



EIDGENÖSSISCHES
FLUGZEUGWERK
EMMEN

ε FO-220

WINDKANAL

X BERICHT: FP 3902/6

Stellungnahme zum Brief der K.T.A. vom 18.3.1950

"N-20 Entwicklungsprobleme"

F + W Form. Nr. 2003 v. 8. 6. 49 69579

220

STELLUNGNAHME ZUM BRIEF DER K.T.A. VOM 18.3.1950 BETR.

"N-20 ENTWICKLUNGSPROBLEME"

Inhalt

1. EINLEITUNG	Seite: 2
2. LAENGSSTABILITAET	" 2
2.1. Langsamflug	" 2
2.2. Hochgeschwindigkeitsflug	" 3
3. KURS-QUER-STABILITAET	" 4
3.1. Langsamflug	" 5
3.2. Hochgeschwindigkeitsflug	" 5
3.3. Snaking	" 5
4. STEUERBARKEIT	" 6
4.1. Langsamflug	" 6
4.2. Hochgeschwindigkeitsflug	" 6
4.3. Steuerbarkeit bei Triebwerksausfall	" 8
4.4. Steuerbarkeit aus der Vrille	" 10
5. EINFLUSS DER AUFSATZBEULEN	" 10
6. BEMERKUNGEN ZUM UNFALL DES GLEITERS N - 20	" 12
7. BEMERKUNGEN ZUM UNFALL DES FLUGZEUGES DH-108"SWALLOW"	" 13
8. SCHLUSSFOLGERUNGEN	" 18
BEILAGEN (10 Diagramme)	

Abschrift:

Du

bearbeitet:

Ha

geprüft:

6.5.1950.

Einleitung

FP 3902/6

Blatt 2

1. EINLEITUNG.

Die Abstürze von Versuchsflugzeugen De Havilland "Swallow" in Farnborough haben auf der K.T.A. zu Bedenken betr. N - 20 Anlass gegeben. Diese als kritisch betrachteten Punkte sind im eingangs genannten Schreiben formuliert worden.

In vorliegender Stellungnahme soll sachlich auf diese Punkte eingegangen werden. Es liegt uns sehr daran, wo immer möglich Zahlenbelege beizubringen.

Der Kern der geäußerten Bedenken liegt zur Hauptsache darin, der N - 20 ergebe - infolge seines relativ kurzen Rumpfes und der Verwendung von Elevons als Höhen- resp. Querrudersteuerung - ungenügende Stabilität und Steuerbarkeit sowohl im Langsam- als auch im Schnellflug, dies besonders auch infolge Schiebeeinfluss des Pfeilflügels. Weitere Fragen betreffen allfällige Gefahren bei plötzlichem Triebwerksausfall und starke Empfindlichkeit des Flugzeuges auf unsymmetrische Störungen der Strömung speziell infolge der Fahrwerksbeulen.

2. LÄNGSSTABILITÄT.2.1. Langsamflug.

Ueber die Längsstabilität im Langsamflug gibt für den Fall ohne Schiebeeinfluss der Bericht FP 3171/2 "N - 20 Dynamische Längsstabilität" (K.T.A. zugesandt am 14.3.1947) Aufschluss; er zeigt, dass die dynamische Längsstabilität im ganzen Flugbereich vorhanden ist. In schiebender Position des Flugzeuges ist die Längsstabilität nicht gefährdet, da, wie aus Blatt 214/3 des Berichtes FP 3111/15 b "Sechskomponentenmessungen am N - 20 Modell im kleinen Windkanal" hervorgeht, das statische Stabilitätsmass $dm/d\alpha$ mit wachsendem Schiebewinkel sich eher vergrössert.

Dass das Längsstabilitätsverhalten im Langsamflug als gut bezeichnet werden kann, haben eindeutig auch die Flugversuche mit dem Gleiter N - 20 erwiesen, insbesondere die Längsstabilität mit festem Ruder die bei der Grossausführung mit irreversibler Servo-Steuerung massgebend ist.

Abschrift:

Du

bearbeitet:

Ha

geprüft

6.5.1950.

2.2. Hochgeschwindigkeitsflug.

Zur Beurteilung der Längsstabilität im Schnellflug verweisen wir speziell auf unseren Bericht FP 3113/7 über die Messungen am Halbmodell N - 20 im Ueberschallkanal der E.T.H.

Diese Messungen zeigen (siehe auch beiliegendes Kurvenblatt 1), dass bis zur effektiven Flugmachzahl von $M \sim 0,9$ in dem untersuchten Bereich bis $c_a \sim 0,3$ mit stetigem und stabilem Momentenverlauf gerechnet werden kann. Oberhalb $M = 0,9$ können aus diesen Windkanalversuchen noch keine Schlüsse gezogen werden, doch deuten neuere Veröffentlichungen (Thompson: Flight Research at Transonic and Supersonic Speeds, Second International Aeronautical Conference 1949) darauf hin, dass bei Flügeln mit kleiner Streckung und mit Pfeilung entsprechend den Verhältnissen des N - 20 im Transonicgebiet ($0,9 < M < 1,4$) weiterhin stetige Verläufe ohne grössere Unregelmässigkeiten zu erwarten sind. Da beim N - 20 kein eigentliches Höhenleitwerk vorhanden ist, das durch geschwindigkeitsabhängige Abwindverhältnisse und Vorgänge am Stabilo selbst beeinflusst wird, ist ein solcher Schluss aus diesen Flügelmessungen sicher nicht unzulässig. Wir betrachten es selbstverständlich als eine unserer vorranglichsten Aufgaben, im jetzt in Erstellung begriffenen Transonic-Kanal das Verhalten im Transonicgebiet zuverlässig abzuklären.

Betreffend Einfluss des Schiebens auf das Längsstabilitätsverhalten bei den hohen Fluggeschwindigkeiten sind unserer Auffassung nach aus folgenden Gründen keine grossen Schwierigkeiten zu erwarten:

- a) Die auftretenden Schiebewinkel auch bei Triebwerksausfall sind klein und liegen unterhalb 4° .
- b) Die zu den hohen Geschwindigkeiten gehörenden Anstellwinkel sind ebenfalls klein. Das Schieberollmoment beim Pfeilflügel nimmt in erster Näherung mit dem Anstellwinkel zu, weshalb sich der Schieberollmomenteneffekt effektiv in diesem Geschwindigkeitsbereich nicht stark auswirkt.

Inbezug auf die Beeinflussung der Längsstabilität durch aeroelastische Einwirkungen haben die Berechnungen für N - 20 gezeigt, dass diese bis zu Fluggeschwindigkeiten entsprechend $M \sim 0,9$ auch in Bodenhöhe sehr geringfügig ist.

Abschrift:

Du

bearbeitet:

Ha

geprüft:

6.5.1950.

Die Verhältnisse sind so, dass die Anstellwinkeländerungen in den Flügelschnitten, hervorgerufen durch die Flügeldurchbiegung einerseits und die Flügeltorsion andererseits, sich annähernd kompensieren.

Siehe diesbezüglich Kurvenblatt 2 (Diagramm a), das die Veränderung des Auftriebes und der Druckmittelpunktlage für verschiedene Machzahlen zeigt.

3. KURS-QUER-STABILITÄT.

Die seinerzeit durchgeführten Berechnungen der dynamischen Kurs-Quer-Stabilität für das Flugzeug bei festen Rudern sind in Bericht FP 3171/3 enthalten. Sie ergeben im Auftriebsbereich von $c_a \sim 0$ bis 0,4 stabiles Verhalten, während für Werte $c_a > 0,4$ speziell in den grösseren Flughöhen Instabilität zu erwarten war. Die Versuche mit dem Gleiter haben jedoch im Gegensatz zu diesen Rechnungen eine grosse Kursstabilität bei den grossen Auftriebsbeiwerten resp. Anstellwinkeln gezeigt. Diese Diskrepanz liess sich nun erklären und ist zurückzuführen auf die in den ersten Berechnungen gemachte, bisher üblich gewesene Vernachlässigung des Flugzeugmassendeвиationsmomentes. Ergänzungsrechnungen mit Einschluss dieses Gliedes, das bei den hochbelasteten Flugzeugen und speziell bei den Typen mit kleiner Flügelstreckung von enormer Bedeutung wird, haben nun das Resultat auf Kurvenblatt 3 ergeben.

Dabei zeigt sich, dass der N - 20 im gesamten praktisch vorkommenden Anstellwinkel- und Höhenbereich kurs-quer-stabil ist, und zwar sowohl "spiralsturzstabil" als auch "schwingungsstabil". Auf dem Kurvenblatt sind die Halbwertszeiten (Zeit bis zum Abklingen auf halben Störbetrag) über der Periode des Abklingens einer aufgebrachten Störung der Kurs-Quer-Lage des Flugzeuges für verschiedene Flughöhen und Auftriebswerte (Flugzustände) aufgetragen.

Gleichzeitig haben wir darin die Zone eingezeichnet, die nach der amerikanischen Vorschrift "U.S.AIR-FORCE Specification 1815-B" als ungenügende Stabilität bezeichnet wird, sowie die Kurve, die laut dortiger Angabe als vom Piloten erwünscht betrachtet werden kann.

Abschrift:

Du

bearbeitet:

Ha

geprüft:

6.5.1950.

3.1. Langsamflug.

Die Ergebnisse zeigen für den Langsamflug eindeutige Spiralsturz- und Schwingungsstabilität mit grosser Dämpfung allfällig auftretender Störungen. Dieses theoretische Resultat deckt sich eindeutig mit den Erfahrungen des Gleiters N - 20. Eine ungünstige Wirkung des Schieberollmomentes des Pfeilflügels ist hier also nicht zu erkennen. Die Stabilitätsverhältnisse sind wesentlich besser, als nach amerikanischer Vorschrift verlangt wird.

3.2. Hochgeschwindigkeitsflug.

Auch für den Hochgeschwindigkeitsflug (kleine c_a - Werte) ist eindeutig Spiralsturz- und Schwingungsstabilität gemäss den obigen Berechnungen vorhanden. Auf Grund des stetigen Verlaufes der gemessenen aerodynamischen Beiwerte (Längsmoment, Auftrieb etc.) bis zu $M \sim 0,9$ darf geschlossen werden, dass auch die für diese Stabilität massgebenden aerodynamischen Werte ebenfalls bis zu diesem Bereich keinen wesentlich veränderten Charakter aufweisen werden.

Auch hier ergeben sich somit Werte, die den Wünschbaren sehr nahe liegen.

3.3. Snaking.

"Snaking" müssen wir als eine Instabilität des Flugzeuges um seine Hochachse bei freiem Seitenruder betrachten. Diese Stabilität wird hauptsächlich beeinflusst durch die Gradienten $(dc_{m_R}/d\delta)$ und $(dc_{m_R}/d\epsilon)$ des Ruderscharniermomentes nach dem Ruderausschlag resp. Schiebewinkel des Flugzeuges.

Im Kurvenblatt 4 sind für den N - 20 in Funktion dieser Grössen die Snaking-Stabilitätsgrenzen für verschiedene Flughöhen angegeben. Dabei können verschiedene Stabilitätsgrenzen unterschieden werden: Die Divergenzgrenze ist die Trennlinie für die aperiodische Auslenkung des Flugzeuges und stellt eigentlich die Grenze der statischen Stabilität um die Hochachse bei losem Ruder dar. Was die Schwingungsinstabilität anbelangt, besteht erstens die Grenzkurve für den Fall, dass das Rudersystem reibungsfrei sei; innerhalb dieser Zone treten angefachte Schwingungen auf. Mit Reibung im System ergeben sich je nach Grösse der Reibung verschiedene Stabilitätsgrenzen. Im

Abschrift:

Du

bearbeitet:

Ha

geprüft

6.5.1950.

Diagramm sind nur die Enveloppen sämtlicher dieser Kurven für verschiedene Höhen eingetragen. Sie stellen also eigentliche Grenzkurven für den Fall mit Reibung dar. Es ist zu erwähnen, dass im instabilen Gebiet mit Reibung stetige Schwingungen mit begrenzter Auslenkung (also nicht zu unendlicher Amplitude angefacht) entstehen. Wie das Kurvenblatt zeigt, liegen die aus den Windkanalmessungen erhaltenen Ruder-momentenwerte des N - 20 im stabilen Bereich.

Durch die Kompressibilität werden bei hohen Geschwindigkeiten diese Werte natürlich in gewissem Masse beeinflusst, doch stehen uns, wie das Diagramm auch andeutet, durch Veränderung der Ausgleichklappenübersetzung sowie hauptsächlich durch Anbringen von Störkanten am Ruder Wege offen, einer Verschiebung ins instabile Gebiet infolge Kompressibilität genügend entgegenzuwirken. Selbstverständlich dürfen bei solchen eventuell anzubringenden Korrekturen andere Bedingungen, wie z.B. die Grösse der Fusskraft, nicht ausser Acht gelassen werden. Diese Darlegung zeigt, dass voraussichtlich beim N - 20 keine Snakinggefahr besteht, und dass eventuell doch auftretende Snaking-Erscheinungen behoben werden können.

4. STEUERBARKEIT.

4.1. Langsamflug.

Zur Beurteilung der Steuerbarkeit um die 3 Achsen können zahlreiche mit den Modellen N - 20 durchgeführte Windkanaluntersuchungen herangezogen werden; (Berichte FP 3111/9, 14 und 15). Ferner müssen auch die Gleiterversuche als Beleg der genügenden Steuerbarkeit im praktisch vorkommenden Anstellwinkel- und Schiebewinkelbereich betrachtet werden. Unserer Auffassung nach stellen obige Unterlagen weitgehend den Nachweis genügender Steuerbarkeit dar.

4.2. Hochgeschwindigkeitsflug.

Bis zur effektiven Flugmachzahl von etwa $M \sim 0,9$ ist gemäss unserem Bericht

Abschrift:

Du

bearbeitet:

Ha

geprüft

6.5.1950.

Steuerbarkeit

FP 3902/6

Blatt 7

FP 3113/7 "Dreikomponentenmessungen am Halbmodell N - 20 im Ueberschallkanal der B.T.H." immer noch gute Höhen- und Querruderwirkung vorhanden. Dass im anschliessenden Transonicgebiet, also für Machzahlen oberhalb 0,9, die Ruderwirkung für die Konzeption N - 20 (kleine Streckung, Flügelrückpfeilung) noch eindeutig vorhanden und nicht allzusehr abgemindert ist, glauben wir aus den Ergebnissen der amerikanischen Versuche mit Freifall- und raketentriebenen Modellen schliessen zu dürfen.

Siehe: Second International Aeronautical Conference 1949, "Flight research at transonic and supersonic speeds with free-falling and rocket-propelled models".

Eine augenfällige Gefahr ungenügender Wirksamkeit von Höhen- und Querruder wie auch Seitenruder bei hohen Geschwindigkeiten ist also nicht erkennbar, und zwar ^{auch} nicht mit Schiebeeinfluss, da einerseits bei diesen Geschwindigkeiten praktisch keine Schiebewinkel grösser als 4° auftreten können und andererseits der Pfeilungseffekt auf die Schieberollmomente bei den kleinen zugehörigen Anstellwinkelnebenfalls gering ist.

Durch die Aeroelastizitätseffekte ergeben sich Abminderungen der Ruderwirkungen, die in Bodennähe bei den grössten Geschwindigkeiten maximal werden. Für die Höhe 0 m gibt das Kurvenblatt 2 Aufschluss über die Reduktion der Querruder- und Höhenruderwirkung in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit resp. Flug-Machzahl. Bei $M \sim 0,9$ beträgt die Höhenruderwirkung beim elastischen Flügel 82 % derjenigen beim starren Flügel, während die Querruderwirkung auf rund 60 % absinkt. Die Ruderwirkung kann deshalb auch mit Berücksichtigung der Aeroelastizität bis zu $M \sim 0,9$ als gesichert betrachtet werden.

Was die Beeinflussung des Rudermomentenverlaufes der Elevons bei den hohen Geschwindigkeiten betrifft, so möchten wir darauf hinweisen, dass beim N - 20 eine Servosteuerung verwendet wird. Diese besitzt zudem noch irreversiblen Charakter; dadurch können sich allfällige Unregelmässigkeiten im Momentenverlauf nicht auf die Handkräfte auswirken, solange natürlich von den Servokolben genügende Momente aufgebracht werden können. In letzterer Beziehung dürfte jedoch genügend Reserve vorhanden sein, da man es in der Hand hat, durch Wahl der Ausgleichklappenübersetzung den aerodynamischen Ausgleich zu verändern.

Abschrift:

Du

bearbeitet:

Ha

geprüft:

6.5.1950.

4.3. Steuerbarkeit bei Triebwerksausfall.

Als ungünstigste Fälle sind natürlich diejenigen zu betrachten, wo einseitig das äusserste oder sogar beide Triebwerke einer Flügelhälfte ausfallen. Ueber das Flugvermögen des N - 20 mit Triebwerk SM-01 ohne Zusatzverbrennung in verschiedenen Höhen mit Bezug auf Fluggeschwindigkeit und Steigen gibt für diese ungünstigsten Fälle das Kurvenblatt 5 Aufschluss. Als Parameterkurven sind in diesen Diagrammen noch die für den stationären Flug ohne Schieben zur Kompensation des Triebwerkschubmomentes erforderlichen Seitenruderausschläge angegeben. Mit dem vorgesehenen Seitenruderausschlagbereich von $\pm 25^\circ$ kann also bei allen diesen Zuständen praktisch ohne Schieben geflogen und das Triebwerksmoment voll mit dem Seitenruder ausgeglichen werden. Diese Flugzustände bieten somit keine abnormalen Schwierigkeiten.

Als kritische Bedingung des Triebwerksausfalles muss vielmehr das Versagen eines Motors im Startvorgang betrachtet werden. In den in unserem Besitze befindlichen Teilen der englischen Militärvorschriften sind hierfür jedoch keine Angaben enthalten hingegen sind diese Fälle in den internationalen zivilen OPACI-Vorschriften sowie in den Vorschriften der U.S.NAVY und U.S.ARMY angegeben. Sie stellen Sicherheitsbedingungen für mehrmotorige Flugzeuge auf für den Fall, dass im Startvorgang bei maximaler Leistung sämtlicher Triebwerke das ungünstigste plötzlich aussetzt. Beim N - 20 bedeutet dies den Betriebszustand der Vollast mit maximaler Zusatzverbrennung, wobei eines der äusseren Triebwerke plötzlich auf Schub 0 abfällt. Die Anwendung dieser Vorschriften auf N - 20 ergibt nun folgendes Bild:

OPACI-Vorschrift: 2.4.11 "Minimum Control Speed" V_{MC}

Sie verlangt im wesentlichen, dass das Flugzeug nach Ausfall des äussersten Triebwerkes bei einer Geschwindigkeit V_{MC} , die nicht grösser sein darf als 130 % der Minimalgeschwindigkeit V_{S1} des Flugzeuges (bei Klappen in Startstellung), ohne Schieben stationär geflogen werden kann und dass hierbei die Fusskraft ohne Entlastung durch Trimmung 81,5 kg nicht überschreiten soll. Kurvenblatt 6 zeigt nach dieser Vorschrift die Verhältnisse beim N - 20. Man sieht, dass diese Vorschrift erfüllt ist, auch in bezug auf den für diesen Flugzustand zur Kompensation der Querkraft zulässigen Hängewinkel, der kleiner als 5° sein soll.

Abschrift: Du

bearbeitet: Ha

geprüft

6.5.1950.

U.S.NAVY-Vorschriften.

Hier existieren 2 Vorschriften. Eine erste ist identisch der OPACI-Vorschrift, nur dass V_{MC} nicht grösser als $1,2 V_{S1}$ sein darf. Das Ergebnis ist ebenfalls auf Kurvenblatt 6 enthalten. Auch diese Forderungen sind erfüllt; einzig bei Ausgleichklappenübersetzung 0 (wie im Diagramm dargestellt) wird die Fusskraft 88 kg. Schon eine geringfügige Entlastung durch die vorhandene Ausgleichklappe bringt hier sofort Abhilfe.

Die zweite Vorschrift betrifft den Fall des einseitigen Triebwerksausfalles bei freiem Seitenruder. Das Flugzeug kompensiert dann für den stationären Geradeausflug das Triebwerksmoment um die Hochachse durch Schieben und die Schiebekraft durch Hängen. Die Anwendung dieser Vorschrift auf N-20 ist auf Kurvenblatt 7 dargestellt. Auch dieser Fall darf als in Ordnung erachtet werden.

U.S.ARMV-Vorschrift.

Hier wird ein Schiebewinkel von 10° zugelassen und bei $V = 1,2 V_{S1}$ muss die aufzuwendende Fusskraft kleiner sein als 81,5 kg.

Wie Kurvenblatt 8 zeigt, ist auch diese Vorschrift beim N-20 eindeutig erfüllt.

Bei den grossen Fluggeschwindigkeiten kann das Schubmoment des äussersten Triebwerkes beim plötzlichen Ausfall, wie obengenannte Diagramme zeigen, z.B. bei 900 km/h durch einen Seitenruderausschlag von 2° oder durch einen Schiebewinkel von 2° ausgeglichen werden. Dieser Einfluss auf das Flugzeug ist somit äusserst gering. Es erhebt sich hier allerdings die Frage, ob nicht durch das Aussetzen des Triebwerkes die Strömungsverhältnisse am Einlauf bei der Flügelvorderkante stark geändert werden und dadurch ungünstige Einwirkungen auf das Flugzeug sich ergeben. Dies wäre denkbar, wenn die Durchsatzluftmenge beim Triebwerksausfall sich stark vermindern würde. Wie diese sich ändert, hängt nun aber von den Charakteristiken der Hauptmaschine und der Zusatzgebläse sowie in grossem Masse auch von der Regulierung der Düsenklappen ab. Diese Grössen sind heute noch nicht eindeutig bekannt, so dass diese Frage quantitativ noch nicht beantwortet werden kann. Grundsätzlich hat man es jedoch in der Hand, die Regulierung so zu gestalten, dass bei Triebwerksausfall im Bereich hoher Fluggeschwindigkeit die Durchsatzluftmenge nur unbedeutend verringert wird, wobei dann praktisch keine Störungen der Strömung am Flügel auftreten sollten.

Abschrift:

Du

bearbeitet:

Ha

geprüft

6.5.1950.

Steuerbarkeit

FP 3902/6

Blatt 10

4.4. Steuerbarkeit aus der Vrille.

Die im Trudelkanal durchgeführten Autorotationsversuche (siehe Bericht FP 3174/1) zeigten, dass für den Flügel allein gewisse Anstellwinkelgebiete mit Autorotation bestehen. Zusammen mit Rumpf und Seitenleitwerk sind diese Zonen vollständig verschwunden; es wurde also keine Autorotation mehr festgestellt. Dies deutet darauf hin, dass die Tendenz des Flugzeuges zur Vrille gering sein wird. Die Steuerbarkeit aus der Vrille selbst dürfte gewährleistet sein, da nicht nur die Autorotationstendenz fehlt, sondern auch sämtliche Ruder und speziell das Seitensteuer weitgehendst von aerodynamischer Abschirmung durch andere Flugzeugteile (wie z.B. Abschirmung des Seitenleitwerkes durch ein Höhenleitwerk) verschont bleiben. Um jedoch in dieser Hinsicht vollständig sicher zu gehen, haben wir die Herstellung eines Freitrudelmodells in Angriff genommen, das hierüber quantitativ Aufschluss geben soll.

5. EINFLUSS DER AUFSATZBEULEN UEBER DEM FLÜGELPROFIL.

Unsymmetrische Strömungsverhältnisse und damit eine Wirkung um die Flugzeughochachse im Hochgeschwindigkeitsflug sind durch die Ansatzbeulen bei Schiebewinkeln zu erwarten. Diese Wirkungen sind aber sicher viel geringer, als sie z.B. beim Vampire durch die am Flügel angehängten Waffenlasten verursacht werden. Ferner lässt sich überlegungsmässig zeigen (siehe nachfolgende Skizze), dass allfällige Störungen ein stabilisierendes Moment um die Hochachse ergeben und in dieser Hinsicht also keine ungünstige Wirkung ausüben werden.

Die Störung wird sich als örtliche Widerstände W_1 und W_2 an den Beulen auswirken. Man sieht, dass am vorschiebenden Flügel diese Widerstandskraft den grösseren Hebelarm in bezug auf den Schwerpunkt besitzt als am rückschiebenden Flügel. Das aus W_1 und W_2 resultierende Moment will das Flugzeug in die Flugrichtung zurückdrehen. Vermutlich wird auch am vorschiebenden Flügel infolge Verkleinerung der Pfeilung diese Störkraft früher auftreten als auf der anderen Flügelhälfte, wo sich eine Pfeilungsvergrösserung ergibt.

Abschrift:

Du

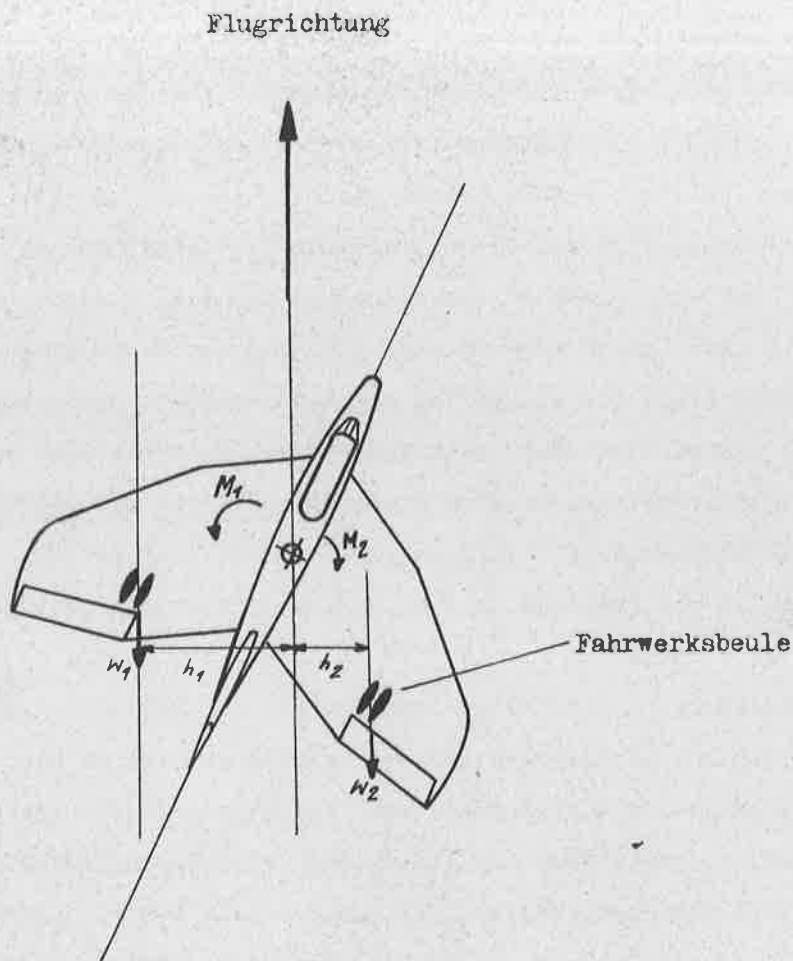
bearbeitet:

Ha

geprüft

6.5.1950.

Auch dieser Einfluss wirkt stabilisierend, so dass also bezüglich der Fahrwerksbeulen grosse Bedenken nicht am Platze zu sein scheinen.



$$w_1 \sim w_2$$

$$h_1 > h_2$$

$$|M_1| > |M_2|$$

Abschrift:

Du

bearbeitet:

Ha

geprüft

6.5.1950.

6. BEMERKUNGEN ZUM UNFALL DES GLEITERS N - 20.

Den in den bisherigen Abschnitten aufgeführten theoretischen Ergebnissen scheint zum Teil, nämlich inbezug auf den Umschulungsunfall, die praktische Erfahrung am Gleiter zu widersprechen. Vergleiche hierzu Gleiterbericht FP 3209/5.

Die Vermutung, dass es sich hierbei um einen Abkippvorgang handelte, ist eindeutig widerlegt durch die registrierten Flugdaten, wonach die Anfluggeschwindigkeit durchwegs um 60 bis 100 km/h über der Minimalgeschwindigkeit lag. Der Unfall wurde ausgelöst durch den Entschluss des Piloten, in Bodennähe Brems- oder S-Kurven zu fliegen (welcher Entschluss vom Piloten durch Anflughöhe und Platzverhältnisse begründet wird). Zudem muss man sich vergegenwärtigen, dass Herr Mathez inklusive Unfallflug nur 3 1/2 Minuten Freiflug auf dem Gleiter absolviert und hierbei noch keinerlei Gelegenheit hatte, mit diesem Flugzeug eine ausgesprochene Kurve zu fliegen. Innerhalb der verfügbaren Flugstrecke konnte es sich übrigens bei diesen S-Kurven im wesentlichen nur um rasche Kurvenwechsel-Manöver und keinesfalls um sauber geflogene Kurven handeln. Hierfür hat dem Piloten die Erfahrung auf diesem Flugzeugtyp vollständig gefehlt und in solchen Manövern musste die Tendenz zum Uebersteuern (wegen Schwergängigkeit und Massenträgheit der Querruder) wie auch Schieben (wegen geringer Seitenruderbetätigungskräfte) nachteilig zur Auswirkung kommen. Die Bodennähe und die Motorlosigkeit des Gleiters machten hierauf, nach dem Eintreten von anormalen Fluglagen, den Unfall unvermeidlich.

Die durch die Flügelpfeilung veränderten Schieberollmomente waren dem Piloten im Prinzip neu. Dies war schon bei der Einweisung von Herrn Läderach auf den Gleiter der Fall, wo sich der Pilot jedoch nach kurzer Einübung in genügender Höhe mit dieser Eigenschaft vertraut machte und sie beherrschte. Dass der Pilot sich leicht an den Einfluss der Flügelpfeilung gewöhnt, beweisen auch die Erfahrungen mit entsprechenden Jagdflugzeugtypen wie North-American F-86, Hawker P-1052 und Supermarine 510.

Es ist hervorzuheben, dass der Pfeilungseffekt im Langsamflugbereich am stärksten zum Ausdruck kommt. Aber gerade hier zeigten die vielen Gleiterversuche von Herrn Läderach (mit 7 Stunden Freiflugzeit) in Bestätigung der theoretischen Resultate eine

Abschrift:

Du

bearbeitet:

Ha

geprüft:

6.5.1950.

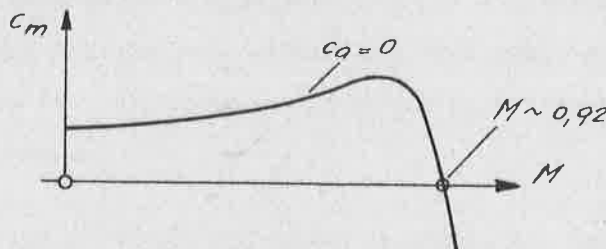
grosse Kurs-Quer-Stabilität des N - 20, die für Anflug und Landung erwünscht ist. Aus dem Gleiterunfall glauben wir allerdings die Lehre folgern zu können, dass es richtig ist, dem Piloten ein allfälliges Schieben des Flugzeuges möglichst deutlich und sinnfällig spürbar zu machen, das heisst, den aerodynamischen Ausgleich der Seitenruder auf ein Minimum zu bemessen.

7. BEMERKUNGEN ZUM UNFALL DES FLUGZEUGES DE HAVILLAND DH-108 "SWALLOW".

Nach den Informationen, die Herr Greinacher letzthin aus England zurückbrachte, führt die Firma DE HAVILLAND den ersten Unfall (Geoffrey de Havilland) sowie die Zerstörung des zweiten Flugzeuges auf Längsschwingungen zurück.

Eingehende Untersuchungen und Flugmessungen der Firma hätten gezeigt, dass die Flugzeuglängsdämpfung, in Abhängigkeit von der Flug-Machzahl betrachtet, bei $M \sim 0,87$ ein Minimum aufweise. Diese Dämpfung sei zudem höhenabhängig und werde mit abnehmender Höhe geringer. In Höhen unterhalb 5000 ft gehe bei $M \sim 0,87$ die Dämpfung in Anfachung über, wobei dann Längsschwingungen auftreten, die laut Registrierungen eine Frequenz von 3,2 Hertz aufweisen und zu Vertikalbeschleunigungen von -3 g bis $+5\text{ g}$ führten (*).

Aus früheren Informationen ist ferner bekannt, dass der Längsmomentenverlauf des Flugzeuges etwa folgenden Charakter aufweist.



(* Anmerkung: Diese Information deckt sich mit den uns von Herrn Whimpenny, Aerodynamiker der Firma De Havilland, anlässlich seines Besuches gemachten Angaben.

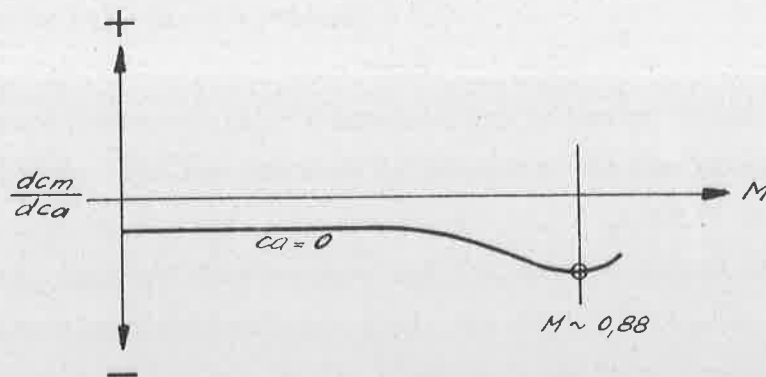
Abschrift: Du

bearbeitet: Ha

geprüft

6.5.1950.

und speziell in der Gegend von $M \sim 0,9$ eine Unstetigkeit im Sinne eines starken Abfallens des Momentes in Richtung kopflastig zeigt. Eine ähnliche Unstetigkeit ist auch im Verlauf von dcm/dca enthalten, der etwa wie folgt aussieht:



Selbstverständlich ist es für uns nicht möglich, mit diesen wenigen aerodynamischen Brocken die Unfallursache resp. die Ursache für diese Längsschwingungen eindeutig zu eruieren. Trotzdem wollen wir eine Deutung versuchen, denn nur so lässt sich ein Aufschluss gewinnen, ob und bei welcher Machzahl beim N - 20 ebenfalls mit dieser Erscheinung zu rechnen ist.

Vorerst wäre nun eigentlich die Frage zu beantworten, ob die aufgetretenen Schwingungen als eine Längsstabilitätsschwingung oder eventuell gar als ein Flutterfall des Flugzeuges aufzufassen sind. Obwohl rein mathematisch gesehen eine enge Verwandtschaft zwischen diesen beiden Schwingungsfällen besteht, dürfen die aufgetretenen Erscheinungen aus folgenden Gründen wohl richtiger als Stabilitätsschwingung bezeichnet werden:

- a) Die Schwingungsfrequenz ($\nu \sim 3,2$ Hertz) liegt sicher viel tiefer als die tiefste Eigenschwingungsfrequenz des Flugzeuges. Dies will heissen, dass am Schwingungsvorgang der elastische Energieanteil geringfügig war. Selbstverständlich wird damit die Wirkung der durch die Luftkräfte hervorgerufenen Deformation (Aeroelastizität) nicht ausgeschlossen.
- b) Die niedrige Schwingungsfrequenz zusammen mit der hohen Flugeschwindigkeit führt auf so kleine "reduzierte Frequenzen", dass

Abschrift:

Du

bearbeitet:

Ha

geprüft

6.5.1950.

die instationären Luftkräfte der Schwingung praktisch als quasi-stationär betrachtet werden dürfen, d.h. für die Luftkräfte können die im Windkanal stationär gemessenen Werte herangezogen werden.

Für das dynamische Längsstabilitätsverhalten ist in erster Linie das statische Längsstabilitätsmass dcm/dca und erst in zweiter Linie die Längsdämpfung massgebend. Auch mit Längsdämpfung 0 können die Längsschwingungen gedämpft sein. Es ist deshalb eher zu vermuten, dass die Schwingungen auf fehlende statische Längsstabilität im kritischen Machbereich zurückzuführen sind. Die Möglichkeit einer solchen Schwingungsursache lässt sich z.B. für das in der Konzeption ähnliche deutsche Raketenflugzeug Me-163 nachweisen, über das der Bericht "K.T.A. Nr. 536 Am" die notwendigen, im Windkanal bestimmten Messwerte enthält.

Auf beiliegendem Kurvenblatt 9 ist im Diagramm 1 die Machzahl-Abhängigkeit von dcm/dca für verschiedene Auftriebswerte c_a als Parameter aufgetragen. Die Momente sind hierbei auf die geschätzte Schwerpunktslage bezogen worden. Man sieht, dass alle Kurven im Bereich oberhalb $M \sim 0,76$ stark un stetigen Charakter aufweisen. Interessant ist der qualitativ übereinstimmende Verlauf der Kurve für $c_a = 0$ mit dem Verlauf beim "Swallow" (Skizze auf Blatt 14). Auch hier zeigt sich der Kompressibilitätseinfluss in einem Abbiegen der Kurve in stabilem Sinne, bis zu einem maximalen Wert bei $M = 0,85$ (horizontale Tangente) und danach starkes Zurückgehen in Richtung instabil. Auffallend ist übrigens auch die Uebereinstimmung im Charakter des c_m - Verlaufes (siehe K.T.A. Bericht Blatt Nr. 9), nur dass beim Me-163 c_m bei $M \sim 0,88$ (gegenüber $M \sim 0,92$ beim Swallow) durch 0 geht.

Diagramm 2 zeigt uns die aus Diagramm 1 ermittelte Abhängigkeit des statischen Stabilitätsmasses vom Auftriebsbeiwert c_a für die drei Machzahlen 0,75, 0,80 und 0,84. Hier sieht man nun ganz deutlich, dass c_a - Bereiche existieren (schraffiert dargestellt), in denen das Flugzeug statisch und damit auch dynamisch längs-instabil ist. Dass hierbei nicht eine aperiodische, sondern eine Schwingungsinstabilität zu erwarten ist, kann man leicht einsehen, wenn man sich den Vorgang bei einer auftretenden Störung vorstellt: Nehmen wir den Zustand $c_a = 0,1$ bei $M = 0,84$ an. Tritt eine Störung, z.B. eine Bö hinzu, die den Anstellwinkel des Flugzeuges vergrössert, dann wird das Flugzeug, da es in diesem Punkte ja statisch instabil ist, weiter in Richtung zu-

Abschrift:

Du

bearbeitet:

Ha

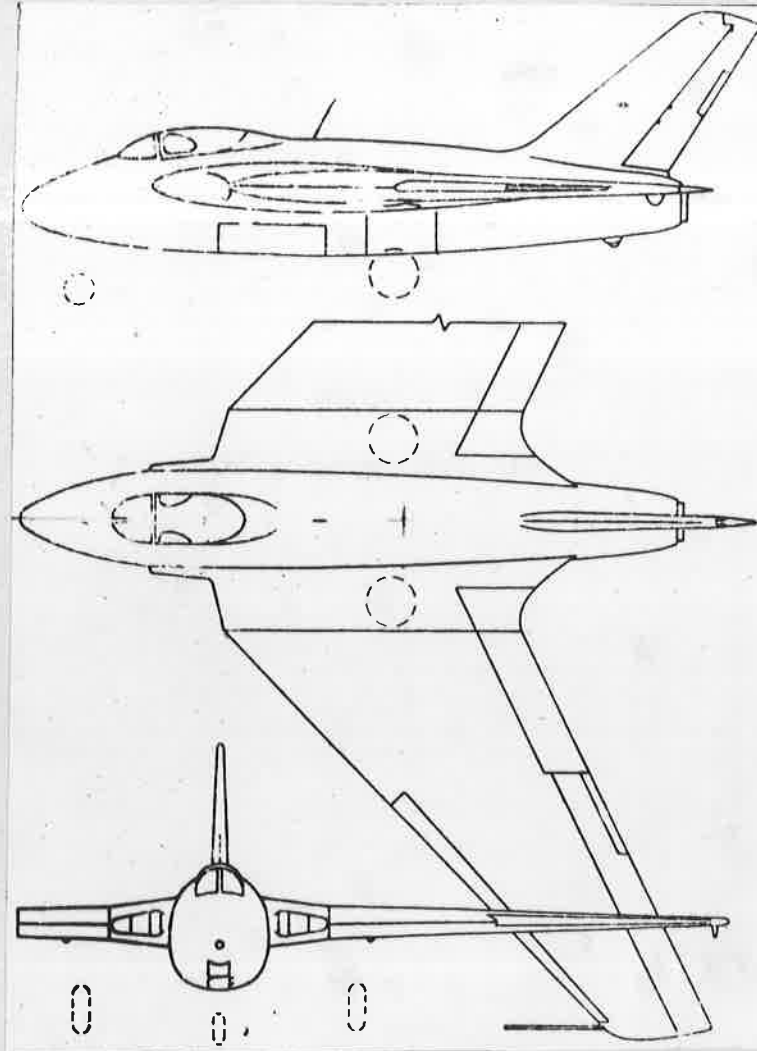
geprüft

6.5.1950.

Bemerkungen zum Unfall des Flugzeuges De Havilland "Swallow"

FP 3902/6

Blatt 16



Swallow D.H. 108

Me-163 B

Hand-drawn sketches of the Me-163 B aircraft. The top view shows the delta wing and tail. The side view shows the fuselage and tail. A detailed view of the wing shows the leading edge and trailing edge.

<i>Flügel</i>	
<i>Wurzelschiff</i>	
<i>Dickenverhältnis</i>	14%
<i>Dickenschichtlage</i>	30%
<i>Wölbung</i>	60%
<i>Wölbungsschichtlage</i>	25%
<i>Profil am Tragelende</i>	
<i>Dickenverhältnis</i>	8%
<i>Dickenschichtlage</i>	25%
<i>Wölbung</i>	0%
<i>Seitenverhältnis</i>	4,5

*Der Flügel ist ungeschränkt
 Pfeilwinkel des Flügels bei 0,25 c_l γ = 23,26°
 Profil mit 5-Schlag*

Abschrift: Du

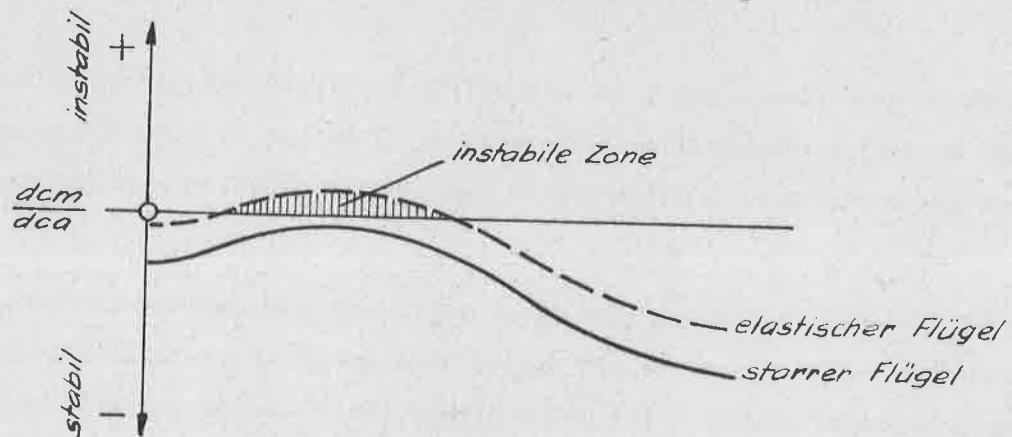
bearbeitet: Ha

geprüft

6.5.1950.

nehmenden Anstellwinkels (vergrösserndes c_a) auswandern, wobei die Winkelgeschwindigkeit des Aufrichtens andauernd zunimmt. Oberhalb $c_a \sim 0,25$ verlaufen die Luftkraftmomente in stabilem Sinne, also rücktreibend. Die Anstellwinkelzunahme wird in diesem Gebiete abgebremst und das Flugzeug wieder zurückbewegt. Es pendelt nun auf die andere Seite der Instabilitätszone, wo der Ausschlag aber auch wieder durch das anschliessend stabile Gebiet unterhalb $c_a < 0,06$ begrenzt wird.

Beschleunigungsgrössen und Frequenz, wie sie beim "Swallow" gemessen wurden, lassen sich auf diese Weise erklären. Selbstverständlich kann qualitativ die Grösse und Lage der Instabilitätszonen beim "Swallow" weitgehend verschieden vom Me-163 sein. Es ist denkbar, dass diese instabilen Zonen sich erst zusammen mit dem zusätzlichen instabil wirkenden Einfluss der elastischen Flügelverformung bilden.



Dies gäbe auch eine Erklärung, warum beim "Swallow" die Instabilität erst in Bodennähe auftritt, denn dort kommen die aeroelastischen Einflüsse infolge der grösseren Luftdichte am stärksten zur Auswirkung.

NB. Den Einfluss der Aeroelastizität vermögen wir für den Swallow nicht abzuschätzen. Falls für die Flügelmittelpartie (Rumpfanchluss) eine statisch analoge Lösung getroffen ist wie beim Typ Vampire - was im Hinblick auf den gleichartigen Triebwerkseinbau zu vermuten ist - , dürfte deren Einfluss auf die Flügeldeformationen bei einer Pfeilflügelanordnung erheblich sein. Es stellt sich sogar die Frage, ob nicht als eigentliches

Abschrift:

Du

bearbeitet:

Ha

geprüft

5.6.1950.

Problem der beobachteten Instabilität die Flügel Pfeilung in Verbindung mit diesem ungewöhnlichen statischen Aufbau zu betrachten ist (und weniger die Quasi-Murflügelbauart).

Es wäre nun sehr zu begrüssen, wenn durch weitere Erkundigungen in England die Richtigkeit obiger Darlegungen geprüft werden könnte.

8. SCHLUSSFOLGERUNG.

Die im Zusammenhang mit den Swallow-Unfällen von der K.T.A. gestellten Fragen betr. Entwicklungsprobleme N - 20 wurden in vorliegender Stellungnahme auf Grund von experimentellen und theoretischen Untersuchungen sowie der Gleiterergebnisse beantwortet.

Nach sämtlichen uns verfügbaren Unterlagen liegt kein Grund vor, dass die Konzeption des N - 20 hinsichtlich der aufgeworfenen Fragen für den vorgesehenen Geschwindigkeitsbereich grössere Schwierigkeiten bieten würde als Flugzeuge normaler Bauart. Stabilität und Steuerbarkeit sind sowohl im Langsamflug als auch im Hochgeschwindigkeitsflug nachgewiesen und der verstärkte Schiebeeinfluss stellt kein aussergewöhnliches Problem dar.

Die Möglichkeit der Weiterentwicklung über $M > 0,92$ hinaus ist von der gegenwärtigen Aufgabe streng zu unterscheiden und kann erst beantwortet werden, wenn im Transonic-Bereich genügend Untersuchungen möglich sind.

Ein direkter Vergleich mit dem "Swallow" ist speziell wegen der stark verschiedenen Flügelstreckung nicht zulässig. Eine Betrachtung der (ausführlich vorliegenden) Momentenkurven des Me-163 führt zu einer Hypothese, die den Swallow-Unfall erklären könnte. Ihre Anwendung auf N - 20, basierend auf vorhandenen Hochgeschwindigkeitsmessungen, zeigt keine solche Längsinstabilität bis zur höchsten gemessenen Machzahl 0,92.

Rückschlüsse aus der Entwicklung des Langstreckenbombers Northrop XB-35 resp. XB-49

Abschrift:

Du

bearbeitet:

Ha

geprüft

6.5.1950.

Schlussfolgerung

FP 3902/6

Blatt 19

auf den N - 20 sind umso unmöglicher, als dieses Flugzeug abgesehen von der extrem unterschiedlichen Flügelstreckung eine reine Nurflügel-Bauart aufweist. Zutreffender ist ein Vergleich mit dem U.S.NAVY-Jäger "Cutlass", der mit dem N - 20 weitgehende Ähnlichkeit, und als Marinejäger auch in der Zielsetzung grundsätzliche Uebereinstimmung mit unsern Verhältnissen aufweist. Bis heute konnten wir in der Fachliteratur über die Eigenschaften und Leistungen dieses Flugzeuges nur Positives lesen.

Betr. Entwicklung N - 20 bleibt das Verhalten oberhalb $M > 0,92$ noch unabgeklärt. Für den unmittelbar interessierenden Betriebsbereich ist noch die Sicherstellung der Steuerbarkeit aus der Vrille erforderlich, was anhand eines Freitrudelmodells noch geschehen soll.

Emmen, den 6. Mai 1950.
Ha/Du

Der Bearbeiter:

W. A. ...

Abschiff:

Du

bearbeitet:

Ha

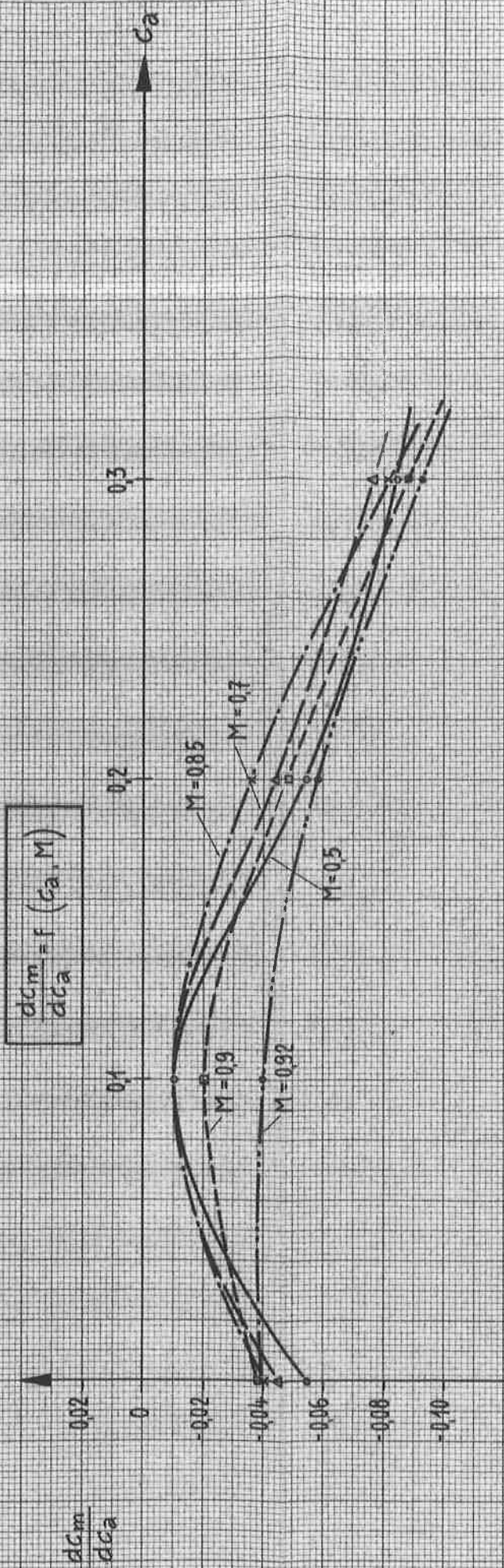
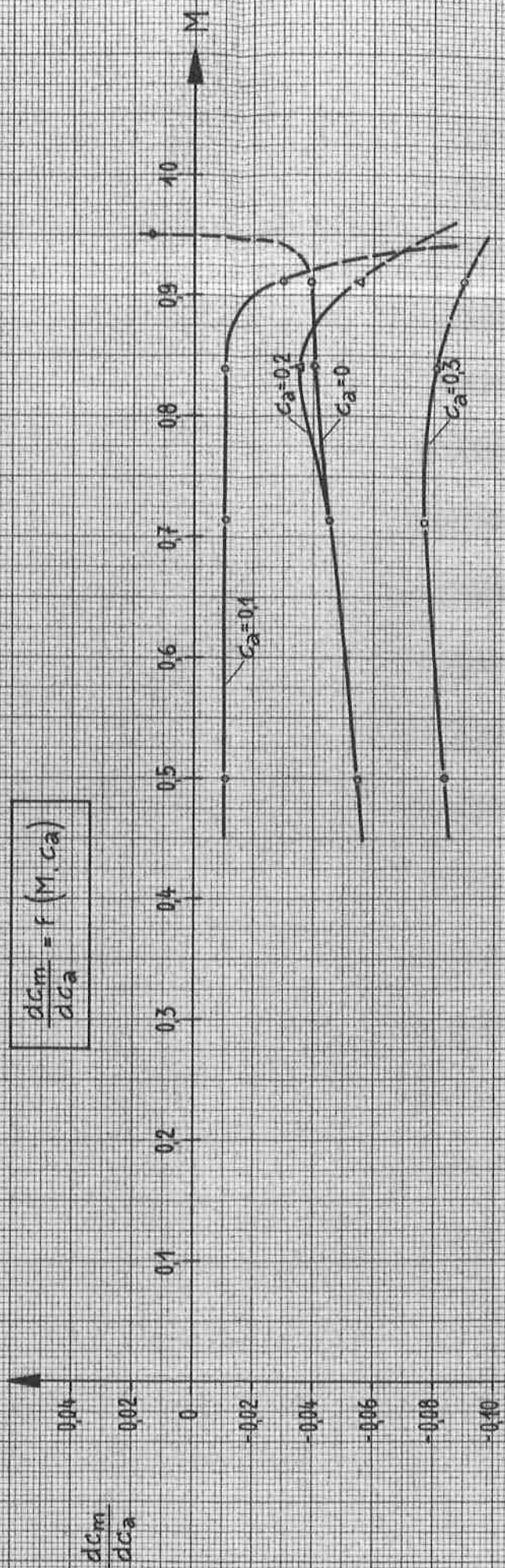
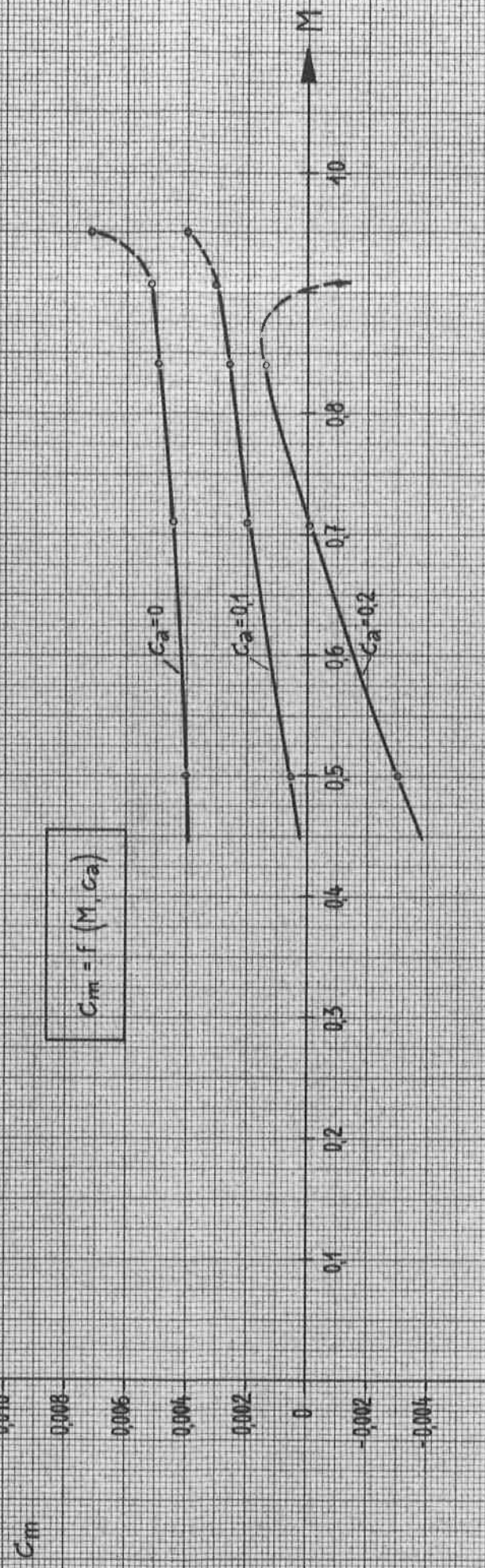
geprüft:

6.5.1950.

N-20

Aerodynamische - Längsstabilitätswerte.

Schwerpunktlage in 55.6 % $\eta = 0^\circ$

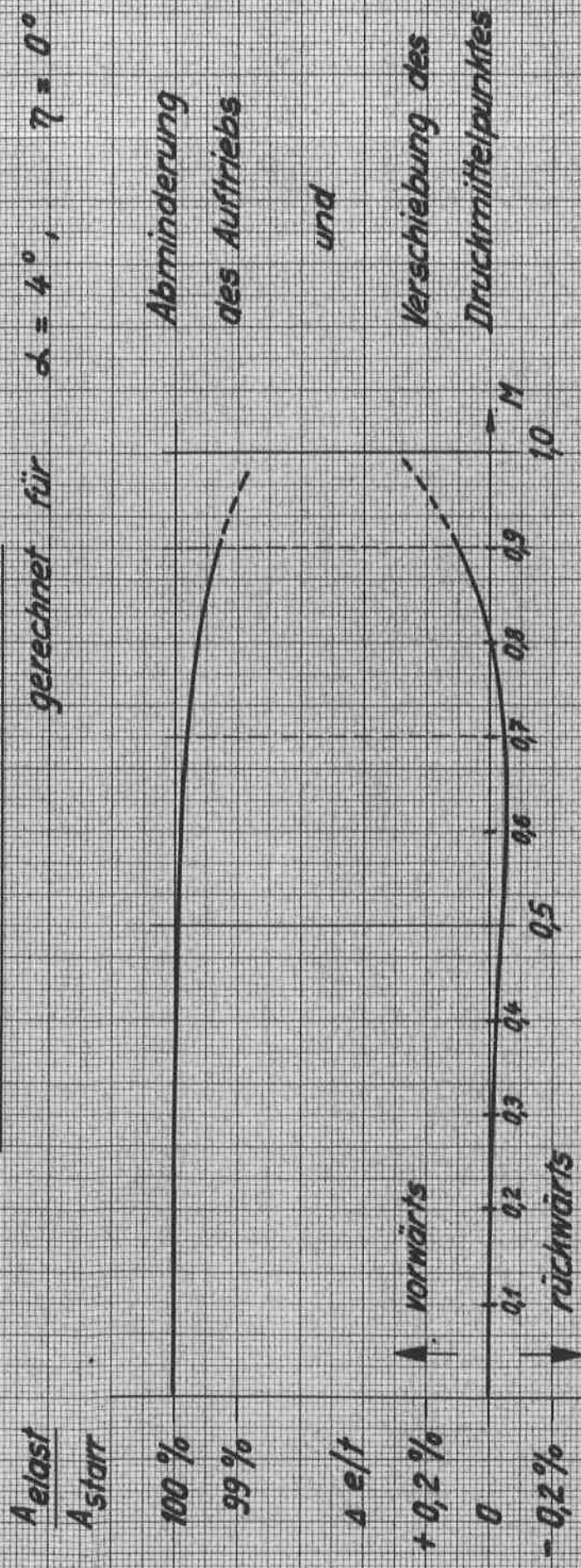


Bemerkungen: Die Werte sind dem Bericht F.P. 1313/7 entnommen und entsprechen dem Fall „Flügel + Rumpf + stumpfer Austritt“. Die Mach-Zahlen wurden für unendlichen Raum korrigiert. In den oberen beiden Diagrammen sind die infolge Kanalversperrung unsicheren Kurvenanteile gestrichelt gezeichnet.

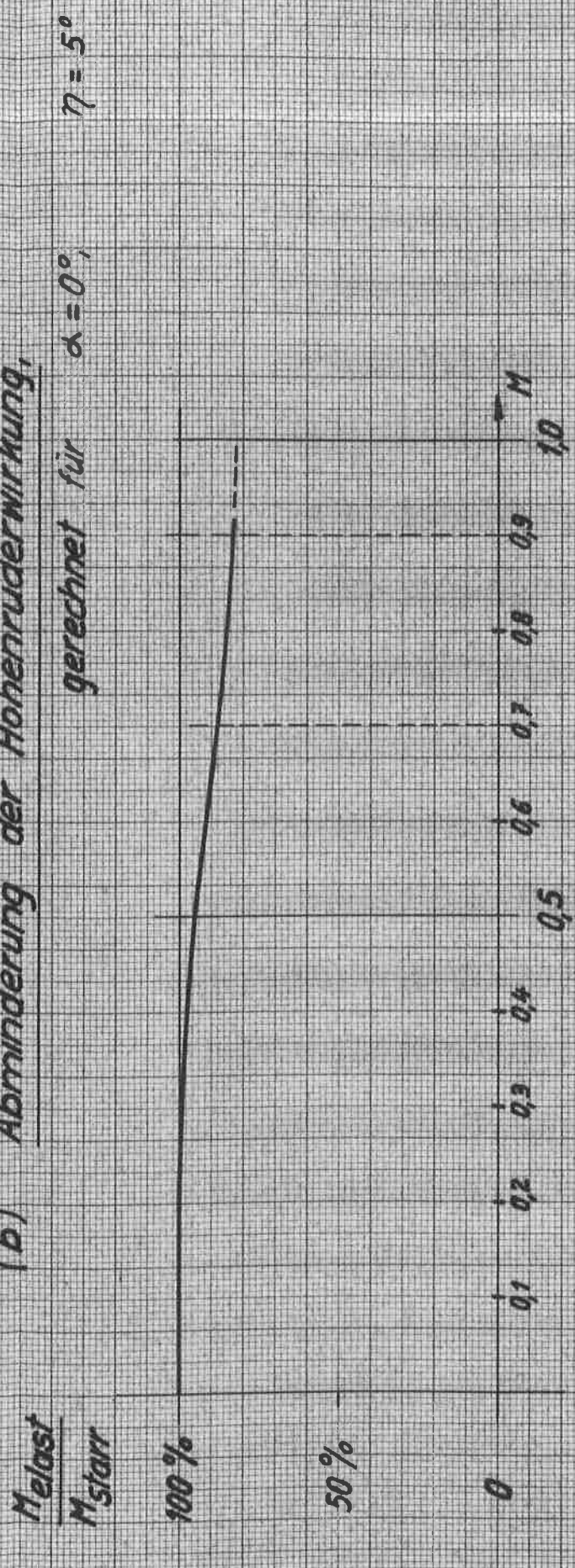
N - 20

Einfluss der Aeroelastizität (in $H=0$)

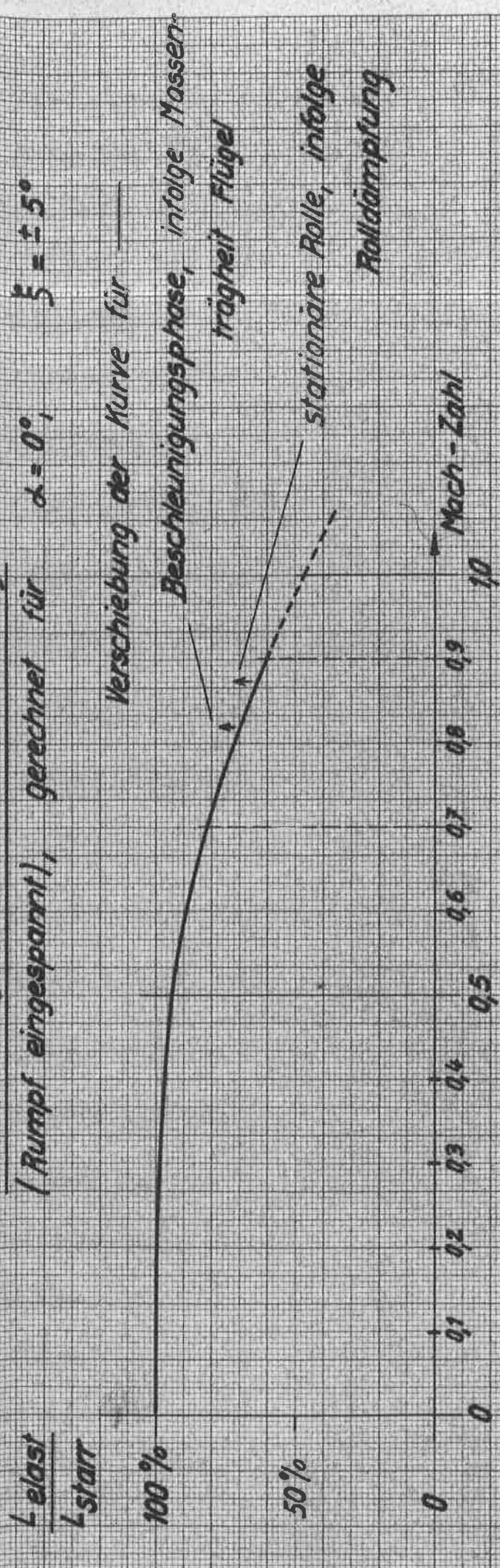
(a) Auftrieb und Druckmittelpunkt,



(b) Abminderung der Höhenruderdwirkung,



(c) Abminderung der Querruderdwirkung

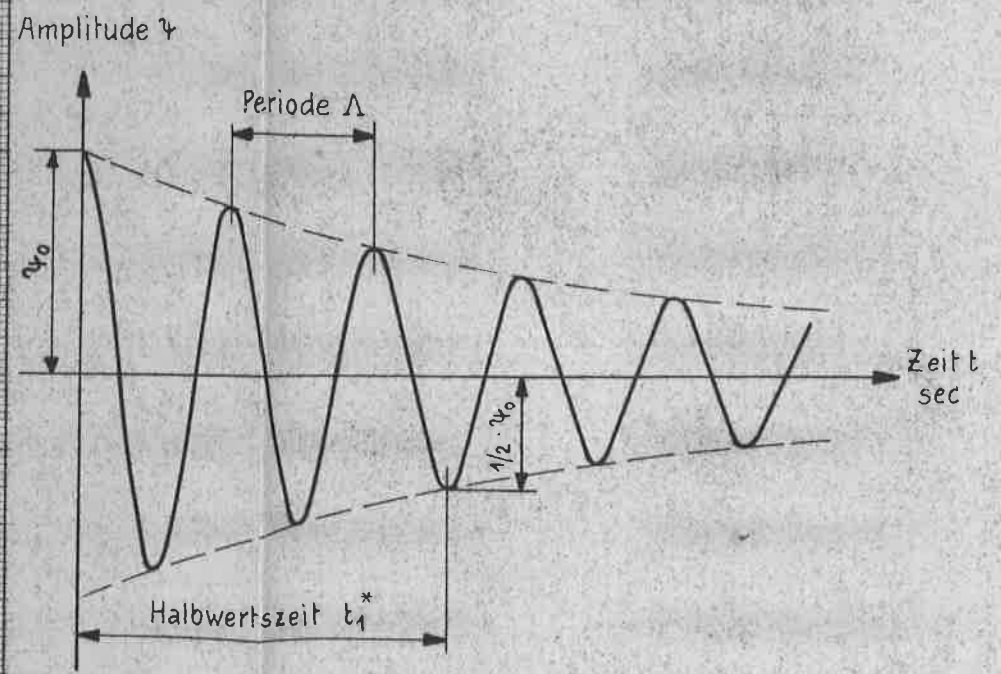


N-20

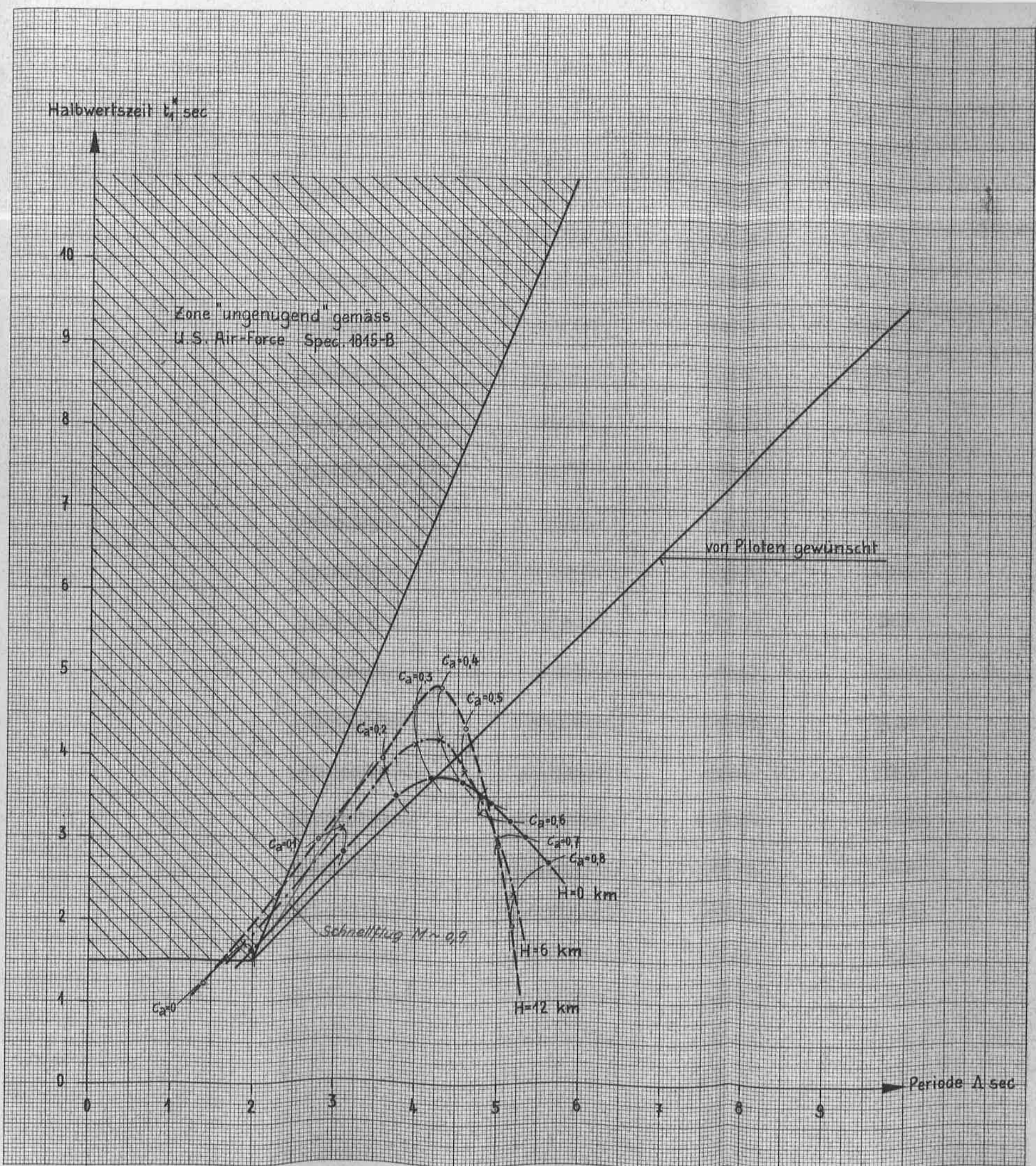
Kurs-Quer-Stabilität mit festem Ruder.
 Mit Berücksichtigung des Flugzeug-Massen-Deviationsmomentes.

Periode und Halbwertszeit für verschiedene Flughöhen und Flugzustände

$G = 8700 \text{ kg}$



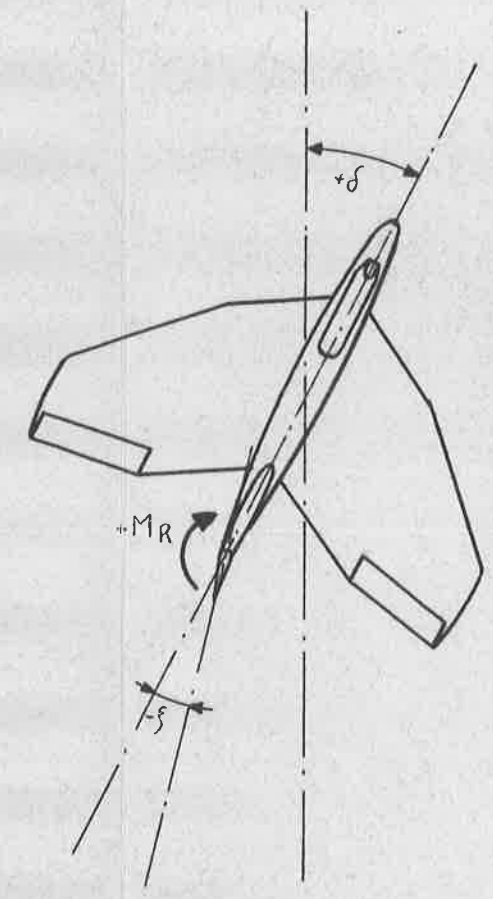
Literatur: Data-Sheets



N-20

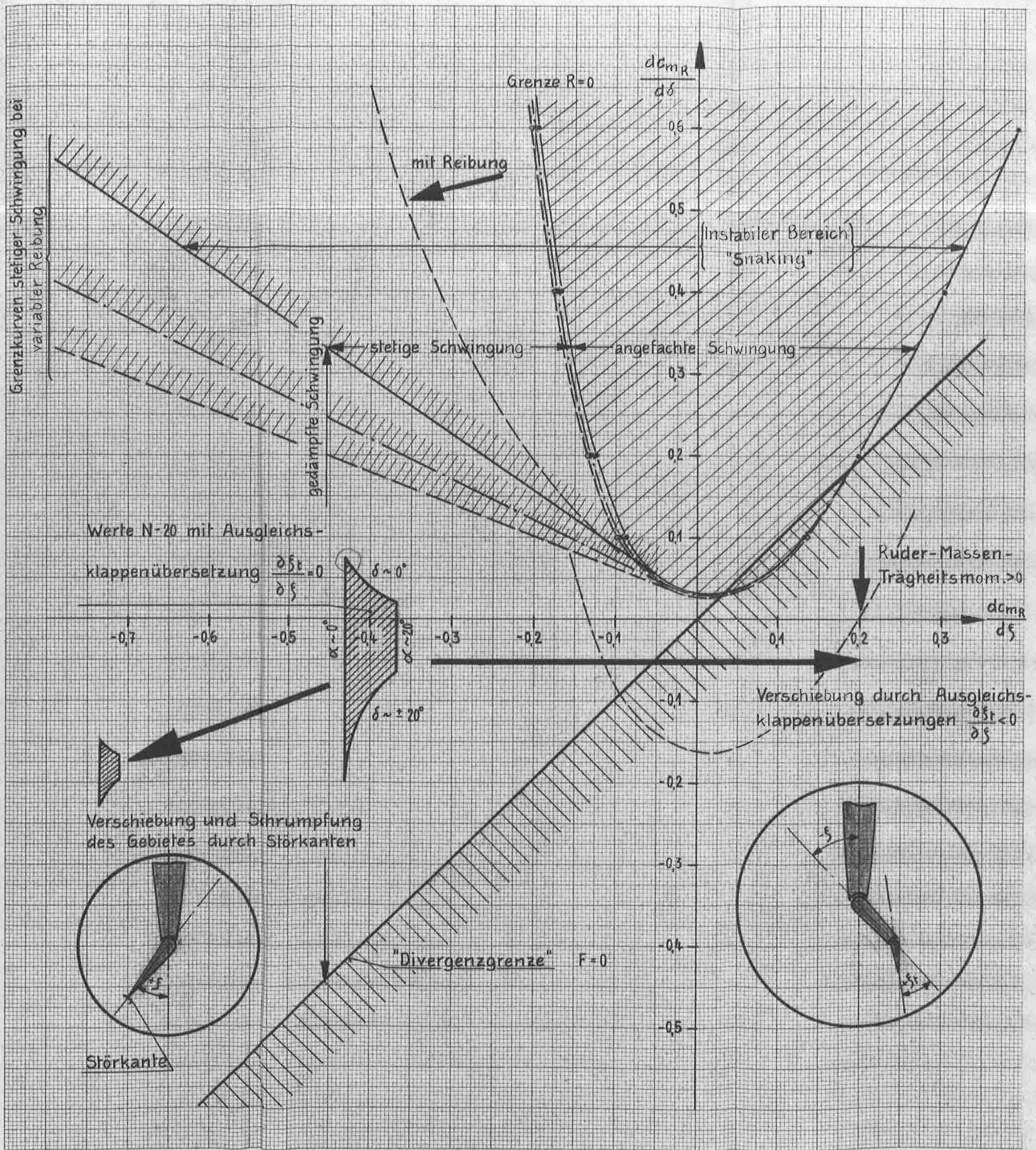
Dynamische Kursstabilität - Ruder frei - "Snaking"

Ohne Berücksichtigung der Reibung und des Ruder-Massen-Trägheitsmomentes



Literatur: NACA-Report Nr. 762

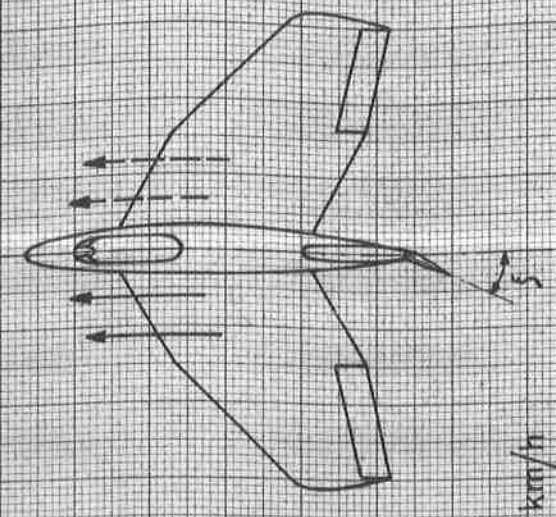
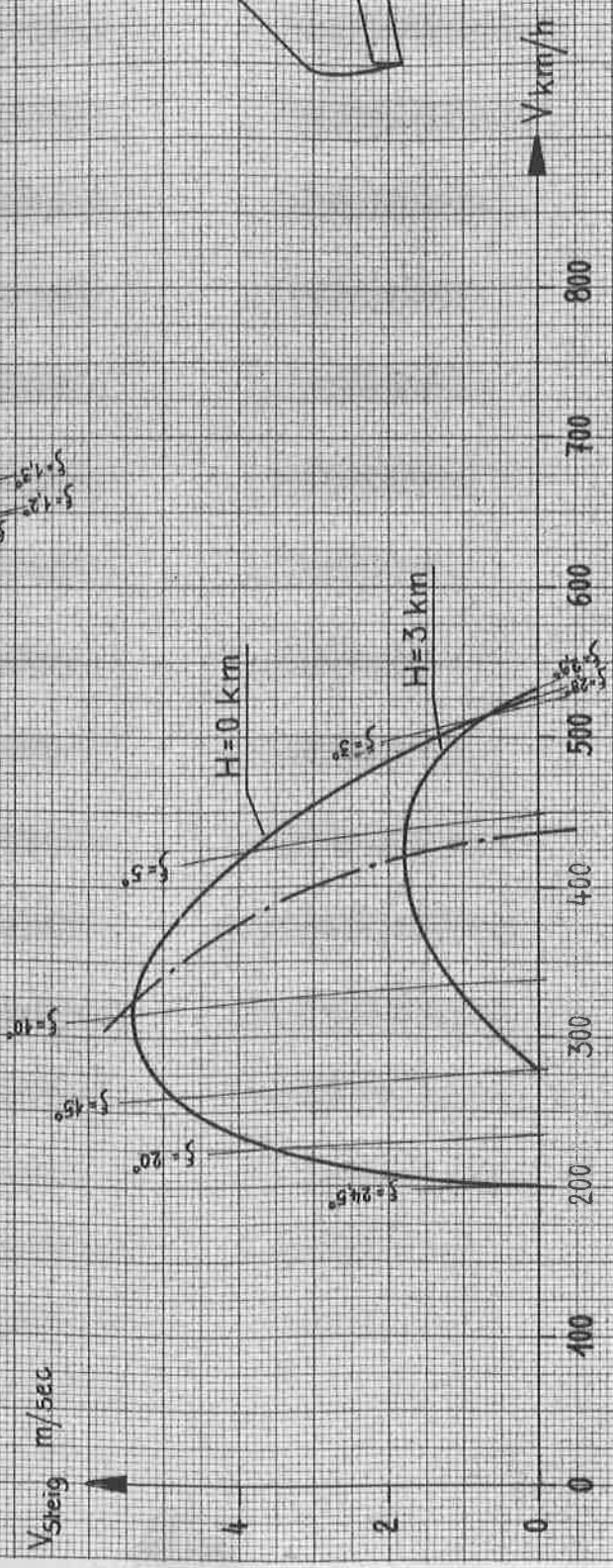
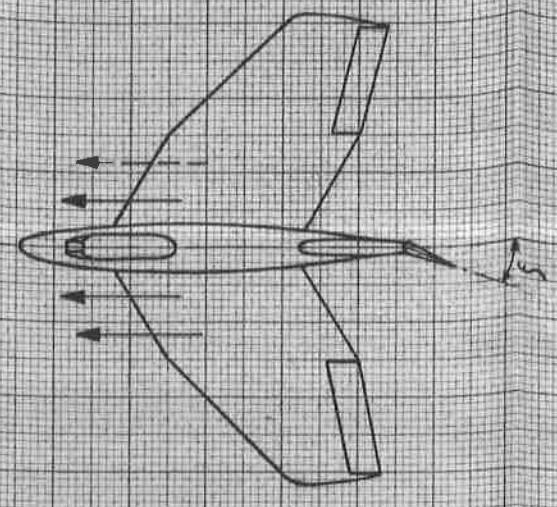
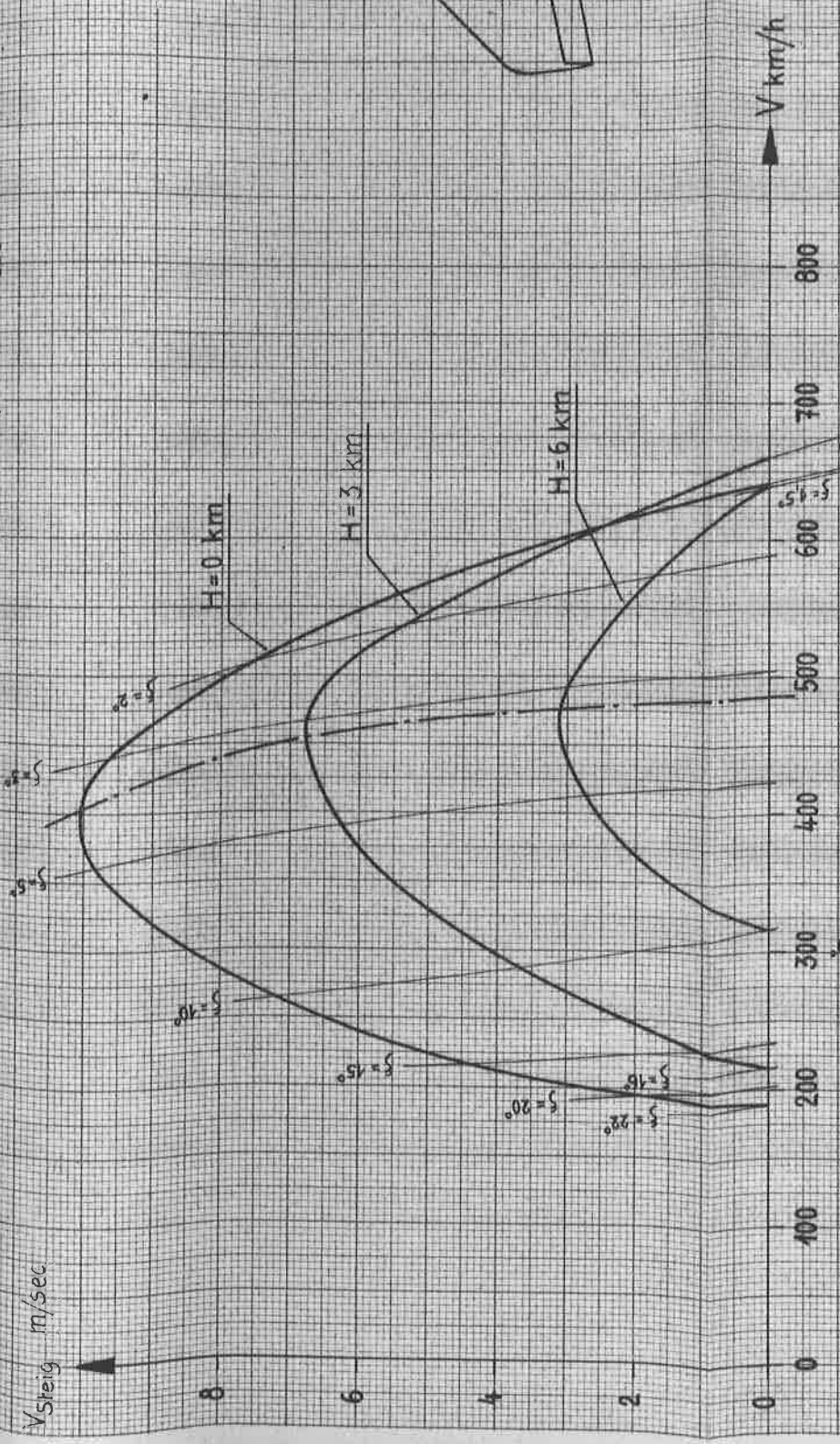
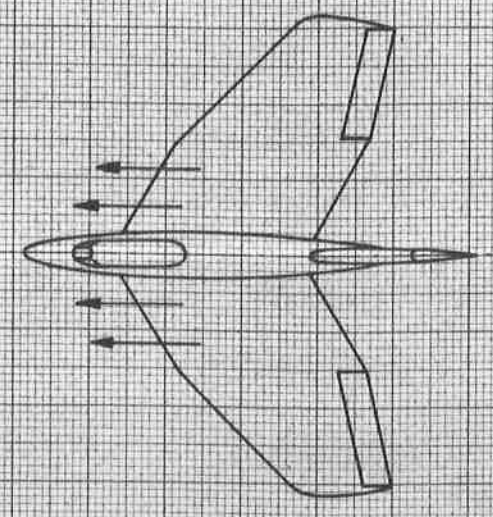
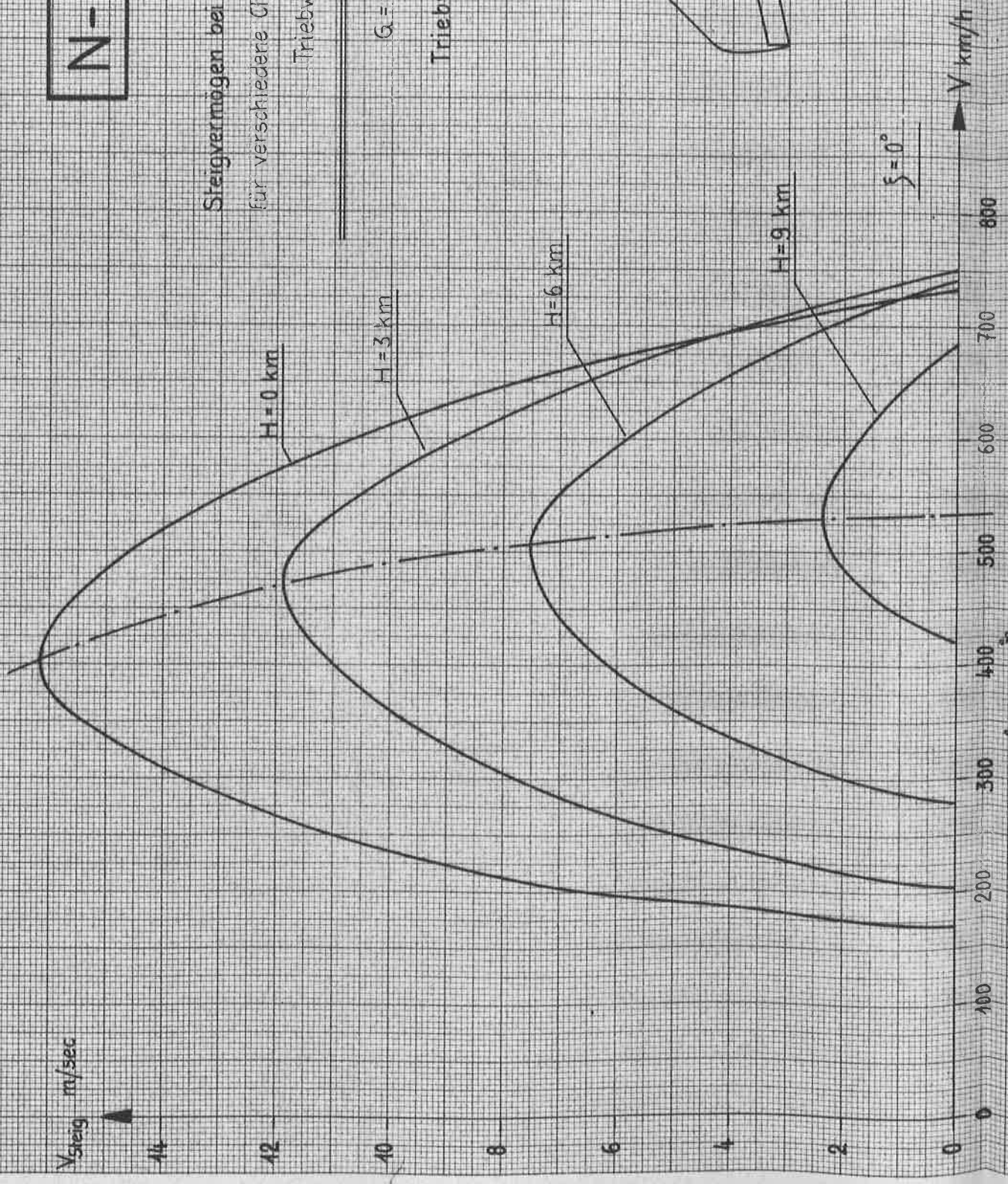
- H= 0 km
- x— H= 6 km
- H= 12 km



N-20

Steigvermögen bei Vollast ohne Zusatzverbrennung
für verschiedene GNR-Flughöhen und einseitigen
Triebwerksausfall.

$G = 8700 \text{ kg}$
Triebwerke SM-01



N-20

SM-01 mit Ueberlast

Einseitiger Ausfall des äusseren Triebwerks

Vorschrift OPACI 2.4.1.1. "Minimum Control Speed" V_{MC}

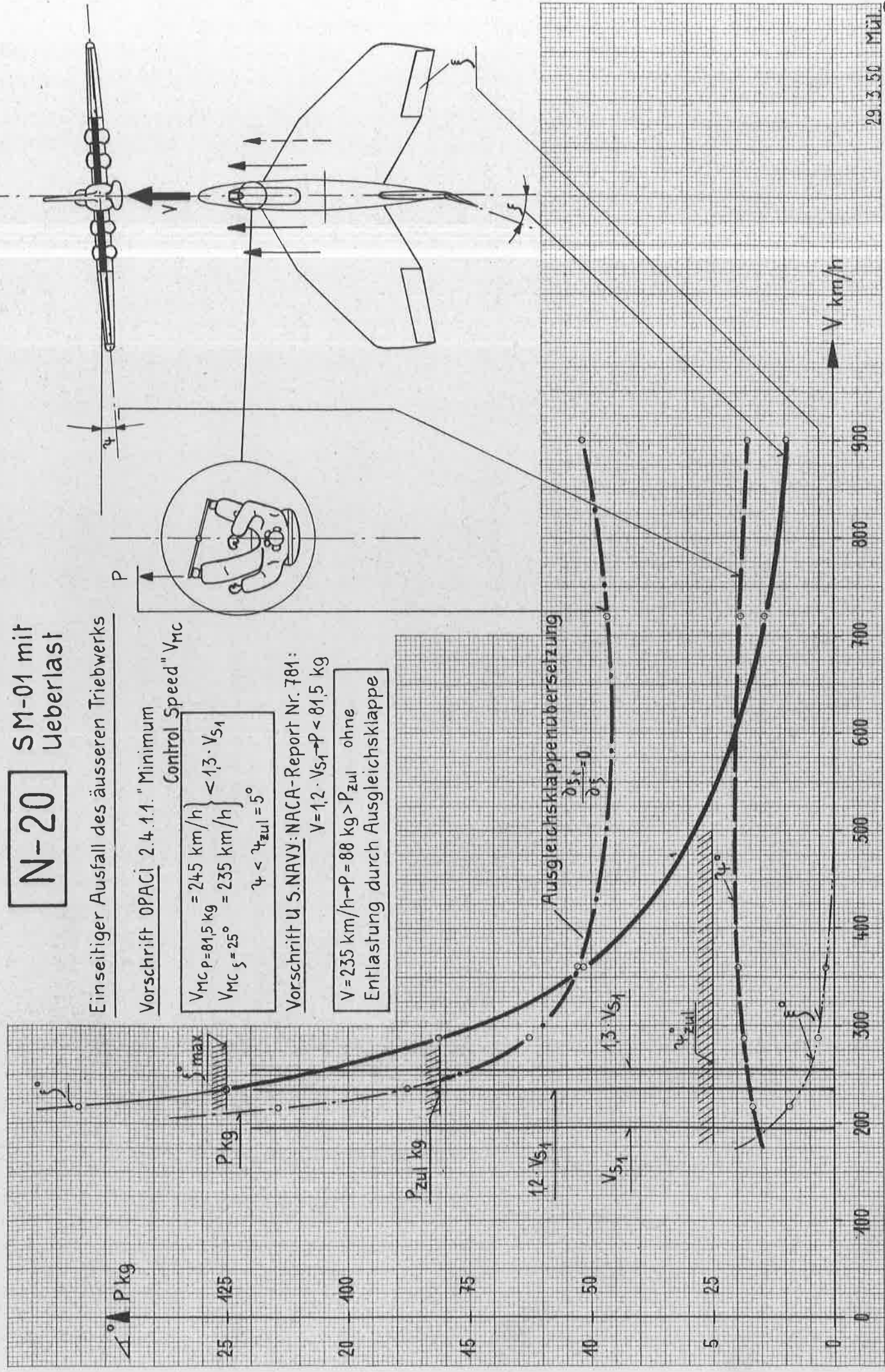
$$V_{MC P=81,5 \text{ kg}} = 245 \text{ km/h}$$

$$V_{MC \xi = 25^\circ} = 235 \text{ km/h}$$

$$\xi < \xi_{zul} = 5^\circ$$

Vorschrift U 5. NAVY: NACA-Report Nr. 781:
 $V = 1,2 \cdot V_{S1} \rightarrow P < 81,5 \text{ kg}$

$V = 235 \text{ km/h} \rightarrow P = 88 \text{ kg} > P_{zul}$ ohne Entlastung durch Ausgleichklappe



N-20

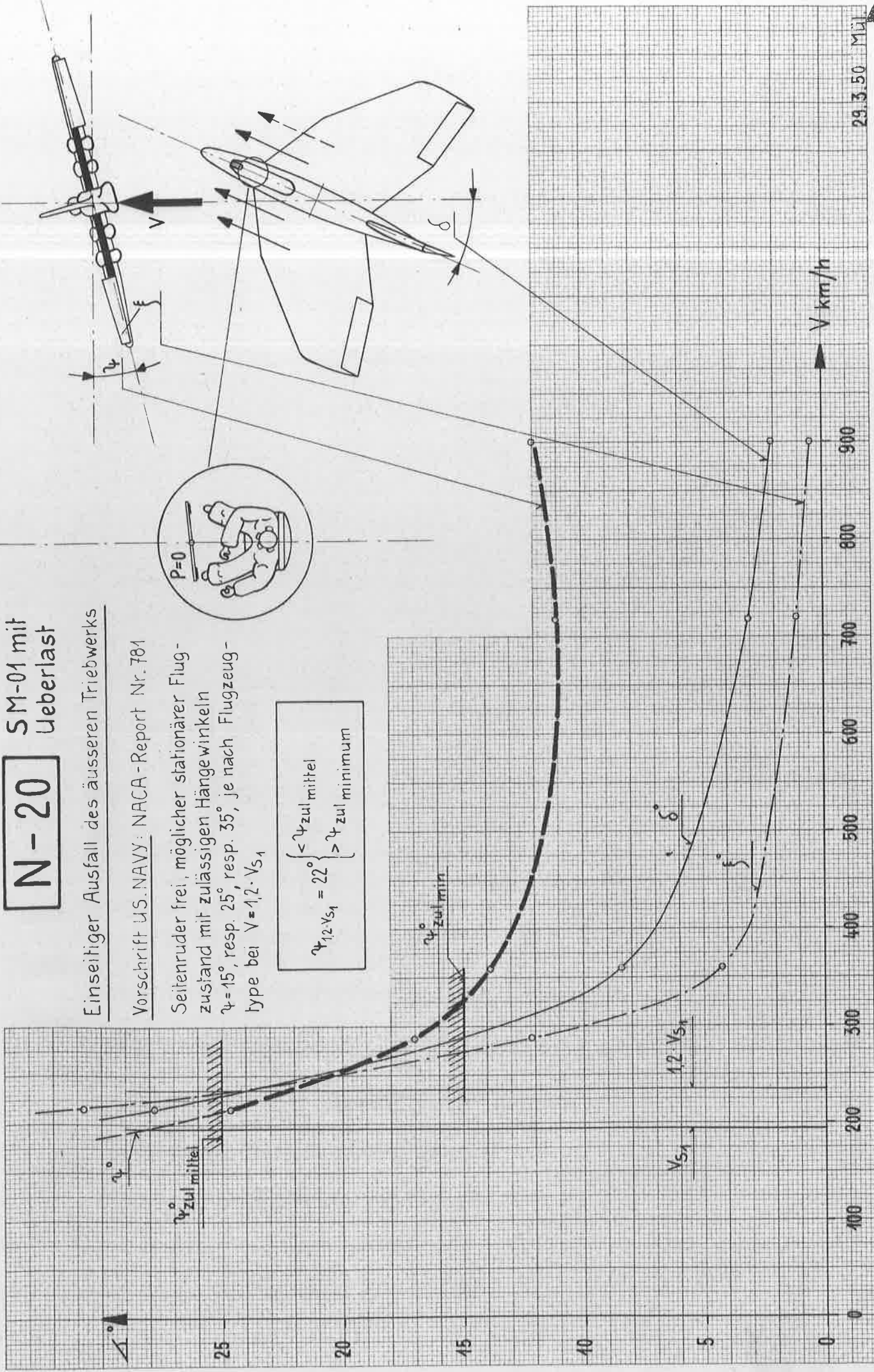
SM-01 mit Ueberlast

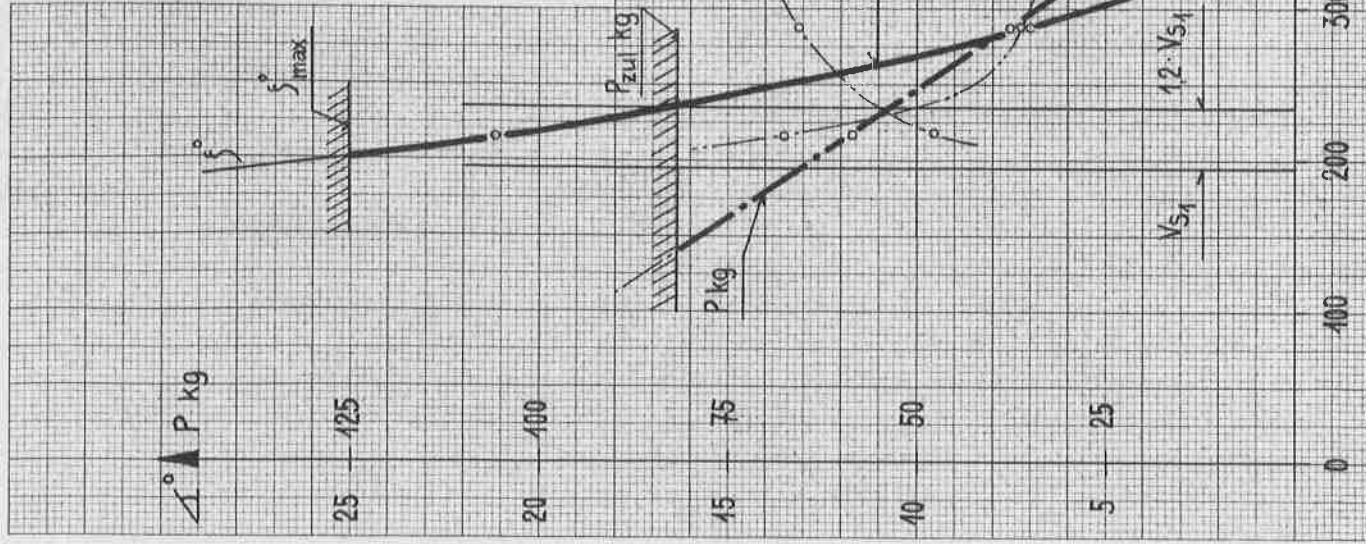
Einseitiger Ausfall des äusseren Triebwerks

Vorschrift US.NAVY: NACA-Report Nr. 781

Seitenruder frei, möglicher stationärer Flugzustand mit zulässigen Hängewinkeln $\gamma = 15^\circ$, resp. 25° , resp. 35° , je nach Flugzeugtype bei $V = 1,2 \cdot V_{S1}$

$$\gamma_{1,2} \cdot V_{S1} = 22^\circ \begin{cases} < \gamma_{zul} \text{ mittel} \\ > \gamma_{zul} \text{ minimum} \end{cases}$$





N-20

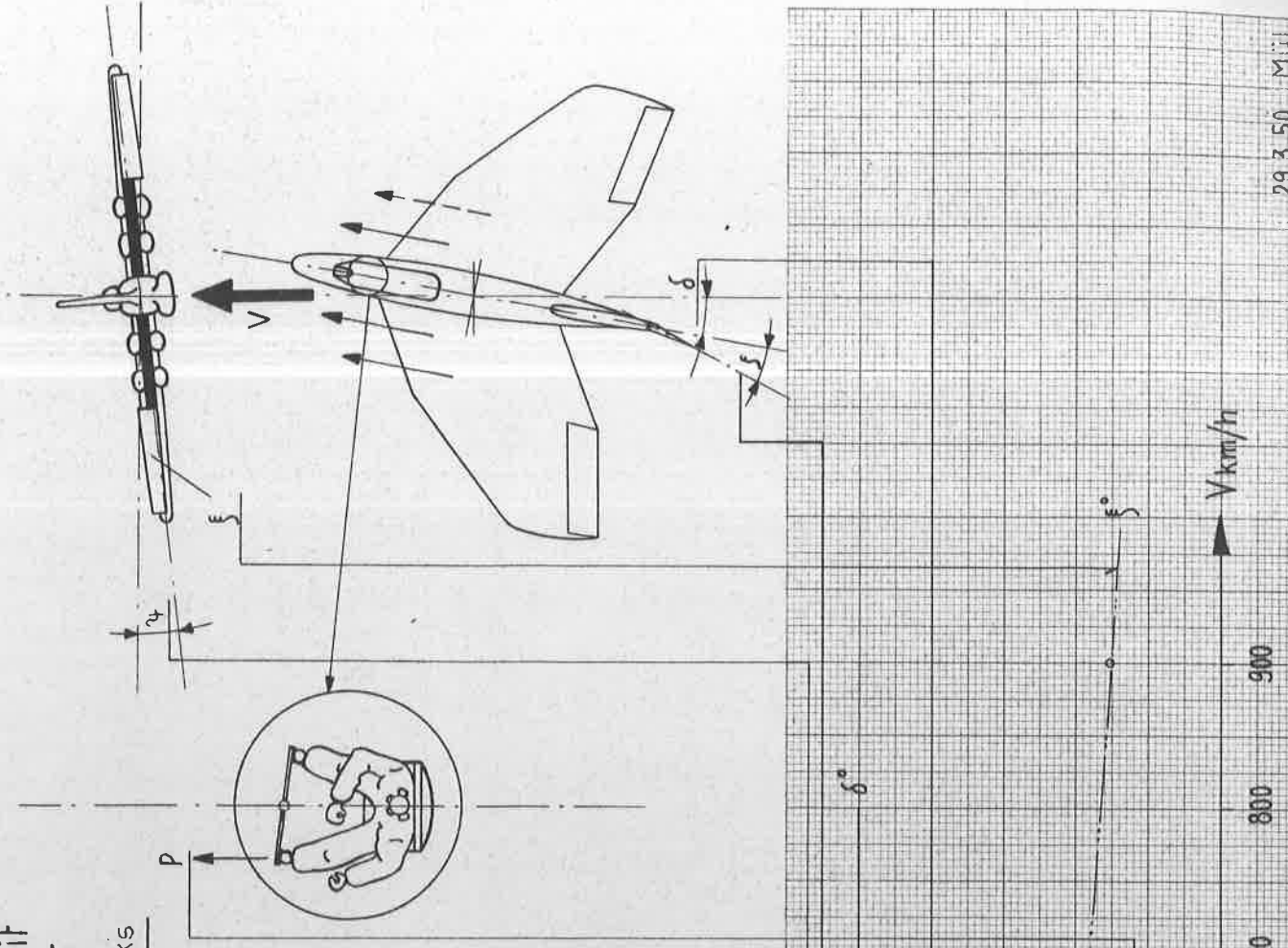
SM-01 mit
Ueberlast

Einseitiger Ausfall des äusseren Triebwerks

Vorschrift U.S. ARMY: NACA - Report Nr. 781

$$\delta = 10^\circ \quad V = 12 \cdot V_{s1} \rightarrow P < 81,5 \text{ kg}$$

$V = 235 \text{ km/h}$ $P = 54 \text{ kg} < P_{zul}$
ohne Entlastung durch Aus-
gleichsklappe
 $\xi = 17^\circ < \xi_{max}$



V km/h

900

800

700

600

500

400

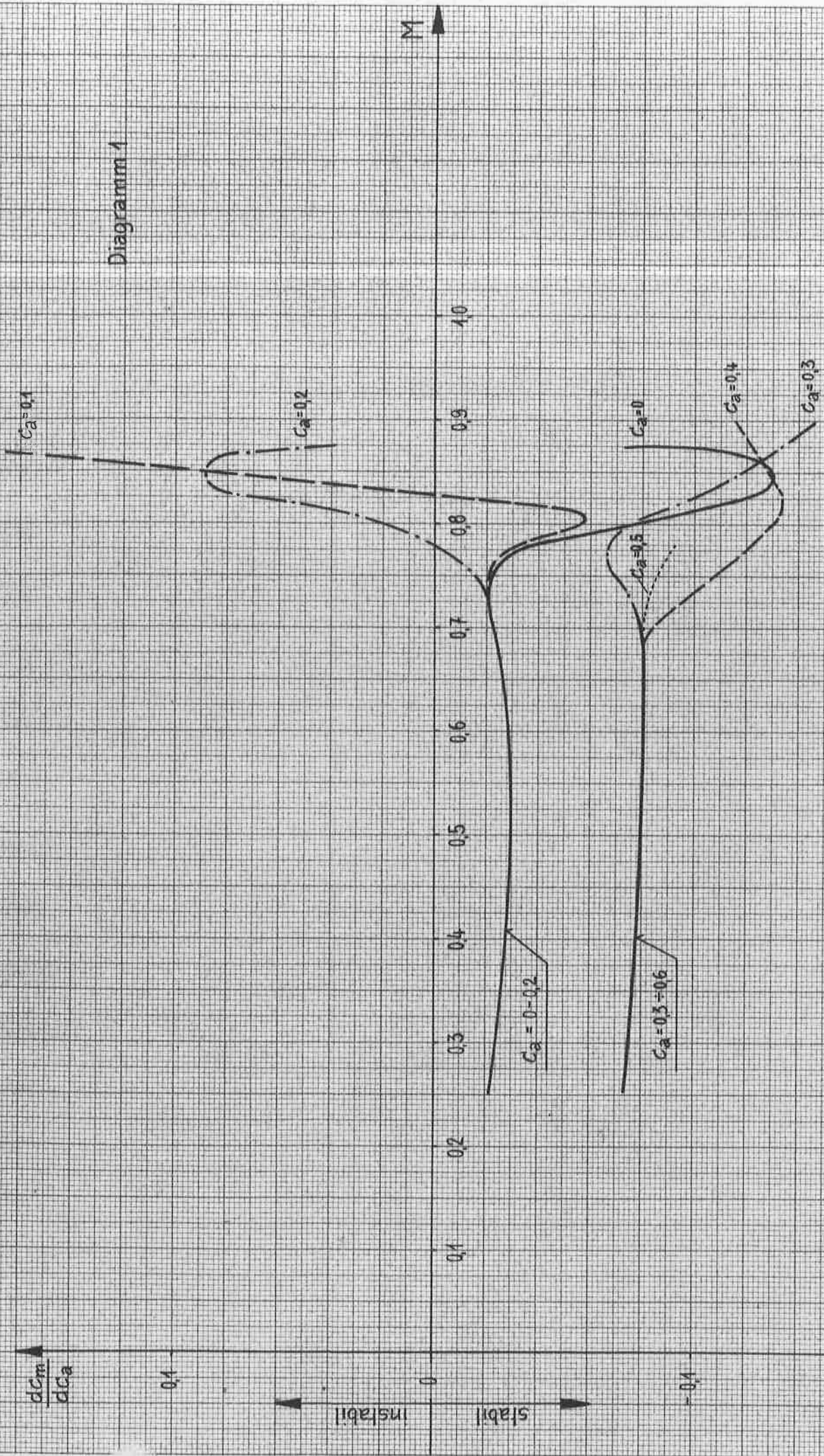
300

200

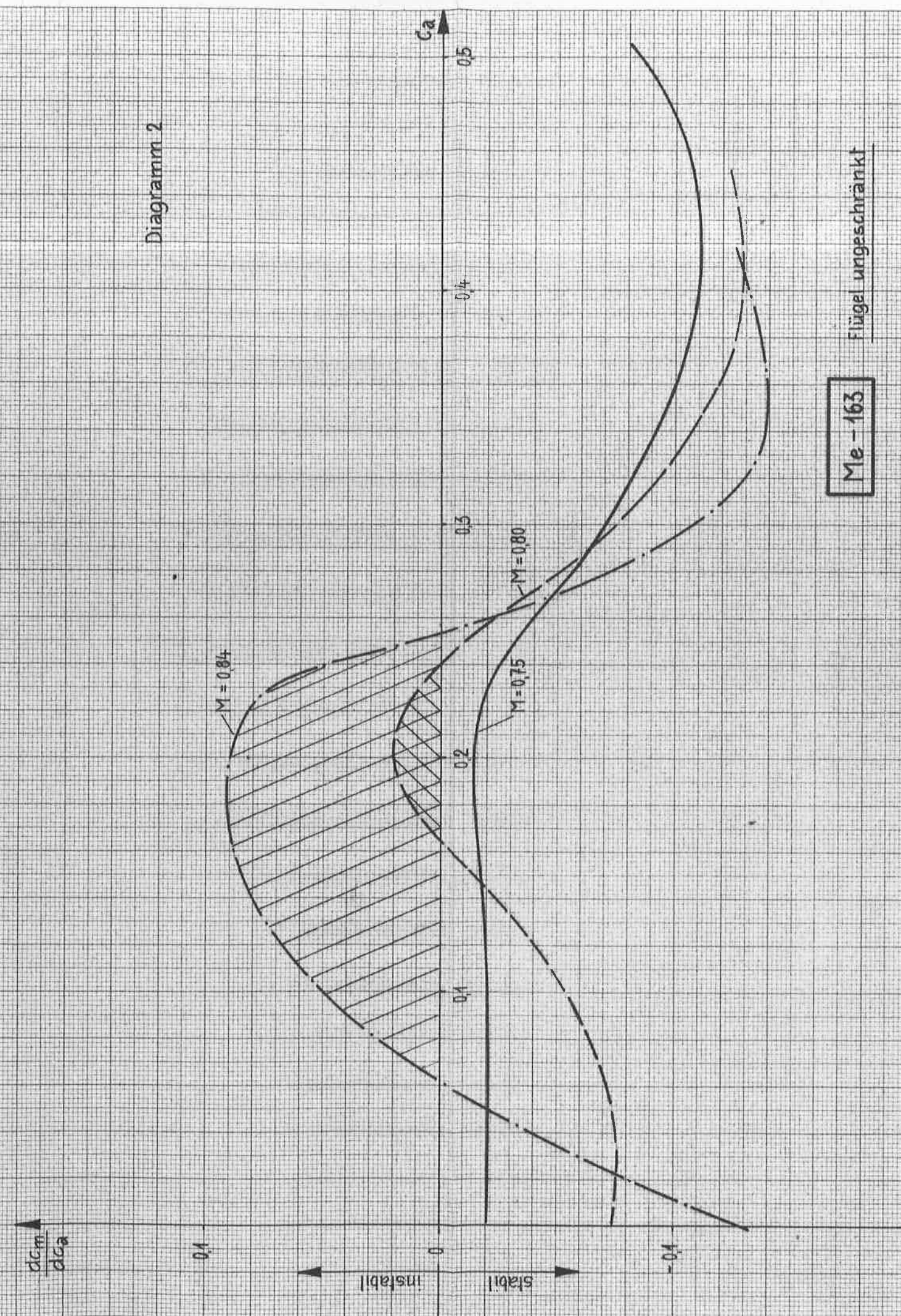
100

0

0



Werte nach Bericht K.I.A. Nr. 570 Am



Me-163

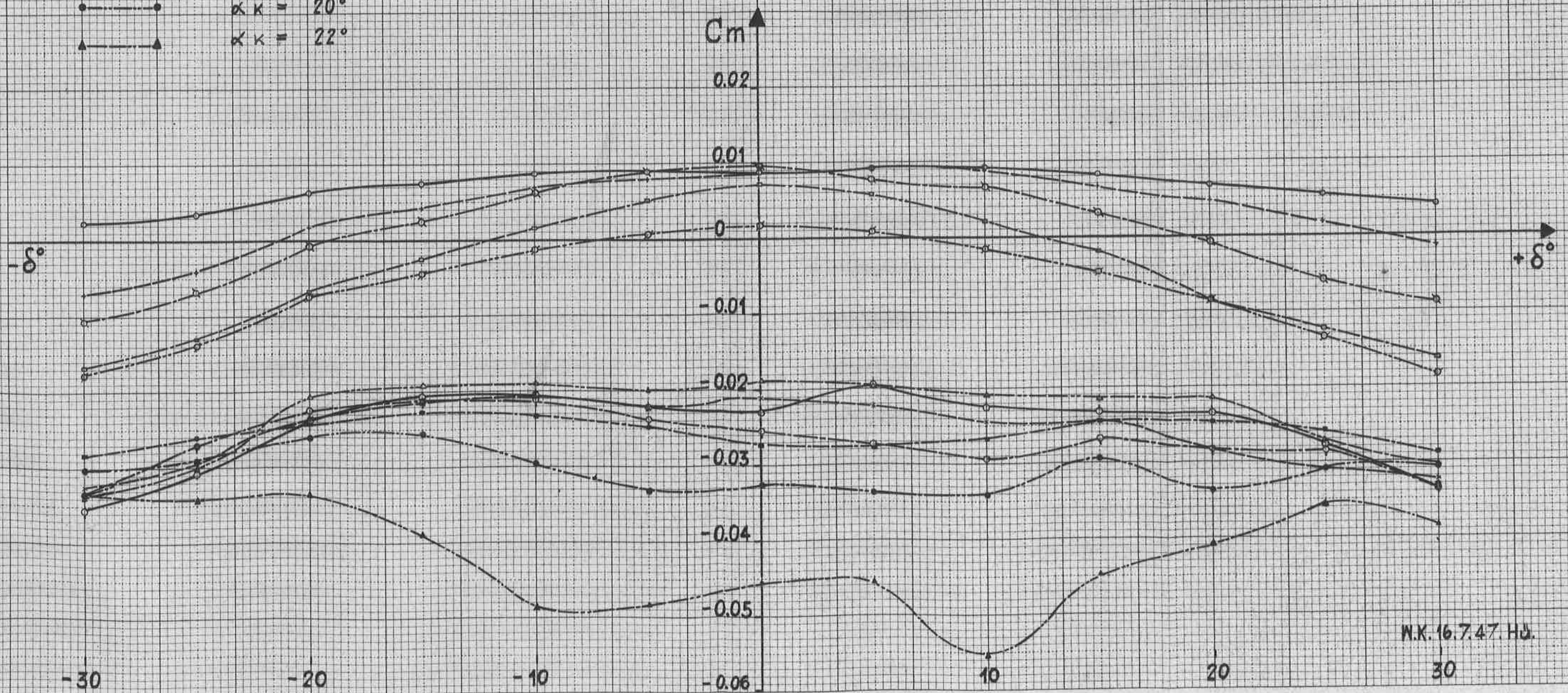
Flügel ungeschränkt

N-20 Windkanalmodell K.L.K.

P_K 150

Alle Ruder 0°

- — ○ $\alpha_K = -4^\circ$
- + — + $\alpha_K = 0^\circ$
- ◊ — ◊ $\alpha_K = +4^\circ$
- ◻ — ◻ $\alpha_K = 8^\circ$
- ◊ — ◊ $\alpha_K = 12^\circ$
- △ — △ $\alpha_K = 15^\circ$
- — ○ $\alpha_K = 16^\circ$
- x — x $\alpha_K = 17^\circ$
- — ○ $\alpha_K = 18^\circ$
- — ■ $\alpha_K = 19^\circ$
- — ● $\alpha_K = 20^\circ$
- ▲ — ▲ $\alpha_K = 22^\circ$



N.K. 16.7.47. HJ.