

Technical Note

Copy to:	Dr. Dey	EV 5	Dr. Carl	TK 62	Page	of	pages
	Dr. Dreier	EV 52	H. Purschwitz	TK 623			
	Dr. Seidel	EV 53					
	Dr. Renken	EV 501					
	H. Balaskas	EV 52					
	H. Fischer	EV 52					

weitere Verteilung auf Anfrage

Document No.: TN-EV52-508/90

Department: EV 52

Project: MPC 75

System: Hydraulik

Subject: Aerodynamische Berechnung einer RAT am Beispiel A320

Reference: TN-TE352-158/2/89:
Hydraulic Power Generation and Distribution for the MPC 75 Aircraft

Summary: Diese Technical Note stellt ein Programm zur aerodynamischen Berechnung einer RAT vor. Mit dem Programm wird die RAT der A320 nachgerechnet, um anschließend Leistungsangaben und Programmangaben kritisch zu untersuchen. Das Programm soll im Rahmen der MPC 75 Vorentwicklung dazu dienen, Herstellerangaben zu überprüfen und Einbauorte zu begutachten.

Name:	Prepared: Scholz	Checked:	Approved: Dr. Dreier	Authorized: Dr. Dey
Date:	20.12.90			
Signature:	<i>Scholz</i>			

Inhalt

Verzeichnis der Abbildungen

Abkürzungen und Symbole

Literaturverzeichnis

1. Die RAT der A320
2. Einbauuntersuchungen
3. Die Windradberechnung als aerodynamische Berechnung einer RAT
4. Strömung am Flügelement
5. Kenngrößen
6. Wirkungsgradberechnung
 - 6.1 Idealer Leistungsbeiwert
 - 6.2 Profilreibungs-Verlustfaktor
 - 6.3 Blattzahlverlustfaktor
 - 6.4 Gesamtleistungsbeiwert
 - 6.5 Berechnung des Abminderungsfaktors
7. Programm zur Berechnung einer RAT
8. Leistungsdaten der A320 RAT
9. Ergebnisse des Programms am Beispiel der A320 RAT
10. Anhang
 - 10.1 Berechnung der Schnellaufzahl λ am Flügelement
 - 10.2 Listing des Programms zur Berechnung einer RAT mit Hinweisen für Anwender

Verzeichnis der Abbildungen

- Abb. 1a Mechanismus zur Blattverstellung an der A320 RAT /4/.
- Abb. 1b Achswinkel und Konuswinkel an einer RAT.
- Abb. 2 Strömung am Flügelement.
- Abb. 3 Der ideale Leistungsbeiwert als Funktion des Abminderungsfaktors ξ /1/.
- Abb. 4 Der ideale Leistungsbeiwert als Funktion der Schnellaufzahl λ bei optimalem Abminderungsfaktor ξ /2/.
- Abb. 5 Profilreibungsverlustfaktor /1/.
- Abb. 6 Blattzahlverlustfaktor /1/.
- Abb. 7 Programm zur Berechnung einer RAT.
- Abb. 8 Drehmomentverläufe der A320 RAT /5/.
- Abb. 9 $c_p - \lambda$ - Kennfeld der A320 RAT berechnet aus Werten von Abb. 8.
- Abb. 10 Profilformen am Rotorblatt der A320 RAT /6/.
- Abb. 11 Profil Gö 451 /7/.
- Abb. 12 Berechnete Wirkungsgrade η_z (Z), η_p (P) und Leistungsbeiwerte c_{Pi} (I), c_{Pges} (G).
- Abb. 13 Koordinatenwahl.

Abkürzungen und Symbole

RAT Ram Air Turbine
 CSM/G Constant Speed Motor/Generator

α	Profilanströmwinkel
β	Blattwinkel
κ	Konuswinkel
τ	Achswinkel
θ	Umlaufwinkel
λ	Schnellaufzahl
ξ	Abminderungsfaktor
σ	Drallfaktor
ϵ	Gleitzahl
λ_o	effektive Schnellaufzahl
λ_t	Blattspitzenschnellaufzahl
c_a	Auftriebsbeiwert
r	Radius
t	Flügeltiefe
z	Blatt-(Flügel-)zahl
c_{pi}	idealer Leistungsbeiwert
η_p	Profilreibungs-Verlustfaktor
η_z	Blattzahlverlustfaktor
c_{pges}	Gesamtleistungsbeiwert
u	Umfangs-(Tangential-)geschwindigkeit
v	Geschwindigkeit senkrecht zur Kegelmantelfläche
P	Windradleistung
P_0	Gesamtwindleistung
ρ	Luftdichte
A_2	Projektionsfläche des Windrades zum Wind
R	Maximalradius
v_w	Windgeschwindigkeit
\vec{x}	Kegelmantelfläche (in Kart. Koordinaten)
\vec{n}	Normalenvektor auf Kegelmantelfläche
$v_{w\vec{n}}$	Projektion von \vec{v}_w in Richtung $-\vec{n}$
ω	Kreisfrequenz
u_1^*	Umfangs-(Tangential)geschw. bei Windstille
u_1	Umfangs-(Tangential)geschwindigkeit

Literaturverzeichnis

- /1/ Hütter,U.: Windkraftmaschinen. In: HUETTE. Des Ingenieurs Taschenbuch - Maschinenbau Bd II A. Berlin 1954.
- /2/ Wagner: Projekthandbuch. Listlandstr. 7, 2282 List/Sylt. 1984. Unveröffentlicht.
- /3/ Gourieres, D. le: Wind Power Plant. Oxford 1982.
- /4/ Douty Aerospace Gloucester: A320 RAT, General Description. Douty Aerospace Gloucester, Cheltenham Road, GB - Gloucester GL2 9QH.
- /5/ Douty Aerospace Gloucester: R.A.C. 8673 (b). Douty Aerospace Gloucester, Cheltenham Road, GB - Gloucester GL2 9QH.
- /6/ Douty Aerospace Gloucester: Drawing No. 680203524. Douty Aerospace Gloucester, Cheltenham Road, GB - Gloucester GL2 9QH, 1985.
- /7/ Prandtl, L.: Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, 1. Lieferung. Verlag R. Oldenbourg, Berlin 1935.
- /8/ Betz, A.: Windenergie und ihre Ausnutzung durch Windmühlen. Verlag Vandenhoeck und Ruprecht, Göttingen 1926.
- /9/ Douty Aerospace Gloucester: Drawing No. 600101475. Douty Aerospace Gloucester, Cheltenham Road, GB - Gloucester GL2 9QH, 1985.

1. Die RAT der A320

Die Ram Air Turbine (RAT) versorgt das blaue Hydrauliksystem der A320. Sie wird automatisch ausgefahren, wenn

- o beide Triebwerke ausgefallen sind oder
- o ein Triebwerk zusammen mit dem Generator des anderen Triebwerks ausgefallen ist oder
- o bei einem totalen Verlust der Wechselspannungsversorgung.

Wenn die Fluggeschwindigkeit unter 100 kt liegt, wird die RAT in den oben genannten Fällen nicht ausgefahren. Die Flugzeugbesatzung hat außerdem die Möglichkeit, die RAT unabhängig von der Automatik auszufahren. Sobald das blaue Hydrauliksystem druckbeaufschlagt ist, liefert der Constant Speed Motor/Generator (CSM/G) elektrische Leistung.

Die RAT der A320, ein Zweiblattrotor, wird von der Firma Douty gebaut. Die Turbine arbeitet mit konstanter Drehzahl. Ein hydraulisches System dient zur Blattverstellung.

Der Mechanismus zur Blattverstellung besteht aus einer Feder, die die Blätter in die Anfahrposition bewegt (großer Blattwinkel β) und einem Regler mit einem Paar Fliehkörper, das mit steigender Drehzahl über die Position eines Servoventils hydraulisch gegen die Feder arbeitet. (Abb. 1a). Der Mechanismus zur Blattverstellung regelt die Rotordrehzahl auf 5400 1/min.

2. Einbauuntersuchungen

Von besonderer Bedeutung für eine ausreichende Leistung der RAT ist der Einbauort. Die RAT soll sich in einem Bereich ungestörter Strömung befinden, wobei Installationsüberlegungen mit berücksichtigt werden müssen. Bei einer Anordnung der RAT unter dem Rumpf, müssen Verwirbelungen in der Anströmung der RAT - hervorgerufen durch das Bugfahrwerk - durch einen Staudruckverlust bzw. durch eine reduzierte effektive Anströmgeschwindigkeit berücksichtigt werden. Der Schiebeflug verursacht eine Anströmung der RAT, die nicht mit der Rotorachse übereinstimmt. Ein ähnlicher Effekt tritt in der Nickachse auf, weil bei Anstellwinkeln des Flugzeuges, die nicht der normalen Fluglage entsprechen ebenfalls eine Anströmung der RAT auftritt, die nicht mit der Rotorachse übereinstimmt. Der Winkel zwischen der Rotorachse und der Anströmrichtung ist der Achswinkel τ . Es kann darüber hinaus der Konuswinkel κ berücksichtigt werden, für den Fall, daß dieser von 90° verschieden ist. (Abb. 1b).

3. Windradberechnung als aerodynamische Berechnung einer RAT

Zur aerodynamischen Berechnung einer RAT kann auf die Gleichungen zur Windradberechnung zurückgegriffen werden.

Bei der Windradberechnung geht man einerseits aus von den Grundgleichungen der Strömungsmechanik: Kontinuitätsgleichung, Energieerhaltungssatz, Impulssatz und andererseits von den gemessenen Größen Auftriebsbeiwert c_a und Gleitzahl ϵ zur Beschreibung des Profilverhaltens unter Berücksichtigung vom Turbulenzgrad und der Zähigkeit. Die Strömung wird als in-Modell erhält man sowohl Kenngrößen und Wirkungsgrade als auch Auslegungskriterien wie Flügeltiefe und Anstellwinkel. Die Berechnung wird für einzelne Flügelemente durchgeführt, die zusammen das Gesamtverhalten des Rotors ergeben.

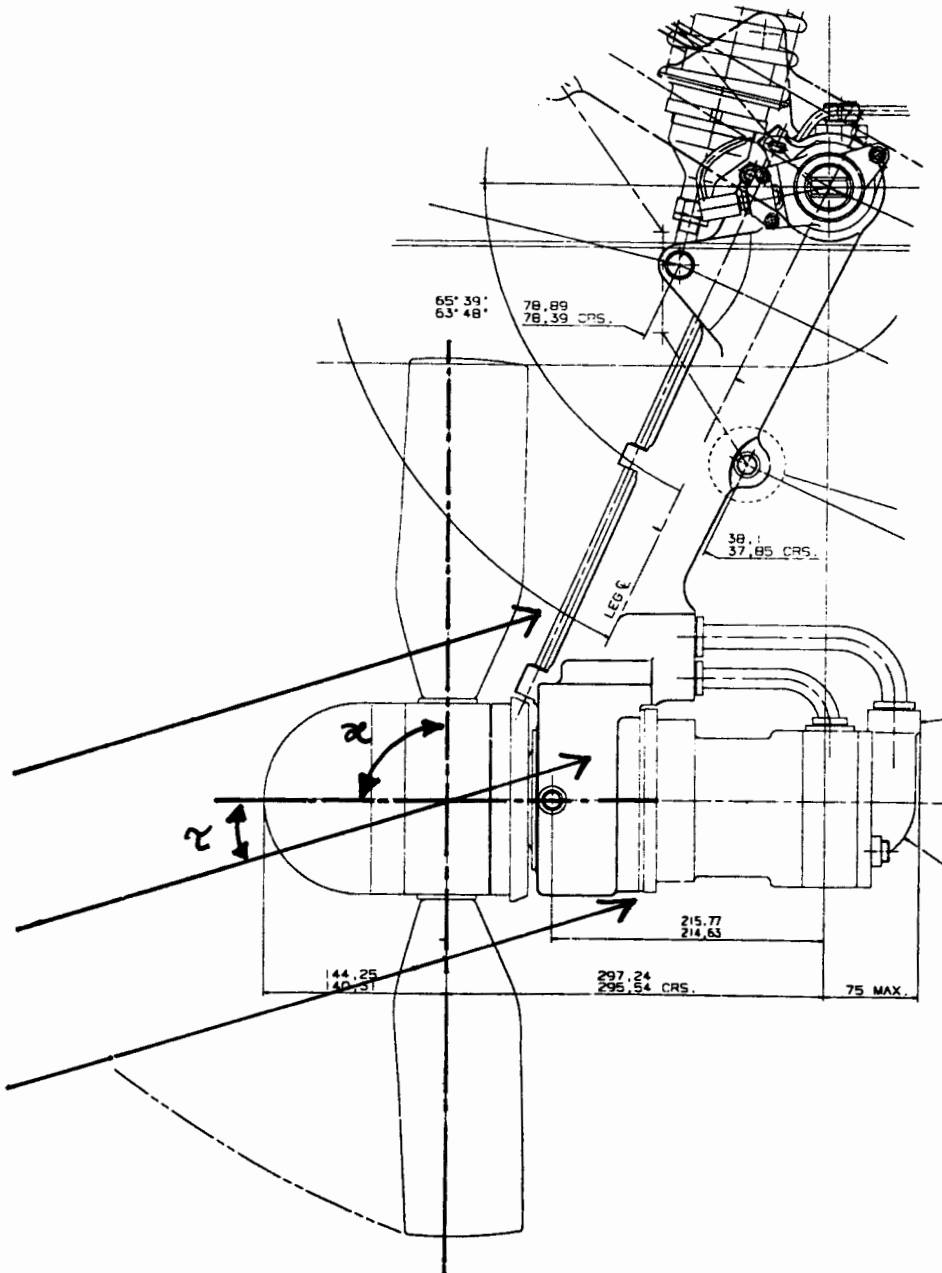


Abb. 1b Achswinkel und Konuswinkel an einer RAT.

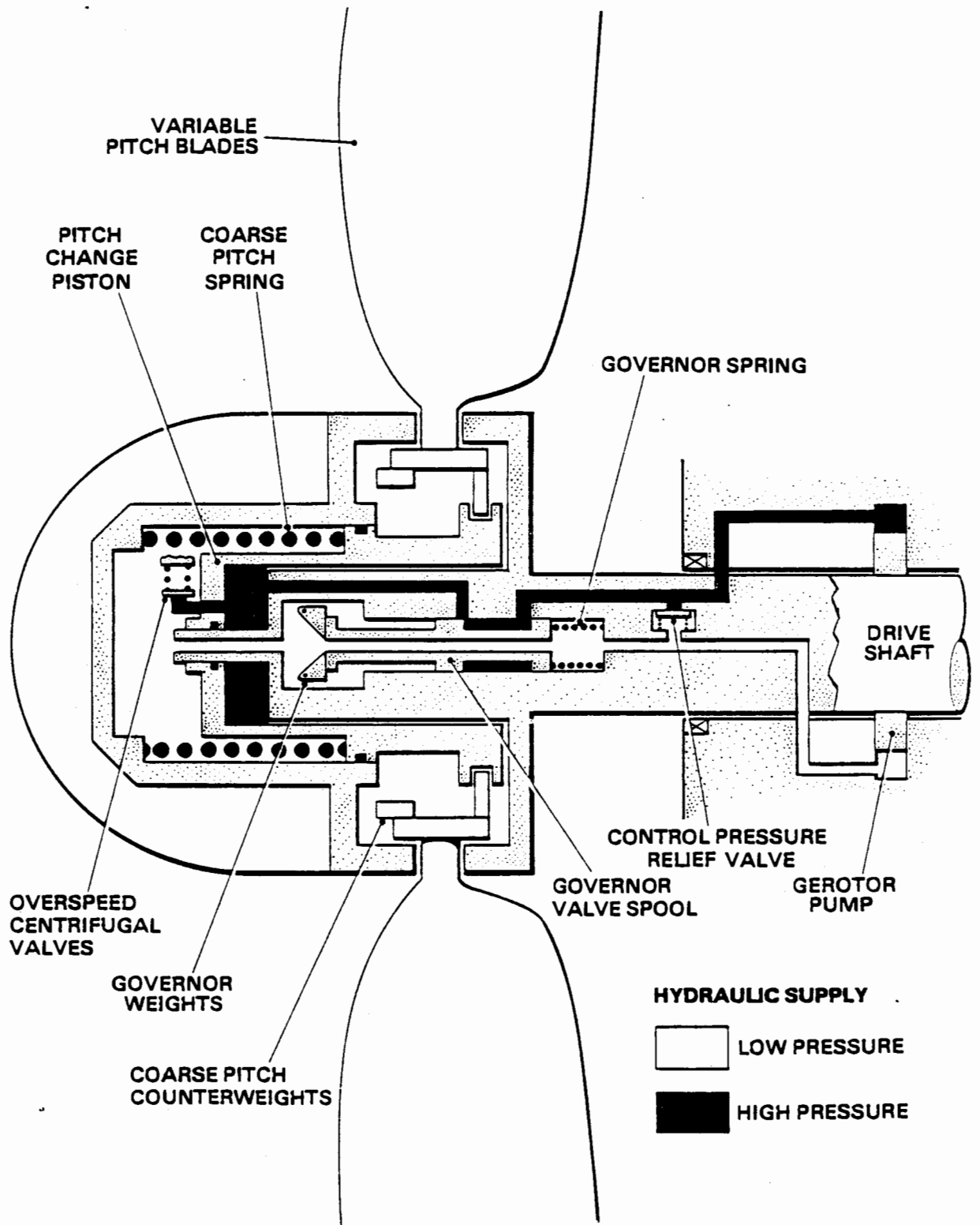


Abb. 1a Mechanismus zur Blattverstellung an der A320 RAT /4/.

4. Strömung am Flügelement

(siehe Abb. 2)

Man kann sich leicht vorstellen, daß ein Flügelement (vergleiche Anhang) das sich auf dem, von den Flügeln gebildeten, Trichter bzw. Kegelmantel bewegt, auf einer Kreisbahn um die Drehachse umläuft. Dieses Teilchen erfährt durch die Drehung eine Geschwindigkeit tangential zur Kegelmantelfläche, die Umfangsgeschwindigkeit u und durch die Windgeschwindigkeit eine Geschwindigkeit senkrecht zur Mantelfläche, genannt v . Man stellt sich nun das Flügelement in Drehung an drei verschiedenen Orten vor:

- vor dem Rotor in unbeeinflusster Strömung: Ebene 1
- in seiner wirklichen Stellung: Ebene 2
- hinter dem Rotor, dort wo die Beeinflussung der Strömung durch den Rotor abgeschlossen ist: Ebene 3

Soll der Strömung Energie entzogen werden, muß die Geschwindigkeit v_1 (Index steht für die Ebene) auf v_3 abgemindert werden. Wird das Windrad von der Strömung angetrieben, so wirkt nicht nur von der Luft ein Moment auf den Rotor, sondern auch ein Moment vom Rotor auf die Strömung. Dies verursacht einen Drall der Strömung und eine Vergrößerung der tangentialen Geschwindigkeit von u_1 auf u_3 . Die Anströmgeschwindigkeit w ist die vektorielle Addition von u und v .

5. Kenngrößen

Aus dem math./phys. Modell leitet man zunächst Kenngrößen zur Beschreibung des Windrades ab: Die Schnellaufzahl λ ist das Verhältnis aus Tangentialgeschwindigkeit u_1 zur Geschwindigkeit senkrecht zum Kegelmantel v_1 .

$$\lambda = u_1 / v_1 \quad \text{Gl. 1}$$

Die effektive Schnellaufzahl λ_0 beschreibt das gleiche Verhältnis, jedoch nicht in der Ebene 1, sondern in der Ebene 2, also am tatsächlichen Ort des Flügelementes.

$$\lambda_0 = u_2 / v_2 \quad \text{Gl. 2}$$

Die Blattspitzenschnellaufzahl λ_t ist die Schnellaufzahl λ , die an der Blattspitze auftritt.

Der Abminderungsfaktor ξ beschreibt die Abbremsung der Windgeschwindigkeit beim Durchtritt durch den Rotor:

$$\xi = v_3 / v_1 \quad \text{Gl. 3}$$

Der Abminderungsfaktor kann Werte zwischen 0 und 1 annehmen. Eine Zahl nahe 0 bedeutet eine starke Abminderung.

Der Drallfaktor σ ist definiert als das Verhältnis der Tangentialgeschwindigkeiten:

$$\sigma = u_3 / u_1 \quad \text{Gl. 4}$$

Der Drallfaktor ist immer größer oder gleich 1. Weitere Kenngrößen sind der Auftriebsbeiwert c_a und die Gleitzahl ξ .

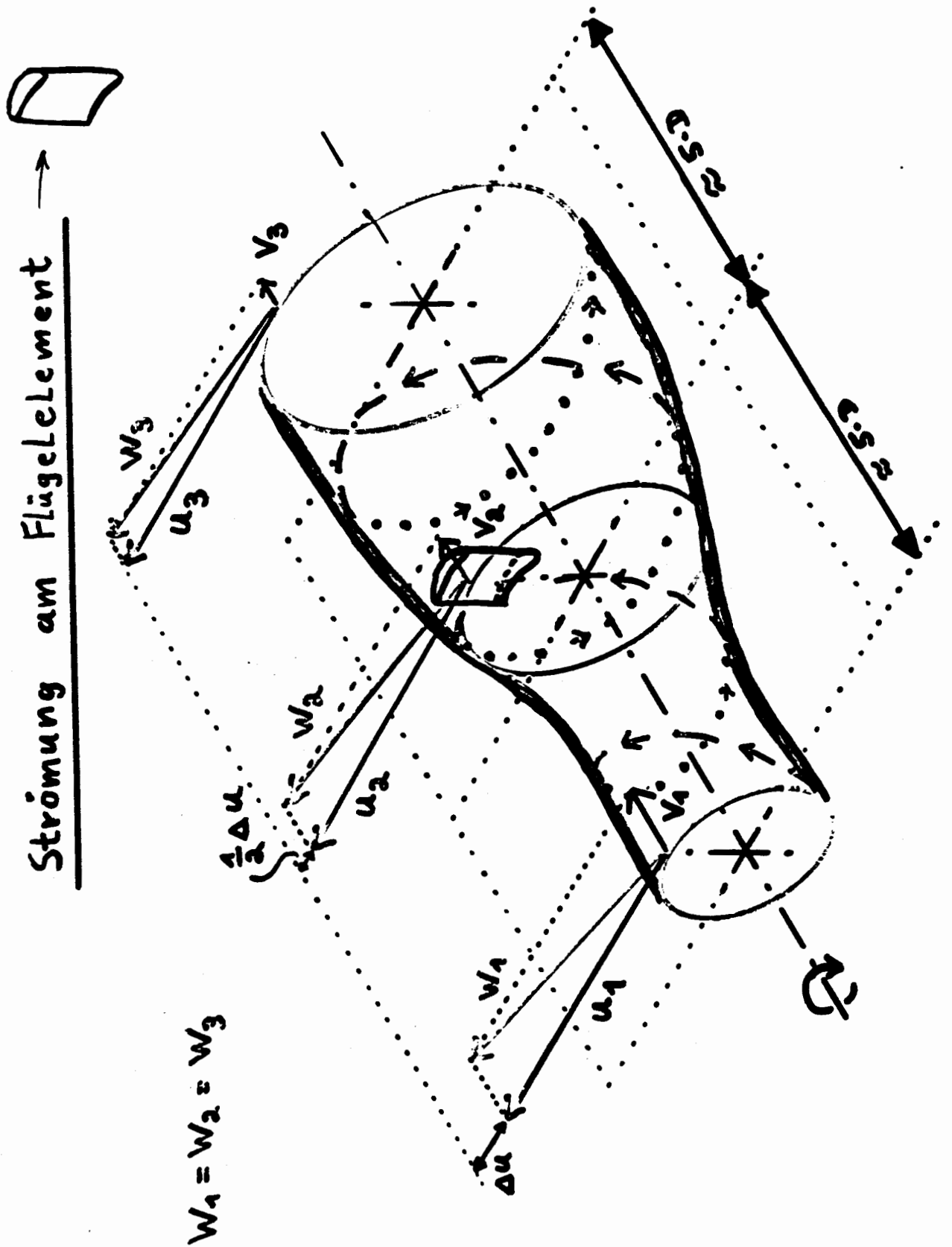


Abb. 2 Strömung am Flügelement.

6. Wirkungsgradberechnung

In der Windradberechnung kennt man drei Einzelwirkungsgrade und einen daraus berechneten Gesamtwirkungsgrad. Aufbauend auf dem Modell zur Windradberechnung, trieben Leute wie Prandtl, Betz und Hütter die Windradberechnung voran, so daß es in der Zeit um den 2. Weltkrieg gelang, Formeln für die theoretische Berechnung der Wirkungsgrade aufzustellen:

6.1 Der ideale Leistungsbeiwert

ist definiert als Quotient aus Windradleistung P und Gesamtleistung P_0 durch die Windradfläche.

$$c_{pi} = P/P_0 \tag{Gl. 5}$$

Mit "ideal" ist gemeint, daß ein Flügel ohne Verluste vorausgesetzt wird. Die theoretische Windradberechnung liefert die Formel

$$c_{pi} = \lambda^2 (1 + \xi) (\sigma - 1) \tag{Gl. 6}$$

$$\sigma = \sqrt{1 + (1 - \xi^2) / \lambda^2} \tag{Gl. 7}$$

Der ideale Leistungsbeiwert ist also abhängig von der Schnellaufzahl und dem Abminderungsfaktor; Abb.3 zeigt dies. Bei unbeeinflusster Strömung, d.h. $\xi = 1$, ist der Leistungsbeiwert 0. Mit zunehmender Abminderung steigt er an, erreicht bei einer optimalen Abminderung ξ_{opt} den größten Wert und fällt dann bei sehr starker Abminderung, wegen eines Luftstaus und vermindertem Luftdurchsatz, wieder ab. Weiterhin steigt der Leistungsbeiwert mit zunehmender Schnellaufzahl (siehe auch Abb.4).

Der Leistungsbeiwert kann max. den Wert $16/27 = 0.593$ annehmen. Dieser Wert wird bei einer Abminderung von $1/3$ und unendlich großer Schnellaufzahl erreicht. Der Leistungsbeiwert c_{pi} gilt zunächst nur für ein Flügелеlement.

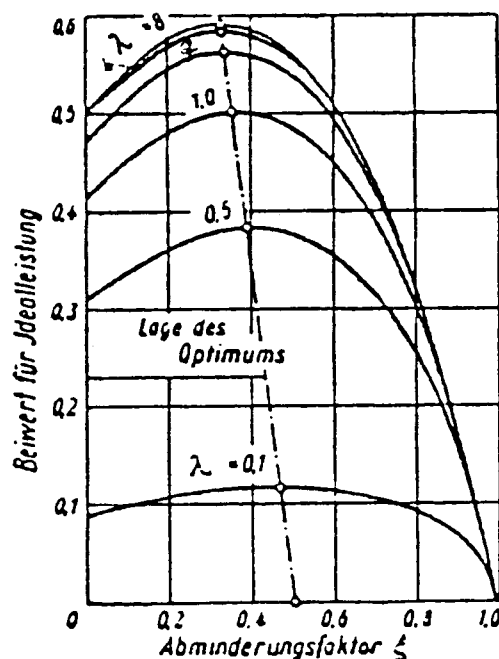


Abb. 3 Der ideale Leistungsbeiwert /1/

$$c_{pi} = c_{pi}(\lambda, \xi)$$

6.2 Der Profilreibungs-Verlustfaktor

ist folgendermaßen definiert:

$$\eta_P = \frac{\text{nützliche Vortriebsleistung am Flügel}}{\text{entnommene Leistung aus der Strömung}} \quad \text{Gl. 8}$$

Er beschreibt also das Verhältnis Nutzen zu Aufwand am Flügel. Die theoretische Windradberechnung liefert

$$\eta_P = \frac{2\lambda(\varepsilon - \lambda_0)}{(1 + \xi)(1 + \varepsilon\lambda_0)} \quad \text{Gl. 9}$$

Der Profilreibungs-Verlustfaktor ist also Abhängig von der Schnellaufzahl λ , der Gleitzahl ε , der effektiven Schnellaufzahl λ_0 und dem Abminderungsfaktor ξ . Nimmt man eine optimale Abminderung an, so zeigt Abb.5 den Profilreibungs-Verlustfaktor aufgetragen über der Schnellaufzahl mit der Gleitzahl als Parameter. Sieht man einmal von sehr kleinen Schnellaufzahlen ab, so fällt der Profilreibungs-Verlustfaktor mit zunehmender Schnellaufzahl und abnehmender Gleitzahl. Auch der Profilreibungs-Verlustfaktor gilt zunächst nur für ein Flügelement.

6.3 Der Blattzahlverlustfaktor

berücksichtigt die induzierte Wirbelbildung an den Flügelenden. Diese Wirbel werden durch Ausgleichsvorgänge verursacht, die sich aus dem Druckunterschied am Flügel ergeben: Überdruck auf der Flügelunterseite und Unterdruck auf der Flügeloberseite.

Der Blattzahlverlustfaktor berücksichtigt weiter die "Luftstreifenbreite", also den Abstand der Flügel voneinander. Hat ein Rotor viele Flügel, so ist die Luftstreifenbreite gering, die vom jeweiligen Flügel zu kontrollieren ist, und der Flügel kann seine Aufgabe besser erfüllen.

Der Blattzahlverlustfaktor kann nicht exakt berechnet werden. Man ist hier auf Näherungsformeln angewiesen. Hütter, /1/, gibt eine solche Formel an:

$$\eta_Z = (1 - 1,39 / (z \sqrt{1 + \lambda_t^2}))^2 \quad \text{Gl. 10}$$

Diese Abhängigkeit des Blattzahlverlustfaktors von der Blattzahl und der Blattspitzenschnellaufzahl wird in Abb.6 wiedergegeben. Der Blattzahlverlustfaktor gilt für den ganzen Rotor.

6.4 Der Gesamtleistungsbeiwert ist wieder definiert als Quotient aus Windradleistung P und Gesamtwindleistung P_0 durch die Windradfläche.

$$c_{p\text{ges}} = P/P_0 \quad \text{Gl. 11}$$

Die Gesamtwindleistung P_0 kann bei konstanter Windgeschwindigkeit nach der Formel

$$P_0 = 1/2 \cdot \rho \cdot A_2 \cdot v_1^3 \quad \text{Gl. 12}$$

berechnet werden. Dabei ist ρ die Luftdichte und A_2 die Projektionsfläche des Windrades zur Windrichtung. Ist der Gesamtwirkungsgrad bekannt, kann leicht die Gesamtleistung berechnet werden. Der Gesamtleistungsbeiwert gilt für den ganzen Rotor und berechnet sich, wie noch zu zeigen ist, aus einer Integration bzw. Summation über der Rotorfläche mit den dort vorhandenen Einzelwirkungsgraden.

6.5 Berechnung des Abminderungsfaktors

Bisher noch ungeklärt ist die Berechnung des Abminderungsfaktors ξ , der in die Berechnungsgleichungen der Einzelwirkungsgrade c_{pi} und η_p eingeht. Der Abminderungsfaktor kann nicht aus seiner Definition

$$\xi = v_3/v_1 \quad \text{Gl. 3}$$

berechnet werden, da die Geschwindigkeit v_3 nicht bekannt ist. Da die Abminderung letztlich ja vom Flügel abhängt, kann sie aus der Flügelgeometrie berechnet werden:

$$\xi = \frac{B-1}{B+1} \quad \text{Gl. 13}$$

$$B = \frac{\delta \cdot \pi \cdot r}{c_a \cdot z \cdot t} \cdot \frac{1}{\lambda_0 \sqrt{\lambda_0^2 + 1}} \quad \text{Gl. 14}$$

Dabei ist B nur ein Platzhalter. Der Abminderungsfaktor wird hier aus der Formel zur Flügeltiefe nach D. le Gourieres berechnet. /2/. Es muß folgendes beachtet werden:

- * Der Auftriebsbeiwert c_a ist vom Profilanströmwinkel α abhängig.
- * Der Profilanströmwinkel α ist abhängig von der effektiven Schnellaufzahl und dem Blattwinkel β

$$\alpha = \arctan(1/\lambda_0) - \beta \quad \text{Gl. 15}$$

- * Die effektive Schnellaufzahl λ_0 ist abhängig von der Schnellaufzahl λ und eben wiederum von dem Abminderungsfaktor ξ .

$$\lambda_0 = \lambda \frac{1+\sigma}{1+\xi} \quad \text{Gl. 16}$$

mit σ nach Gl.7 .

Eine Lösung für den Abminderungsfaktor ist also nur iterativ möglich. Dabei setzt man zunächst $\lambda_0 = \lambda$ und berechnet über α und c_a eine erste Näherung für ξ . Es kann nun λ_0 nach Gl.16 und Gl.7 genauer berechnet werden.

7. Programm zur Berechnung einer RAT

Die Grobstruktur des Programms entnimmt man Abb.7 . Nach der Eingabe der Geometrie und den Berechnungsanweisungen wird in der ersten Schleife die unabhängige Variable, die Blattspitzenschnellaufzahl λ_t , zur Berechnung der Kurven "Wirkungsgrade über Blattspitzenschnellaufzahl" vorgegeben. In den nächsten beiden Schleifen wird die Integration bzw. Summation über der Windradfläche, also über dem Umlaufwinkel Θ und dem Radius r , durchgeführt. Für jedes Flügelement wird zunächst, abhängig von seiner Lage (Θ, r) und der Blattspitzenschnellaufzahl die am Flügelement wirksame Schnellaufzahl und der Abminderungsfaktor gemäß Abschnitt 6.5 berechnet. Die anschließend berechneten Wirkungsgrade multipliziert mit der Fläche des Flügel-(bzw. Flächen)elementes werden jeweils summiert. Teilt man die Summen nach dem Durchlauf der $\Theta - r$ -Schleifen durch die Gesamtfläche, so erhält man die gemittelten Wirkungsgrade "idealer Leistungbeiwert" und "Profilreibungs-Verlustfaktor". Der Blattzahlverlustfaktor η_z braucht nur einmal für jede Blattspitzenschnellaufzahl berechnet zu werden, da er für den gesamten Rotor gilt. Mit der Formel

$$c_{Pges} = \eta_z \cdot 1/A \cdot \sum^A c_{Pi} \cdot \eta_P \cdot \Delta A \quad \text{Gl. 17}$$

erhalten wir schließlich auch den Gesamtleistungsbeiwert c_{Pges} . Ist die Berechnung für alle gewählten Blattspitzenschnellaufzahlen durchgeführt, wird eine Wertetabelle und ein Plott ausgegeben.

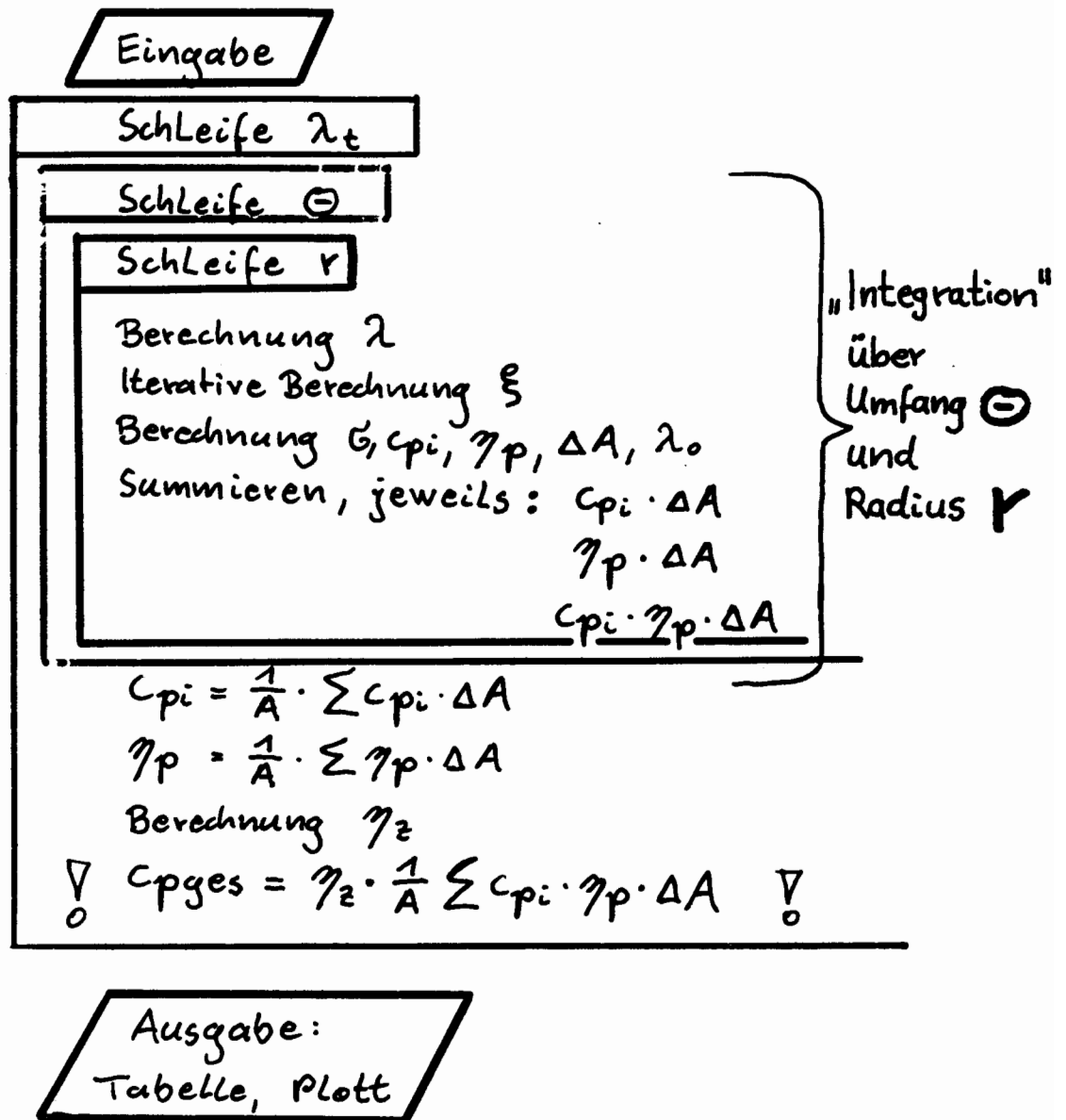


Abb. 7 Programm zur Berechnung einer RAT.

8. Leistungsdaten der A320 RAT

Abb. 8 zeigt von der Firma Douty angegebene Drehmomentverläufe der A320 RAT. Das Drehmoment läßt sich mit der Gleichung $P = M \cdot \omega$ sowie den Gleichungen 11 und 12 in den dimensionslosen Gesamtleistungsbeiwert c_{Pges} umrechnen. Die Drehzahl wird in die dimensionslose Blattspitzenschnellaufzahl λ_t umgerechnet. Für $\tau = 0^\circ$ und $\kappa = 90^\circ$ ist

$$\lambda_t = u_1 (r=R) / v_1 = \omega \cdot R / v_w .$$

Die Anströmgeschwindigkeiten 110 kt, 120 kt und 130 kt liefern die Kurven von Abb. 9.

Die c_p - Kurven weisen ein Maximum bei $\lambda_t \approx 3.0$ auf. Diese Schnellaufzahl ist für einen Zweiblattrotor recht gering, weil bei höheren Schnellaufzahlen deutlich höhere Gesamtleistungsbeiwerte erreicht werden können. Ein Grund für die Wahl dieser niedrigen Schnellaufzahl ist in der vergleichsweise hohen Anströmgeschwindigkeit auf die Rotorebene zu sehen. Die Rotorblattspitze erfährt durch diese Anströmung und seine Umfangsgeschwindigkeit eine Geschwindigkeit von Mach 0.6 gegenüber der Luft.

Für eine Abschätzung des maximal zu erwartenden Gesamtleistungsbeiwertes nach Kapitel 6 wird angenommen, daß die Strömung in der Rotorebene gemäß Abb. 3 optimal abgemindert wird und daß das Rotorblatt bei vorliegender Anströmung eine Profilgleitzahl von $\epsilon = 100$ aufweist.

Es ist mit $\lambda_t = 3.0$ (Abb. 9)

$$\eta_z \approx 0.72 \quad (\text{Abb. 6})$$

$$c_{Pi} \approx 0.57 \quad (\text{Abb. 4})$$

$$\eta_P \approx 0.92 \quad (\text{Abb. 5})$$

$$\eta_z \cdot c_{Pi} \cdot \eta_P \approx 0.38 .$$

Berücksichtigt man ferner, daß von der gesamten Rotorkreisfläche A_{ges} aufgrund der Rotornabe nur eine Kreisringfläche A_{Ring} genutzt werden kann mit $A_{Ring}/A_{ges} \approx 0.9$, so ist der Gesamtleistungsbeiwert c_{Pges} gemäß Gleichung 17

$$c_{Pges} \approx A_{Ring}/A_{ges} \cdot \eta_z \cdot c_{Pi} \cdot \eta_P \approx 0.34 .$$

Die c_p - Kurven nach Abb. 9 weisen ein Maximum auf, welches für 120 kt und 130 kt mit 0.36 etwas höher ist als die Abschätzung des maximalen Leistungsbeiwertes. Für 110 kt liegt das Maximum mit 0.43 deutlich höher als die Abschätzung.

9. Ergebnisse des Programms am Beispiel der A320 RAT

Das Programm berechnet die inkompressible Strömung durch die RAT. Mit einer Strömungsgeschwindigkeit in der Rotorblattspitze von Mach 0.6 ist die Grenze des Programms erreicht, so daß Rechnungen mit höheren Fluggeschwindigkeiten, Rotorblattradien oder Drehzahlen als in diesem Beispiel nicht durchgeführt werden können.

Abb. 10 zeigt die Profilformen am Rotorblatt der A320 RAT. Da für diese Profile keine Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte zur Verfügung stehen, wurde das Profil in der Rechnung durch die Daten des Profils Gö 451 (Abb. 11) angenähert. Das Profil Gö 451 hat eine etwas geringere Wölbung als das Profil der A320 RAT. Daten zum Gö 451 sind in /7/ und /8/ veröffentlicht. Unter Berücksichtigung der Geometrie der A320 RAT nach /9/ liefert das Programm die Wirkungsgrade und Leistungsbeiwerte gemäß Abb. 12.

Der Gesamtleistungsbeiwert c_{Pges} erreicht ein Maximum von 0.27. Dieses Maximum ist etwas geringer als die Abschätzung des Maximums unter günstigsten Bedingungen nach Kapitel 8. Nach der Rechnung des Programms liefert die RAT - gegenüber den Messungen - auch bei höheren Schnelllaufzahlen noch Leistung. Dies liegt daran, daß das Programm in der derzeitigen Ausführung die Blattverstellung durch den Blattverstellmechanismus nicht berücksichtigt und somit höhere Drehzahlen als 5400 l/min zuläßt.

Programmläufe mit verändertem Achswinkel τ führten zu folgenden Ergebnissen:

τ	Maximum von c_{Pges}
0°	0.271
10°	0.270
20°	0.264

Fazit: Das vorgestellte Programm zur Berechnung einer RAT kann im Rahmen der Vorentwicklung und Entwicklung nützlich sein, um die Angaben des Herstellers zur RAT kritisch zu betrachten. Mit Hilfe des Programms können Parameterstudien durchgeführt werden. Diese Parameterstudien liefern Leistungskurven, mit denen Modifikationen untersucht werden können.

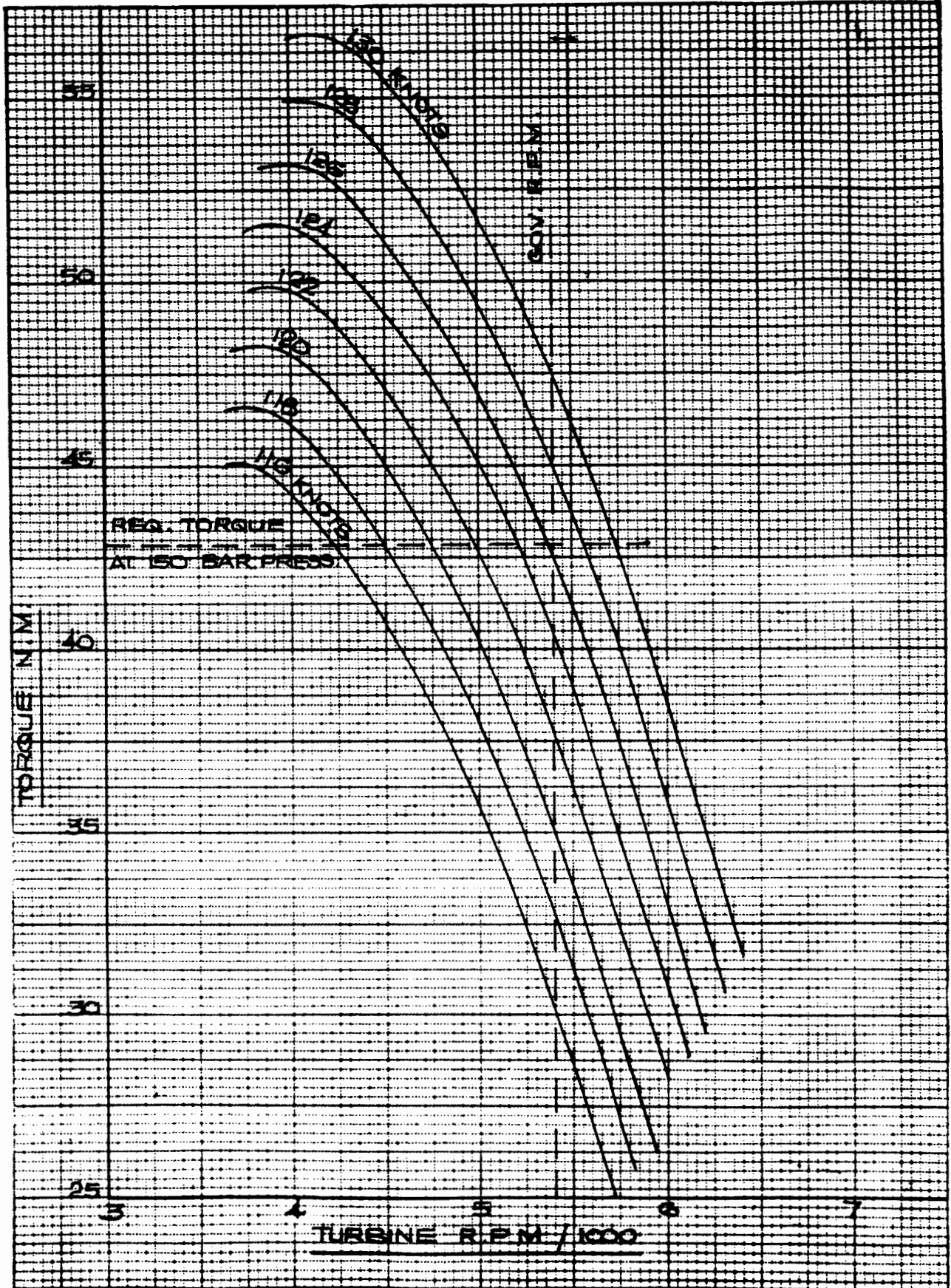


Abb. 8 Drehmomentverläufe der A320 RAT /5/.

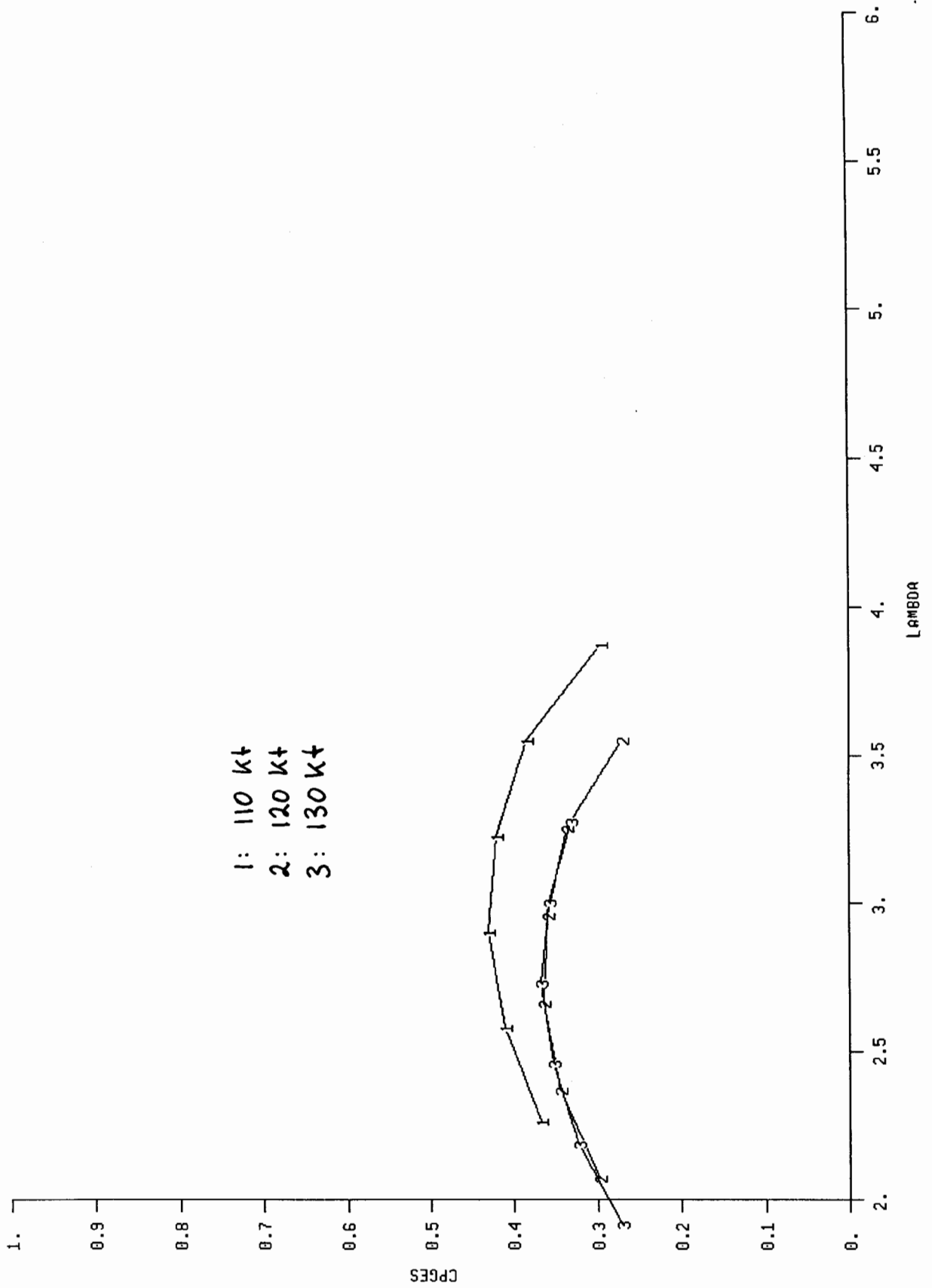


Abb. 9 $c_p - \lambda$ - Kennfeld der A320 RAT berechnet aus Werten von Abb. 8.

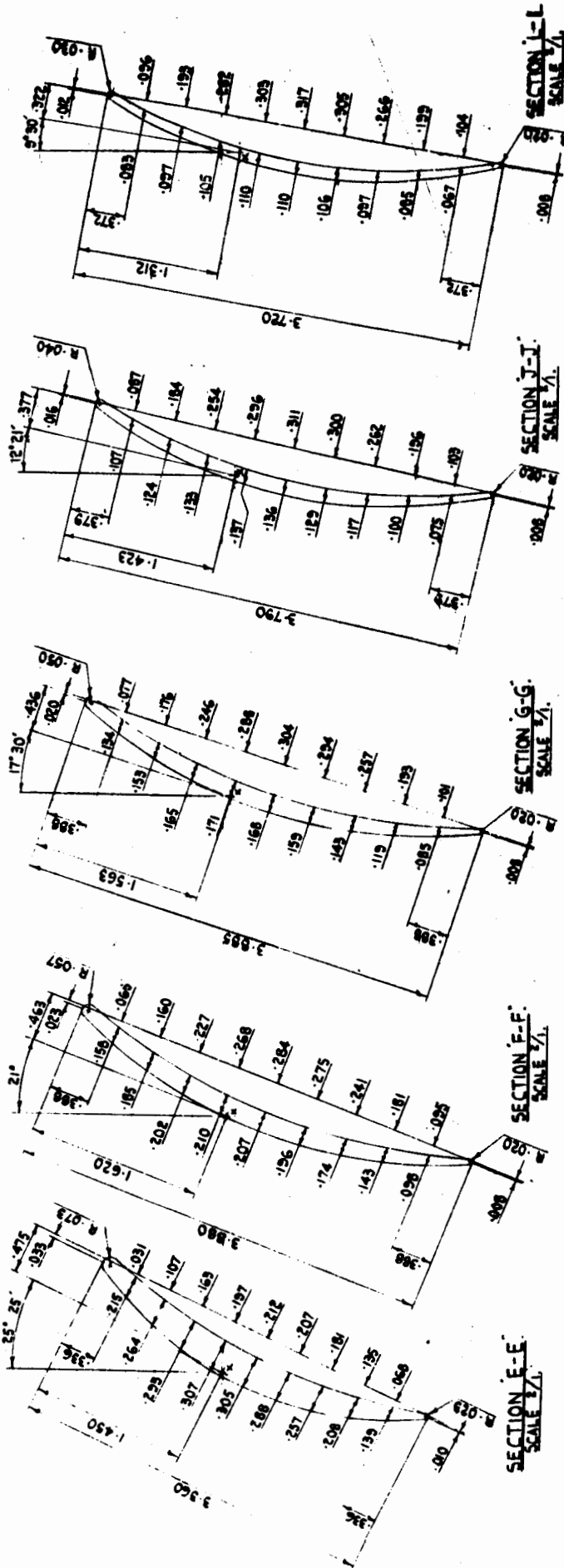


Abb. 10 Profilformen am Rotorblatt der A320 RAT /6/.

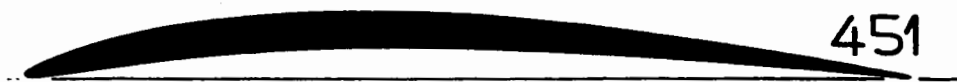


Abb. 11 Profil G6 451 /7/.

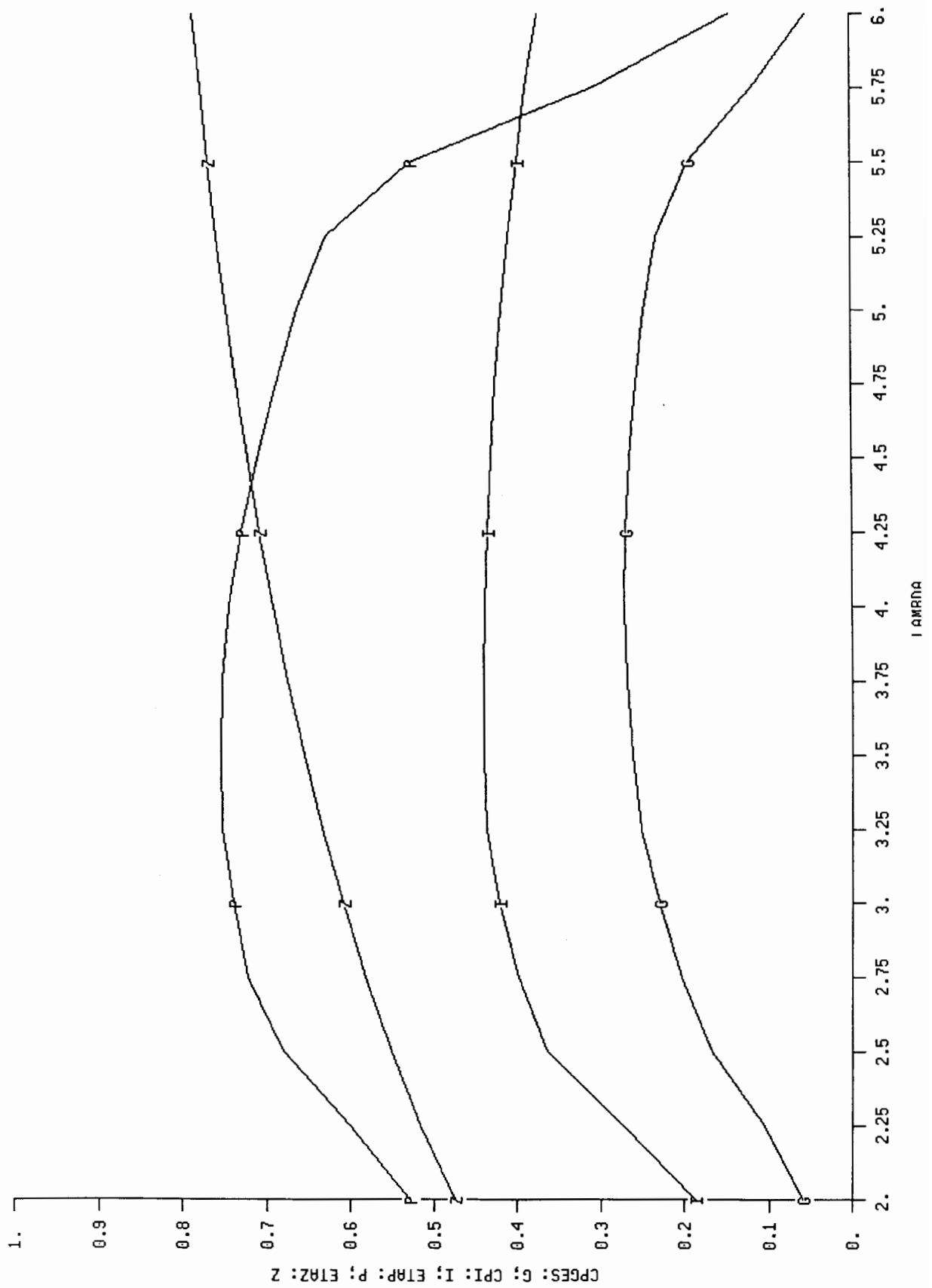


Abb. 12 Berechnete Wirkungsgrade η_z (Z), η_p (P) und Leistungsbeiwerte c_{Pi} (I), c_{Pges} (G).

10. Anhang

10.1 Berechnung der Schnellaufzahl λ am Flügелеlement

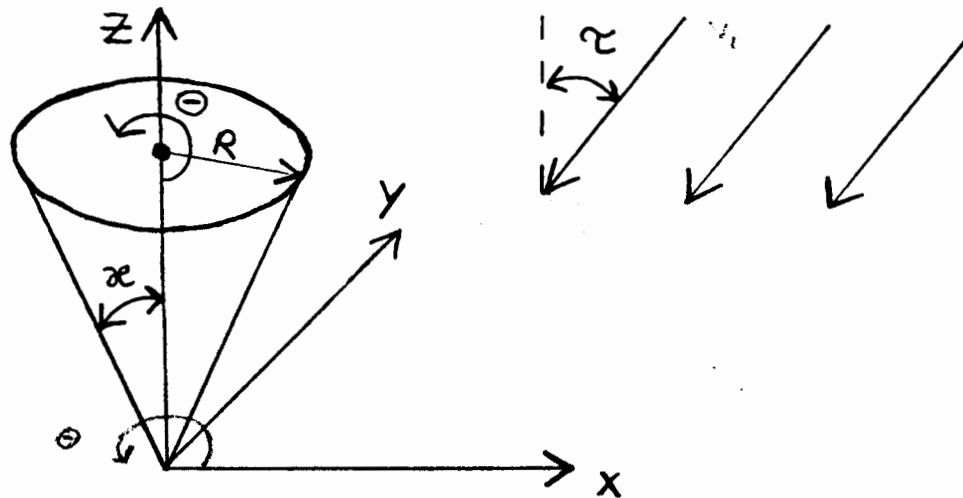


Abb. 13 Koordinatenwahl

Die Geschwindigkeit \vec{v}_w ist die Windgeschwindigkeit. Es wird gefordert, daß der Wind nur von innen nach außen durch die Kegelfläche strömt. Diese Forderung ist erfüllt, wenn

$$\tau \leq \alpha$$

Gl. 18

gilt. Die Berechnung der Schnellaufzahl gliedert sich in drei Teile:

- Berechnung der Geschwindigkeit v_1 .
- Berechnung der Geschwindigkeit u_1 .
- Berechnung von λ aus $\lambda = u_1/v_1$.

v_1 : Mit Hilfe der Differentialgeometrie wird die Komponente von \vec{v}_w senkrecht zur Kegelmantelfläche berechnet. Alle Angaben verstehen sich in Kart.-Koordinaten. Die Kegelmantelfläche wird beschrieben durch:

$$\vec{x} = (r \cdot \cos\theta, r \cdot \sin\theta, r \cdot \cot\alpha)$$

$$0 \leq r \leq R$$

$$0 \leq \theta \leq 2 \cdot \pi$$

Gl. 19

Die Windgeschwindigkeit wird beschrieben durch:

$$\vec{v}_w = (-v_w \cdot \sin\tau, 0, -v_w \cdot \cos\tau).$$

Gl. 19a

Der Normalenvektor \vec{n} steht senkrecht auf der Fläche des Kegelmantels.

$$\vec{n} = \vec{x}_r \times \vec{x}_\theta \quad \text{Gl. 20}$$

$$\vec{n} = \begin{bmatrix} \cos\theta \\ \sin\theta \\ \cot\kappa \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} -r \cdot \sin\theta \\ r \cdot \cos\theta \\ 0 \end{bmatrix} = r \cdot \begin{bmatrix} -\cot\kappa \cdot \cos\theta \\ -\cot\kappa \cdot \sin\theta \\ 1 \end{bmatrix} \quad \text{Gl. 20a}$$

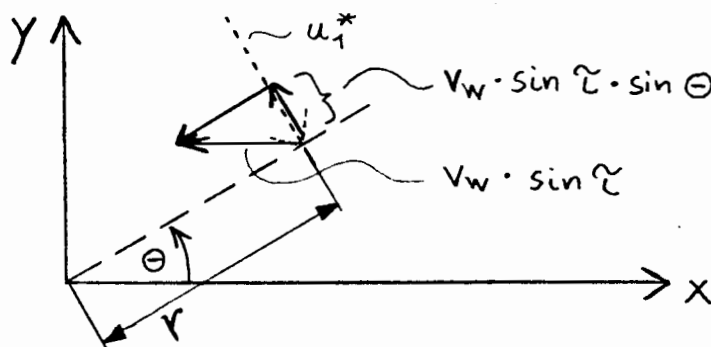
Die Projektion von \vec{v}_w in Richtung $-\vec{n}$ ist

$$v_{w\vec{n}} = \frac{-\vec{v}_w \cdot \vec{n}}{|\vec{n}|} \quad \text{Gl. 21}$$

Diese Geschwindigkeit senkrecht zum Kegelmantel ist die gesuchte Geschwindigkeit v_1 . Es muß die Richtung $-\vec{n}$ gewählt werden, weil \vec{n} nach innen in den Kegel gerichtet ist, von \vec{v}_w aber die Komponente nach außen aus dem Kegel hinaus gesucht ist.

$$v_1 = v_{w\vec{n}} = v_w \cdot \frac{\cos\tau - \sin\tau \cdot \cot\kappa \cdot \cos\theta}{\sqrt{\cot^2\kappa + 1}} \quad \text{Gl. 21a}$$

Auch die Umfangs- oder Tangentialgeschwindigkeit u_1 ist von der Windgeschwindigkeit abhängig. Sie vergrößert sich, wenn der Flügel dem Wind entgegen läuft und umgekehrt.



$$u_1^* = \dot{\theta} \cdot r = \omega \cdot r \quad \text{Gl. 22}$$

$$u_1 = \omega \cdot r - v_w \cdot \sin\tau \cdot \sin\theta \quad \text{Gl. 23}$$

Es kann jetzt die Schnellaufzahl λ aus den errechneten Geschwindigkeiten ermittelt werden.

$$\lambda = \frac{u_1}{v_1} = \frac{(\omega \cdot r - v_w \cdot \sin\tau \cdot \sin\theta) \cdot \sqrt{\cot^2\kappa + 1}}{v_w \cdot (\cos\tau - \sin\tau \cdot \cot\kappa \cdot \cos\theta)} \quad \text{Gl. 24}$$

Die Blattspitzenschnellaufzahl
niert:

wird zweckmäßig so definiert:

$$\lambda_t = \frac{u_1}{v_1} = \frac{\omega \cdot R}{v_w} \quad \text{Gl. 25}$$

Da dimensionslose Kennzahlen berechnet werden sollen, ist die absolute Größe des Windrades nicht von Bedeutung. Darum wird der Maximalradius R einfach gleich 1 gesetzt:

$$R = 1 \quad \text{Gl. 26}$$

Damit ist

$$\omega = \lambda_t \cdot v_w \quad \text{Gl. 27}$$

Setzt man ω nach Gl.27 in Gl.24 ein und kürzt die Größe v_w , so erhält man die Endgleichung

$$\lambda = \frac{(\lambda_t \cdot r - \sin \tau \cdot \sin \theta) \cdot \sqrt{\cot^2 \kappa + 1}}{\cos \tau - \sin \tau \cdot \cot \kappa \cdot \cos \theta} \quad \text{Gl. 28}$$

Es muß beachtet werden, daß r nur Werte zwischen 0 und 1 annehmen darf. r gibt also das Verhältnis an aktueller Radius:Maximalradius beim untersuchten Windrad.

PROGRAM CPW

```

C *****
C ***                                     ***
C *** PROGRAMM ZUR AERODYNAMISCHEN BERECHNUNG EINER RAT ***
C ***                                     ***
C *****

REAL LAMMIN, LAMMAX, LAMT, LAM, LAM0, PL_LAMT, L, LMIN, KAP
CHARACTER OBPL*3, WASPL*4, PARAM*7, KTR*3
DIMENSION CA(-20:91), EPS(-20:91), ZAHLPL(35), PAWERT(100)
DIMENSION PL_ETA(1000), PL_ETAZ(1000), PL_ETAP(1000), PL_CPI(1000)
DIMENSION PL_CPGES(1000), PL_LAMT(1000)
COT(PHI)=1/TAN(PHI)
RAD(PHI)=PHI/180.0*PI
GRAD(PHI)=PHI*180.0/PI
PI=3.1415927

C *** EINGABE: GEOMETRIE, BERECHNUNGSANWEISUNGEN ***

DATA LAMMIN, LAMMAX, DELLAM /2, 6, 0.25/
DATA KAP, TAU, DELTHE /90, 0, 360/
DATA L, LMIN /0.32, 0.1/
DATA TT, TLMIN /0.0887, 0.0887/
DATA BETT, BETTLMIN /6, 25/
DATA Z /2/
DATA DELR, GENAU /0.05, 0.01/
DATA KTR, OBPL, WASPL /'OFF', 'ON', '1111'/
DATA PARAM /'OFF' /
DATA PAWERT /100*0/
DATA PAANZ /1/
DATA CA /16*0, .11, .22, .33, .44, .55, .66, .77, .88, .99, 1.05, 1.10,
1 1.15, 1.20, 1.25, 1.30, 1.35, 1.4, 1.2, 1.0, 0.9,
2 25*.8, 15*.9, 10*.8, 5*.7, 5*.6, 5*.5, 5*.4, 6*.2/
DATA EPS /16*0, 2, 5, 15, 30, 40, 55, 70, 77, 77, 65, 55, 48, 40, 30, 27, 25,
1 20, 8*10,
2 10*2, 10*1.3, 10*0.9, 10*0.6, 10*0.4, 10*0.2, 11*0.1/
DATA ALPMIN /-5/

C *** 1. EINGABEKONTROLLE ***

IF (LAMMIN.GT.LAMMAX) CALL ERROR6('LAMMIN.GT.LAMMAX', *5)
IF (LAMMIN.LE.0) CALL ERROR6('LAMMIN.LE.0', *5)
IF (DELLAM.LE.0) CALL ERROR6('DELLAM.LE.0', *5)
IF (DELTHE.LE.0) CALL ERROR6('DELTHE.LE.0', *5)
IF (360/DELTHE.NE.INT(360/DELTHE)) DELTHE=360/(INT(360/DELTHE)+1)
IF (PARAM.NE.'KAP'.AND.PARAM.NE.'TAU'.AND.PARAM.NE.'L'
1 .AND.PARAM.NE.'LMIN'.AND.PARAM.NE.'TT'.AND.PARAM.NE.'TLMIN'
2 .AND.PARAM.NE.'BETT'.AND.PARAM.NE.'BETTLMIN'.AND.PARAM.NE.'Z')
3 THEN
PAANZ=1
PAWERT(1)=0
END IF
TAU=RAD(TAU)
KAP=RAD(KAP)
DELTHE=RAD(DELTHE)

C *** PLOTVORBEREITUNG ***

DO 8 K=1, 1000
PL_ETA(K) =0.0
PL_ETAZ(K) =0.0
PL_ETAP(K) =0.0
PL_CPI(K) =0.0
PL_CPGES(K)=0.0
PL_LAMT(K) =0.0
8 CONTINUE

C *** AUSGABE GEWAELHLTER GROESSEN ***

WRITE(6, 100) DELR, GENAU, GRAD(DELTHE), KTR, PARAM,
1 (PAWERT(I), I=1, PAANZ)
100 FORMAT(/////1H, 10X, 'DELR : ', F10.6/
1 1H, 10X, 'GENAU : ', F10.6/
2 1H, 10X, 'DELTHE : ', F10.6//
3 1H, 10X, 'KTR : ', A3//
4 1H, 10X, 'PARAMETER: ', A7/
5 1H, 10X, 'WERTE : ', 10F10.3/
6 9(1H, 10X, ' ', 10F10.3//))

```

C *** VERAENDERN DES PARAMETERS ***

```
DO4II=1, PAANZ
IF (PARAM.EQ.'KAP      ') KAP=RAD (PAWERT (II))
IF (PARAM.EQ.'TAU      ') TAU=RAD (PAWERT (II))
IF (PARAM.EQ.'L        ') L=PAWERT (II)
IF (PARAM.EQ.'LMIN     ') LMIN=PAWERT (II)
IF (PARAM.EQ.'TT       ') TT=PAWERT (II)
IF (PARAM.EQ.'TLMIN    ') TLMIN=PAWERT (II)
IF (PARAM.EQ.'BETT     ') BETT=PAWERT (II)
IF (PARAM.EQ.'BETLMIN  ') BETLMIN=PAWERT (II)
IF (PARAM.EQ.'Z        ') Z=PAWERT (II)
```

C *** 2. EINGABEKONTROLLE ***

```
IF (TAU.LT.0)          CALL ERROR6 ('TAU.LT.0', *5)
IF (GRAD (KAP) .GT.90) CALL ERROR6 ('KAP.GT.90', *5)
IF (TAU.GT.KAP)        CALL ERROR6 ('TAU.GT.KAP', *5)
IF (LMIN.LT.0)         CALL ERROR6 ('LMIN.LT.0', *5)
IF (LMIN.GT.L)         CALL ERROR6 ('LMIN.GT.L', *5)
IF (TT.LT.0.OR.TLMIN.LT.0) CALL ERROR6 ('TT BZW. TLMIN.LT.0', *5)
IF (Z.LT.0) Z=-Z
Z=INT (Z)
IF (TAU.EQ.0.AND.GRAD (KAP) .EQ.90) DELTHE=RAD (360.0)
WRITE (6, 200) GRAD (KAP), GRAD (TAU), L, LMIN, TT, TLMIN, BETT, BETLMIN, Z
200 FORMAT (1H1, 10X, ' KAP      TAU      L      LMIN    TT      TLMIN    ',
1      ' BETT    BETLMIN  Z' //1H, 10X, 9F7.3/////1H, 12X,
2      ' LAMT    CPI      ETAP    ETA      ETAZ    CPGES' //)
```

C *** VORBEREITUNG ***

```
RMIN=LMIN/L
Q=(BETLMIN-BETT)/(1-RMIN)
RADIUS=L*SIN (KAP)
T=TT/RADIUS
U=(TLMIN-TT)/(1-RMIN)/RADIUS
J=0
```

C *** BERECHNUNG DER WIRKUNGSGRADE ***

```
DO 3 LAMT=LAMMIN, LAMMAX, DELLAM
MARKE1=0
MARKE2=0
MARKE3=0
MARKE4=0
J=J+1
PL LAMT (J)=LAMT
CPI SUM=0
ETP SUM=0
ETASUM=0

DO 2 THE=0, 2*PI-DELTHE, DELTHE
THEM=THE+DELTHE/2

DO 1 R=RMIN, 1-DELR, DELR
MARKE11=0
RM=R+DELR/2
LAM=(LAMT*RM-SIN (TAU) *SIN (THEM) ) *SQRT (COT (KAP) **2+1) /
1      (COS (TAU) -SIN (TAU) *COT (KAP) *COS (THEM) )
CALL SUBXI (LAM, CA, ALP MIN, BETT, Q, T, U, Z, RM, GENAU, XI, ALP, IALP, LAM0,
1      KTR, MARKE1, MARKE11, MARKE3, MARKE4, *3)
SIG=SQRT (1.0+(1.0-XI**2)/LAM**2)
CPI=LAM**2*(1.0+XI)*(SIG-1.0)
IF (CPI.GT.0.593) CALL ERROR2 (*3)
IF (CPI.LT.0) CALL ERROR4 (*3)
IF (MARKE11.EQ.1) CPI=-CPI
EPSM=EPS (IALP) + (ALP-IALP) * (EPS (IALP+1) -EPS (IALP) )
ETAP=2.0*LAM*(EPSM-LAM0)/(1.0+XI)/(1.0+EPSM*LAM0)
IF (ETAP.GT.1) THEN
```

C

```
IF (KTR.EQ.'OFF') THEN
ETAP=1
MARKE2=2
ELSE
CALL ERROR3 (*3)
END IF
END IF
IF (ETAP.LT.0) ETAP=0
DELAK=0.5*SQRT (COT (KAP) **2+1.0) * ((R+DELR) **2-R**2) *DELTHE
CPISUM=CPISUM+CPI*DELAK
```

** MARKE2 **

```

      ETPSUM=ETPSUM+ETAP*DELAK
      ETASUM=ETASUM+CPI*ETAP*DELAK
1      CONTINUE

      ETA=ETASUM/AK
      IF (ETA.GT.1) CALL ERROR3(*3)
      IF (ETA.LT.0) CALL ERROR4(*3)
      ETAZ=(1.0-1.39/(Z*SQRT(1.0+LAMT**2)))**2
      IF (ETAZ.GT.1) CALL ERROR3(*3)
      ETAP=ETPSUM/AK
      IF (ETAP.GT.1) CALL ERROR3(*3)
      CPI=CPISUM/AK
      IF (CPI.GT.0.593) CALL ERROR2(*3)
      IF (CPI.LT.0) CALL ERROR4(*3)
      CPGES=ETA*ETAZ
      PL_ETA(J)=ETA
      PL_ETAZ(J)=ETAZ
      PL_ETAP(J)=ETAP
      PL_CPI(J)=CPI
      PL_CPGES(J)=CPGES

C *** AUSGABE DER WIRKUNGSRADE DES GESAMTEN ROTORS ***

      WRITE(6,300) LAMT,CPI,ETAP,ETA,ETAZ,CPGES,MARKE1,MARKE2,
1      MARKE3,MARKE4
300 FORMAT(1H ,10X,6F7.3,60X,4I3)
      IF (J.EQ.50.OR.J.EQ.110.OR.J.EQ.170.OR.J.EQ.230) WRITE(6,301)
301 FORMAT(/)

      3 CONTINUE

C *** PLOTAUSGABE ***

      IF (OBPL.EQ.'OFF') GOTO 5
      XORIG = LAMMIN
      XSTEP = DELLAM
      XMAX = LAMMAX
      YORIG = 0.
      YSTEP = 0.1
      YMAX = 1.
      CALL XNAME('LAMBDA',6)
      CALL YNAME('CPGES: G; CPI: I; ETAP: P; ETAZ: Z',34)
1000 CALL GRAF(XORIG,XSTEP,XMAX,YORIG,YSTEP,YMAX)
      IF (WASPL(4:4).EQ.'1') THEN
      CALL MARKER('Z')
      CALL CURVE(PL_LAMT,PL_ETAZ,J,+5)
      END IF
      IF (WASPL(3:3).EQ.'1') THEN
      CALL MARKER('P')
      CALL CURVE(PL_LAMT,PL_ETAP,J,+5)
      END IF
      IF (WASPL(2:2).EQ.'1') THEN
      CALL MARKER('I')
      CALL CURVE(PL_LAMT,PL_CPI,J,+5)
      END IF
      IF (WASPL(1:1).EQ.'1') THEN
      CALL MARKER('G')
      CALL CURVE(PL_LAMT,PL_CPGES,J,+5)
      END IF
      CALL KEY STROKE(IFLAG)
      IF (IFLAG.EQ.1) GO TO 1000
      CALL PLTEND(IERROR)

      4 CONTINUE

      5 STOP
      END

C *** UNTERPROGRAMM: BERECHNUNG VON XI, ALP, LAM0 ***

      SUBROUTINE SUBXI(LAM,CA,ALPMIN,BETT,Q,T,U,Z,RM,GENAU,XI,
1      ALP,IALP,LAM0,KTR,MARKE1,MARKE11,MARKE3,MARKE4,*)
      REAL LAM,LAM0
      CHARACTER KTR*3
      DIMENSION CA(-20:90)
      GRAD(PHI)=PHI*180.0/PI
      PI=3.1415927
      LAM0=LAM

```

```

QT=U*(1.0-RM)+T
XIA=0
GOTO2

1 LAM0=SQRT(4.0*(LAM**2+1.0)/(1.0+XI)**2-1.0)
XIA=XI
2 BET=Q*(1.0-RM)+BETT
ALP=GRAD(ATAN(1.0/LAM0))-BET
IF(LAM0.LT.0) ALP=ALP+180
IF((ALP.LT.ALPMIN.OR.ALP.GT.90).AND.KTR.NE.'OFF') CALL ERROR1(*3)
C
IF((ALP.LT.ALPMIN.OR.ALP.GT.90).AND.KTR.EQ.'OFF') THEN
IF(LAM0.LT.0) LAM0=-LAM0
IF(ALP.LT.2*ALPMIN-90) CALL ERROR1(*3)
IF(ALP.LT.ALPMIN) ALPNEU=2*ALPMIN-ALP
IF(ALP.GT.90.AND.ALP.LT.180-ALPMIN) ALPNEU=180-ALP
IF(ALP.GT.180-ALPMIN) CALL ERROR1(*3)
ALP=ALPNEU
MARKE1=1
MARKE11=1
ENDIF
IALP=INT(ALP)
CAM=CA(IALP)+(ALP-IALP)*(CA(IALP+1)-CA(IALP))
IF(CAM.LT.0) CALL ERROR5(*3)
C
IF(CAM.LT.1.0E-8) THEN
XI=1.0
MARKE3=3
RETURN
ENDIF
A=8.0*PI/(CAM*Z)/QT*RM
B=A/(LAM0*SQRT(LAM0**2+1.0))
XI=(B-1.0)/(B+1.0)
C
IF(XI.LT.0) THEN
XI=0.0
MARKE4=4
RETURN
ENDIF
IF(ABS((XIA-XI)/XI).GT.GENAU) GOTO1
RETURN
3 RETURN 1
END

C *** FEHLERAUSGABE - UNTERPROGRAMME ***

SUBROUTINE ERROR1(*)
WRITE(6,100)
100 FORMAT(1H ,10X,'***FEHLER*** WINKEL NICHT ZULAESSIG')
RETURN 1
END

SUBROUTINE ERROR2(*)
WRITE(6,100)
100 FORMAT(1H ,10X,'***FEHLER*** CPI IST GROESSER ALS 16/27')
RETURN 1
END

SUBROUTINE ERROR3(*)
WRITE(6,100)
100 FORMAT(1H ,10X,'***FEHLER*** WIRKUNGSGRAD IST GROESSER ALS 1')
RETURN 1
END

SUBROUTINE ERROR4(*)
WRITE(6,100)
100 FORMAT(1H ,10X,'***FEHLER*** CP ODER WIRKUNGSGRAD IST NEGATIV')
RETURN 1
END

SUBROUTINE ERROR5(*)
WRITE(6,100)
100 FORMAT(1H ,10X,'***FEHLER*** CA IST NEGATIV')
RETURN 1
END

SUBROUTINE ERROR6(*)
CHARACTER A*18
WRITE(6,100) A

```

100 FORMAT(1H ,10X,'***EINGABEFehler***'/1H ,10X,A18/)
RETURN 1
END

*** HINWEISE FUER PROGRAMM-GENUTZER ***

LAMMIN MINIMALE SCHNELLAUFZAHL AN DER FLUEGELSPITZE
LAMMAX MAXIMALE SCHNELLAUFZAHL AN DER FLUEGELSPITZE
DELLAM SCHRITTWEITE FUER DIE SCHNELLAUFZAHL AN DER FLUEGELSPITZE
ZUR AUSGABE VON TABELLEN. IST EIN PLOTT VERLANGT (OBPL='ON'
WIRD DELLAM VOM PROGRAMM SO GEWAELHT, DASS FUER JEDE DRUCK-

SPALTE EIN WERT BERECHNET WIRD.
KAP KONUSWINKEL
TAU ACHSWINKEL
DELTHE SCHRITTWEITE FUER DIE INTEGRATION UEBER DEM UMFANG.
WIRKUNGSGRADBERECHNUNG.
L FLUEGELLAENGE: NABE - BLATTSPITZE *1
LMIN LAENGE: NABE - BLATTWURZEL *1
TT FLUEGELTIEFE AN DER BLATTSPITZE *1 *2
TLMIN FLUEGELTIEFE AN DER BLATTWURZEL *1 *2
BETT BLATTWINKEL AN DER BLATTSPITZE *2
BETLMIN BLATTWINKEL AN DER BLATTWURZEL *2
Z FLUEGEL-(BLATT-)ZAHL
DELR SCHRITTWEITE FUER DIE INTEGRATION UEBER DEM RADIUS.
GENAU GENAUIGKEIT DER ITERATIVEN BERECHNUNG VON XI
KTR KTR='OFF':

- VERGROESSERTER ANSTROEMWINKEL IST ZULAESSIG
(2*ALPMIN-90.LE.ALPH.AND.ALPH.LE.180-ALPMIN)
- ETAP=1 WIRD FUER ETAP.GT.1 GESETZT
KTR='ON':
- NUR NORMALER ANSTROEMWINKEL IST ZULAESSIG
(ALPMIN.LE.ALPH.AND.ALPH.LE.90)
- ETAP.GT.1 IST FEHLER

OBPL OBPL='ON': DAS DIAGRAMM MIT WIRKUNGSGRADKURVEN WIRD
AUSGEGEBEN.
OBPL='OFF': DAS DIAGRAMM MIT WIRKUNGSGRADKURVEN WIRD
NICHT AUSGEGEBEN.

WASPL WASPL BESTEHT AUS 4 STELLEN: ' ' ' '
1. STELLE='1': CPGES WIRD AUSGEGEBEN
2. STELLE='1': CPI WIRD AUSGEGEBEN
3. STELLE='1': ETAP WIRD AUSGEGEBEN
4. STELLE='1': ETAZ WIRD AUSGEGEBEN
BEI '0': KEINE AUSGABE DES BETREFFENDEN WIRKUNGSGRADDES.

ES SIND BELIEBIGE KOMBINATIONEN '1','0' MOEGLICH.
PARAM ES BESTEHT DIE MOEGLICHKEIT 9 VERSCHIEDENE PARAMETER
ANZUWAELHEN. IN EINEM JOB WIRD DANN FUER DEN GEWAELHTEN
PARAMETER EINE TABELLE FUER JEDEN DER ANGEgebenEN WERTE
BERECHNET. ANSCHLIESSEND WERDEN, FALLS ANGEWAELHT, DIE
WIRKUNGSGRADDE FUER JEDEN DIESER WERTE IN EIN DIAGRAMM
ZUM VERGLEICH GEPLOTTET.

PARAM='OFF': DIE BERECHNUNG WIRD MIT DEN WERTEN AUS
ZEILE 200 BI 270 DURCHGEFUEHRT.
PARAM='KAP': DER VERAENDERTE PARAMETER IST KAP
PARAM='L': DER VERAENDERTE PARAMETER IST L
PARAM='LMIN': DER VERAENDERTE PARAMETER IST LMIN
PARAM='TT': DER VERAENDERTE PARAMETER IST TT
PARAM='TLMIN': DER VERAENDERTE PARAMETER IST TLMIN
PARAM='BETT': DER VERAENDERTE PARAMETER IST BETT
PARAM='BETLMIN': DER VERAENDERTE PARAMETER IST BETLMIN
PARAM='Z': DER VERAENDERTE PARAMETER IST Z

PAWERT PAWERT IST EIN EINDIMENSIONALES ZAHLENFELD DER GROSSE 100.
ES MUESSEN IMMER 100 WERTE FUER DEN PARAMETER ANGEgeben
WERDEN. BEISPIEL FUER PARAM='OFF':
290 DATA PAWERT /100*0/

PAANZ PAANZ GIBT DIE ANZAHL DER SIGNIFIKANTEN WERTE VON PAWERT AN.
WURDE KEIN PARAMETER GEWAELHT, WIRD PAANZ VOM PROGRAMM
GLEICH 1 GESETZT.

CA CA IST EIN EINDIMENSIONALES ZAHLENFELD FUER CA(ALP) MIT DER
GROSSE 112. CA: AUFTRIEBSBEIWERTE. CA(ALP) ENTNIMMT MAN
PROFILHANDBUechERN. FUER JEDEN GANZEN WINKEL ALP VON -20 BI:
91 GRAD WIRD DER ZUGEHoERIGE WERT FUER CA IN ZEILE 310/320
ABGESPEICHERT. (SIEHE ALPMIN)

EPS EPS IST EIN ZAHLENFELD, STRUKTURIERT WIE CA, JEDOCH FUER DIE
PROFILGLEITZAHL EPS BESTIMMT.

ALPMIN ALPMIN IST DER WINKEL, BEI DEM CA NEGATIV WIRD.
 ABGESPEICHERTE WERTE FUER CA UND EPS MIT ALP.LT.ALPMIN
 MUESSEN VORHANDEN SEIN, IHRE GROESSE IST ABER NICHT RELEVAN

L&MT SCHNELLAUFZAHL AN DER FLUEGELSPITZE

CPI IDEALER LEISTUNGSBEIWERT

ETAP PROFILREIBUNGS-VERLUSTFAKTOR

ETA PRODUKT AUS CPI UND ETAP

ETAZ BLATTZAHLVERLUSTFAKTOR

Q,U,T,RMIN SIEHE PROGRAMM: *** VORBEREITUNG ***

MARKE1 PROGRAMMKONTROLLMARKE. MARKE1=1 BEDEUTET:
 VERGROESSERTER ANSTROEMBEREICH WURDE IN ANSPRUCH GENOMMEN.
 (SIEHE KTR)

MARKE2 PROGRAMMKONTROLLMARKE. MARKE2=2 BEDEUTET:
 BEI ETAP.GT.1 WURDE ETAP=1 GESETZT. (SIEHE KTR)

MARKE3 PROGRAMMKONTROLLMARKE. MARKE3=3 BEDEUTET:
 CAM IST ETWA 0 UND DAHER XI=1 GESETZT WORDEN.

MARKE4 PROGRAMMKONTROLLMARKE. MARKE4=4 BEDEUTET:
 XI.LT.0 UND DAHER XI=0 GESETZT WORDEN.

THE UMFANGSWINKEL

THEM UMFANGSWINKEL IN DER MITTE DES JEWELIGEN FLUEGELEMENTES

RM RADIUS IN DER MITTE DES JEWELIGEN FLUEGELEMENTES

LAM0 EFFEKTIVE SCHNELLAUFZAHL

ALP WINDANGRIFFSWINKEL

SIG DRALLFAKTOR

DELAK FLAECHE DES FLUEGELEMENTES

AK GESAMTFLAECHE DES MANTELS DES KEGELSTUMPFES

- *1: DIE DIMENSIONSBEHAFTETEN GROESSEN L, LMIN, TT, TLMIN MUESSEN SO
 EINGEGEBEN WERDEN, DASS IHRE VERHAELTNISSE DEM WINDRAD ENT-
 SPRECHEN. DIE ABSOLUTEN GROESSEN SIND OHNE BEDEUTUNG.
- *2: FUER DEN FLUEGELTIEFENVERLAUF UND DIE SCHRAENKUNG WIRD EINE
 LINEARE VERAENDERUNG UEBER DEM RADIUS ANGENOMMEN.