

A K T E N N O T I Z

über die Besprechung mit Herrn
Prof. Dr. Th. v. Karman, betref-
fend N-20.

A K T E N N O T I Z

über die Besprechung mit Herrn Prof. Dr. Th. v.Karman, betreffend
N-20.

Ort: F+W Emmen

Zeit: 10.7.1950 und 11.7.1950 nachmittags.

Teilnehmer an der Besprechung vom 10.7.1950:

Prof. Dr. Th. v.Karman, Pasadena
Major E. König, Chef DK. IV. KTA
Ing. R. Greinacher DK. IV. KTA
Direktor M. Buri F+W Emmen
Adjunkt Ing. R. Walthard F+W Emmen
Adjunkt Ing. J. Branger F+W Emmen
Ing. W. Hausammann, Chef Windkanal F+W Emmen
Dr. W. Spillmann, Chef Motorenprüfstand F+W Emmen
(Letzterer nur nachmittags)

Veranlassung:

Durch den Chef der KTA, Herrn Oberstbrigadier v.Wattenwyl, war auf Anregung von Herrn Direktor Buri an Herrn Professor Th. v.Karman die Einladung gerichtet worden, uns mit seinem Besuche zu beehren.

Es war beabsichtigt, im F+W mit Herrn Prof. Dr. v.Karman sowohl unseren als auch den Organen des F+W anhand einer freien Aussprache die Möglichkeit zu bieten, von den reichen Erfahrungen des Gastes auf dem gesamten Gebiete der Flugtechnik zu profitieren und bei dieser Gelegenheit mit ihm uns speziell am N-20 interessierende Fragen zu diskutieren.

Hierzu war ferner vorgesehen, die Herren Prof. Ackeret und Rauscher der ETH. und Professor Amstutz der EMPA beizuziehen, was jedoch nur teilweise gelang, da diese Herren am 10.7.1950 durch anderweitige Inanspruchnahme ihre Teilnahme an der vorgesehenen Besprechung absagen mussten.

Herr Prof. Dr. Th. v.Karman liess uns ursprünglich mitteilen, dass es ihm passen würde, bei uns in der letzten Woche Juli oder August vorzusprechen, änderte aber dann plötzlich sein Programm, sodass die in Frage stehende Besprechung bereits auf den 10. & 11.7.1950 vorverlegt werden musste.

Die Herren Professoren Ackeret und Rauscher nahmen aus vorerwähnten Gründen nur an der Nachmittagssitzung vom 11.7.50 teil, während Herr Professor Amstutz an beiden Tagen (10. & 11.7.50) verhindert war, an diesen Besprechungen im F+W teilzunehmen.

Protokoll über die Besprechung vom 10.7.1950.

Einleitend begrüßte Major König Herrn Prof. v.Karman, und entschuldigte die Abwesenheit von Herrn Oberstbrig. v.Wattenwyl, welcher für die beiden Tage leider durch eine parlamentarische Kommission in Thun in Anspruch genommen sei und daher an der heutigen Besprechung in Emmen nicht teilnehmen konnte.

Anschliessend forderte Herr Direktor Buri Ing. Branger auf, Herrn Prof. v.Karman mit den uns interessierenden Fragen des N-20 vertraut zu machen.

Ing. Branger führte hiez zu aufgefordert, folgendes aus:
Das Projekt N-20 ist für den Einsatz zwischen 0 und 17 km Höhe entworfen, und wiegt 8 + 9 Tonnen. Es handelt sich um ein sogenanntes Transsonicflugzeug für $M = 0.9$. Die Konzeption N-20 ist tailless, ähnlich dem amerikanischen "Cutlass". Die vom "Swallow" her bekannten Schwierigkeiten seien auf den N-20 wegen des geringen Seitenverhältnisses des Letzteren ($\Lambda = 3.0$) nicht übertragbar.

Prof. v.Karman erkundigt sich nach der vertikalen Seitenfläche.

Ing. Branger antwortet, dass diese zentral in der Rumpfmittle wie beim Swallow angeordnet sei.

Prof. v.Karman hebt hervor, dass dies eine bessere Lösung sei, als die auf der Fläche aufgesetzten Vertikalflächen des Northrops, welche zu Schwierigkeiten geführt haben.

Ing. Branger erläutert sodann die Konzeption N-20 anhand von Gleiterphotos und führt hierzu aus:

Der Gleiter ist im Masstab 60 % und dynamisch ähnlich der Grossausführung gebaut worden. Prozentuale Flügeldicke innen ungefähr 10% aussen ungefähr 9%. Die Rückpfeilung beträgt im Flügelinnenteil ungefähr 30° und aussen 40° .

Prof. v.Karman fragt, ob der Gleiter nur für kleine Geschwindigkeiten dimensioniert war.

Ing. Branger erklärt, dass der Gleiter bis zu 650 km/h geflogen wurde, wobei für spätere Versuche eine im Rumpheck eingebaute Jatorakete das Flugzeug im Stechflug auf noch höhere Geschwindigkeiten hätte beschleunigen sollen. Diese Rakete wurde auch zur Durchführung von Starthüpfen verwendet. Bei einer Landung sei der Gleiter aber leider unreparierbar beschädigt worden.

Prof. v.Karman, interessierte sich sodann für die Uebersichtszeichnung der Grossausführung.

Ing. Branger erklärt, dass die Grossausführung die gleiche äussere Form aufweise wie der Gleiter, aber 60% grösser sei und eingebaute Triebwerke besitze.

Prof. v.Karman erkundigte sich anschliessend für die aeroelastische Berechnung des Tragwerkes und insbesondere Elevonwirksamkeit bei $M = 0.9$.

Ing. Hausammann führt anhand des Diagrammes No 2 des Berichtes FP 3902/6 aus, dass die Querruderwirkung für diesen Fall noch 60% betrage. Hierbei wird der Flügel als im Rumpf starr eingespannt betrachtet. Der Effekt sei jedoch wegen Einwirkung der Beschleunigungskräfte für diesen Fall etwas geringer.

Prof. v.Karman findet diesen Wert reichlich hoch, insbesondere da die USA.-Vorschriften nur mehr als ca. 30% verlangen, und fragt nach der hierbei angewendeten Berechnungsmethode.

Ing. Hausammann antwortet, dass diese Rechnungen nach der üblichen Iterationsmethode gemacht worden seien.

Prof. v.Karman bemerkt hierzu, dass dies zufolge der speziellen Flügelform des N-20 wohl etwas schwieriger gewesen sein dürfte.

Ing. Hausammann ergänzt, dass zu dieser Rechnung die im Zürcher Hochgeschwindigkeitskanal gemessenen Druckverteilungen benützt worden sind.

Prof. v.Karman erkundigt sich sodann nach der im Zürcher Kanal für diese Versuche höchstgemessenen Machzahl und zugehörigen Kanalkorrektur, und ob bis $M = 0.9$ noch saubere Resultate vorhanden gewesen seien.

Ing. Hausammann antwortet, dass eine gewisse Unsicherheit in der Kanalkorrektur bestehe, und auch die Kanalmessresultate selbst in dieser Zone etwas unsicher seien. Die Messungen seien aber auch an einem Halbmodell durchgeführt worden.

Prof. v.Karman findet die durch das geringe Seitenverhältnis bedingte relativ grosse Flügeltiefe als für den Konstrukteur sehr angenehm (Bauhöhe, Platzverhältnisse) jedoch als ungemütlich für den Zustand hoher Machzahlen, falls hierbei die Shockwaves über der Flügeltiefe zu tanzen beginnen sollten, und erkundigt sich nach den Ruderanordnungen an diesem Tragwerk.

Ing. Branger führt hiezu aus, dass die Ruder relativ grosse Rudertiefen aufweisen und mit irreversiblen Servosteuerungen ausgerüstet werden.

Prof. v.Karman erkundigt sich nach dem Grunde, weshalb hier irreversible Servos vorgesehen seien. Es sei doch im Prinzip so, dass wenn die Rudermomente einen richtigen Verlauf aufweisen, dann besser eine reversible Servosteuerung vorzusehen sei, und fragt, ob wir einen gesunden Rudermomentenverlauf am N-20 Elevon feststellen konnten.

Ing. Branger erklärt hierzu, dass wir ähnlichen Unannehmlichkeiten, wie sie beim Swallow bezüglich Ruderumkehrwirkung aufgetreten seien, vorbeugen wollten.

Prof. v.Karman führt hierzu aus, dass wir offenbar eine falsche Kupplung der Rudermomente ausschliessen möchten, damit der Pilot im Gefühl für die Ruderkraft und Rudersinn nicht getäuscht werde. Northrop hatte ebenfalls Ruderumkehr bezüglich Elevonmoment festgestellt, und es musste dem Piloten durch Servosteuerung richtiger Rudermomentensinn vorgetäuscht werden. Die Firmen Douglas, Lockheed hätten Servomotoren mit grosser Kraft verwendet, aber wenn möglich seien reversible Hingemomente anzustreben.

Ing. Hausammann ergänzt die Ausführungen von Herrn Branger betreffend irreversibler Steuerung mit der Begründung, dass am N-20 bezüglich Rudermomentenverhalten bei grossen Machzahlen noch nichts bekannt sei, und man daher aus Vorsichtsgründen eine irreversible Servosteueranordnung in Betracht gezogen habe.

Prof. v.Karman erkundigt sich, bis zu welcher effektiven Machzahl im ETH-Kanal gemessen worden sei.

Ing. Hausammann antwortet bis $M = 0,90 \pm 0,92$.

Ing. Branger erklärt, dass die Messungen an einem Halbmodell durchgeführt wurden.

Ing. Hausammann ergänzt, dass Messungen sowohl am Ganzen-Modell wie auch am Halbmodell durchgeführt worden seien.

Prof. v.Karman erkundigt sich, nach dem hierbei maximal verwendeten Anstellwinkel anlässlich der Hochgeschwindigkeitsmessungen.

Ing. Hausammann weiss die Zahl nicht auswendig, gibt aber zu, dass die Messungen im ETH-Kanal mit wachsendem Anstellwinkel immer schwieriger wurden.

Prof. v.Karman fragt nach dem Strömungsbild in der Elevonpartie am Gleiter.

Ing. Branger antwortet, dass sich die Randwirbel am N-20 bei wachsendem Anstellwinkel insbesondere zufolge des kleineren Seitenverhältnisses des Tragflügels in der Elevongegend kräftig bemerkbar machen, aber die Rudermomente durchaus gesund verlaufen seien.

Herr Direktor Buri bemerkt, dass Herrn Professor v.Karman anschliessend an diese Besprechung der Gleiterfilm gezeigt wird, woraus er dann selbst ersehen könne, dass beim Gleiter alles normal verlief.

Prof. v.Karman fragt, ob der Gleiter gegenüber dem Flugverhalten üblicher Flugzeuge nichts aussergewöhnliches gezeigt habe, insbesondere beim Start oder Landeansetzen?

Ing. Branger erzählt von den Gleiterversuchen wie Raketenstart-hüpfer und Gleiter hinter Schleppflugzeug etc. Der Gleiter habe nie Schwierigkeiten gehabt, auch nicht hinter den Propellerböen des Schleppflugzeuges. Es sind ca. 60 Flüge durchgeführt worden. Leider ist anlässlich des Umschulens eines neuen Piloten auf den

Versuchsgleiter ein Unfall passiert. Der Pilot sei durch die geringe Flugplatzlänge im Landeanflug behindert gewesen und habe durch Glissade den Anflugweg verkürzen wollen, wobei er durch den Rollmomenteneffekt des schiebenden nach hinten gepfeilten Tragwerkes überrascht worden sei.

Prof. v.Karman erkundigt sich, ob beim Fliegen des Gleiters niemals Tumblierscheinungen festgestellt worden seien.

Ing. Branger antwortet mit nein.

Prof. v.Karman erklärt zur Tumblingfrage, dass dieser Zustand nur durch starke Störungen am Flugzeug provoziert werden könne, wie Uebersteuerung oder rasche grosse Anstellwinkeländerung. Das Tumbling bestehe im wesentlichen im Ueberschlagen des Flugzeuges quasi um die Flugzeugqueraxe mit ca. 2 - 3 Umdrehungen.

Ing. Branger fragt, ob der "Cutlass" auch Tumblierscheinungen gezeigt habe.

Prof. v.Karman antwortet: Im Modellversuch ja, aber in der Grossausführung sei dieser Effekt seines Wissens noch nicht reproduziert worden. Das Tumblingverhalten an schwanzlosen Flugzeugen sei im Vertikal-Windkanal bei kleinen Geschwindigkeiten leicht erzeugbar. Nach Dr. Dryden könne aber dieser Effekt auch bei hohen Geschwindigkeiten auftreten! Bei der schwanzlosen Konzeption des Northrop (mit liegendem Piloten) geriet der Pilot anlässlich eines Flugversuches ins Tumbling, wobei die Maschine aber anschliessend auf dem Rücken stabiler flog, und in langsamer Rückenvrille zu Boden ging.

Das Tumblingverhalten sei also dynamisch eine ähnliche Erscheinung, wie das Vrilleverhalten, indem die Erfahrungen bis heute ebenfalls nur Anhaltspunkte für die normalen Flugzeuge ergeben haben, aber für Nurflügelflugzeuge auch heute noch zu gering sind, um für diese Typen allgemein gültige Richtlinien aufstellen zu können. Für das Abklären des Tumblingverhaltens bleibe deshalb vor derhand nur der Versuch mit dem massendyn. und aerodyn. ähnlichen Modell.

Sodann erkundigt sich Prof. v.Karman allgemein nach den aerodynamisch vorhandenen Grundlagen des N-20.

Ing. Branger antwortet, dass an stationären Werten alles bekannt ist, und die instationären Zustände so gut als möglich berechnet worden seien.

Prof. v.Karman erkundigt sich sodann nach der Schwerpunktsmarge und Druckpunktverschiebung am N-20 bei hohen Mach'schen Zahlen.

Ing. Branger gibt an, dass die grösste Schwerpunktverschiebung weniger als 1% und die Druckpunktverschiebung ca. 2% betrage.

Prof. v.Karman ersucht um Vorlegen der diesbezüglichen aerodyn. Werte.

Ing. Hausammann legt Prof. v.Karman die Kurvendiagramme No. 1 des Sammelberichtes FP 3902/6 vor. ($\frac{dC_m}{dC_L}$ o bedeutet schwanzlastig, resp. instabil)

Es fällt das gute statische Stabilitätsverhalten des N-20 für $M = 0,92$ im Bereich der niederen Ca-Werte $0 : 0,2$ auf, insbesondere

das Minimum dieses Wertes bei $C_m = 0.1$

Prof. v.Karman fragt, wieso beidseitig dieses Minimum das $\frac{dC_m}{dC_L}$ wieder im stabilen Sinne zunehme, und wie das Flügelmittelstück am Modell ausgeführt gewesen sei?

Ing. Hausammann erklärt, dass die oben verwendeten Werte mit dem Halbmodell an der ETH gemessen worden seien, wobei in der Flügelmittelpartie eine stumpfe Hinterkante angebracht worden ist.

Ing. Hausammann vermutet, dass die Grenzschicht des Kanals, welche beim Halbmodell über die Rumpfpartie streicht, event. von gewissem Einfluss auf das Resultat sein könne (Vorlage des Berichtes FP 3113/7, Blatt 3, Bild 2).

Prof. v.Karman rekonstruiert aus diesen Angaben die Momentenkurve über dem Auftrieb, und zeichnet zugleich die approx. Werte des Northrop ein.

Beiläufig fragt er, was Prof. Ackeret hierzu gesagt habe?

Ferner bemerkt er, dass es gefährlich sei, die mit stumpfer Austrittskante gemessenen Momentenkurven für diejenigen der Grossausführung zu halten.

Ing. Hausammann bemerkt hierzu, dass die Kurven dieser Messreihe an sich mit stumpfem Austritt des Flügelmittelteils einen wesentlich stabileren Charakter aufweisen, als die Momentenkurve bei der Version normale Flügelhinterkante (aber ebenfalls ohne Durchströmung). Vermutlich liege die Momentenkurve der Grossausführung aber zwischen diesen beiden Extremwerten, was von Prof. v.Karman vorläufig bezweifelt wird.

Prof. v.Karman ist der Ansicht, dass das Druckpunktverhalten des durchströmten Flügelmittelstückes vermutlich seine eigenen Gesetze haben werde, welche vom Luftdurchlass abhängig sein dürften. Sodann fragt er nach den gleichen Werten (C_m , C_a) welche im F+W am Modell bei kleineren Geschwindigkeiten gemessen wurden.

Ing. Hausammann legte die entsprechenden Kurven vor. Die ausgetrimmten Auftriebsbeiwerte sind mit Bleistift eingezeichnet und ergeben ein Maximum von nur 0,74 gegenüber ungefähr 0.9 unausgetrimmt. Vorerst werden aber nur die Werte ohne Elevonausschlag betrachtet, d.h. $C_m = f(\alpha)$ $\gamma = 0$ und $C_a = f(\alpha)$ $\gamma = 0$.

Prof. v.Karman fragt sodann nach der Flächenbelastung der Grossausführung.

Ing. Branger gibt für den N-20 an: 160 ± 170 kg/m² resp. = 33 ± 35 lb/sq.ft.

Prof. v.Karman: Somit relativ gering, wieso?

Ing. Branger begründet diesen Wert durch die Start- und Landeanforderungen unserer Militärflugzeuge.

Prof. v.Karman: Wieviel Schub?

Ing. Branger: 3000 kg.

Prof. v.Karman resumiert: Das Gewicht ca. 8 - 9 Tonnen, somit Schubbelastung ganz normal? Wozu dann aerodyn. die gewählte Konzeption?

Ing. Branger erwidert, dass die Flugergebnisse mit dem Gleiter ebenfalls ganz normal gewesen seien, auch bezüglich engem Kurven.

Prof. v. Karman erklärt, dass entsprechend den gesehenen Stabilitätskurven, falls diese in Ordnung seien, das Flugzeug stabilitätsmässig bei hohen Machzahlen besser sei, als bei niedrigen. (Anspielung auf die Kurve $M = 0,92$ & $Ca = 0,1$. Siehe Blatt 1 in Bericht 3902/6).

Um aber über die Kurvenmöglichkeit im Hochgeschwindigkeitsgebiet Auskunft geben zu können, fehlen jedoch die geeigneten Unterlagen wie Messungen bei grossem Ca und M .

Ing. Hausammann erklärt, dass dies im Kanal äusserst schwierig zu messen sei, ganz abgesehen von der Fälschung durch die normalen Stützen am Pfeilflügel, weshalb man im F+W eben eher auf die Halbmodellmessung abstelle.

Prof. v. Karman kehrt sodann nochmals zurück zur Frage der Elevonwirksamkeit im Hochgeschwindigkeitsgebiet.

Ing. Hausammann legt das Kurvenblatt 202 des Berichtes FP 3113/7 vor.

Prof. v. Karman stellt die Werte für $\gamma = -5^\circ$ und $+5^\circ$ einander gegenüber, wobei die Wirkung für $\gamma = -5^\circ$ (also im Falle "ziehen") nur $1/3$ der Wirkung bei $\gamma = +5^\circ$ erreicht, was daraufhindeutet, dass das nach oben ausgeschlagene Ruder im Ablösungsgebiet arbeitet, und fragt anschliessend nochmals nach dem ausgetrimmten Ca_{max} - Wert und der Landegeschwindigkeit des N-20.

Ing. Hausammann: Ca_{max} getrimmt ca $0,74$.

Ing. Branger Landegeschwindigkeit bei 50% Brennstoffabzug ca. $175 \text{ km/h} = 110 \text{ m.p.h.}$

Ing. Hausammann legt sodann Prof. v. Karman die Druckverteilungsbilder aus Bericht 3111/-16-310 b vor. Das Bild zeigt Ober- und Unterseite für $\alpha = 0^\circ$ und $\alpha = +5^\circ$; Die Resultate sind auf den ungestörten Staudruck bezogen.

Prof. v. Karman studiert aufmerksam diese Druckverteilungsbilder (Bericht 3111/-16-310 b).

Ing. Hausammann erklärt auf Befragen, dass die strichpunktieren Linien mit unterstrichener Druckziffer das Gebiet bezeichnen, wo theoretisch die Schallgeschwindigkeit lokal überschritten wird. (Rechnung nach Data Sheet Aerodynamics No. 00.03.01). Die Druckstösse sollten innerhalb des durch diese Linien gegebenen Gebietes auftreten, liessen sich aber während der Messung örtlich nicht eindeutig feststellen. Auffallend sind auch die zwei separaten Unterdruckgebiete pro Flügelhalbspannweite.

Prof. v. Karman fragt sodann, welcher Wert für die maximalen Sogspitzen eingesetzt wurde.

Ing. Branger und Hausammann antworten mit $1,4$.

Prof. Karman erklärt, dass sich dieser Wert aus rein theoretischen Erwägungen, nämlich isentropische Expansion ergebe. Für einen normalen Shock ergibt sich $1,47$ und dieser Wert hängt nur von γ ab, und fragt: Erhalten Sie im entsprechenden Gebiet $1,4$?

Ing. Hausammann muss noch nachschauen, und findet ungefähr bei $M = 0,80$.

Prof. v.Karman: Dies ist also ohne Entropiezunahme gerechnet, somit geht der Stoss effektiv nach vorn.

Ing. Hausammann: Der Stoss wird weitgehend ausgeglättet, wie auch aus den zwei separaten Unterdruckzonen erschen werden kann.

Prof. v.Karman fragt sodann, was mit der Pfeilung hier im allgemeinen und im besonderen der stärkeren Pfeilung des Aussenflügels eigentlich gewonnen werden soll.

Ing. Hausammann antwortet, das liege in der Wahl der Gesamtkonzeption begründet.

Prof. v.Karman fragt, ob er also bei 45° Rückpfeilung nach den vorliegenden Resultaten keinen Verdichtungsstoss mehr bekomme. (Gilt natürlich nur bis für $M_{\text{Flug}} = 0,92$).

Ing. Hausammann verweist hierzu nochmals auf die Druckbilder für $\alpha = 4^\circ$. (Siehe hierzu Bericht FP 3111/16-2 Blatt 307a).

Prof. v.Karman fragt nochmals, was durch diese Flügelkonzeption eigentlich praktisch gewonnen werde.

Ing. Hausammann verweist nochmals auf diese Drucklinienbilder, diesmal für $\alpha = 0^\circ$ (Siehe hierzu Bericht FP 3111/16-2 Blatt 305).

Prof. v.Karman meint hierzu: Der Aussenflügel sei in dieser Hinsicht ja ganz schön, und es scheine darnach, als ob Busemann nicht recht habe, da beim N-20 Aussenflügel örtlich stosslos durch die Schallgeschwindigkeitzone durchgekommen werden könne, während Busemann behaupte, es gehe nur via Stoss. Die Druckverteilungsbilder seien sehr schön und normal, dies ohne eine vorgefasste Meinung zu haben.

Prof. v.Karman fragt sodann, was gewinnt man eigentlich durch die Schwanzlosigkeit des N-20, und welches Risiko läuft man dabei.

Ing. Branger antwortet, dass man kein Flügel-Leitwerk Interferenzproblem zu lösen habe.

Ing. Hausammann ergänzt hierzu, dass ihm die Verhältnisse am N-20 (d.h. ohne normales Höhenleitwerk) sauberer scheinen, als mit Höhenleitwerk und zudem seien die Messungen mit Höhenleitwerken im Kanal weniger zuverlässig.

Prof. v.Karman bemerkt hierzu, dass Letzteres kein Grund sei, das Höhenleitwerk ausser acht zu lassen.

Ing. Hausammann fährt sodann fort: Die Schwanzlosigkeit des N-20 liegt in der Wahl des kleinen Seitenverhältnisses von $\lambda = 3$ und Rückpfeilung begründet, indem man bei grossen Anstellwinkeln in der Schwanzlänge wegen der Bodenfreiheit gebunden sei. Bei der Anordnung mit Leitwerk müsste man seiner Ansicht nach dabei schon zur Lösung Martin, welche mit verstellbarer Flügeleinrichtung arbeitet, Zuflucht nehmen.

Prof. v.Karman erklärt, dass das kleine Seitenverhältnis gewisse für den Konstrukteur angenehme Vorteile biete, wie Platzverhältnisse im Flügel. Leitwerke bei Flügelkonzeption mit grossen Seitenverhältnissen können unter Umständen Schwierigkeiten ergeben,

insbesondere beim "Stall". Aber es scheine ihm doch ein vernünftiges Unterfangen am N-20 die Leitwerksfrage einer sorgfältigen Prüfung zu unterziehen, sei es doch allgemein bekannt, dass die schwanzlosen Flugzeuge bis heute einfach noch nicht aus den Schwierigkeiten herausgekommen sind.

Ing. Hausammann führt als Gegenargument die geringe Hebelarmlänge am N-20 an und weist auf die dadurch bedingte Störmöglichkeit durch den Flügel hin.

Prof. v.Karman: Das Leitwerk müsse soweit wie möglich gegenüber dem Flügel zurückversetzt und auf alle Fälle hochgelegt werden.

Ing. Hausammann erklärt nochmals, dass am bestehenden Rumpf des N-20 der Hebelarm viel zu gering sei, und daher die Abwindverhältnisse am Leitwerk auf das Stabilitätsverhalten nur störend wirken würden.

Prof. v.Karman meint, dass der N-20 eigentlich dem Δ -Wing sehr nahe komme.

Ing. Hausammann bemerkt hierzu ja, und bei dieser Lösung denke kein Mensch mehr an ein Höhenleitwerk.

Prof. v.Karman: Es gibt Leute die glauben, dies sei die einzige richtige Lösung, wie z.B. Mr. Farren. Aber alle diese Leute haben bis heute praktisch kein Glück gehabt! Soweit er bis jetzt gesehen habe, seien die stationären Probleme betrachtet worden. Was wurde im Gebiete der instationären Probleme untersucht, wie steht es mit der Dämpfung dieser Zustände?

Ing. Hausammann erklärt dazu, dass die drei hauptsächlichsten Dämpfungseigenschaften bei kleinen Geschwindigkeiten durch sog. Ausschwingversuche gemessen wurden.

Prof. v.Karman fragt, wie steht es mit der Längsdämpfung des N-20 im Vergleich zu normalen Flugzeugen?

Ing. Hausammann verweist auf den Bericht FP 3171/4 insbesondere Blatt 11, wo die Dämpfung eines Höhenleitwerkes berechnet wurde. Der Faktor beträgt hierfür 0,0585.

Prof. v.Karman interessiert sich für die Definition dieses Längsdämpfungskoeffizienten.

Ing. Hausammann erklärt die hierzu benutzte Formel (Bericht FP 3171/4 Blatt 11).

Prof. v.Karman verlangt eine überschlagsmäßige Vergleichsrechnung mit Vampire.

Ing. Greinacher berechnet diesen Faktor unter Zugrundelegung des geom. Seitenverhältnisses des Höhenleitwerkes für den Vampire, und erhält für diesen Faktor 0,0417.

Prof. v.Karman findet, dass dieser Wert soweit nicht schlecht mit demjenigen des N-20 übereinstimmt und fragt: Was macht das N-20-Modell oder der Gleiter N-20 bei raschem Elevonausschlag?

Es sei vermutlich für den Piloten sehr schwierig, die Anzahl Ausklingamplituden zu zählen, insbesondere in der Schlussphase. Wenn man 10 bis 12 solcher Amplituden gezählt habe, habe man das Gefühl, dass man nicht mehr genügend Dämpfung besitze.

Ing. Greinacher wirft die Frage auf, ob nicht ein grundsätzlicher Unterschied zwischen der Längsdämpfungswirkung des rückgepeilten Flügels allein und des freien Höhenleitwerkes bei hohen Mach'schen Zahlen bestehe.

Ing. Hausemann bemerkt zur Stabilitätsrechnung, dass wenn alle benutzten Koeffizienten richtig seien, auch die als quasi stationär durchgeführte Längsstabilitätsrechnung in Ordnung sei.

Prof. Karman antwortet auf die Frage von Ing. Greinacher, dass dies eine sehr berechtigte aber schwierige Frage sei, welche er auch noch mit Herrn Professor Ackeret abklären möchte. Eigentlich sollte die Längsdämpfung wegen der apparenten Masse eher hinaufgehen. Das ganze sei ähnlich einer Wellenerscheinung. Für inkompressible Betrachtung sei letzteres Argument am ehesten begründet.

Sodann geht Herr Professor v. Karman auf Fragen der Konstruktion und Steifigkeit des N-20 über, und fragt, welche Bauart für die Flügelkonstruktion angewendet wurde.

Ing. Branger erklärt die Flügelbauweise wie folgt: 2 Spars aussen, Glatthaut im Flügelinnern, verstärkt durch Wellbleche.

Prof. v. Karman fragt nach dem Flügelbaugewicht.

Ing. Branger antwortet mit ungefähr $40 \text{ kg/m}^2 = 8,2 \text{ lb/sq.ft.}$

Prof. v. Karman glaubt, dass sich unter Berücksichtigung dieses Flügeleigengewichtes und des relativ kleinen Seitenverhältnisses die gewünschte Steifigkeit realisieren lassen wird.

Unterbruch für gemeinsames Mittagessen in Luzern.

Nachmittags Fortsetzung der Besprechung unter Beizug von Herrn Dr. Spillmann.

Vorerst Vorführung des Gleiterfilms, anschliessend Rückkehr in den Konferenzraum der Windkanalabteilung.

Protokoll über die Nachmittagssitzung

Einleitend bemerkte Prof. v.Karman nochmals kurz zusammenfassend die von der vormittäglichen Diskussion her verbliebenen Fragen, wie Abklärung des Tumblingverhaltens, der Längsdämpfungsangelegenheit unter Berücksichtigung der Kompressibilität mit und ohne Höhenleitwerk, das geringe ausgetrimmte Ca max, die anscheinend guten "Stalling"-Eigenschaften.

Zur Sicherung gegen Unannehmlichkeiten im Flug bei hohen Mach'schen Zahlen müsse man genügend Ueberschuss an Schub als auch genügend Reserve im Stabilitätsverhalten, sowie für die Steuerkräfte besitzen. Ohne den Nachweis dieser Reserven sei man dem Unbekannten ausgesetzt. Der Bell XSI sei bezüglich Ueberdimensionierung des Triebwerkes und der Steuermaschine ein typisches Beispiel.

Wie steht es nun mit der Flugsicherheit des N-20 im Hinblick auf den relativen Wert der Neuerungen dieser Konzeption? Warum wurde eine solche Konzeption gewählt? Wie waren die Grundanforderungen formuliert? Schliesslich ist doch der Flugzeugbau eine Zweckangelegenheit und keine Schönheitskonkurrenz!

Direktor Buri erklärt, dass diese Konzeption hauptsächlich durch die zu erfüllenden Start- und Landeanforderungen gewählt wurde.

Prof. v.Karman fragt nach den Zahlen.

Ing. Branger erwähnt, dass die Startlänge halb soviel, wie beim Vampire betrage.

Prof. v.Karman: Also wieviel?

Ing. Branger: Unter 300 m.

Prof. v.Karman fragt nach der gewählten Flächenbelastung.

Ing. Branger: Der Vampire hat ca. 180 - 190 kg/m² und der N-20 164 kg/m² Flächenbelastung. (Es erfolgt die Umrechnung in lb per sq.ft.)

Prof. v.Karman: Wieviel beträgt die Schubbelastung dieser Flugzeuge?

Ing. Branger antwortet: Vampire = $\left(\frac{3300 \text{ lb}}{9000 + 10'000 \text{ lb}} \right)$ & N-20 $\left(\frac{5000 \text{ kg}}{9000 \text{ kg}} \right)$ hei

Prof. v.Karman erkundigt sich nach der Bedeutung "heiss".

Ing. Branger: Durch Einschalten der Nebenverbrennung.

Prof. v.Karman findet den "Bypass" des Triebwerkes als eine gute Idee, und fragt nach der Landestrecke.

Ing. Branger erklärt, dass die für unser Land notwendige kleine Landestrecke durch die Wahl niedriger Flächenbelastung und sehr guter Bremsen gewährleistet sei. Die gute Bremswirkung setze sich aus zwei Komponenten zusammen, nämlich gute aerodyn. Bremse durch Ablenkung des kalten Strahls, und ferner gute Radbremsen.

Prof. v.Karman fragt, ob der kalte Luftstrom der Nebentriebwerke durch Klappen am Flügel umgelenkt werden.

Ing. Branger antwortet mit ja und zeigt Klappenanordnung.

Prof. v.Karman fragt nochmals nach den Gründen der gewählten Konzeption.

Ing. Branger erklärt, das Flugzeug N-20 sei für alle möglichen Aufgaben gedacht, so auch als Interceptor mit sehr hoher Steiggeschwindigkeit und hoher Machzahl für den Abstieg. Auch habe das Flugzeug Aufgaben beim Eingriff in den Erdkampf zu genügen, daher die gute Wendigkeit, gewährleistet ebenfalls durch die geringe Flächenbelastung. Die für die Interception hohe Machzahl könne durch den hohen zur Verfügung stehenden heissen Schub erreicht werden.

Prof. v.Karman sieht in der Entwicklung eines starken Schubaggregates einen Fortschritt und fragt, ob aber das Gewicht der hier gewählten speziellen Triebwerkinstallation nicht allzu optimistisch eingerechnet wurde. Wieviel beträgt der max. Durchmesser eines solchen Aggregates?

Ing. Branger: Ungefähr 60 cm Durchmesser.

Prof. v.Karman fragt nach der Flügelfläche des N-20.

Ing. Branger antwortet 54 m².

Prof. v.Karman fragt sodann wie die Druckverluste des im Flügel eingebauten Schubaggregates berechnet oder gemessen wurden.

Ing. Heusammann: Diese sind in der effektiven Schubangabe mitberücksichtigt worden.

Prof. v.Karman fragt, ob die heissen Gase im Flügel produziert werden.

Ing. Branger antwortet mit Ja.

Prof. v.Karman fragt, ob dies im Kanal im Experiment schon re-produziert worden sei.

Ing. Branger antwortet: Im Flügel selbst nur kalt.

Prof. v.Karman fragt, wie der Widerstand des Flugzeuges gerechnet oder gemessen worden sei. Vermutlich verzögere die Ejectorwirkung des austretenden Gasstrahls die Ablösung am durchströmten Flügelprofil.

Ing. Hausammann sagt, dass der Widerstandsbeiwert des N-20 ungefähr 0,015 betrage und beim Vampire 0,015.

Ing. Greinacher wendet ein, dass hierbei die jeweilige Bezugsfläche zur effektiven Widerstandsabschätzung zu berücksichtigen sei, diese betrage beim N-20 54 m² und beim Vampire 24,3 m².

Prof. v.Karman fragt nach dem Düsenaustrittsquerschnitt, resp. dessen Höhe.

Ing. Branger gibt 8 inch an, und demonstriert dies an der Flügelprofilschnittzeichnung in der Triebwerkgegend.

Ing. Hausammann diskutiert anschliessend mit Prof. v.Karman über den Vergleich des äquivalenten geschlossenen Flügelprofils zum geometrischen dickeren aber durchströmten Flügelprofil.

Prof. v.Karman hält diese Gegenüberstellung als für gefährlich betreffend Aussagen auf das effektive Verhalten der Grossausführung. Wurde der Gleiter auch mit stumpfer Flügelaustrittskante geflogen? Wie steht es mit dem Einfluss dieser Flügelpartie auf das Gleiten und Landen des Flugzeuges?

Ing. Branger: Nein, der Gleiter hatte ein normales, verdünntes Profil in der Triebwerkgegend.

Prof. v.Karman will die Probleme des durchströmten Flügels noch mit Herrn Professor Ackeret besprechen und fragt nach dem Stand des Triebwerkes. Wurde die Entwicklung bei Sulzer lahmgelegt?

Ing. Branger erklärt, dass es sich hier um ein transformiertes Mambatriebwerk handle, wobei statt dem Propeller ein Vorkompressor angebaut sei.

Prof. v.Karman fragt nach dem Kompressionsverhältnis.

Ing. Branger und Ing. Walthard antworten, der Vorkompressor besitzt ein Druckverhältnis von 1:1,6 daher zweistufig.

Prof. v.Karman meint, dies sei eine gute Lösung, falls nur der Vorkompressor allein entwickelt werden müsse. Aber wie wird der Schub erzeugt, wenn doch die gesamte Wellenleistung des Mamba nur zum Antrieb des Vorkompressors verwendet wird?

Ing. Walthard antwortet, dass der Schub im kalten Luftstrahl liege, natürlich sei auch das Getriebe für den Fan entsprechend geändert worden.

Prof. v.Karman erkundigt sich sodann, wie es mit der diesbezüglichen Entwicklung bei Dr. de Haller bei Sulzer stehe.

Ing. Branger antwortet, dass diese Arbeiten bei Sulzer nun zurückgestellt wurden, weil man mit der Mambalösung im F+W schneller vorwärtsgekommen sei.

Major König ergänzt diese Ausführungen, dass man aus Zeitgewinn die Mambavariante weiterverfolge, insbesondere da es sich beim Mamba auch um eine im Betrieb erprobte Maschine handle.

Dr. Spillmann erklärt, dass schon ca. 20 Mambatriebwerke im Flugbetrieb stehen und erläutert anschliessend die Schub- und Brennstoffverbrauchsmöglichkeiten der gewählten Lösung anhand der seinerzeitigen SM-01 Diagramme vom Dezember 1949.

Leider sei es ihm nicht möglich gewesen, den von Prof. v.Karman seinerzeit empfohlenen Kontakt mit Mr. Louis (?) herzustellen, um Fragen der Zündung und Verbrennung in dünner kalter Luft grosser Flughöhe diskutieren zu können.

Prof. v.Karman fragt nach der Luftgeschwindigkeit und Temperatur in den Nebenbrennkammern.

Dr. Spillmann antwortet: Ca. 1000°C und eine Luftgeschwindigkeit von 50 m/sec. welche relativ hoch sei, sich aber aus der zur Verfügung stehenden Abmessung für die Flammenlänge ergeben habe. Anschliessend zeigt er nochmals die verschiedenen Möglichkeiten der Vorkompressoraranordnungen.

Prof. v.Karman findet die Lösung mit der Luftabzweigung nach dem Fan schlecht, da hierdurch ein instabiles System der geteilten Luftströmungen geschaffen werde (MGK8). Es sei grundsätzlich besser den Luftstrom vor dem Fan in einen Innen- und einen Aussenstrom zu teilen.

Dr. Spillmann findet, dass die Regulierung an sich schon schwierig sei, da diese sowieso unter dem Einfluss des Vorkompressors stehe.

Prof. v.Karman erkundigt sich nach der Kompressorcharakteristik.

Dr. Spillmann erklärt: Die erste Stufe sei sehr gut, und habe eine besonders flache Charakteristik. Gegenwärtig seien die Messungen mit beiden Stufen im Gange. Auch das Getriebe habe schon viele Laufstunden hinter sich. Die Nebenstromverbrennung wurde bis jetzt nur separat geprüft. Sodann zeigt Herr Dr. Spillmann die Zeichnungen über das System der Verdampfungsbrenner, wie Zchg. No.30733 und Prinzip des Verdampfers Zchg. No.20088. Ferner legt Dr. Spillmann auch die Zeichnung über den 6-Rohr-Vergasungsbrenner Typ II Zchg. No. 05064 vom 2.2.49 vor. Die Nachverbrenneinrichtung sei gebaut und im Versuch für Startbedingungen auf $H = 0$ und Flugbetrieb bis $H = 10$ km im Motorenprüfstand geprüft worden. Für weitere Höhenbereiche fehle aber die Versuchseinrichtung.

Anschliessend erfolgte die Besichtigung des Motorenprüfstandes, wo ein Mambetriebwerk mit Vorkompressor und diverse Details gezeigt und besprochen wurden.

Zu Beginn dieser Führung war der Unterzeichnete meistens am Telephon engagiert, um für den kommenden Tag die Zeit des Besuches der Herren Prof. Ackeret, Amstutz und Rauscher zu fixieren, sodass über die während dieser Zeitpause mit Prof. v.Karman besprochenen Fragen in diesem Protokoll nichts zu vermerken bleibt.

Ing. Branger fragt während dem Rundgang im Motorenprüfstand Herrn Prof. v.Karman nochmals, ob der "Cutlass" in U.S.A. eigentlich gebaut werde.

Prof. v.Karman antwortet mit ja, aber nicht viele. Bei der Navy gehe es punkto Flugzeuge um Sein oder Nichtsein. Es sei vorläufig bestimmt keine grosse Stückzahl im Bau, denn der Typ habe im Modellversuch auch Tumbling gezeigt, und die Produktion solcher Flugzeuge sei ein grosses Wagnis. Er werde versuchen, über diese Angelegenheit noch mehr zu erfahren.

Protokollüber die Besprechung vom 11.7.1950.Ort: F+W EmmenZeit: 11.7.50 nachmittags 15⁰⁰Teilnehmer an der Besprechung:

Prof. Dr. Th. v.Karman, Pasadena
 Prof. Dr. J. Ackeret ETH, Zürich
 Prof. Dr. M. Rauscher ETH., Zürich
 Major E. König, Chef DK.IV KTA.
 Ing. R. Greinacher DK.IV. KTA.
 Adjunkt R. Walthard F+W Emmen
 Adjunkt J. Branger F+W Emmen
 Ing. W. Hausammann, Chef Windkanal F+W Emmen.

Major König begrüsst einleitend die Gäste und lässt Oberstbrig. v.Wattenwyl entschuldigen, da er aus dem nämlichen Grunde, wie am Vortage, an der heutigen Besprechung leider nicht teilnehmen könne.

Prof. v.Karman führt sodann aus, dass er bereits letztes Jahr kurz Gelegenheit hatte, Einzelheiten dieses Sondertriebwerkes mit Dr. Spillmann im F+W zu besprechen. Gestern habe er sich mit den aerodyn. Fragen des N-20 beschäftigt, ohne jedoch in die eigentlichen Rechnungen Einsicht zu nehmen, indem er die Behauptungen resp. Resultate der Untersuchungen von Herrn Hausammann entgegen genommen habe. Im Prinzip seien dabei einige Probleme kurz besprochen worden, und er möchte hier nun gleich mit einer Frage beginnen, die besonders Prof. Rauscher interessieren werde, nämlich der Ruderwirksamkeit im Transonicsgebiet unter gleichzeitiger Einwirkung der Aeroelastizität. Während die USA. Vorschriften sich mit ungefähr 25% zufrieden gäben, sei nach Angaben von Herrn Hausammann am N-20 bei $M = 0,92$ noch 60% Wirksamkeit vorhanden, was wohl hauptsächlich auf das kleine Seitenverhältnis von 3 zurückzuführen sei.

Prof. Rauscher führt hierzu aus: Prof. v.Karman habe gleich eine sehr wesentliche Frage angeschnitten. Der Sprechende habe sich diesen Morgen mit Herrn Hausammann über diese Fragen bereits etwas unterhalten und auch die diesbezüglichen Kurvenbilder und Kriterien angesehen. Man muss sich dabei überlegen, wo diese Verdrehkräfte herkommen. Bei symmetrischer Flügelverdrehung wird diesem Moment normalerweise durch die Leitwerkskraft Gleichgewicht gehalten. In der Rechnung von Herrn Hausammann wurde der Flügel an der Wurzel als im Rumpf starr eingespannt betrachtet, wobei das Drehmoment unter Berücksichtigung der im ETH-Kanal gemessenen Druckverteilungen gerechnet worden sei. Es scheint, dass die Abminderung der Ruderwirksamkeit beim N-20 überraschend klein ist, was wohl auf den Δ -Einfluss und die steife Flügelkonstruk-

tion mit grosser eingeschlossener Fläche zurückzuführen sein dürfte. Der Verdrehwinkel über der Flügelhalbspannweite betrachtet, nimmt im allgemeinen erst im äussersten Zipfel gegen das Flügelende rapide zu, und mache sich daher bei dieser Konstruktion mit kleinerer Spannweite noch nicht so katastrophal bemerkbar. Die Rechnung und deren Annahmen sehen vernünftig aus, es scheint, als ob es stimme.

Prof. Ackeret fragt, ob damit ^{die} Höhenruder- oder die Querruderwirksamkeit gemeint sei.

Ing. Hausammann erklärt, es sei hier der ungünstigste Fall gerechnet worden, nämlich Querruderwirkung ohne Rollen bei starr eingespanntem Rumpf. Man müsse hier die Beschleunigungs- und Geschwindigkeitsphase der Bewegung auseinanderhalten.

Prof. Ackeret: Somit ohne Rumpfnachgiebigkeit.

Prof. Rauscher ergänzt seine Ausführungen, dass im Falle bei Höhensteuerwirkung durch Elevonausschlag die Gegenmomente anders geartet seien, als bei der Querruderwirkung. Die Rechnungsart sei konservativ und scheine ihm bezüglich Annahmen in Ordnung.

Prof. Ackeret besieht sich nochmals die Kurven von Diagramm 2 des Berichtes FP 3902/6, wo die Höhenruder- und Querruderwirksamkeit getrennt über der Machzahl aufgetragen sind.

Prof. Rauscher meint, dass, wenn vielleicht alle Finessen berücksichtigt würden, die Querruderwirksamkeit von 60% ev. auf 50% herabsinken könnte. Bei gegenläufiger Verdrehung halten sich die Flügeltorsionsmomente an der Rumpfeinspannstelle selbst das Gleichgewicht, also ist es schon richtig, wenn man den Flügel als an der Wurzel eingespannt betrachtet.

Prof. v. Karman macht darauf aufmerksam, dass zwischen dem Flügel mit nach oben ausgeschlagenem Elevon und demjenigen mit nach unten ausgeschlagenem Elevon punkto Wirksamkeit und Beanspruchung ein grosser Unterschied bestehe, und sich somit die gegenläufigen Momente in der Rumpfebene nicht ausgleichen, also muss die Bewegung des ganzen Systems für den Gleichgewichtszustand betrachtet werden.

Ing. Hausammann legt die Kurven bezüglich Elevonwirksamkeit bei $\eta = +5^\circ$ und $\eta = -5^\circ$, welche am starren Modell im ETH-Kanal gemessen wurden, vor.

Prof. Rauscher ergänzt hierzu, dass Hausammann richtigerweise konservativ gerechnet habe, da er das grössere der beiden unausgeglichenen Torsionsmoment und starre Flügeleinspannung am Rumpf in Rechnung setzte.

Prof. v. Karman: Für einen klassischen Flügel kann nach der Rechnungsmethode NACA ungefähr 40% der Ruderwirksamkeit erwartet werden, also sind die hier angegebenen 60% als gut zu bezeichnen.

Prof. Rauscher macht darauf aufmerksam, dass die gefährliche Phase bei den hohen Mach'schen Zahlen liege, falls dort bezüglich statischem oder dynamischem Gleichgewicht nicht allen wirklich möglichen Situationen richtig Rechnung getragen werde. Es sei schwer,

hier etwas mit absoluter Sicherheit auszusagen, und illustriert hierzu in globo das Wirken der verschiedenen aerodyn. und massendy. Kräfte, die sich beim effektiven Bewegungsablauf voraussichtlich gegenseitig ablösen oder steuern können.

Ing. Hausammann erläutert seine seinerzeitigen Ueberlegungen wie folgt: Die Frage ist: welches ist für diese Betrachtung die ungünstigste Konfiguration? Nämlich: Eingespannt auf Kippen und Rollen. Die erste Phase "Beschleunigung" ergibt eine leichte Verbesserung. Die zweite Phase "statische Rolle" ergibt zufolge der Dämpfung ebenfalls eine leichte Verbesserung. Es wurde hieraus der ungünstigste Fall herausgelesen, nämlich mit Rumpfeinspannung und dem grössten Verdrehmoment.

Prof. v. Karman geht sodann auf die Frage der dyn. Längsdämpfung beim Pfeilflugzeug ohne Höhenleitwerk über.

Ing. Hausammann erwähnt den Vergleich von Messung und Rechnung im Bericht FP 3171/4 Blatt 11.

Prof. v. Karman ergänzt diese Angaben mit dem Hinweis, dass der gestrige Vergleich mit dem Vampire das gleiche Längsdämpfungsmass ergeben habe. Beim Northrop sei nur $1/3$ des Dämpfungsmasses eines normalen Flugzeuges erreicht worden, was weitgehend auf aeroelastische Effekte zurückzuführen gewesen sei.

Prof. Ackeret frägt, ob die scheinbare Wölbungsänderung infolge Verformung beim N-20 mitberücksichtigt worden sei.

Ing. Hausammann antwortet mit ja, da sowohl die Verformung in vertikaler Richtung als auch die Drehung in der instationären Rechnungsmethode mitberücksichtigt worden ist.

Prof. Ackeret: Also wurden die Küssnerwerte durch Streifenmethode wie beim geraden Flügel eingesetzt.

Ing. Hausammann verweist auf die Rechnung FP 3171/4 Blatt 9.

Prof. v. Karman wirft nun die gestern vom Unterzeichneten gestellte Frage auf, ob die Längsdämpfung bei hoher Geschwindigkeit besser oder schlechter werde, nachdem das scheinbar paradoxe Resultat auf Blatt 11 des vorerwähnten Berichtes ergeben habe, dass der schwanzlose N-20 bei kleinen Geschwindigkeiten mehr Dämpfung aufweise, als ein Höhenleitwerk normalerweise ergeben würde.

Prof. Ackeret ergänzt hierzu, dass ein gepfeilter Flügel plus ein Leitwerk eine noch grössere Längsdämpfung ergeben würde.

Prof. v. Karman rät, auf alle Fälle die Dämpfungswerte des N-20 noch mit denjenigen anderer Flugzeuge normaler Bauart eingehender zu vergleichen, und geht dann zur Diskussion der Berechnungsmethode dieser Einflussgrösse im kompressiblen Gebiete über.

Prof. Ackeret antwortet, dass für kleine reduzierte Frequenzen die Koeffizienten von Dietzge verwendet werden können.

Prof. v. Karman ergänzt, dass auch die Berücksichtigung der scheinbaren Masse und die Glauert-Korrektur eine Rolle spielen.

Prof. Rauscher sagt, dass es sich im Grunde um ein verwickeltes Problem handle, weil die Aeroelastizität mithineinspiele und diese von etwa gleicher Grössenordnung sei, sodass sich durch deren Berücksichtigung eventuell eine rabiante Verschlechterung der eigentlichen Dämpfung ergeben könne.

Prof. Ackeret meint, dass es sich hier noch um einen relativ langsamen Vorgang handle.

Ing. Hausammann ergänzt diese Aussagen mit dem Hinweis, dass es sich um die Frequenz von ca. 1 Hertz handle, und damit ergebe sich eine enge Verquickung der Längsschwingungsdynamik und der eigentlichen Schwingungsrechnung.

Ing. Greinacher verweist auf eine ähnliche Aussage von Mr. A.H. Flax (Page 577) and Mr. G.S. Schairer (Page 578) in the Second International Aeronautical Conference, New-York 1949 Report⁺

Prof. Rauscher sagt, dass der N-20 wegen seiner steifen Bauweise und relativ kleinem Seitenverhältnis eine relativ hohe Biegefrequenz aufweise.

Prof. Ackeret bedauert zu dieser Besprechung nicht Herrn Dr. Rott mitbringen zu können, da dieser sich letzthin sehr eingehend mit solchen Fragen beschäftigt habe, und dabei auch in der Lage sein würde, hierüber nützliche Auskunft zu geben. Er habe solche Probleme bis $M = 0.85$ unter Verwendung der betr. Koeffizienten gerechnet und auch Betrachtungen für $M = 1$ angestellt. Die Koeffizienten seien von ihm tabelliert worden.

Ing. Hausammann fragt Herrn Prof. Ackeret, ob er diese Arbeit einsehen und diese Koeffizienten erhalten könne, wozu Herr Prof. Ackeret zustimmt. Ing. Hausammann will diese Frage am N-20 untersuchen.

Prof. v. Karman fragt sodann, ob der Gleiter N-20 in allen Lagen längsstabil gewesen sei und keine Tumblingeffekte gezeigt habe. Man sollte kein Flugzeug bauen, ohne über diese Eigenschaften vorerst näher Auskunft zu wissen. Das Experiment ist hier allein massgebend, da man in der Behandlung dieser Fragen genau gleich weit sei, wie am Anfang in Bezug auf das Aufstellen eines für Projekte brauchbaren Vrillekriteriums. Sind auch diesbezügliche Modellversuche im vertikalen Windkanal gemacht worden?

Ing. Hausammann antwortet, dass er den diesbezüglichen Versuchen im vertikalen Kanal nicht allzuviel traue, da die Reynold'schen Zahlen zu klein seien. Man gedenke hierzu lieber mit grösseren Modellen Freifallversuche durchzuführen, wie dies zur Abklärung von Vrilleeigenschaften bereits früher vom F+W angewandt wurde. Man habe auch daran gedacht, den Innenraum schwerer Wasserschlosser wie z.B. Innertkirchen zu verwenden, wo ca. 10 m zur Verfügung stehen würden.

Prof. Rauscher hat über dieses Problem mit Herrn Hausammann ebenfalls heute morgen schon gesprochen und befürwortet die Freifallmethode. Es könnte hierzu auch ein Helikopter verwendet werden, wobei das Modell über einem See oder Schilf rückwärts oder seit-

lich zum Abrutschen zu bringen wäre.

Prof. Ackeret wirft die Frage auf, ob auch ein Fallschirm im Modell eingebaut werden könne.

Prof. Rauscher misst diesen Tumblingversuchen ebenfalls grosse Bedeutung bei, insbesondere da der N-20 im Erdkampfeinsatz verwendet werden solle, also auch in engen Bergkesseln kurvenmüsse, wobei die Gefahr des seitlichen Abrutschens mit anschliessendem Tumbling gefährlich werden könne.

Prof. Ackeret bemerkt hierzu, dass beim Schieben von 20x30 der Spannweite normalerweise die für stationäres Schieben gemessenen Windkanalwerte benützt werden könnten.

Prof. Rauscher weist jedoch darauf hin, dass zur Abklärung der Tumblinggefahr nicht so sehr auf das Verhalten bei normalem Schieben abgestellt werden könne, als auf das Verhalten des aerodyn. und massendyn. ähnlichen Modells in den eigentlichen Uebertragsphasen.

Prof. v.Karman ergänzt diese Ausführung mit dem Hinweis, dass die Abklärung des Tumblingverhaltens am N-20 schon wegen der abnormalen Konzeption unerlässlich sei.

Prof. Rauscher illustriert nochmals die Wichtigkeit dieser Frage. Es sei viel schlimmer, wenn man sich nach Absolvierung der normalen Berechnungen und Windkanalversuche in Sicherheit wiege und dann nach anscheinend zufriedenstellendem Flugbetrieb nach ca. 1 Jahr plötzlich ein mysteriöser Unfall auftrete, bei dessen Abklärung man dann auf Fragen des Tumblings stosse.

Prof. v.Karman & Prof. Rauscher sind dafür, dass diese Versuche sofort, und um Geld und Zeit zu sparen, mit möglichst einfachen Mitteln durchgeführt werden, wobei vorerst auf die Ruderverstellung zu verzichten wäre. Man stehe hier vor ganz ähnlichen Problemen wie auch in der Abklärung des Vrilleverhaltens einer solchen Konzeption, für welche vorläufig ebenfalls die Rechnungsgrundlagen noch zu fehlen scheinen.

Prof. Ackeret: Um das kostbare Modell zu retten, könnte eventuell eine elektrisch zu betätigende Fallschirmauslösung am Modell angebracht werden.

Ing. Hausammann ergänzt diese Anregung mit dem Hinweis, dass beim Freitrudelmodell auch eine während der Vrillebewegung mögliche elektr. Ruderumschaltung vorgesehen war, aber kein Fallschirm.

Prof. v.Karman geht sodann zum Problem des durchströmten Flügels über, und möchte hier gern die Ansicht von Herrn Prof. Ackeret kennen lernen. Insbesondere seine Meinung über die Uebertragbarkeit des am Modell gefälschten Profils zur Simulierung der Durchströmung, als auch Einfluss der stumpfen oder auslaufenden Hinterkante des Modells zum effektiven Verhalten der Grossausführung mit durchströmtem Flügelmittelstück auf den Momentenverlauf des Flugzeuges etc.

Was passiert, wenn ein Motor aussetzt?

Insbesondere scheine ihm der Flügelabsatz neben den Lufteintrittsöffnungen ein riskanter Punkt zu sein.

Man bedenke ferner, dass ca. $\frac{2}{3}$ der Auftrieb erzeugenden Fläche dem durchströmten Flügel zufalle, während der andere Drittel am Flügelende durch das Grenzschichtverhalten des Pfeilflügels beeinflusst wird, wo auch die einzigen Ruder liegen. Es scheine seiner Ansicht nach am Tragwerk überhaupt keine gesunde Flügelpartie mehr vorhanden zu sein, wo nicht besondere Tricks zur Anwendung kommen! Diese Fragen verlangen studiert zu werden. Wie wurden die Einläufe und deren Nebenpartien untersucht?

Prof. Ackeret: Für kleine Geschwindigkeiten wurden die Flügelinläufe und Flügelpartien eingehend untersucht und fragt Ing. Hausammann, wie es mit der Abklärung der Uebergeschwindigkeit stehe?

Ing. Hausammann antwortet hierauf, dass diese Fragen beim grossen Modell noch nicht untersucht worden seien, sondern nur im Elektrolyt-Tank. Natürlich seien weitgehend Druckverteilungsmessungen durchgeführt worden.

Prof. Ackeret macht darauf aufmerksam, dass für die Abklärung dieses Punktes neben der Uebergeschwindigkeit auch deren Neigung massgebend sei, da die seitliche Krümmung eine Rolle spiele.

Prof. v.Karman meint, dass der Austrittsstrahl auf das Grenzschichtverhalten vermutlich eine günstige Ejektorwirkung erzeuge, hingegen scheine ihm der Lufteintritt Sorge zu bereiten, wo er gefühlsmässig die grössten Schwierigkeiten erwarte.

Ing. Hausammann erklärt, dass die v-Differenzen relativ klein seien.

Prof. Ackeret glaubt, dass die Krümmungseffekte hier nicht kompensiert seien, und die Stosswelle besonders auf die Krümmung reagiere, womit sich die Frage der korrekten Nachahmung dieses Effektes erhebe.

Ing. Hausammann bestätigt, dass solche Versuche noch im Gange sind. Es ist aber schwierig. Die Versuche werden mit warmer Luft gemacht.

Prof. v.Karman fragt, wie sich die Sache nun bei hohen Geschwindigkeiten verhalte.

Ing. Hausammann weist daraufhin, dass dies noch genauer abgeklärt werden müsse, um hierüber Aussagen machen zu können.

Prof. v.Karman kommt sodann auf die Frage des Längsstabilitätsverhaltens bei hohen Machzahlen zu sprechen, und erinnert dabei an die von Ing. Hausammann gestern gezeigte Gegenüberstellung von N-20 und Me-163 im Bericht FP 3902/6 Blatt 1 und Blatt 9, wobei er wieder auf den günstigen Verlauf dieses Gradienten für den N-20 im Gebiet $M = 0.92$ hinweist.

Während Herr Prof. v.Karman diese Kurven betrachtet, ergänzt Prof. Ackeret die Angaben, dass das Modell N-20 sowohl als Ganzes auf Stützen wie auch als Halbmodell mittelst einer Strain-Gagewaage im ETH-Kanal gemessen worden sei. Die grösste Flügeldicke habe dabei 11% betragen.

Ing. Hausammann führt aus, dass sich beim Gesamtmodell namentlich auf den Momentenverlauf wegen der Pfeilung des Tragwerkes ein unabgeklärter Stützeffekt ergeben habe, weshalb zur Messung mit dem Halbmodell geschritten wurde, bei dem aber leider die Rumpfpattie unter dem Einfluss der Kanalgrenzschicht stand.

Prof. Ackeret führt aus, dass die für den N-20 benutzten Werte sich auf die Straingagemessung ohne Stützen beziehen, während vermutlich die Windkanalmessungen des Me-163 noch durch die Stützen beeinflusst waren, weshalb ein Vergleich dieser beiden Messwerte nicht zulässig sei.

Prof. v.Karman erinnert dabei an seine Aussagen vom Vortage, dass infolge Unsicherheit der gemessenen Momentenkurven keine gültige Aussage über die unbedingt notwendige Reserve bezüglich Stabilitätsmass in dieser Geschwindigkeitsklasse für den N-20 gemacht werden könne und daher dieser Punkt riskant sei, während die Schubreserve eher vorhanden zu sein scheint.

X Ing. Branger erläutert die für den N-20 vorgesehene Sicherheits-einrichtung wie folgt: Im Flügelaussenteil des N-20 werde ein Beschleunigungstastgerät eingebaut, und sobald sich eine rapide Beschleunigungsstörung am Flugzeug bemerkbar mache, werde automatisch die Kabinenabsprengkapsel ausgelöst, wodurch die Kabine samt Pilot sozusagen plötzlich vom Flugzeug getrennt werde und dadurch der Pilot gerettet sei.

Prof. Ackeret ergänzt, dass die aus den am Halbmodell gemessenen Druckverteilungswerten integrierten Momentenwerte das gleiche Resultat ergeben haben, wie die am Halbmodell gemessenen Gesamtmomente, also doch eine gewisse Uebereinstimmung vorhanden zu sein scheine.

Ing. Hausammann macht auf die Abweichung der gefälschten Hinterkante auf den Momentenwert aufmerksam, wobei aber diese Kontrolle der eben angedeuteten Uebereinstimmung noch näher zu überprüfen ist. (Siehe hierzu Bild 1 & 2 im Bericht FP 3113/7 Blatt 3).

Prof. v.Karman resumiert einige bis jetzt besprochene Punkte wie folgt:

Durch günstige Wahl des Seitenverhältnisses und sonst günstige Formgebung des Projektes sowie einige Tricks hoffe man über etwelche Schwierigkeiten hinwegzukommen. Trotzdem die Ruderumkehrwirkung scheinbar hier im vorgesehenen Flugbereich gebändigt sei, ergebe aber ein Höhenleitwerk doch weniger Schwierigkeiten, insbesondere bezüglich Ruderumkehrwirkung. ~~Das~~ setze aber richtige Wahl des Höhenleitwerkes bezüglich krit. Machzahl und Steifigkeit inkl. Rumpfanteil voraus.

Das durch Elevonausschlag ausgetrimmte Ca max für die Landung sei als niedrig zu bezeichnen, während die "Stall"-Eigenschaften bis hinauf zu 25° Anstellwinkel nach Aussage von Ing. Hausammann als normal und i.O. anzusehen seien.

Die allzu enge Verbindung zwischen Flügel und Triebwerk bringt aerodynamische Schwierigkeiten, oder besser gesagt, ein unbekanntes Verhalten des Flügels, welches aber mit dem Gleiter noch nicht abgeklärt werden konnte.

Prof. Ackeret meint, dass dieser Punkt nun mit dem Prototyp eben probiert werden müsse.

Prof. v. Karman glaubt, dass durch Anbringen eines vernünftigen unabhängigen Horizontal-Leitwerkes gewissen Schwierigkeiten eher aus dem Wege gegangen werden könnte. Auf alle Fälle sei es schon ein Fortschritt, dass der N-20 eine zentrale vertikale Seitenfläche besitze um nicht den gleichen Schwierigkeiten wie beim Northrop zu begegnen.

Das Triebwerk nebst Nachverbrenneinrichtung im Flügel bezeichnet er als eingebautes "Unwetter", obwohl das Triebwerk mit Bypass an sich eine schöne Idee sei, und geht dann zu den Fragen der Kurs-Querstabilität über.

Ing. Hausammann verweist zu dieser Diskussion auf das Diagramm No. 3 und 4 des Berichtes FP 3902/6, und erklärt die einzelnen Einflüsse auf das Kurs-Querstabilitätsverhalten des N-20.

Prof. v. Karman fragt, ob die normalen Greenberg'schen Ansätze der Gleichung verwendet worden sind, was Ing. Hausammann bejaht. Ferner sei auch das Massendeвиationsmoment nach Sternberg berücksichtigt worden.

Prof. v. Karman lässt sich sodann eingehend über die verschiedenen Parameter, welche auf Blatt 4 des Berichtes FP 3902/6 dargestellt sind, orientieren. Insbesondere interessierte er sich für die Ruderausgleichsklappenwirkung und den Störkanteneinfluss.

Ing. Hausammann erklärt, dass nach dem vorliegenden Resultat auf die Kupplung Seitenrudertab und Querruder besser verzichtet werde, weil man sonst rasch in die Divergenzgrenze gelangen könne.

Prof. v. Karman fragt, inwieweit bei der Bestimmung der notwendigen Derivatives Hochgeschwindigkeitseinflüsse mitberücksichtigt worden seien.

Ing. Hausammann bestätigt, dass dies leider fehle, aber einige Abschätzungen nach NACA Report No. 868 Seite 48 gemacht worden seien.

Prof. v. Karman erklärt, dass es gefährlich sei, am Schwanz mit Tabs und Ruderstrips im Hochgeschwindigkeitsgebiet zu spielen, sondern solche Fragen seien an einem entspr. Rudermodell vorerst gründlich abzuklären, bevor man diesen Dingen einigermaßen trauen könne.

Ing. Greinacher bemerkt, dass die Derivatives für diese Stabilitätsrechnungen meist aus Low-Speed-Messungen und inkompressiblen Werten eruiert worden seien, also das Resultat dieser Betrachtung daher eher als problematisch anzusehen ist.

Prof. Ackeret deutet an, dass am N-20 noch die Möglichkeit der Steuerung durch die Gasablenkung ähnlich der Oerlikoner-Rakete bestehe.

Prof. v. Karman kommt sodann nochmals auf die Frage der Elevonwirksamkeit bei hohen Machzahlen zurück.

Ing. Hausammann zeigt die entspr. an der ETH gemessenen Kurven und erläutert die Grössenordnung der in Frage stehenden Korrektur der Machzahl.

Prof. v. Karman bemerkt: Es sei immerhin ein gutes Zeichen, dass sich die verschiedenen Kurven für verschiedene Ruderausschläge nirgends kreuzen und fragt: Glauben Sie, dass dies genügt?

Prof. Ackeret weist darauf hin, dass besonders für das Kurven in grosser Höhe, also nahe dem Ca-max-Wert bei relativ hoher Machzahl keine präzise Aussagen gemacht werden können.

Ing. Hausammann ergänzt diesen Hinweis, dass man im Hochgeschwindigkeitskanal leider keine Ca-max-Messungen bei hohen Mach'schen Zahlen durchführen könne. Immerhin sei zu bemerken, dass es sich beim N-20 nicht um ein ausgesprochenes Transsonicflugzeug handle, das auch noch über $M = 0.9$ hinaus gegen alle diesbezüglichen Schwierigkeiten gefeit sein müsse. Man soll in diesen Betrachtungen nicht weiter gehen, als dies absolut notwendig sei, und das bedeute für den N-20 bis $M = 0.90$ und nicht weiter.

Prof. Ackeret meint, wenn der N-20 auch bis $M = 0.87$ einwandfrei fliegt, so sei dies auch noch recht.

Ing. Hausammann legt sodann den Bericht über das Verhalten eines speziellen Düsenflügels im Ueberschallgebiet vor, (Siehe Bericht FP 3113/8) und verweist auf die diesbezüglichen Möglichkeiten. Gleichzeitig erläutert er die hier angewandte Berechnungsmethode. (Busemannsche Nährungstheorie). Besonders interessant ist hierbei das Resultat auf Blatt 4 des vorerwähnten Berichtes, wobei durch entspr. Aufheizung des Ueberschall-Düsenprofils ein geringerer Wellen-Widerstand als beim symmetrischen Rombenprofil erreichbar ist.

Prof. v. Karman kommt wieder auf die Düseneinlauffrage am N-20 zu sprechen und fragt, wie sich hier die Verhältnisse beim Fliegen zwischen Mach 0.85 bis 0.90 auswirken, und vermutet, dass sich event. zwei schiefe Stossebenen (oben und unten) am Düseneintritt ausbilden und hierdurch den Widerstand des Flugzeuges merklich erhöhen könnten.

Prof. Ackeret weist darauf hin, dass zufolge der schrägen Eintrittskante des Diffusors, welche durch die Flügelpfeilung bedingt ist, die Strömung in der Querrichtung, d.h. parallel der Eintrittskante nicht verzögert wird. Dadurch werde die Strömung auf die Seite gedrückt, sodass eigentlich im Grundriss gesehen, keine symmetrischen Strömungsverhältnisse mehr vorherrschen.

Prof. v. Karman fragt, mit wieviel Druckrückgewinn im Diffusor beim Schnellflug gerechnet wurde.

Ing. Hausammann antwortet mit 60% bezogen auf die Eintrittsquerschnittsverhältnisse.

Prof. Ackeret ist der Ansicht, dass diese Düseneinlaufkonfiguration nun mal so zu probieren sei, wie sie entworfen wurde, und man dann sehe, wie es läuft.

Prof. v. Karman bemerkt hierzu, dass das Durchströmungsproblem nicht so ganz einfach sei und vermutlich noch zu verschiedenen Schwierigkeiten Anlass bieten werde.

Sodann ging er zur Beurteilung der allgemeinen Lage über, und fragt: Was erzielt man eigentlich besonderes mit der Konfigura-

tion N-20, wenn alles ganz gut geht, und richtet diese Frage an Herrn Branger. Was ist der Vorteil dieser Konfiguration gegenüber einfacheren Lösungen? Wie steht es mit der Sicherheit des Gelingens zum möglichen Risiko und welches ist der erhoffte Gewinn?

Ing. Branger und Ing. Hausammann wenden ein, dass, um diese Frage zu beantworten, man auf die seinerzeitigen Gegenvarianten eintreten müsste, aus denen der N-20 resultiert sei.

Prof. Ackeret führt aus: Es existierte früher ein zweimotoriges Projekt von Dr. Pfenninger, das aber im Hinblick auf die damaligen Schubverhältnisse dem N-20 unterlegen sei. Der N-20 habe wesentlich mehr Schub. Das Projekt Pfenninger würde aber heute, mit zwei Rolls-Royce-Avon, in den Leistungen gegenüber dem N-20 kaum mehr wesentlich verschieden sein.

Prof. v. Karman fragt, ob denn ein normales Flugzeug mit etwa 45° Rückpfeilung und starkem Triebwerk dem N-20 wesentlich unterlegen sei?

Prof. Ackeret und Ing. Hausammann weisen auf den günstigen spezifischen Brennstoffverbrauch des N-20 hin, welcher sich durch die Triebwerkanordnung mit Ducted Fan realisieren lasse, und sich dabei in der Grössenordnung 0,7 - 0,8 bewege. Zudem existiere für den N-20 eine grosse Schubvermehrermöglichkeit durch Einschalten der Nebenverbrennung für Start und Steigen.

Prof. v. Karman antwortet: Somit brauche man hier also keine Raketen für die Schubvermehrung, obwohl er persönlich die Lösung mit Raketen als interessant ansehe, insbesondere, da der Raketenschub auch von der Flughöhe praktisch unabhängig ist. Dagegen weise die Lösung N-20 viele aerodyn. Unbekannte auf. Der grosse Flügelmitteleil mit den darin eingebauten Triebwerken ist sehr kompliziert und werde noch zu verschiedenen Schwierigkeiten Anlass geben, obwohl das Triebwerk an sich als geistreich zu bezeichnen sei. Es ist hier beim N-20 alles so knapp aufeinander abgestimmt, dass es sehr schwer zu sein scheint, sich hier weiteren Entwicklungen ohne grosse Konflikte überhaupt anpassen zu können. Es steht hier alles allzu stark unter Kalkulation, denn man kann sich z.B. stärkere Triebwerkseinheiten nicht einfach durch Rumpf- oder Nacellvergrösserungen anpassen. Die Luftzufuhrschwierigkeiten werden immer bleiben. Obwohl der Sprechende im allgemeinen sehr für eine Anpassung des Jet an die Zelle und umgekehrt sei, ist es in seinen Augen doch ein grosser Fehler, die neuen empfindlichen und noch in Entwicklung stehenden Triebwerke beim N-20 komplett in die Flügel einzubauen. Es bleibe hier alles sehr auf diese Verheiratung zwischen Triebwerk und Flügel beschränkt, welche als sehr eng zu bezeichnen ist. Dies sei seine Bill für 1 Tag und zwei Stunden bezüglich Prüfung des N-20.

Und nun möchte er fragen, ob sich nicht einige Unbekannte am N-20 eliminieren lassen, falls man dieses Projekt mit einem vernünftigen Höhenleitwerk ausrüsten würde.

Prof. Ackeret erwidert, dass es gefährlich sei, am N-20 nun nachträglich noch eine neue Fläche anzubringen.

Ing. Hausammann sieht nicht ein, warum diese Frage noch studiert werden sollte. Ein Höhenleitwerk sei am N-20 eher im Wege, als dass es hier nützlich scheine. Auch besitze man am bestehenden Rumpf des N-20 zu wenig Hebelarm, um das Höhenleitwerk gegenüber der Störzone des Tragwerkes genügend zurück zu versetzen.

Ing. Branger meint, dass der N-20 schon zu $3/4$ fertig gebaut sei, und es sich daher jetzt nicht mehr lohne, ein solches Studium durchzuführen.

Ing. Greinacher ist der Ansicht, dass diese Frage unbedingt zu studieren sei, und ist überzeugt, dass dies mit gutem Willen durchgeführt, nur zum Nutzen des Projektes N-20, sein wird.

Ing. Hausammann wiederholt, dass er nicht einsehe, warum.

Ing. Greinacher erwidert: Diese Massnahme sei zu studieren, um den N-20 von den noch nirgends restlos gemeisterten Schwierigkeiten der höhenleitwerklosen Flugzeuge zu distanzieren. Der Beweis, dass heutige Jagdflugzeuge (seien es nun erst Erprobungs- oder bereits schon Seriemaschinen), welche mit normalen Höhenleitwerken ausgerüstet sind, nicht nur zu den schnellsten der Welt zählen, sondern auch in allen Flughöhen einwandfrei fliegen, sei ebenso erwiesen wie die vielen Schwierigkeiten der Nurflügelflugzeuge, welche auch heute noch nirgends aus dem Versuchsstadium herausgekommen sind. Man vergleiche zu diesem Zwecke die Unfallstatistik der Nurflügelversuchsflugzeuge mit denjenigen normaler Prototypen mit Höhenleitwerk für ähnliche Geschwindigkeits- oder Aufgabenklasse, oder beispielsweise auch die diesbezüglichen Zahlen über Serieproduktion, so wird man bald einsehen, wie das diesbezügliche Risiko verteilt ist. Der Skyrocket, bezüglich Pfeilung und Seitenverhältnis dem N-20 nicht unähnlich, ist heute anscheinend das einzige Flugzeug, welches auch in Bodennähe $M = 1,0$ störungsfrei fliegt. Dieses Flugzeug besitzt aber ein normales gepfeiltes Höhenleitwerk, wie auch die Flugzeuge Hawker 1081, Vickers 510, North American 86, J-29 und andere mehr. Man sollte aus diesen Gräterfahrungen des Auslandes nicht versäumen, einige Lehren zu ziehen, und daher die gestellte Frage sorgfältig studieren.

Ing. Hausammann ist von diesen Ausführungen nicht überzeugt, und lehnt eine solche Ueberprüfung als unnütz ab.

Ing. Greinacher erwidert: Wem nicht zu raten ist, ist auch nicht zu helfen.

Prof. v. Karman wendet ein, dass dieses Problem ohne Liebe oder Hass studiert werden sollte, denn es handle sich hier eben nicht um eine Schönheitskonkurrenz. Es stellt sich auch die Frage, ob durch irgendwelche andere Massnahmen ein unabhängiges Längsmoment am N-20 zur Beherrschung allfälliger Längsstabilitätsschwierigkeiten angebracht werden könnte.

Prof. Rauscher ergänzt diese Ausführungen mit dem Hinweis, dass ihm die Anregungen bezüglich Prüfung eines Höhenleitwerkes am N-20 von Prof. v. Karman wesentlich scheine, und er auch die Einwände von

Herrn Ing. Greinacher gut verstehe. Er persönlich sei gefühlsmässig auch der Ansicht, dass ein Flugzeug mit normalem Höhenleitwerk weniger Schwierigkeiten biete, als der schwanzlose N-20. Mit der von Prof. v.Karman aufgeworfenen Frage wünscht dieser die grundlegende Richtung zu geben. Es sei ja vielleicht auch möglich, am Prototyp ein solches Leitwerk anzubringen und dann anhand von praktischen Flugversuchen allmählich dieses zu verkleinern, um dann, wenn alles gut gehe, dies event. am Schlusse gänzlich wegzulassen.

Ing. Branger frägt sodann Prof. v.Karman, wie es mit den diesbezüglichen Erfahrungen am "Cutlass" stehe.

Prof. v.Karman antwortet hierauf, dass er persönlich besser über die Doctrin der Air-Force als derjenigen der Navy im Bilde sei. Auf jeden Fall sei die kleine im Bau befindliche Serie nicht sehr eindrucksvoll, es gehe aber hier mehr darum, das Flugzeugprogramm der Navy am Leben zu erhalten. Er werde versuchen, über diesen Punkt Informationen zu bekommen.

R. Greinacher

9.8.1950

Gr/Sd/Gs

A k t e n n o t i z

Über die Besprechung zwischen Prof. von Karman und Chef KTA, Bern,
12.7.1950.

Im Anschluss an die Orientierung und Besprechung der mit dem N-20 verbundenen speziellen Schwierigkeiten am 10./11.7.1950 stattete Prof. v. Karman noch am 12.7.1950 einen Besuch in Bern ab. In der Frage Emmen - N-20 führte er folgendes aus:

Die Gruppe, die in Emmen am N-20 arbeitet, hat sich über ihre Qualitäten ausgewiesen und ist sicher jeder privaten Arbeitsgruppe equivalent. In diesem Falle fällt ein Vergleich zwischen Staats- und Privatentwicklung nicht zu Ungunsten des Staatsbetriebes aus.

Prof. v. Karman hätte nie alles auf eine Karte wie den N-20 gesetzt. Ein solches Projekt wäre recht, wenn man daneben noch andere in Arbeit hat. Triebwerk und Zelle sind so eng verknüpft, dass Schwierigkeiten auf der einen oder anderen Seite das Ganze zum Scheitern bringen können. Die Termine sind sicher zu optimistisch angesehen worden. Es sind wahrscheinlich noch viele Schwierigkeiten zu überwinden. Nach seiner Meinung werden sicher noch 3-4 Jahre vergehen, bis alles in Ordnung ist, wie es für den Beginn einer Seriefabrikation resp. einem solchen schwerwiegenden Entschluss sein sollte. Es sind wohl die bei anderen Pfeilflügel-Flugzeugen ohne Höhenleitwerk nach den vorgelegten Versuchsergebnissen aufgetretenen Schwierigkeiten nicht vorhanden. Andererseits sollen ca. 2/3 des Auftriebes vom z.T. durchströmten Flügel aufgebracht werden. Höhen- und Quersteuerung liegen am stark gepfeilten Aussenflügel, der ca. 1/3 des Auftriebes übernehmen dürfte. Nach herkömmlichen Begriffen ist überhaupt kein "gesunder" Flügelteil vorhanden.

Auf Grund der Besprechungen in Emmen ist auf alle Fälle der Frage Tumbling, d.h. Ueberschlagen des Flugzeuges, wenn übersteuert, Beachtung zu schenken und entsprechende Versuche sollten vorgenommen werden.

Da die Durchströmverhältnisse bei Hochgeschwindigkeit und eventuell sich daraus ergebende Schwierigkeiten im Hochgeschwindigkeitsbereich nicht gemessen werden konnten, wären entsprechende Messungen vor Durchführung der Hochgeschwindigkeitsflugversuche anzustreben. In Amerika wäre der eine Kanal in Wright Field oder derjenige der Cornell University in Buffalo zu diesem Zwecke geeignet. Wie sich dort eine Messmöglichkeit erreichen liesse, weiss Prof. v. Karman nicht; es könnte jedoch auf die Besprechung mit ihm Bezug genommen werden und er wäre bereit, uns in dieser Frage zu unterstützen. Schweden hat auch ein Modell messen lassen; es ist ihm aber nicht bekannt, wie dies vereinbart und erreicht wurde.

Als sehr schwieriger Punkt ist die Höhensteuerung zu betrachten, die ja viel kritischer ist als die Quersteuerung. Wenn sich hier irgendwelche Schwierigkeiten im Hochgeschwindigkeitsbereich zeigen, ist die Lage dann äusserst kritisch. Wäre die Möglichkeit

vorhanden, zusätzlich eine einstellbare Fläche mit Höhensteuer anzubringen, so brächte dies eine grosse zusätzliche Sicherheit. Eine solche Lösung sollte neutral, ohne Voreingenommenheit (ohne Liebe und ohne Hass), geprüft werden, wobei Rücksichten auf Schönheit nicht mitspielen dürfen. Voreingenommenheit in solchen Punkten hat bei Northrop sehr viel Zeit und Geld gekostet.

Die drei Punkte, Steuerbarkeit bei Hochgeschwindigkeit, Auswirkung der Durchströmung und die Tumblingfrage, sollten auf alle Fälle noch sehr eingehend untersucht werden.

Die einfachste Antwort für einen Experten wäre der Ratschlag aufhören. Dies wäre aber ein rein negatives Vorgehen und würde auch keine Vorteile bringen. Die bisherigen Mess-Resultate und Ergebnisse sind nicht so ausgefallen, dass nur Aufhören der Arbeit am Platze wäre. Die Schwierigkeiten dürfen aber auf keinen Fall unterschätzt und in der Terminfrage muss mit bis zu vier Jahren gerechnet werden bis zu einem Entscheid für eine Seriefabrikation.

Es sind keine Beweise und Indizien vorhanden, dass es sicher nicht geht. Andererseits ist das ganze Projekt sehr gewagt. Die enge Verknüpfung zwischen Zelle und Triebwerk bietet sehr grosse Gefahren und lässt keine Ausweichmöglichkeiten.

Zusammenfassend würde Prof. v. Karman ein Einstellen der Arbeit im heutigen Moment mehr oder weniger als eine Sünde betrachten. Bei der Gewagtheit des Projektes sollten aber parallel dazu mindestens normalere Lösungen gebaut, allermindestens aber studiert werden. In der Terminfrage wäre jeder Optimismus ein Fehler; ähnliche Projekte sind nirgends weit gediehen.

Prof. v. Karman würde es als nützlich erachten, Informationen über den "Cutlass" als ähnlichstes Projekt zu vergleichen und er wird versuchen, ob er uns auch seinerseits solche übermitteln kann.

Auf die Frage hinsichtlich der Regelung seines Besuches entgegnet Prof. v. Karman, dass er keine Absicht oder Zeit hätte, ein Gutachten abzugeben. Er ist jedoch bereit, seine Eindrücke und Empfehlungen in einem Brief zusammenzufassen. Er hat seinen Besuch als eine freundschaftliche Beratung angesehen und nicht die Absicht gehabt, eine Rechnung zu stellen. Wenn der KTA an einer Regelung gelegen ist, wird er jedoch eine Rechnung über Reisespesen stellen.

Es wird noch die Frage der eventuellen weiteren Raketenlieferung von Aerojet gestreift und das Problem Rakete als solches kurz besprochen. Ein weiterer Bezug von amerikanischen Übungs- oder anderen Raketen wird vom Chef der KTA als sehr wenig wahrscheinlich angesehen.

19.7.50
Kg/HK