

TECHNOLOGICAL UNIVERSITY DELFT

DEPARTMENT OF AERONAUTICAL ENGINEERING

Report VTH-124

THEORETICAL AND EXPERIMENTAL INVESTIGATIONS
OF INCOMPRESSIBLE LAMINAR BOUNDARY LAYERS
WITH AND WITHOUT SUCTION

Ph.D THESIS

J.L. van INGEN

DELFT
the NETHERLANDS

OCTOBER, 1965

This PDF-file contains chapter 14:
Summary in Dutch; pages 183-186.

14. Overzicht (summary in Dutch): Theoretische en experimentele onderzoeken van onsamendrukbare laminaire grenslagen met en zonder afzuiging.

In dit proefschrift worden de resultaten beschreven van enige theoretische en experimentele onderzoeken van tweedimensionale laminaire grenslagen met en zonder afzuiging. Het onderzoek werd beperkt tot onsamendrukbare stromingen en was opgezet met het doel meer inzicht te verkrijgen in de problemen welke verband houden met het laminair houden van de grenslaag door middel van afzuiging. Verschillende van de verkregen resultaten hebben echter evenzeer betrekking op grenslagen zonder afzuiging.

In een algemene inleiding (hoofdstuk 1) wordt gewezen op de mogelijke verbetering van de vliegtuigprestaties door het toepassen van afzuiging voor het laminair houden van de grenslaag.

In de hoofdstukken 2 tot en met 4 worden bekende resultaten uit de grenslaagtheorie samengevat welke hebben gediend als uitgangspunt voor het werk beschreven in latere hoofdstukken.

Een eerste theoretisch onderzoek (hoofdstuk 5) heeft betrekking op de berekening van laminaire grenslagen door middel van benaderingsmethoden zoals die door Pohlhausen werden geïntroduceerd. Een nieuwe methode werd ontwikkeld welke nauwkeurige resultaten levert in gevallen waarin de afzuigintensiteit niet al te groot is.

Het tweede theoretische onderzoek is beschreven in hoofdstuk 6 en handelt over een "fasevlak beschrijving" van de laminaire grenslaagstroming tussen niet-evenwijdige vlakke wanden. In dit geval wordt het stromingsprobleem beschouwd in een vlak waarin de schuifspanning τ wordt uitgezet tegen de snelheidscomponent u evenwijdig aan de wand. Deze procedure is bekend uit de theorie der niet-lineaire trillingen van autonome systemen met één graad van vrijheid. Voor deze systemen wordt in het "fasevlak" de snelheid uitgezet tegen de verplaatsing waardoor een duidelijk beeld van het gedrag van het systeem wordt verkregen. Singuliere punten in het fasevlak corresponderen met evenwichtstoestanden van het systeem. In dit proefschrift wordt aangetoond dat voor de stroming tussen niet-evenwijdige vlakke wanden de singuliere punten in het fasevlak (τ - u vlak) corresponderen met de buitenkant van een grenslaag. Oplossingen van de bewegingsvergelijkingen kunnen slechts een grenslaagkarakter vertonen indien de corresponderende singulariteit in het fasevlak van een bepaald type is.

Het type van de singulariteit - en daarmee de mogelijkheid tot het optreden van grenslaagoplossingen - is afhankelijk van eventuele afzuiging of aanblazing aan de wanden.

Het blijkt dat voor de stroming tussen niet-evenwijdige vlakke wanden zonder afzuiging τ^2 wordt voorgesteld door een derdegraadspolynoom in u . Dit resultaat leidde tot de ontwikkeling van een tweede benaderingsmethode voor de berekening van laminaire grenslagen (hoofdstuk 7). In deze methode wordt τ^2 benaderd door een polynoom in u van de graad N . De coëfficiënten van dit polynoom zijn functies van de coördinaat x in stromingsrichting en worden bepaald door de benaderingswijze van Pohlhausen toe te passen op een enigszins gewijzigde vorm van Crocco's grenslaagvergelijking. De methode is zodanig opgezet dat de graad N van het polynoom eenvoudig kan worden verhoogd zonder dat toepassing van de methode daardoor in principe moeilijker wordt. Een aantal voorbeelden, gegeven in hoofdstuk 8, toont aan dat met toenemende N de resultaten van de benaderingsmethode convergeren naar de exacte oplossing van de grenslaagvergelijkingen.

Het experimentele gedeelte van het onderzoek omvat metingen aan twee vleugelmodellen in de lage snelheidswindtunnel van de onderafdeling Vliegtuigbouwkunde van de Technische Hogeschool te Delft.

Het eerste model heeft een 28^o/o dik "laminair" profiel met een niet-poreus oppervlak; de koordelengte bedraagt 1 meter. Voor dit model werden drukverdelingen gemeten en snelheidsprofielen in de grenslaag bepaald met behulp van een gloeidraadanemometer. Speciale aandacht werd gegeven aan de bepaling van de ligging van het loslatingspunt van de laminaire grenslaag. In hoofdstuk 10 worden de resultaten van deze metingen beschreven en vergeleken met theoretische resultaten volgens beide nieuwe methoden. Bij deze berekeningen werd uitgegaan van de experimenteel bepaalde drukverdeling om het profiel.

Als belangrijk resultaat kan worden vermeld dat de theorie geen loslating van de grenslaag voorspelt terwijl bij de metingen duidelijk loslating werd geconstateerd. Dit verschijnsel is reeds eerder in de literatuur onderzocht in verband met het bekende onderzoek van Schubauer aan een elliptische cylinder. Zowel bij Schubauer's metingen als in het huidige

onderzoek is een kleine wijziging van de experimenteel bepaalde drukverdeling voldoende om de theorie loslating te doen aangeven op de juiste plaats. Het is nog niet geheel duidelijk of deze wijziging toelaatbaar is op grond van mogelijke meetfouten.

Blijkbaar moet de drukverdeling extreem nauwkeurig worden gemeten voordat de vraag kan worden beantwoord of de grenslaagvergelijkingen in staat zijn om uitgaande van een experimenteel bepaalde drukverdeling loslating van de laminaire grenslaag te voorspellen.

Het tweede vleugelmodel dat werd onderzocht, heeft een laminair profiel van 15^o/o dikte bij een koordelengte van 1.35 m. Het oppervlak van dit profiel is aan beide zijden poreus van 30^o/o tot 90^o/o van de koorde. Het inwendige van het model is verdeeld in 40 verschillende compartimenten, elk voorzien van een eigen afzuigleiding en apparatuur voor de regeling en meting van de hoeveelheid afgezogen lucht. Door middel van de regelkranen kan de verdeling van de afzuigintensiteit over de vleugelkoorde binnen wijde grenzen worden veranderd. De onderzoeken aan dit poreuze model worden beschreven in hoofdstuk 11 van het proefschrift. De metingen omvatten o.m. de bepaling van de weerstand en de ligging van het omslagpunt van de grenslaag voor verschillende afzuigsnelheidsverdelingen. Tevens werden gedetailleerde snelheidsverdelingen in de grenslaag bepaald met behulp van een gloeidraadanemometer. De resultaten van de grenslaagmetingen werden vergeleken met de theorie; de overeenkomst is in het algemeen goed.

Door afzuiging werden weerstandsbesparingen tot 60^o/o bereikt. Uit een extrapolatie van de meetresultaten naar de hoge getallen van Reynolds welke optreden in de kruisvlucht van moderne verkeersvliegtuigen blijkt dat in deze gevallen een weerstandsbesparing tot 75^o/o kan worden verwacht.

Voor de berekening van de eigenschappen van vleugelprofielen met en zonder afzuiging is het noodzakelijk te kunnen voorspellen waar omslag van de grenslaag zal optreden. Voor gevallen zonder afzuiging werd reeds eerder een dergelijke methode aangegeven door Smith en Gamberoni [1,2] en de schrijver van dit proefschrift [3,4,5]. Deze methode wordt beschre-

ven in hoofdstuk 9 van het proefschrift. Uit een analyse van de metingen aan het poreuze vleugelmodel blijkt dat de methode ook met redelijke benadering geldt voor het geval van afzuiging door een poreus oppervlak. Gebruik makend van de gegeven methoden kan, nauwkeuriger dan voorheen, voor een gegeven vleugelprofiel de meest economische verdeling van de afzuigintensiteit over de koorde worden aangegeven. Evenzo kan de berekening van profielvormen met voorgeschreven aerodynamische eigenschappen nauwkeuriger worden uitgevoerd.