

TELAVES, B.Huber  
Charlottenweg 23  
8212 Neuhausen a./Rhf.

# Lear Liner 40

Neuhausen a/Rhf. den 28. 12. 67

Verteiler:

|  |   |
|--|---|
| Eidgen. Luftamt, Bern                  | 1 |
| Neckar-Verlag, Villingen               | 1 |
| <u>Kö-Modellbau, Zürich</u>            | 1 |
| Model Plan Service, Tustin, California | 1 |
| TELAVES, Werk Fehraltorf               | 1 |
| TELAVES, Neuhausen                     | 2 |

## Inhaltsverzeichnis

|   |    |
|---|----|
| 1. Allgemeines  |    |
| 1.1. Das Original   | 4  |
| 1.2. Gedanken zur Konzeption                              | 4  |
| 2. Ausgangsdaten  | 5  |
| 3. Vorgehen bei der Berechnung                            | 5  |
| 4. Der Flügel   |    |
| 4.1. Arbeitsweise   | 6  |
| 4.2. Die Auftriebsverteilung des<br>unverwundenen Flügels | 7  |
| 4.3. Die Verwindung                                       | 7  |
| 4.4. Die Auftriebsverteilung des Flügels                  | 8  |
| 4.5. Der Nullauftriebswinkel des Flügels                  | 8  |
| 4.6. Der Auftriebsanstieg                                 | 9  |
| 4.7. Der Flügel mit Landeklappen-<br>ausschlag            | 9  |
| 4.8. Der Druckmittelpunkt des Flügels                     | 10 |
| 5. Das Höhenleitwerk                                      |    |
| 5.1. Allgemeines  | 11 |
| 5.2. Einfluss auf die DMP-Lage<br>des Flugzeugs           | 11 |
| 5.3. Höhenruderausschlag                                  | 12 |
| 6. Der Rumpf  |    |
| 6.1. Allgemeines  | 12 |
| 6.2. Rumpfwerte   | 12 |
| 7. Der induzierte Widerstand                              | 12 |
| 8. Gesamtwiderstand und max. Geschwindigkeit              |    |
| 8.1. Restwiderstand                                       | 13 |
| 8.2. Gesamtwiderstand                                     | 14 |
| 8.3. Maximale Fluggeschwindigkeit                         | 15 |
| 9. Der Flügelabwind                                       | 15 |
| 10. Druckmittelpunktwanderung                             | 16 |
| 11. Flugtests   | 20 |
| 12. Flugvorschriften                                      | 22 |

# 1. Allgemeines

## 1.1 Das Original

Die Lear Jet Corporation kündigte das Modell 40 im Oktober 1965 an. In der Folge wurde eine Rumpfattrappe fertiggestellt, die Produktion des Flugzeuges wurde aber nicht aufgenommen.

Beim Lear Liner Model 40 handelt es sich um ein Geschäftsreiseflugzeug mit max. 16 Passagieren. Eine Luftverkehrsversion mit verlängerter Kabine und einem Fassungsvermögen von 40 Personen war vorgesehen. Bemerkenswert am Entwurf waren die kurze Start- und Landestrecke (1000 m resp. 1040 m).

## 1.2. Gedanken zur Konzeption

Mit dem Lear Liner wollten wir ein zweimotoriges Flugzeug schaffen, und neben dem Einfluss der Dimensionen auch die Effekte vom Rumpf her studieren.

Ein Düsenflugzeug mit den beiden Triebwerken seitlich des Rumpfes erlaubt die Konstruktion eines Modells, indem die beiden Motoren in der "Druck"-Anordnung einfach auf die Motoren gondeln gesetzt werden, ohne grosse Einbuße an massstäblichkeit.

Der rel. zur Flügelfläche grosse Rumpf, die Flügelprofilform und die grosse Rücklage des Flügels mussten als gegeben hingenommen werden, was eine entsprechende Berücksichtigung bei der Festlegung der aerodynamischen Parameter erforderte. Die einzige Abweichung vom Vorbild erlaubten wir uns bei der Flügelform, wo wir die Zuspitzung beim Modell etwas kleiner machten als am Original, damit wir etwas mehr Flügelfläche erhielten. Dadurch konnte die Flächenbelastung noch unter 10 kp/m<sup>2</sup> gehalten werden.

## 2. Ausgangsdaten

Der grösste Teil der Daten war nach der Wahl des Massstabes festgelegt. Zusammenfassung vergl. Diagr. 305/3.

Zusätzlich wurden festgelegt:

- |   |                               |      |      |
|---|-------------------------------|------|------|
| a) Flügelprofile  | Flügel innen                  | NACA | 4415 |
|   | Flügel aussen                 | NACA | 2415 |
|   | HLW                           | NACA | 0015 |
| b) Flügelverwindung   | $\epsilon_F = 1^\circ$        |      |      |
| c) Einstellwinkel des Flügels (Flügelinnenschnitt zur Rumpfachse) | $\epsilon_F^* = 2,5^\circ$    |      |      |
| d) Einstellwinkel des HLW   | $\epsilon_{HLW} = -1,5^\circ$ |      |      |

Auf Grund der Erfahrung wurde das Gewicht des startbereiten Modells mit 10-12 kg geschätzt.

## 3. Vorgehen bei der Berechnung

Aus wirtschaftlichen Gründen kam eine Berechnung des Lear Liner nur so weit in Frage, als dies für die Durchführung der Testflüge überhaupt erforderlich war. Da die Längsstabilität dabei die entscheidende Rolle spielt, und infolge des, für den Modellbau ungewohnten Rumpfes, keine Erfahrungswerte vorlagen, musste die Druckmittelpunktwanderung genauer untersucht werden, damit die Schwerpunktslage für den Erstflug genau festgelegt werden konnte.

Auf die Rechenmethoden wird in den einzelnen Kapiteln hingewiesen. Auf Literaturstellen wird mit [ ] verwiesen. Allgemein muss noch gesagt werden, dass diese Rechnung nur überschlägig gemacht wurde, und nur zur Bestimmung der Grössenordnungen diente. Es hat sich aber gezeigt, dass diese Arbeitsweise für unsere Zwecke voll auf genügt.

Die Berechnung erfolgte mit den Werten für die ICAO-Normalatmosphäre für eine Höhe von 400 m ü.M.

$$\rightarrow g = 0,12019 \quad \frac{\text{kg} \cdot \text{sec}^2}{\text{m}^4}$$

Es wurde das technische Mass-System verwendet. Alle verwendeten Bezeichnungen und Abkürzungen stimmen mit [2] und [4] überein.

Zur Vereinfachung wurden alle Werte für folgende Geschwindigkeiten berechnet:

|   |   |  |
|---|---|--|
| ① | $v = 40 \text{ km/h} = 11,1 \text{ m/sec}$  | $q = \frac{\rho}{2} v^2 = 7,42 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$ |
| ② | $v = 50 \text{ km/h} = 13,9 \text{ m/sec}$  | $q = \frac{\rho}{2} v^2 = 11,6 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$ |
| ③ | $v = 70 \text{ km/h} = 19,5 \text{ m/sec}$  | $q = \frac{\rho}{2} v^2 = 22,7 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$ |
| ④ | $v = 100 \text{ km/h} = 27,8 \text{ m/sec}$ | $q = \frac{\rho}{2} v^2 = 46,3 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$ |
| ⑤ | $v = 144 \text{ km/h} = 40,0 \text{ m/sec}$ | $q = \frac{\rho}{2} v^2 = 96,0 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$ |

#### 4. Der Flügel

##### 4.1. Arbeitsweise

Bei der Konstruktion des Modells wurden Profil, Verwindung sowie der Anstellwinkel rel. zur Rumpfachse und auch die Flügelform nach einer groben Abschätzung der Verhältnisse festgesetzt. Die vorliegende Tragflächenberechnung war lediglich erforderlich, um einerseits den Auftriebsanstieg  $\frac{dC_A}{d\alpha}$  festzulegen, sowie die Neutralpunktlage des Flügels in Abhängigkeit von  $C_A$  resp.  $\alpha$  zu bestimmen.

Eine genaue Behandlung des Problems kam aus zwei Gründen nicht in Betracht:

1. Zeit
2. Kosten

Ein gepfeilter und verwindener Flügel, wie ihn der Laer-Liner aufweist, muss nach der Tragflächentheorie von Multhopp oder Truckenbrodt [4] gerechnet werden. Diese Methode führt in der Regel auf ein Gleichungssystem von 30 Gleichungen

mit 30 Unbekannten, das praktisch nur auf einem Computer gelöst werden kann.

Es wurde deshalb nach einer Ausweglösung gesucht, die es mit kleinem Aufwand gestattet, die beiden benötigten Werte mit genügender Genauigkeit zu finden.

#### 4.2. Die Auftriebsverteilung des unverwundenen Flügels

Aus der Vielzahl der schon berechneten Auftriebsverteilungen lag uns keine für unsere Flügelgeometrie vor. Demgegenüber war uns eine Verteilung für einen geraden Flügel und einen Pfeilflügel mit  $\varphi = 50^\circ$  zugänglich. Beide Flügel wiesen die Zuspitzung  $\lambda = \frac{t_a}{z_i} = 0,5$  auf.

Der Fehler, den wir machen, wenn wir die Verteilung am Leerlinier als Mittelwert der obigen Verteilungen bestimmen, ist nur klein. Vergl. Diag. 305/5.

#### 4.3. Die Verwindung

Um möglichst optimale Verhältnisse beim Langsamflug zu erhalten, und außerdem um den Strömungsabriss im Aussenflügel zu verhindern, wurde der Flügel verwunden, und zwar aerodynamisch und geometrisch.

Aerodynamische Verwindung:

|        |        |           |
|--------|--------|-----------|
| innen  | Profil | NACA 4415 |
| aussen | Profil | NACA 2415 |

Geometrische Verwindung:

$$\varepsilon = 1^\circ$$

Die Einflüsse der Verwindung ( $c_{a_{\infty}}$ -Werte) sind in Diag. 305/6 dargestellt. Mit Berücksichtigung der Auftriebsverteilung des unverwundenen Flügels erhalten wir die Nullauftriebsverteilung. Diese ist ebenfalls auf Blatt 305/6 dargestellt.

4.4. Die Auftriebsverteilung des Flügels

Die lineare Superposition der Auftriebsverteilung des unverwundenen Flügels und der Nullauftriebsverteilung ergibt die Auftriebsverteilung des Flügels.

Da der Anteil der Nullauftriebsverteilung je nach  $c_A$  verschieden ist, muss diese Verteilung für die verschiedenen  $c_A$ -Werte einzeln bestimmt werden. Vergl. dazu Diag. 305/7.

4.5. Der Nullauftriebswinkel des Flügels

Die Polaren der Flügelprofile finden sich in [1]. Zwischenwerte erhält man durch lineare Interpolation. Die Nullauftriebsrichtungen der beiden Profile innen und aussen sind:

|      |      |                         |                    |
|------|------|-------------------------|--------------------|
| NACA | 4415 | $\epsilon_p = -2^\circ$ | } bez. Profitschne |
| NACA | 2415 | $\epsilon_p = -1^\circ$ |                    |

Damit kann für die Nullauftriebsrichtung des Flügels mit Berücksichtigung der geometrischen Verwindung bezüglich der Profitschne des mittleren Flügelschnittes gesetzt werden:

$\epsilon_{F_{\bar{z}}} = -0,5^\circ$  (bez. Schnitt an Stelle  $\bar{z}$ )

Der Flügel ist mit  $\epsilon_{p_i} = 2,5^\circ$  eingebaut. Damit ergibt sich ein geometrischer Einstellwinkel der NAL des Flügels rel. zur Rumpflängsachse von

$\epsilon_{F_{R}} = +3,0^\circ$

Das HLW ist mit

$\epsilon_{HLW} = -1,5^\circ$

bez. der Rumpflängsachse eingebaut.

Damit ergibt sich eine Einstellwinkel differenz von

$\Delta \epsilon = 4,5^\circ$

#### 4.6. Der Auftriebsanstieg

Der Auftriebsanstieg des Flügels wurde wiederum durch lineare Superpos. des ungepfeiften und des mit  $50^\circ$  gepfeiften Flügels gem [4] gewonnen.

Der Zahlenwert ergibt sich zu

$$\frac{dC_A}{d\alpha} = 2,90$$

#### 4.7. Der Flügel mit Landeklappen ausschlag

Hier sind zwei Fälle zu betrachten, nämlich der Start mit  $\eta_k = 15^\circ$  und die Landung mit  $\eta_k = 45^\circ$ . Die zugehörigen Auftriebsbeiwerte finden wir in [4].

Die Änderung des Nullanstellwinkels wird dabei wie folgt näherungsweise bestimmt:

$$\frac{b_k}{2} = 0,68 \text{ m} \quad b_k = 1,36 \text{ m}$$

$$\rightarrow \frac{b_k}{b} = \frac{1,36}{2,72} = 0,5$$

Bei einem unendlichen Flügel verschiebt sich die Nullauftriebsrichtung bei:

$$\eta_k = 15^\circ \quad \Delta\alpha_{0..} = -7^\circ \cong 0,122 \text{ rad.}$$

$$\eta_k = 45^\circ \quad \Delta\alpha_{0..} = -14^\circ \cong 0,244 \text{ rad.}$$

Auf den endlichen Flügel gesehen, und mit Berücksichtigung der Tatsache, dass nur an der Hälfte der Spannweite Klappen ausgeschlagen werden, ergibt sich:

$$\eta_k = 15^\circ \quad \Delta\alpha_0 = -3,5^\circ \cong 0,061 \text{ rad.}$$

$$\eta_k = 45^\circ \quad \Delta\alpha_0 = -7^\circ \cong 0,122 \text{ rad.}$$

Und damit wird der Auftriebsanstieg des Flügels:

$$C_{A_k} = \frac{dC_A}{d\alpha} + C_{A_{k0}}$$

$$C_{A_{k0}} = -\frac{dC_A}{d\alpha} \cdot \Delta\alpha_0$$

Die Zahlenwerte ergeben sich zu

|                     |                   |
|---------------------|-------------------|
| $\eta_k = 15^\circ$ | $C_{A_k} = 0,177$ |
| $\eta_k = 45^\circ$ | $C_{A_k} = 0,354$ |

Da der Klappenneutralpunkt in etwa  $\frac{1}{2}$  liegt, unser DMP aber infolge der Pfeilung bezüglich der inneren Partie des Flügels weit hinten ist, macht ein LK-Ausschlag auf den DMP des Flügels alleine praktisch nichts aus, dieser Fall wird deshalb auch nicht besonders behandelt.

4.8. Der Druckmittelpunkt des Flügels

Das wichtigste Ergebnis der ganzen Betrachtung über den Flügel ist die Kenntnis der Lage des DMP. Da sich die Neutralpunkte der einzelnen Flügelschnitte auf einer Linie gem. Diagr. 305/8 befinden, und wir die Auftriebsverteilungen und damit die Auftriebsbeiwerte der einzelnen Schnitte kennen (vergl. Diagr. 305/7) können wir das totale Moment des Flügels bez. einer beliebigen y-Achse berechnen. Mit dem Koordinatensystem  $\xi, \eta$  ( $\xi = \frac{x}{l}$ ,  $\eta = \frac{y}{b}$ ) und der Referenzlinie durch die Flügelspitze ergeben sich die Werte gem. Tabelle 305/8. zu beachten ist, dass die Flügelmitte nicht in die Rechnung eingeschlossen ist, da dieser Schnitt zum Rumpf gehört.

Es gilt folgende Momentengleichung:

$$\int_0^1 c_a \cdot dF \cdot \xi(\eta) = \xi_{DMP} \cdot \int_0^1 c_a \cdot dF$$

oder für unseren Fall

$$\sum_{n=1}^5 c_a \cdot \Delta F_n \cdot \xi(\eta) = \xi_{DMP} \cdot \sum_{n=1}^5 c_a \cdot \Delta F_n$$

Damit ergeben sich folgende DMP-Lagen:

$$\textcircled{2} \quad \xi_{DMP} = \frac{0,075}{0,192} = 0,390$$

$$\textcircled{4} \quad \xi_{DMP} = \frac{0,0138}{0,041} = 0,337$$

Die DMP-Wanderung am Flügel ist in Diagr 305/11 eingezeichnet.

### 5. Das Höhenleitwerk

#### 5.1. Allgemeines

Für das Höhenleitwerk müssten wieder zwei Fälle behandelt werden, nämlich mit und ohne Höhenruderausschlag. Da aber für den Fall des Ruderausschlages genügend Erfahrungswerte vorliegen, wurden nur die Einflüsse des HLW ohne Klappenanschlag auf die DMP-Lage untersucht.

#### 5.2. Einfluss auf die DMP-Lage des Flugzeugs.

Für die Trimmung des Modells interessiert die Stellung des HLW rel. zur Nullauftriebslinie des Flügels. Diese Winkel sind in Diagr. 305/4 eingezeichnet. Der Auftrieb des Flügels kann erst dann berechnet werden, wenn der Abwind vom Flügel her bekannt ist. Der Einfluss dieses Abwindes ist aber infolge der grossen Höhenlage des Leitwerkes nicht sehr gross (Leitwerkswirksamkeit >) weshalb das rel. kleine HLW auch vollkommen genügt.

Der Auftriebsmittelpunkt des HLW wird in  $\frac{1}{4}$  angenommen, d.h. 0,016m von der LW-Spitze an. Eine genauere Bestimmung und die Berücksichtigung der DMP-Wanderung am Leitwerk sind nicht nötig, da deren Einflüsse auf den Gesamthebelarm sehr klein sind.

Der Antriebsanstieg des HLW beträgt wiederum:

$$\frac{\Delta C_{A_{HLW}}}{\Delta \alpha_{HLW}} = 2,90 \quad (\text{bezogen auf } F_{HLW})$$

### 5.3. Höhenruderausschlag

Auf eine genaue Untersuchung wurde verzichtet, der Ausschlag wurde auf  $\pm 30^\circ$  festgesetzt.

## 6. Der Rumpf

### 6.1. Allgemeines

Die Kräfte und Momente, die am Rumpf angreifen, erreichen beim Lear Liner für den Modellbau ungewöhnliche Werte. Dies war auch der Grund, weshalb diese Belange in der Berechnung besonders berücksichtigt wurden.

### 6.2. Rumpfwerte

Eine Angabe der Rumpfwerte fand sich in [4]. Um diese Werte in unserer Rechnung einfacher verwenden zu können, wurden sie auf die Flügelfläche  $F_F$  bezogen (Die Angabe erfolgte mit dem Rumpfvolumen als Referenz). Der Verlauf von  $C_{AR}$ ,  $C_{WR}$  und  $C_{MR}$  ist in Diagramm 305/9 angegeben.

## 7. Der induzierte Widerstand

Die Berechnung des induzierten Widerstandes erfolgt übersichtsmässig nach folgender Formel (vergl. auch [4])

$$W_i = \frac{A^2}{\pi \cdot q \cdot b^2}$$

$$\begin{aligned} \textcircled{1} \quad W_i &= \frac{100}{\pi \cdot 7,42 \cdot 2,72^2} = 0,580 \text{ kp} \\ \textcircled{2} \quad W_i &= \frac{100}{\pi \cdot 11,6 \cdot 2,72^2} = 0,371 \text{ kp} \\ \textcircled{3} \quad W_i &= \frac{100}{\pi \cdot 22,7 \cdot 2,72^2} = 0,189 \text{ kp} \\ \textcircled{4} \quad W_i &= \frac{100}{\pi \cdot 46,3 \cdot 2,72^2} = 0,093 \text{ kp} \\ \textcircled{5} \quad W_i &= \frac{100}{\pi \cdot 96 \cdot 2,72^2} = 0,045 \text{ kp} \end{aligned}$$

In dimensionsloser Schreitweise:

$$C_{Wi} = \frac{W_i}{F_F \cdot q}$$

$$\begin{aligned} \textcircled{1} \quad C_{Wi} &= 0,0718 \\ \textcircled{2} \quad C_{Wi} &= 0,0294 \\ \textcircled{3} \quad C_{Wi} &= 0,0076 \\ \textcircled{4} \quad C_{Wi} &= 0,0018 \\ \textcircled{5} \quad C_{Wi} &= 0,0004 \end{aligned}$$

## 8. Gesamtwiderstand und max. Geschwindigkeit

### 8.1. Restwiderstand

Gem. [2] kann man für die Restwiderstände grössenordnungsmässig schreiben:

| Bauteil                      | Anzahl<br>$n$ | Bezugsfläche<br>$f$ [m <sup>2</sup> ] | Widerstandsbeiwert<br>$c_w$ | $n \cdot c_w \cdot f$ |
|------------------------------|---------------|---------------------------------------|-----------------------------|-----------------------|
| Rumpf                        | 1             | 0,09                                  | 0,1                         | 0,0090                |
| Motor gondel                 | 2             | 0,018                                 | 0,2                         | 0,0072                |
| Fahrwerk                     | 3             | 0,0014                                | 0,35                        | 0,0015                |
| Seitenleitwerk               | 1             | 0,2                                   | 0,01                        | 0,0020                |
| Höhenleitwerk                | 1             | 0,18                                  | 0,01                        | 0,0018                |
| $\Sigma n \cdot c_w \cdot f$ |               |                                       |                             | 0,0215                |

$$\rightarrow \underline{\underline{C_{W_{\text{Rest}}}}} = \frac{\Sigma n \cdot c_w \cdot f}{F_F} = \frac{0,0215}{1,03} = \underline{\underline{0,02}}$$

### 8.2. Gesamtwiderstand

Der Gesamtwiderstand des Flugzeugs setzt sich aus folgenden Beiträgen zusammen:

- a) Profilwiderstand des Flügels  $C_{w_p}$
- b) Induzierter Widerstand des Flügels  $C_{w_i}$
- c) Restwiderstand des Flugzeugs  $C_{w_{rest}}$
- d) Interferenzwiderstand (zw. Rumpf und Flügel)  $C_{w_z}$

Die Profilwiderstände des Flügels haben folgende Werte:

- ①  $C_{w_p} = 0,020$  (für Teil mit Klappe 0,025, Rest 0,015) [1]
- ②  $C_{w_p} = 0,015$
- ③  $C_{w_p} = 0,010$
- ④  $C_{w_p} = 0,006$
- ⑤  $C_{w_p} = 0,006$

Gesamtwiderstand:

Gem. [2] kann für den Interferenzwiderstand  $C_{w_z} \cong 0,2 C_{w_{rest}}$  gesetzt werden. Damit berechnet sich der Gesamtwiderstand

$$\begin{aligned}
 C_{w_{Tot}} &= C_{w_p} + C_{w_i} + C_{w_{rest}} + C_{w_z} \\
 &= C_{w_p} + C_{w_i} + 1,2 \cdot C_{w_{rest}} \\
 &= C_{w_p} + C_{w_i} + 0,024
 \end{aligned}$$

$$W_{Tot} = q \cdot F_F \cdot C_{w_{Tot}}$$

|   |                       |                              |
|---|-----------------------|------------------------------|
| ① | $C_{w_{Tot}} = 0,116$ | $W_{Tot} = 2,936 \text{ kp}$ |
| ② | $C_{w_{Tot}} = 0,068$ | $W_{Tot} = 0,860 \text{ kp}$ |
| ③ | $C_{w_{Tot}} = 0,042$ | $W_{Tot} = 1,040 \text{ kp}$ |
| ④ | $C_{w_{Tot}} = 0,032$ | $W_{Tot} = 1,62 \text{ kp}$  |
| ⑤ | $C_{w_{Tot}} = 0,030$ | $W_{Tot} = 3,14 \text{ kp}$  |

### 8.3. Maximale Fluggeschwindigkeit

Die maximale Fluggeschwindigkeit im Horizontalflug wird erreicht, wenn der Motorschub gerade gleich gross ist, wie der totale Widerstand.

Der Standschub der Motoren wurde am Lear Liner durch Versuche ermittelt. Leider liegen keine Schubmessungen bei verschiedenen Anströmgeschwindigkeiten vor, so dass die Schubkurve in Diagr. 305/12 auf Grund der Schubkurven bemannter Flugzeuge (Propeller ohne Blattverstellung) gezeichnet werden musste.

Gem. Diagr. 305/12 liegt die maximale Fluggeschwindigkeit des Lear Liner etwa bei 130 km/h; Falls das Fahrwerk eingefahren wird, steigt die Fluggeschwindigkeit um 5 bis 10 km/h.

### 9. Der Flügelabwind

Um die Luftkräfte am HLW berechnen zu können, ist sein Anstellwinkel rel. zur Anströmrichtung zu bestimmen. Dieser Anstellwinkel ist nicht nur abhängig vom  $\alpha_{\text{geom}}$  des Flugzeuges, sondern auch vom Abwindwinkel  $\alpha_w$  vom Flügel her.

Der Flügelabwind an der Stelle des HLW in der Flügelsebene kann gem. [4] näherungsweise wie folgt berechnet werden:

$$W_i = \frac{A^2}{\pi \cdot q \cdot b^2} = F_1 \cdot \frac{\rho}{2} \cdot W_{\infty}^2$$

$$F_1 = \frac{\pi \cdot b^2}{4}$$

$$W_i = \frac{\pi \cdot b^2}{4} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot W_{\infty}^2$$

$$\rightarrow W_{\infty}^2 = \frac{2}{\rho} \cdot \frac{4}{\pi \cdot b^2} \cdot W_i = \frac{8}{\rho \cdot \pi \cdot b^2} \cdot W_i$$

$$W_{\infty}^2 = 2,87 \cdot W_i \left[ \frac{\text{m}^2}{\text{sec}^2} \right]$$

|   |   |                                    |
|---|---|------------------------------------|
| ① | $W_{\infty}^2 = 1,66 \text{ m}^2/\text{sec}^2$  | $W_{\infty} = 1,29 \text{ m/sec}$  |
| ② | $W_{\infty}^2 = 1,06 \text{ m}^2/\text{sec}^2$  | $W_{\infty} = 1,03 \text{ m/sec}$  |
| ③ | $W_{\infty}^2 = 0,542 \text{ m}^2/\text{sec}^2$ | $W_{\infty} = 0,736 \text{ m/sec}$ |
| ④ | $W_{\infty}^2 = 0,266 \text{ m}^2/\text{sec}^2$ | $W_{\infty} = 0,516 \text{ m/sec}$ |
| ⑤ | $W_{\infty}^2 = 0,129 \text{ m}^2/\text{sec}^2$ | $W_{\infty} = 0,359 \text{ m/sec}$ |

Der Abwindwinkel in der Distanz  $x_{HLW}$  in der Flügelebene beträgt

$$\alpha_w^* = W_{\infty} / V_{\infty} \text{ [rad.]} \quad (\alpha_w^* < 0 \text{ für Abwind})$$

Da sich das HLW in  $z_{HLW} = 0,76 \text{ m}$  über der Flügelebene befindet, ist der Abwind an der Stelle des HLW bedeutend kleiner als an der selben Stelle in der Flügelebene.

$$\alpha_w = 0,1 \cdot \alpha_w^* = 0,1 \cdot W_{\infty} / V_{\infty} \text{ [rad.]}$$

|   |   |                                  |
|---|---|----------------------------------|
| ① | $\alpha_w^* = 0,116 \hat{=} 6^\circ 40'$  | $\alpha_w = 0,0116 \text{ rad.}$ |
| ② | $\alpha_w^* = 0,074 \hat{=} 4^\circ 15'$  | $\alpha_w = 0,0074 \text{ rad.}$ |
| ③ | $\alpha_w^* = 0,0378 \hat{=} 2^\circ 10'$ | $\alpha_w = 0,0038 \text{ rad.}$ |
| ④ | $\alpha_w^* = 0,0185 \hat{=} 1^\circ$     | $\alpha_w = 0,0018 \text{ rad.}$ |
| ⑤ | $\alpha_w^* = 0,0090 \hat{=} 31'$         | $\alpha_w = 0,0009 \text{ rad.}$ |

### 10. Druckmittelpunktwanderung am Flugzeug

Damit haben wir nun alle benötigten Werte zur Berechnung der DMP-Wanderung. Wir verwenden dazu eine Iterationsmethode, indem wir den Anstellwinkel für einen bestimmten Fall mit dem Flügel allein bestimmen. Nachher berechnen wir mit diesem Anstellwinkel den Auftrieb von Rumpf und HLW. Zwar wird der Gesamtauftrieb nicht genau gleich dem Gewicht sein, aber die Verhältnisse der Auftriebe stimmen doch recht gut und ergeben uns so die gewünschte DMP-Lage. Falls wir diesen Wert ganz genau kennen möchten, müsste ein zweiter Iterationsschritt durchgeführt werden. Dies ist aber für unsere

Zwecke nicht notwendig.

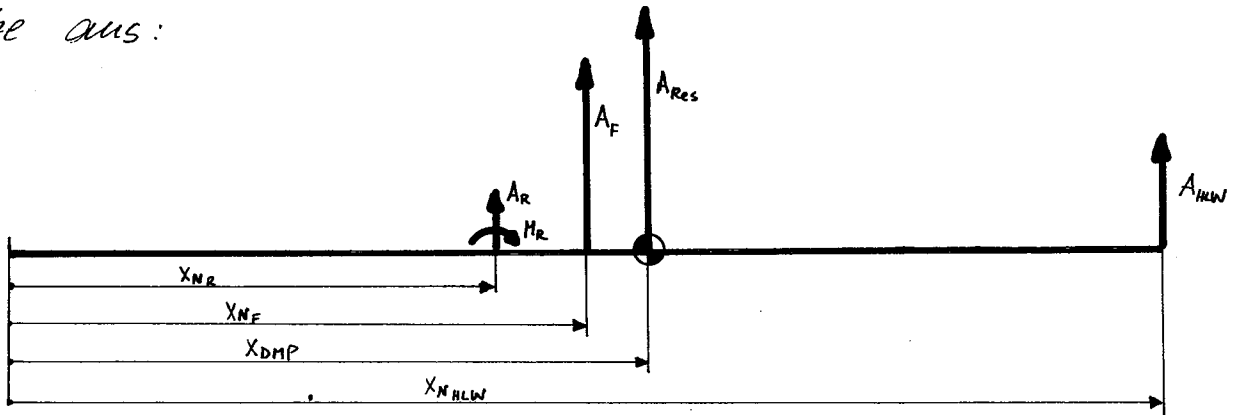
$$A_F = \frac{dC_A}{d\alpha} \cdot \alpha \cdot q \cdot F_F + C_{A_k} \cdot q \cdot F_F = \frac{dC_A}{d\alpha} \cdot \alpha \cdot q \cdot F_F + A_k$$

$$\rightarrow \alpha = \frac{A_F - A_k}{\frac{dC_A}{d\alpha} \cdot q \cdot F}$$

$$x_{NF} = x_{NF}(\%) \cdot 0,4025 + 1,655 \quad [\text{m}]$$

Berechnung vergl. Wertetabelle S. 18

Wir berechnen die Lage des DMP zuerst von der Rumpfspitze aus:



Es gilt folgende Momentengleichung

$$x_{DMP} \cdot A_{Res.} = x_{NR} \cdot A_R + M_R + x_{NF} \cdot A_F + x_{NHLW} \cdot A_{HLW}$$

$$x_{NR} = 0,45 \cdot \ell_R = 1,350 \text{ m}$$

$$x_{NHLW} = 3,160 \text{ m}$$

$$x_{NF} \text{ vergl. Diag. 305/11}$$

$$\rightarrow x_{DMP} = \frac{x_{NR} \cdot A_R + M_R + x_{NF} \cdot A_F + x_{NHLW} \cdot A_{HLW}}{\sum A}$$

Berechnung vergl. Wertetabelle S. 19

DMP - Berechnung: Auftriebswerte und Neutralpunkte

| Fall | $\eta_k$<br>° | $q$<br>$\frac{kg}{m^2}$ | $A_F$<br>$kg$ | $A_k$<br>$kg$ | $\alpha$<br>rad. | $\alpha$<br>° | $\alpha_i^*$<br>rad. | $\alpha_w$<br>rad. | $\alpha_w + \alpha_{in}$<br>rad. | $\alpha_{neu}$<br>rad. | $A_{neu}$<br>$kg$ | $\alpha_R$<br>° | $A_R$<br>$kg$ | $M_R$<br>$kg$ | $C_{AF}$ | $X_{NF}$<br>% $\bar{E}$ | $X_{NF}$<br>$m$ |
|------|---------------|-------------------------|---------------|---------------|------------------|---------------|----------------------|--------------------|----------------------------------|------------------------|-------------------|-----------------|---------------|---------------|----------|-------------------------|-----------------|
| ①    | 0°            | 7,42                    | 10,0          | 0             | 0,430            | 25°           | -0,116               | -0,012             | -0,038                           | 0,382                  | 1,518             | 22°             | 0,320         | 0,115         | 1,25     | ca. 30                  | 1,776           |
| ①    | 15°           | 7,42                    | 10,0          | 1,42          | 0,368            | 21°           | -0,116               | -0,012             | -0,038                           | 0,330                  | 1,279             | 18°             | 0,264         | 0,098         | 1,07     | 16                      | 1,749           |
| ①    | 45°           | 7,42                    | 10,0          | 2,84          | 0,308            | 17,5°         | -0,116               | -0,012             | -0,038                           | 0,270                  | 1,046             | 14,5°           | 0,212         | 0,080         | 0,89     | 8                       | 1,687           |
| ②    | 0°            | 11,6                    | 10,0          | 0             | 0,276            | 16°           | -0,074               | -0,007             | -0,033                           | 0,243                  | 1,472             | 13°             | 0,304         | 0,111         | 0,80     | 14                      | 1,711           |
| ②    | 15°           | 11,6                    | 10,0          | 2,22          | 0,214            | 12,5°         | -0,074               | -0,007             | -0,033                           | 0,181                  | 1,096             | 9,5°            | 0,221         | 0,082         | 0,62     | 7                       | 1,683           |
| ②    | 45°           | 11,6                    | 10,0          | 4,44          | 0,153            | 9°            | -0,074               | -0,007             | -0,033                           | 0,120                  | 0,726             | 6°              | 0,139         | 0,052         | 0,44     | -2                      | 1,647           |
| ③    | 0°            | 22,7                    | 10,0          | 0             | 0,118            | 6,5°          | -0,038               | -0,004             | -0,020                           | 0,088                  | 1,042             | 3,5°            | 0,161         | 0,059         | 0,34     | 4                       | 1,671           |
| ④    | 0°            | 46,3                    | 10,0          | 0             | 0,069            | 4°            | -0,018               | -0,002             | -0,028                           | 0,041                  | 0,991             | 1°              | 0,126         | 0,044         | 0,20     | 2                       | 1,663           |
| ⑤    | 0°            | 96,0                    | 10,0          | 0             | 0,033            | 2°            | -0,009               | -0,001             | -0,027                           | 0,016                  | 0,802             | -1°             | -0,262        | -0,046        | 0,10     | -1                      | 1,657           |

DMP Berechnung: Bestimmung von  $X_{DMP}$

| Fall | $\eta_{ik}$<br>° | $A_F$<br>lsp | $A_R$<br>lsp | $A_{HCU}$<br>lsp | $\sum A$<br>lsp | $X_{NF} \cdot A_F$<br>mlsp | $X_{NR} \cdot A_R$<br>mlsp | $X_{HCU} \cdot A_{HCU}$<br>mlsp | $M_{IC}$<br>mlsp | $\sum H$<br>mlsp | $X_{DMP}$<br>m | $X_{DMP}$<br>m | $X_{DMP}$<br>% | $G_A$ |
|------|------------------|--------------|--------------|------------------|-----------------|----------------------------|----------------------------|---------------------------------|------------------|------------------|----------------|----------------|----------------|-------|
| ①    | 0°               | 100          | 0,320        | 1,518            | 11,838          | 17,76                      | 0,432                      | 4,795                           | 0,115            | 22,872           | 0,285          | 1,930          | 70,8           | 1,25  |
| ①    | 15°              | 100          | 0,264        | 1,279            | 11,513          | 17,19                      | 0,356                      | 4,020                           | 0,088            | 21,468           | 0,203          | 1,858          | 50,4           | 1,07  |
| ①    | 45°              | 100          | 0,212        | 1,046            | 11,258          | 16,87                      | 0,285                      | 3,305                           | 0,080            | 20,380           | 0,134          | 1,809          | 38,2           | 0,89  |
| ②    | 0°               | 100          | 0,304        | 1,472            | 11,776          | 17,11                      | 0,410                      | 4,650                           | 0,111            | 22,059           | 0,221          | 1,876          | 54,9           | 0,80  |
| ②    | 15°              | 100          | 0,221        | 1,096            | 11,317          | 16,83                      | 0,298                      | 3,460                           | 0,082            | 20,506           | 0,161          | 1,816          | 40,0           | 0,62  |
| ②    | 45°              | 100          | 0,139        | 0,726            | 10,865          | 16,47                      | 0,188                      | 2,293                           | 0,052            | 18,999           | 0,094          | 1,749          | 23,4           | 0,44  |
| ③    | 0°               | 100          | 0,161        | 1,042            | 11,203          | 16,71                      | 0,357                      | 3,340                           | 0,059            | 20,259           | 0,162          | 1,815          | 40,0           | 0,34  |
| ④    | 0°               | 100          | 0,126        | 0,981            | 11,117          | 16,63                      | 0,170                      | 3,130                           | 0,044            | 19,886           | 0,135          | 1,790          | 33,5           | 0,20  |
| ⑤    | 0°               | 100          | -0,261       | 0,802            | 10,641          | 16,57                      | -0,352                     | 2,530                           | -0,046           | 18,228           | 0,059          | 1,714          | 14,6           | 0,10  |

Die DMP-Wanderung des Flugzeugs ist im Diagramm 305/11 graphisch aufgetragen, und zwar für die drei Fälle:

$\eta_k = 0^\circ$  Normalflug

$\eta_k = 15^\circ$  Start

$\eta_k = 45^\circ$  Landung

Die Schwerpunktslage wurde mit  $x_{sp} = 34,6\% \bar{c}$  festgelegt ( $x_{sp} = 0,47 \text{ m}$  von Flügelspitze). Damit ergeben sich ausgetrimmte Flugzustände bei

$\eta_k = 0^\circ$   $v \approx 110 \text{ km/h}$

$\eta_k = 15^\circ$   $v \approx 60 \text{ km/h}$

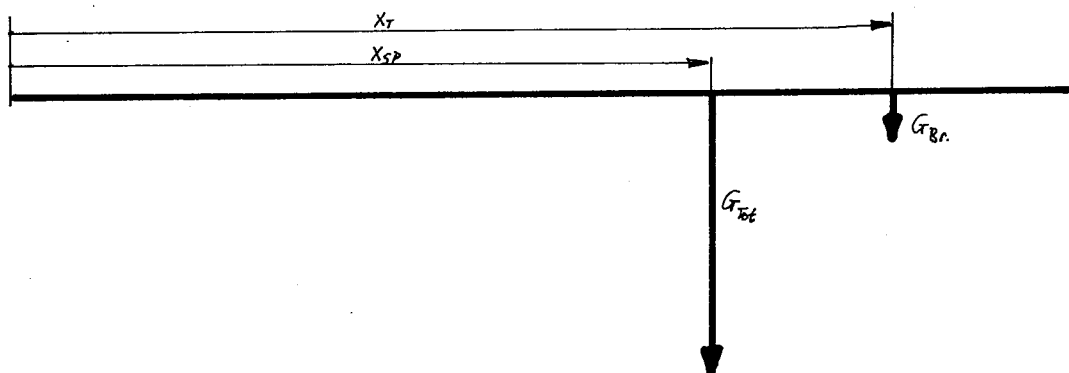
$\eta_k = 45^\circ$   $v \approx 42 \text{ km/h}$

Für alle Fälle ist die statische Längsstabilität gewährleistet.

### 11. Flugtests

Die Untersuchung der DMP-Wanderung am Flugzeug führte zur Festlegung der Schwerpunktslage. Statische Längsstabilität ist für eine recht grosse SP-Variation gewährleistet.

Die einzige Möglichkeit der Schwerpunktsverschiebung während des Fluges ist möglich infolge des Brennstoffverbrauches.



$$x_{SP_0} = 1,80 \text{ m}$$

$$x_T = 2,25 \text{ m}$$

$$G_{Tot} = 12,0 \text{ kp}$$

$$G_{Br. max} = 1,0 \text{ kp}$$

$$G_{Br.} = 0$$

$$x_{SP} = x_{SP_0} = 1,80 \text{ m}$$

$$G_{Br.} = 1,0 \text{ kp}$$

$$x_{SP} = \frac{x_{SP_0} \cdot G_{Tot} + x_T \cdot G_{Br.}}{G_{Tot} + G_{Br.}} = \frac{21,6 + 2,25}{13,0} = 1,835 \text{ m}$$

Die maximale SP-Wanderung beträgt also 35 mm oder 0,5% von  $\bar{x}$  und ist daher kaum spürbar.

Die Ruderaus schläge wurden wie folgt festgelegt:

|              |                |          |                   |
|--------------|----------------|----------|-------------------|
| Höhenruder   | $\pm 30^\circ$ | Trimmung | ca. $\pm 5^\circ$ |
| Querruder    | $\pm 30^\circ$ | Trimmung | ca. $\pm 5^\circ$ |
| Seitenruder  | $\pm 45^\circ$ | Trimmung | ca. $\pm 7^\circ$ |
| Landeklappen | $45^\circ$     |          |                   |

Da die beiden Motoren etwas nach innen versetzt sind, und ausserdem der Abstand von der Symmetrieebene recht klein ist, macht eine Unsymmetrie des Motorschubes nicht viel aus, und selbst der Ausfall eines Triebwerkes kann mit dem Seitenruder noch voll ausgetrimmt werden.

Bei den Rollenversuchen ist einerseits darauf zu achten, ob sich das Modell einwandfrei auf Kurs halten lässt, andererseits kann die Abhebeneigung des Flugzeugs kontrolliert werden. Bei  $\gamma_k = 0^\circ$  darf das Modell auch bei ca.  $v = 50 \text{ km/h}$  noch nicht abheben, da es sonst zu stark schwanzlastig wäre.

## 12. Flugvorschriften

- Start:  $\eta_k = 15^\circ$  Modell von selbst abheben lassen  
Klappen auf ca. 20 m Sicherheitshöhe einfahren.
- Normalflug:  $\eta_k = 0^\circ$  Normalerweise muss das Modell nicht getrimmt werden.
- Landung:  $\eta_k = 45^\circ$  Motoren drosseln und gleichzeitig Klappen langsam bis Vollausschlag ausfahren. Das Modell ohne zu ziehen einschweben lassen, Flugbahnkorrekturen mit der Motorenleistung vornehmen. Erst am Schluss mit Höhenruder abflachen.

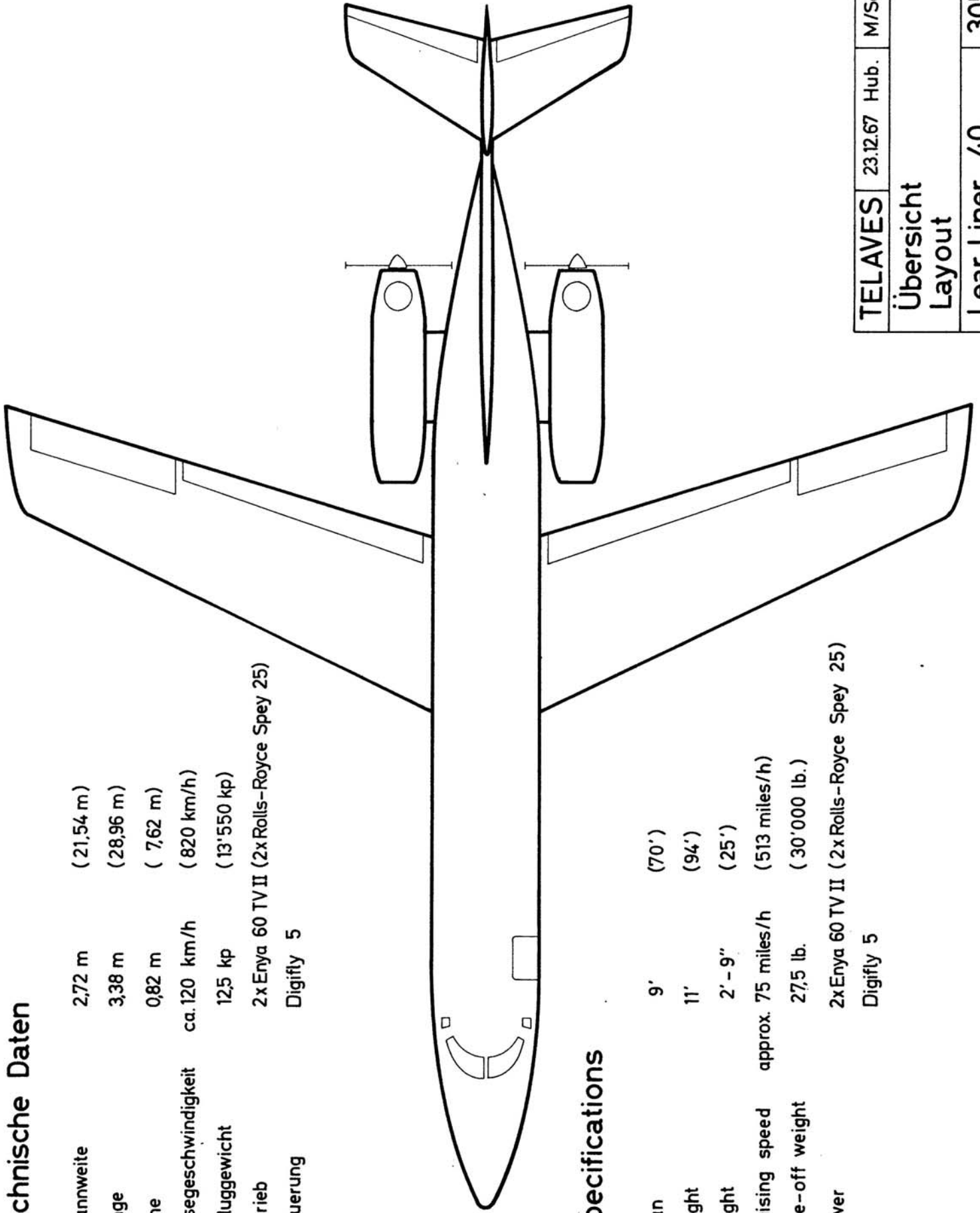
Zusammenfassend darf gesagt werden, dass der Learliner sehr gutmütige Flugeigenschaften hat, und besonders seine Langsamflugeigenschaften sehr gut sind. Da das Flugzeug etwas grössere Dimensionen als ein gewöhnliches Modellflugzeug aufweist, ist auch der Platzbedarf an Fluggelände etwas grösser.

Literatur

- [1] Abbot, J. und von Doenhoff, A.  
"Theorie of Wing Sections"  
(McGraw-Hill Book Company Inc. New York 1949)
- [2] Dubs, F.  
"Aerodynamik der reinen Unterschallströmung"  
(Birkhäuserverlag, Basel/Stuttgart 1966)
- [3] Huber, B.  
"Konstruktionsbuch für Mehrachs-Flugmodelle"  
(Neckar-Verlag, Villingen, 1965)
- [4] Schlichting, H. und Truckenbrodt, E.  
"Aerodynamik des Flugzeuges"  
(Springer-Verlag, 1960)

## Technische Daten

|                      |   |              |
|----------------------|---|--------------|
| Spannweite           | 2,72 m                                    | ( 21,54 m)   |
| Länge                | 3,38 m                                    | ( 28,96 m)   |
| Höhe                 | 0,82 m                                    | ( 7,62 m)    |
| Reisegeschwindigkeit | ca. 120 km/h                              | ( 820 km/h)  |
| Abfluggewicht        | 12,5 kp                                   | ( 13'550 kp) |
| Antrieb              | 2x Enya 60 TV II (2x Rolls-Royce Spey 25) |              |
| Steuerung            | Digitfly 5                                |              |



## Specifications

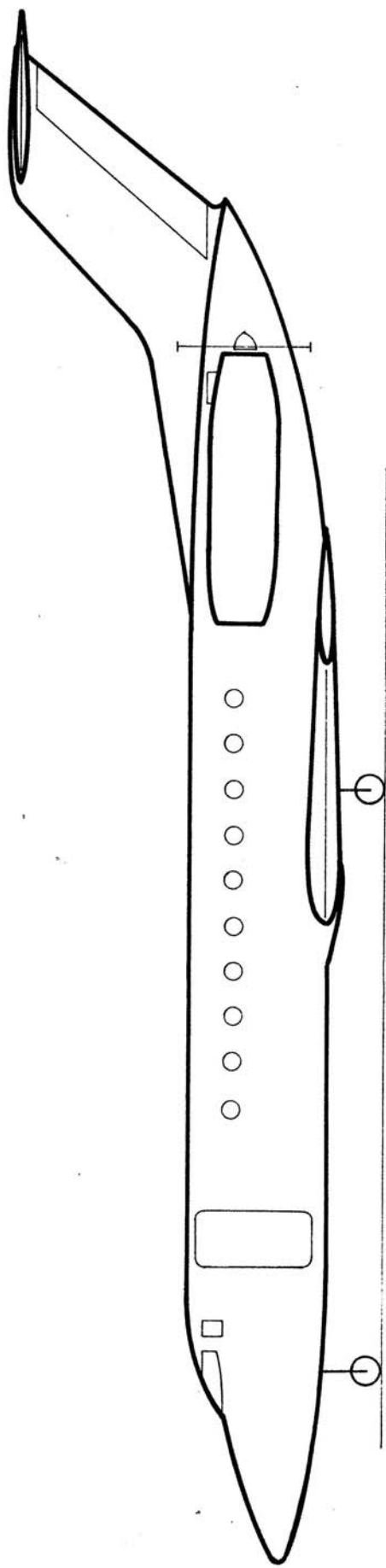
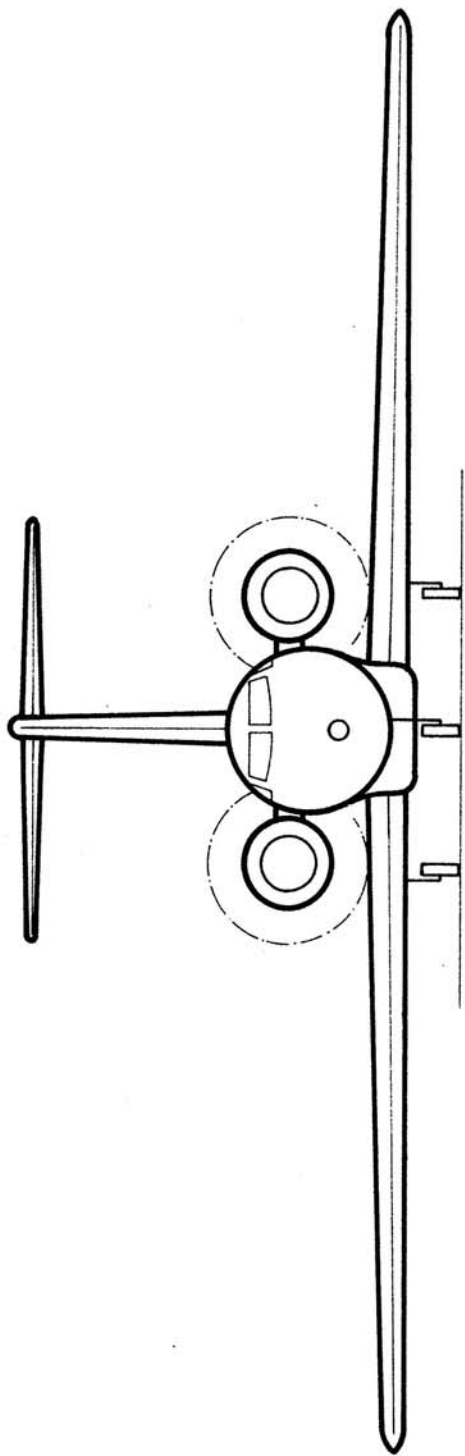
|                 |   |               |
|-----------------|---|---------------|
| Span            | 9'  | (70')         |
| Length          | 11'                                       | (94')         |
| Height          | 2' - 9"                                   | (25')         |
| Cruising speed  | approx. 75 miles/h                        | (513 miles/h) |
| Take-off weight | 27,5 lb.                                  | (30'000 lb.)  |
| Power           | 2x Enya 60 TV II (2x Rolls-Royce Spey 25) |               |
| RC              | Digitfly 5                                |               |

TELAVES 23.12.67 Hub. M/Scale 1:10

Übersicht  
Layout

Lear Liner 40

305/1



|                     |               |              |
|---------------------|---------------|--------------|
| TELAVES             | 23.12.67 Hub. | M/Scale 1:10 |
| Übersicht<br>Layout |               |              |
| Lear Liner 40       | 305/2         |              |

### Flügel

$t_i = 0,52 \text{ m}$   
 $t_a = 0,205 \text{ m}$   
 $\bar{c} = 0,4025 \text{ m}$   
 $b = 2,72 \text{ m}$   
 $F_F = 1,092 \text{ m}^2$   
 $\varphi_{\%} = 23,8^\circ$   
 $\Delta_F = \frac{b}{\bar{c}} = 6,75$   
 $t_{ki} = 0,08 \text{ m}$   
 $t_{ka} = 0,053 \text{ m}$   
 $b_k = 1,36 \text{ m}$   
 $\lambda_k = \frac{t_k}{\bar{c}} = 0,16$   
 $t_q = 0,10 \text{ m}$   
 $b_q = 0,41 \text{ m}$

### Höhenleitwerk

$t_i = 0,20 \text{ m}$   
 $t_a = 0,16 \text{ m}$   
 $\bar{c}_{HLW} = 0,225 \text{ m}$   
 $b_{HLW} = 0,80 \text{ m}$   
 $F_{HLW} = 0,180 \text{ m}^2$   
 $\varphi_{\%} = 28,4^\circ$   
 $\Delta_{HLW} = \frac{b}{\bar{c}} = 3,56$   
 $t_{ki} = 0,06 \text{ m}$   
 $t_{ka} = 0,03 \text{ m}$   
 $b_k = b = 0,80 \text{ m}$   
 $\lambda_k = \frac{t_k}{\bar{c}} = 0,2$

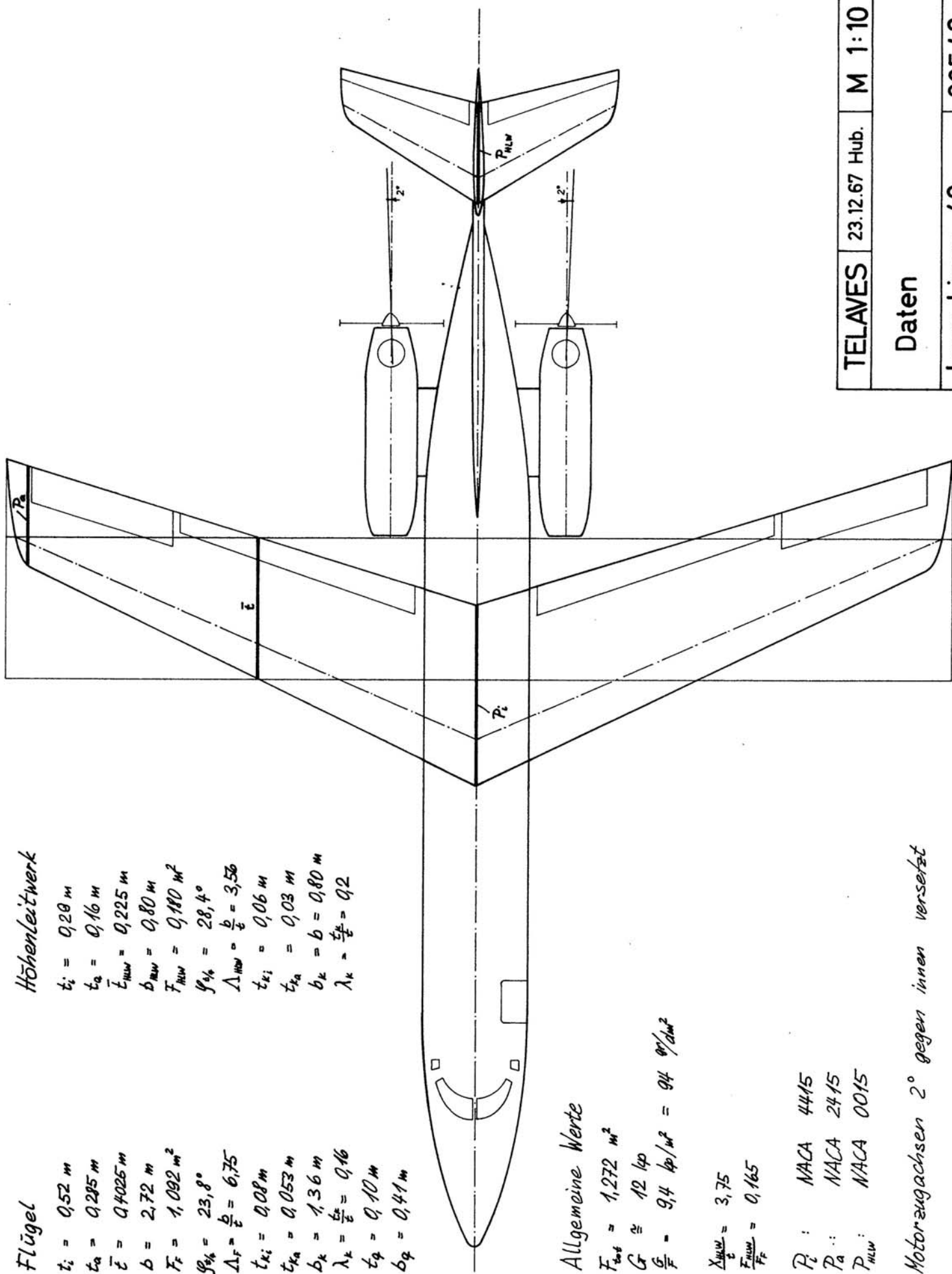
### Allgemeine Werte

$F_{tot} = 1,272 \text{ m}^2$   
 $G \approx 12 \text{ kp}$   
 $\frac{G}{F} = 9,4 \text{ kp/m}^2 = 94 \text{ g/dm}^2$

$\frac{\Delta_{HLW}}{\bar{c}} = 3,75$   
 $\frac{F_{HLW}}{F_F} = 0,165$

$P_i$  : NACA 4415  
 $P_a$  : NACA 2415  
 $P_{HLW}$  : NACA 0015

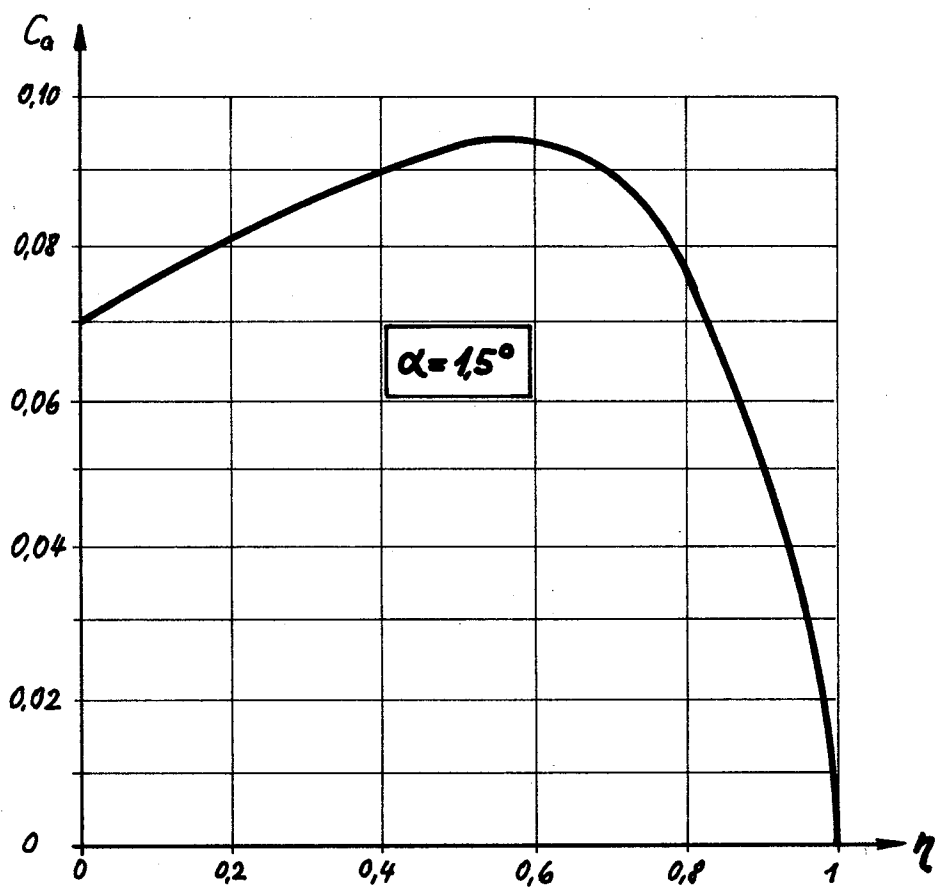
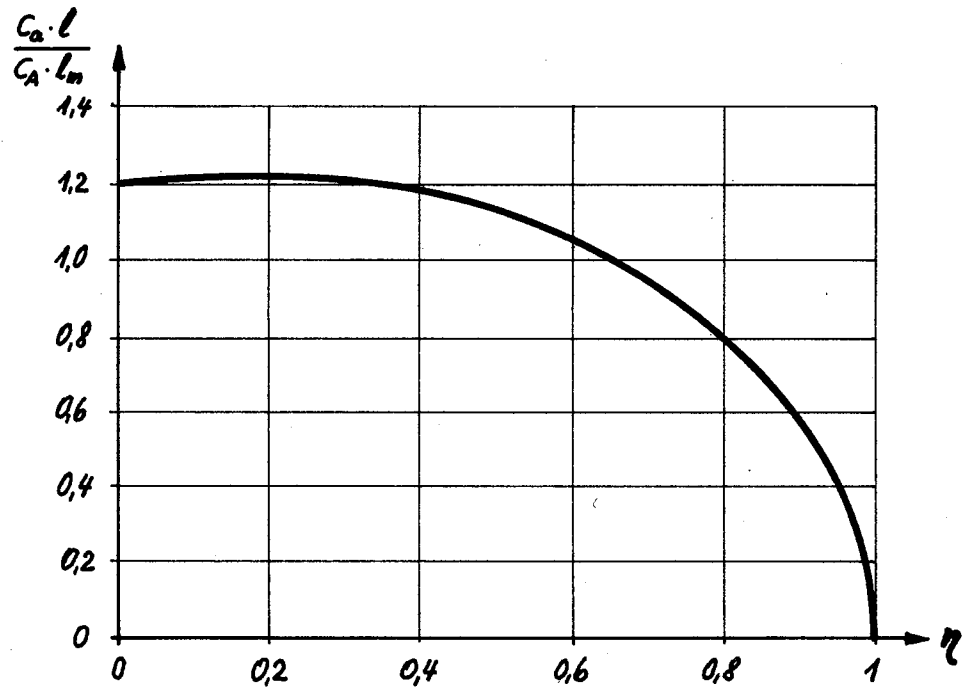
Motorzugachsen  $2^\circ$  gegen innen versetzt



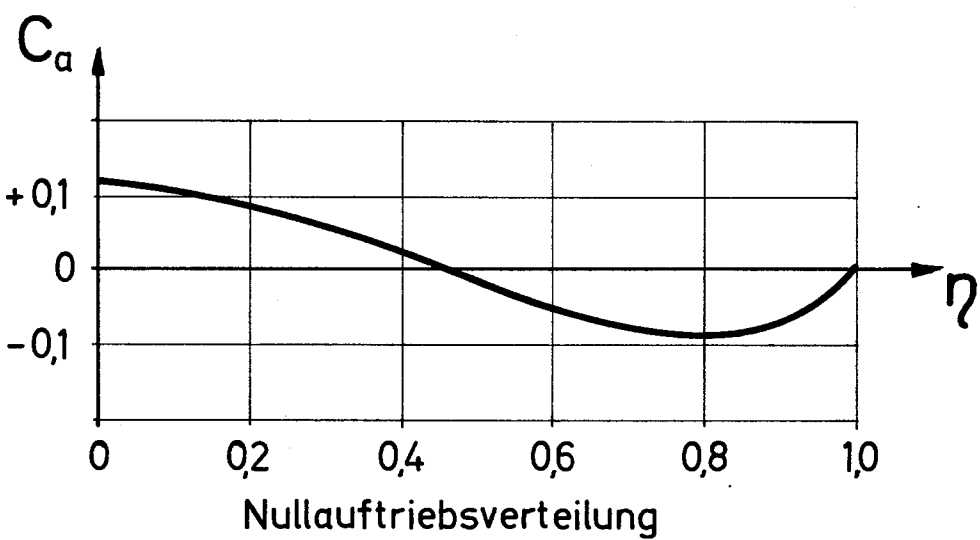
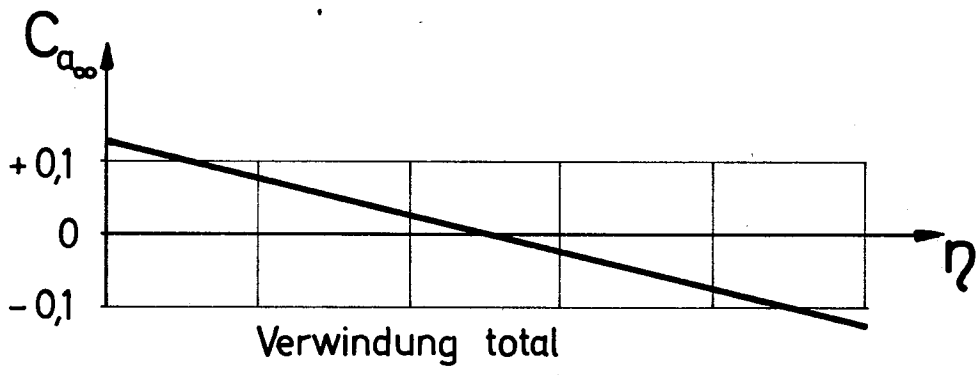
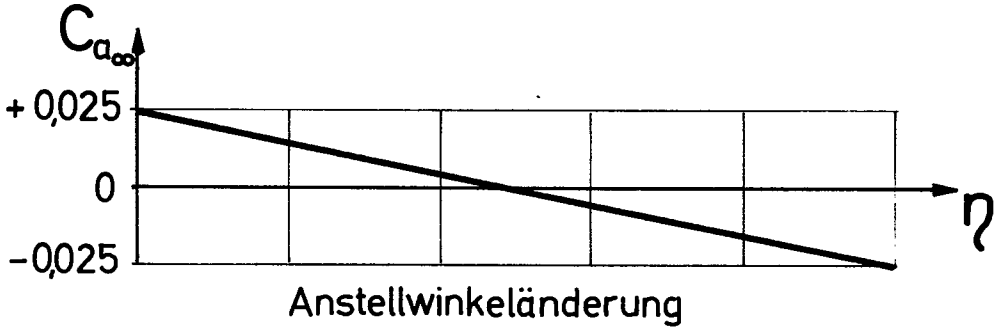
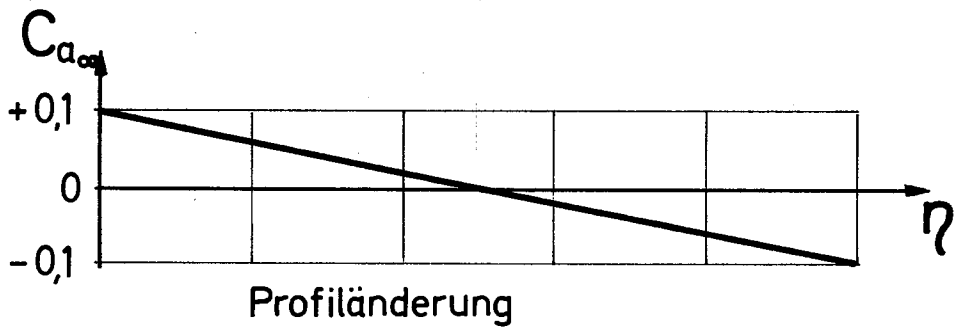
|               |               |        |
|---------------|---------------|--------|
| TELAVES       | 23.12.67 Hub. | M 1:10 |
| Daten         |               |        |
| Lear Liner 40 |               | 305/3  |



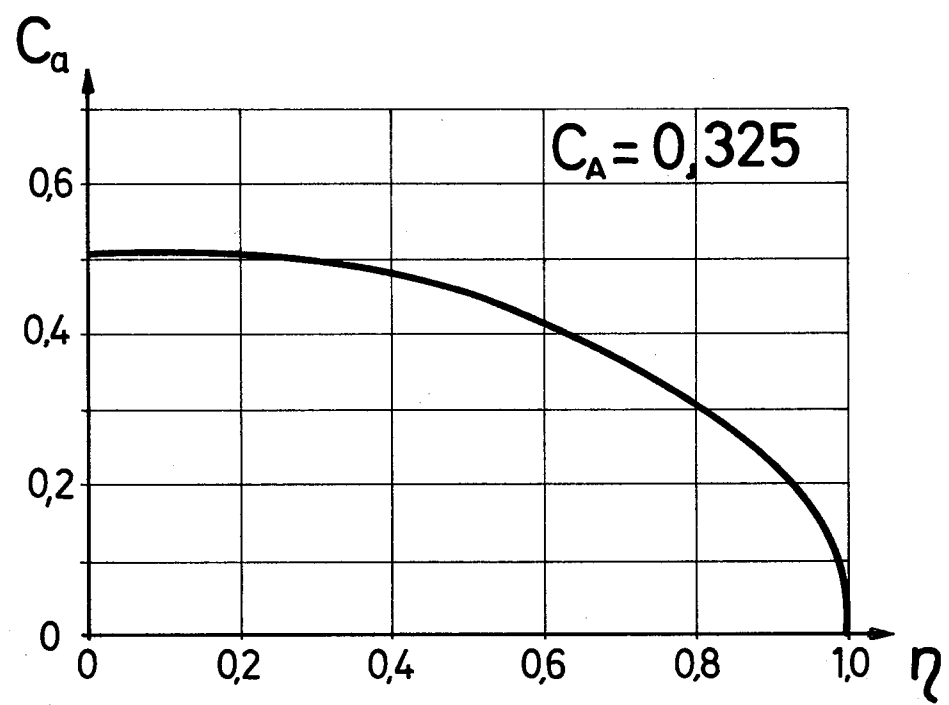
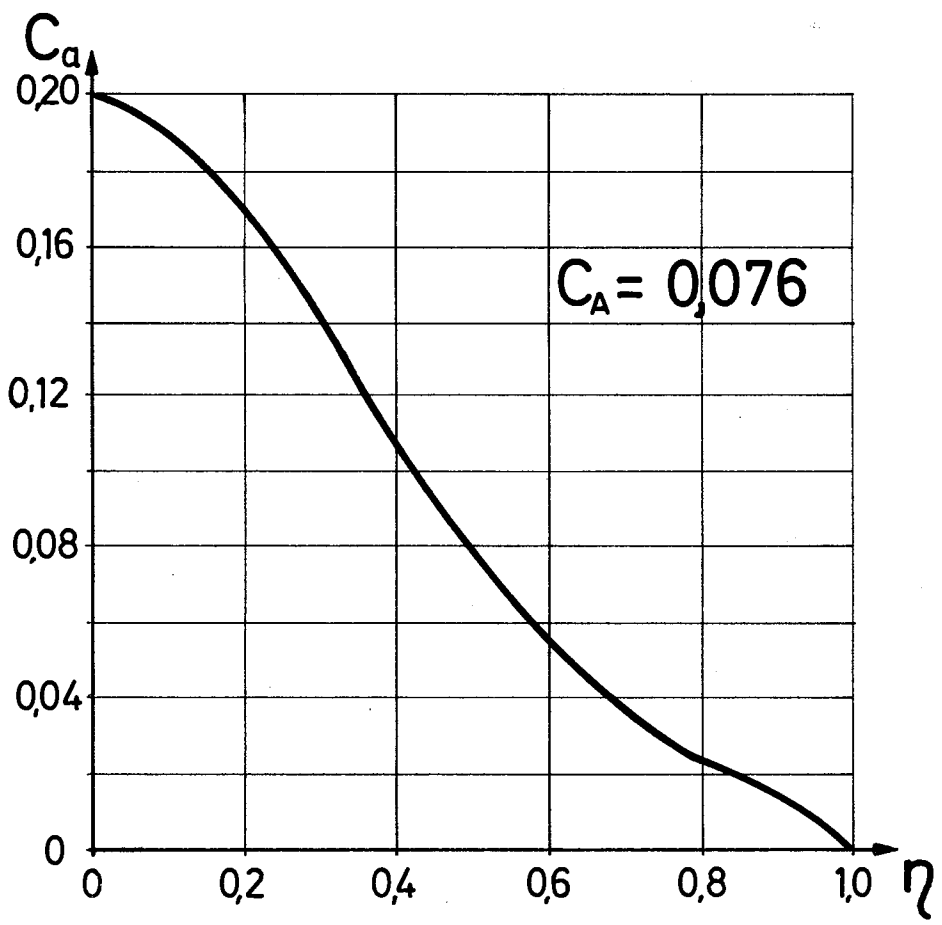
$\frac{l}{l_m}$  1,29 1,17 1,04 0,92 0,80 0,71



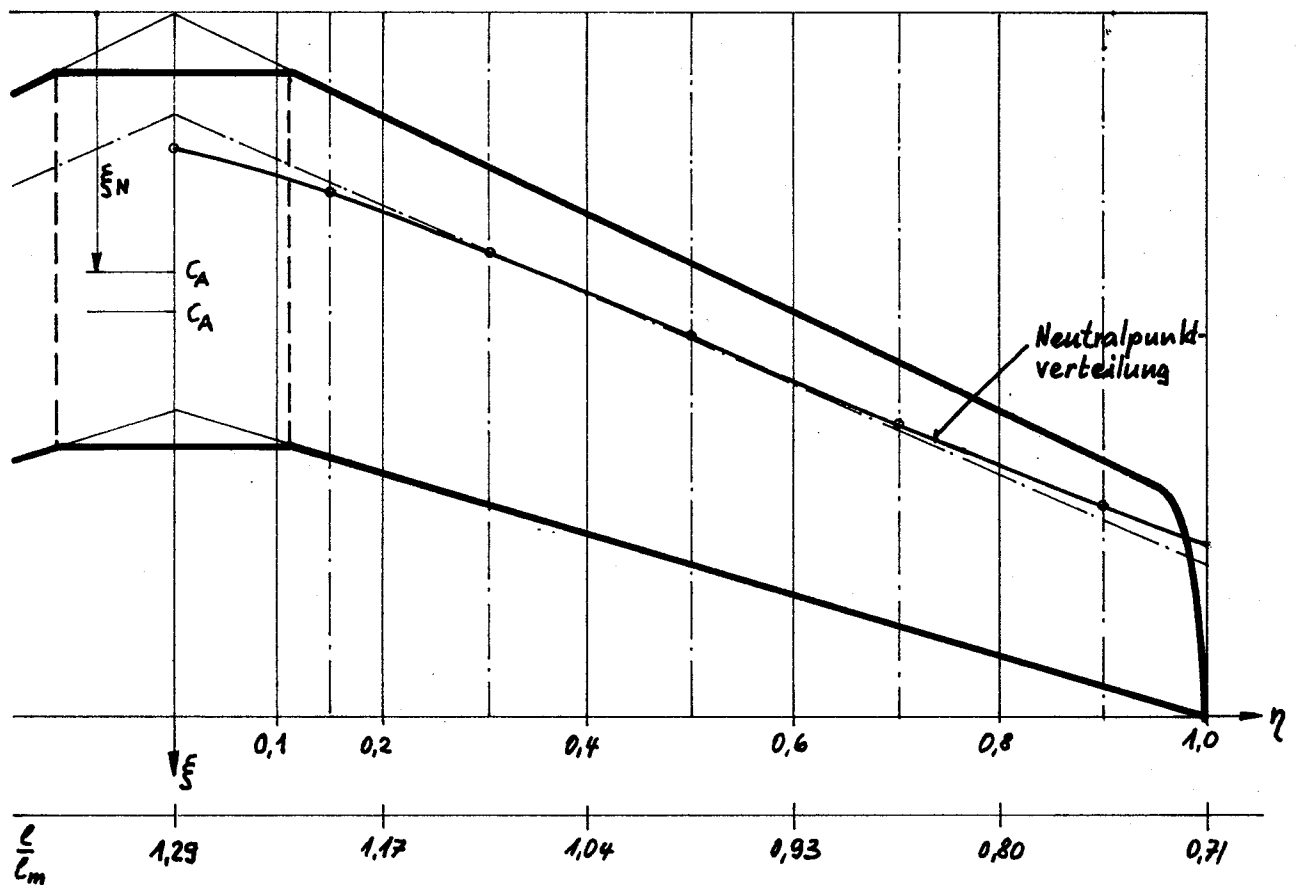
|                   |   |       |
|-------------------|---|-------|
| M                 | Auftriebsverteilung des unverwundenen Flügels |       |
| 20.12.67 B. Huber |   |       |
| TELAVES           | Lear Liner 40                                 | 305/5 |



|                  |                          |       |
|------------------|--------------------------|-------|
| M                | Nullauftriebsverteilung: |       |
| 20.12.67 B.Huber |                          |       |
| TELAVES          | Lear Liner 40            | 305/6 |



|                   |                     |       |
|-------------------|---------------------|-------|
| M                 | Auftriebsverteilung |       |
| 20.12.67 B. Huber |                     |       |
| TELAVES           | Lear Liner 40       | 305/7 |



|                              |        |        |        |        |        |
|------------------------------|--------|--------|--------|--------|--------|
| $\ell$                       | 48     | 44,5   | 39,5   | 34,5   | 29,5   |
| $\xi_{N_{25}}$               | 23,5   | 32     | 42,5   | 54     | 65     |
| $C_{a_1}$                    | 0,51   | 0,50   | 0,45   | 0,36   | 0,18   |
| $C_{a_1} \cdot dF$           | 0,034  | 0,060  | 0,048  | 0,034  | 0,014  |
| $C_{a_1} \cdot dF \cdot \xi$ | 0,008  | 0,019  | 0,020  | 0,018  | 0,009  |
| $C_{a_2}$                    | 0,18   | 0,14   | 0,075  | 0,035  | 0,01   |
| $C_{a_2} \cdot dF$           | 0,012  | 0,017  | 0,008  | 0,0033 | 0,0008 |
| $C_{a_2} \cdot dF \cdot \xi$ | 0,0028 | 0,0054 | 0,0034 | 0,0017 | 0,0005 |

M 1:10

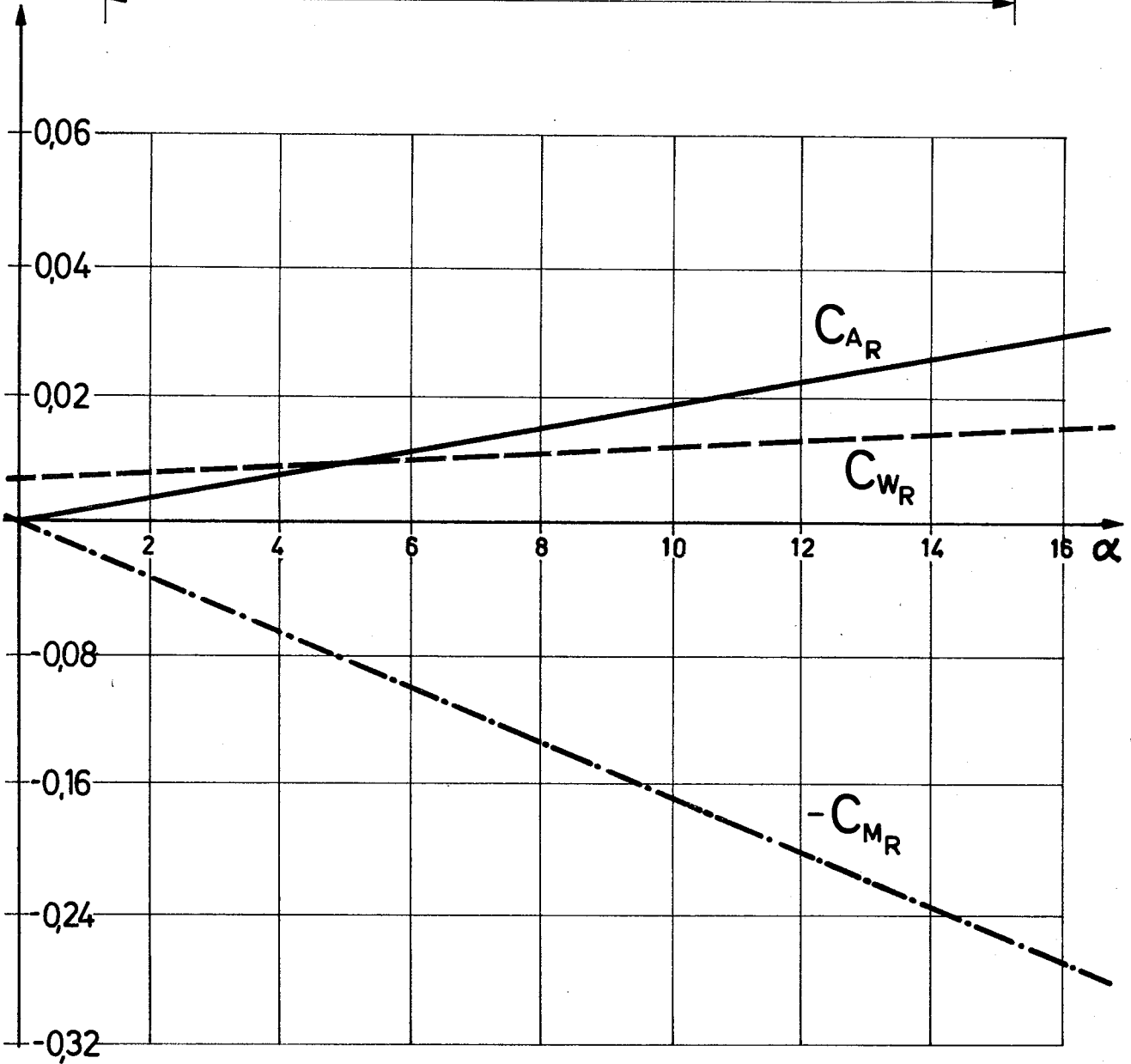
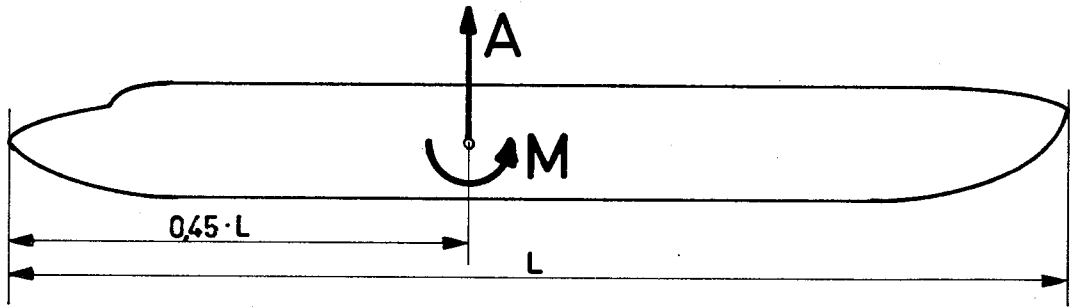
20.12.67 B. Huber

Flügelgeometrie

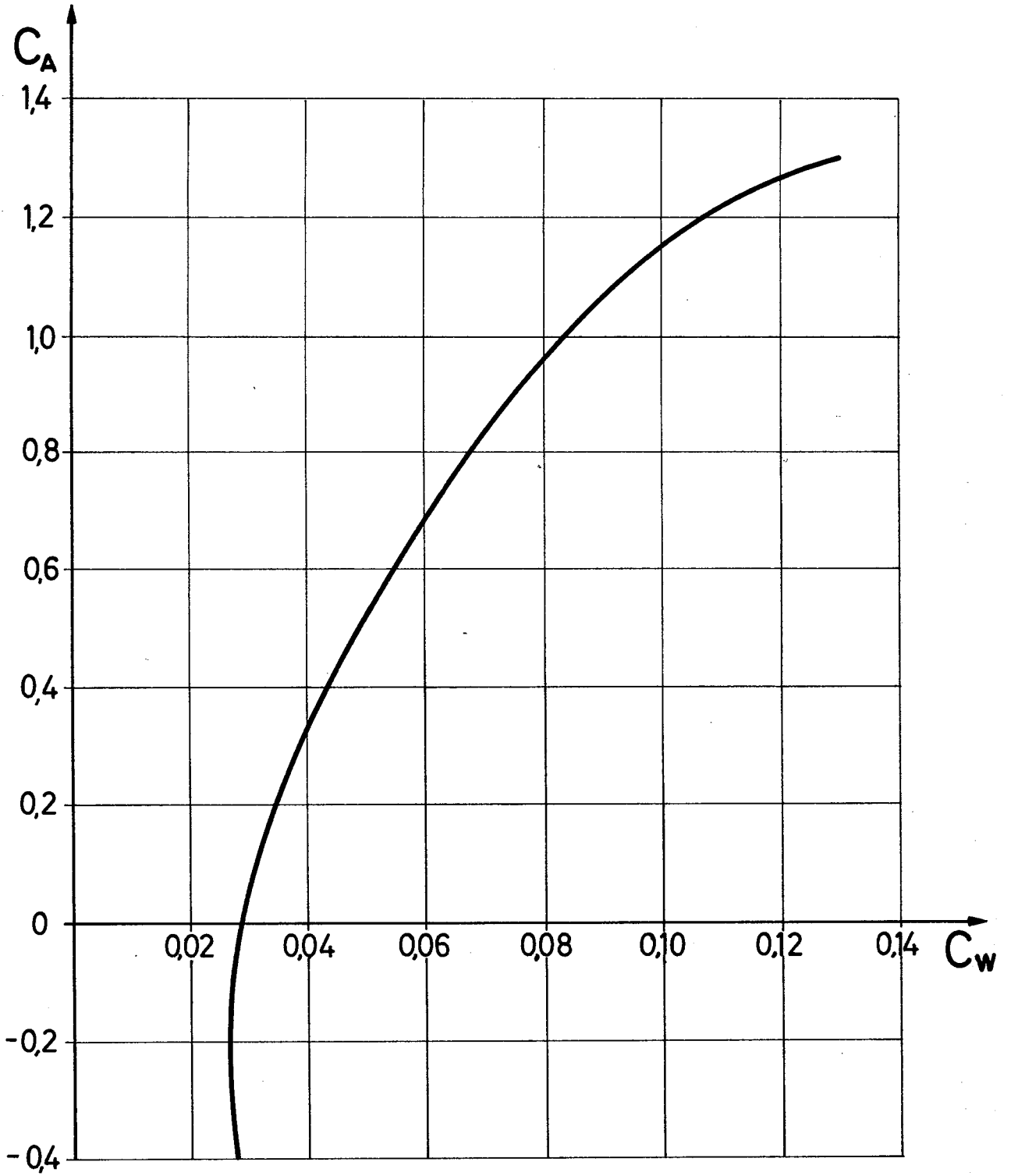
TELAVES

Lear Liner 40

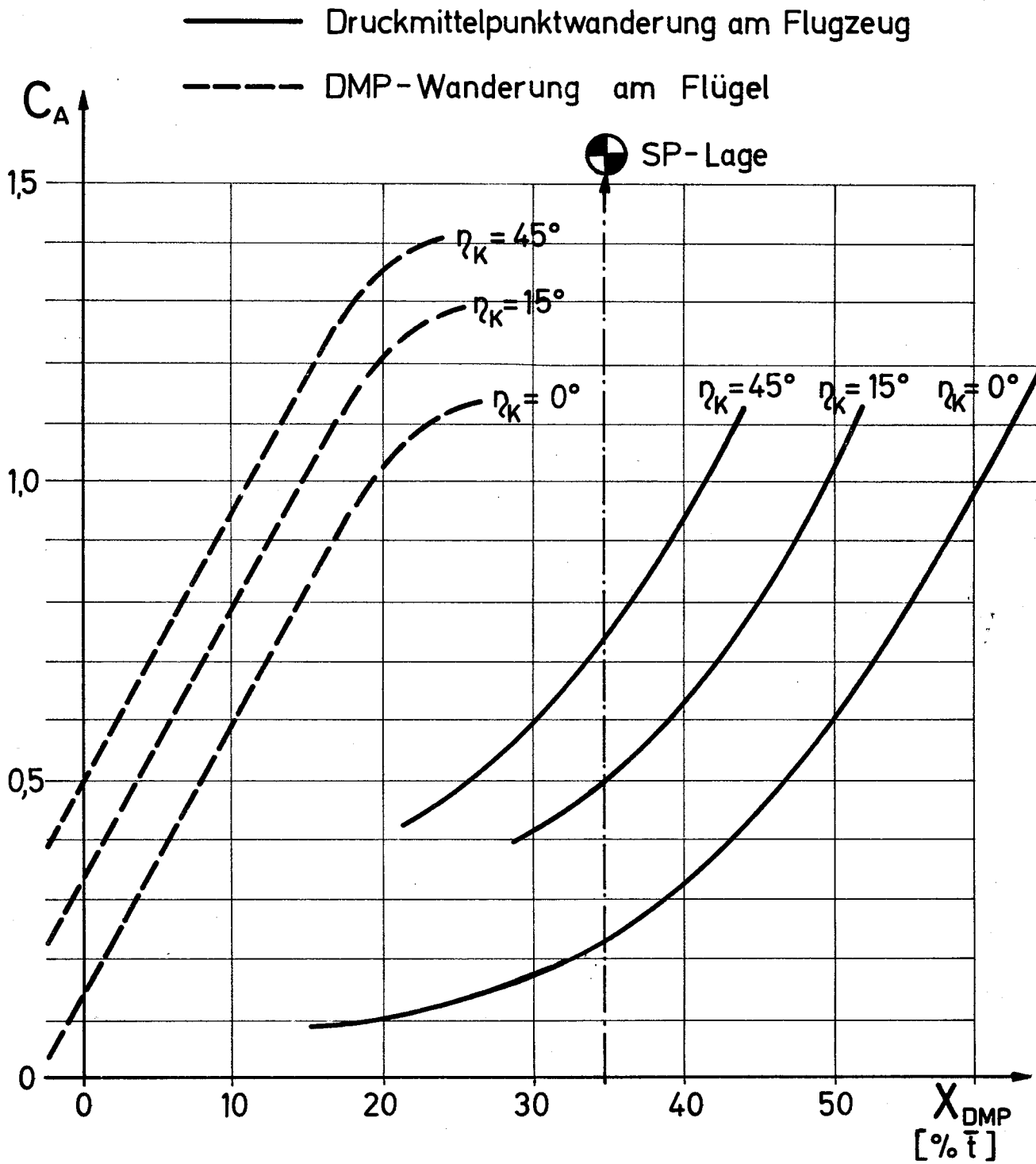
305/8



|                   |                   |       |
|-------------------|-------------------|-------|
| <b>M</b>          | <b>Rumpfwerte</b> |       |
| 21.12.67 B. Huber |                   |       |
| <b>TELAVES</b>    | Lear Liner 40     | 305/9 |



|                   |               |        |
|-------------------|---------------|--------|
| M                 | Polare        |        |
| 21.12.67 B. Huber |               |        |
| TELAVES           | Lear Liner 40 | 305/10 |



M

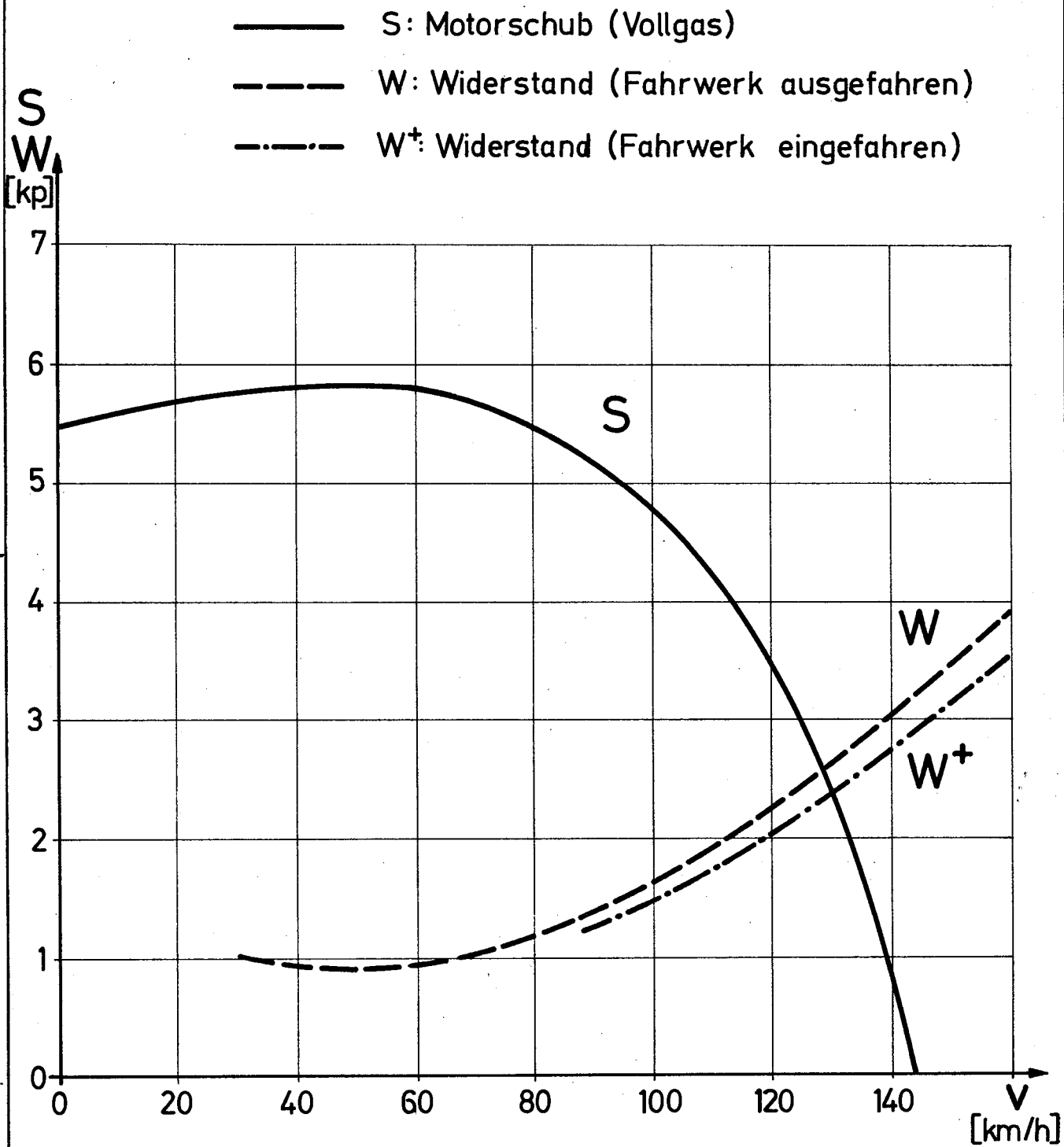
21.12.67 B. Huber

DMP - Wanderung

TELAVES

Lear Liner 40

305/11



|                   |                           |        |
|-------------------|---------------------------|--------|
| M                 | Motorschub und Widerstand |        |
| 21.12.67 B. Huber |                           |        |
| TELAVES           | Lear Liner 40             | 305/12 |