

Das Segelflugzeug Ka 6-S

F. X. Wortmann und D. Althaus*

Das Segelflugzeug Ka 6-S ist eine Modifikation des bekannten Standardflugzeuges Ka 6-CR und besitzt gegenüber diesem einen anders profilierten Flügel. Die Idee, dieses Flugzeug zu bauen, entstand 1957, als wir unsere theoretischen Untersuchungen über Verbesserungsmöglichkeiten der NACA-Laminarprofile erstmals experimentell betätigen konnten [1].

Über die Windkanalversuche hinausgehend, wollten wir demonstrieren, daß unsere neuen Profile auch in der Praxis zu einer Leistungssteigerung führen. Zusätzlich sollte noch gezeigt werden, daß man selbst bei traditionellen Holzbauweisen freie Hand in der Wahl der Laminarprofile hat, wenn man nur die biegeschlaife Bepannung durch eine steife und doch außerordentlich leichte Bepanung ersetzt.

Da eine derartige Bauweise auch für andere Flugzeuge von Interesse sein kann und die von uns gefundene Lösung sich in der Zwischenzeit sehr bewährt hat, soll sie zusammen mit den Ergebnissen der Flug- und Windkanalmessungen hier kurz mitgeteilt werden.

Profilierung des Ka-6-S-Flügels

Da die Konstruktion des Ka-6-S-Flügels mit Holzholm und Sperrholznase nicht geändert werden sollte, mußten wir die Profildicken und zulässigen Momentenwerte als vorgegeben ansehen und den Profilentwurf darauf abstimmen. Im Querruderbereich, wo die Profile relativ dünn sind, bedeutete dies keine Einschränkung, wohl aber im Wurzelbereich. Hier konnten wir, mit Rücksicht auf ein kleines Moment, nicht alle

Möglichkeiten der Widerstandsverminderung ausnützen, vor allem auch deswegen nicht, weil uns 1957 noch kein Windkanal zur Verfügung stand, mit dem wir den Unterschied zwischen theoretischen und effektiven Momentenwerten hätten messen können. Aus Festigkeitsgründen entschieden wir uns deshalb für die beiden in Abb. 1 dargestellten Profilformen.

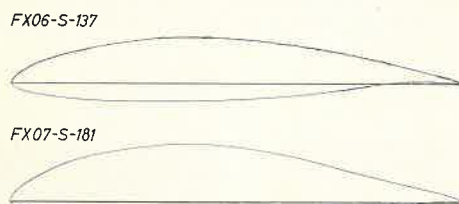


Abb. 1:
Profilformen der beim Ka 6-S Flügel verwendeten Profile

Beim 18% dicken Wurzelprofil bleibt die Grenzschicht auf der Unterseite bis zu 80% der Tiefe laminar, auf der Oberseite bis zu 60%.

Beim dünnen Profil des Außenflügels wird die Grenzschicht auf beiden Seiten bei etwa 70% der Tiefe turbulent, so daß die Gefahr einer Ablösung der Strömung bei ausgeschlagenem Querruder gering ist. Selbstverständlich ist bei beiden Profilen zwischen laminarer und turbulenter Strömung eine „Instabilisierungsstrecke“ [1] geschaltet, so daß die Bildung laminarer Ablöseblasen weitgehend vermieden wird.

Ende 1960 konnten wir die Profile auch im Windkanal messen. Die Ergebnisse sind in Abb. 2 und 3 dargestellt. Beim Vergleich dieser Polaren mit denen des Originalflügels [2] sieht man, daß die FX-Profile vor allem im Schnellflug eine fühl-

bare Verbesserung des Gleitwinkels bringen müßten. Bemerkenswert ist noch der Hinweis, daß das Querruder bei gleicher Aufhängung wie bei der Original-Ka 6 und bis zu 5° Ausschlag kaum eine Widerstandserhöhung zeigte, solange der etwa 1 mm breite Spalt zugeklebt war. Bei offenem Spalt erhöhte sich der Widerstand bereits ohne Ausschlag auf das Dreifache, wobei gleichzeitig die Ruderwirksamkeit etwa um 30% abnahm.

Der Flügel wurde in der Weise profiliert, daß das Querruderprofil an den Querruderanfang gelegt wurde und die Zwischenprofile durch geometrische Interpolation zum Wurzelprofil hin gewonnen wurden. Der restliche Außenflügel erhielt durchweg das Querruderprofil, lediglich die Profildicke wurde der Holmstärke angepaßt. Die Flügelverwindung wurde unter Berücksichtigung der verschiedenen Nullauftriebswinkel für eine gleichartige Auftriebsverteilung wie beim Originalflügel berechnet.

Auf die Angabe weiterer Einzelheiten, wie etwa Profilkordinaten und Momentenwerte, sei jedoch verzichtet, da in der Zwischenzeit weitere Fortschritte in der Profilentwicklung erzielt werden konnten [3]; [4].

Rumpfströmung

Der Rumpf mit Rad und Leitwerk liefert zum Gesamtwiderstand des Flugzeuges einen beträchtlichen Anteil. Um einen Einblick in die Strömungsverhältnisse und möglichst auch eine Vorstellung von Verbesserungsmöglichkeiten zu gewinnen, bauten wir ein Windkanalmodell. Abb. 4 zeigt das Ergebnis eines Versuches mit einem Petroleumrußanstrich. Der helldunkle Streifen in 60% der Profiltiefe zeigt den Umschlag der laminaren in die turbulente Grenz-

* Fliegergruppe Schorndorf e. V.
Hammerschlag 69

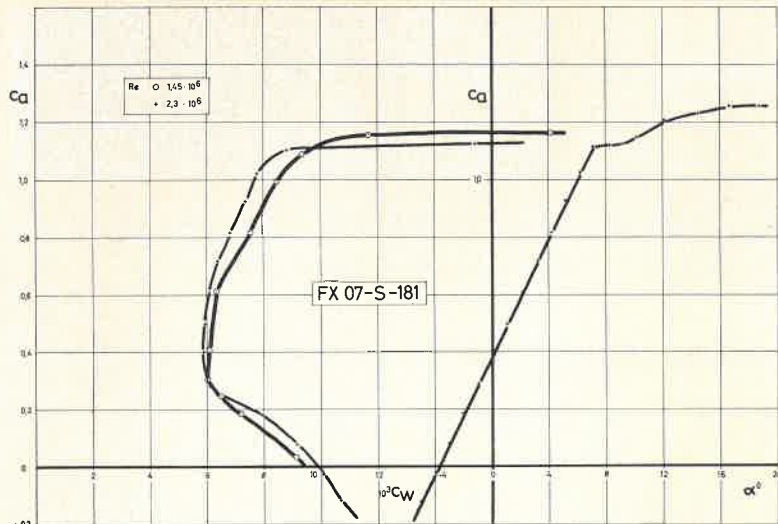


Abb. 2: Windkanalmessung vom Wurzelprofil des Ka 6-S Tragflügels (Laminarwindkanal der TH Stuttgart)

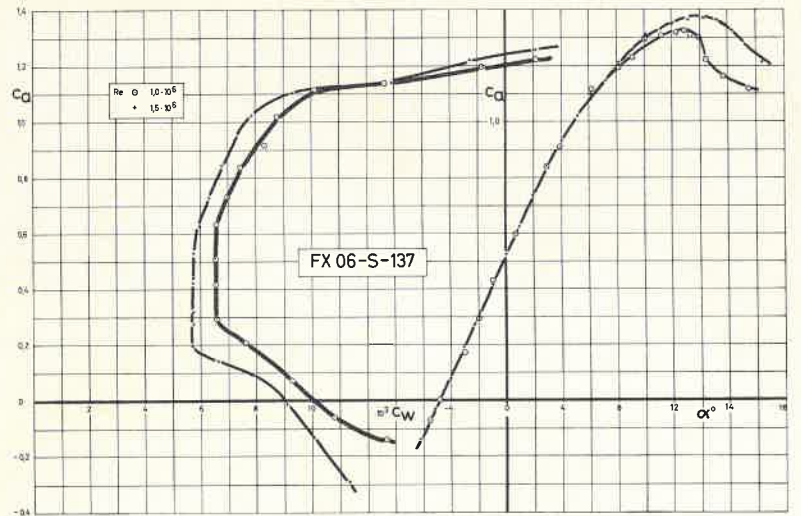


Abb. 3: Windkanalmessung vom Außenprofil des Ka 6-S Tragflügels (Laminarwindkanal der TH Stuttgart)

schicht. Die hohe Reibung der Turbulenz schiebt den schwarzen Rußfilm weg und läßt den hellen Untergrund erkennen.

Neben einem einzelnen Turbulenzkeil auf dem oberen Flügel ist die Wirbelwalze vor der Haube bemerkenswert. Die Strömung wird in diesem Gebiet so stark gestört, daß Turbulenz unvermeidlich ist. Im Flügelmittelfstück ist der turbulente Bereich, dessen Grenze man an der schwachen keilförmigen Aufhellung erkennen kann, dennoch relativ stark zusammengepreßt.

Eine stärkere Ausrundung der Hohlkehle zwischen Rumpf und Haube beseitigte die Wirbelwalze nicht. Die Ausrundung der Flügelwurzel hatte jedoch einen positiven Effekt: Der turbulente Keil wurde schmaler und das Abreißen der Strömung bei großen Anstellwinkeln erfolgte etwas verzögert. Mit dem Hörrohr konnten wir feststellen, daß sich die Rumpfgrenzschicht unten und an der Seitenwand etwa bis zur Flügelvorderkante laminar halten läßt, allerdings nur bei völlig ungestörter Oberfläche. Wir verlegten deshalb bei der Ka 6-S die Staudrucksonde in das Seitenleitwerk und spachtelten das Rumpfvorderteil völlig glatt (Abb. 5). Die Form der Sichthaube behielten wir allerdings bei, da uns andere Lösungen für eine nachträgliche Änderung zu aufwendig erschienen.

Flügelbau

Die vorgesehenen Profile verlangten zwei konstruktive Änderungen gegenüber dem Originalflügel.

1. Die Profilsnasen sind so spitz, daß sich das erforderliche 2-mm-Sperrholz nicht mehr in einem Stück über die Nase ziehen läßt. Es war also ein Nasenholm notwendig, auf den die Sperrholzplatten einseitig aufgeleimt wurden. Nach dem Abhobeln und Schleifen der Nasenkontur wurde die gesamte Beplankung bis zum Hauptholm mit einer Glasfaser-Kunstharzschicht überzogen.

2. Da die Beplankung nur etwa bis zu 50% der Tiefe reicht, die Grenzschicht bei einwandfreier Kontur jedoch bis etwa 70% laminar bleiben kann, mußten wir für den hinteren Flügel eine geeignete biegesteife Sandwichplatte finden. Als Füllmaterial erprobten wir Papierwaben, harten Styroporschäum und schließlich Balsaholz.

Die Schwierigkeiten entstanden hauptsächlich aus dem Zwang, extrem leicht bauen zu müssen. Die übliche Bespannung bei Segelflugzeugen wiegt etwa 300 g/m². Wenn wir durch die Sandwichplatte auch die Hälfte der hinteren Flügelrippen einsparen konnten, so sollte ihr Gewicht doch 600 g/m² nicht überschreiten. Eine nach-

trägliche Korrektur der Oberfläche, etwa durch Nachspachteln, mußte deshalb unbedingt vermieden werden. Die Herstellung einer derart leichten und 3 mm starken Sandwichplatte, die eine glatte, blasenfreie und dichte Oberfläche besitzt, gelang uns schließlich auf folgende Weise:

Auf 25 mm dicke Spanplatten wurde eine glatte Hartfaserplatte und darauf eine 0,4 mm starke Mylarfolie gelegt. Die etwa 4,5×1,2 m großen Platten wurden sorgfältig gestützt und lieferten eine praktisch ebene Grundfläche. Auf die Mylarfolie wurde ein dünner Film aus langsam härtendem Epoxyharz ausgestrichen und dann mit 0,05 mm starkem Glasfasergewebe belegt.

Das Harz wurde mit Bürsten luftblasenfrei bis auf die Gewebestärke ausgestrichen und nach dem Aushärten mit 3 mm starken Balsabrettchen parkettartig belegt, wobei die auf konstante Dicke geschliffenen Balsabretter zuvor dünn mit Epoxyharz bestrichen wurden. Anschließend wurde die 4×1 m große Balsafäche mit einem Foliensack durch Absaugen der Luft auf die Unterlage gepreßt. Nach dem Härten wurde die Balsafäche leicht überschleift und drucklos mit einer zweiten 0,05 mm dünnen Glasfaserschicht belegt. Die untere Seite, die den Glanz der Mylarfolie besitzt, wird die Außenseite der

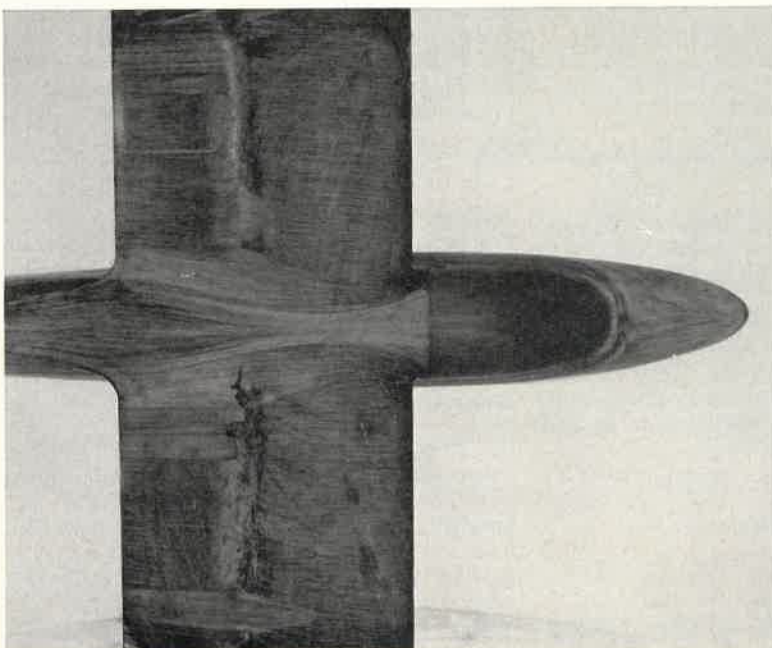


Abb. 4: Rumpfmodell der Ka 6-S mit Petroleum-Rußanstrich

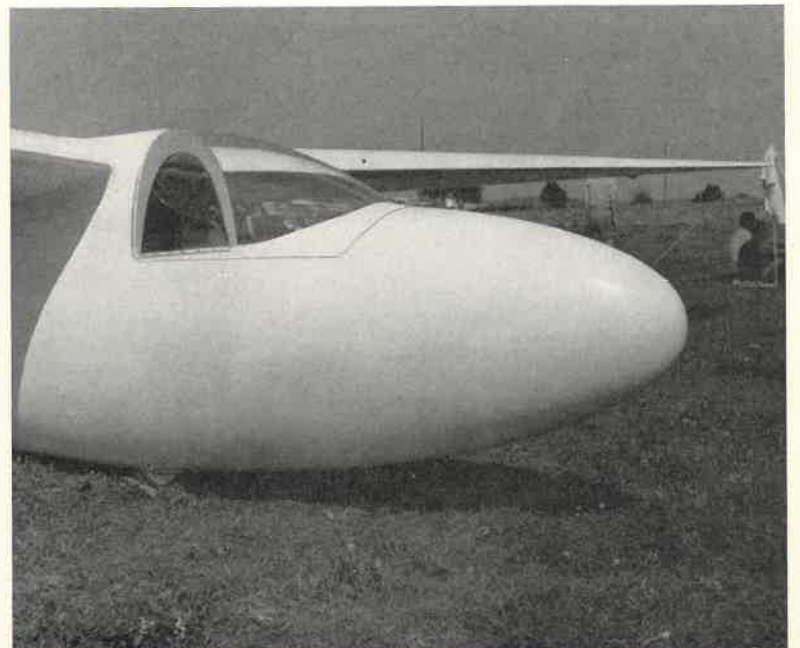


Abb. 5: Rumpfvorderteil der Ka 6-S

Sandwichplatte. Sie erfordert weder Nacharbeit noch Lackierung. Auf der schwach gekrümmten Profiloberseite konnte die Sandwichfläche im ebenen Zustand aushärten, um dann auf die Flügelrippen und passende Auflageflächen an Holm und Endleiste aufgeleimt zu werden. Bei der S-förmig gekrümmten Profilunterseite wurde dagegen die Sandwichfläche bereits vor dem Aushärten der zweiten Glasfaserschicht auf die Rippen aufgeleimt.

Die Stoßstellen der Sandwichplatten wurden mit Glasfasergewebestreifen überklebt und leicht verschliffen. Das Gesamtgewicht des Flügels erhöhte sich gegenüber dem Originalflügel nicht. Die inzwischen drei Jahre alte Konstruktion der Sandwichbepunktung hat sich im Gruppenbetrieb bewährt und zeigt keine meßbaren Verformungen.

Flugleistungen

Zur Kontrolle der Flugleistungen wurde das Flugzeug Ka 6-S Ende 1961 zusammen mit einer serienmäßigen Ka 6-CR am Institut für Segelflug der Flugwissenschaftlichen Forschungsanstalt München vermessen. Die Ergebnisse dieser Messungen sind in den Abb. 6, 7 und 8 wiedergegeben. Da wir die verwendeten Profile im Windkanal gemessen haben, ist es interessant, die Flugmessungen mit den Windkanalmessungen zu vergleichen. Dazu wird aus den beiden Polaren in Abb. 2 und 3 eine mittlere Polare (Abb. 7) errechnet und aus einer Annahme über den schädlichen und induzierten Widerstand die Gesamtpolare des Flugzeuges ermittelt.

Nimmt man für den Interferenz-, Rumpf- und Leitwerkswiderstand ein

$$c_{w_s} = 7 \cdot 10^{-3}$$

und für den induzierten Widerstand einen 4% höheren Widerstand als bei einem ideal elliptischen Flügel an, so erhält man die in Abb. 6 und 7 gestrichelt eingezeichneten Kurven. Sie zeigen ausgezeichnete Übereinstimmung mit den Ergebnissen der Flugmessung und bestätigen gleichzeitig die Erwartung, daß das neuprofilierte Flugzeug gegenüber der Serienausführung vor allem im Schnellflug bessere Flugleistungen erreicht. Das ursprüngliche Ziel einer Leistungssteigerung durch bessere Profilierung bei einer Bauweise, die nur geringfügig von der üblichen Holzbauweise abweicht, wurde also erreicht.

Da zur Übereinstimmung mit den Flugmessungen ein relativ hoher schädlicher Widerstand angenommen werden mußte, ist sogar zu vermuten, daß bei der Ka 6-S noch weitere Verbesserungsmöglichkeiten vorhanden sind. Ob sie sich ausschöpfen lassen, soll durch weitere Fluguntersuchungen geklärt werden.

Hinsichtlich der Flugeigenschaften waren für die Ka 6-S kaum Überraschungen zu erwarten, da Geometrie, Gewichte und Profilpolare, abgesehen vom Widerstand, sich von der Ka 6-CR nicht unterscheiden. Tatsächlich stellten wir bei der Flugerprobung fest, daß lediglich die Bremsklappenwirkung etwas stärker und das Verhalten beim Langsamflug etwas gutartiger war. Das letztere wird wahrscheinlich durch das mäßige $C_{a_{max}}$ des Wurzelprofils verursacht, wodurch

die Differenz des Maximalauftriebs zwischen Innen- und Außenflügel größer als bei der Ka 6-CR wird.

Herrn Dipl.-Ing. H. Zacher möchten wir für die Flugleistungsmessungen und Herrn Ing. R. Kaiser und der Firma Schleicher für ihre Zustimmung zu diesem Projekt danken.

Dem Landesgewerbeamt Baden-Württemberg, das den Bau des Versuchsflügels finanziell unterstützte, sei an dieser Stelle besonders gedankt.

Literaturverzeichnis

- [1] F. X. Wortmann
Experimentelle Untersuchungen an neuen Laminarprofilen für Segelflugzeuge und Hubschrauber.
ZfW 5 (1957) S. 228-243.
- [2] F. X. Wortmann und D. Althaus
„Messungen an drei Flügelprofilen des Segelflugzeuges Ka 6“. Schweizer Aero-Revue Bd. 36, 1961, H. 10, S. 573-574.
- [3] F. X. Wortmann und K. Schwärer
„Einfluß der Profilpolare auf die Flugleistungen von Segelflugzeugen“.
- [4] F. X. Wortmann
„Einige Laminarprofile für Segelflugzeuge“.
- [3 u. 4]
Sind im September-November 1963 als OSTIV - Publikationen wie [2] in der „Schweizer Aero-Revue“ erschienen.

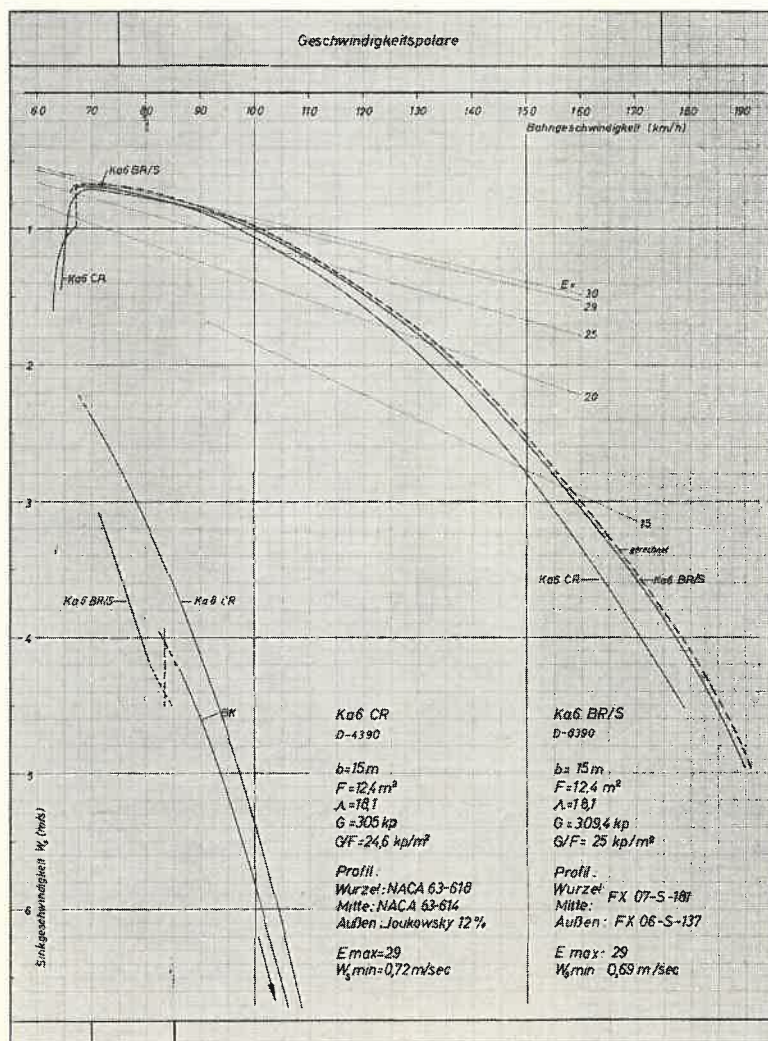


Abb. 6: Geschwindigkeitspolare der Ka 6-CR und Ka 6-S

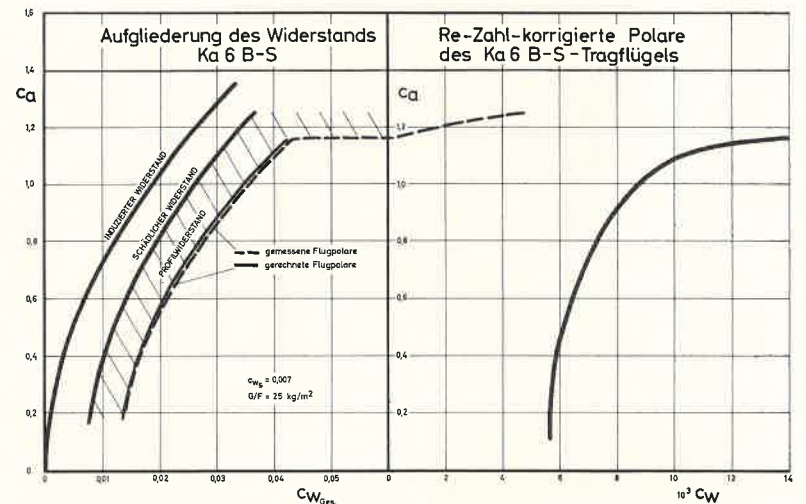


Abb. 7: Re-Zahl-korrigierte Polare des Ka 6 B-S Tragflügels. Aufgliederung des Widerstandes der Ka 6 B-S

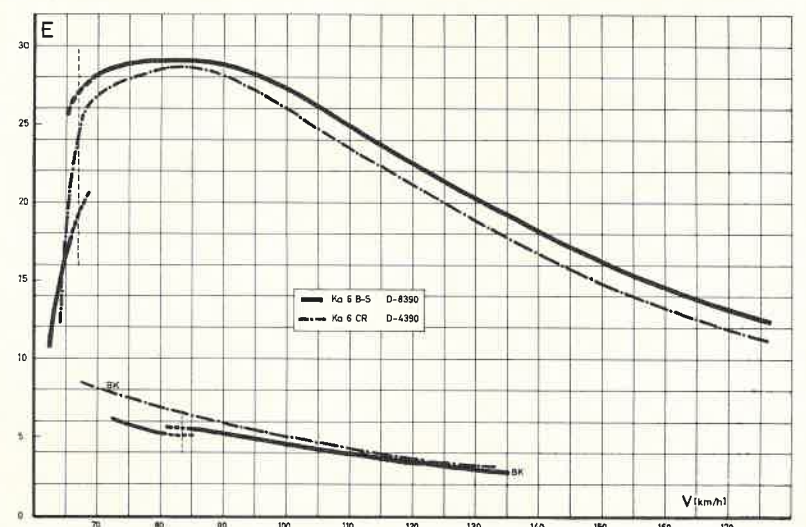


Abb. 8: Gemessene Gleitzahlen der Ka 6-CR und Ka 6 B-S bei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten