

Translation of 109 high speed trials

Spring 1943

Plane: 109 F with G wings W.Nr. 9228

Original german text is included.

What is so special about the 109 horizontal stabilizer trim?

Like modern jets the complete horizontal stabilizer moves when the pilot manipulates the trim-wheel.



Maybe you wonder about the mentioned trim tabs later in the text. These were fixed trim tabs and not moveable by the pilot. They were bent by the ground crews at the first flights. So the Me 109 was pre-trimmed for cruising speed.

The red part of the tailfin is the vertical trim tab, it is labelled with "Nicht anfassen" – "Do not touch". The elevator trim tabs are marked by the dotted line and labelled with the same text.

I hope you will enjoy reading this document, despite any errors in translation there may be.

**Have fun!
Original german text from:**

www.109lair.com

**Translated by Peter Pissulla aka I./JG53 Abbuzze
with assistance from Angus Patterson aka Cold_Gambler
and Peter Fislá aka I./JG53 Black Jaguar**

www.JG53-pikas.de

Version: Beta February 2006

Messerschmitt AG. Augsburg	Hochgeschwindigkeitsversuche mit Me 109	Versuchs-Bericht Nr. 109 05 E 43
Auf. Flugerprobung Gruppe Eigenschaft.		Datum 15.4.43 Ausfertigung 11

Anlass:

1. Klärung von Unfällen bei der Truppe. (Überausgleich des Querruders und unzureichende Wirkung des Höhenruders bei hohen Mach'schen Zahlen).
2. Festigkeitsnachweis bei hohen Mach'schen Zahlen der W.Nr. 9228. Die Maschine wird von der DVL für Druckverteilungsmessungen am Flügel bei hohen Geschwindigkeiten verwendet.

Versuchs-
Durchführung:

Für die Versuche wurde die Maschine Me 109 F W.Nr. 9228 verwendet. Als zusätzliche Ausrüstung wurde ein Katapultsitz eingebaut, um genaue Unterlagen über die erreichten Werte zu erhalten wurden die entsprechenden Instrumente während des Fluges fotografiert und zusätzlich Fahrt und Höhe mittels Aekania-Schreiber festgehalten. Um die Gefahr bei einem evtl. eintretenden Überausgleich des Querruders zu mindern wurden die Querruder auf 50 % ihrer Sollausschläge begrenzt.

Zustand der
Maschine:

Für die ersten Versuchsflüge befand sich die Maschine bis auf die Beschränkung der Querruderaus-
schläge und dem Katapultsitz-Einbau im serienmäßigen Zustand der jetzigen 109 F mit G-Flügel.

Nach Erreichen einer gewissen Geschwindigkeit (siehe unter Versuchsergebnis) wurde das normale Seitenleitwerk gegen ein vergrößertes Seitenleitwerk mit einem Ruder ohne Hornausgleich ausgewechselt (dieses vergrößerte Seitenleitwerk ist für die spätere 109 G serienmäßig vorgesehen).

Die Biegelkante am Höhenruder wurde gegenüber der normalen Ausführung in der Spannweitenrichtung um 100 % vergrößert. Die Höhenflossenverstellung wurde nach oben hin durch einen Anschlag auf +1° 15' beschränkt.

Sachbearbeiter

Kalinowski

Erprobungsleiter

Abteilungsleiter

Wahnen

Sachbearbeiter	Kalinowski	SeitenText	7	Auftragsnummer	109 02 090
Flugsongführer	Schmid L.	Kurvenblätter	3	Laufende Nr.	951
		Tabellenblätter	-	Erprobungsträger	109 F 9228
		Bildfatein	-	Erprobungszeit	2. u. 3. 43

Messerschmitt AG.	High speed tests	Report
Augsburg		Nr. 109 05 E43
Bureau flight tests	with Me 109	Date: April 15th 1943
		Execution A23(?)

- Cause:
1. Explanation of accidents in the front-line units. (Over-compensation of the aileron controls and insufficient elevator authority at high mach numbers).
 2. The proof of aircraft stability at high mach numbers with aircraft W.Nr. 9228. This aircraft is used by the DVL for high speed pressure distribution tests on the wings.

Execution of the test:

The Plane ME 109 F W.Nr. 9228 was used for these tests. An ejection seat is built in as an additional equipment. To get an exact documentation about the achieved figures, the instruments were photographed and speed & altitude were recorded by an Askania-device. To reduce the risk of pilot over-compensation, the control movement was limited to 50% of the reference movement of the ailerons.

Condition of the aircraft:

For the first test flights the plane was in the standard condition of a 109F with G-wings, except for the movement limitation of the ailerons and the ejection seat.

For tests above a certain speed (refer to results) stabilizer was changed to a larger one. (This enlarged vertical stabilizer will be incorporated in the 109G production series)

The elevator trim tab is enlarged in surface area by 100% compared to the standard version. The horizontal stabilizer trim is limited in its upwards range of motion to $+1^{\circ}15$ by a stop unit.

Official in charge
(signature)

(signature)
test conductor

department chief
(signature)

Official in charge: Kalinowski	Text sheets <u>7</u>	Allocation number: 109 02 090
	Curve sheets <u>3</u>	Consecutive number: 951
Pilot: Schmid L.	Schedule sheets <u>-</u>	Test plane: 109 F 9228
	pictures <u>-</u>	test date: Feb. and March 1943

Ergebnis: Maximal erreichte Werte bei einer Ausgangshöhe von 10.7 km über NN und einem Fluggewicht von 2900 kg. Der Sturzflug wurde mit einer Horizontal-Geschwindigkeit von $V_H = 240$ km/h und vorgetrimmter Höhenflosse auf $+1^\circ 15'$ mittels Abschwung und 100% Motorleistung eingeleitet. Der Sturzwinkel betrug etwa $70-80^\circ$ (Aussage des Flugzeugführers.)

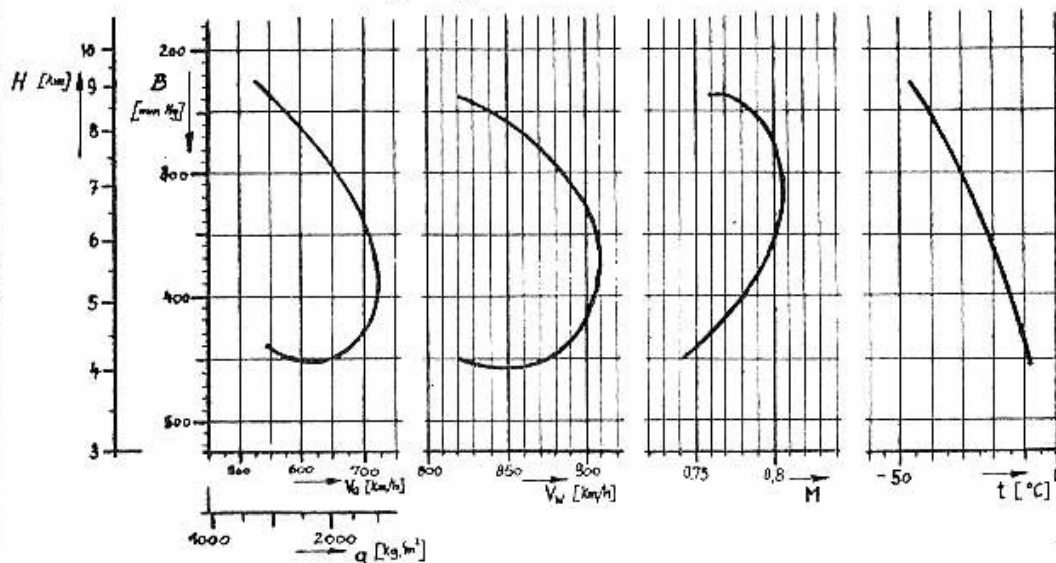
Maximale Fahrtanzeige:

$V_{a_{max}} = 737$ km/h 1.4,5 km

Maximal erreichte wirkl. Geschw.: $V_{w_{max}} = 906$ km/h 1.5,8 km

Maximal erreichte Machzahl: $M_{max} = 0,805$ 1.7,0 km

Kurven für V_H , V_W , M und t :



Bei dem Bahneigungsflug mit obigen aufgeführten Werten trat zum ersten Mal nach Umbau auf das grössere Seitenleitwerk ein Pendeln um die Längsachse ein. Diese Bewegung ist wahrscheinlich auf Überausgleich des Querruders bei hohen Mach'schen Zahlen zurückzuführen. Dem Flugzeugführer war es nicht möglich, mittels Querruder diese Bewegung um die Längsachse abzufangen, da der Knüppel von einer Endlage zur anderen pendelte und nur in der 0-Lage geringe Ruderkräfte vorhanden waren. Dieser Überausgleich liess erst bei geringeren Geschwindigkeiten wieder nach. Weitere z.Zt. laufende Versuche werden sich mit dem Überausgleich des Querruders bei hohen Mach'schen Zahlen befassen und nach Abschluss der Versuche wird ein Nachtrag mit den Ergebnissen folgen.

Mit dem normalen Seitenleitwerk, Ruder mit Hornausgleich traten bereits bei kleineren Geschwindigkeiten Bewegungen um die Hochachse ein. Nach Umbau des Leitwerkes waren diese nicht mehr vorhanden.

Result:

Maximum values reached at a starting altitude of 10,7 km over sea level and a flight weight of 2900 kg. The dive was initiated at horizontal speed of $V_a = 240$ km/h (IAS) and horizontal stabilizer trim set to $+1^\circ 15'$, peeling off and 100% Power.

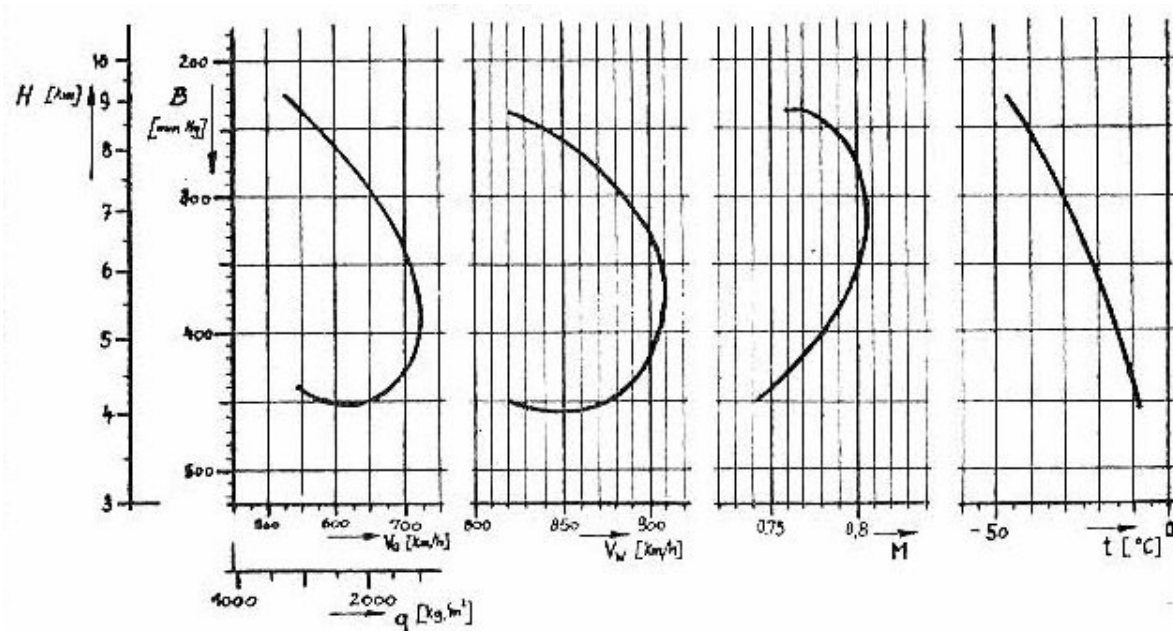
The angle of the dive was of $70-80^\circ$ (as reported by the pilot).

Maximum IAS $V_{a_{max}} = 737$ km/h at 4.5 km

Maximum TAS $V_{W_{max}} = 906$ km/h at 5.8 km

Maximum mach number $M_{max} = 0,805$ at 7.0 km

Curves for V_a (IAS), V_w (TAS), H (altitude) and t (temperature)



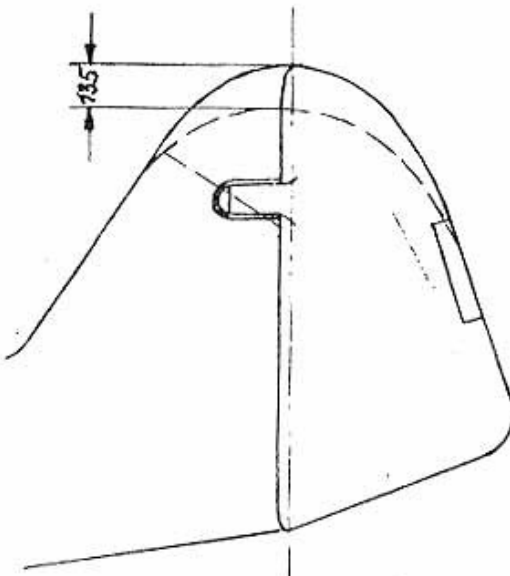
At the dives with the above mentioned figures an oscillation around the longitudinal axis appeared after the enlarged tail was installed. These movements are possibly a result of overcompensation by the ailerons at high mach numbers. It was not possible for the pilot to reduce this movement around the longitudinal axis with the ailerons because the stick was moving from one extreme position to the other. The rudder was also generally ineffective and only in the central position did small rudder forces exist. The over-sensitivity and resulting overcompensation of the ailerons decreased when speeds were reduced. More tests on the overcompensation of the ailerons at high mach numbers will be done, and an addendum with the results will follow.

With the smaller vertical stabilizer, which incorporates a horn mass balance; movements around the yaw axis started even at lower speeds. After conversion to the taller tail they disappeared.

Die ersten Flüge wurden als Vorversuche für die Hochgeschwindigkeitsflüge durchgeführt. Sie wurden mit einer Gashebelstellung geflogen die am Boden einem Ladedruck von 1,0 entspricht. Es zeigte sich bereits nach den ersten Flügen, daß die Maschine bei Geschwindigkeiten über $V_a = 650 \text{ km/h}$ nicht mehr stabil (bei mittlerer Schwerpunktslage) ist. Es treten Bewegungen um Hoch- und Querachse ein, die ihren Ausgang vom Seitenleitwerk nehmen. Mit dem normalen Seitenleitwerk (Ruder mit Hornausgleich) wurden insgesamt 9 Versuchsflüge durchgeführt. (Flugbericht Nr. 879/270). Um die schlechte Stabilität um die Hochachse zu beseitigen wurde das Leitwerk der Me 109 W.Nr. 14026 an die W.Nr. 9928 angebaut (Leitwerk serienmäßig für 109 C vorgesehen).

Nach dem Umbau wurde die Maschine bis zu den aus den angefügten Kurvenblättern ersichtlichen Werten ausgeflogen. Eine Unsauberkeit um die Hochachse konnte dabei nicht mehr festgestellt werden.

Bei den Versuchsflügen zeigte sich daß die Höhenflossenstellung auf den Aderkraftverlauf während des Sturzes von grossem Einfluß ist. Um bei der Auswertung der Flugergebnisse nicht die grossen Einflüsse der jeweiligen Höhenflossenstellung (Anzeigevorrichtung sehr grob) zu haben, wurde die H-Flosse vor dem in Sturz gehen gegen einen zusätzlich eingebauten Anschlag gefahren.



Der Anschlag lag während der ersten Flüge bei $+1^\circ 45'$. Die Höhenruderkräfte reichten bei dieser Flossenstellung nicht aus, einen Sturzwinkel von über 60° bei 100 % Motorleistung zu erreichen. Es wurde deshalb am H-Ruder eine Bügelkante angebracht die gegenüber der serienmäßigen Bügelkante in der Spannweitenrichtung um 100 % vergrößert wurde.

Zeichnungs-Unterlagen:

- | | | |
|---------|---|------------|
| A 15983 | Z | (Ruder) |
| A 15989 | Z | (Flettner) |
| A 15990 | Z | (Flosse) |

Bei den darauffolgenden Flügen wurde bei den dabei erreichten Geschwindigkeiten während des Sturzes Kraftumkehr im Höhenruder bemerkt. Zum Abfangen reichte die aufzubringende H-Ruderkraft nicht mehr aus und es mußte daraufhin durch Verfahren der H-Flosse abgefangen werden (Wirkung der Höhenflosse dabei sehr groß). Da aber ein Abfangen mit der H-Flosse gewisse Gefahrenmomente in sich birgt (große Beschleunigungszunahme innerhalb des Abfangbogens) sollte ein Abfangen ohne Flossenverstellung erreicht werden (Kraftverlauf während des Sturzes siehe Flugbericht Nr. 901/274 Skizze Bl.2 im Anhang des Versuchsberichtes).

The first flights were pre-tests to the high-speed flights. They were done with a throttle position equivalent to a boost of 1.0 at sea level. The first tests demonstrated that at speeds over $V_a=650$ km/h the plane lost stability (at median centre of gravity). Movements, starting at the vertical stabilizer; appeared around the yaw and longitudinal axes. Nine test flights were performed with the usual smaller tail with a horn mass balance. (Flight report Nr. 879/270). To reduce the instability around the yaw axis the stabilizer of Me109 W.Nr. 14026 was attached to W.Nr. 9228 (the vertical stabilizer destined for the 109 G production model).

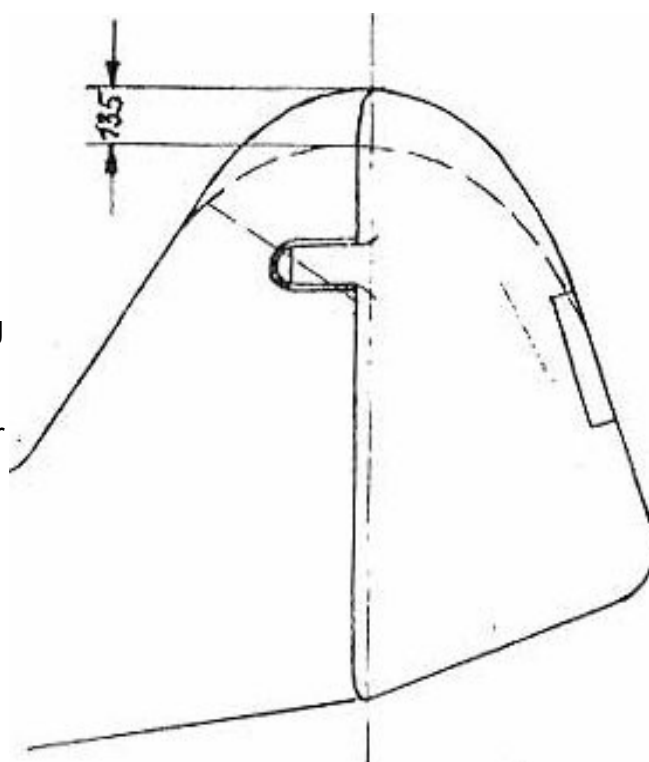
After the conversion the plane was flown to the values that can be seen in the curve sheets. No further movements at the yaw axis were exhibited.

In the test flights it became apparent that the application of horizontal stabilizer trim has a big influence on elevator forces in a dive. To reduce the influence of trimming on the results (indicator has a insufficient level of resolution), a stop unit was build in and the horizontal stabilizer was moved until it reached the stop.

During first flights the position of the stop unit was at $+1^\circ 45'$. The elevator forces at this stabilizer position were not sufficient to reach a dive angle greater than 60° at 100% power. Therefore, the surface area of the static trim tab was doubled.

In the following flights a force reversion was noticed at the reached speeds.

To pull out of the dive the possible steering force was insufficient, so it was necessary to use the horizontal stabilizer trim (big impact of the horizontal fin). But pulling out with the horizontal stabilizer trim is a potential danger (high g acceleration increase in the pull-out) so dive recover should be achieved without changing the position of the horizontal stabilizer. (the development of forces in the dive is shown in flight report Nr. 901/274 chart sheet 2 in the addendum of the report).



Zeichnungs-Unterlagen:

A	15983	Z	(Ruder)
A	15989	Z	(Flettner)
A	15990	Z	(Flosse)

Der Anschlag der H-Flosse wurde daraufhin auf $+1^{\circ}15'$ zurückgenommen. Beim Stürzen mit dieser Flossenstellung traten zwar am Anfang des Sturzes eine größere Höhenruderkraft in Richtung "Drücken" auf, die aber im weiteren Verlauf des Sturzes abnahmen und teilweise bis auf 0 zurückgingen. Eine Kraftumkehr wurde bei keinem Flug erreicht. Das Abfangen gelang ohne Flossenverstellung (siehe Flugbericht Nr. 901/274 Skizze Bl. 2 im Anhang des Versuchsberichtes). Mit dieser Flossenstellung von $+1^{\circ}15'$ wurden dann die Werte, die in den folgenden Kurvenblättern aufgetragen sind, erflogen.

Beim letzten Flug trat ein Pendeln um die Querachse auf, wahrscheinlich durch Überausgleich am Querruder. Dieser Überausgleich bei hohen Geschwindigkeiten wird in weiteren Versuchen noch geklärt werden und nach Abschluß der Versuche das Ergebnis in einem Nachtrag herausgegeben.

Aufgetretene Beanstandungen.

Die H-Flossenverstellung geht bei hohen Geschwindigkeiten in Richtung "schwanzlastig" sehr leicht, in Richtung "kopflastig" schwer. Es kann der Fall eintreten, daß ein Nachtrimmen der Flosse während des Sturzes in Richtung "kopflastig" nicht mehr möglich ist.

In großen Höhen bei entsprechenden Außentemperaturen wird das zur Schmierung der Höhenflossenverstell-Spindel verwendete Fett steif. Ein Verstellen der Flosse ist nur noch mit großer Kraft und ruckweise möglich. Es ist darauf zu achten daß die H-Flossenverstellspindel nur mit kältebeständigem Fett versehen wird.

Augsburg, den 15.4.43
FEV/Kal/Ka.

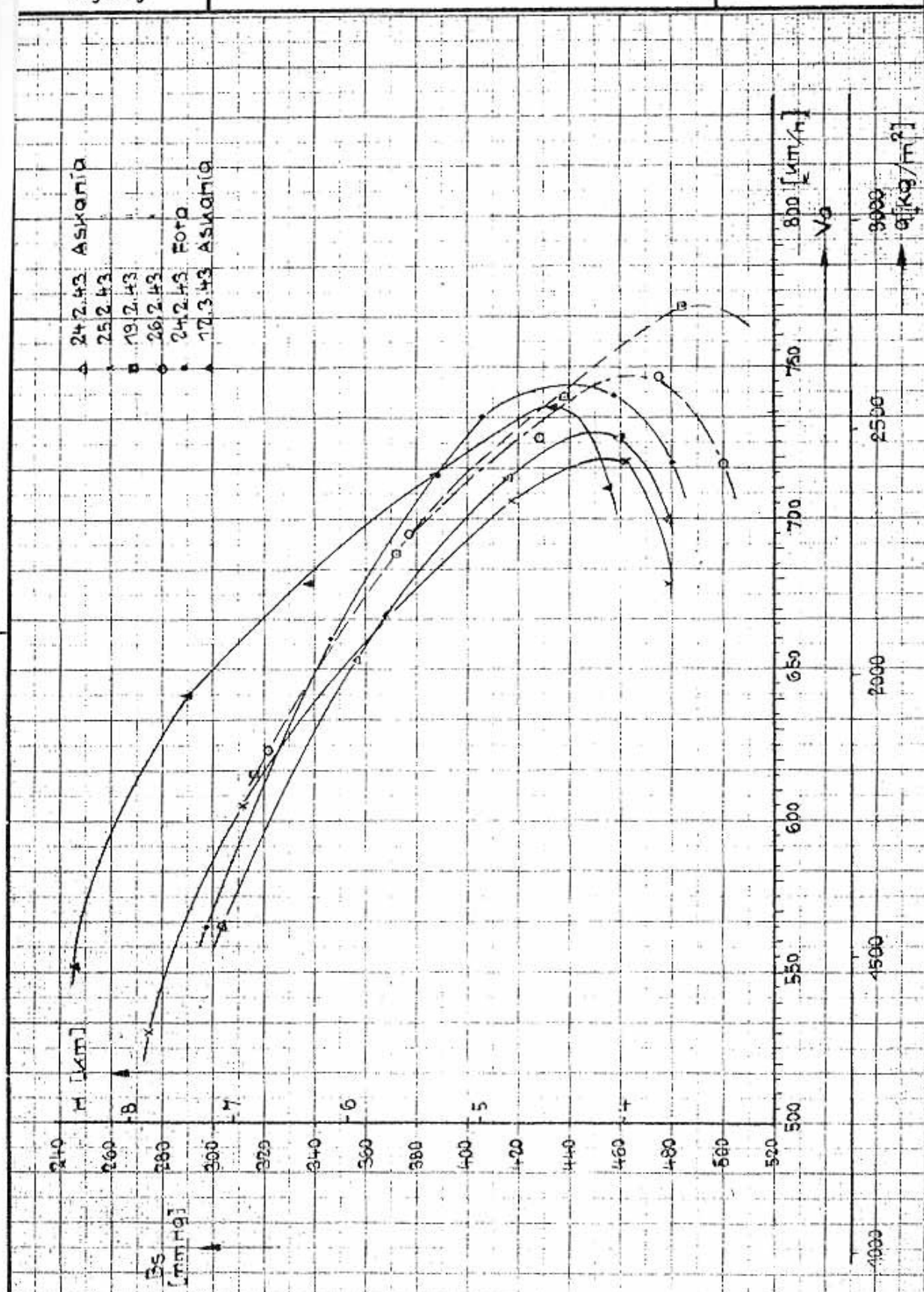
As a result the stop unit setting was changed to $+1^{\circ}15'$. At the beginning of a dive, greater force in pushing the control column forward was necessary with this setting, but it decreased as the dive went on, until zero force was reached. A force reversal did not appear in any further test. Pulling out of a dive was possible without changing stabilizer position. (Flight report Nr. 901/274 chart sheet 2 in the addendum of the report). All the values of the charts are flown with this horizontal stabilizer setting of $+1^{\circ}15'$.

In the last test flight a oscillation at the lateral axis appears, probably because of overcompensation at the ailerons. This overcompensation at high speeds will be investigated in further tests and the the results will be added in the addendum of this document.

Complaints resulting from the tests:

At high speed the horizontal stabilizer trim is very easily moved in the "tail heavy" direction but difficult in the "nose heavy" direction. At high altitudes with correspondingly lower temperatures, the lubricating grease of the jackscrew became stiff. Movements of the horizontal stabilizer were only possible with a lot of force and were jerky. Attention should be paid to using cold resistant grease only.

Augsburg, 15th of April 1943
FEV/Kal/Ka.



Messerschmitt

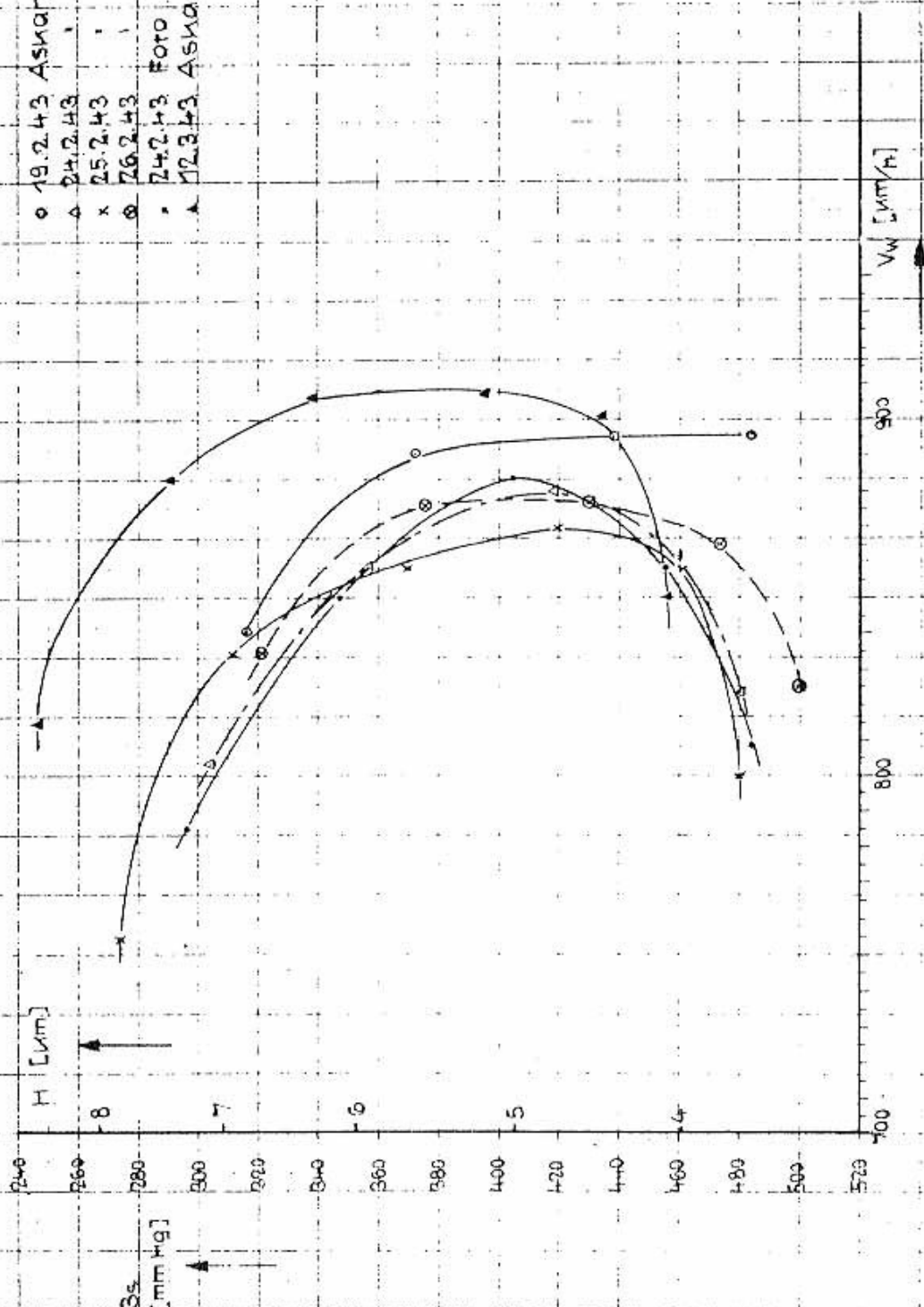
A. G.
Augsburg

109/9228 Endsturzversuche
Wirkliche Geschwindigkeit V_w

1c9 05 E 43

15.4.43
Blatt 6

○ 19.2.43 Askania
△ 24.2.43
× 25.2.43
◊ 26.2.43
• 24.2.43 Foto
▲ 12.3.43 Askania

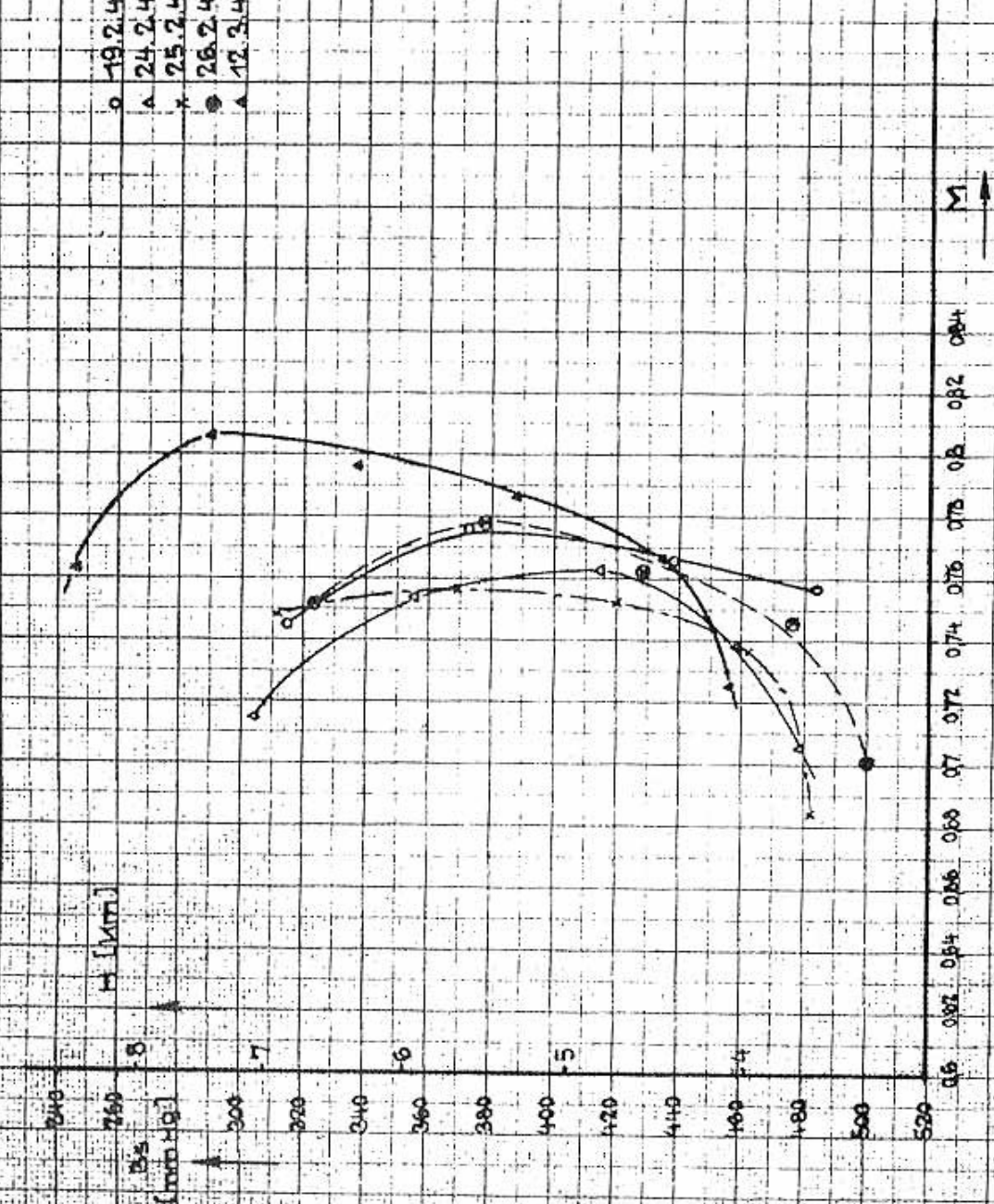


11. Fingerring

Gruppe: Eigenschaften Bearb.: Kalinowski

19.2.43
24.2.43
25.2.43
26.2.43
12.3.43
A
x
●
A

Axonia



Abschrift.

Flugzeugführer

Schmid L.

Flugbericht Nr. 879/270

BF 109, W.Nr. 9228, TH + TF

Tage: Vom 28.1. bis einschl. 4.2.43 insges. 9 Flüge.

Aufgabe: Die Flugeigenschaften im Sturzflug sind zu untersuchen.

Ergebnis: Die ersten Flüge wurden mit einer Drosselstellung durchgeführt, die in Bodennähe 1,0 Ladedruck entspricht (Luftschräubenverstellung automatisch). Mit einer Bahnneigung von ca. 45° wurde aus 8,5 km Höhe über NN eine Fahrt von $v_a = 730$ km/h in 4 km Höhe erreicht. Die Flossenstellung von $+1,0^\circ$ (Reiseflug) musste während des Sturzes um $0,5^\circ$ kopflastiger getrimmt werden, da sonst die Handkraft am Knüppel nicht ausreichte, obige Fahrt zu erhalten. Bei den Stürzen mit Gas war die Maschine ab $v_w = 800$ km/h um die Hochachse nicht mehr stabil. Gleichzeitig überlagerten sich damit Bewegungen um die Längsachse und um die Querachse (Schieberollmomente), das Flugzeug macht heftige Paddelbewegungen. Dabei ist man versucht, mit dem Querruder dagegenzusteuern. Es wird vermutet, dass viele der bisherigen Unfälle darauf zurückzuführen sind, dass nicht in erster Linie mit dem Seitenruder korrigiert wird. Bei den Stürzen mit Leerlauf wurde bei einer Bahnneigung von ca. 60° eine Fahrt von $v_a = 700$ km/h in 5 km Höhe erreicht. Die Stabilität war dabei in Ordnung. Infolge der niedrigen Aussentemperatur als bei den vorigen Flügen, froor die Flossenverstellung (in 9 km Höhe über NN) ein. Sie konnte durch Aufbringung einer ziemlich grossen Kraft am Handrad nur ruckweise betätigt werden. Im Sturz konnte dann durch die zusätzliche Luftkraft die Verstellung nicht mehr betätigt werden.

Bei einem Sturz mit Vollgas wurden trotz vorherigem Trimmen auf $+1,7^\circ$ nur 30° Bahnneigung und ein v_a von 650 km/h in 6 km Höhe erreicht, da die Flossenverstellung wieder festgefroren war und die Handkraft am Knüppel zu weiterem Drücken nicht ausreichte.

Während der letzten Stürze vereisten ab 5 km Höhe sämtliche Kabinenscheiben.

Für weitere Steigerung der Geschwindigkeit wird gefordert

- 1.) Vergrösserte Seitenruderflosse wie serienmässig für 109 G vorgesehen
- 2.) Begrenzung der Querruder-Ausschläge auf 50% der bisherigen als Sicherheitsmassnahme, falls Querruder-Überschlag auftreten sollte.

Augsburg, den 6.2.43
PEP/Schm/He.

gez. Caroli
Erprobungsleiter

gez. Baur
Flugbetriebsleitg.V.

gez. Schmid L
Flugzeugführer

Duplication.

Pilot

Schmid L.

Flight report Nr. 879/270

Bf 109, W.Nr. 9228, TH + TF

Days: From the 28th January till 4th February 1943 – total 9 flights.

Duty: Investigation of the flight characteristics.

Result: The first flights were made with a throttle position equivalent to a boost of 1.0 at sea level. (automatic propeller pitch). With a dive angle of 45° from 8.5 km altitude over sea level a speed of IAS-Va= 730 km/h at 4 km was reached. The trim setting of + 1.0° (cruising speed) had to be changed 0.5° more nose heavy, because without this the pilot's strength is insufficient to hold this speed. In dives with throttle beyond speeds of TAS- Vw 800 km/h the plane was no longer stable around the yaw axis. Simultaneous movements about the longitudinal and lateral axis are superimposed. The plane makes canoeing movements. Someone might be lead into the temptation of countersteer with the ailerons. It is supposed that many of the previous accidents were caused by fact that the steering corrections were not made with the rudder. In dives at idle and an angle of 60° an IAS Va=700 km/h at 5 km was reached. No stability problems occurred. Because of the lower outside temperature compared with the previous flights, the horizontal stabilizer trim froze (at 9km over sea level). It was just fitfully moveable with a lot of force applied to the trim-wheel. In dives it was no longer moveable because of the added force of the air.

In a full throttle dive despite previous trim to +1.7° just 30° angle and IAS Va = 650 km/h at 6 km altitude was reached because the elevator trim was frozen, and the stick force was too high to push it farther forward

During the last flights all canopy windows iced at an altitude of 5 km.

For a greater increase in speed following things are demanded

- 1.) Enlarged tail as planned for 109 G
- 2.) Limitation of the aileron movement to 50% of the current reference movement if overcompensation occurs.

Augsburg, 6th February 1943

signed. Caroli

signed. Baur

signed. Schmid L

Flugbericht Nr. 901/274.

BF 109, B.Nr. 9228, TH + TF

Tage: Vom 15.2.43 bis einschl. 12.3.43 insgesamt 14 Flüge.Aufgabe: Erfliegen der Endsturzgeschwindigkeit.Zustand der Maschine:

Vergrösserte Seitenflosse, Seitenruder ohne Horn (wie für 109 G serienmässig vorgesehen), Querruderausschläge auf 50% der normalen begrenzt, Spannweite der Biegelkante am Höhenruder um 100% vergrössert.

Ergebnis: Im Gegensatz zu den früheren Flügen mit dem 109 G-Serienseitenleitwerk mit Horn (s. Flugbericht Nr. 879/270) war die Maschine bei sämtlichen Flügen bis zu den höchsten erreichten Geschwindigkeiten um die Hochachse stabil. Beim letzten Sturz trat infolge unsauberer Kraftverlauf am Querruder um die Längsachse Pendeln auf. Erreicht wurde dabei mit Abschwung aus 10,7 km Höhe über NN mit durchgehend 100% Motorleistung bei einer Bahnneigung von 70-80° ein $v_a = 737$ km/h in 4,5 km Höhe. Die Auswertung ergab ein $v_w = 906$ km/h und eine Machzahl von 0,8. ($H = 7,4$ km, $t = -33,5^\circ\text{C}$)

Begonnen wurde die Erprobung mit Leerlauf-Stürzen (automatische Luftschraubenverstellung, $n = 1500$) um eine Flossenstellung zu ermitteln, bei welcher mit dem Höhenruder allein abgefangen werden kann. Diese betrug $+1^\circ 15'$ und wurde in Richtung kopflastig durch einen festen Anschlag begrenzt, um bei jedem weiteren Flug stets genau gleiche Einstellung zu haben. Als höchste Fahrt wurde dabei mit Abschwung aus 10,5 km Höhe über NN bei einer Bahnneigung von 75-80° $v_a = 745$ km/h in 3,8 km Höhe erreicht (nach Auswertung $v_w = 880$ km/h). Der Kraftverlauf am Höhenruder war folgender: Nach dem Abschwung zunächst Kraft in Richtung "Ziehen", da diese Flossenstellung für Reiseflug kopflastig ist, dann mit zunehmender Fahrt, um die Bahnneigung zu halten, Drücken und ab $v_w = 850$ km/h nahm die Kraft in Richtung "Drücken" wieder ab bis et z Null. Durch Ziehen liess sich die Maschine dann, allein mit dem Höhenruder, abfangen. (Skizze) Ohne Abschwung dauert die Zeit, bis die Maschine Fahrt aufgeholt hat, bei Knüppelkraft in Richtung "Drücken" zu lange und man schafft es dann nicht mehr, die Bahnneigung beizubehalten. Wird dagegen die Flosse vor dem Sturz nur um $0,5^\circ$ kopflastiger getrimmt, so ist zwar die Kraft in Richtung "Drücken" kleiner, kehrt sich aber um und man kann die Maschine nicht mehr allein mit dem Höhenruder abfangen, sondern muss die Flosse zu Hilfe nehmen (Skizze). Bei hoher Fahrt lässt sich die Flosse nur schwer und dadurch ruckweise verstellen. Das Abfangen wird zunächst schwach eingeleitet, verstärkt sich jedoch dann von selbst sehr kräftig.

Bei den Stürzen mit Vollgas reichte zunächst bei gleicher Flossenstellung und gleicher Höhenrudertrimmung durch das aufrichtende Moment des Motors, die Kraft in Richtung "Drücken" nicht aus, eine entsprechende Bahnneigung zu erhalten. Durch kopflastiger Bügeln des Höhenruders liessen sich dann die Höhenruderkräfte auf das gleiche Mass bringen wie bei dem letzten Leerlauf-Sturz. Das Pendeln um die Längsachse hat folgenden Verlauf: Die Maschine begann bei hoher Fahrt nach rechts zu hängen, was durch entsprechenden Gegen-

Flightreport Nr. 901/274.
Bf 109, W.Nr. 9228, TH + TF

Days: From 15th February until 12th March 1943. A total of 14 flights.

Duty: Estimation of the end diving speed.

Situation of the plane: Enlarged vertical tail without horn mass balance (planned for 109G), the ailerons control movement is limited to 50% of the reference movement. The trim tab at the elevator is enlarged in wing direction by 100% compared to the standard version.

Results: Unlike the earlier flights with the horn mass balance tail (q.v. flight report Nr. 879/270) the plane was stable at the yaw axis up to the highest speeds. At the last flight an oscillation at the longitudinal axis occurred cause of erratic force developing at the ailerons. Reached speed was IAS $V_a = 737$ km/h at 4.5km after peeling off at 10,7km over sea level with continuous 100% throttle in a 70-80° dive. It followed from the analysis that this was TAS $V_w = 906$ km/h and a mach number of 0.8 (alt H = 7.4km, t = -33.5°C).

This trials started with idle dives (automatic propeller pitch, n = 1500) to estimate an horizontal stabilizer trim setting, that makes it possible to recover a dive with the stick. This setting was +1°15' and was blocked in direction nose heavy by a stop unit to assure to have the same settings at every flight. Highest speed after peeling off at 10.5 km height above sea level in a 70-80° dive was IAS $V_a = 745$ km/h at 3.8 km (analysis TAS $V_w = 880$ km/h). Following force development at the elevator was noticed: After peeling off, force into direction "pull" because this trim setting is nose heavy at cruising speed, when the speed increase "push" to keep the plane at the angle of dive till TAS $V_w = 850$ km/h was reached, then the force was reducing till zero reached. After this the plane was pulled out of the dive just using the stick. (Chart) Without peeling off and just pushing the stick forward it takes to long till the planes is taking speed, and it is not possible to hold the angle of dive. If you trim the elevator just 0.5° more nose heavy the force in direction push is less, but it is not possible to recover just by using the stick, it is necessary to use the horizontal stabilizer trim (Chart). At high speed the horizontal stabilizer trim is heavy and just jerkily moveable. Flaring out is soft at the beginning, but it's increasing a lot during the course by itself.

Unlike the idle dives, it was not possible to hold the angle of dives at full throttle with the same trim setting, cause the upward torque of the engine. Trim tabs were set to nose heavy to reach a similar force development, like in idle dives.

querruderausschlag ausgeglichen wurde. Ziemlich plötzlich liess die Kraft nach dieser Richtung nach und das Flugzeug machte eine Rollbewegung nach links, welcher sofort dagegengesteuert wurde. Das Flugzeug rollte ebensoviel nach rechts, durch entsprechenden Querruderausschlag wieder nach links usw. Die Pendelbewegungen um die Längsachse waren erst nach dem Abfangen bei geringerer Fahrt wieder beendet. Durch die Begrenzung der Querruderausschläge wurde verhindert, dass die Ausschläge zu gross gegeben wurden.

Augsburg, den 17.3.43
FEP/Schm/He.

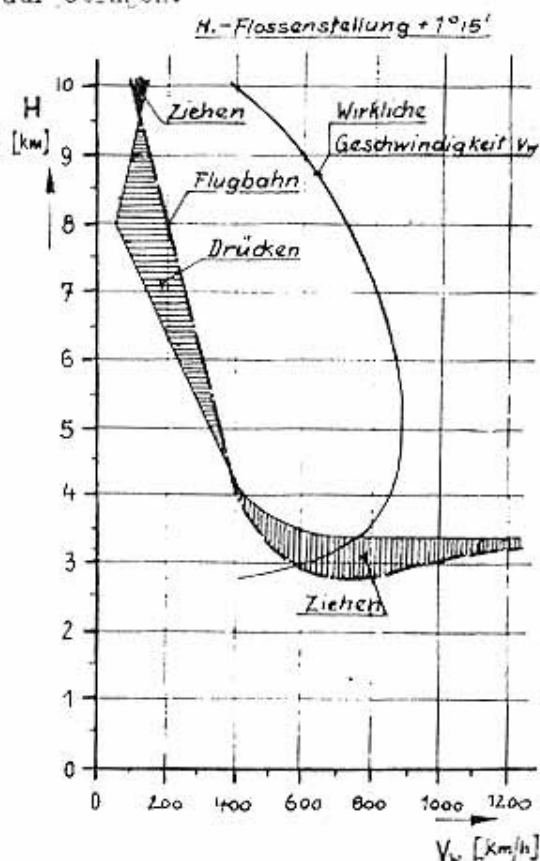
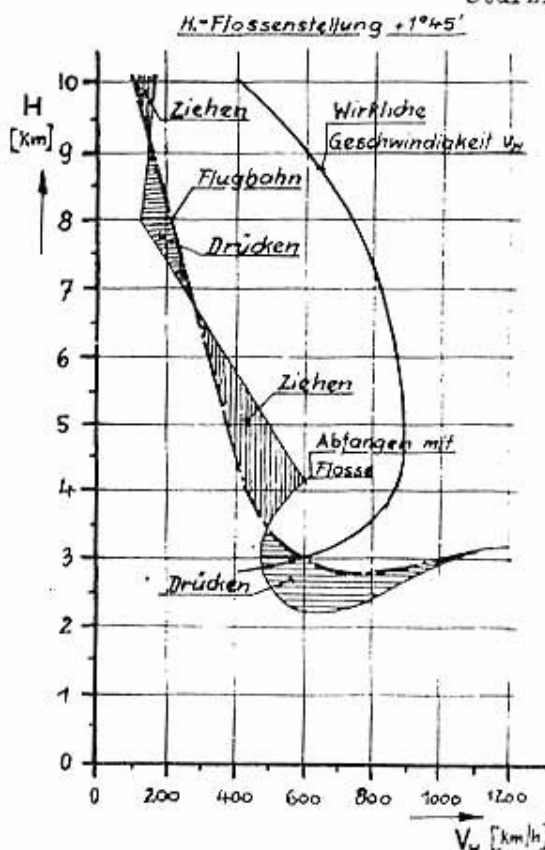
gez. Caroli
Erprobungsleiter

gez. Raur
Flugbetriebsleitg. 7.

gez. Schmid L.
Flugzeugführer

Höhenruderkraftverlauf

grössenordnungsmässig
über der Flugbahn beim
Sturzflug aufgetragen.



The oscillation at the longitudinal axis started when the plane began to hang to the right side at high speed. Ailerons to the left equal this effect. However then the force in this direction reduced and the plane began to roll to the left. Immediately this movement was countered with ailerons to the right. The plane rolled to the right, ailerons to the left let the plane roll to this side again and so on. These oscillations stopped, when after pulling out the speed was reduced. Limiting the control movement of the ailerons avoid to much control throw.

Augsburg, 17th March 1943
FEP/Schm/He.

Signed Caroli

signed Baur

signed Schmid L.

Elevator force developing

Dimension is shown
at the flightpath

