



TECHNISCHE HOGESCHOOL DELFT VLIEGTUIGBOUWKUNDE

Rapport VTH - 129

HET EXPERIMENTELE ONDERZOEK AAN VLIEGTUIGCONSTRUCTIES BIJ GESIMULEERDE AERODYNAMISCHE VERHITTING

I ALGEMENE BESCHOUWING

door

IR. W. D. VERDUYN
met medewerking van
IR. B. DIJKSHOORN

DELFT - NEDERLAND

december 1964



TECHNISCHE HOGESCHOOL DELFT

VLIEGTUIGBOUWKUNDE

Rapport VTH - 129

HET EXPERIMENTELE ONDERZOEK AAN
VLIEGTUIGCONSTRUCTIES BIJ GESIMULEERDE
AERODYNAMISCHE VERHITTING

I ALGEMENE BESCHOUWING

door

IR. W. D. VERDUYN
met medewerking van
IR. B. DIJKSHOORN

DELFT - NEDERLAND
december 1964

Samenvatting.

Aan de hand van een globale beschouwing van het verschijnsel der aerodynamische verhitting en van de te volgen experimentele techniek wordt de algemene functionele opbouw van een proefopstelling voor het onderzoek aan vliegtuigconstructies bij gesimuleerde aerodynamische verhitting vastgesteld.

Daarbij wordt in het bijzonder aandacht besteed aan de uitvoering welke voor de in het laboratorium voor Sterkte- en Trillingsonderzoek in aanbouw zijnde proefopstelling is gekozen.

Inhoud

blz.

Notaties

1. Inleiding	6
2. Enige methoden voor het uitvoeren van thermisch onderzoek	8
3. De experimentele basis van de simulering	11
4. De formules voor de warmte-overdracht	12
4.1. De adiabatische wandtemperatuur	12
4.2. De warmte-overdrachtscoëfficiënt	15
4.3. Straling	17
4.4. Convectieve verliezen bij laboratoriumproeven	18
4.5. Stralingsverliezen bij laboratoriumproeven	20
4.6. De benodigde warmtestroomdichtheid	20
5. De verdeling van de thermische energie over het proefstuk	21
5.1. De theoretische achtergrond	21
5.2. De consequenties voor de simulering	23
6. De functionele opbouw van een thermische proefstand	24
6.1. Enige ontwerp-criteria	24
6.2. De algemene opzet	25
6.3. Het reken- en regelorgaan	27
6.4. De programmering	28
6.5. De energieregelaars	29
6.6. De warmtebronnen	29
6.7. De laboratoriumtemperatuur	30
6.8. De wandtemperatuur	30
6.9. De stralingsterugkoppeling	31
6.10. Het houdsysteem	32
6.11. De groepsparameters	34
6.12. Hulpapparatuur	34
6.13. Vereenvoudiging van het rekensysteem	35
7. Literatuur	37

Figuren

Notaties

Symbol	Omschrijving	Eenheid
A,C,D,E,F	constanten	—
H	hoogte	m
P	$f(T_1, M)$	$^{\circ}\text{K}$
Q	elektrisch vermogen	(k) Watt
R	elektrische weerstand	Ω
R_e	getal van Reynolds	—
T	temperatuur	$^{\circ}\text{K}$
V	elektrische spanning	Volt
a	geluidssnelheid	m/sec
c_{l-t}	correctie-coefficient voor compressibiliteit	—
c_p	soort.warmte bij const.druk	$\frac{\text{Watt}}{\text{kg}^{\circ}\text{K}}$
c_v	soort.warmte bij const.volume	$\frac{\text{Watt}}{\text{kg}^{\circ}\text{K}}$
c_s	vormfactor	—
i	elektrische stroomsterkte	Amp
q	warmtestroomdichtheid	$\frac{(\text{k})\text{Watt}}{\text{m}^2}$
t	tijd	sec
v	snelheid	m/sec
x	plaatscoördinaat in stromingsrichting	m

Symbool	Omschrijving	Eenheid
α	warmte-overdrachtscoëff.	$\frac{(\text{k}) \text{ Watt}}{\text{m}^2 \text{ } ^\circ \text{K}}$
β	machtsexponent voor v	—
δ	machtsexponent voor R_e , x ,	—
γ	$\frac{c_p}{c_v}$	—
ϵ	emissie-coëfficient	—
ν	kinematische viscositeit	$\frac{\text{m}^2}{\text{sec}}$
ρ	luchtdichtheid	kg/m^3
σ	constante van Boltzmann	$\frac{\text{Watt}}{\text{m}^2 \text{ } ^\circ \text{K}^4}$

Indices

Symbool	Heeft betrekking op:
l	omstandigheden achter een schokgolf
a	aerodynamische verschijnselen
a_w	adiabatische wandtemperatuur
b	straling
c	convectie en/of conductie
e	de omgeving
$inc.$	incompressibele stroming
l	{ het laboratorium laminaire grenslaag

m	het proefstuk
o	de vrije stroming
r	de werkelijkheid
t	turbulente grenslaag
v	een werkelijk vliegtuig
w	de wand van het proefstuk

1. Inleiding.

Gedurende de laatste decennia zijn de problemen, welke zijn verbonden aan het vliegen met supersone snelheden, steeds meer actueel geworden. Een dezer problemen is dat van de zgn. aerodynamische verhitting. In principe zal, wanneer een lichaam een zekere snelheid heeft t.o.v. de omringende lucht, in de grenslaag rond dit lichaam een omzetting van kinetische energie in thermische energie optreden, zodat de lucht in de grenslaag een verhoging van temperatuur ondergaat. Deze verhoging is ongeveer evenredig met het kwadraat van de snelheid. Wanneer de temperatuur van het lichaam (in dit geval een luchtvaartuig), lager is dan die van de grenslaag zal er transport van warmte plaatsvinden vanuit de grenslaag naar de constructie van het luchtvaartuig. Bij subsone snelheden geeft dit verschijnsel geen moeilijkheden; bij $M=1$ is de temperatuurverhoging ΔT in de grenslaag nog pas ongeveer 50°K . Gezien het kwadratisch verband tussen M en ΔT zal bij toenemende snelheid de grenslaagtemperatuur snel stijgen; het warmtetransport naar de constructie neemt toe, zodat de temperatuur daarvan ook aanzienlijk kan toenemen. Onvermijdelijk zal dan het punt worden bereikt waar de grootte en de verdeling van de temperatuur in de constructie van belangrijke of zelfs beslissende betekenis worden voor het constructief ontwerp en het te kiezen materiaal. (lit. 1-4)

Deze complicatie heeft geleid tot nieuwe ontwikkelingen op het gebied van de vormgeving van constructies, van berekening van sterkte en stijfheid, van het theoretisch onderzoek naar de temperatuurverdelingen en van de bij het experimentele onderzoek gevolgde procedure.

De gevolgen van temperatuurverhoging in de constructie van een luchtvaartuig (deze benaming wordt ook geldend geacht voor een ruimtevaartuig zolang dit zich in de atmosfeer bevindt) zijn o.a.

- a. Een verslechtering van de mechanische eigenschappen van het constructie materiaal. (lit. 3 en 4)
- b. Het optreden van thermische spanningen door ongelijkmatigheid in de temperatuurverdeling.

- c. Een zeer sterke toename van de kruip. Kruip is in wezen een blijvende deformatie met een uitgesproken cumulatief karakter. De grootte ervan is afhankelijk van de temperatuur, de materiaalspanning en de tijd. Zo is voor een Al legering gevonden dat de kruipsnelheid ongeveer evenredig is met T^{42} , waarin T = de absolute temperatuur van het materiaal.
- d. De bovengenoemde effecten kunnen de oorzaak zijn van ontoelaatbare elastische en blijvende vervormingen, van plaatselijk optredende hoge spanningen in het constructie-materiaal en van een aanzienlijke vermindering van de stijfheden. Wat het laatste punt betreft moet in het bijzonder de torsiestijfheid van de vleugel worden genoemd. Vermindering van deze stijfheid heeft grote invloed op de dynamische eigenschappen van de vleugel; o.a. de kritieke snelheid voor flutter kan belangrijk lager worden.

Het behoeft geen nader betoog dat in het onderzoek naar het gedrag van vliegtuigconstructies bij hogere temperaturen, (voortaan korthedshalve "het thermisch onderzoek" genoemd) het experiment onmisbaar is.

In dit rapport zal de algemene functionele opbouw van een proefopstelling voor thermisch onderzoek aan vliegtuigconstructies worden besproken.

Dit zal geschieden aan de hand van een korte en globale beschouwing van het verschijnsel der aerodynamische verhitting en van de formules waarmee de warmteoverdracht naar de constructie kan worden benaderd.

Het ligt niet in de bedoeling een volledig overzicht te geven van alle mogelijke methoden voor het uitvoeren van thermisch onderzoek. Een aantal daarvan zal slechts worden geïndiceerd.

Eén uitvoering zal uitgebreider worden behandeld, n.l. die welke voor de in het laboratorium voor Sterkte- en Trillingsonderzoek in aanbouw zijnde proefopstelling is gekozen.

Daarbij zal niet worden ingegaan op de oplossing van de verschillende technische problemen, resp. de uitvoering van de componenten.

Dit zal geschieden in de volgende delen van dit rapport.

Slechts waar, gezien de eisen en restricties welke aan de VTH-proefstand moesten worden gesteld, bepaalde conclusies voor de hand liggen, of bij het vooronderzoek reeds werden getrokken, worden deze in het be-
toog opgenomen.

Theoretische afleidingen zullen slechts dan worden gegeven als ze kunnen dienen tot een beter begrip van het verschijnsel der aerodynamische verhit-
ting en de daaraan verbonden experimenteel-technische problemen.

2. Enige methoden voor het uitvoeren van thermisch onderzoek.

De methoden, welke bij het experimentele thermische onderzoek worden gevolgd, kunnen in twee groepen worden onderscheiden.

a. Die waarbij de benodigde thermische energie wordt verkregen door transformatie van de kinetische energie van de langs het proefstuk stromende lucht. Het is duidelijk dat er hier minder sprake is van
simuleren, dan wel van imiteren van de werkelijke toestand

b. De methoden waarbij warmte wordt verkregen via uitwendige warmtebronnen, welke op één der in de techniek gebruikelijke wijzen van energie worden voorzien. Een snelheidsverschil tussen het proefstuk en de omringende lucht (of het omringende gas) heeft in eerste instantie geen invloed op de grootte van de overgedragen hoeveelheid thermische energie. Het genoemde medium kan wel dienst doen bij het transport en de verdeling van de energie. De aerodynamische verhit-
ting wordt dus volledig gesimuleerd.

ad a: Ter wille van de volledigheid zullen enkele onder groep a vallende methoden kort worden toegelicht.

a.1 In de eerste plaats kan de supersone windtunnel worden genoemd. Deze kan, gezien de beperkte afmetingen van de meetplaats, vrijwel alleen worden gebruikt voor het fysisch-thermische onderzoek. Onderzoek aan werkelijke vliegtuigconstructies op ware grootte is niet mogelijk (lit.6).

De supersone tunnel is wel te gebruiken voor het onderzoek naar aero-

elastische verschijnselen bij hoge snelheden.

Een bezwaar is dat de daarbij te gebruiken modellen mechanisch wel, maar thermisch niet gelijkvormig kunnen worden gemaakt aan het origineel. Om een goede dynamische gelijkvormigheid te verkrijgen zullen daarom bepaalde technische kunstgrepen nodig zijn.

a.2 In de tweede plaats is er het vrij vliegende model, dat bijv. met behulp van een raket wordt gelanceerd. Voor deze methode geldt in grote trekken datgene wat onder a.1 is opgemerkt.

a.3 Tenslotte is er de methode waarbij gebruik wordt gemaakt van speciaal gebouwde zgn. "thermal research planes". Constructief gezien dienen deze vliegtuigen een zo groot mogelijke flexibiliteit te hebben wat betreft de uitwendige geometrie; de voortstuwingsinstallatie; de primaire constructie; de te gebruiken materialen; etc. Het is, gezien de grote aan een dergelijk project verbonden kosten, en de moeilijkheid om ook maar in geringe mate aan de bovengenoemde eis te voldoen, niet verwonderlijk dat deze methode slechts zelden wordt gevolgd.

Bovendien kan een dergelijk vliegtuig, dat om economische redenen van relatief beperkte afmetingen zal zijn, niet worden beschouwd als een schaalmodel. De reden hiervan is dat aan slechts enkele voorwaarden voor de mechanische en thermische gelijkvormigheid kan worden voldaan.

(In een der volgende delen van dit rapport zal dit nader worden uiteengezet). De aan experimenten met een proefvliegtuig ontleende resultaten zullen dus voor het grootste deel geen algemeen bruikbare waarde hebben voor het ontwerpen van andere vliegtuigen.

Natuurlijk kunnen vluchten met een proefvliegtuig voor thermisch onderzoek wel waarde hebben als het gaat om het verifiëren van bepaalde theoretische veronderstellingen en om een algemeen inzicht te krijgen in het verschijnsel en de gevolgen van de aerodynamische verwarming met het oog op de constructie en de gebruikte materialen. Het realiseren van op een voorgeschreven vluchtprogramma gebaseerde condities is echter moeilijk.

Opm.: Deze beschouwing geldt uiteraard niet voor het onderzoek aan prototypes.

ad b: Voor thermisch constructie-onderzoek in een laboratorium, waarbij de aerodynamische verhitting volledig wordt gesimuleerd, heeft men in grote trekken de keuze tussen twee methoden voor de verwarming van het proefstuk.

b.1 In de eerste plaats kan men het proefstuk verwarmen door middel van hete gassen. Meestal maakt men daarbij gebruik van propaangas-branders. Deze methode verkeert nog in het ontwikkelingsstadium. Daar zij voorlopig niet in aanmerking komt voor toepassing in het laboratorium voor Vliegtuigbouwkunde zal er niet diep op worden ingegaan.

Er wordt slechts opgemerkt dat de beschikbare thermische capaciteit praktisch onbeperkt kan worden gemaakt zonder dat daarbij grote technische complicaties optreden.

Een juiste simulering is echter niet geheel mogelijk. Het thermische rendement van het geheel is zeer laag.

b.2 De methode welke tot nu toe het meest wordt gevolgd is die waarbij elektrische energie in warmte wordt omgezet. (lit. 6 t/m 13)

Als voordelen van deze methode kunnen o.a. worden genoemd:

1. Goede regelbaarheid
2. Een hoog thermisch rendement
3. Goede simulerings-mogelijkheid.

De verschillende wijzen waarop elektrische energie in thermische energie kan worden omgezet en aan het proefstuk toegevoerd kunnen worden onderscheiden in:

1. De conductieve methode. Hier wordt bijv. gebruik gemaakt van verwarmingsdekens. De bereikbare temperaturen zijn relatief laag; de responsie is traag.
2. De inductieve methode. Door een wisselend magnetisch veld worden in het proefstuk wervelstromen geïnduceerd, welke in combinatie met de elektrische weerstand van het constructie-materiaal aanleiding geven tot warmteontwikkeling.

Een goede simulering is moeilijk, omdat de warmte-ontwikkeling niet alleen aan het buiten-oppervlak plaats vindt. De bereikbare temperaturen zijn hoog; de reactie-tijd is klein. Deze methode is relatief kostbaar.

3. De meest gebruikelijke methode is die waarbij het proefstuk wordt verwarmd door straling. Vooruitlopende op de desbetreffende motivering en de beschrijving van de VTH-proefstand kan reeds worden opgemerkt dat daarin stralingsverwarming zal worden toegepast.

Daartoe wordt gebruik gemaakt van buisvormige infra-rood-stralers. Deze bestaan uit een wolframgloeispiraal in een kwartsbuis.

Voor een nadere toelichting van deze keuze wordt verwezen naar lit.12 en naar deel II van dit rapport, waarin de technische mogelijkheden betreffende de uitvoering van de componenten worden behandeld.

3. De experimentele basis van de simulering.

Over het algemeen zal bij het thermische onderzoek een met de tijd veranderlijke hoeveelheid warmte aan het proefstuk moeten worden toegevoerd. Bij de regeling van de toe te voeren hoeveelheid thermische energie dient men uit te gaan van een bepaald van te voren vastgesteld programma. Dit programma kan worden gebaseerd op één der beide navolgende principes.

Het vluchtprogramma.

In de eerste plaats kan men uitgaan van een volledige vluchtsimulering. In dit geval wordt de warmtetoevoer zo geregeld, dat een zo goed mogelijke overeenkomst met de werkelijkheid wordt verkregen. Onder "werkelijkheid" moet hier worden verstaan de meer of minder juiste veronderstellingen (deels gegrond op de theoretische en toegepaste aerodynamica, deels op experimenten) waarmee de grootte van de warmtestroming naar elk punt van het oppervlak op elk ogenblik kan worden benaderd. Bij deze methode volgt dus het proefstuk een "vluchtprogramma".

Het temperatuur-tijd-programma.

Een andere methode is die waarbij de warmte-toevoer plaats heeft op grond van een temperatuur-programma.

Het verloop van de temperatuur van het proefstuk met de tijd kan enerzijds reeds bij voorbaat zijn vastgesteld, al of niet op grond van theoretische overwegingen, bijv. bij kruipproeven op kleinere onderdelen; anderzijds kan het temperatuurprogramma worden gebaseerd op berekeningen, op de resultaten van een voorafgaande vluchtprogrammaproef, of op een proef met een werkelijk vliegtuig.

Een temperatuur-tijd-proef op een vliegtuigconstructie die alleen is gebaseerd op berekeningen lijkt minder correct omdat het probleem van de bepaling van de wandtemperatuur eerst langs theoretische weg moet worden opgelost (of omzeild). Controle op de juistheid van de daarbij gemaakte veronderstellingen is dan niet meer mogelijk.

De T-t-methode kan zeer goed worden toegepast bij thermische vermoeiingsproeven. Kent men het temperatuurverloop bij een bepaald vluchtprogramma dan is, als een dergelijk programma vele malen moet worden uitgevoerd, het T-t-programma te verkiezen boven het vluchtprogramma.

Er kan n.l. reeds worden gesteld dat een T-t-proef regeltechnisch gezien eenvoudiger is en een minder gecompliceerde apparatuur vereist.

Dit is ook de reden dat in dit rapport het zwaartepunt wordt gelegd op de vluchtprogrammaproef. Daarbij zal blijken dat de oplossing van dit probleem ook in principe die van de T-t-programmering inhoudt.

4. De formules voor de warmte-overdracht.

Er is geen reden om in dit rapport diep in te gaan op de fysische achtergrond van de aerodynamische verhitting en op de afleiding van de formules voor de warmte-overdracht.

Anderzijds is het echter moeilijk het principe van de simulatie te verklaren als niet een kort overzicht wordt gegeven van het ontstaan van de te gebruiken formules. Voor meer volledige en nauwkeurige informatie wordt verwezen naar de desbetreffende literatuur.

4.1. De adiabatistische wandtemperatuur.

De aerodynamische verhitting vindt haar oorzaak in het feit dat in de

grenslaag rond een vliegtuig de kinetische energie van de lucht groten-deels wordt omgezet in warmte.

De totale enthalpie van een massa-eenheid van een ideaal gas met een (relatieve) snelheid v kan worden uitgedrukt in de formule:

$$c_p T + \frac{1}{2} v^2 = C \quad (4.1)$$

Er wordt verondersteld dat lucht een ideaal gas is. ($M < 6$)

Als de massa-eenheid lucht geheel tot stilstand wordt gebracht, geldt

$$c_{p_o} T_o + \frac{1}{2} v^2 = c_{p_t} T_t \quad (4.2)$$

waarin T_o de temperatuur van het ongestoorde medium is, en de tweede index van c_p betrekking heeft op de luchttemperatuur; T_t is de totale- of rusttemperatuur.

Alle kinetische energie wordt dus omgezet in thermische energie. Wordt nu aangenomen dat

$$c_{p_o} = c_{p_t} = c_p = 1000 \frac{\text{J}}{\text{kg} \text{ } ^\circ\text{K}} \text{ (zie fig. 4.1),}$$

dan volgt uit (4.2):

$$\Delta T = T_t - T_o = \frac{v^2}{2 c_p} = \frac{v^2}{2000} \text{ } ^\circ\text{K} \quad (4.3)$$

bijv. bij $v = 500 \text{ m/sec}$ of 1800 km/h is $\Delta T = 125^\circ\text{K}$

Een andere vorm van de formule voor ΔT luidt:

$$\Delta T = T_o \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \quad (4.4)$$

waarin $\gamma = \frac{c_p}{c_v}$.

Uit fig. 4.2 blijkt dat γ voor het gebied van 200 tot 800°K bij benadering op 1,4 kan worden gesteld.

Voor de geluidssnelheid a geldt: $a = 20 \sqrt{T_o}$, daar $M = \frac{v}{a}$, wordt form. (4.4):

$$\Delta T = T_o \frac{0,4 v^2}{2(20 \sqrt{T_o})^2} = \frac{v^2}{2000} \text{ } ^\circ\text{K} \quad (\text{zie form. 4.3})$$

De uit form. (4.4) af te leiden rusttemperatuur

$$T_t = T_o \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right) \quad (4.5)$$

zal slechts optreden wanneer de lucht tot stilstand wordt gebracht, dus in de zgn. stuwpunten.

Nu zal de temperatuur van de constructie T_w ook daar ter plaatse lager zijn dan T_t , o.a. door warmte-opname en -geleiding.

De representatieve grenslaagtemperatuur over de rest van de constructie is lager dan T_t . Dit wordt evident als men zich realiseert dat o.a.:

- a. Slechts een klein gedeelte van de grenslaag geheel tot stilstand wordt gebracht.
- b. Er eenzekere mate van warmte-overdracht plaats vindt vanuit de warmere delen naar de ''koelere'' delen van de grenslaag.
- c. Door de grotere kinetische activiteit van de warmste moleculen een klein deel daarvan de grenslaag geheel verlaat.

De hier genoemde effecten zijn, wat hun grootte betreft, mede afhankelijk van de grenslaagtoestand.

Een turbulente grenslaag is over het algemeen dikker dan een laminaire; de vermenging van warme en minder warme substrata is intensiever, etc.

Mede op grond van de bovenstaande overwegingen wordt de term ''adiabatische wandtemperatuur'' (T_{aw}) ingevoerd. T_{aw} is de temperatuur van de wand waarbij de constructie geen warmte opneemt uit de grenslaag. Bij het bepalen van de warmte-overdracht is T_{aw} dus de representatieve grenslaagtemperatuur. T_{aw} is uiteraard lager dan T_t .

Zonder verdere afleiding, en verwijzend naar form. (4.5) wordt nu gesteld:

$$T_{aw} = T_o \left(1 + \frac{r-1}{2} r M^2\right) + (1 - r)(T_1 - T_o) \quad (4.6)$$

De reductiefactor r is $\sim 0,9$ voor een turbulente en $\sim 0,85$ voor een laminaire grenslaag.

De tweede term in het rechterlid van form. (4.6) vindt zijn oorsprong in het feit dat de temperatuur T_1 aan de buitenzijde van de grenslaag kan verschillen van T_o . In hst. 5 wordt hierop nog nader ingegaan.

4.2. De warmte-overdrachtscoefficient.

Het energie-transport per tijdseenheid en per oppervlakte-eenheid vanuit de grenslaag naar de constructie (q), kan worden uitgedrukt in de formule:

$$q = \alpha(T_{aw} - T_w) \frac{\text{Watt}}{\text{m}^2} \quad (4.7)$$

De dimensie van α , de coefficient voor de warmte-overdracht, is dus:

$\frac{\text{Watt}}{\text{m}^2 \text{ } ^\circ\text{K}}$. Voor α geldt in eerste instantie de uitdrukking die gebruikelijk is bij convectieve warmte-overdracht:

$$\alpha = c_s \rho v c_p (Re)^\delta \quad (4.8)$$

De vormcoefficient c_s heeft betrekking op zowel de vorm van de stroming als op de grenslaagtoestand. Hetzelfde geldt voor de exponent δ . Voor de stroming langs een vlakke plaat geldt:

$\delta = -\frac{1}{2}$ bij laminaire, en

$\delta = -\frac{1}{5}$ bij turbulente grenslaag.

Dus α is relatief veel groter bij turbulente dan bij laminaire grenslaag; dit ligt overigens voor de hand.

Nu is het getal van Reynolds $Re = \frac{vx}{\nu}$.

Daarin is x een afmeting in stromingsrichting welke bepalend is voor de representatieve grenslaagdikte.

Form. (4.8) kan ook worden geschreven:

$$\alpha = c_s \rho c_p v^\beta x^\delta \mu^{-\delta} \quad (4.9)$$

waarin dus c_s , β , δ bepaald worden door grenslaagtoestand en/of stromingsvorm.

De coefficient α uit form. (4.8) en (4.9) geldt alleen voor stromingen waarbij geen compressibiliteitseffecten optreden.

Voor $v_0 > a$ zullen deze effecten ook in de grenslaag niet meer te verwaarlozen zijn. Er moet dan in form. (4.9) een correctie-factor worden opgenomen waarmede de compressibiliteit in rekening wordt gebracht. Deze factor is, wat zijn grootte betreft, sterk afhankelijk van de grenslaagtoestand. Hij zal voor laminaire en turbulente grenslaag resp. c_l en c_t worden genoemd. (in gevallen waar de grenslaagtoestand niet is gedefinieerd: c_{l-t})

Fig. 4.3 en 4.4. geven de langs experimentele weg bepaalde waarden van c_l , resp. c_t . Daaruit blijkt dat $c_{l-t} = f(\frac{T}{T_1}, M)$.

Voor verdere bijzonderheden over deze factor wordt verwezen naar lit. 14 en 15. Vooruitlopend op de behandeling van de eigenlijke simulering kan reeds worden gesteld dat het introduceren van bundels krommen in de programma-sturing extra moeilijkheden en kosten zou geven.

Het is daarom beter om c_{l-t} zo goed mogelijk in formule te brengen.

Er werd gevonden:

$$c_{l-t} = \left[\frac{AT_1 + D(T_w + P)}{T_w + P} \right]_{l-t} \quad (4.10)$$

waarin A en D constanten zijn met verschillende waarden voor laminaire en turbulente grenslaag

$$P_{l-t} = T_1 (E + FM^2)_{l-t} \quad (4.11)$$

E en F zijn constanten.

Het gescheiden houden van AT_1 en ET_1 heeft een technische reden. Om dezelfde reden wordt de factor P, hoewel een functie van T_1 en M, toch als zodanig in de formule gehandhaafd.

(De zin van deze maatregel zal in het rapport over de praktische uitvoering van de simulering blijken.)

Als α in form. (4.9) wordt voorzien van de index ''inc'' (voor incompressibel) en q van de index ''a'' (voor aerodynamisch) luidt de formule voor de convectieve warmteoverdracht:

$$q_a = \alpha (T_{aw} - T_w) = c_{l-t} (\alpha_{inc})_{l-t} (T_{aw} - T_w)$$

of algemeen:

$$q_a = \frac{AT_1 + D(T_w + P)}{T_w + P} c_s \rho c_p v_x^\beta x^\delta r^{-\delta} \cdot \left[T_o \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} r M^2 \right) + (1 - r) (T_1 - T_o) - T_w \right] \frac{\text{Watt}}{m} \quad (4.12)$$

In het inwendige van een vliegtuig bevinden zich vele warmtebronnen welke, deels door convectie, deels door straling, thermische energie aan de constructie kunnen toevoeren, bijv. de voortstuwingsinstallatie, het elektrische systeem, bemanning en passagiers, etc.

Deze effecten zijn, speciaal wat de convectieve warmte-overdracht betreft, moeilijk in rekening te brengen.

4.3. Straling.

Een vliegtuig zal, als ieder lichaam, voortdurend warmte emitteren door straling naar die objecten in zijn ''omgeving'' welke een lagere temperatuur hebben, anderzijds zal het stralingswarmte absorberen, bijv. uit de zon, de voortstuwingsinstallatie etc.

De laatstgenoemde vormen van energie-opname zijn sterk afhankelijk van individuele en momentele condities, als: motorinbouw en -vermogen, positie t.o.v. de zon, e.d. Hoewel de op deze wijze geabsorbeerde hoeveelheid energie vooral plaatselijk lang niet altijd is te verwaarlozen is het niet mogelijk daarvoor algemeen geldende regels op te stellen. Bij de simulering kunnen deze effecten afzonderlijk in rekening worden gebracht.

De stralings-emissie is, vooral bij hogere T_w , beslist niet te verwaarlozen. Voor het bepalen van de geëmitteerde thermische energie wordt gebruik gemaakt van de formule:

$$q_b = \varepsilon \sigma \left[(T_w)^4 - (T_e)^4 \right] \quad (4.13)$$

q_b wordt weer uitgedrukt in $\frac{\text{Watt}}{\text{m}^2}$, de constante van Boltzmann σ in $\frac{\text{Watt}}{\text{m}^2 \text{ } ^\circ\text{K}^4}$.

Nu geldt form. (4.13) strikt genomen alleen voor de zgn. zwarte straler, waarvoor de emissie-coëfficiënt $\varepsilon = 1$. Er wordt echter geen grote fout gemaakt als de formule algemeen geldend wordt beschouwd.

T_e , de temperatuur van de omgeving, is niet zonder meer te bepalen.

Een vliegtuig straaltwarmte uit, deels naar de ruimte, ($T_e = 0$), deels naar de aarde ($T_e > 0$).

Ter vereenvoudiging wordt daarom gesteld:

$$q_b = \varepsilon \sigma T_w^4 \quad (4.14)$$

De resulterende energie-opname q_v door de constructie van een vliegtuig kan dus worden uitgedrukt in de formule:

$$q_v = q_a - q_b = \alpha(T_{aw} - T_w) - \varepsilon_v \sigma T_w^4 \quad (4.15)$$

4.4. Convectieve verliezen bij laboratoriumproeven.

De aerodynamische verhitting van een vliegtuig geschiedt vrijwel ge-

heel door convectie. Het vliegtuig treedt daarbij zelf op als energiebron, en is van zijn omgeving geïsoleerd door het verwarmende medium, de grenslaag.

Bij laboratoriumproeven zal het proefstuk zich in een toestand bevinden die afwijkt van de werkelijkheid.

Wordt het proefstuk verwarmd door uitwendige verwarmingsbronnen, bijv. infra-roodstralers, dan gaat het, hoofdzakelijk door convectie, warmte afstaan aan de omringende lucht. Daarbij zal vrijwel onvermijdelijk een luchtstroming langs het proefstuk ontstaan, zodat er continu warmte aan zal worden onttrokken. Dit warmteverlies moet worden gecompenseerd. De convectieve warmteverliezen kunnen op twee wijzen in formules worden uitgedrukt.

$$a. \quad q_c = \alpha_\ell (T_w - T_\ell)^z \quad (4.16)$$

Hierin is α_ℓ , de coëfficiënt voor de warmte-overdracht naar de omringende lucht, een constante voor een bepaalde stand van het beschouwde proefstukdeel. Het spreekt vanzelf dat voor een verticaal vlak α_ℓ groter zal zijn dan voor een horizontaal.

De exponent z is afhankelijk van het temperatuurverschil $T_w - T_\ell$ en varieert van $5/4$ naar $4/3$ bij toenemende $(T_w - T_\ell)$.

- b. Langs een hoge verticale wand van een proefstuk zal T_ℓ sterk veranderlijk zijn. Ook kunnen zich, speciaal aan de onderzijde van platte horizontale vlakken, hete luchtbellenvormen, waardoor de convectie wordt verhinderd.

Het is daarom moeilijk de convectieve verliezen op de sub a aangegeven wijze met enige nauwkeurigheid in rekening te brengen.

Een remedie hiervoor is het continu wegblazen van de lucht rond het proefstuk. Voor q_c geldt dan:

$$q_c = \alpha_\ell (T_w - T_\ell) \quad (4.17)$$

Als de luchtsnelheid groot genoeg is kan T_ℓ constant worden verondersteld, terwijl de waarde van α_ℓ' op ongeveer dezelfde wijze kan worden bepaald als α in form. (4.8).

De laatst besproken methode geeft technische complicaties; men dient het proefstuk in een soort windtunnel op te stellen, er zijn krachtige ventilatoren nodig, etc. Bovendien zal het thermische rendement laag zijn. Voorlopig wordt daarom q_c volgens form. (4.16) aangehouden.

4.5. Stralingsverliezen bij laboratoriumproeven.

Ook het proefstuk zal warmte uitstralen. (Bij een ware-grootte-proef is T_w van het proefstuk gelijk aan die van het origineel.) De emissie-coëfficiënt kan echter een andere waarde hebben. De grootte van de verliezen door stralings-emissie hangt in sterke mate af van de wijze waarop het proefstuk wordt verwarmd. Geschiedt dit bijv. met behulp van infra-rood-stralers, dan is het gehele proefstuk omringd door een wand van stralers en de daarbij behorende reflectoren. Niet alleen zal het grootste deel van de geëmitteerde straling worden gereflecteerd, maar ook zal het verschil $T_w - T_e$ (zie form. 4.13) klein zijn omdat T_e hoog is. Voor andere verwarmings-methoden zal dit in meerdere of mindere mate ook het geval kunnen zijn.

De stralingsverliezen (zonder rekening te houden met reflectie) kunnen worden benaderd met de formule:

$$(q_b)_m = \epsilon_m \sigma \left[(T_w)^4 - (T_e)_m^4 \right] \quad (4.18)$$

waarbij wordt verondersteld dat $(T_w)_v = (T_w)_m = T_w$.

4.6. De benodigde warmtestroomdichtheid bij laboratoriumproeven.

De resulterende warmtestroomdichtheid q_m vanuit de warmtebronnen naar het proefstuk, welke nodig is om het proefstuk in met de werkelijkheid corresponderende thermische condities te verkrijgen, is (zie form. 4.7; 4.14; 4.16 en 4.18).

(4.19)

$$\begin{aligned} q_m &= q_v + (q_b)_m + q_c = q_a - (q_b)_v + (q_b)_m + q_c \\ &= \alpha(T_{aw} - T_w) - \epsilon_v \sigma (T_w)^4 + \epsilon_m \sigma \left[(T_w)^4 - (T_e)_m^4 \right] + \alpha_p (T_w - T_p)^z \end{aligned}$$

In hst. 3 is reeds opgemerkt dat bij de VTH-proefstand stralingsverwarming wordt toegepast. Dit betekent dat $(q_b)_m$ is te verwaarlozen, omdat $(T_e)_m \sim T_w$. Daarom zal verder worden uitgegaan van de vereenvoudigde formule:

$$q_m = q_v + q_c = \alpha(T_{aw} - T_w) - \varepsilon \sigma (T_w)^4 + \alpha_l (T_w - T_l)^2 \quad (4.20)$$

Opm.: Hierbij geldt een belangrijke restrictie, n.l. dat $(T_w)_v = (T_w)_m$, dus de wandtemperaturen van proefstuk en origineel zijn gelijk, m.a.w. de beproeving is op ware schaal. In één der volgende rapporten zal dit nader worden toegelicht. De index v van ε is hier weggelaten.

5. De verdeling van de thermische energie over het proefstuk.

5.1. De theoretische achtergrond.

Uit form. (4.9) kan een aanwijzing worden verkregen welke van grote betekenis blijkt te zijn in de principiele opzet van de beproevingsapparatuur.

$$\alpha_{inc} = c_s \rho c_p v^\beta x^\delta r^{-\delta}$$

Fig. 5.1 geeft een indruk van het verloop van α als $f(x)$ bij stroming langs een vlakke plaat (x is hier dus de "afgelegde weg" in stromingsrichting).

De vorm van de kromme wordt voornamelijk bepaald door de exponent van x , i.e. δ , die een negatieve waarde heeft. Voorlopig wordt aangenomen dat de andere factoren in het rechterlid van form. (4.9) constant zijn. Uit de figuur blijkt dat voor $x = 0$ geldt: $\alpha \neq \infty$.

Voor zeer kleine verhoudingen grenslaagdikte: afgelegde weg zijn nl. de voor relatief dikke grenslagen gebruikelijke theorieën betreffende o.a. de warmte-overdrachtscoëfficiënt niet meer van toepassing. De juist-

heid van het in fig. 5.1 aangegeven verband tussen α en x voor $x \rightarrow 0$ (alleen kwalitatief beschouwd) is zowel door de theorie als door experimenten bevestigd.

Bij luchtstroming om bijv. vleugelprofielen treden nog andere effecten op.

In de eerste plaats is de snelheid van de lucht in de raaklijnrichting van het profiel niet constant.

Verder zijn, speciaal bij supersone stroming ook o.a. de factoren ρ en γ niet constant over het oppervlak.

Deze verschijnselen worden zonder in te gaan op de fysische achtergrond ervan, zeer globaal toegelicht aan de hand van de figuren 5.2-8.

Indien het in fig. 5.2 geschetste dubbel-wig-profiel zich in een supersone stroming bevindt zullen op die plaatsen waar de hoek θ tussen de stromingsrichting en het omstroomde oppervlak groter wordt, schokgolven optreden (punten A en B).

In het geval van fig. 5.2 zal bijv. de luchtdichtheid in het gebied AC achter de schokgolf aanmerkelijk groter kunnen zijn dan ervoor. Ter plaatse van punt C zal door expansie de luchtdichtheid afnemen, zodat ρ_1 in het gebied CB lager zal zijn dan ρ_0 . Onder verwijzing naar lit.5 kan worden geconstateerd dat voor de plaatselijke waarden van v_1 , M_1 , γ_1 , en T_1 soortgelijke overwegingen gelden. Ter toelichting is in fig. 5.3 het verloop van v_1 over een dubbel-wig-profiel globaal aangegeven.

In de figuren 5.4-8 zijn resp. de verhoudingen T_1/T_0 , v_1/v_0 , M_1/M_0 , ρ_1/ρ_0 en γ_1/γ_0 uitgezet als $f(M_0)$ voor verschillende waarden van de afbuighoek θ .

Uit fig. 5.7 blijkt dat voor $M_0 = 2$ en $\theta = +10^\circ$ reeds geldt:

$$\rho_1/\rho_0 \sim 1,5.$$

De aanwezigheid van de tweede term in het rechterlid van form.(4.6) is nu ook te verklaren. T_1 is, achter de schokgolf, de werkelijke omgevingstemperatuur.

Wanneer er geen schokgolven optreden is $T_1 = T_0$; de correctieterm ver-

valt dan).

In de bovenstaande beschouwing is uitgegaan van een dubbel-wig-profiel, waarbij in eerste instantie de factoren welke bepalend zijn voor α , slechts worden beïnvloed door een rechte schokgolf. Bij gekromde profielen kan een complex van schokgolven optreden waardoor ρ_1 etc continu variëren, over het omstroomde oppervlak (lit.5).

Uit het voorgaande kan worden geconcludeerd dat voor elk punt van een zich met supersone snelheid voortbewegend lichaam α , T_{aw} en daarmee ook T_w hun eigen waarde hebben; m.a.w. q_m in form. (4.20) varieert niet alleen met de tijd, maar ook met de plaats op het proefstuk.

5.2. De consequenties voor de simulering.

Zou men bij laboratoriumproeven q_m overal zuiver willen realiseren dan zou voor elk punt zowel een individuele programmering als een individuele warmtebron nodig zijn.

Dit is uiteraard niet mogelijk. Bij de simulering wordt daarom het proefstuk ingedeeld in een aantal velden, waarbij wordt aangenomen dat over de gehele oppervlakte van elk veld de parameters uit form. (4.20) constante waarden hebben.

Later zal blijken dat de hiermee samenhangende discontinuïteiten in de energieverdeling bij laboratoriumproeven grotendeels kunnen worden opgevangen.

Bij elk veld hoort een speciaal voor dat veld te programmeren warmte- resp. energiebron.

In het vervolg zal de combinatie constructieveld, programmering, energie- en warmtebron worden aangeduid met "'groep'". Waar nodig zal, wanneer grootheden ter sprake komen, welke betrekking hebben op een groep, de index i subs. het groepnummer worden ingevoerd.

6. De functionele opbouw van een thermische proefstand.

Aan de hand van de formules en de conclusies uit de voorgaande hoofdstukken zal de functionele opbouw van een proefopstelling voor thermisch onderzoek worden beschreven. Het is uiteraard niet mogelijk daarbij alle mogelijkheden en variaties ter sprake te brengen. De beschrijving zal daarom in hoofdzaak betrekking hebben op de praktische uitvoering welke voor de VTH-proefstand is gekozen. Overigens is dit een variant van een uitvoering zoals deze in verschillende buitenlandse laboratoria wordt toegepast. De verschillen liggen minder in de principiele opzet dan wel in de technische uitvoering en de eigenschappen van de componenten.

6.1. Enige ontwerp-criteria.

Er zal worden uitgegaan van de volgende ontwerp-criteria:

- a. De regeling van de aan het proefstuk toe te voeren thermische energie zal geschieden op grond van een vluchtprogramma (zie hst.3).
- b. Er wordt gebruik gemaakt van elektrische energie.
- c. De verwarming van het proefstuk heeft plaats door straling.

In verband met de aard van het onderzoek in de VTH-proefstand en de daaraan verbonden economische en technische mogelijkheden gelden ook de navolgende criteria, subs. restricties:

- d. De proefopstelling is van beperkte omvang wat de maximaal beschikbare energie en het aantal groepen betreft.

Dit geeft dus enerzijds een beperking in de grootte en de aard van de proefstukken; anderzijds zullen ook de vluchtprogramma's en de schematisering van de warmtetoevoer over het oppervlak aan deze restrictie moeten worden aangepast.

De beperking met betrekking tot het vluchtprogramma kan bijv. tot uitdrukking komen in het grootste getal van Mach, dat kan worden gerealiseerd.

(Voor de VTH-proefstand is een aantal van zes groepen gekozen, elk met een maximaal vermogen van 120 k Watt, dus totaal 720 k Watt.

Bij het ontwerp van de programmeer- en rekenapparatuur is voorlopig

uitgegaan van $M_{\max} \sim 5$).

- e. In voorkomende gevallen zullen concessies worden gedaan wat de eenvoud en de efficiency van de apparatuur betreft, de kostprijs zal daarbij over het algemeen de beslissende factor zijn.
- f. De proefopstelling staat ten dienste van het wetenschappelijk onderwijs, subs. van het op theoretische gegevens gebaseerde experimentele onderzoek.

Dit houdt in dat er naar gestreefd zal worden de theoretische veronderstellingen zoals deze zijn vastgelegd in het vluchtprogramma en in de beschikbare formules, zo goed en nauwkeurig mogelijk te realiseren.

M.a.w. de praktijk is niet het voornaamste criterium. Anderzijds zal de praktische waarde van de resultaten der proeven worden bepaald door de juistheid van de theorie.

Hoewel de laatste drie criteria grote invloed hebben op het definitieve ontwerp zullen ze in dit stadium nog slechts weinig ter sprake komen.

6.2. De algemene opzet van de proefopstelling.

De voornaamste eis welke aan een proefopstelling voor thermisch onderzoek van het hier behandelde type moet worden gesteld kan als volgt worden geformuleerd:

De apparatuur moet in staat zijn op elk ogenblik aan het proefstuk een hoeveelheid thermische energie per tijdseenheid toe te voeren welke zo nauwkeurig mogelijk overeenkomt met de hoeveelheid die met behulp van de formules voor de warmte-overdracht op grond van de op dat ogenblik geldende vluchtgegevens en de thermische condities van het proefstuk door berekening kan worden bepaald.

Form. (4.20) geeft:

$$q_{mi} = \left[\alpha (T_{aw} - T_w) - \varepsilon \sigma (T_w)^4 + \alpha_l (T_w - T_l)^z \right] i \frac{k \text{ Watt}}{m^2}$$

waarin $\alpha = f(v, \rho, x, \gamma, T_w, T_l, \text{etc.})$

In principe zal men voor elke groep moeten beschikken over:

(zie fig. 6.1.)

- a. Een instrument waarin de vluchtgegevens worden vastgelegd als $f(t)$.

Deze component moet in staat zijn deze gegevens op de gewenste tijdstippen toe te voeren aan:

- b. Een apparaat dat op grond van de daaraan door het sub a genoemde instrument verschaftte gegevens, van gegevens over het betreffende constructieveld, over de standaardatmosfeer, etc., in staat is een signaal te genereren dat als maat kan dienen voor de op het beschouwde tijdstip aan het constructieveld toe te voeren hoeveelheid thermische energie q_{mi} .
- c. Apparatuur die in staat is een continu variabele hoeveelheid thermische energie te leveren en dat op zodanige wijze door het sub. b genoemde apparaat kan worden gestuurd dat op elk tijdstip van het vluchtprogramma de werkelijke warmtestroomdichtheid t.p.v. het proefstuk q_{ri} gelijk is aan de berekende q_{mi} .

Verder dient men te beschikken over:

- d. Apparatuur voor het aanbrengen van uitwendige belastingen op het proefstuk. Zo mogelijk moeten deze belastingen worden voorgeprogrammeerd overeenkomstig het vluchtprogramma.
- e. Apparatuur voor het meten van temperaturen, materiaalspanningen en vervormingen. Gezien het uitgesproken niet-stationaire karakter van de te meten verschijnselen en de noodzaak de metingen uit te strekken tot een relatief groot aantal punten moet de meetfrequentie groot zijn (men dient zich te realiseren dat het spannings- en temperatuurverloop zowel met de tijd als met de plaats moet worden gemeten). De meetapparatuur moet daarom zo ver mogelijk worden geautomatiseerd.

De sub d en e genoemde apparatuur zal in afzonderlijke rapporten worden behandeld.

Aan de hand van de punten a, b en c en van fig. 6.2. zal de functione-

le opbouw verder worden uitgewerkt.

Voor een uiteenzetting over de technische mogelijkheden wordt verwezen naar deel II van dit rapport.

6.3. Het reken- en regelorgaan.

De taak van het in hst. 6.2 sub b genoemde instrument zal, in het ideale geval, in eerste instantie bestaan uit:

- a. Het ontvangen van gegevens betreffende H ; v_i (voor het beschouwde constructieveld); de stromingsvorm; de grenslaagtoestand; etc.
- b. Het ontvangen en 'onthouden' van gegevens over de standaardatmosfeer; de fysische eigenschappen van de lucht; de constructieparameters; etc.
- c. Het ontvangen van gegevens omtrent T_{wi} ; T_ℓ en q_{ri} .
- d. Via berekening van α_i ; $T_{aw i}$, $(T_{wi})^4$ etc. een signaal te genereren dat een maat is voor de gewenste q_{mi} , en dat of continu of met kleine tijdsintervallen (bijv. 1 x per seconde).
- e. Dit signaal toe te voeren aan de energie- resp. warmtebron.
- f. De aanwezige warmtestroomdichtheid q_{ri} te vergelijken met q_{mi} en zo nodig correcties aan te brengen zodat steeds:

$$q_{ri} = q_{mi}$$

Dit instrument zal dus in staat moeten zijn in een snel tempo rekenkundige bewerkingen uit te voeren.

In wezen is het dus een rekenmachine.

De enige rekenmachine welke voor dit doel in aanmerking komt is de elektronische. De grote snelheid waarmee dit instrument werkt brengt de mogelijkheid een belangrijke vereenvoudiging in te voeren. In hst. 5 is reeds betoogd dat, daar op elk tijdstip q_{mi} voor alle groepen verschillend is, men voor elk constructieveld een regelbare warmtebron nodig heeft. De rekenmachine kan echter worden gebruikt om meer dan één groep te sturen. Men moet hierbij uiteraard afzien van een continu regeling van elke groep. Deze wordt intermitterend.

Met behulp van een cyclische schakelaar, de groepkiezer, wordt dan de rekenmachine enerzijds aangesloten op de instrumenten die de gegevens voor een bepaalde groep bevatten, anderzijds op het apparaat dat de benodigde energie voor die groep levert (fig. 6.2). Nadat het signaal voor q_{mi} van de groep is berekend en doorgegeven wordt de volgende groep in het circuit geschakeld. Op deze wijze is het zeer goed mogelijk om bijvoorbeeld 6 groepen elk eenmaal per seconde af te tasten en te regelen. In fig. 6.2 is onderscheid gemaakt tussen de eigenlijke rekenmachine en het orgaan dat q_{mi} vergelijkt met q_{ri} ; de zgn. 'comparator'. In de praktijk kan de comparator deel uitmaken van de rekenmachine.

De noodzakelijkheid van deze component zal in hst. 6.9 ter sprake komen.

6.4. De programmering.

Voorlopig zal worden aangenomen dat het reken- en regelsysteem in staat is de aan het begin van hst. 6.3 opgesomde functies geheel te vervullen. Dit betekent dat dan de taak van de programmeringsapparatuur slechts zou bestaan in het verschaffen van gegevens betreffende het verloop van H voor het geheel, en van v_i , de stromingsvorm, de grenslaagtoestand en eventueel ε en α_l voor de verschillende constructievelden. Alle andere gegevens kunnen in het geheugen van de machine worden vastgelegd. Verwacht kan worden, dat alleen het verloop van H en v_i continu variabel is.

Dit houdt in, dat in elk geval voor elke groep v_i apart moet worden geprogrammeerd.

De gegevens behoeven niet als continue functies te worden gegeven. Ze mogen voor een bepaalde groep constant blijven gedurende de tijd dat deze groep niet wordt bijgeregeld.

De programmeer-inrichting kan worden gesplitst in twee delen; het deel waarin de vluchtgegevens worden vastgelegd, en het deel dat de gegevens van één of alle groepen voor een bepaald tijdstip ter beschikking stelt van de rekenmachine. Indien de gegevens voor alle groepen tegelijkertijd ter beschikking komen kunnen ze door de in hst. 6.3 genoemde groep-

kiezer in de gevraagde groepsvolgorde worden afgetast. In fig. 6.2 is het tweede deel van de programma-apparatuur aangeduid als 'lezer'.

6.5. De energieregelaars.

Met deze benaming worden die onderdelen aangeduid waaraan de benodigde elektrische energie voor de warmtebronnen wordt onttrokken. De veel gebruikte term 'energiebronnen' is minder juist. De taak van deze componenten is in hst. 6.2. onder c omschreven. Op de technische uitvoering ervan wordt hier niet ingegaan.

De voornaamste aan de energieregelaar te stellen eisen zijn

- a. Continue regelbaarheid tussen het minimaal benodigde en het maximaal beschikbare vermogen.
- b. Een bruikbaar (bijv. lineair) verband tussen het stuursignaal en het afgegeven thermische vermogen van de op deze component aangesloten warmtebronnen.
- c. Kleine traagheid.

Over het algemeen zal een energieregelaar bestaan uit twee delen; de eigenlijke regelaar, en een servosysteem dat het signaal uit de comparator in zodanige vorm brengt dat de regelaar ermee kan worden gestuurd. Het servosysteem zal, afhankelijk van de technische uitvoering van de energieregelaar geheel elektrisch of gedeeltelijk elektrisch en gedeeltelijk mechanisch zijn uitgevoerd.

6.6. De warmtebronnen.

Enkele der belangrijkste eisen waaraan de verwarmingselementen moeten voldoen zijn:

- a. Goede regelbaarheid
- b. Kleine traagheid.
- c. Zo hoog mogelijk thermisch rendement t.o.v. het proefstuk.
- d. Een dusdanig hoog vermogen dat de vereiste maximale warmtestroomdichtheid (welke bij de VTH-proefopstelling 100 à 150 $\frac{\text{k Watt}}{\text{m}^2}$ bedraagt) kan worden gerealiseerd.

Verwijzend naar deel II en lit. 9 kan worden opgemerkt dat de infrarood-kwartsstraler het best aan deze eisen voldoet. Een straler, waarvan de afmetingen ongeveer 30 cm bij 1 cm $\emptyset$ bedragen, levert bij een voedingsspanning van 400 Volt een vermogen van 2,5 k Watt.

Met deze warmtebronnen zijn energie-dichtheden van meer dan $200 \frac{\text{k Watt}}{\text{m}^2}$ bereikt.

Om het thermisch rendement te verhogen dient gebruik te worden gemaakt van reflectoren; tevens kan het proefstuk worden geverfd met een speciale mat-zwarte hittebestendige verf, waarvan de absorptiecoëfficiënt $\sim 0,95$ bedraagt. (De gevolgen van de hierdoor veroorzaakte hogere stralings-emissie worden op de inhst. 4.5. genoemde wijze tegengegaan.)

6.7. De laboratoriumtemperatuur.

Strikt genomen zal T_ℓ , de temperatuur van de langs het proefstuk stromende lucht, welke mede bepalend is voor de convectieve verliezen, (zie form. 4.20) niet constant zijn. De grote hoeveelheid thermische energie welke in een relatief kleine ruimte vrij komt zal gedurende een beproeving een aanzienlijke stijging van T_ℓ tot gevolg kunnen hebben. In het ideale geval zal men dus moeten beschikken over een instrument dat aan de rekenmachine continu gegevens verschaft betreffende T_ℓ , en dit in de vorm van een elektrisch signaal; dus een elektrische thermometer. Dit geeft geen moeilijkheden. Men kan ook T_ℓ constant veronderstellen; en ten slotte kan ook nog het signaal voor T_ℓ met de hand instelbaar worden gemaakt.

6.8. De wandtemperatuur.

Uit form. (4.20) blijkt dat in het rekensysteem T_w een belangrijke rol speelt.

De enige wijze om aan de rekenmachine gegevens te verschaffen betreffende T_w is: deze grootheid aan het proefstuk te meten (uiteraard t.p.v. elk constructieveld) en de verkregen meetresultaten om te zetten in een elektrisch signaal. Dit kan praktisch alleen geschieden met behulp van thermokoppels. Overigens is dit ook de meest betrouwbare, en, bij een goede keuze van de thermokoppelmaterialen, de meest nauwkeurige methode.

Het enige nadeel is, dat het uit deze meetelementen verkregen signaal relatief zeer zwak is. Er zullen versterkers nodig zijn om het signaal op een voor de rekenmachine acceptabel niveau te brengen.

6.9. De stralings-terugkoppeling.

Het signaal dat door de rekenmachine op grond van de daaraan verstrekte gegevens wordt gegenereerd is een rechtstreekse maat voor de vereiste warmtestroomdichtheid q_{mi} op het beschouwde ogenblik. Het zou bijv. een gelijkspanning kunnen zijn welke lineair is met q_{mi} .

Het is echter niet te verwachten dat de werkelijk optredende q_{ri} zonder meer zal overeenstemmen met q_{mi} .

De voornaamste redenen daarvoor zijn:

a. De niet-lineariteiten in het regel- en verwarmingssysteem. Men denke hierbij aan de karakteristieken van de combinatie servosysteem-energieregelaar, van de warmtebronnen, etc; eventueel zou het signaal voor q_{mi} hieraan kunnen worden aangepast.

b. Bij het gebruik van elektrische energieregelaars vindt de regeling van het afgegeven (elektrische) vermogen gewoonlijk plaats via "manipulaties" met de uitgangsspanning van deze apparaten, waarbij dan het afgegeven vermogen in grootte afhankelijk is van het vermogen dat door de warmtebronnen kan worden opgenomen, dus bijvoorbeeld van het aantal aangesloten verwarmingselementen. (Bij een zuiver resistieve belasting geldt: $Q = \frac{V^2}{R}$; R wordt bepaald door het aantal en de aansluitingsconfiguratie van de belastende eenheden, subs. de verwarmingselementen.)

M.a.w. men kan eenzelfde warmtestroomdichtheid verkrijgen met weinig elementen en een hoge voedingsspanning; of met meer elementen en lagere spanning.

Het benodigde aantal verwarmingselementen dat bij het signaal voor $q_{mi_{max}}$ en de corresponderende maximale uitsturing van de energiebron precies de maximale q_{ri} zou geven is uiteraard niet van te voren te bepalen.

- c. De traagheden in het systeem, in het bijzonder van de energie-regelaars en de stralingsbronnen.
- d. Tenslotte hangt de door het proefstuk geabsorbeerde hoeveelheid thermische energie ook nog af van o.a. de onderlinge orientatie van proefstuk en warmtebronnen, van de steeds in grootte veranderende convectieve en andere verliezen etc.

Dit probleem is alleen op doelmatige en effectieve wijze op te lossen als ter plaatse van elk constructieveld q_{ri} wordt gemeten en wordt vergeleken met q_{mi} .

Hiervoor is een warmtestroommeter, (in dit geval een stralingsmeter) nodig welke in staat moet zijn de hoge optredende energiedichtheden met voldoende nauwkeurigheid te meten. Een dergelijk instrument zal in deel II worden besproken.

Het vergelijken van q_{mi} en q_{ri} geschiedt in de reeds eerder genoemde comparator.

Door de twee signalen voor resp. q_{mi} en q_{ri} , welke op dezelfde wijze representatief dienen te zijn voor de beide energiedichtheden, van elkaar af te trekken, verkrijgt men een signaal voor $q_{mi} - q_{ri} = \Delta q_i$ waarmee de energiebron kan worden bijgeregeld. Tot op zekere hoogte zal dit een iteratieve regeling zijn.

De energiebron i wordt dus gestuurd met een signaal $\propto \Delta q_i$. Dit betekent dat in het regelcircuit of in het servosysteem een instrument aanwezig dient te zijn dat in staat is de periodiek gegenereerde signalen Δq_i te sommeren. Dit instrument zal in hst. 6.10. ter sprake komen.

6.10. Het houdsysteem.

In hst. 6.3. is reeds betoogd dat verschillende energieregelaars door één regelorgaan kunnen worden gestuurd. Dit houdt dus in dat elke energieregelaar gedurende korte tijd op het regelsysteem wordt aangesloten in welke tijd q_{mi} wordt berekend, dit signaal wordt vergeleken met dat voor q_{ri} en daaruit het correctiesignaal voor Δq_i wordt bepaald. Daarna worden de andere groepen opeenvolgend in het regelcircuit ge-

schakeld. De oorspronkelijke groep zal dus, gedurende de tijddat de andere groepen worden bijgesteld, geen stuursignaal ontvangen, terwijl toch gedurende de niet-geregelde periode het afgegeven vermogen of ongeveer constant moet blijven of nog op het gewenste niveau moet worden gebracht. Nu zal bij de meeste typen energieregelaars, zodra het stuursignaal wordt weggenomen, het afgegeven vermogen onmiddellijk gaan dalen tot de bedrijfstoestand is bereikt welke correspondeert met die voor een stuursignaal gelijk aan nul. In het hier behandelde geval zal daarbij het afgegeven vermogen gelijk of bijna gelijk zijn aan nul.

Ter toelichting kan het volgende voorbeeld worden gegeven.

Stel dat men beschikt over 6 groepen welke alle éénmaal per seconde worden bijgesteld. Neemt men daarbij in aanmerking het tijdverlies dat optreedt bij het overschakelen op de volgende groep, dan zal elke groep per seconde slechts gedurende $\sim \frac{1}{10}$ seconde een signaal ontvangen, en het dus gedurende $\sim \frac{9}{10}$ seconde aan zichzelf worden overgelaten.

Nu is de tijdconstante van een redelijk snelle energieregelaar < 1 sec.; het gevolg is, dat gedurende de niet-geregelde periode het afgegeven vermogen geheel of vrijwel geheel tot de minimum waarde zal dalen. Verder zal de regelperiode van $\sim \frac{1}{10}$ sec. in vele gevallen een beperking geven in de grootte van de stappen waarmee het vermogen kan worden opgesteld.

Er zal dus in het regelcircuit een component moeten worden opgenomen welke in staat is het signaal uit de comparator vast te leggen en de energieregelaar in de niet-geregelde periode op de gewenste vermogenswaarde te brengen, resp. te houden. Tevens is het logisch aan deze component de taak toe te bedelen om de correctiesignalen Δq_1 te sommeren. Dit geheugen zal worden aangeduid met de naam 'houdcircuit'. Bij energieregelaars met een gedeeltelijk mechanisch servosysteem, (deze zijn langzaam; de tijd, nodig om van het minimale naar het maximale vermogen te regelen bedraagt enkele tientallen seconden), is deze moeilijkheid meestal niet aanwezig omdat het houdsysteem en het servosysteem volledig inhaerent zijn.

Bij geheel elektronisch geregelde energieregelaars kan een houdcircuit echter niet worden gemist.

In fig. 6.2 is deze component afzonderlijk aangegeven; in feite kan hij ook deel uitmaken van de rekenmachine of van het servosysteem.

6.11. De groepsparameters.

Onder "groepsparameters" worden die grootheden verstaan welke per groep kunnen verschillen en voor elke groep tijdens een proef of constant zijn of willekeurig variabel, zodat ze niet zonder meer in de programmering kunnen of behoeven te worden opgenomen. Als voorbeelden worden genoemd: α_p , ε , sommige constanten welke de grenslaagtoestand bepalen, etc. Voor deze grootheden moet per groep een instelmogelijkheid aanwezig zijn. (Strikt genomen zouden deze groepsparameters voor een deel in het eventuele geheugen van de rekenmachine kunnen worden vastgelegd. Vooruitlopende op hst. 6.13. wordt opgemerkt dat dit uit praktische overwegingen niet gewenst is.)

6.12. Hulpapparatuur.

In fig. 6.2 zijn volledigheidshalve nog enkele componenten aangegeven welke, hoewel op zichzelf onmisbaar, geen invloed hebben op de principiële opzet van de proefopstelling.

Deze componenten zijn:

- a. De in hst. 6.8. reeds genoemde versterkers in de terugkoppelcircuits van T_{wi} .
- b. Ook in de terugkoppelcircuits voor q_{ri} dienen versterkers te worden opgenomen (zie deel II voor een uitgebreide beschrijving van de stralingsmeters).

Opmerking: Theoretisch is het mogelijk gebruik te maken van één versterker voor de signalen voor T_{wi} van alle groepen; hetzelfde geldt voor q_{ri} . Daarbij zouden dan door of via de groepkiezer de "sensors" voor de betreffende grootheden van de in het regelcircuit geschakelde groep op de rekenmachine moeten worden aangesloten.

Later zal echter blijken dat deze methode grote schakeltechnische complicaties oplevert.

- c. Apparaten welke de benodigde energie leveren, subs. omvormen, voor schakelaars, versterkers, programmering etc. In de figuur zijn al deze voedingsapparaten in één 'blok' ondergebracht.
- d. Apparatuur voor koeling van de warmtestroom- resp. stralingsmeters.
- e. Apparatuur welke de mogelijkheid biedt de grootte van de per constructieveld toe te voeren hoeveelheid thermische energie met de hand te regelen. Dat bij bepaalde proeven en bij het afregelen van de apparatuur handregeling nodig zal zijn, is evident. Bovendien kan, als tijdens een proef een storing optreedt in het automatische regelsysteem van één der groepen, de sturing van deze groep met de hand worden overgenomen. Ook al zal de toegevoerde hoeveelheid warmte niet in overeenstemming zijn met de werkelijkheid, zal toch deze oplossing soms de voorkeur verdienen boven het stoppen van het experiment.
- f. Apparatuur voor bediening, signalering en beveiliging; dit laatste zowel wat het instrumentarium als wat het bedienende personeel betreft.

6.13. Vereenvoudiging van het rekensysteem.

In hst. 6.3. en 6.4. is aangenomen dat het rekensysteem in staat is alle algebraïsche bewerkingen welke nodig zijn voor het bepalen van een signaal voor q_1 uit te voeren. Dit is in principe mogelijk. Een groot bezwaar is echter dat men in dat geval dient te beschikken over een uitgebreide en zeer kostbare rekenmachine. Alleen al voor het berekenen van α_{inc} en T_{aw} zijn veel bewerkingen nodig.

Bij een proefopstelling met een groot aantal groepen zullen de kosten van de reken- en regelapparatuur per groep lager zijn dan bij een met weinig groepen.

In het laatste geval heeft het zin om pogingen in het werk te stellen de omvang en de kosten van de rekenmachine te beperken.

Uit hetgeen in hst. 4 over de formules voor de warmteoverdracht is opgemerkt valt te concluderen dat bijvoorbeeld α_{inc} (form. 4.9), T_{aw} (form. 4.6), AT_1 en P (form. 4.10) voor elk gewenst tijdstip in een

vluchtprogramma van te voren zijn te berekenen.

Nu beschikken vrijwel alle instellingen waar wetenschappelijk onderzoek wordt verricht over bepaalde rekenfaciliteiten of -centra, welke ten algemene dienste staan.

Dit opent de mogelijkheid om de aanvankelijke vluchtgegevens te vervangen door gegevens betreffende α_{inc} , T_{aw} etc. als $f(t)$.

Voor de programmeerinrichting maakt dit geen verschil; de omvang van de rekenmachine, en daarmee de kosten, worden door deze maatregel sterk gereduceerd.

7. Literatuur.

1. Prof.dr.ir. A. van der Neut
''Thermisch-constructieve aspecten van de ''Concorde''.
VTH-memorandum M 73.
2. N.J. Hoff
''Thermal problems in aircraft structures''
A.G.A.R.D. report 2.
3. R.L. Schleicher
''Structures design of the X-15.
Journal of the R.Ae.Soc. vol. 67, okt. 1963 blz. 618.
4. M.O.W. Wolfe
''Aspects of elevated temperature design and design criteria
for supersonic aircraft structures''
R.A.E. report nr. Structures 288.
5. Prof.ir. H. Wittenberg
''Inleiding supersone aerodynamica''
Dictaat VTH-D-6.
6. J.N. Kotanchik
''Experimental research on aircraft structures at elevated
temperatures''
Proc. S.E.S.A. vol. XIV-2 blz. 67.
7. John.E. Duberg
''Aircraft structures research at elevated temperatures''
A.G.A.R.D. report 3.

8. R.R. Heldenfels

'High-temperature testing of aircraft structures'

A.G.A.R.D. report 205.

9. Loria, Mar and Blackstock

'The design and application of the M.I.T. radiant heating structural test facilities'

Proc. S.E.S.A. vol. XV-1 blz. 113.

10. J. Tailor

'Research equipment for investigation of aircraft structures at elevated temperature'

Aircraft Engineering vol. 29.

Aug. 1957 blz. 228.

11. W.H. Horton

'Experimental methods in kinetic heat tests'

Aircraft Engineering, Vol. 29.

Aug. 1957 blz. 232.

12. ir. B. Hakkeling

'Samenvatting van enkele literatuurgegevens over experimentele mogelijkheden betreffende problemen bij aerodynamische verhitting.
NLL-TM S. 550.

13. ir. W.D. Verduyn

'Enige opmerkingen over het experimentele onderzoek aan vliegtuigconstructies bij gesimuleerde aerodynamische verhitting'.

VTH-memorandum M 77.

14. Commer and Short

'Free-flight measurements of turbulent-boundary-layer skin friction in the presence of severe aerodynamic heating'.

N.A.C.A.-T.N. 3391.

15. E.R. van Driest

'Investigation of laminar boundary-layer in compressible fluids
using the Crocco method'

N.A.C.A.-T.N. 2597.

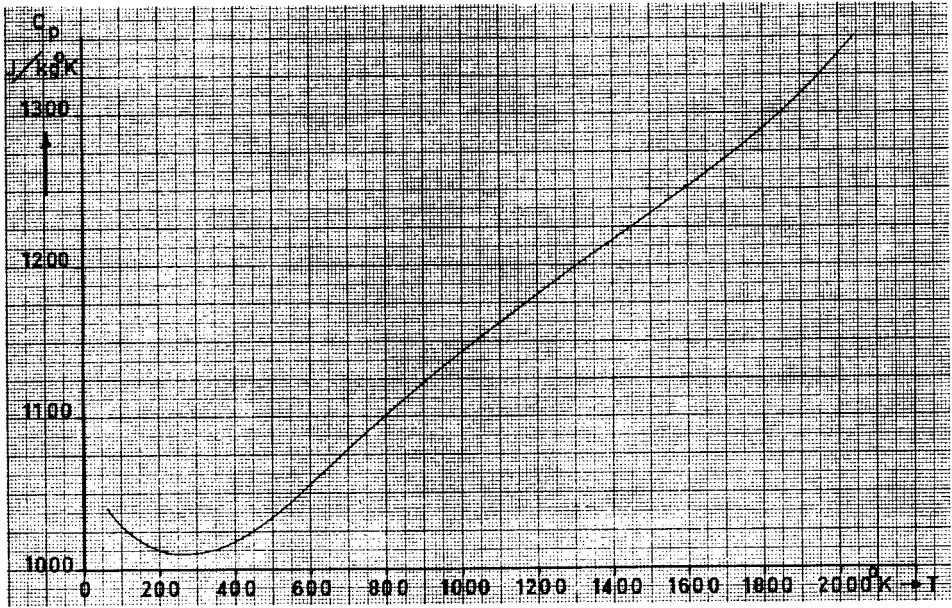


Fig. 4.1

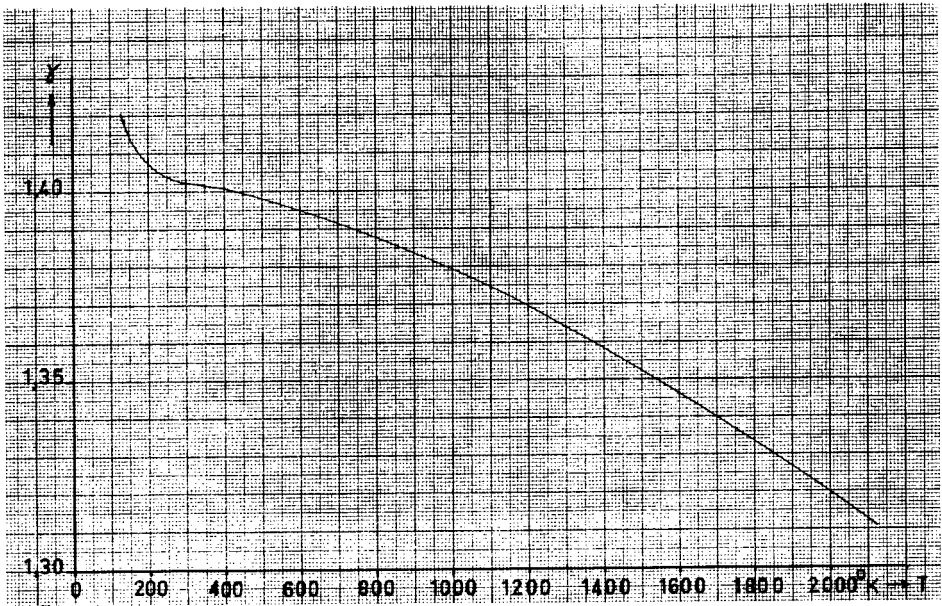


Fig. 4.2

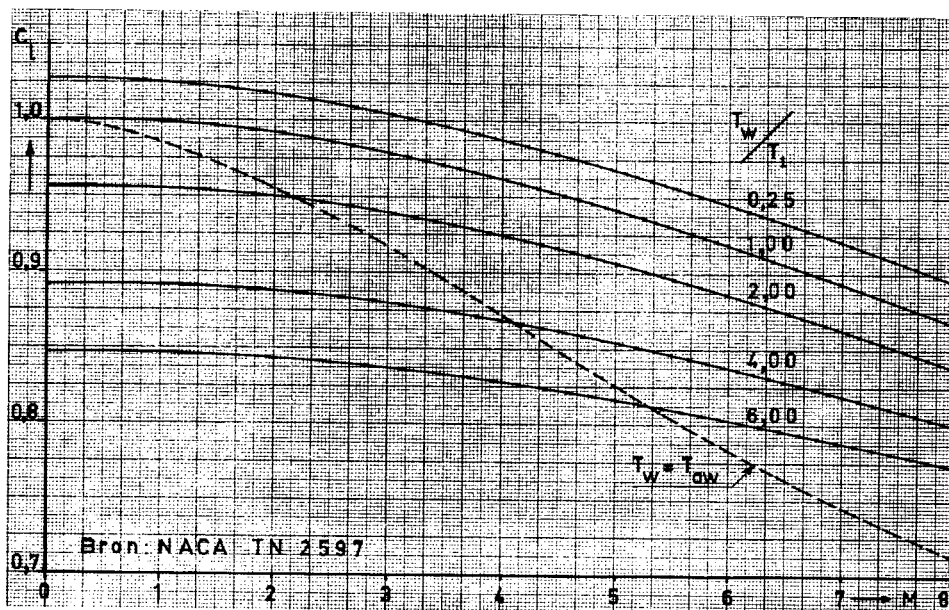


Fig. 4.3

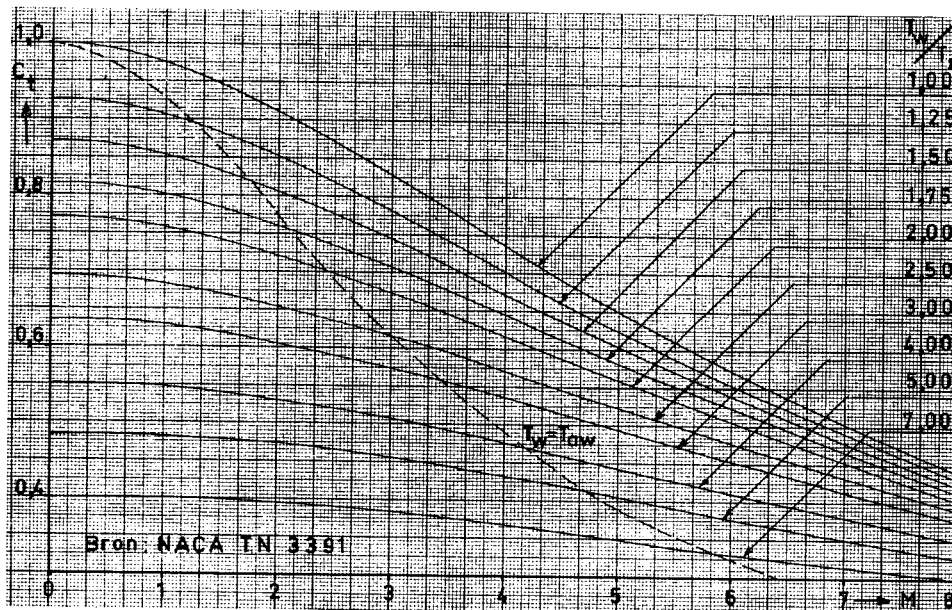


Fig. 4.4

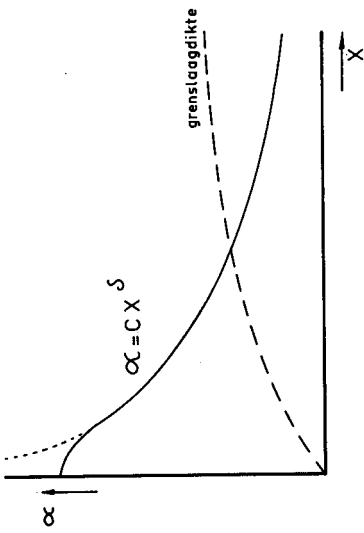


FIG. 5.1

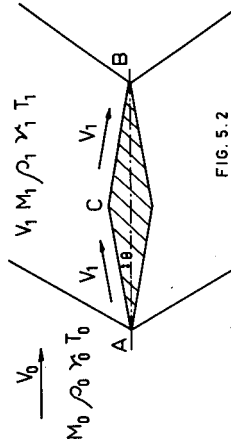


FIG. 5.2

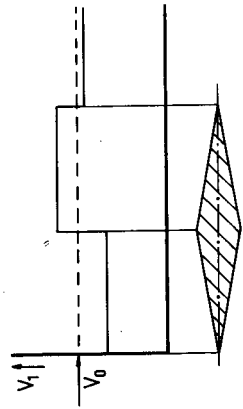


FIG. 5.3

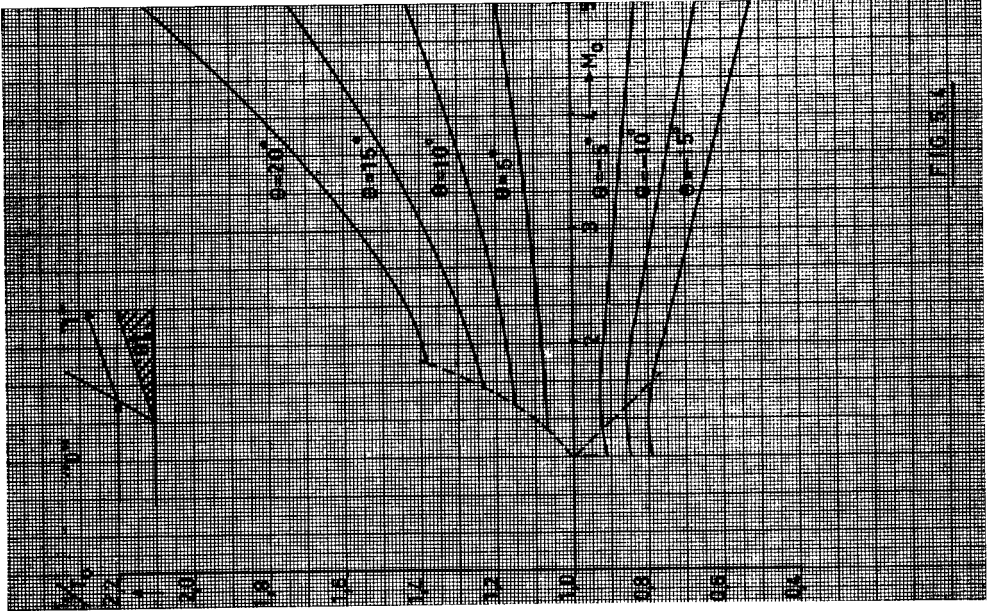


FIG. 5.4

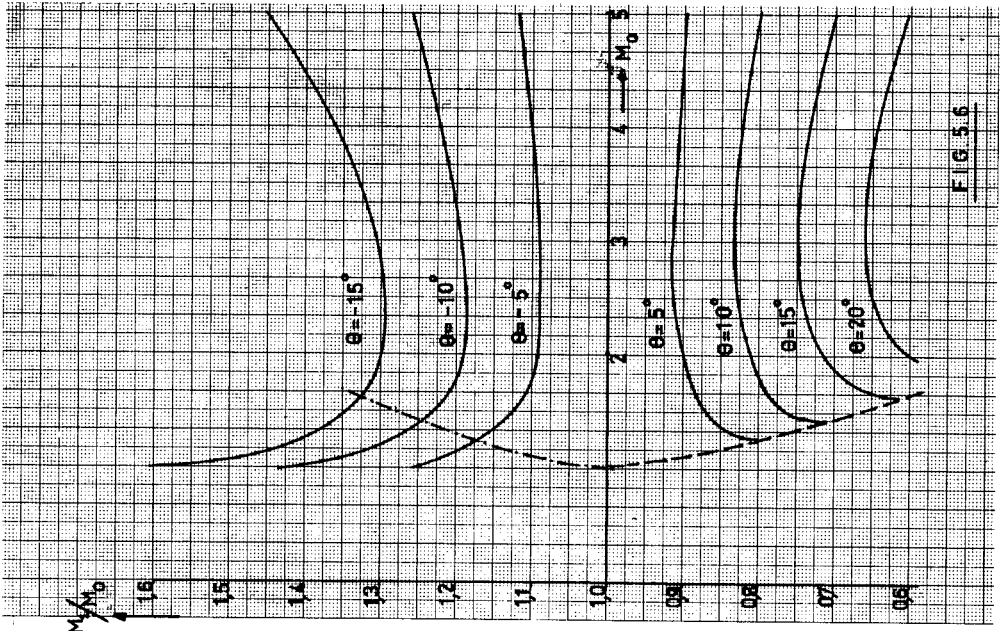


FIG. 5.6

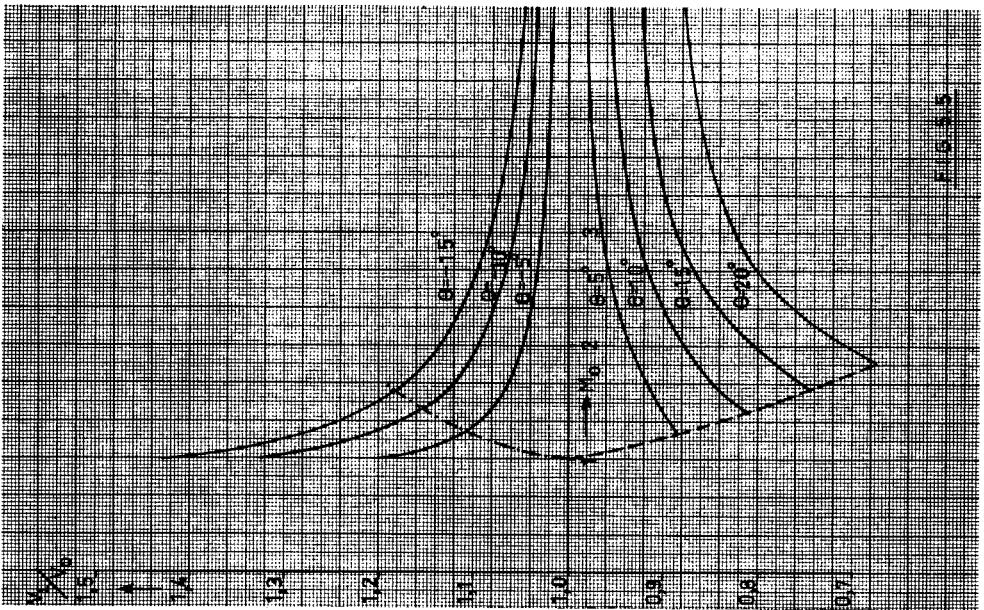
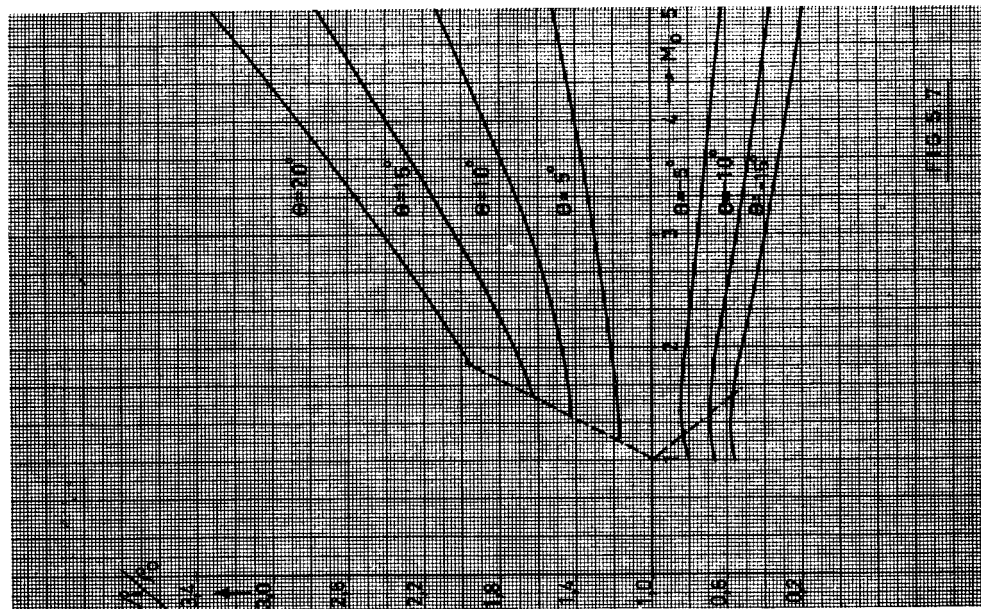
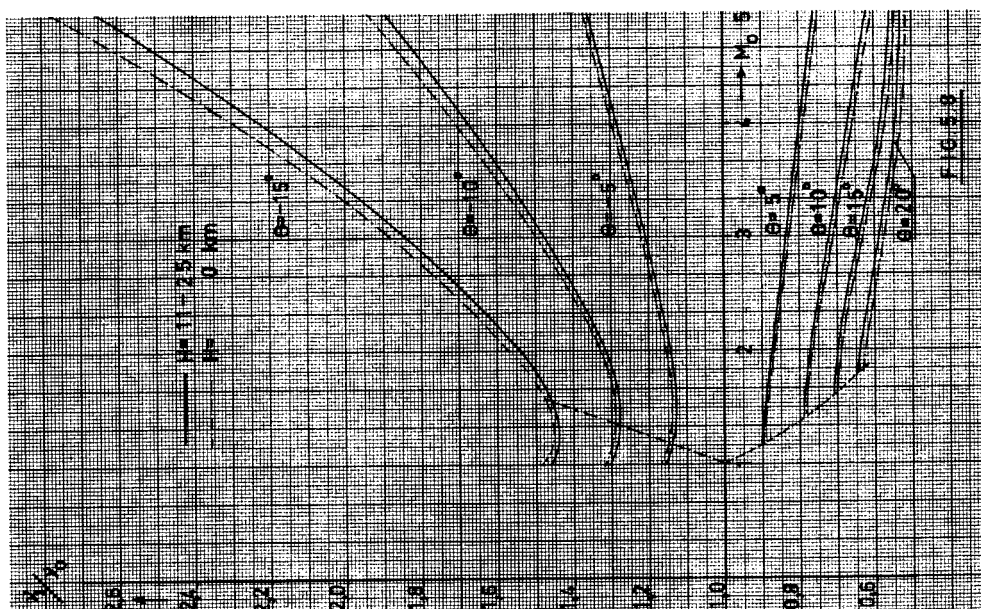


FIG. 5.5



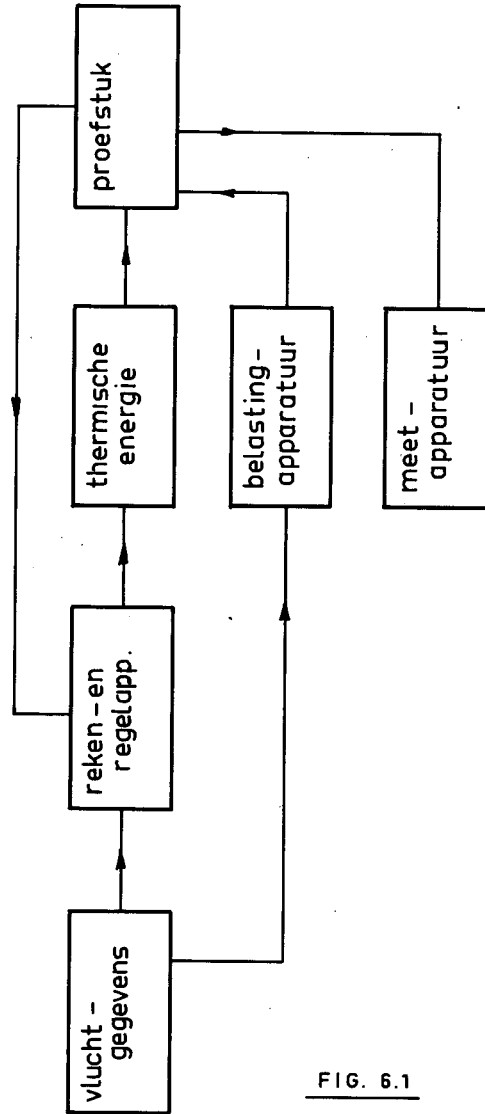


FIG. 6.1

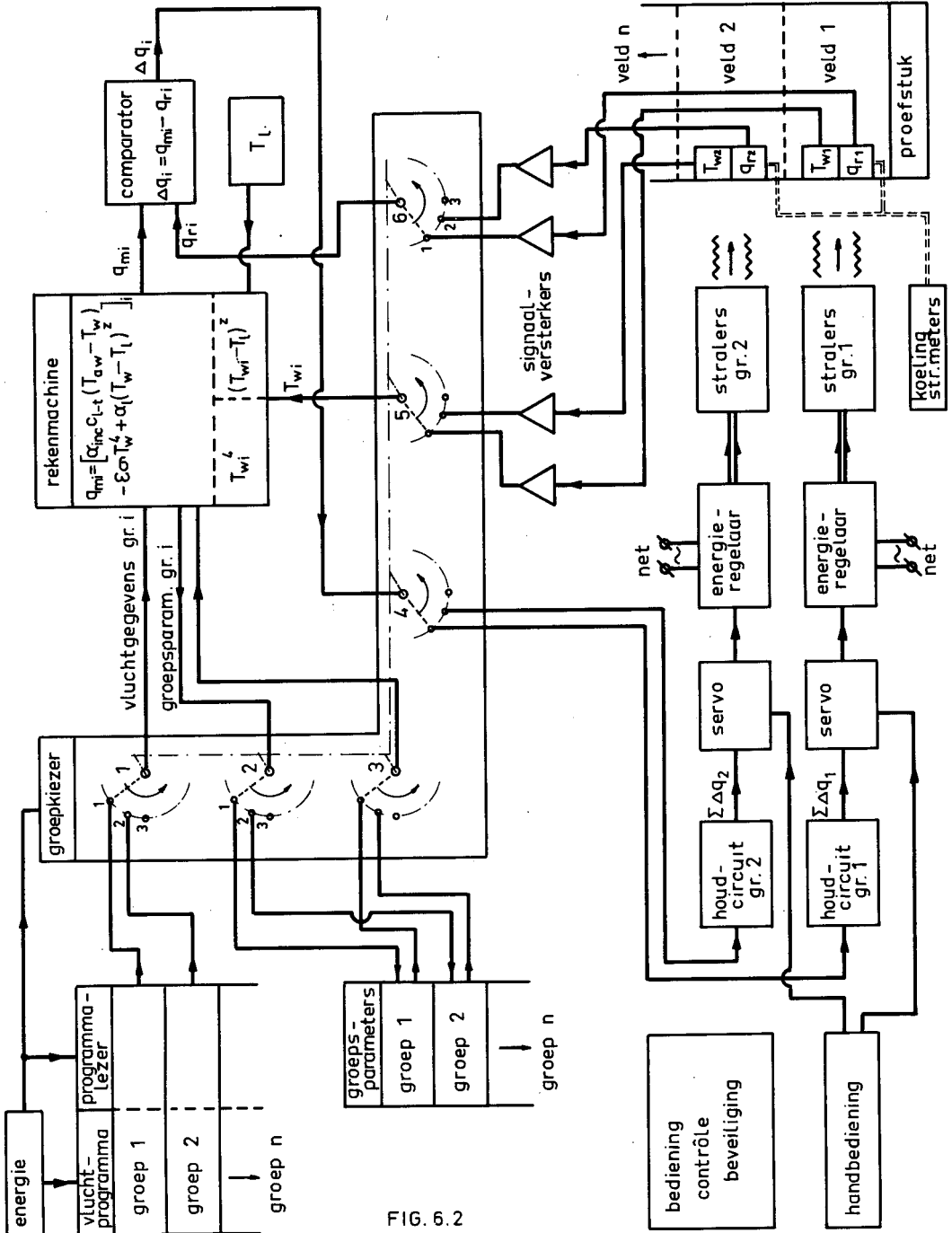


FIG. 6.2

