen (d=0.1) van bovenzijde dakschild



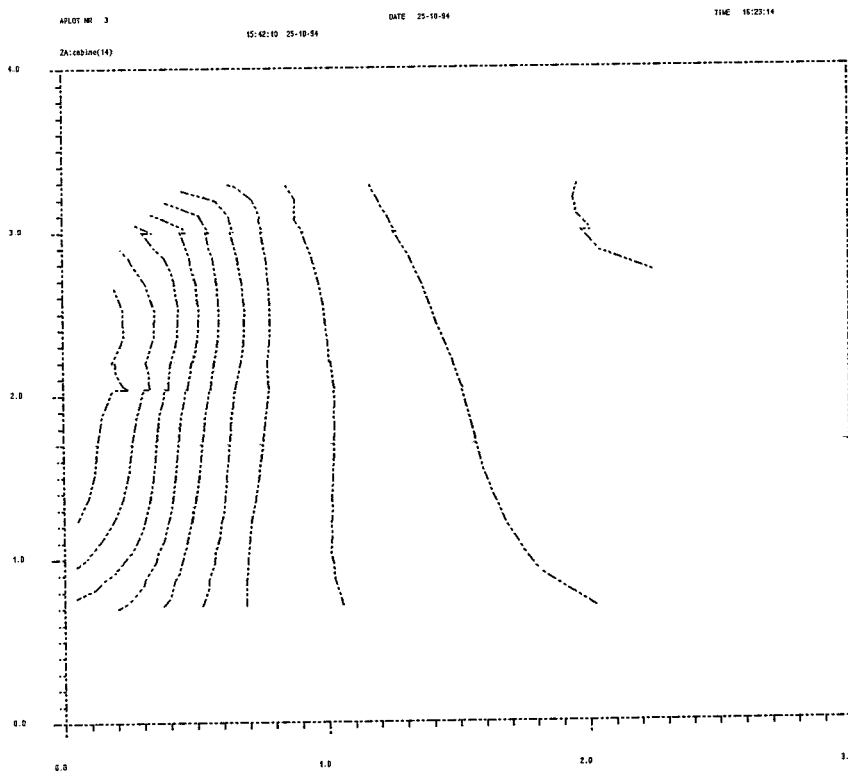
Afb.5.15 x-y gridverdeling van linkerzijde cabine, excl. dakschild



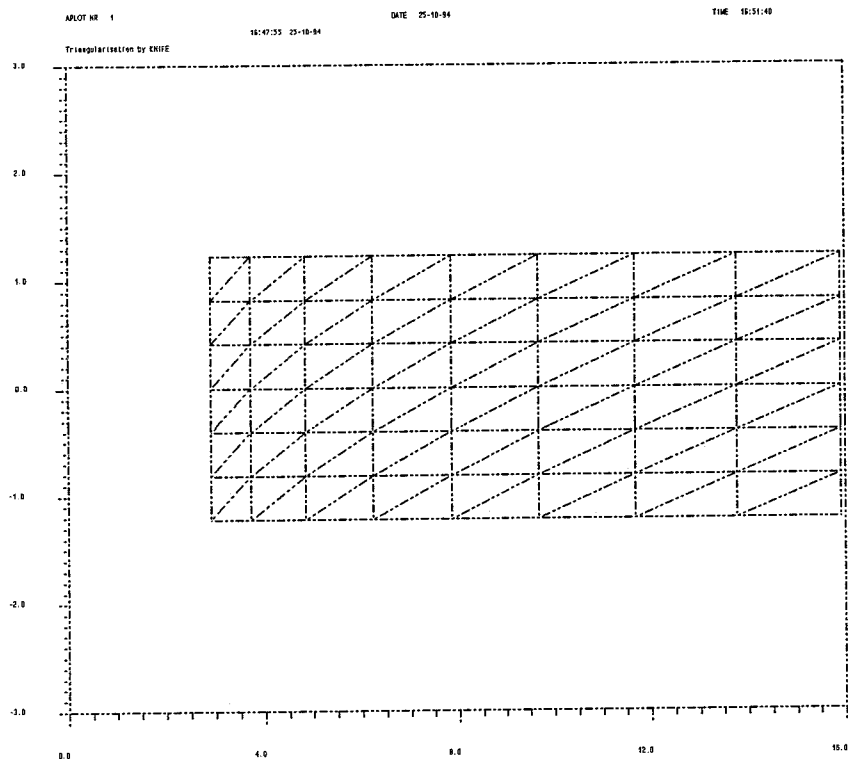
Afb.5.17 x-y Cp isolijnen (d=0.1) van linkerzijde cabine, excl. dakschild



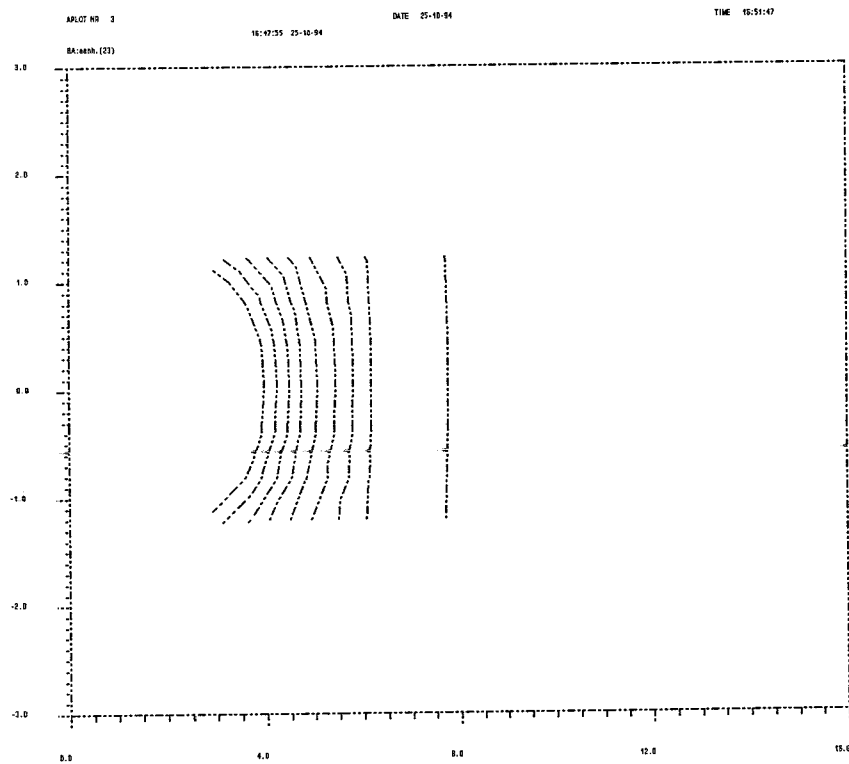
Afb.5.16 x-y gridverdeling van linkerzijde cabine, incl. dakschild



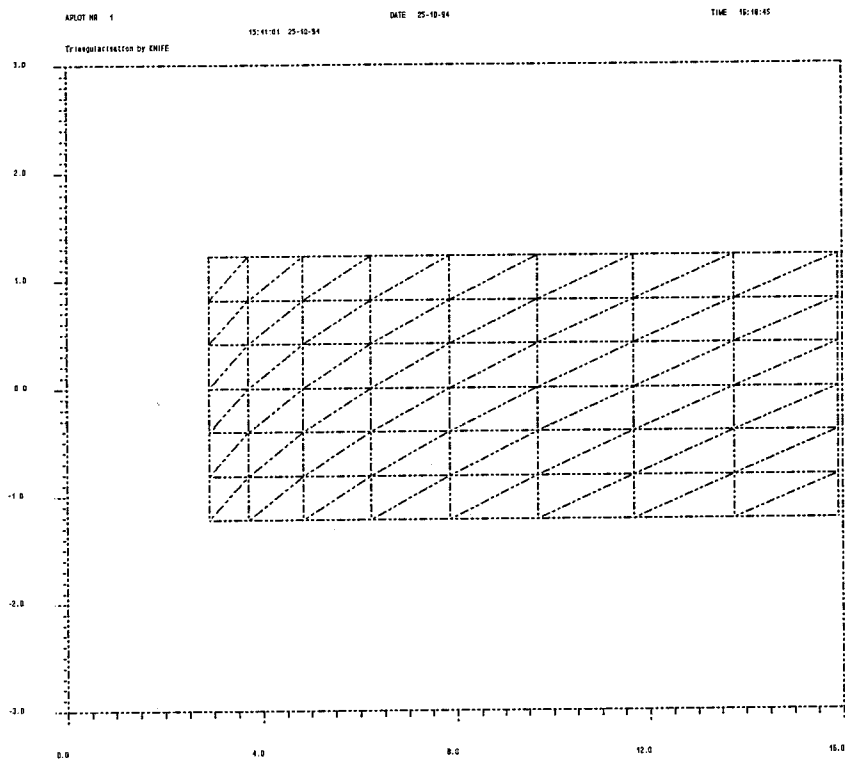
Afb.5.18 x-y Cp isolijnen (d=0.1) van linkerzijde cabine, incl. dakschild



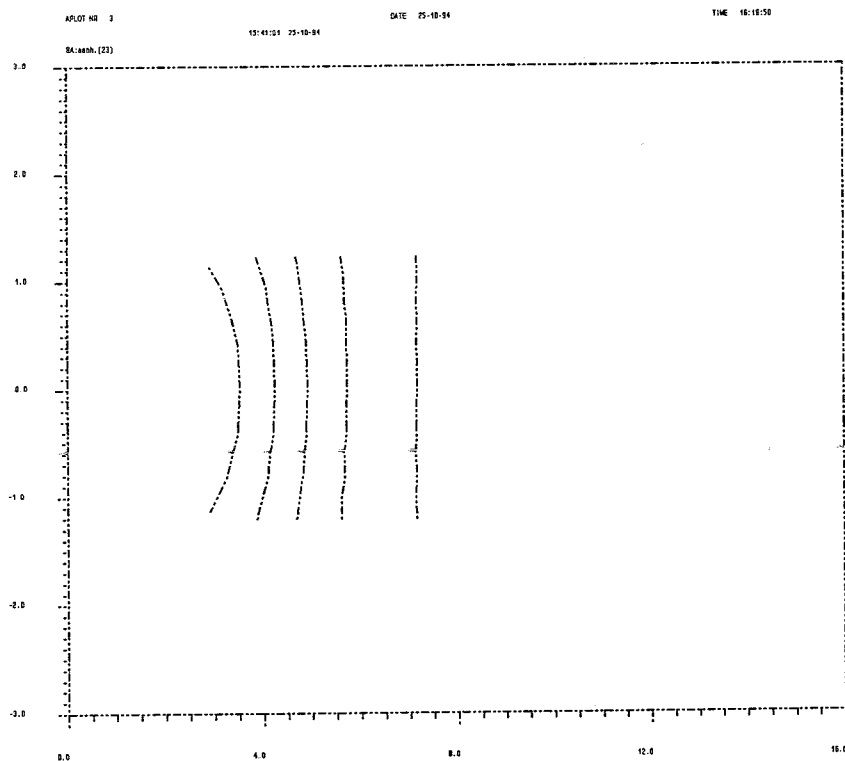
Afb.5.19 x-z gridverdeling van bovenzijde aanhanger, excl. dakschild



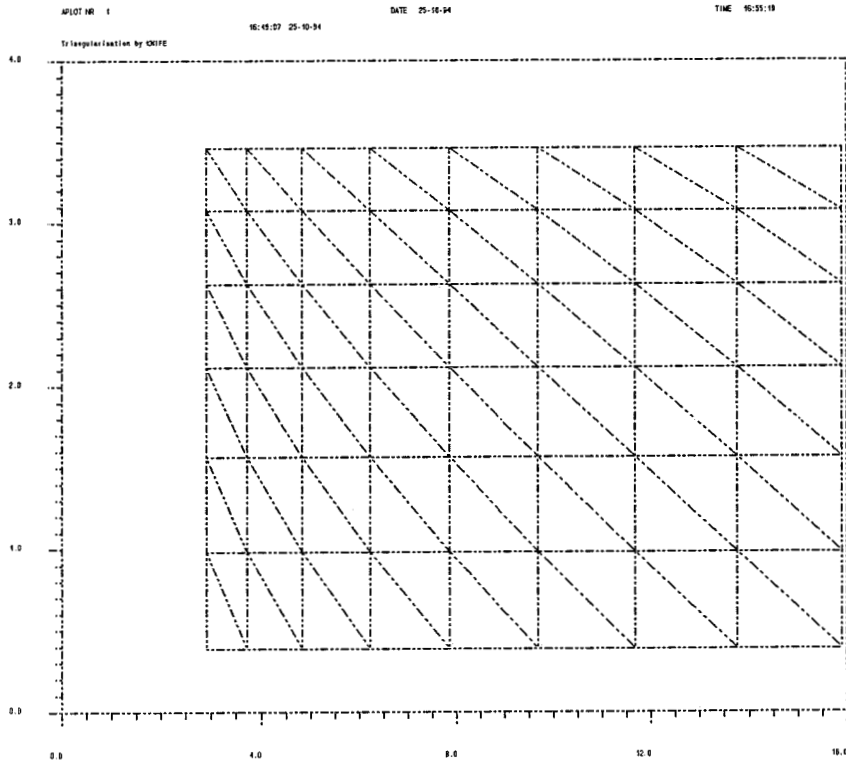
Afb.5.21 x-z Cp isolijnen (d=0.02) van bovenzijde aanhanger, excl. dakschild



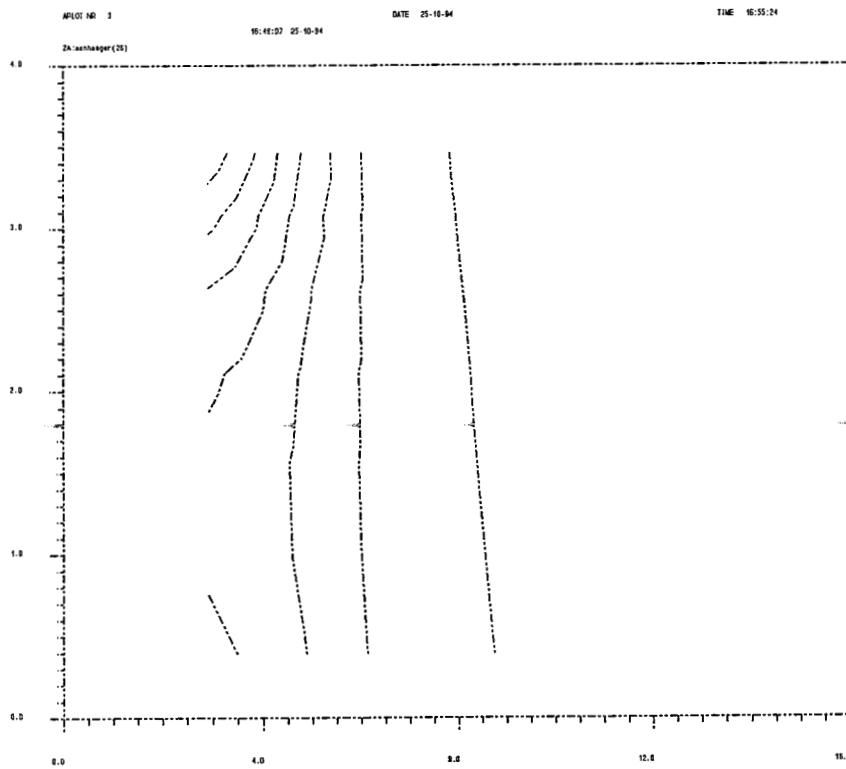
Afb.5.20 x-z gridverdeling van bovenzijde aanhanger, incl. dakschild



Afb.5.22 x-z Cp isolijnen (d=0.02) van bovenzijde aanhanger, incl. dakschild

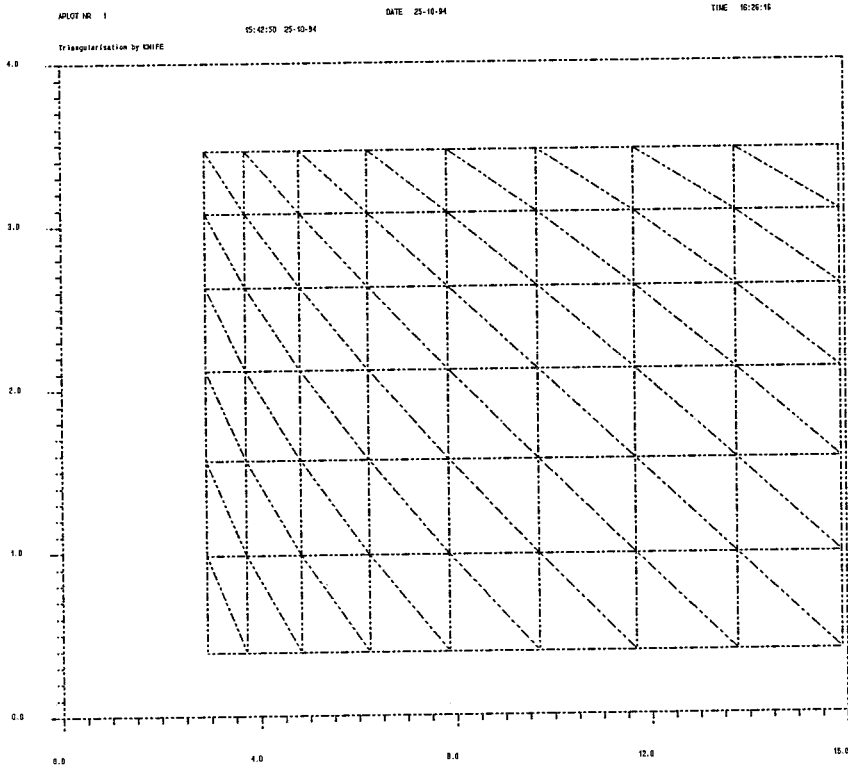


Afb.5.23 x-y gridverdeling van linkerzijde aanhanger, excl. dakschild

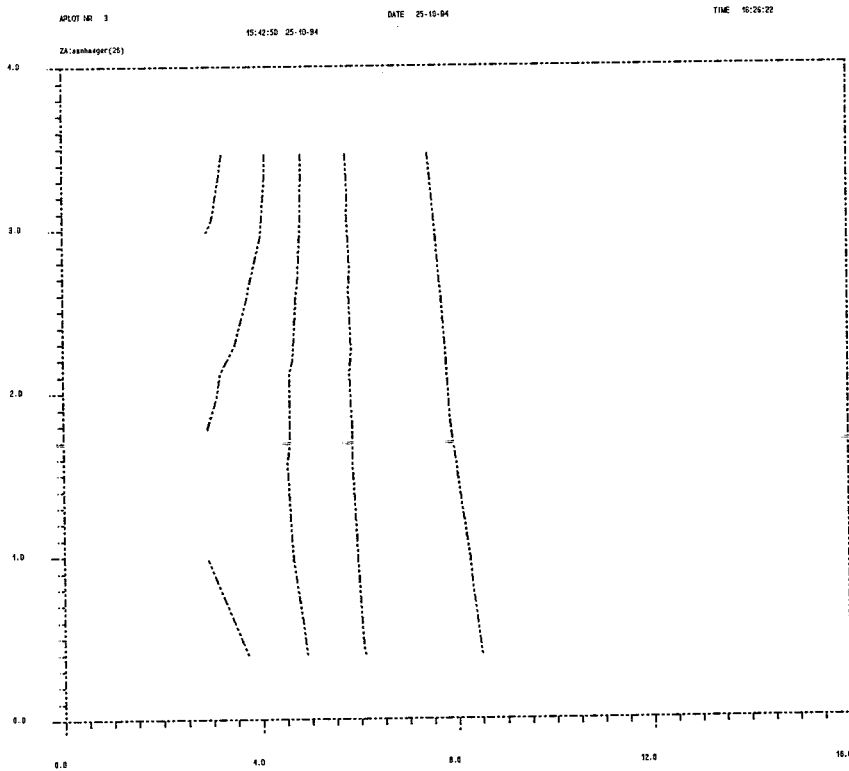


Afb.5.25 x-y Cp isolijnen ( $d=0.02$ ) van linkerzijde aanhanger, excl. dakschild

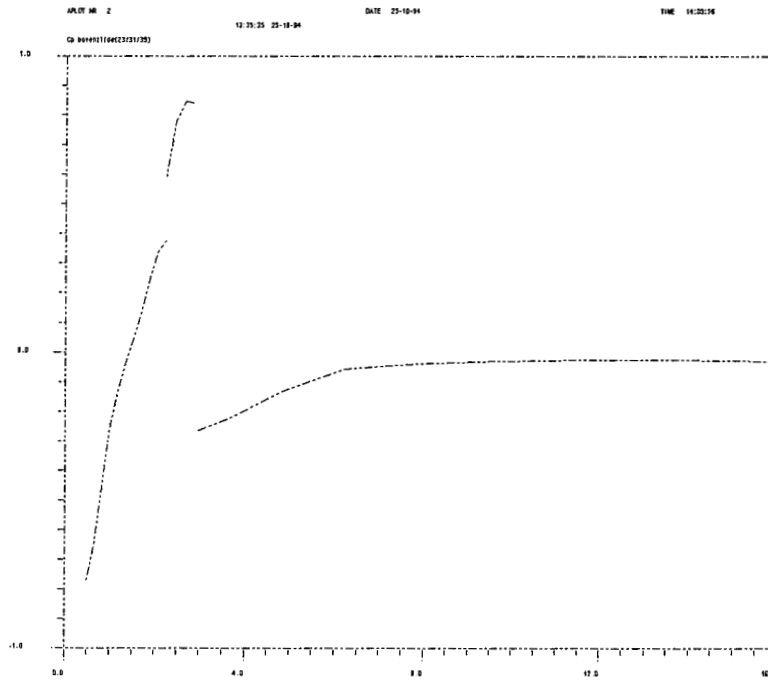




Afb.5.24 x-y gridverdeling van linkerzijde aanhanger, incl. dakschild

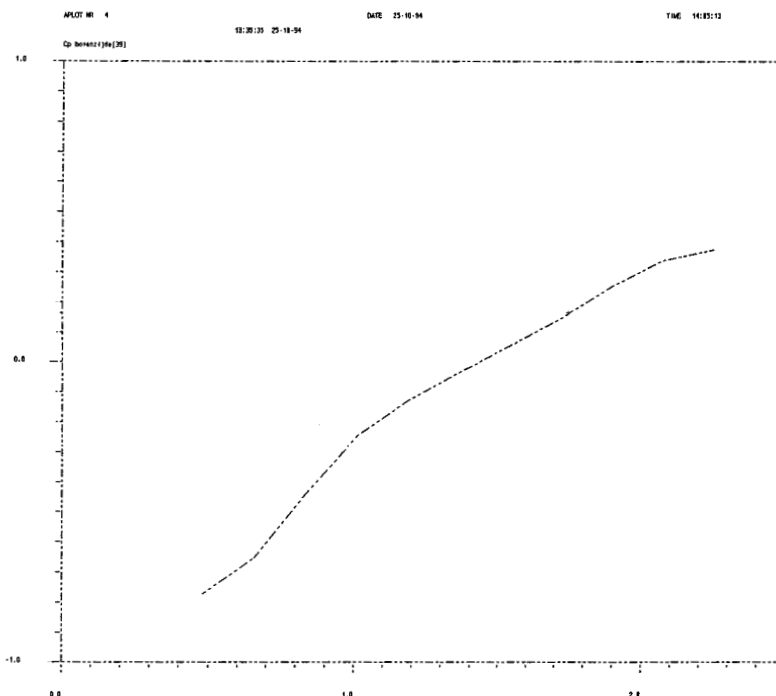


Afb.5.26 x-y Cp isolijnen (d=0.02) van linkerzijde aanhanger, incl. dakschild

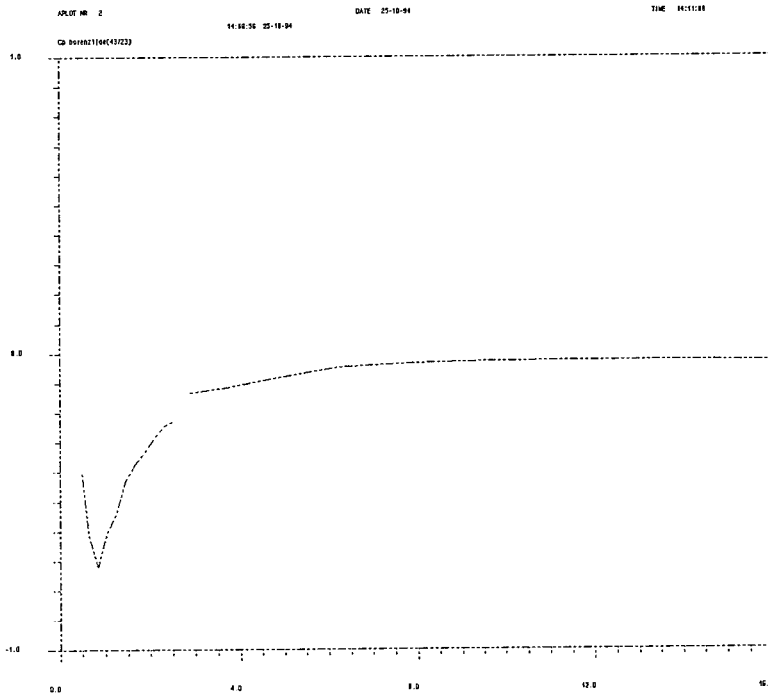


Afb.5.27  $x$ - $C_p$  bovenzijde,  $z=0$ , excl. dakschild

De grote discontinuïteit in afb.5.27 is het gevolg van de overgang van het dak naar de aanhanger, hiertussen bevindt zich namelijk het stuwpunt op de voorzijde (in het  $y$ - $z$  vlak) van de aanhanger. De wat kleinere discontinuïteit is een gevolg van de interpolatie tussen twee afzonderlijke segmenten.

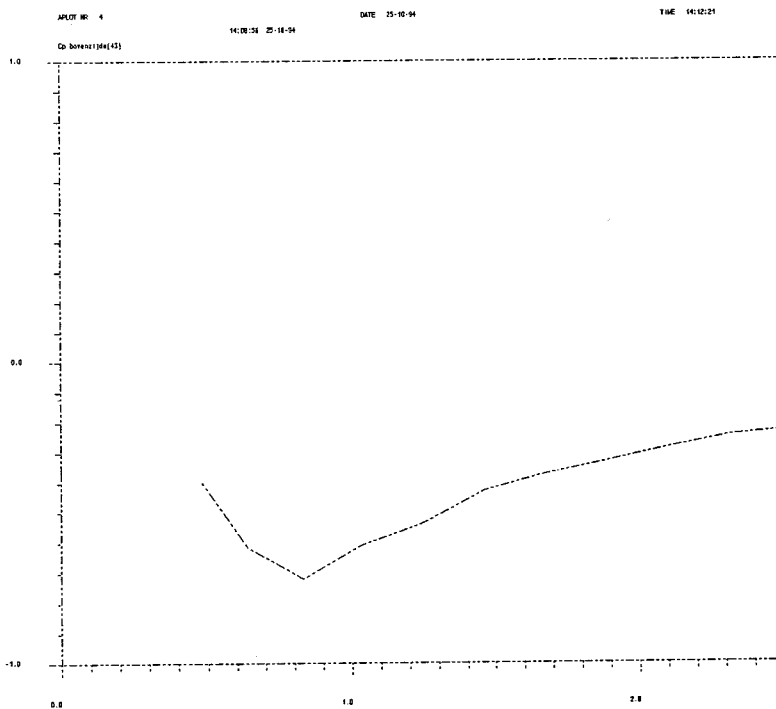


Afb.5.29  $x$ - $C_p$  detail bovenzijde,  $z=0$ , excl. dakschild

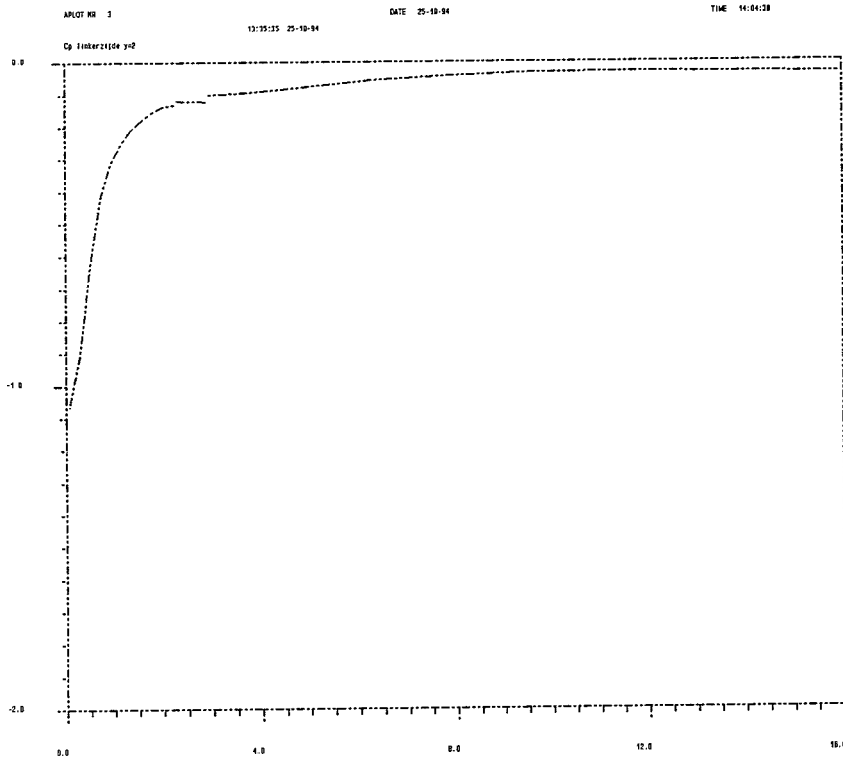


Afb. 4.28  $x-C_p$  bovenzijde,  $z=0$ , incl. dakschild

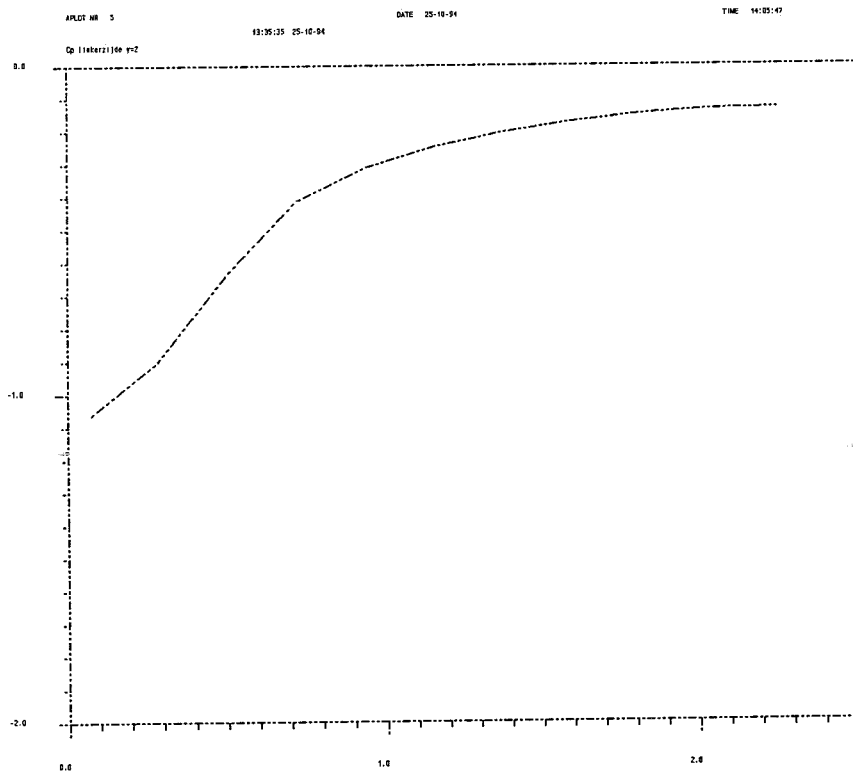
In afb.5.29 en afb.5.30 is het effect van het dakschild het best weergegeven. Duidelijk is de generatie van de onderdruk over het dakschild.



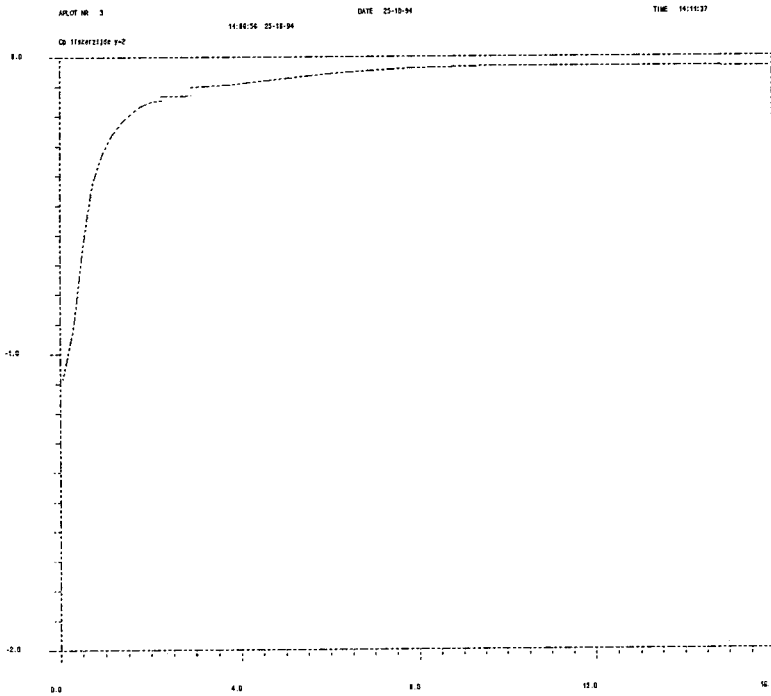
Afb.5.30  $x-C_p$  detail bovenzijde,  $z=0$ , incl. dakschild



Afb.5.31 x-Cp linkerzijde, y=2, excl. dakschild

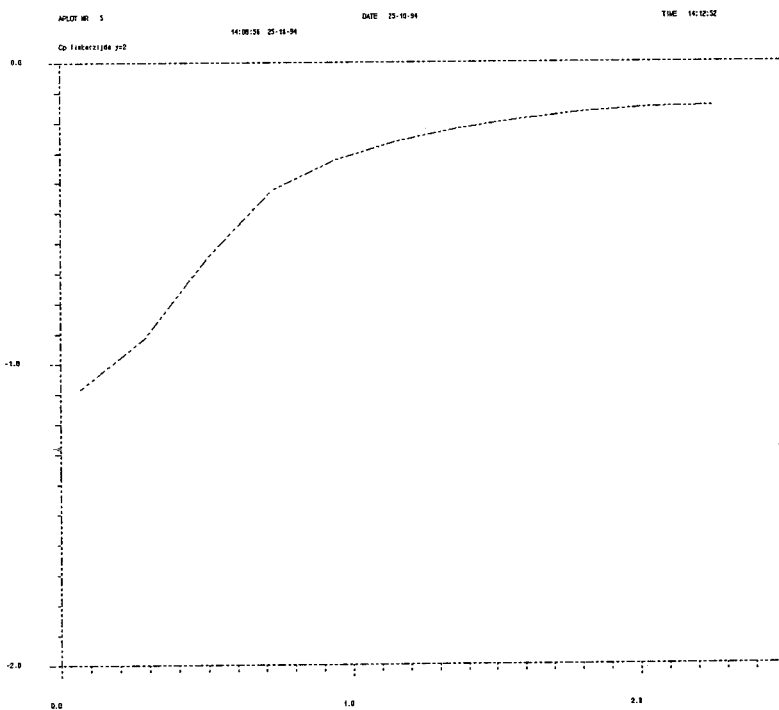


Afb.5.33 x-Cp detail linkerzijde, y=0, excl. dakschild



Afb.5.32 x-Cp linkerzijde, y=2, incl. dakschild

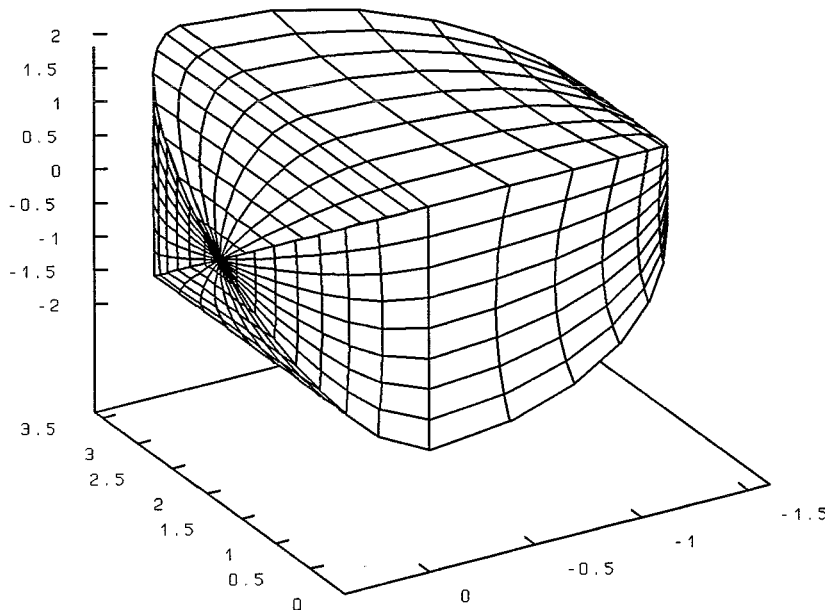
Uit de afbeeldingen blijkt dat op een hoogte van 2 meter boven het wegdek het dakschild niet meer van invloed is.



Afb.5.34 x-Cp detail linkerzijde, y=2, incl. dakschild

## 5.4 Controle Paradox van d'Alembert

In een niet visceuze stroming dient ten alle tijden de Paradox van d'Alembert alsmede het Lifftheorema van Kutta-Joukowsky te gelden. Volgens deze twee stellingen dient in een willekeurig eindig lichaam binnen een niet-visceuze stroming zonder netto circulatie de resulterende kracht gelijk te zijn aan nul.



Afb.5.35 Configuratie ter controle Paradox van d'Alembert

Na het doorrekenen van de vrachtwagenconfiguratie bleek de resulterende kracht, bij het meetellen van de bijdragen van het deel 'koppeling' en het zog, in x richting niet geheel gelijk te zijn nul. Ter bepaling van de invloed van nog nader te omschrijven

parameters is een model gemaakt bestaande uit twee halve niet symmetrische bolvormige oppervlakken.

De resulterende kracht in x richting bepaald, terwijl 7 parameters zijn gevarieerd. Deze parameters zijn:

- ISYM, deze bepaald of de configuratie gespiegeld is in het xz vlak;
- R1 en R2, dit zijn de stralen van de halve bollen in x richting;
- A, dit is de lengte van het, niet afgebeelde, rechthoekige tussenstuk;
- B en H, de afmetingen van de rechthoekige doorsnede tussen de twee halve bollen;
- aantal panelen voor en achter.

Het onderzoek heeft in uitgewezen dat indien zowel geometrie als panelering symmetrisch is, de resulterende kracht exact nul wordt. Ook is echter bevestigd dat met name panelerings verschillen en verschillen in de bolvorm kunnen resulteren in een significante resulterende kracht. Nader gestructureerd onderzoek is hier aanbevolen.

## 6 Interpretatie, conclusie en aanbevelingen

Ten behoeve van de interpretatie en vergelijking van de resultaten worden eerst enkele grootheden en constanten bepaald en gedefinieerd.

$$\vec{U}_\infty = 90 \text{ km/h (vrachtwagen)} \vec{e}_x + 54 \text{ km/h (wind)} \vec{e}_x = 40 \text{ m/s } \vec{e}_x$$

$$\rho = 1,18 \text{ kg/m}^3 \quad \nu = 16 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s} \quad \frac{1}{2} \rho |\vec{U}_\infty|^2 = 942 \text{ N/m}^2$$

$$A_{front} = B \cdot H = 2,45 \cdot 3,614 = 8,85 \text{ m}^2 \quad A_{ref} = 1 \rightarrow F_x = C_x \cdot \frac{1}{2} \rho |\vec{U}_\infty|^2 A_{ref} = 942 \cdot C_x$$

$$p = p_\infty + \frac{1}{2} \rho |\vec{U}_\infty|^2 C_p = p_\infty + 942 \cdot C_p$$

$$Re := \frac{|\vec{U}_\infty| L}{\nu}, \quad Re_{config} = \frac{40 \cdot 15}{16 \cdot 10^{-6}} = 38 \cdot 10^6, \quad Re_{dakschild} = \frac{40 \cdot 2}{16 \cdot 10^{-6}} = 5 \cdot 10^6$$

Verder wordt ter vergelijking van voertuigen vaak de dimensieloze weerstandscoefficiënt gebruikt:

$$C_w = \frac{F_w}{\frac{1}{2} \rho |U_\infty|^2 A_{front}}$$

De methode levert uiteraard niet de wrijvingsweerstand, wel levert de methode, via de modellering van het zog, een ruwe schatting van de zogenaamde vormweerstand.

Met de gebruikte methode is niet goed mogelijk om de totale weerstandkracht nauwkeurig te bepalen. Wel is het mogelijk om redelijk nauwkeurig de opbrengst in de  $C_w$  waarde te bepalen volgens:

$$\Delta C_w = \frac{F_{w; \text{geen dakschild}} - F_{w; \text{dakschild}}}{\frac{1}{2} \rho |U_\infty|^2 A_{front}} = \frac{\Delta F_w}{8227}$$

### 6.1 Opbrengst van dakschild

Indien men het verschil van de dimensieloze kracht in  $x$  richting bepaalt tussen de configuratie met en zonder dakschild levert dit een verschil in  $C_x$  van 1,2, wat overeenkomt met een kracht van 1130 N ten gunste van de configuratie met dakschild. Bij een snelheid van 144 km/h komt deze kracht overeen met een vermogenswinst van 45 kW. De winst in  $C_w$  waarde is 0,14. Het effect is zoals verwacht, de versnelling van de stroming bij het begin van het dakschild en de hoge snelheid op het dakschild levert een onderdruk, die het dakschild als het ware vooruit trekt.

Indien we aannemen dat de onderdruk van  $c_p = -0.3$  (zie fig.5.30) aan het einde van het dakschild ook over de gehele onderzijde optreedt, dan is het mogelijk om zowel de kracht in  $x$  als in  $y$  richting te corrigeren.

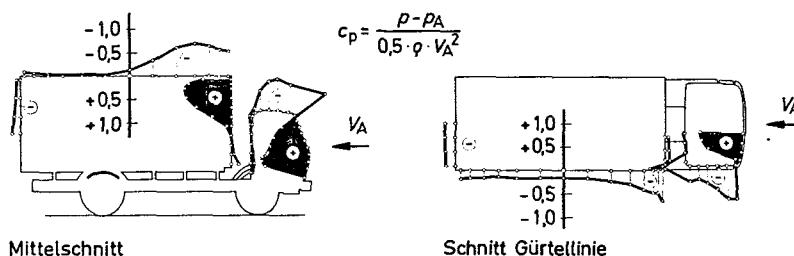
$$A_x = 0.42 \text{ m}^2 \quad C_{x;\text{under}} = -0.42 * -0.3 / A_{\text{ref}} = 0.13 \quad C_{x;\text{cor}} = -0.50 + 0.13 = -0.37$$

$$A_y = 1.61 \text{ m}^2 \quad C_{y;\text{under}} = 1.61 * -0.3 / A_{\text{ref}} = -0.48 \quad C_{y;\text{cor}} = 1.30 - 0.48 = 0.82$$

De opbrengst van het dakschild wordt door deze aanname verminderd. Het verschil tussen de dimensieloze kracht voor de configuratie met en zonder dakschild verlaagt van 1.2 naar 1.07, de kracht van 1130 naar 1000 N, het vermogen van 45 kW naar 40 kW en de winst in  $C_w$  waarde van 0.14 naar 0.12.

De kracht in  $y$  richting op het dakschild wordt 770 N naar boven gericht.

De configuratie zonder dakschild heeft een stuwpunt op de bovenzijde van de aanhanger. Deze lage snelheid resulteert via Bernoulli in een hoge druk en een ongunstige krachtwerking. Toch is bij het doen van kwantitatieve uitspraken de nodige voorzichtigheid geboden, vooral omdat het effect van het dakschild op de stroming tussen cabine en aanhanger niet goed bekend is.



Afb.6.1 Drukverdeling bij symmetrische aanstroming

De resultaten kunnen enigszins vergeleken worden met resultaten uit lit.[7]. Hierin bevinden zich plaatjes met configuraties zonder dakschild, waarbij aan de voorzijde van de aanhanger, boven de cabine stuwpunten met  $c_p$

waarden van 0.7 tot 1.0 optreden. Verder wordt melding gemaakt van onderdrukken in het eerste deel van de bovenzijde van de aanhanger met  $c_p$  waarden van -0.4 tot -0.6, zie afb.6.1. Deze laatste onderdrukken doen zich voor bij beide configuraties. Het stuwpunt echter alleen bij de configuratie zonder dakschild, terwijl bij de configuratie met dakschild er zich een onderdruk op deze plaats voordoet ( $c_p$  ongeveer -0.2). Deze onderdruk is in deze berekening niet te bepalen, immers de configuratie is daar gemodelleerd als gesloten. Ook wordt als een winst in  $C_w$  waarde t.g.v. een dakschild van 30 % gepresenteerd. Hierbij is het uitstekende stuk van de aanhanger boven de cabine echter aanzienlijk groter.



Een ander effect van de onderdruk op het dakschild is de resulterende verticale kracht naar boven. Dit effect wordt in de eerste instantie niet verwacht, immers in de autosport worden spoilers gebruikt om de wielen op het wegdek te drukken. Dit effect wordt echter voornamelijk verkregen door de nog grotere onderdruk aan de onderzijde. Voor deze vrachtwagen configuratie is het aannemelijk dat aan de binnenzijde van het dakschild dit effect niet optreedt vanwege het feit dat de ruimte, op de achterzijde na, geheel is gesloten.

## 6.2 Betrouwbaarheid en toepasbaarheid van methode

Afgezien van gemodelleerde zogen gaat het pakket voorbij aan visceuze effecten zodat enkel krachten geleverd worden ten gevolge van de snelheids/druk verschillen en niet ten gevolge van wrijving. Ten gevolge van het verwaarlozen van de wrijving treden enkele afwijkingen op ten opzichte van de werkelijke situatie. Deze verschillen zullen hieronder worden opgesomd en besproken.

### **loslating aan de achterzijde van de aanhanger**

Aan de achterzijde van de aanhanger zal in de praktijk altijd loslating optreden, met als gevolg turbulentie, een "dood-water" gebied met  $c_p=0$  of zelfs onderdruk en dus weerstandskracht aan de achterzijde. Met FASD berekent men geheel volgens potentiaal theorie een stuwpunt aan de achterzijde, wat dus een stuwende kracht heeft op de aanhanger.

In dit geval is echter de globale stroming aan de achterzijde gemodelleerd door middel van een halve bol. Hierdoor blijft het stuwpunt gewoon bestaan, echter de effectieve stroming blijft fysisch reëel. Er wordt aangenomen dat het niet beschouwen van effecten als loslating aan de achterzijde een verwaarloosbare invloed heeft op de effecten ter plaatse van het dakschild.

### **loslating aan de cabine (tussen cabine en aanhanger)**

Loslating treedt ook op aan de cabine. Om deze loslating te modelleren wordt de open ruimte tussen cabine en aanhanger gesloten door gebruik van het deel 'Koppeling'. De keuze van het deel 'Koppeling' in het geval van de configuratie met dakschild geeft weinig aanleiding tot discussie omdat de spoiler vrij dicht tegen de aanhanger aanligt en de hoogte goed aansluit, zodat het recht doortrekken van het dakschild naar de aanhanger vrij aannemelijk is om een realistische omstroming te krijgen. Echter in het geval van de configuratie zonder dakschild is de keuze van het deel 'Koppeling' minder triviaal. Hier is gekozen voor een rechte en abrupte overgang van de lage cabine naar de hogere aanhanger. Een wat minder abrupte overgang, bijvoorbeeld een vloeivlak, resulteert direct in soortgelijke effecten als het dakschild en reduceert hiermee de gunstige effecten van de configuratie met dakschild.

Zeer belangrijk is dat men in acht neemt dat het afsluiten van de open ruimte ter bepaling van de effectieve omstroming natuurlijk vrij verantwoord is, maar dat de in werkelijkheid optredende stroming tussen de cabine en de aanhanger natuurlijk ook voor drukverschillen zorgt en dat hierin vrij weinig inzicht in is. Indien men echter ervan uitgaat de het dakschild de stroming tussen cabine en aanhanger niet dermate veel beïnvloedt kan men de verschillen tussen een configuratie met en zonder dakschild nog verantwoord gebruiken.

### grenslaagopbouw

Het verwaarlozen van de visceuze effecten is binnen de grenslaag niet toegestaan. Binnen de grenslaag overheersen juist de visceuze effecten. In principe zou de stroming beter opgesplitst kunnen worden in een deel dat beschreven wordt door potentiaaltheorie en een deel dat beschreven wordt door de grenslaagvergelijkingen, zie lit.[5]. Dit is hier echter niet gedaan, er is geen koppeling aangebracht tussen de panelen methode en de grenslaagmethode. Wel kan men een afchatting maken van de gemaakte fout. Binnen de grenslaag geldt:

$$\frac{\partial p}{\partial n} \approx 0$$

De met potentiaaltheorie bepaalde druk buiten de grenslaag is dus gelijk aan de druk heersend aan het oppervlak direct eronder. De fout die gemaakt wordt is dat de potentiaal theorie wordt gebruikt binnen de grenslaag en men zou eigenlijk de geometrie moeten 'verdikken' met de onbekende grenslaagdikte. We kunnen echter analytisch een ruwe afchatting maken van de maximale grenslaagdikte is. Hiervoor gebruiken we een formule voor turbulente stromingen.

$$\delta = \frac{0.368 x}{Re_x^{1/5}}$$

Met een Reynoldsgetal gebaseerd op de lengte van het dakschild levert dit een grenslaagdikte van 30 mm aan de achterzijde van het dakschild. In de praktijk zal deze waarde lager zijn omdat over het eerste gedeelte de grenslaag niet turbulent zal zijn en dus minder snel aangroeit. Met een Reynoldsgetal gebaseerd op de gehele configuratie wordt de grenslaagdikte gelijk aan 170 mm. Geen van beide zijn verontrustend, met name omdat de werkelijke waarden lager zullen zijn en de maximale dikte alleen aan het einde optreedt. De effecten aan het einde van de aanhanger zijn tevens weinig van invloed op het gebied van interesse, het dakschild.

**visceuze wrijving**

Ten gevolge van visceuze effecten in de grenslaag treedt een schuifspanning op aan de wand. Deze dient in rekening gebracht te worden in de berekening van de krachten op de configuratie. Om een eenvoudige afschatting te maken van de grootte orde van de visceuze wrijving kan onderstaande uitdrukking voor de schuifspanning gebruikt worden. Uitgaande van de bepaalde Reynolds getallen en een vlakke plaat betreft het hier een turbulente stroming. Integratie van

$$\tau_0 = 0.058 \cdot \frac{1}{2} \rho |\vec{U}_\infty|^2 Re_x^{-\frac{1}{5}}$$

over het dakschild, met veronderstelde constante breedte B, levert:

$$F_w = B \int_0^L 0.058 \cdot \frac{1}{2} \rho |\vec{U}_\infty|^2 Re_x^{-\frac{1}{5}} dx = 0.058 \cdot B \cdot \frac{1}{2} \rho |\vec{U}_\infty|^2 \left( \frac{v}{|\vec{U}_\infty|} \right)^{\frac{1}{5}} \cdot \frac{5}{4} \cdot L^{\frac{4}{5}} = 5.3 \text{ N}$$

Deze kracht is van een orde grootte die volledig is te verwaarlozen ten opzichte van de traagheidskrachten die volgen uit Bernoulli, welke in de orde grootte van 100 N liggen.

Voor het bepalen van de effecten van een dakschild op de effectieve omstroming van een lichaam en de daaruit volgende krachten, mits zorgvuldig gekozen, is de methode dus geschikt. Er dient rekening te worden gehouden met cruciale punten, waar loslating, turbulentie en andere effecten een rol gaan spelen. De betrouwbaarheid en toepasbaarheid van de toegepaste methode is zeer afhankelijk van wat bepaald dient te worden.

Nauwkeurige bepaling van de totale weerstand van de configuratie is niet mogelijk vanwege het feit dat aan de achterzijde van de configuratie loslating en wervelingen optreden die alleen zeer modelmatig in rekening zijn gebracht.

### 6.3 Conclusie en aanbevelingen

Over het algemeen is de gebruikte methode geschikt voor de bepaling van de stroming over en de druk op deelgeometrieën in een vroeg stadium van ontwerp. De delen dienen echter voldoende groot te zijn en niet te worden gedomineerd door visceuze effecten. Voor een efficiënt en rendabel gebruik dient het pakket verbeterd te worden op onderstaande punten:

- invoer van geometrie, preprocessing;
- uitvoer van resultaten, postprocessing.

De invoer is op dit moment zeer tijdrovend, ondanks het feit dat enkel het oppervlak van de configuratie gespecificeerd dient te worden. Verbeteringen zijn aan te brengen op de volgende manieren:

- 1 Invoer van de geometrie of delen daarvan via CAD systemen.
- 2 Mogelijke verwijzingen naar reeds beschreven geometrieën. Dit is van belang bij bijvoorbeeld de spiegeling en/of rotatie van een complex deel, bestaande uit vele curven. Deze curven dienen dan opnieuw beschreven te worden terwijl ze dat in principe al zijn.
- 3 Eenvoudige visuele controle op juistheid van de normaalvector van een segment. Deze normaalvector is afhankelijk van de keuze van coördinaten  $s$  en  $t$  en dient altijd naar buiten, in het stromingsveld, te wijzen.

De postprocessing is op dit moment zeer ongebruikersvriendelijk. Noodzakelijk is een programma dat eenvoudig delen van de geometrie laat selecteren, dus niet op nummer, alsmede de keuze van de grootheden van interesse vereenvoudigd. De resultaten dienen vervolgens bij voorkeur door hetzelfde programma en niet via een tweede programma, gepresenteerd te worden. Ook een eenvoudige manier om iso lijnen op de 3D geometrie zelf te tekenen zou zeer nuttig zijn, ook voor het opsporen van fouten. Mogelijk is ook een kleurenverloop, waarbij de kleur enkel bepaald wordt door de waarde in het collocatiepunt.

Als eindconclusie kan gesteld worden dat het pakket FASD, mits voorzien van verbeterde efficiëntere pre- en postprocessing software, geschikt is om meer inzicht te verkrijgen in de effectieve omstroming van objecten en indien voldoende inzicht bekend is in de optredende stromingsverschijnselen ook van kwantitatieve grootheden zoals krachten en momenten.

Het beschouwen van verschillen tussen twee configuraties, zoals in dit geval, heeft een gunstig effect op de betrouwbaarheid indien voor beide configuraties dezelfde modellering zijn aangebracht en de wijzigingen ten opzichte van elkaar enkel worden aangebracht in een gedeelte van het stromingsgebied dat goed te beschrijven is met potentiaal theorie.

## Literatuurlijst

- [1] Bosse, S., *User's Guide for the FASD program*, Delft University of Technology, 1994
- [2] Heijst, G.J.F. van, *Collegedictaat Voortgezette stromingsleer I*, faculteit Technische Natuurkunde, TU Eindhoven, 1992
- [3] Hoeijmakers, H.W.M., *Panel methods for aerodynamic analysis and design*, *AGARD Report 783*, Neuilly sur Seine, France
- [4] Hoeijmakers, H.W.M., *Collegedictaat Numerieke Stromingsleer*, faculteit Technische Natuurkunde, TU Eindhoven, 1993
- [5] Vossers, G., *Collegedictaat Fysische Transportverschijnselen voor W*, faculteit Technische Natuurkunde, TU Eindhoven, 1986
- [6] Williams, T., and Kelley, C., *Gnuplot, An interactive plotting program, version 3.5*, 1993
- [7] Wolf-Heinrich, H., *Aerodynamik des Automobils*, 1981

**bijlage A: Borland Pascal programma ter generatie van dakschild**

```
program Spoiler;

uses crt;

type TInput = record
    P0z,P0y: real;
    Hm,Zm,R,x: real;
    np: byte;
end;

var f1,f2: text;
    i,imax,n: byte;
    input: array[1..8] of TInput;
    alfa,fi,fi1,fi2: real;
    l,P1z,P1y,P2z,P2y,P3z,P3y,P4z,P4y,y,z : real;
begin
    clrscr;
    assign(f1,'spoiler.1');
    assign(f2,'spoiler.2');
    rewrite(f1);
    rewrite(f2);

    alfa:=6/180*pi;
    fi1:=pi/2+alfa;
    fi2:=pi/2-alfa;
    with input[1] do
        begin
            x:=0;
            P0z:=x/2050*530+530; P0y:=x/2050*140;
            Hm:=0; Zm:=530; R:=0.01; np:=14;
        end;
    with input[2] do
        begin
            x:=100;
            P0z:=x/2050*530+530; P0y:=x/2050*140;
            Hm:=115; Zm:=640; R:=60; np:=14;
        end;
    with input[3] do
        begin
            x:=250;
            P0z:=x/2050*530+530; P0y:=x/2050*140;
            Hm:=200; Zm:=690; R:=x/2050*40+60; np:=14;
        end;
    with input[4] do
        begin
            x:=500;
            P0z:=x/2050*530+530; P0y:=x/2050*140;
            Hm:=309; Zm:=770; R:=x/2050*40+60; np:=14;
        end;
    with input[5] do
        begin
            x:=750;
            P0z:=x/2050*530+530; P0y:=x/2050*140;
            Hm:=376; Zm:=850; R:=x/2050*40+60; np:=14;
        end;
    with input[6] do
        begin
            x:=1000;
            P0z:=x/2050*530+530; P0y:=x/2050*140;
            Hm:=424; Zm:=920; R:=x/2050*40+60; np:=14;
        end;
end;
```

## bijlage A: Borland Pascal programma ter generatie van dakschild

```

with input[7] do
  begin
    x:=1500;
    P0z:=x/2050*530+530; P0y:=x/2050*140;
    Hm:=489; Zm:=1060; R:=x/2050*40+60; np:=14;
  end;
with input[8] do
  begin
    x:=2050;
    P0z:=x/2050*530+530; P0y:=x/2050*140;
    Hm:=524; Zm:=1200; R:=x/2050*40+60; np:=14;
  end;

imax:=8;
for i:=1 to imax do with Input[i] do
  begin
    P1z:=Zm-R;
    P1y:=P0y;

    l:=(Hm-P1y-2*R)/cos(alfa);

    P2z:=P1z+cos(alfa)*R;
    P2y:=P1y+(1+sin(alfa))*R;

    P3z:=P2z-sin(alfa)*l;
    P3y:=P2y+cos(alfa)*l;

    P4z:=P3z-cos(alfa)*R;
    P4y:=P3y+(1-sin(alfa))*R;

    writeln(P0z:6:2,P0y:6:2,P1z:8:2,P1y:6:2,P2z:8:2,P2y:6:2,P3z:8:2,P3y:6:2,P4z:8:2,P4y:6:2);

    { Aanmaken curves. }
    writeln(f1,'#4.1 NCPNT      ITRNC      ITYPE      IGENC');
    writeln(f1,'          ',2*np+4:2,'      0          0          0');
    writeln(f1,'#4.6a X      Y      Z');
    writeln(f1,x:9:2,P0y:11:2,-P0z:11:2);
    writeln(f1,x:9:2,P1y:11:2,-P1z:11:2);
    for n:=0 to (np-1) do
      begin
        fi:=-pi/2+n/(np-1)*fi1;
        z:=P1z+cos(fi)*R;
        y:=P1y+R+sin(fi)*R;
        writeln(f1,x:10:2,y:11:2,-z:11:2);
      end;
    writeln(f1,x:9:2,P2y:11:2,-P2z:11:2);
    writeln(f1,x:9:2,P3y:11:2,-P3z:11:2);
    for n:=0 to (np-1) do
      begin
        fi:=alfa+n/(np-1)*fi2;
        z:=P3z-cos(alfa)*R+cos(fi)*R;
        y:=P3y-sin(alfa)*R+sin(fi)*R;
        writeln(f1,x:10:2,y:11:2,-z:11:2);
      end;

    { Tweede file voor het dak. }
    writeln(f2,x:10:2,P4y:11:2,P4z:11:2);
  end;

close(f1);
close(f2);
end.

```

**bijlage B: Dimensieloze krachten in x,y,z richting, configuratie exclusief dakschild**

Cabine - corner right	-.0519	.0772	-.0456
Cabine - corner left	-.0519	.0772	.0456
Cabine - radius right	-.0009	.1329	-.0335
Cabine - radius left	-.0009	.1329	.0335
Cabine - top...front	3.1906	.7830	.0000
Cabine - front_Rrad	-.4820	.0183	-.5512
Cabine - front_Lrad	-.4820	.0183	.5511
Cabine - underwindow_Rrad	-.0579	.0282	-.0686
Cabine - underwindow_Lrad	-.0579	.0282	.0686
Cabine - window_Rrad	-.2970	.0472	-.3404
Cabine - window_Lrad	-.2970	.0472	.3404
Cabine - upwindow_Rrad	-.0958	.0731	-.1133
Cabine - upwindow_Lrad	-.0959	.0731	.1133
Cabine - Upwindow_R...front_R	.0000	.0577	-1.8446
Cabine - Upwindow_L...front_L	.0000	.0577	1.8445
	-----+	-----+	-----+
	1.2194	1.6522	-.0001
Cabine bottom - front_Rrad	-.0508	-.0613	-.0720
Cabine bottom - front_Lrad	-.0508	-.0613	.0720
Cabine bottom - bottom_Rrad	.0000	-.0535	-.0511
Cabine bottom - bottom_Lrad	.0000	-.0535	.0511
Cabine bottom - Rightside	.0000	.0000	-.1774
Cabine bottom - Leftside	.0000	.0000	.1774
Cabine bottom - front...bottom	-.6657	-3.2052	.0000
	-----+	-----+	-----+
	-.7672	-3.4349	.0000
Aanhanger - Frame top	.0000	1.9143	.0000
Aanhanger - Frame bottom	.0000	-1.7729	.0000
Aanhanger - Frame right	.0000	.0000	-2.3088
Aanhanger - Frame left	.0000	.0000	2.3085
	-----+	-----+	-----+
	.0000	.1414	-.0003
NoSpoiler - Roof	.0000	.1214	.0000
	-----+	-----+	-----+
	.0000	.1214	.0000
KoppelingExcl - Top	.9191	-.9449	.0000
KoppelingExcl - LeftTop	.0584	-.0280	.0000
KoppelingExcl - RightTop	.0584	-.0280	.0000
	-----+	-----+	-----+
	1.0359	-1.0009	.0000

Bovenstaande segmenten van 'KoppelingExcl' bestaan elk uit 2 vlakken, een vlak loodrecht op de rijrichting (het stuwpunt) en een in het xz-vlak. Dit laatste vlak verklaart de kracht in y richting.



**bijlage C: Dimensieloze krachten in x,y,z richting, configuratie inclusief dakschild**

Cabine - corner right	-.0498	.0737	-.0442
Cabine - corner left	-.0498	.0737	.0442
Cabine - radius right	-.0018	.2242	-.0602
Cabine - radius left	-.0018	.2242	.0601
Cabine - top...front	3.5893	.2156	.0000
Cabine - front_Rrad	-.4865	.0185	-.5556
Cabine - front_Lrad	-.4865	.0185	.5555
Cabine - underwindow_Rrad	-.0589	.0287	-.0697
Cabine - underwindow_Lrad	-.0588	.0287	.0697
Cabine - window_Rrad	-.3031	.0482	-.3470
Cabine - window_Lrad	-.3030	.0482	.3470
Cabine - upwindow_Rrad	-.0988	.0755	-.1175
Cabine - upwindow_Lrad	-.0988	.0755	.1175
Cabine - Upwindow_R...front_R	.0000	.0638	-1.9477
Cabine - Upwindow_L...front_L	.0000	.0638	1.9477
	-----+	-----+	-----+
	1.5918	1.2807	-.0002
Cabine bottom - front_Rrad	-.0511	-.0617	-.0724
Cabine bottom - front_Lrad	-.0511	-.0617	.0724
Cabine bottom - bottom_Rrad	.0000	-.0544	-.0520
Cabine bottom - bottom_Lrad	.0000	-.0544	.0519
Cabine bottom - Rightside	.0000	.0000	-.1811
Cabine bottom - Leftside	.0000	.0000	.1811
Cabine bottom - front...bottom	-.6752	-3.2490	.0000
	-----+	-----+	-----+
	-.7774	-3.4812	.0000
Aanhanger - Frame top	.0000	1.4263	.0000
Aanhanger - Frame bottom	.0000	-1.7736	.0000
Aanhanger - Frame right	.0000	.0000	-2.1929
Aanhanger - Frame left	.0000	.0000	2.1926
	-----+	-----+	-----+
	.0000	-.3473	-.0003
Spoiler - top	-.3388	1.2796	.0000
Spoiler - link right	-.0060	.0000	-.0233
Spoiler - link left	-.0060	.0000	.0233
Spoiler - RightSide	-.0558	-.0092	-.1545
Spoiler - LeftSide	-.0558	-.0092	.1545
	-----+	-----+	-----+
	-.4625	1.2612	.0000