

Bundesministerium für Forschung und Technologie

Technologische Forschung und Entwicklung

– Nichtnukleare Energietechnik –

**Konstruktion und Erprobung
von 10 KW-Windenergieanlagen mit vertikaler Achse
und achsparalleler Blattanordnung
mit dem Ziele der Serienfertigung**

O 3 E – 8237 – A

von

S. Dütting

L. Helms

A. Pape

H.-J. Strackerjan

K. Simhan

Universität Bremen

Fachbereich Physik

Forschungsgruppe: Technische Physik

September 1986

UB/TIB Hannover

89

102 073 147



FR 1443(1986)

7792/2



Bundesministerium für Forschung und Technologie

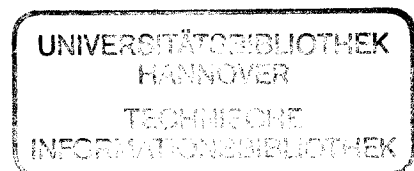
Technologische Forschung und Entwicklung
- Nichtnukleare Energietechnik -

**Konstruktion und Erprobung
von 10 kW-Windenergieanlagen mit vertikaler Achse
und achsparalleler Blattanordnung
mit dem Ziele der Serienfertigung
03E-8237-A**

von

Dipl.-Ing. S. Dütting
Dipl.-Ing. L. Helms
Dipl.-Ing. (FH) A. Pape
Dipl.-Ing. H.-J. Strackerjan
Dr.-Ing. K. Simhan

Universität Bremen
Fachbereich Physik



Forschungsgruppe: Technische Physik

Leiter der Forschungsgruppe:
Prof. Dr.-Ing. K. Simhan

Projektleiter:
Prof. Dr.-Ing. K. Simhan

September 1986

DOK. ERL.

Inhalt

	Seite
I. Zusammenfassung	1
II. Summary	3
1. Einleitung	5
2. Lastannahmen für die Auslegung der Hauptflügel und Ergebnisse der Festigkeitsberechnung auf der Basis eines Schalenmodells (FE-Methode)	7
2.1 Das Betriebsszenario und die Lastfälle	7
2.2 Ermittlung der bei den verschiedenen Lastfällen auftretenden aerodynamischen und Zentrifugalkräfte am Flügel des Rotors	9
2.3 Festigkeitsanalyse des Hauptflügels mit Hilfe einer "Finite-Elemente"-Berechnung auf der Basis einer Diskretisierung nach dem Schalenmodell	14
3. Bruchversuch an einem Hauptflügel der 10 kW-Anlage (DAWI 10)	14
4. Realisierung des Spoilersystems	19
4.1 Vorgaben für die Entwicklung des Spoilers an die Herstellerfirma Wolf Hirth	19
4.2 Fertigstellung des Spoilers und Funktionsprinzip	20
5. Meßtechnische Instrumentierung	22
5.1 Zielsetzung	23
5.2 Beschreibung der Meßstellen	23
5.2.1 Dehnmeßstellen	23
5.2.2 Winkelgeber	24
5.2.3 Schleifringübertrager	25
5.2.4 Generator Drehzahl	26
6. Probemontage der 10 kW-Anlage auf dem Gelände der Turmherstellerfirma F. Hische in Sulingen	27
6.1 Aufstellung der Anlage	27
6.2 Probetrieb der Anlage im Hinblick auf die Funktionstüchtigkeit einzelner Anlagenkomponenten ($w_{\infty} = 0 \text{ m/s}$)	28
6.3 Probetrieb des Spoilersystems bei Windeinwirkung ($w_{\infty} = 15 \text{ m/s}$)	29

7.	Ausblick	31
8.	Literaturhinweise	34
9.	Verwendete Formelzeichen und Symbole	35
10.	Tabellen und Bilder	37

I. Zusammenfassung

Der vorliegende Bericht gibt einen Überblick über die Aktivitäten des vom Bundesministerium für Forschung und Technologie geförderten Forschungsvorhabens 03E-8237-A in dem Zeitraum von März 1985 bis April 1986. In diesem Zeitraum standen die Einfrierung der endgültigen Konstruktionseinzelheiten, der Bau und die Probemontage des ersten Prototyps an.

Für die Definition der Lastannahmen, insbesondere für Darrieus-Rotoren mit einer achsparallelen Flügelanordnung, mußten erstmalige Überlegungen angestellt werden. Der vorliegende Bericht enthält eine umfassende Wiedergabe dieser Überlegungen. Die aerodynamischen Kräfte an den Flügeln eines Darrieus-Rotors verändern sich auch bei einer zeitlich stationären Windanströmung zyklisch mit dem Umlaufwinkel. Zusätzlich zu diesen zeitlichen Veränderungen kommt noch der Einfluß der Böenhaftigkeit des natürlichen Windes hinzu. Für die Definition der Lastannahmen wurde zunächst ein Betriebsszenario mit einzelnen Lastfällen entworfen. Für die einzelnen Lastfälle erfolgte dann eine Ermittlung der aerodynamischen Kräfte in Abhängigkeit vom Umlaufwinkel, die anschließend einer Fourier-Analyse unterworfen wurden. Um den stochastischen Charakter der Böenhaftigkeit des natürlichen Windes zu berücksichtigen, wird vorgeschlagen, nur jene Frequenzanteile des Windenergiespektrums zu berücksichtigen, denen der Windrotor als eigenständiges mechanisch-träges System nachkommen kann. Für diese Frequenzanteile wird für die Schwankungsamplitude ein frequenzunabhängiger Böenfaktor F_B definiert. Unter Berücksichtigung des Effektes des "dynamischen" Auftriebs gelangt man dann zu den zutreffenden Lastannahmen. Die Auslegungsphilosophie geht davon aus, daß für die Lasten während des Lastfalls "Normalbetrieb" die auftretenden Belastungen unterhalb der Zeitstandfestigkeit liegen. Für die anderen außergewöhnlichen Lastfälle wird gewährleistet, daß die Belastungen weiter unterhalb der Bruchgrenze liegen.

Von großem Interesse dürfte auch die Beschreibung der umfangreichen meßtechnischen Ausrüstung des rotierenden Systems des Rotors sein.

II. Summary

The following report presents a review of the activities in the framework of the research and development project 03E-8237-A supported through the Federal Ministry for Research and Technology during the review period March 1985 - April 1986. This period coincides with the freezing of the final constructional details, the manufacturing and the construction mock-up of the first prototype of a 10 kW-straight bladed Darrieus-rotor with an output of 10 kW at a wind speed of 10 m/s meant for production in series.

Pioneer considerations specially in connection with straight-bladed Darrieus-rotors have had been to be made in connection with design load forces. This report contains a detailed description of these considerations. The aerodynamic forces on the blades of a Darrieus-rotor vary even under a time-stationary ambient natural wind cyclically with each revolution. In addition to these time-dependent changes the effect of the gustiness of the natural wind has to be taken into account. An operation szenario with defined load cases serves as a basis for the definition of the design load forces. For each of these load cases the cyclical variations of the aerodynamic forces at the corresponding constant ground wind speed was determined and subjected to a Fourier-analysis. It is proposed that only such frequency contributions out of the natural wind energy spectrum should be considered by the load determinations that lie in the neighbourhood of those frequencies which are natural for the rotor as an independent mechanical-inertial system. For those frequencies the amplitude of the wind fluctuation is then defined through a frequency-free gust factor F_B . Under consideration of the 'dynamic' stall one then can achieve a definition of the necessary design load forces. The design philosophy is based on the assumption that during the defined load case 'normal operation' the stresses in the various components of the rotor do not exceed those, which are dictated through permanent stress conditions. The stresses by

extreme load cases have been restricted to values far under failure stresses.

The description of the copious instrumentation for the data acquisition out of the rotating system should attract a wide interest.

1. Einleitung

Der vorliegende Bericht befaßt sich mit den Aktivitäten im Rahmen des Forschungs- und Entwicklungsvorhabens 03E-8237A in dem Zeitraum vom 1. März 1985 bis Ende April 1986. Dieser Zeitraum fällt ziemlich zeitgenau mit dem Bau, der Probe-Montage der Anlage in Sulingen und dem Aufbau der Anlage im Meßstandort auf dem GROWIAN-Gelände in Kaiser-Wilhelm-Koog bei Brunsbüttel zusammen. Entsprechend den genannten Schwerpunkten bei der Projektdurchführung bestand die Hauptaufgabe darin, die Unterauftragnehmer dahingehend zu begleiten, daß die verschiedenen Komponenten, die von ihnen zu liefern waren, den bei der Auslegung und der Ausschreibung niedergelegten Anforderungen entsprachen. Darüber hinaus mußte der Bruchversuch in Zusammenarbeit mit dem Institut für Bauweisen und Konstruktionsforschung der DFVLR in Stuttgart vorbereitet und durchgeführt werden. Schließlich standen noch die Aktivitäten an, in Zusammenarbeit mit dem Germanischen Lloyd, Hamburg, die Endmontage auf dem Testgelände vorzubereiten.

In der Einleitung wird die Gelegenheit wahrgenommen, über nur jene Aspekte zu berichten, die unmittelbar mit dem Ablauf des Forschungsvorhabens im genannten Zeitraum zusammenhängen. Der Hauptteil des Berichtes, dessen Inhalt in der Zusammenfassung/Summary stichpunktartig wiedergegeben ist, befaßt sich mit inhaltlichen Aspekten des Forschungsvorhabens, die für einen weiteren Kreis der einschlägig interessierten als verwertbare Information dienen sollen.

Nach der Auswertung der eingegangenen Angebote zu der von der Universität Bremen vorbereiteten und ausgesandten Ausschreibung für den Bau des Turmes und die Herstellung der Abtriebsanlage (Welle, Generator, Stirnradgetriebe und vorgeschaltetes Variogetriebe) wurde die Fa. Hische in Sulingen damit beauftragt, den genannten Lieferumfang termingemäß bereitzustellen. Bei der Auftragsvergabe wurde die Bereitschaft bei der Serienproduktion schriftlich vereinbart. Bei der Durchführung

der Arbeiten stellte sich heraus, daß ein bei der Ausschreibung vorgesehenes Loslager (trotz seiner Klassifizierung als ein Lager von der 'Stange') termingerecht nicht zu beschaffen war. Auch ein für die vorgesehenen Abmessungen passendes Angebot von anderen Firmen konnte nicht realisiert werden. Daher wurde von der Universität in Zusammenarbeit mit Fa. Hische ein Planetenlager entworfen und hergestellt.

Bei der Auftragsvergabe für den Hauptflügel standen die Einzelheiten über die konstruktive Ausführung der Spoilerklappen einschließlich des Ausfahrmechanismus noch nicht fest. In Zusammenarbeit mit der Fa. Wolf Hirth, Kirchheim/Teck-Nabern, die für die Lieferung der Haupt- und Querflügel verantwortlich war und deren Bereitschaft zur Serienproduktion ebenfalls schriftlich vereinbart wurde, konnten die notwendigen Entwurfs- und Konstruktionsarbeiten termingerecht abgeschlossen werden. Einige Schwierigkeiten stellten sich bei einer schwingungsgerechten Auslegung der Querarme heraus. Nach der rechnerischen Untersuchung von mehreren Konstruktionsvarianten konnte auch dieses Problem gelöst werden. Als fester Termin stand die letzte Juliwoche für den Bruchversuch fest. Zuvor wurde mit erheblichem personellem und materiellem Aufwand der für den Bruchversuch vorgesehene Flügel meßtechnisch aufbereitet. Erst nach dem erfolgreichen Abschluß des Bruchversuchs konnte mit der Herstellung der Flügel für die erste Anlage begonnen werden.

In dankenswerter Weise hat das Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung der DFVLR in Stuttgart durch sein Entgegenkommen sowohl bei der Vorbereitung als auch bei der Durchführung des Bruchversuchs zu seinem erfolgreichen Abschluß beigetragen. In ebenso dankenswerter Weise hat der Germanische Lloyd, Hamburg bei der Aufstellung, bei der zur Verfügungstellung des Meßdatenverarbeitungssystems und der notwendigen Infrastruktur durch sein Entgegenkommen die erfolgreiche Aufstellung der Anlage im April 1986 ermöglicht.

2. Lastannahmen für die Auslegung der Hauptflügel und Ergebnisse der Festigkeitsberechnung auf der Basis eines Schalenmodells (FE-Methode)

Nur vereinzelt wurden bisher Darrieus-Rotoren mit einer achsparallelen Blattanordnung gebaut und bei der Festlegung der Lastannahmen konnte auf die vorläufigen Richtlinien für die Auslegung, Aufstellung und das Betreiben von Windkraftanlagen des Landes Schleswig-Holstein nicht zurückgegriffen werden, da diese sich im wesentlichen auf die Horizontalachsen-Rotoren konzentrieren /1/. Daher mußte hier Neuland betreten werden. Wie noch gezeigt wird, treten auf die Flügel eines Darrieus-Rotors auch bei einem stationären Betrieb Wechsellasten auf. Die Lastannahmen müssen diesem Umstand Rechnung tragen, ebenso dem Einfluß der Böigkeit des Windes. Es wurde daher zunächst ein Betriebsszenario festgelegt, aus dem die einzelnen Lastfälle hervorgingen. Für diese Lastfälle konnten dann unter Berücksichtigung der vom Umlaufwinkel abhängigen Strömungsverhältnisse die Lasten ermittelt werden. Diese dienten dann als Eingabe bei der Finite-Element-Rechnung zur Festigkeitsanalyse. Im folgenden seien die einzelnen Schritte, die zu der Festigkeitsanalyse führten, kurz beschrieben.

2.1 Das Betriebsszenario und die Lastfälle

Der Rotor ist für einen Betrieb bei Windgeschwindigkeiten im Bereich $6 \text{ m/s} \leq w_{\infty} \leq 20 \text{ m/s}$ vorgesehen. Im gesamten Geschwindigkeitsbereich wird ein Böenfaktor von 0.5 angenommen. Wie aus der Abb. 1, die das Betriebsszenario für den Rotor wiedergibt, zu entnehmen ist, bedeutet dieser Umstand, daß der Flügel aerodynamische Kräfte bei Windgeschwindigkeiten bis zu 30 m/s (Böenspitze bei Windgeschwindigkeit $\bar{w}_{\infty} = 20 \text{ m/s}$) aufzunehmen hat. Durch den vorgesehenen Asynchrongenerator, der netzgebunden gefahren wird, und die gewählte Getriebeübersetzung behält der Rotor im Normalbetrieb eine konstante Drehzahl von

$n_R = 28.8$ U/min bei. Der Flügel ist mit einer entsprechenden Fliehkraft als Biegelast belastet. Der Normalbetrieb des Rotors ist somit in Abb. 1 durch die Gerade, die parallel zur Abszissenachse (Windgeschwindigkeit) durch die Punkte B und N verläuft. Der Betriebspunkt B stellt den Betrieb des Rotors bei einer mittleren Windgeschwindigkeit von $\bar{w}_\infty = 10$ m/s und einer Böenspitze bis zu 15 m/s dar (Böenfaktor = 0.5). Der Betriebspunkt, bei dem der Rotor und somit die Hauptflügel der größten Belastung ausgesetzt sind, ist durch N gekennzeichnet. Die Auslegungsphilosophie geht davon aus, den Rotor und alle seine Komponenten für diesen Lastfall N unter Berücksichtigung der über den Umlaufwinkel auftretenden zyklischen Veränderung der durch die Aerodynamik bedingten Normal- und Tangentialkraft für seine Gesamtlebensdauer von 20 Jahren auszulegen.

Als Systembremse für den Rotor ist die auf der Generatorwelle angebrachte elektro-mechanische Scheibenbremse vorgesehen, die mit dem 2.5-fachen des Nenndrehmomentes die Anlage bei vorgesehenen Anlässen sicher abbremsen kann. Für den Fall eines Generatorkurzschlusses oder bei anderen nicht planmäßig auftretenden Störfällen ist eine Abbremsung durch Spoilerklappen, die durch Fliehkraft ausgefahren werden, Bestandteil der Sicherheitsphilosophie. Zum Zeitpunkt der Präzisierung der Lastannahmen für die Hauptflügel konnte mit Sicherheit davon ausgegangen werden, daß die Spoilerauslösung bei einer Rotordrehzahl von $n_R = 35$ U/min stattfindet. Eine Unsicherheit lag jedoch bei der Frage, inwieweit die Massenträgheit des Flügel/Querarm/Wellensystems eine Überdrehzahl bewirkt, ehe die Bremswirkung der Spoiler voll zum Tragen kommt. Daher wurde ein hypothetischer Lastfall NO definiert (siehe Abb. 1), bei dem angenommen wird, daß der Rotor bei der höchstzulässigen mittleren Windgeschwindigkeit $\bar{w}_\infty = 20$ m/s und einem Böenfaktor 0.5 kurzfristig bis zu 50 UPM beschleunigt werden kann. Es wurde daher bei der Auslegung von allen Rotorkomponenten gefordert, daß dieser Lastfall ohne Bruch sicher überwunden werden kann. (Bereits bei den Probeläufen konnte festgestellt werden, daß der Rotor beim Auslösen der Spoilerklappen und vor dem Eingreifen ihrer Bremswirkung kaum über 36 UPM beschleunigt wird.)

Wie die Messungen im Windkanal zeigten, läuft der Rotor bei ausgefahrenen Spoilern mit einer konstanten Verharrungsschnelllaufzahl weiter (siehe auch /2/). Als Auslegungsfall in dieser Situation dient der Lastfall S, der einen Rotorbetrieb bei ausgefahrenen Spoilerklappen bis zu mittleren Windgeschwindigkeiten von $\bar{w}_{\infty} = 28 \text{ m/s}$ und einem Böenfaktor 0.5 vorsieht. Die dabei auftretende maximale Rotordrehzahl beträgt $n_R = 20 \text{ UPM}$.

Als extremer Belastungsfall wurde der Fall des Jahrhundertsturms definiert, den der Rotor dann jedoch im Stillstand ohne Bruch überstehen soll. Einleitend herrschte die Auffassung vor, daß in diesem Fall die maximal auftretende Windgeschwindigkeit $w_{\infty} = 60 \text{ m/s}$ beträgt. Nach einer Rücksprache mit dem Germanischen Lloyd, der bei der Definition der Sicherheitsrichtlinien für Windenergieanlagen maßgeblichen Anteil hat, wurde für den Fall des Jahrhundertsturms eine mittlere Windgeschwindigkeit $\bar{w}_{\infty} = 50 \text{ m/s}$ in 10 m Höhe festgelegt, wobei sich unter Berücksichtigung der Bauhöhe des Rotors von insgesamt ca. 18.5 m für den Auslegungsfall eine Windgeschwindigkeit von $w_{\infty} = 52.5 \text{ m/s}$ ergab (Lastfall D_{GL} in Abb. 1).

2.2 Ermittlung der bei den verschiedenen Lastfällen auftretenden aerodynamischen und Zentrifugalkräfte am Flügel des Rotors

Die effektive Anströmung der Flügel eines Darrieus-Rotors in Abhängigkeit vom Umlaufwinkel ist in Abb. 2 schematisch wiedergegeben. Wie hinreichend bekannt ist, wird bei einem gegebenen Umlaufwinkel der dazugehörige geometrische Anstellwinkel durch die Beziehung

$$\alpha_g = \arctg \frac{\lambda \cdot \sin \theta}{\lambda \cdot \cos \theta + (1-a)} \quad (1)$$

ermittelt. Neben der Schnellaufzahl tritt in Gl. (1) der Ausnutzungsfaktor $a = \frac{\bar{w}_{\infty}(\theta)}{w_{\infty}}$ auf, der selbst eine Funktion von der Rotorflügelgeometrie und der Schnellaufzahl λ ist. Gl.(1)

drückt die Tatsache aus, daß die aerodynamischen Kräfte am Flügel sich selbst bei einer konstanten Windgeschwindigkeit w_∞ über einen Umlauf zyklisch verändern. Bei Schnellaufzahlen $\lambda \leq 1$ kann der Anstellwinkel einen Wert zwischen 0° und 270° annehmen. Bei Schnellaufzahlen $\lambda > 1$ pendelt der Anstellwinkel zwischen einem Mindestwert $\alpha_{\min}$ und einem Maximalwert $\alpha_{\max}$, mit zunehmenden Schnellaufzahlen innerhalb des 'Stall'-Bereiches liegen. Für die Ermittlung der aerodynamischen Kräfte wurden daher die Profilbeiwerte im gesamten Anstellwinkelbereich $0^\circ \leq \alpha \leq 360^\circ$ benötigt. Hierunter sind die folgenden Beiwerte gemeint: C_n : der Normalkraftbeiwert, c_t : der Tangentialkraftbeiwert, c_m : der Beiwert für das Flügelkippmoment. Aus diesen Beiwerten läßt sich die Lage des Druckmittelpunktes in Abhängigkeit vom Anstellwinkel ermitteln. Die Abb. 3, 4, 5 u. 6 geben in Diagrammform den Verlauf der genannten Beiwerte in Abhängigkeit vom Anstellwinkel wieder.

Bei den sich zyklisch verändernden aerodynamischen Kräften am Flügel kommt es bei der Ermittlung der für die festigkeitsmäßige Auslegung relevanten Belastungen auf folgende Fragestellungen an:

- a) Wie groß ist der über einen Umlauf bleibende konstante Anteil der Belastung?
- b) Wie groß sind die Amplituden der Wechsellasten, die mit der Grundfrequenz und mit der zweiten harmonischen Frequenz assoziiert sind?

Wie bereits im Zusammenhang mit der Auslegung des Turmes erwähnt wurde, (siehe hierzu auch /2/) stellt die Fourier-Analyse der sich zyklisch verändernden aerodynamischen Kräfte eine wertvolle Hilfe bei der Beantwortung der genannten Fragestellungen.

Als wesentlich schwieriger gestaltet sich die Frage, wie man die durch die natürliche Turbulenz des Windes (Böenhaftigkeit) verursachten Lastspitzen bei dem jeweiligen der zuvor erwähn-

ten Lastfälle berücksichtigen kann. Die turbulenten Schwankungen sind in erster Linie von der mittleren Windgeschwindigkeit und den vorherrschenden Wetterlagen (u.a. von der atmosphärischen Schichtung) abhängig. Als weitere Einflußparameter kommen in Betracht:

- a) Standortbedingungen und
- b) Höhe über Grund.

Über den Einfluß dieser Parameter auf die jeweilige Windstruktur und damit auf die turbulenten Windspitzen liegt im Sinne einer sicheren maschinenbautechnischen Auslegung u.W. kein ausreichendes Datenmaterial vor. Es mußte daher eine Annahme getroffen werden, auf deren Grundlage eine ausreichend sichere Auslegung möglich ist. Wie hinreichend bekannt sind die turbulenten Windschwankungen sowohl hinsichtlich ihrer Amplitude als auch hinsichtlich ihrer zeitlichen Anstiegs- bzw. Abklinggradienten stochastische Größen. Je höher die Frequenz dieser Schwankungen, um so geringer ist deren Einfluß auf das Rotor-system, denn dieses System mit einer Gesamtmasse von ca. 700 kg und mit den Flügelmassen von insgesamt ca. 360 kg bei einem Rotordurchmesser von 10 m ist träge. Es darf als zweckmäßig angesehen werden, wenn man nur solche Schwankungen berücksichtigt, deren Frequenzen etwa im Bereich von einigen Bruchteilen der Rotorfrequenz liegen.

Für die Amplitude der turbulenten Geschwindigkeitsschwankungen kann man jedoch keine ähnliche plausible Abschätzung treffen. Es wird aufgrund der allgemeinen Betrachtung der Windgeschehnisse davon ausgegangen, daß je kleiner die mittlere Windgeschwindigkeit ist, um so prozentual größer sind die turbulenten Windgeschwindigkeitsschwankungen. Dies trifft besonders zu bei Hochwetterlagen mit mittleren Windstärken aus den südlichen bzw. östlichen Windrichtungen. Bei stärkerem Wind aus den westlichen Richtungen beim Tiefdruck hingegen können die Windgeschwindigkeitsschwankungen zwar absolut größere Werte aufweisen, gemessen an der jeweiligen mittleren Windgeschwindigkeit sind sie jedoch prozentual kleiner. Für die weiteren

Überlegungen wird im Bezug auf die Amplitude der turbulenten Windgeschwindigkeiten die folgende Arbeitshypothese zugrunde gelegt. Unabhängig von der Größe der mittleren Windgeschwindigkeit wird ein Böenfaktor F_B ($0 \leq F_B \leq 1.0$) definiert, mit dessen Hilfe das bei einer Böe auftretende Geschwindigkeitsmaximum bzw. -minimum gemäß den Beziehungen

$$w_{\min} = (1 - F_B) \cdot \bar{w}_{\infty} \quad \text{und} \quad w_{\max} = (1 + F_B) \cdot \bar{w}_{\infty} \quad (2)$$

festgelegt werden kann. Für die Ermittlung der Lastspitzen wurde ein mittlerer Böenfaktor $F_B = 0.5$ gewählt.

Messungen, sowohl an der Universität Bremen als auch an dritter Stelle, zeigen, daß bei den raschen Geschwindigkeitsschwankungen mit Frequenzen von der eben genannten Größenordnung das Phänomen des 'dynamischen' Auftriebs vorliegt. Es wird allgemein angenommen, daß die lokalen Strömungsverhältnisse insbesondere der Anstellwinkel und damit die aerodynamischen Beiwerte den raschen Geschwindigkeitsschwankungen nicht nachkommen, sondern die gleichen Größen behalten, wie sie sich für eine Anströmung mit der mittleren Geschwindigkeit $\bar{w}_{\infty}$ ergeben würden. Auf diese Beobachtung stützt sich die Lastbestimmung, die dann auch die turbulenten Geschwindigkeitsschwankungen berücksichtigt. Wie bereits erwähnt wurden für die Lastfälle B, N, NO u. S die Normalkraftbeiwerte in Abhängigkeit vom Umlaufwinkel unter Zugrundlegung der jeweiligen mittleren Windgeschwindigkeit (d.h. ohne den Böenfaktor) nach einem vereinfachten 'Strickland'-Verfahren /3/ ermittelt und einer Fourier-Analyse unterzogen. Die dabei ermittelten Beiwerte für den Gleichlastanteil sowie für den Wechsellastanteil der ersten beiden Harmonischen wird wegen des Effektes des 'dynamischen' Auftriebs auch zur Berücksichtigung der Böenhaftigkeit unverändert übernommen.

Bei der Umströmung der Rotoren durch den natürlichen Wind treten auch beim stärksten Sturm Windgeschwindigkeiten auf, bei denen der 'inkompressible' Charakter der Strömung gewahrt ist /4/. Der Staudruck q , den die umströmten Körper dabei erfah-

ren, ist mit der augenblicklichen Größe der Windgeschwindigkeit unmittelbar verknüpft. Bezogen auf eine Windböe heißt das wie folgt:

Ist $\bar{q} = \frac{\rho}{2} \cdot w_{\infty}^2$ der Staudruck bei der mittleren Windgeschwindigkeit, so ist im Falle der Böe

$$q_{\min} = (1-F_B)^2 \cdot \bar{q} \quad \text{und} \quad q_{\max} = (1+F_B)^2 \cdot \bar{q} \quad (3)$$

Insbesondere die Größe $q_{\max}$ ist für die Lastermittlung von Relevanz.

Schließlich sei auf einen weiteren Umstand bei der Lastermittlung unter Berücksichtigung der Böenhaftigkeit hingewiesen. Bei der Übernahme der aerodynamischen Beiwerte aus der Fourier-Analyse zur Beschreibung der Kräfte bei der Böenspitze ist zu berücksichtigen, daß die Schnellaufzahl λ_{Spitze} während der Böenspitze wesentlich kleiner als die Schnellaufzahl $\bar{\lambda}$ bei der mittleren Windgeschwindigkeit $\bar{w}_{\infty}$ ist, denn es gelten die folgenden Beziehungen:

$$\lambda_{\text{Spitze}} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \eta_R \cdot R}{60} \cdot \frac{1}{(1+F_B) \cdot \bar{w}_{\infty}} \quad \text{und} \quad \bar{\lambda} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \eta_R \cdot R}{60} \cdot \frac{1}{\bar{w}_{\infty}} \quad (4)$$

Damit muß man bei Verwendung der stationären Beiwerte, die im wesentlichen auf den Faktor $(1+\bar{\lambda})^2$ basieren, im Falle der Böenspitze eine entsprechende Korrektur anbringen. Bei der Ermittlung z.B. der Normalkraft unter Berücksichtigung der Böenhaftigkeit ergibt sich die folgende Bestimmungsgleichung:

$$N_{\text{Spitze}} = \frac{(1+\lambda_{\text{Spitze}})^2}{(1+\bar{\lambda})^2} \cdot (\bar{c}_n + c_{n1} + c_{n2}) \cdot F_{Fl} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot \bar{w}_{\infty}^2 \cdot (1+F_B)^2 \quad (5)$$

Auf eine zahlenmäßige Wiedergabe der Einzelheiten der Fourier-Analyse für die sämtlichen Lastfälle sei hier verzichtet.

2.3 Festigkeitsanalyse des Hauptflügels mit Hilfe einer "Finite-Elemente"-Berechnung auf der Basis einer Diskretisierung nach einem Schalenmodell

Der Aufbau des Flügels geht aus der photographischen Aufnahme in Abb. 7 hervor. Als tragendes Element dient ein Doppel-T-Träger (278 mm x 100 mm) aus Glasfaser und Epoxy-Harz (der im Stegbereich aus einem Sandwich besteht. Dieser Träger wird in Flügeltiefenrichtung durch Spantenelemente verstärkt. Die Flügelgeometrie (NACA 4418) wird durch die zwei Halbschalen hergestellt. Die Schalen, Spanten und Gurte des Doppelträgers sind miteinander einlaminieren. Zuvor sind in den Zwischenräumen zwischen den Spanten Beulschutzelemente in ausreichender Zahl einlaminieren.

Dieser Aufbau eignet sich in hervorragender Weise für eine Diskretisierung nach einem Schalenmodell, das als Grundlage für die Finite-Elemente-Berechnung diente. Die Festigkeitsberechnung wurde für eine Vielzahl von Einspannungsbedingungen durchgeführt. Die Lastannahmen wurden für die einzelnen Lastfälle gemäß den Ausführungen im Abschn. 2.2 ermittelt und in die Berechnung eingeführt. Abb. 8 zeigt schematisch das für die FE-Rechnung zugrunde gelegte Diskretisierungsmodell. In Abb. 9 ist der deformierte Zustand des Hauptflügels für den Lastfall N dargestellt, wobei der Flügel leeseitig zur Windrichtung positioniert ist. Die sich bei den verschiedenen Lastfällen ergebenden Deformationswerte und somit die auftretenden Spannungen sind konform mit den Ergebnissen aus den Belastungsversuchen, über die im nächsten Kapitel berichtet wird.

3. Der Bruchversuch an einem Hauptflügel der 10 kW-Anlage

Die im Rahmen des Forschungsvorhabens entwickelte Darrieus-Windenergieanlage mit achsparallelen Hauptflügeln stellt ein Novum dar. Wie bereits im Zusammenhang mit der Beschreibung der Einzelheiten des Hauptflügels in Kapitel 2 dargelegt wur-

de, mußte daher eine für diesen Rotortyp spezifische Definition der bei der festigkeitsmäßigen Auslegung zu berücksichtigenden Lastfälle vorgenommen werden. Als eine weitere Konsequenz der Neuentwicklung und damit Teilziel des Vorhabens war die Durchführung eines Bruchversuchs an einem Hauptflügel in Originalgröße mit den gleichen Einspannungsbedingungen, d.h. Randbedingungen wie bei der tatsächlichen Anlage. Im folgenden sei kurz auf die Ergebnisse dieses Versuchs eingegangen, mit dessen Durchführung das Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung der DFVLR in Stuttgart beauftragt worden war und in der letzten Juliwoche 1985 stattfand. Ein ausführlicher Bericht seitens der DFVLR liegt vor /5/.

Für die Versuchsvorbereitung und -durchführung wurde folgende Arbeitsteilung vereinbart:

Universität Bremen:

- Bereitstellung des GFK-Rotorblattes
- Applikation der Dehnungsmeßstreifen (DMS) und Verkabelung bis zu einer festgelegten Schnittstelle
- Konstruktion und Fertigung der Belastungs- und Krafteinleitungsvorrichtungen. Dabei sollte auf bereits bei der DFVLR vorhandene Belastungsgeschirre zurückgegriffen werden.
- Mitarbeit beim Auf- und Abbau der Versuchseinrichtung.

DFVLR (Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung:

- Aufbau der Belastungseinrichtungen und des Wärmezeltes
- Aufbau der Meßeinrichtung, Anschließen der Meßwertaufnehmer
- Messung der Eigenfrequenz
- Durchführung der Belastungsversuche, Registrierung der Meßergebnisse
- Auswertung in Form von Tabellen und Diagrammen
- Abbau der Versuchseinrichtungen.

In Zusammenarbeit mit dem Flügelhersteller, Firma Wolf Hirth, Kirchheim/Teck-Nabern, wurden die Standorte für die Applikation der DMS am Flügel festgelegt. Insgesamt wurden 11 DMS-Rosetten (33 Halbbrücken) und 4 Einzel-DMS (2 Vollbrücken) verwendet. Diese waren vor dem Zusammenbau des Flügels auf den Holm appliziert worden. Die Anordnung der DMS sind in Abb. 10 wiedergegeben. Wegen der grundsätzlichen Bedeutung dieses Versuchs für die Erweiterung des Kenntnisstandes über die Materialeigenschaften von GFK ergab sich die Notwendigkeit, den Bruchversuch bei einer Umgebungstemperatur von 54° C durchzuführen, damit die bei dem Versuch erzielten Ergebnisse in das im Flugzeugbau übliche Untersuchungsraster fielen.

Der Flügel war auf der einen Seite gelenkig an einer vertikalen Spannwand befestigt, auf der anderen Seite, ebenfalls gelenkig, über eine Art "Scharnier" und einen Lagerblock auf einer horizontalen Aufspannplatte fixiert. Das "Scharnier" wurde eingebaut, um Verformungen in Längsrichtung des Flügels infolge der Belastung nicht zu behindern. Dieser Aufbau diente zunächst dazu, die Resonanzfrequenz- und Dämpfungsmessungen durchzuführen. Um später die wahre Bruchlast ermitteln zu können, wurden die Einzelgewichte der Belastungsgeschirrteile ermittelt. Danach erfolgte das Anbringen der 8 Belastungsscheren und der Aufbau des Belastungsgeschirrs.

Der die Last aufbringende hydraulische Prüfzylinder war vertikal an einem Belastungsportal aufgehängt. Die Steuerung des Prüfzylinders erfolgte weggeregelt über eine elektronische Steueranlage. Mittels Meßschnüren, die über hochohmige Drehpotentiometer liefen und an vier Stellen auf der Unterseite des Flügels befestigt waren, wurde die Flügeldurchbiegung gemessen. Auch der Kolbenweg wurde registriert. Abb. 11 gibt den Aufbau der Versuchsanlage für die Bruchmessung schematisch wieder. Um die für den Bruchversuch erforderliche Prüftemperatur von 54° C aufbringen zu können, wurde der Flügel mit einem "Zelt" aus Styroportafeln und Folien umgeben. Die notwendige Temperatur und die gleichmäßige Temperaturverteilung wurde mit Hilfe einer stufenlos regelbaren Klima-Vorkammer (bis 7.2 kW), drei in Stufen regelbaren Heizlüftern (2, 4, 6 kW) und einem Gebläse erzeugt.

Zur Bestimmung der Resonanzfrequenz und der Dämpfung wurden Amplitudenfrequenzgänge für verschiedene konstant gehaltene Energie-Nivaus aufgenommen und aus diesen nach DIN 53440 die logarithmischen Dämpfungsdekremente ermittelt. Die Anregung des Windkraftrotorblattes mit einem Schwingtopf erfolgte in Blattmitte am Flügelholm. Der Amplitudenausschlag wurde mit einem Beschleunigungsaufnehmer gemessen. Es zeigte sich bei den Vorversuchen, daß die bewegliche Einspannung kein sauberes Schwingverhalten zuließ. Sie wurde deshalb provisorisch für die Schwingungsmessungen versteift.

Als Ergebnis der Schwingungsversuche kann man feststellen, daß die erste Eigenfrequenz des Flügels etwa 10.3 Hz beträgt. Es zeigte sich jedoch, daß die logarithmischen Dämpfungsdekremente amplitudenabhängig sind, d.h. ein nichtlineares Schwingungsverhalten vorhanden ist.

Vor dem eigentlichen Bruchversuch standen Belastungsversuche bei Raumtemperatur an. Die einzelnen Meßstellen wurden während der kontinuierlich (also rampenförmig) zunehmenden Belastung mit einer Abtastzeit von 0.5 ms/Meßstelle über ein Interface (WDV) vom Frontenrechner (DEC LSI 11/23) abgefragt. Das Zeitintervall zwischen zwei Meßzyklen betrug 2 sec. Die korrigierten und auf die entsprechenden Maßeinheiten umgerechneten Meßwerte wurden auf Platte gespeichert und zu gegebener Zeit mit dem Hintergrundrechner (DEC, VAX 11/730) in Diagramm- und Tabellenform ausgewertet. Diese Meßergebnisse sollen dazu herangezogen werden, um zu überprüfen, ob das für die Festigkeitsberechnung (Finite-Elemente-Methode) zugrunde gelegte Schalenmodell verlässliche Ergebnisse liefert.

Im Anschluß an die Belastungsversuche erfolgte dann der Bruchversuch. Der Flügel wurde, wie bereits in Kapitel 2.2 beschrieben, mit einem Wärmezelt umgeben und mittels Heizlüfter auf die erforderliche Temperatur von 54° C gebracht. Das Aufheizen bis zum Erreichen der Prüftemperatur dauerte ca. 5 h 15 min. Dann wurde ein weiterer Belastungsversuch zur Kontrolle der Anlage durchgeführt. Dabei erfolgte eine Belastung des Flügels rampenmäßig bis auf ca. 22.1 kN.

Der Bruchversuch fand dann nach weiteren 40 Minuten statt. Die Temperaturmeßstellen zeigten nun insgesamt ca. 2 h 25 min lang die geforderte Temperatur von 54°C an. Damit war eine gleichmäßige Durchwärmung des Flügels gewährleistet. Die Belastung erfolgte wieder rampenförmig. Nach ca. 76 sec. trat dann der Bruch lt. Computerausdruck bei 68.848 kN ein. Die Analogaufzeichnung ergab ca. 70 kN. Legt man den extremsten Belastungsfall "D" (Jahrhundertsturm mit 60 m/s, Blattstillstand) mit $i = 1.0$ und $D = 32\text{ kN}$ zugrunde, so ergibt sich eine Sicherheit von $j = 2.19$.

Der Bruch selbst trat nach einer Belastungszeit von 76 sec. zwischen Schere 3 und 4, jedoch näher an Schere 4 auf. Wie aus den entsprechenden Meßwertaufzeichnungen erkennbar ist, erfolgt davor ein schlagartiger Dehnungsabfall bei den Rosettenstreifen H 3 A/B/C und bei der Vollbrücke VI (unterer Gurt, Segment 5 (Mitte)) ein. Auch bei der Rosette H 6 A/B/C (unterer Gurt, Segment 7) macht sich dieser Dehnungsabfall noch bemerkbar. Die größte Dehnung wurde an dem DMS H3A mit ca. 12.75 o/oo (extrapoliert, da der eingestellte Meßbereich (12 o/oo) überschritten worden war) ermittelt. Die zweitgrößte Dehnung zeigte der Streifen H3C mit -10.425 o/oo an. Die Vollbrücke V1 ergab maximal -8.458 o/oo.

Den Temperatureinfluß zeigt der Vergleich der Dehnungen bei Raumtemperatur (RT) und 54°C . Beim Streifen H3A lag für eine Last von 22 kN die Dehnung bei 54°C ca. 20% höher als bei RT (bezogen auf die Dehnung bei RT). Die Wegmessung zeigte eine symmetrische Durchbiegung, die geringen Abweichungen, untereinander vergleichbarer Meßstellen, liegen innerhalb der Meßgenauigkeit. Den Bruch in der Nähe der Lastschere Nr. 4 zeigt Abb. 12; Abb. 13 zeigt das Beulen der Flügelunterseite von der Endkante, Abb. 14 und 15 von der Nase her gesehen, Abb. 16 die zerstörte Flügelunterseite.

4. Realisierung des Spoilersystems

Die vorläufigen Richtlinien des Bundeslandes Schleswig-Holstein sehen vor, daß Windkraftanlagen mit zwei voneinander unabhängig arbeitenden Bremssystemen auszustatten sind /1/.

Neben einer elektrisch arbeitenden Generator-/Motorbremse, die bei DAWI 10 allein für den Betrieb der Anlage bei Windgeschwindigkeiten von $6 \text{ m/s} \leq w_{\infty} \leq 20 \text{ m/s}$ vorgesehen ist, existiert ein Notbremssystem auf der Basis von Spoilerklappen, das die Anlage im Fall eines Notbetriebes (Lastabwurf) auf geringe, d.h. unkritische Drehzahlen verzögert. Die Entwicklungsarbeiten des in DAWI 10 integrierten Spoilersystems führte die Firma Wolf Hirth GmbH in enger Zusammenarbeit mit der Universität Bremen durch.

4.1 Vorgaben für die Entwicklung des Spoilers an die Herstellerfirma Wolf Hirth

Die auf der Grundlage von Windkanalversuchen hervorgegangenen Ergebnisse /2/ bezüglich der Auslegung des in den Hauptflügel einzubauenden Spoilers, insbesondere die für die Bremswirkung bzw. den Bremskennlinienverlauf maßgebliche Spoilerfläche und Position am Hauptflügel, wurden zu Beginn des Berichtsjahres an die Flügelhersteller-Firma weitergereicht.

Unter der besonderen Vorgabe, daß der Flügel einschließlich Bremsklappensystem aus schwingungstechnischen Gründen nicht zu schwer ausfallen soll, wurde auf die im Flugzeugbau übliche Leichtbauweise verwiesen. Die Arbeitsweise der in jedem der drei Hauptflügel befindlichen Auslösemechanik zwecks Freigabe der Spoilerklappen sollte nach dem Fliehkraftprinzip funktionieren. Außerdem sollte, falls mehrere Einzelklappen erforderlich werden, ein gleichzeitiges Herausfahren der Klappen garantiert sein. Eine manuelle Rückstellung der Klappe bzw. Klappen war eine Festforderung; eine andere war die, daß die

Rückstellung, ohne daß die Anlage gekippt wird, leicht durchgeführt werden kann. Große Beachtung ist dem Betrieb der Anlage bei winterlichen Bedingungen entgegenzubringen, d.h., daß weitestgehend keine Beeinträchtigungen an beweglichen Teilen sowie Kontaktflächen des Spoilers entstehen (Problemfall: gefrierender Eisregen und gefrierendes Kondensat). Durch den in Küstennähe vorgesehenen Aufbau der Anlage ist von korrosionsbeständigen Werkstoffen auszugehen. Falls sich bei der konstruktiven Gestaltung des Spoilersystems Wassereintrittsmöglichkeiten in das Flügelinnere ergeben, so ist durch geeignete Maßnahmen bezüglich des Wasserabflusses Abhilfe zu schaffen. Was den Anlagenbetrieb betrifft, so ist von einer Rotordrehzahl für den Notbetrieb von $n_R = 40 \text{ min}^{-1}$ auszugehen, d.h. bei dieser Drehzahl haben die Spoiler verzögerungsfrei und leichtgängig auszufahren und den Rotor auf die Leerlaufdrehzahl zu verzögern.

4.2 Fertigstellung des Spoilers und Funktionsprinzip

Nachdem im Juli 1985 die Konstruktionsaktivitäten für das mechanische Bremsklappen- bzw. Spoilersystem abgeschlossen wurden, begann die Bauphase mit der daran anschließenden Erprobung bei der Fa. W. Hirth. Der bis dahin vorliegende Aufbau des Klappensystems, einschließlich die Fliehkraftauslösung, sind in Abb. 17 schematisch dargestellt. Aus Übersichtlichkeitsgründen ist auf die Umrisse des Flügelaufbaus verzichtet worden, da lediglich das Funktionsprinzip aus der Abb. 17 hervorgehen soll.

Das Bremsklappensystem setzt sich aus vier einzeln gelagerten GFK-Klappen, die über ein Hebelsystem vom Fliehkrafthebel angetrieben werden, zusammen. Der Fliehkrafthebel befindet sich mittig des Hauptflügels auf der sog. Sogseite des NACA 4418-Profils im Abstand von ca. 400 mm von der Profilnase. Die Bremsklappen befinden sich unmittelbar gegenüber auf der Druckseite. An seinem äußeren Ende besitzt der Fliehkrafthebel eine einstellbare Feder, die gegen eine Kugel drückt und den

Fliehkrafthebel bis zu seiner Freigabe bei $n_R = 40 \text{ min}^{-1}$ arretiert. Die bei der Auslösung des Fliehkrafthebels wirksame Kraft ist durch die Zentrifugalkraft in Abb. 16 dargestellt. Sie greift im Schwerpunkt des Fliehkrafthebels an. Der infolge der Fliehkraft Z aus dem Flügel herausgeschleuderte Hebel mit zusätzlich angebrachter Bleimasse bewirkt eine Kreisbewegung um den für ihn charakteristischen Drehpunkt C . Während des Bewegungsablaufes wird über die Längsstangen (b) eine transversale Kraftübertragung auf die T-Hebel mit den Festlagern A, B und D eingeleitet. An den Gelenkköpfen der T-Hebel wird über eine Schwenkstange die Kraft zum Öffnen der Bremsklappen weitergereicht. An jeder der vier Bremsklappen sind drei Scharniere angebracht, um die die jeweiligen Klappen in ihre Endlage geschwenkt werden. Als Dämpfung des Fliehkrafthebels beim Hinausfahren ist eine Zugfeder vorgesehen worden, die mit einem Stahlseil am Hebel und einer festen Verankerung am Flügel gehalten wird. Um eine definierte Endposition für die Klappen zu erreichen, befindet sich im Flügel ein Anschlag (Gummipuffer), gegen den der Längsstangenbewegungshebel prallt. Damit die Rückstellung der Bremsklappen aus der ausgefahrenen Lage bewerkstelligt werden kann, baute die Fa. W. Hirth einen Seilzug, wobei das Seil (Befestigung am Fliehkrafthebel) vom Hauptflügel in den unteren Querflügel durch eine Rolle umgelenkt wird. Am inneren Ende des unteren Querflügels tritt das Seil aus dem Querflügel heraus. Es läßt sich bequem von der oberen Turmplattform mit einer kurzen Zugstange erreichen. Mit geringem Kraftaufwand läßt sich an der Schlaufe ziehen, und die Bremsklappen nebst Fliehkrafthebel verschwinden in der Hauptflügelkontur.

Die Vorerprobung der Funktionstüchtigkeit des Spoilersystems als Ganzes und damit der Nachweis, daß das Bremsklappensystem nach mechanischen Gesichtspunkten zuverlässig arbeitet, wurde bei der Fa. W. Hirth auf folgende Weise erprobt. Bei fest vorgegebener Vorspannung der Haltefeder, die mit der Kugel in die Arretierung am Hauptflügel drückt, ist mittels einer aufgetragenen Zugkraft im Massenschwerpunkt des Fliehkrafthebels über eine Federwaage die Auslösekraft quantitativ in mehreren

Versuchen kontrolliert worden. Maßgebliche Zugkraft hierbei war die Zentrifugalkraft bei der Drehzahl $n_R = 40 \text{ min}^{-1}$. Sie läßt sich nach der Gleichung $Z = m \cdot r \cdot \omega^2$ bestimmen. Die Vorversuche für die Zuverlässigkeitsprüfung des Spoilersystems zeigten, daß keinerlei Beanstandungen im Laborstadium anzumerken waren. Die endgültigen praxisnahen Versuche für die Spoiler bei Windbetrieb der Anlage sowie die endgültige Einstellung der Federn zwecks gleichmäßigen Herausfahrens aller drei Spoiler sollten nach Fertigstellung der Gesamtanlage aufgenommen werden. Die in diesem Zusammenhang gewonnenen Erfahrungen werden in Kapitel 5 vorgestellt.

5. Meßtechnische Instrumentierung

Jede Anlage, die zum ersten Male gebaut wird, ist anhand von theoretischen Daten bzw. bei den der Entwicklung zugrunde gelegten Annahmen mit entsprechend hohen Sicherheitszuschlägen zu konzipieren.

Der Schritt vom reinen Prototypen zu einem marktgerechten und zuverlässigen Serienprodukt setzt daher eine genaue Kenntnis der verschiedenen auf die Anlage einwirkenden Kräfte und das daraus resultierende elektrische und mechanische Verhalten der Anlage voraus.

5.1 Zielsetzung

Ziel der Messungen ist, die im Windkanal am Modell gewonnenen Aussagen hinsichtlich Leistung, Belastung und Steuerverhalten am Großmodell (Prototyp) zu überprüfen. Die dabei gewonnenen Erkenntnisse sollen unmittelbar in die Serienherstellung des Windrotors einfließen. Im einzelnen sind folgende Schwerpunkte gesetzt:

- Mechanische Größen wie Tangentialkraft (T), Normalkraft (N), das Moment (M) an der Rotorwelle, die Beanspruchung der verwendeten Materialien sowie das Schwingverhalten der Konstruktion, Elemente der Anlage werden mit Dehnungsmeßstreifen erfaßt.
- Die elektrischen Größen wie Wirk- und Blindleistung bei entsprechender Rotordrehzahl und Windgeschwindigkeit werden über eine vom Germanischen Lloyd gestellte Meßvorrichtung bzw. mittels Drehwinkelgeber und Anemometer registriert (siehe Abb. 18).

5.2 Beschreibung der Meßstellen

5.2.1 Dehnmeßstellen

Zur genauen Erfassung der auf die Anlage einwirkenden Kräfte sind insgesamt 91 Dehnungsmeßstreifenbrücken appliziert worden. Diese Brücken sind je nach Art ihrer Meßaufgabe mit Foliendehnungsmeßstreifen der Firma Hottinger Baldwin Meßtechnik, Typ 6/120 XY 91 bzw. 6/120 LY 11, realisiert worden.

Um den störenden Einfluß von scheinbaren Spannungen (Temperaturspannungen) zu vermeiden und zur Erreichung eines großen Meßwertausschlages hat die Vollbrückenschaltung, bestehend aus vier Dehnungsmeßstreifen je Brücke, Anwendung gefunden. Hierbei sind entweder alle vier DMS aktiv (Torsion, Schub- und

Biegungsmeßbrücken) oder zwei DMS der Vollbrücke zur Temperaturkompensation (Messung von Zug- und Druckspannungen).

Bedingt durch die Tatsache, daß wichtige Meßstellen durch Umwelteinflüsse ausfallen könnten, sind alle Haupt- bzw. Querflügel gleichartig mit Dehnungsmeßbrücken versehen worden. Weniger wichtige Meßstellen sind dagegen nur an vier von sechs Querflügeln bzw. nur an einem Hauptflügel appliziert worden. Aus der Vielzahl in einer Windkraftanlage wirkenden Kräfte können oftmals einzelne nicht direkt erfaßt werden. Es treten Überlagerungen auf, die aber durch eine geschickte Anordnung der DMS eliminiert werden können. Die genaue Anordnung der DMS im Haupt- und Querflügel zeigen Abb. 19 bzw. 20.

An der Rotorwelle sind ebenfalls DMS angebracht, mit denen jeweils die Biegung in Richtung der Flügel sowie die Torsion der Rotorwelle gemessen werden können. Um die Statik des Rotorturms überprüfen zu können, sind DMS im oberen und unteren Turmsegment appliziert worden, mit denen die axialen Verdehnungen der Stäbe in diesen Bereichen erfaßt werden. Außerdem kann das Gesamtmoment des drehenden Systems an der Momentenstütze des Getriebes direkt gemessen werden.

5.2.2 Winkelgeber

Der Drehwinkel wird von einem digitalen Absolutgeber erfaßt, der mit einem Analogausgang versehen ist und direkt an die Meßwertaufnahme des Rotors angeschlossen werden kann.

Der Winkelgeber benötigt eine Versorgungsspannung von 24 Volt, die von dem Meßeinschub im Steuerschrank bereitgestellt wird. Das Winkelsignal steht im festen als auch im drehenden System zur Verfügung, um eine Synchronisation der PCM-Datenströme aus dem festen und dem drehenden System bei der Auswertung zu ermöglichen. Die Übertragung des Winkelsignals in das drehende System erfolgt über einen Schleifringkörper, der ebenfalls die Speisung für die Telemetrie-Anlage (220 V) überträgt. Um den

Einfluß von Übergangswiderständen zu eliminieren und um eine hohe Störfestigkeit zu erreichen, wurde der Winkelgeber mit einem Stromausgang 4-20 mA ausgerüstet. Das Stromsignal wird auf einer Auswerteplatine im Meßeinschub in eine Spannung umgewandelt, die direkt dem Umlaufwinkel des Rotors entspricht.

Für die Messung der Umdrehungsgeschwindigkeit des Rotors wird das LSB des Winkelgebers in den Meßeinschub geleitet und dort in eine drehzahlabhängige Spannung umgewandelt, die vom Rechner aufgenommen werden kann und außerdem am Steuerschrank des Windrotors zur Anzeige gebracht wird. Der Winkelaufnehmer ist in der Schutzart IP 67 ausgeführt und damit auch für den Feldeinsatz in rauher Umgebung geeignet.

5.2.3 Schleifringübertrager

Der Schleifringübertrager dient zur Übertragung der Speisung für das Telemetrie-System im Rotor sowie zur Übertragung der Information, die der Winkelgeber für die Telemetrie liefert. Er wird am unteren Ende der vertikalen Welle befestigt und ermöglicht die Ankupplung des Winkelgebers. Das Gehäuse des Schleifringübertragers wird durch eine Mitnehmergabel, die am Rotorturm befestigt ist, im Stillstand gehalten.

Für die besonderen Anforderungen im Feldeinsatz ist das Gehäuse in Schutzart IP 67 ausgeführt, außerdem sind die oben befindlichen Wellendichtungen zusätzlich mit V-Ring-Dichtungen abgedeckt, um Verunreinigungen vom Simmerring fernzuhalten.

Der Schutzleiter wird über eine Schleifringverbindung geführt, zusätzlich ist das Gehäuse über eine Erdungslitze mit dem Turm verbunden. Zur Trockenhaltung der eingeschlossenen Luft ist der Schleifringübertrager mit einer Trockenpatrone ausgerüstet. Diese ist mit Molekularsieben gefüllt. Dadurch ist jegliche Kondenswasserbildung verhindert, so daß eine hohe Isolation sichergestellt bleibt.

Die Energiewege sind lt. Angaben des Herstellers rauscharm und optimal entkoppelt.

5.2.4 Generator Drehzahl

Die Messung der Generator Drehzahl ist für die Steuerung der Windkraftanlage notwendig, damit die tatsächliche Netzfrequenz mit der tatsächlichen Drehzahl des Generators verglichen werden kann. Diese Aufgabe wird von einem Modul im Steuerschrank übernommen, das mit einem induktiven Näherungsschalter die Generator Drehzahl erfaßt.

Da für den Prototypen ein Regelgetriebe mit einer variablen Übersetzung vorgesehen ist, muß die Generator Drehzahl meßtechnisch erfaßt werden, um die genaue Übersetzung überprüfen zu können. Zu diesem Zwecke wurde in dem entsprechenden Modul ein Opto-Koppler eingesetzt, der in eine Zuleitung zum Näherungsgeber zwischengeschaltet wurde. Damit ist eine galvanische Trennung zwischen der Steuerschaltung und der Meßwertaufnahme gewährleistet und kein zusätzlicher Aufnehmer für die Generator Drehzahl erforderlich. Das Meßsignal wird über eine abgeschirmte Leitung in den Meßeinschub geleitet und dort ausgewertet. Für die Umwandlung der Generatorfrequenz in eine entsprechende Spannung wurde von unserer Seite eine spezielle Schaltung entwickelt, basierend auf einem quarzgesteuerten Digitalzähler, mit dem die Generator Drehzahl in dem interessierenden Bereich (200-1400 UPM) genau gemessen werden kann. Die Generator Drehzahl wird ebenfalls am Steuerschrank des Windrotors zur Anzeige gebracht und zur meßtechnischen Erfassung an den Rechner geleitet.

6. Probemontage der 10 kW-Anlage auf dem Gelände der Turmherstellerfirma F. Hische in Sulingen

Die Stahlbaufirma F. Hische & Co. besitzt auf ihrem Werks-/Betriebsgelände ein Fundament zur Erprobung von schweren Drehkränen und Sondergerät.

Geringfügige bauliche und organisatorische Ergänzungen erlaubten es, innerhalb kurzer Zeit eine Möglichkeit zu schaffen, die Anlage in Sulingen für Probezwecke aufzustellen. Der Hintergrund für die Entscheidung war der, durch die hausnahe Aufstellung beim Hersteller eventuelle Probleme bei der Montage und bei der provisorischen Inbetriebnahme auf ein Minimum zu reduzieren. Ferner kam hinzu, daß aufgrund der günstigen Windverhältnisse bei Sulingen eine Überprüfung der besonders wichtigen Anlagenkomponenten und Eigenschaften wie Rundlauf des Rotors, Lager, Geräuschentwicklung im Betrieb, Schwingungen, Funktionszuverlässigkeit der Betriebsbremse und des Bremsklappensystems (Notbremse) vorab durchgeführt werden konnte, bevor die Anlage an ihren festgelegten Standort in Kaiser-Wilhelm-Koog transportiert wird. Wegen der Abgelegenheit des GROWIAN-Testgeländes und die damit in Zusammenhang stehenden infrastrukturellen Besonderheiten war die Entscheidung aus heutiger Sicht richtig.

6.1 Aufstellung der Anlage

Nachdem im Spätherbst 1985 die baulichen Aktivitäten der Unterauftragnehmer-Firmen beendet waren, begann der Zusammenbau der Gesamtanlage. Wie aus Abb. 21 zu ersehen ist, liegt der Turm um seine feste Drehachse an zwei Turmfüßen geschwenkt am Boden. Er wird durch ein Montagegestell gestützt. Es hat sich herausgestellt, daß diese Montageart für das Anbringen der Quer- und Hauptflügel sehr geeignet ist, zumal mit geringen Hilfsmitteln auszukommen ist. Zwecks Anbringung der einzelnen

Flügelsätze, bestehend aus Quer- und Hauptflügel, wird der Turm mit einem Kran angehoben und der bereits montierte Flügelsatz (Abb. 22) mit der Rotorwelle verdreht. Der Anbau der restlichen Flügelsätze (Abb. 23) wird in analoger Weise bewerkstelligt. Für das Aufrichten der Anlage befindet sich am oberen Punkt der Rotorwelle ein Befestigungsbock, der für das Einhängen eines Seils gedacht ist. Mit einem Autokran erfolgt das Aufstellen und anschließend die Verankerung der verbleibenden Turmfüße.

6.2 Probetrieb der Anlage im Hinblick auf die Funktionstüchtigkeit einzelner Anlagenkomponenten ($w_{\infty} \approx 0$ m/s)

Mit einer für den Probetrieb zusammengestellten Stern-Dreiecksschaltung ließ sich die Anlage vom Netz versorgt motorisch in Betrieb nehmen, d.h. die Rotordrehzahl war für bestimmte vorgegebene Betriebszustände über das Vario-Getriebe einstellbar. Die Generator- bzw. Betriebsbremse konnte bei Bedarf manuell bedient werden. Sie befand sich zusammen mit den Bedienungsknöpfen für den Antrieb der Anlage in einem provisorisch installierten Schaltkasten an der unteren Turmfront. Die Überprüfung des Anlagenverhaltens bei Rotordrehzahlen $20 \text{ min}^{-1} \leq n_R \leq 42 \text{ min}^{-1}$ ohne Windanströmung ergab keinerlei gravierende Schwachpunkte, was die Gesamtkonzeption der Anlage betrifft. Lediglich mußte eine Querstrebe an der oberen Plattform, die mit der Momentenstütze des Stirnradgetriebes verbunden ist, verstärkt werden, da es hier zu größeren Krafteinleitungen über den Hebelarm des Stirnradgetriebes kam. Dieses war der Fall, wenn die Anlage abrupt über die Betriebsbremse zum Stillstand gebracht wurde. Als erfreulich zeigte sich, daß der Rotor ausgezeichnete Rundlaufeigenschaften für den genannten Betriebsbereich der Anlage mit sich brachte. Eine Auswuchtung des Rotorkopfes brauchte von daher nicht in Erwägung gezogen werden. Das Verhalten bezüglich der Geräuschentwicklung des Rotors und seiner mitdrehenden Komponenten wie Stirnrad-Getriebe, Vario-Getriebe, Generator und Lager war als sehr geräuscharm zu notieren. Hinzuzufügen bleibt, daß für den ge-

samten Drehzahlbereich keine als kritisch zu betrachtenden Schwingungsmerkmale, weder am Turm, noch an der gesamten Anlage anzutreffen waren. Das Spoilersystem wurde gleichzeitig auf seine Funktionstüchtigkeit im windstillen Betrieb untersucht. Bei gleicher Voreinstellung der Fliehkraftgewichte sollten die Spoiler bei einer Drehzahl von $n_R = 37 \text{ min}^{-1}$ ausfahren.^{*)} Eine Serie von Versuchen sollte dieses bestätigen. In Tab. 1 sind die protokollierten Daten aus den Spoilermessungen aufgetragen. Es zeigte sich, daß mit einer Verzögerung von $\Delta n_R \approx 2 \text{ min}^{-1}$ das komplette Bremssystem ausfuhr. Die Anlage war vom Netz getrennt und bremste ab.

6.3 Probetrieb des Spoilersystems bei Windeinwirkung ($w_\infty = 15 \text{ m/s}$)

Nachdem die Anlage im Trockenbetrieb, d.h. ohne Windeinwirkung ihre Zuverlässigkeit unter Beweis gestellt hatte, war es an der Zeit, unter realistischen Bedingungen das Bremsklappen- bzw. Spoilersystem zu erproben. Allein vom Bremsklappensystem hängt es im Notbetrieb ab ($\bar{w}_\infty > 20 \text{ ms}^{-1}$ und Lastabwurf), daß die gesamte Anlage nicht zerstört wird.

Was die Vorversuche unter Windeinwirkung betrifft, soll anhand des wohl rauhesten Versuchs beschrieben werden.

Bei einer mittleren Windgeschwindigkeit von $\bar{w}_\infty \approx 15 \text{ ms}^{-1}$ (Böen ca. $\pm 5 \text{ m/s}$) fand der erste Testlauf statt. Die Drehzahl des Rotors wurde über das Vario-Getriebe kontinuierlich von $n_R \approx 15$

^{*)} Von der geplanten Ausfahrdrehzahl der Spoiler von $n_R = 40-42 \text{ U/min}$ wurde zurückgegangen, da die Anlage im späteren Betrieb bei $n_R = 30 \text{ U/min}$ drehen wird, und wie sich aus den praktischen Versuchen zeigte, ein Sicherheitsabstand von 5-7 U/min als ausreichend gilt, zumal die Aufschaltung des Generators auf das Netz bei ca. 1000 U/min quasi verzögerungsfrei erfolgt.

- ca. 30 min^{-1} manuell verstellt. Da am Versuchstag Lufttemperaturen leicht unter dem Gefrierpunkt vorlagen, waren offenbar die Spoilerklappen an den Gummidichtungen, die das Innere zum Hauptflügel abdichten, leicht angefroren. Die Folge war die, daß die Klappen mit einer Verzögerung von ca. $5-6 \text{ min}^{-1}$ später ausfahren. Die Anlage war ab einer Rotordrehzahl von ca. 30 min^{-1} netzgeführt. Durch den kräftigen Wind drehte der Rotor die Anlage auf Drehzahlen über $n_R = 42-43 \text{ min}^{-1}$. Das Hochfahren der Anlage konnte dadurch geschehen, daß der Riemen im Vario-Getriebe infolge des höheren Moments durchrutschte und den Rotor sich mehr oder weniger selbst überließ. Durch die Rotordrehung im Bereich von $n_R = 42-43 \text{ min}^{-1}$ kam es beim Ausfahren der Spoiler (Einstellung war bei $n_R = 37 \text{ min}^{-1}$) zu folgenden Schäden am System:

- a) Verbiegung der Fliehkrafthebel
- b) Seilriß an 2 Flügeln
- c) Erwärmung des Übertragungsriemens am Vario-Getriebe und Materialabrieb.

Die anschließende Analyse des Schadens ergab, daß die Fliehkrafthebel aus leichtbaulichen Gesichtspunkten sicherheitsmäßig unzureichend ausgelegt waren. Da das gesamte Ansteuerungssystem im Hauptflügel direkt miteinander verbunden ist, wirkt zusätzlich zur Fliehkraft die auf der Druckseite, je nach Umlaufwinkel und Drehzahl abhängige Saugkraft, die additiv in die Krafteinleitung für das System aufgenommen wird. Löst sich bei fest eingestellter Drehzahl der Fliehkrafthebel, so wird der Hebel zunächst über die Feder-/Seilanordnung gedämpft (Normalfall). Die verbleibende Energie wird über den Gummipuffer geschluckt. Da nun infolge der bereits erwähnten winterlichen Wetterverhältnisse die Ansprechdrehzahl der Spoiler wesentlich höher lag, ergab sich ein dadurch beachtlicher Energiezuwachs, der die Seilrisse hervorbrachte, da durch den Aufprall des Hebels auf den Gummipuffer bis zum Anschlag dieser verbog und der Durchhang des Seils in der ausgefahrenen Posi-

tion nicht mehr ausreichte, um von der Kraftaufnahme unberührt zu bleiben. Abhilfe wurde dadurch geschaffen, daß die Gummidichtungen komplett aus den Hauptflügeln entfernt wurden, wobei uns die Flügelhersteller-Firma versicherte, daß durch die Wasserablaufmöglichkeit im Hauptflügel ein Wideraustritt garantiert ist. Der Hintergedanke für das Entfernen der Gummidichtungen war der, daß ein Druckausgleich durch Strömen der Luft durch die Klappenspalten die Saugkraft mindert. Die Hebelarme der Fliehkraftgewichte wurden verstärkt, und der Kasten, in dem sich das Fliehkraftgewicht mit Hebel befindet, mußte wegen Erreichung einer Versperrung nach dem Kniehebelprinzip weiter nach oben vom Hauptflügel angeordnet werden. Anstelle der Seil-/Federanordnung zur Dämpfung der Ausfahrkraft, ist von der Fa. W. Hirth ein Stoßdämpfer eingebaut worden. Das damit anzutreffende Kraftübertragungssystem hat den Vorteil, daß es unabhängig von der Saugkraft an der unteren Profilseite ist. Durch die Umgestaltung des mit dem Fliehkrafthebel verbundenen mechanischen Systems (Abb. 24) mit Verknüpfung öffnet es jetzt nur dann, wenn die Fliehkraft ihren Grenzwert am Hebel erreicht hat.

Die hier beschriebenen baulichen Veränderungen fielen in den Zeitraum als die Anlage bereits für die Aufstellung in Kaiser-Wilhelm-Koog vorbereitet wurde. Was die Funktionstests des umgebauten Spoilerapparates betrifft, so war zu erkennen (Bodentest), daß sie sehr zuverlässig arbeiten.

Für das Vario-Getriebe mußten zwei neue Anpreßfedern angefordert werden, um so ein höheres Drehmoment übertragen zu können.

7. Ausblick

Das vordringliche Ziel des vorliegenden Forschungs- und Entwicklungsvorhabens besteht darin, aufgrund des Baues und der Langzeiterprobung von zwei Darrieus-Windenergieanlagen-Prototypen mit achsparalleler Blattanordnung die Entwicklung dieses Anlagentyps so weit voranzutreiben, daß eine Serienherstellung

der Anlagen nach Abschluß des Vorhabens möglich wird. Diesem Ziel diene auch die Forderung an die Firma Wolf Hirth, die im Rahmen und auf Kosten des Vorhabens mit der Herstellung der Flügel für die Prototypen beauftragt worden ist, daß die als Teil des Auftrags zu bauende Vorrichtung (Flügelformen) für eine Serienproduktion von etwa 50 Anlagen geeignet ist. Der zweite Partner im Vorhaben, Firma Hische, wurde ebenfalls darauf hingewiesen, daß die bereits bei den Prototypen durchgeführte Konstruktionsweise für eine spätere Serienproduktion geeignet sein müsse.

Der Berichtszeitraum war durch eine intensive Zusammenarbeit zwischen der Universität Bremen und den genannten Unternehmen charakterisiert. Erst im Rahmen dieser Zusammenarbeit konnte jener Kenntnisstand über die spezielle Wirkungsweise und die besonderen Eigenschaften der Darrieus-Rotoren vermittelt werden, der zunächst für die Akzeptanz dieses Rotortyps überhaupt notwendig ist. Erst aus dieser Akzeptanz kann die ernsthafte Motivation für die Beteiligung und Durchführung der Serienproduktion entstehen. Diese Feststellung läßt sich an zwei Beispielen deutlich machen. Detaillierte Kenntnisse über die erforderlichen Lastannahmen für die festigkeitsmäßige Auslegung, speziell von Flügeln, liegen im gewerblichen Bereich, insbesondere im Bereich der Kleinindustrie, nicht vor. Die Eigenmotivation, diese Kenntnisse zu erwerben, ist dann auch in verständlicher Weise gering. Nur durch die Aktivität der Universität, die einerseits mit wissenschaftlich fundierten Unterlagen zur Definition dieser Lastannahmen beiträgt und andererseits mit den mit ihr im Vorhaben kooperierenden Unternehmen für eine Anerkennung dieser Lastannahmen durch die zuständigen Stellen sorgt, kann dieses Problem gelöst werden.

Als zweites Beispiel sei die Spoilerauslegung genannt. Bremsklappen sind im Zusammenhang etwa mit dem Segelflugzeugbau in ihrer Wirkungsweise und hinsichtlich der Auslegungskriterien weit verbreitet. Eine Übertragung dieser Kenntnisse auf die Spoilerauslegung für die hier diskutierten Windenergieanlagen hätte zu einem Fehlschlag geführt. Erst die Untersuchungen der

Universität haben zu einem physikalischen Verständnis für das für die Darrieus-Rotoren spezifische "Spoiler"-Problem geführt. Auf der Grundlage dieser Kenntnisse konnte eine praktische Realisierung der Spoileranlage erzielt werden, die sich glänzend bewährt hat. Als Fazit der bisherigen Erfahrungen im Vorhaben läßt sich feststellen:

- a) Die Akzeptanz des Darrieus-Rotors ist bei den Partnern des vorliegenden Vorhabens erreicht worden.
- b) Eine ernsthafte Motivation für die Serienproduktion ist ebenfalls geweckt worden.
- c) Die Breite des Kenntnisstandes über Darrieus-Rotoren ist derzeit jedoch nicht ausreichend, daß jenes größere Maß an Eigeninitiative aus dem gewerblichen Bereich für eine Erweiterung der Leistungspalette ohne einen weiteren Know-How-Transfer angeregt werden kann.

Die Erfahrung der gewerblichen Partner im Zusammenhang mit dem Bau und der bisherigen Erprobung sowie ihre Marktanalysen veranlaßten sie, die Universität anzuregen, den zweiten Prototyp unter Verwendung der gleichen Hauptflügel in seiner Leistung auf 25 kW aufzustocken. Die Universität ist dieser Anregung bereitwillig nachgekommen. Die weiteren Aktivitäten der Universität im Zusammenhang mit dem zweiten Prototyp konzentrieren sich auf dieses Ziel.

Der derzeit in Kaiser-Wilhelm-Koog aufgestellte erste Prototyp mit einer Nennleistung von 10 kW bei einer Windgeschwindigkeit $\bar{w}_{\infty} = 10 \text{ m/s}$ ist mit einer umfangreichen Meßtechnik im rotierenden System versehen. Ein Schwerpunkt der weiteren Arbeit im Vorhaben ist die Durchführung von systematischen Messungen im rotierenden System mit dem Ziel, den Kenntnisstand über die mit dem Umlaufwinkel sich verändernden aerodynamischen Kräfte am Flügel zu erweitern. Abgesehen davon, daß diese Art von Messungen nur selten durchgeführt worden ist, verspricht eine Auswertung dieser Messungen bessere Auslegungsgrundlagen für die Darrieus-Windrotoren.

8. Literaturhinweise

- /1/ Land Schleswig-Holstein Vorläufige Richtlinien für die Auslegung, Aufstellung und das Betreiben von Windkraftanlagen (Fassung März 1982)
- /2/ K. Simhan, D. Bruns, S. Dütting, L. Helms, H.-J. Strackerjan Konstruktion und Erprobung von 10 kW-Windenergieanlagen mit vertikaler Achse und achsparalleler Blattanordnung mit dem Ziele der Serienfertigung - Zwischenbericht 03E-8237-A 1984 für das BMFT, Universität Bremen, April 1985
- /3/ J.H. Strickland The Darrieus Turbine: A performance prediction model using multiple stream tubes = Sandia Laboratories Energy Report SAND 75-0431, 1975
- /4/ L. Prandtl, K. Oswatitsch, K. Wieghardt Strömungslehre, Vieweg, Göttingen 1969
- /5/ H. Schelling Bruchversuch am Flügel einer 10 kW-Windenergieanlage mit vertikaler Achse
IB 435-5/86 (1986)
DFVLR Stuttgart

9. Verwendete Formelzeichen und Symbole

a	- Ausnutzungsfaktor
c_m	- Kippmomentenbeiwert
c_n	- Normalkraftbeiwert
$\bar{c}_n$	- Konstanter Anteil des Normalkraftbeiwertes bei der Fourier-Analyse des sich zyklisch variierenden Normalkraftbeiwertes während eines Umlaufs
c_{n1}	- Anteil zum Normalkraftbeiwert (1. Harmonische aus der Fourier-Analyse)
c_{n2}	- Anteil zum Normalkraftbeiwert (2. Harmonische aus der Fourier-Analyse)
c_t	- Tangentialkraftbeiwert
F_B	- Böenfaktor
M	- Moment an der Rotorwelle
n_R	- Rotordrehzahl pro Minute
N_{spitze}	- größte Normalkraft am Flügel
$\bar{q}$	- Staudruck bei der mittleren Windgeschwindigkeit w
$q_{\max}$	- größter Staudruck während einer Böe
$q_{\min}$	- kleinster Staudruck während einer Böe
R	- Rotorradius
s	- Entfernung des Druckmittelpunktes vom $t/4$ -Punkt
T	- Tangentialkraft am Flügel
t	- Flügeltiefe
$\bar{w}_\infty$	- mittlere ungestörte Windgeschwindigkeit
$\bar{w}(\theta)$	- lokale Anströmgeschwindigkeit in Abhängigkeit vom Umlaufwinkel
$w_{\max}$	- größte Windgeschwindigkeit während einer Böe
$w_{\min}$	- kleinste Windgeschwindigkeit während einer Böe
Z	- Fliehkraft

- α_g - lokaler geometrischer Anstellwinkel des Flügels
- $\alpha_{\max}$ - maximaler Anstellwinkel während eines Umlaufes bei einer gegebenen Schnellaufzahl
- $\alpha_{\min}$ - kleinster Anstellwinkel während eines Umlaufes bei einer gegebenen Schnellaufzahl
- $\bar{\lambda}$ - Schnellaufzahl auf der Basis der mittleren Windgeschwindigkeit
- λ_{spitze} - Schnellaufzahl auf der Basis der größten Windgeschwindigkeit während einer Böe
- ρ - Luftdichte

10. Tabellen und Bilder

Messung Nr.	Spoiler Blau $\bar{T}$ s $\bar{n}$ min ⁻¹	Spoiler Rot $\bar{T}$ s $\bar{n}$ min ⁻¹	Spoiler Grau $\bar{T}$ s $\bar{n}$ min ⁻¹
1	1.654 36.3	1.654 36.3	1.654 36.3
2	1.70 35.3	1.65 36.4	1.65 36.4
3	1.63 36.8	1.63 36.8	1.61 37.3
4	1.61 37.3	1.61 37.3	1.59 37.7
5	1.62 37.0	1.62 37.0	1.61 37.3
6	1.62 37.0	1.62 37.0	1.62 37.0
7	1.616 37.2	1.616 37.1	1.613 37.2
8	1.62 37.0	1.62 37.0	1.61 37.3
9	1.62 37.0	1.62 37.0	1.58 38.0

$\bar{T}$: Zeitmittelwert für 10 Umdrehungen

$\bar{n}$: Drehzahlmittelwert aus $\bar{T}$

Tabelle 1: Meßprotokoll zur Spoilerzuverlässigkeitsprüfung
ohne Windeinfluß ($w \approx 0$ m/s)

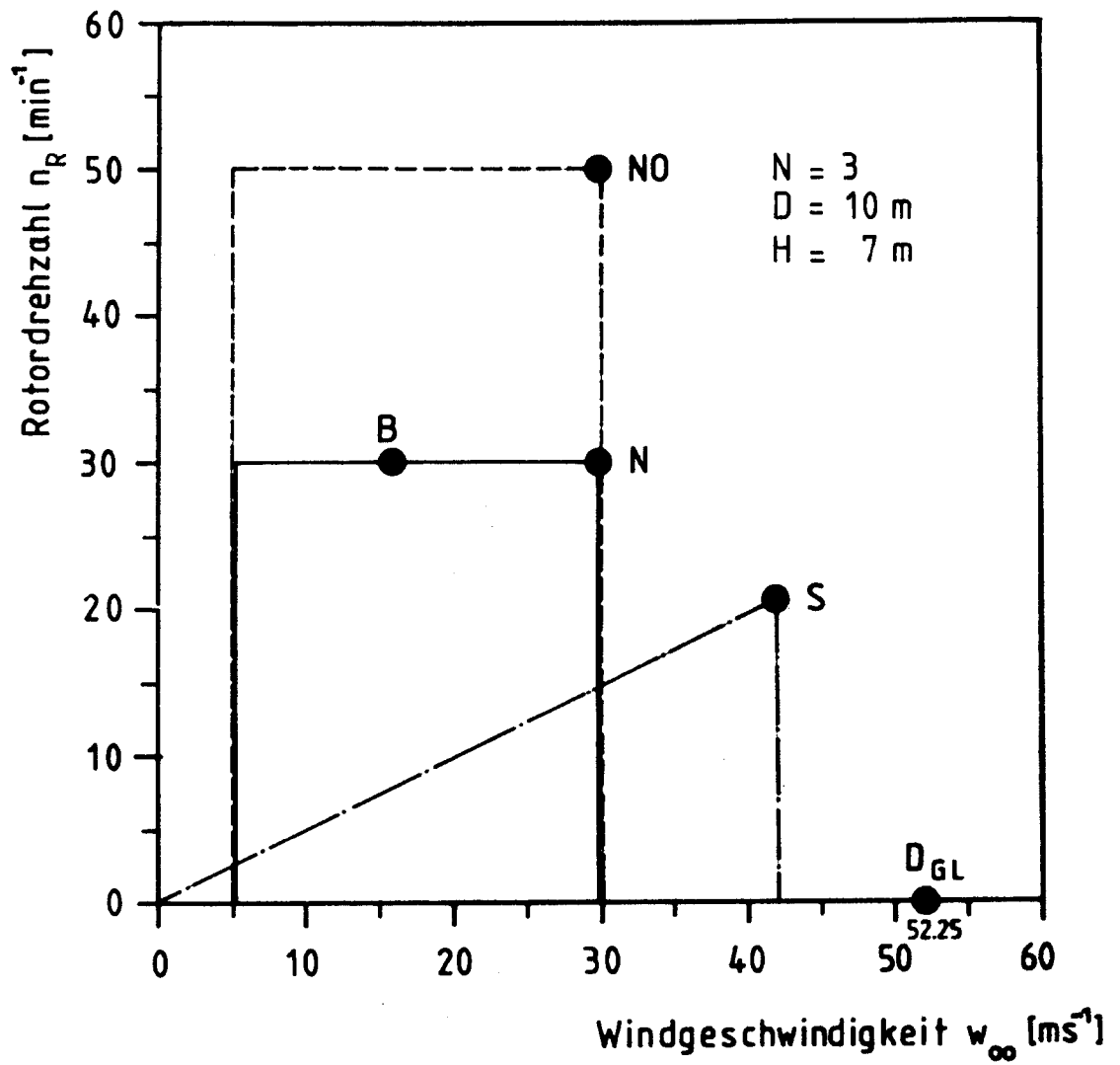


Abb. 1: Betriebsszenario und Lastfalldefinition für die 10 kW-Anlage

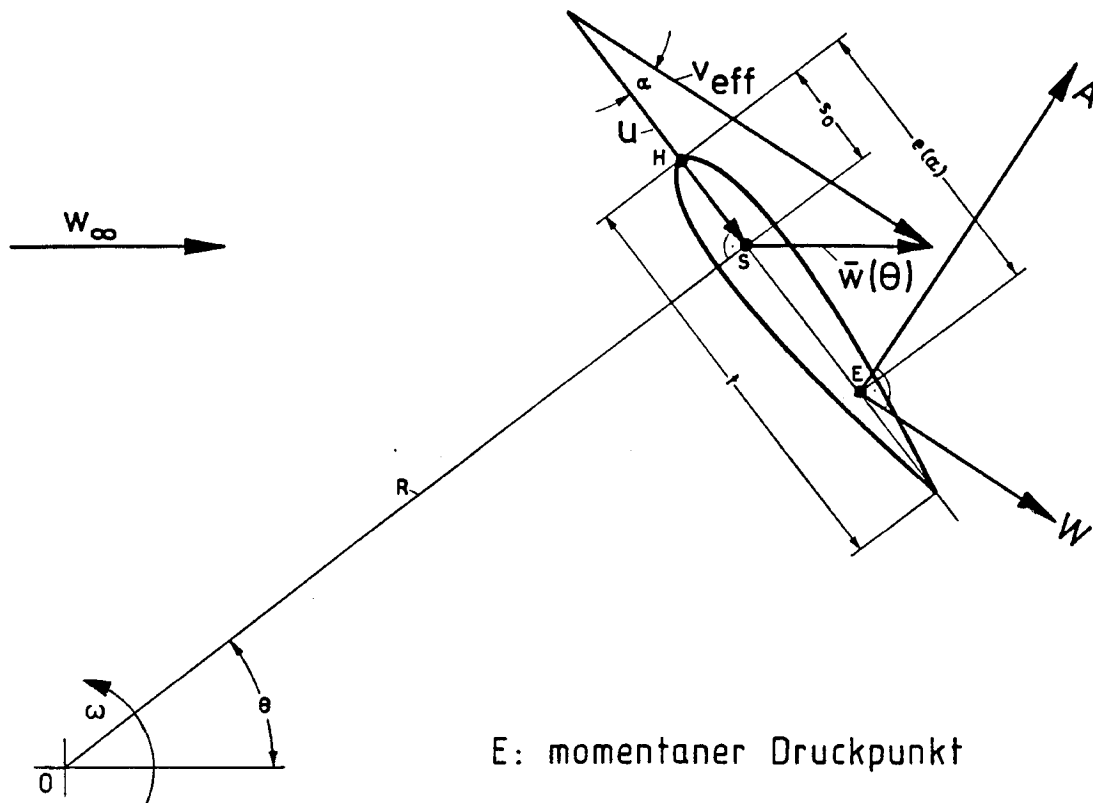


Abb. 2: Zur Definition des lokalen Strömungsfeldes am Flügel eines Darrieus-Rotors

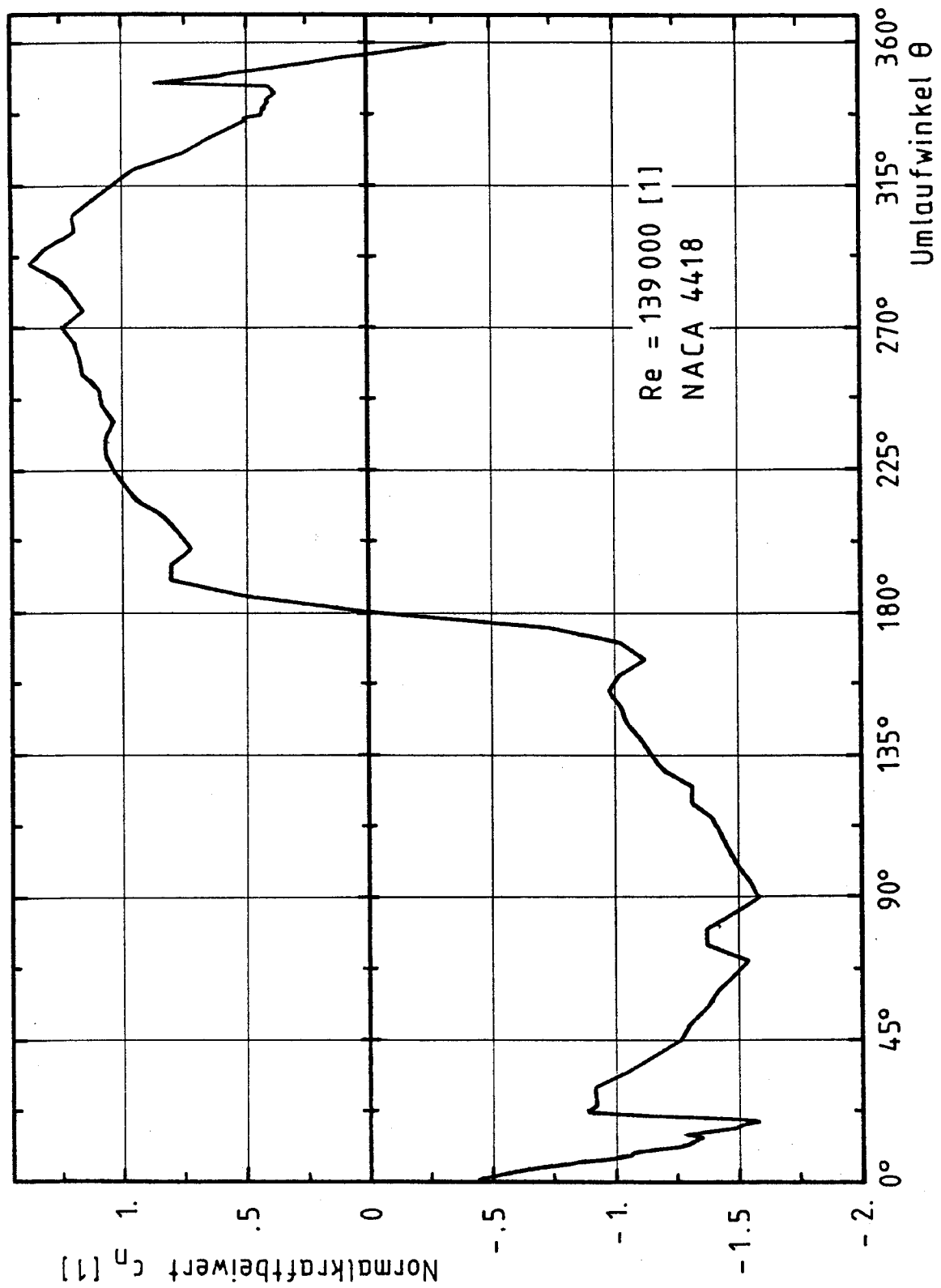


Abb. 3: Verlauf des Normalkraftbeiwertes c_n in Abhängigkeit vom Umlaufwinkel θ

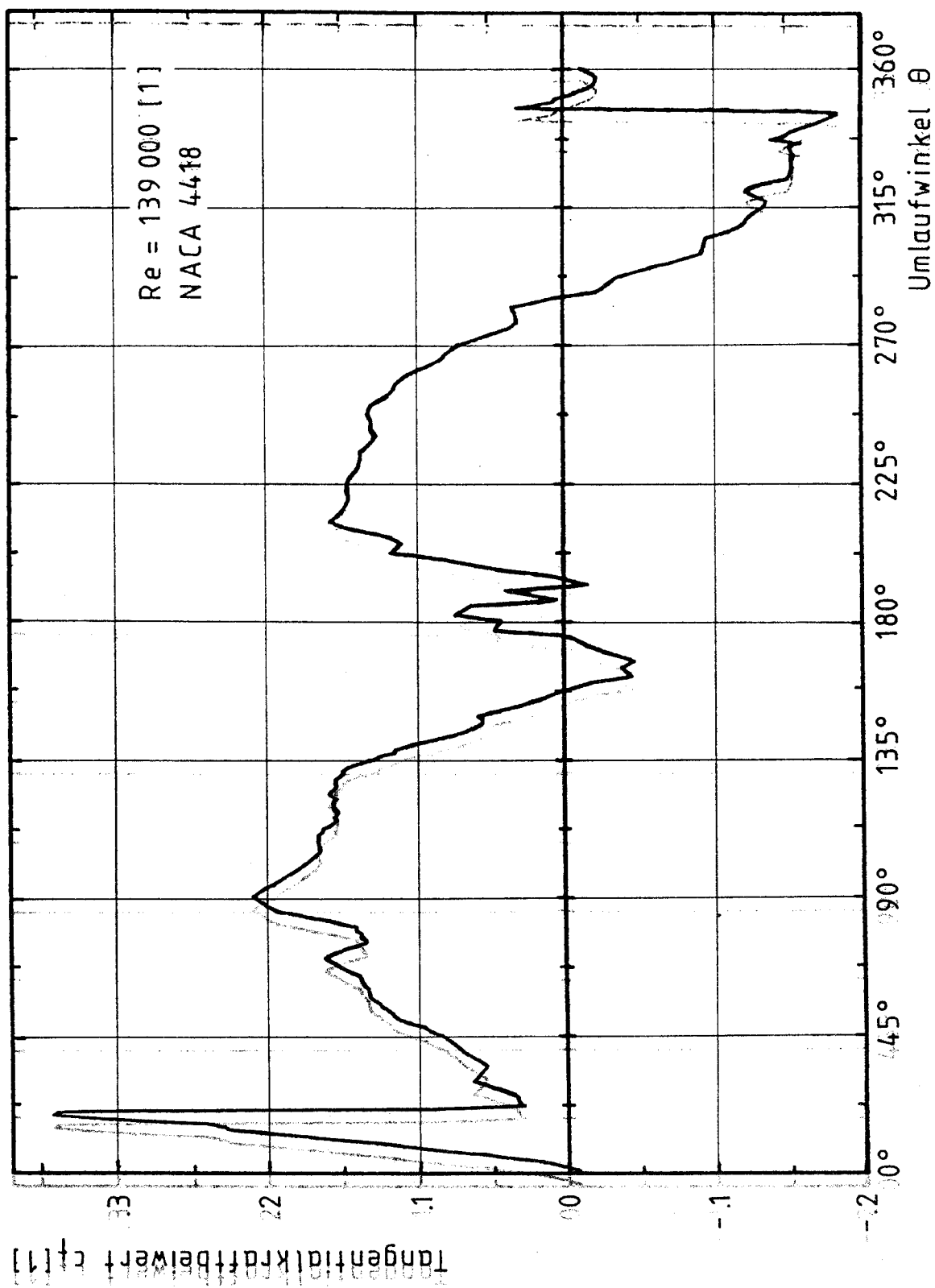


Abb. 14: Verlauf des Tangentialkraftbeiwertes c_t in Abhängigkeit vom Umlaufwinkel θ

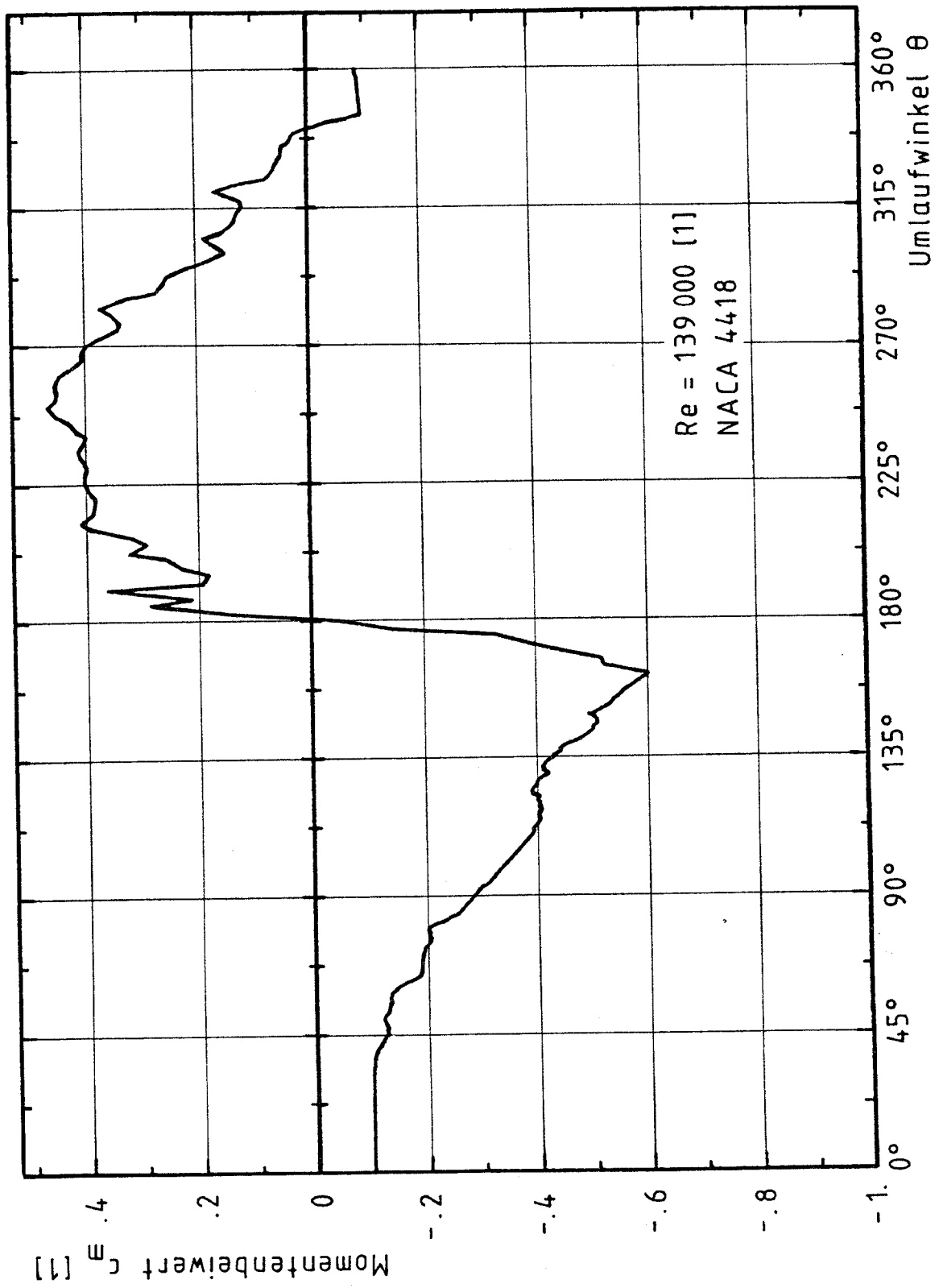


Abb. 5: Verlauf des Momentenbeiwertes c_m in Abhängigkeit vom Umlaufwinkel θ

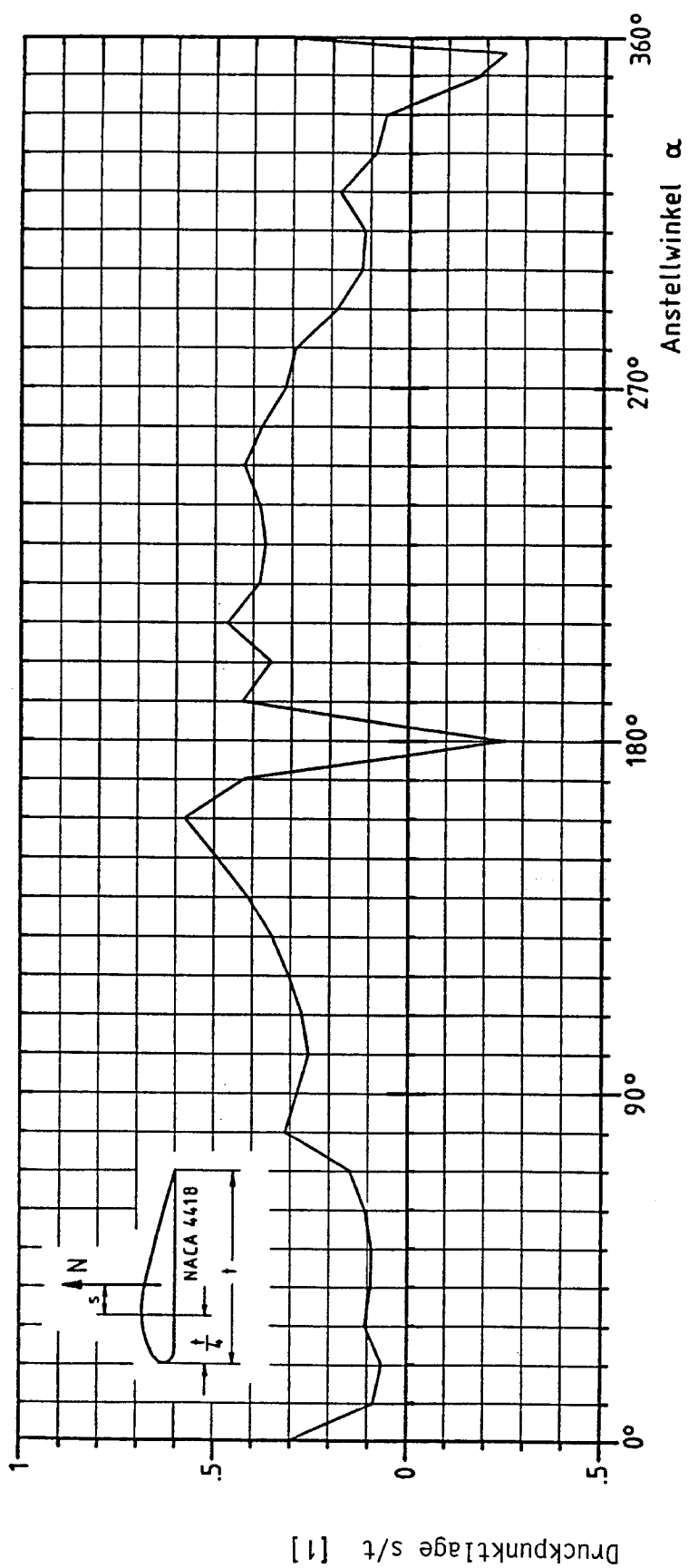


Abb. 6: Lage des Druckmittelpunktes s/t in Abhängigkeit vom Anstellwinkel α

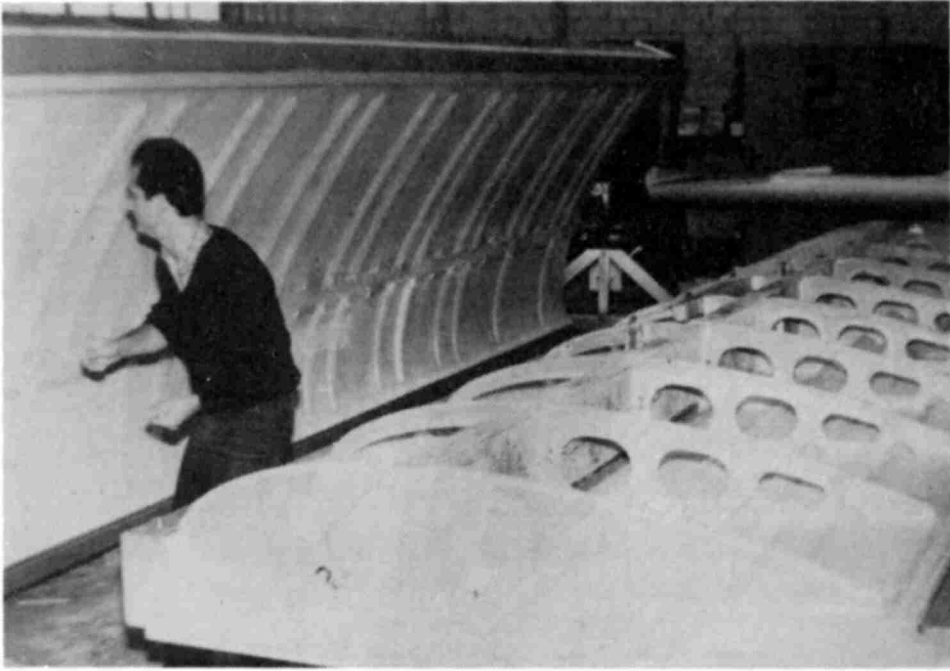


Abb. 7: Innerer Aufbau des Hauptflügels
für die 10 kW-Anlage

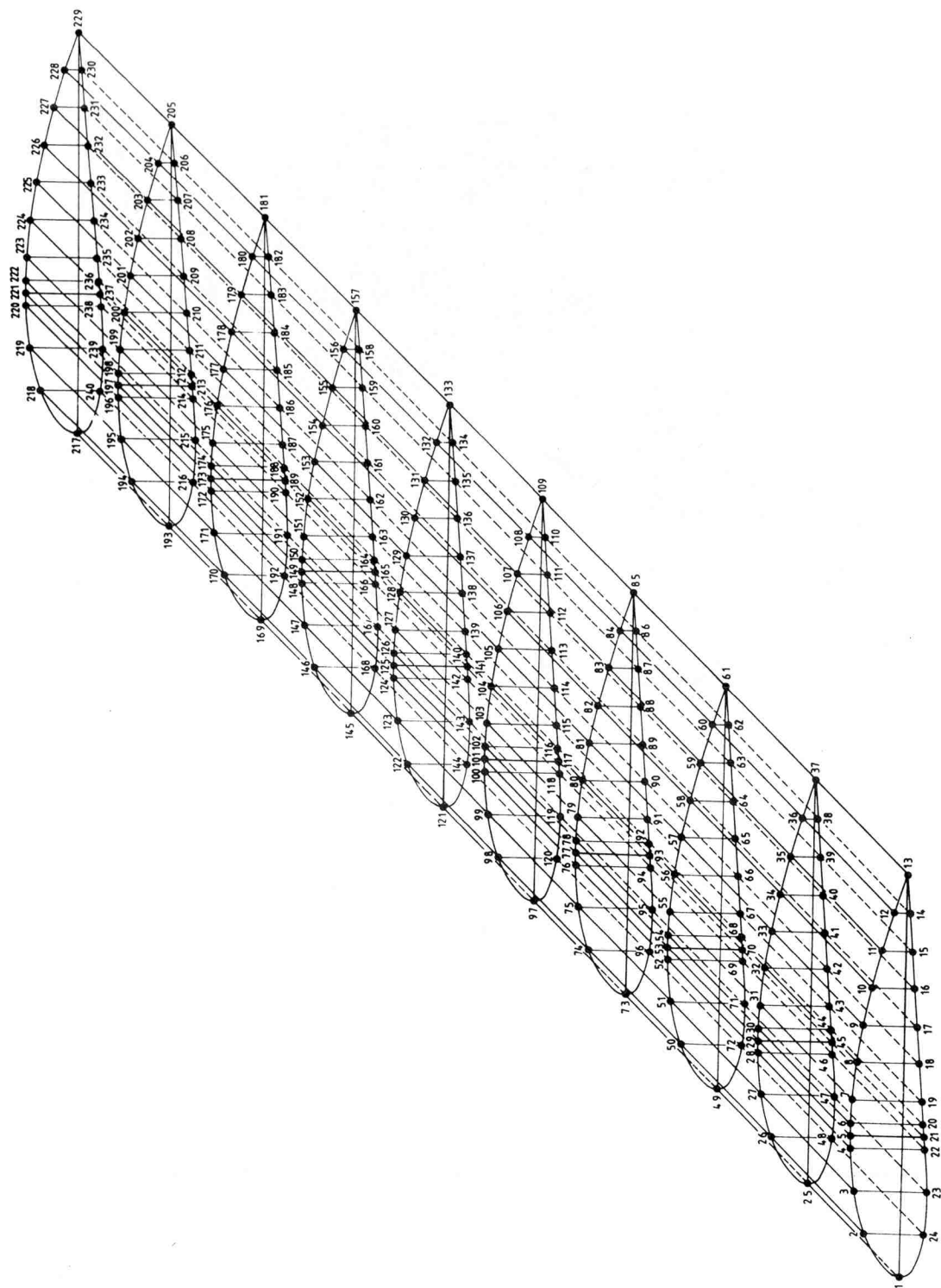


Abb. 8: Diskretisierungsmodell des Hauptflügels für die Finite-Elemente-Rechnung

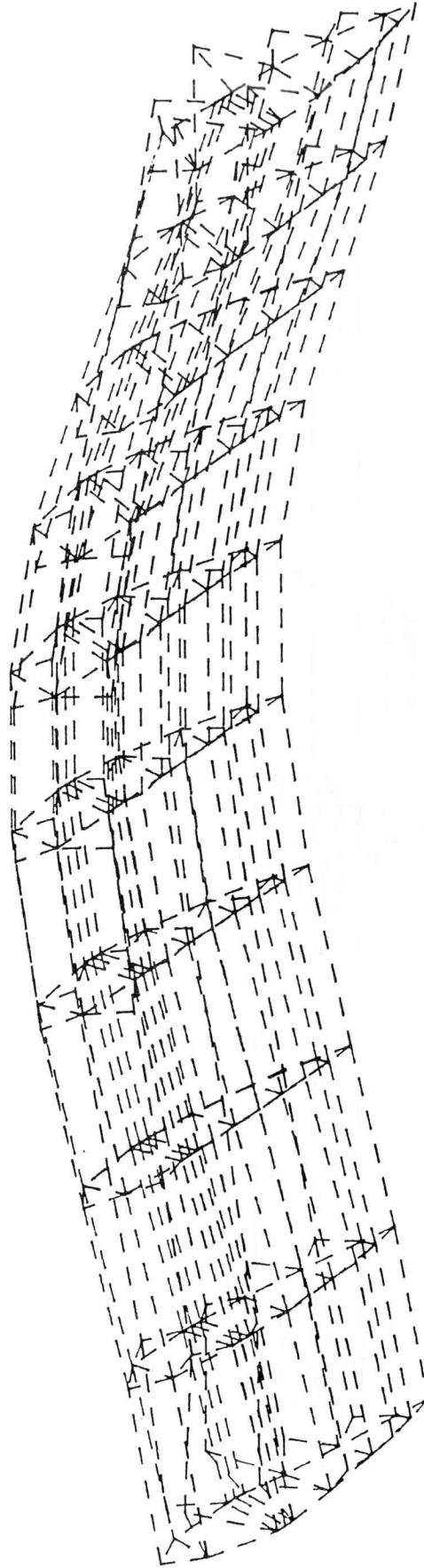


Abb. 9: Deformierter Zustand des Hauptflügels
für den Lastfall N

Deformation der Schale

Lastkombination $\sigma = 1$
max Verformung (*1.E-3) ≈ 105.378

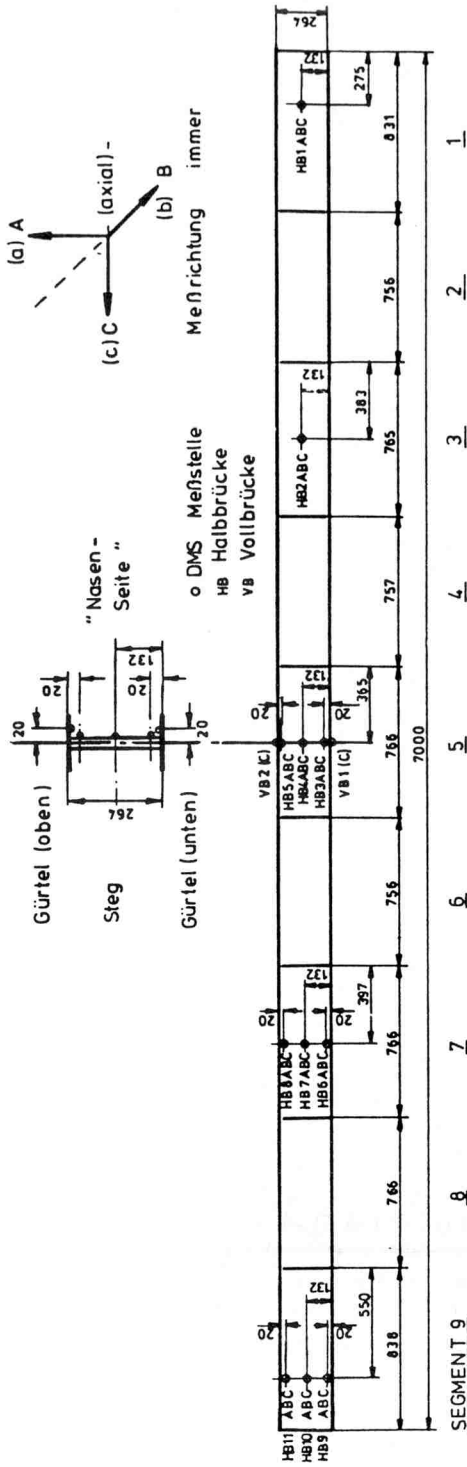


Abb. 10: Übersicht der Dehneßstellen im Hauptflügel für den Bruchversuch

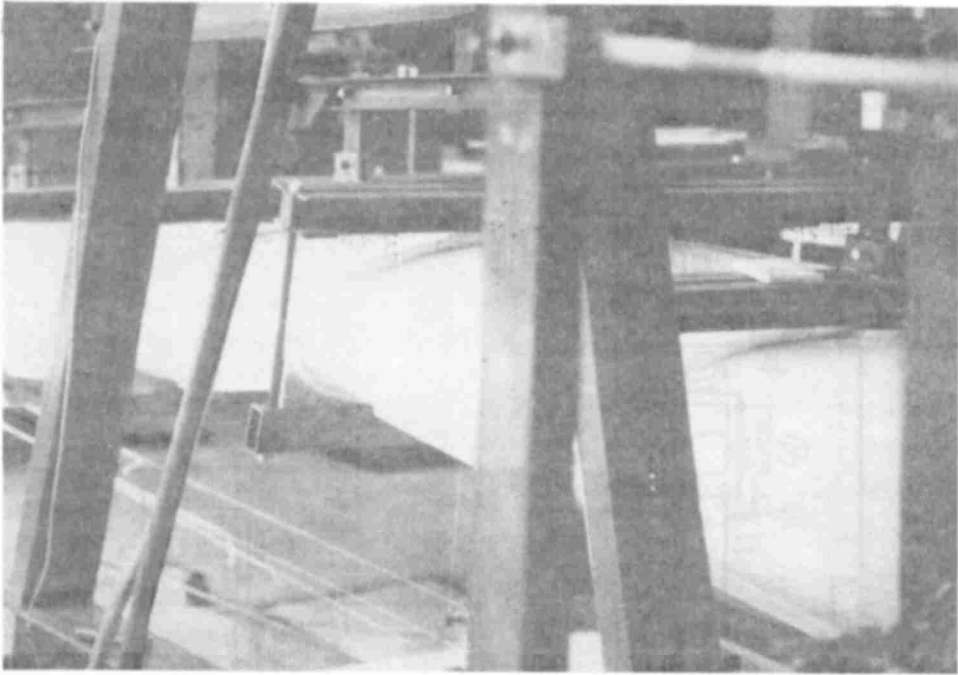


Abb. 12: Photographie der Bruchstelle in
der Nähe der Lastschere Nr. 4

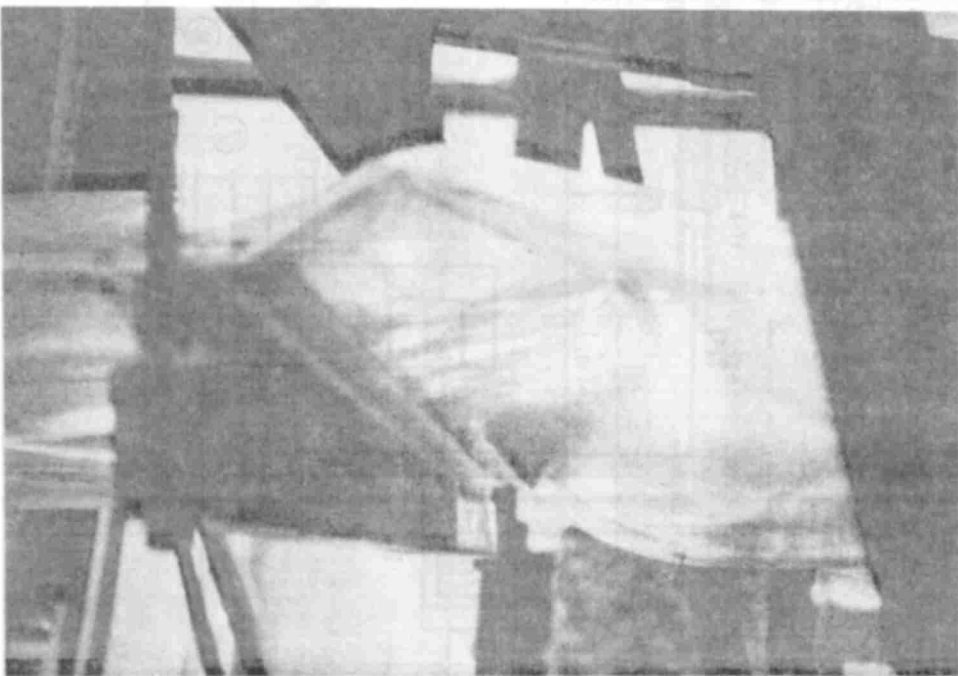


Abb. 13: Photographie der Ausbeulung auf der
Flügelunterseite (Ansicht von Endkante)

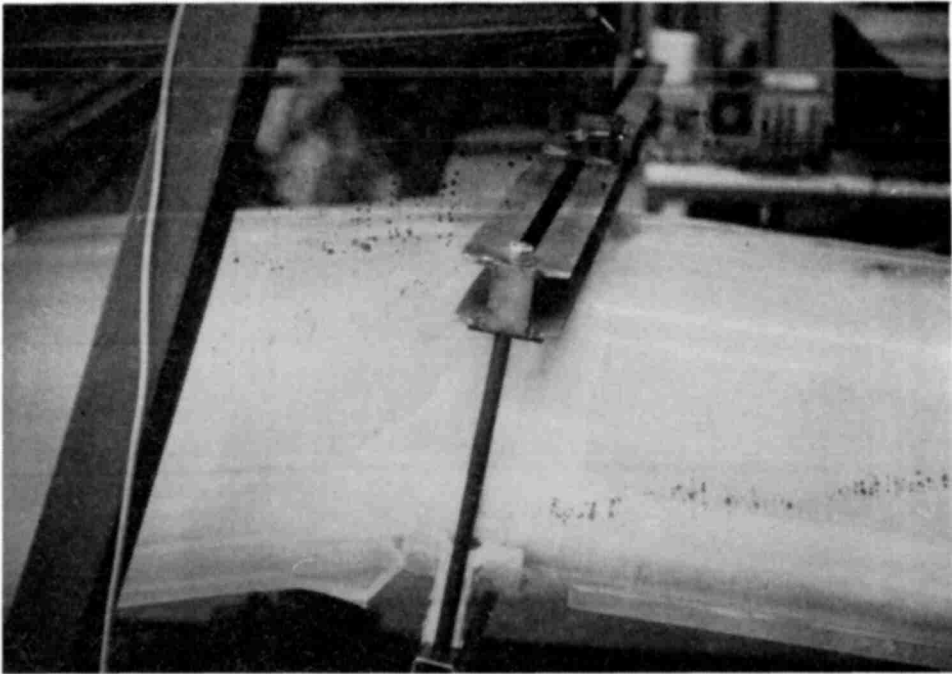


Abb. 14: Photographie der Ausbeulung auf der Flügelunterseite

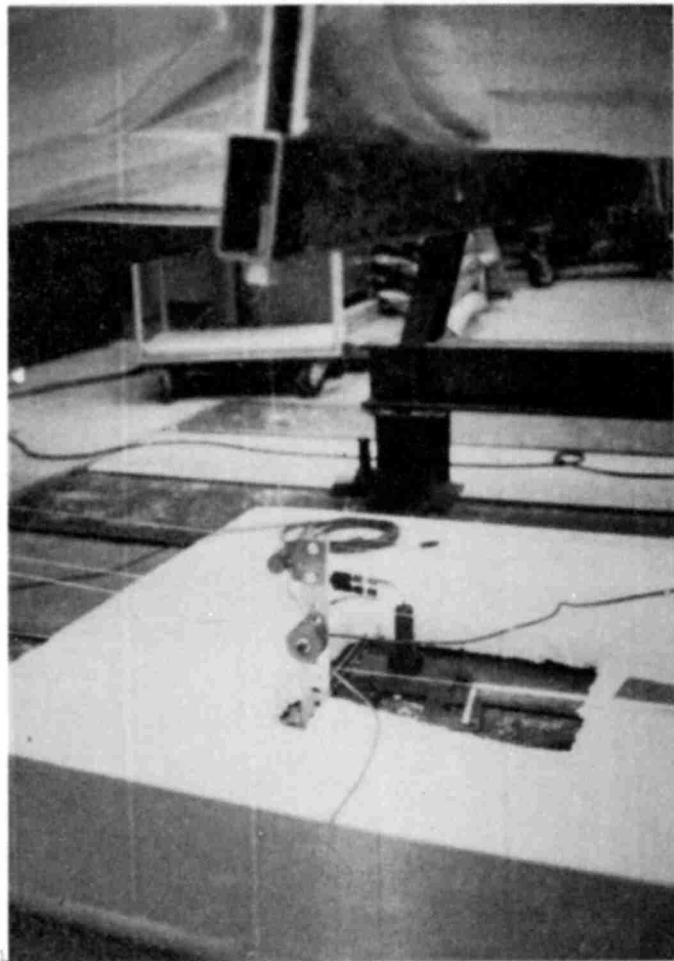


Abb. 15:
Photographie der Bruch-
stelle (aus Nasensicht)

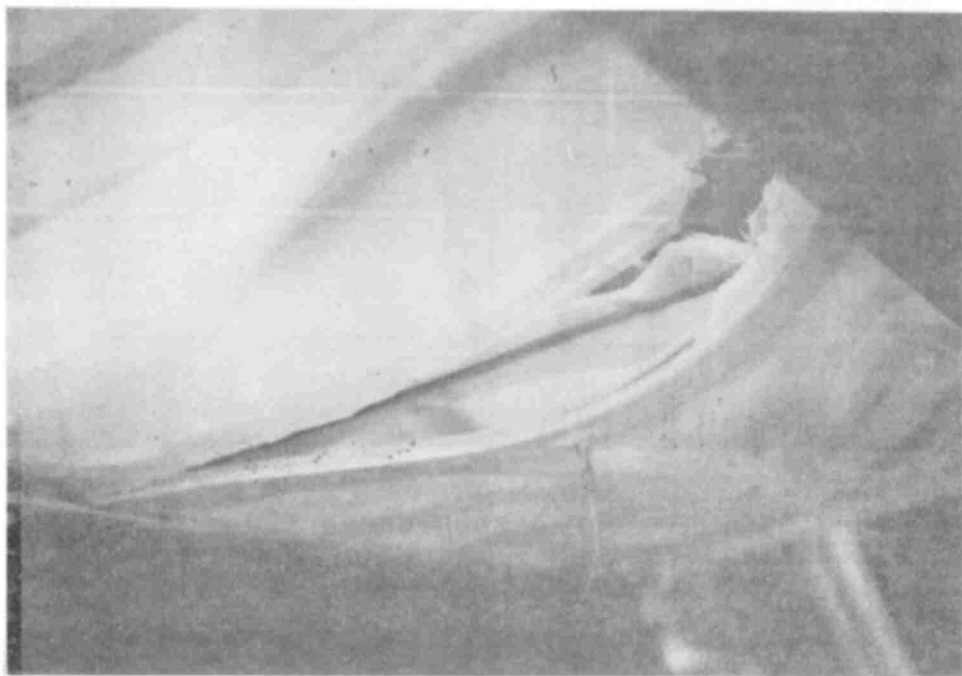


Abb. 16: Photographie der zerstörten Flügelunterseite

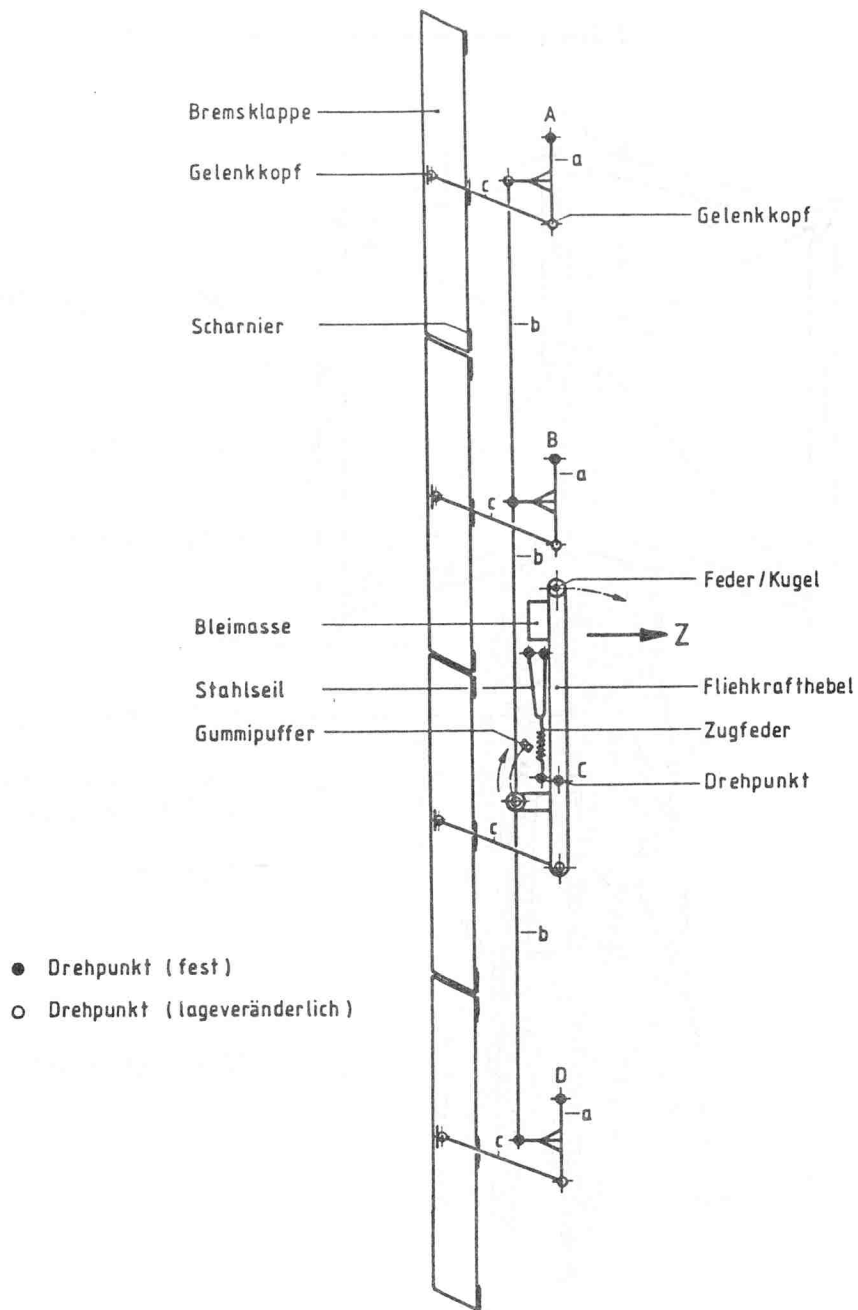


Abb. 17: Schema des Spoilerfunktionsprinzips
(1. Ausführung)

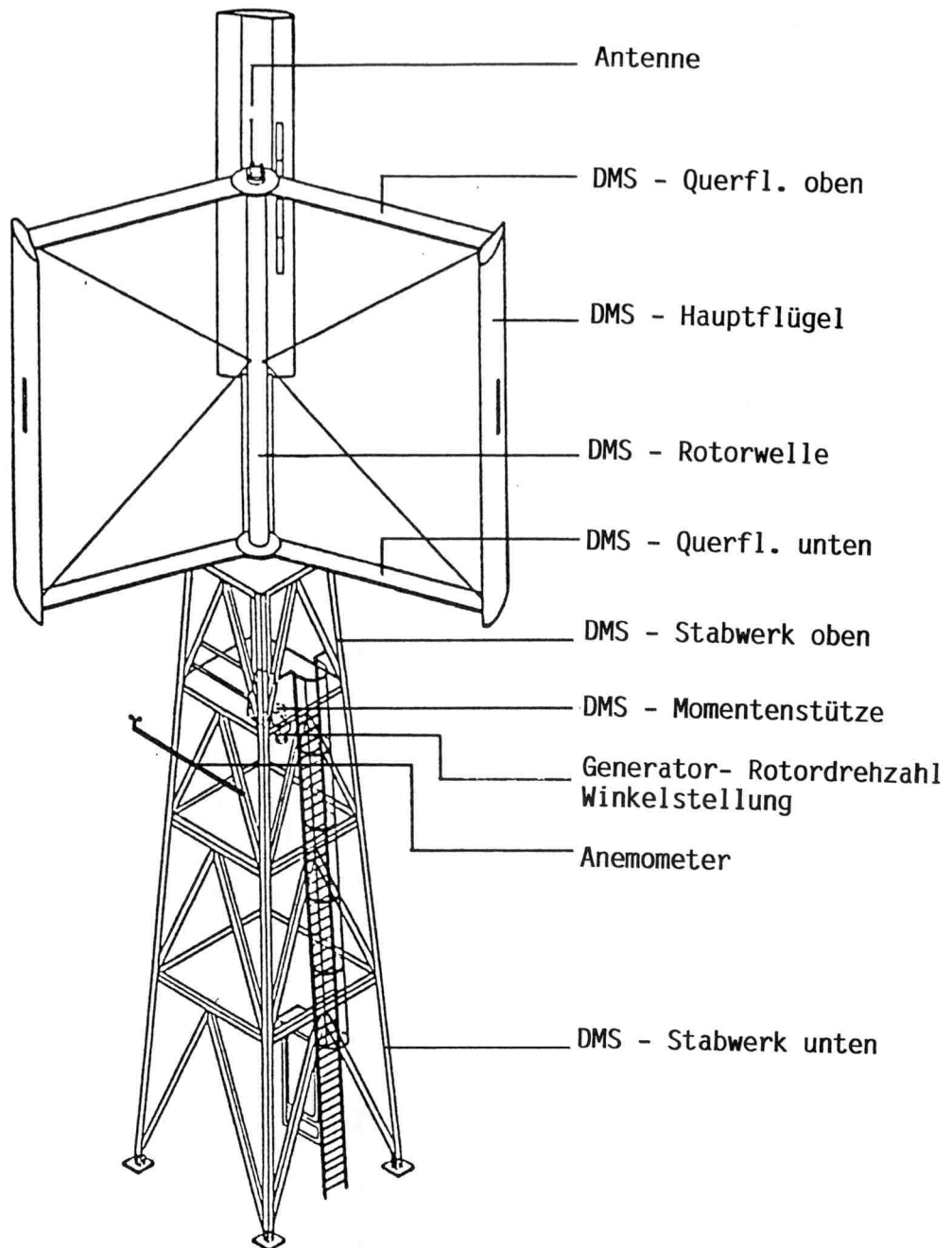


Abb. 18: Gesamtübersicht über die Meßstellen
des 10 kW-Anlagenprototyps

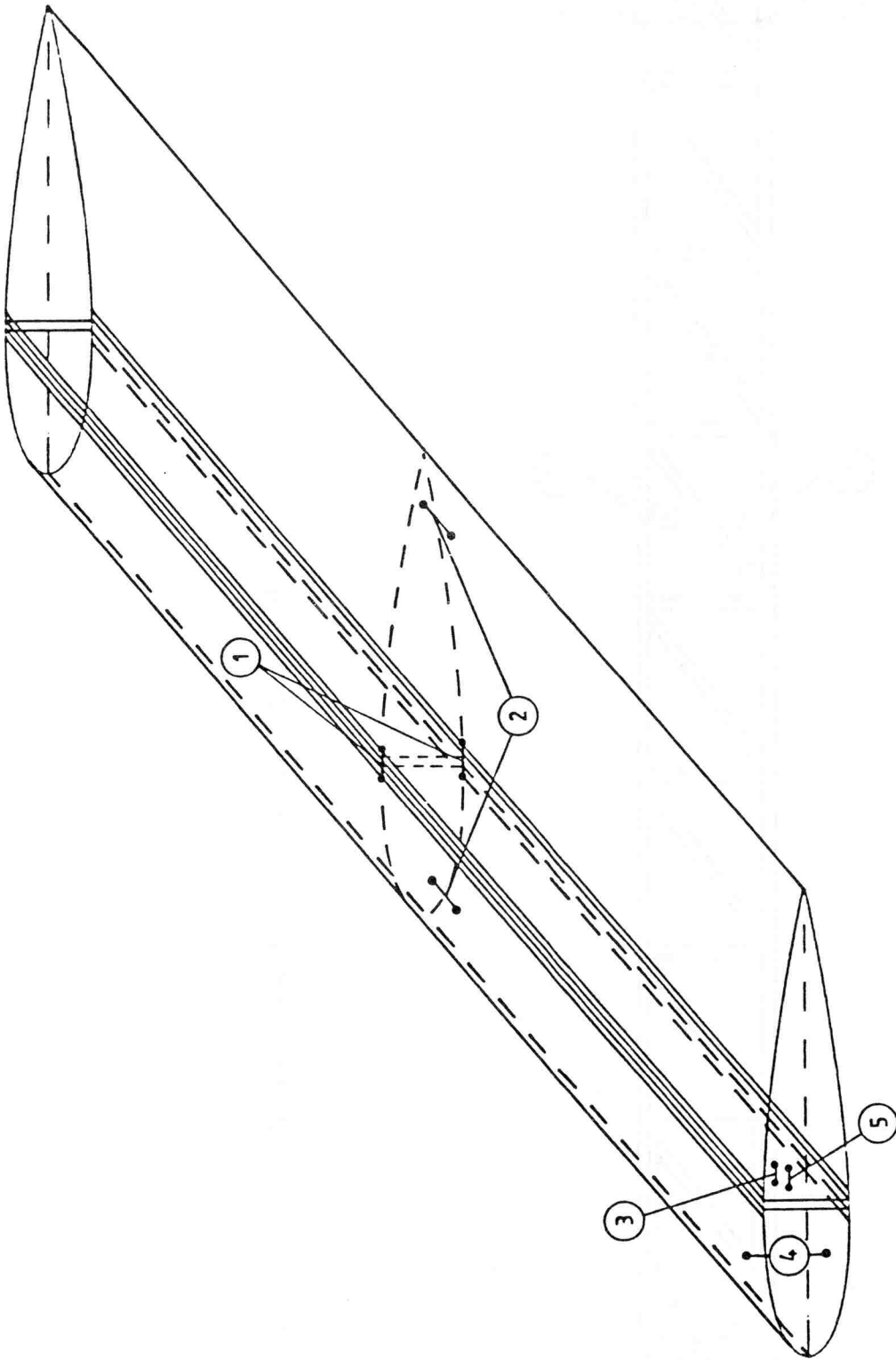


Abb. 19: Dehnmeßstellen im Hauptflügel der 10 kW-Anlage

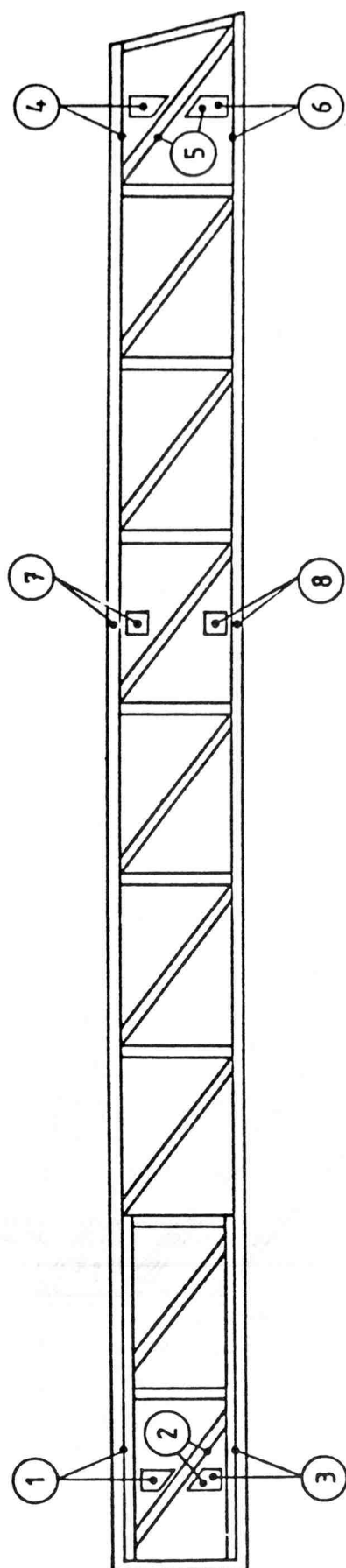


Abb 20: Dehnmeßstellen im Querflügel der 10 kW-Anlage

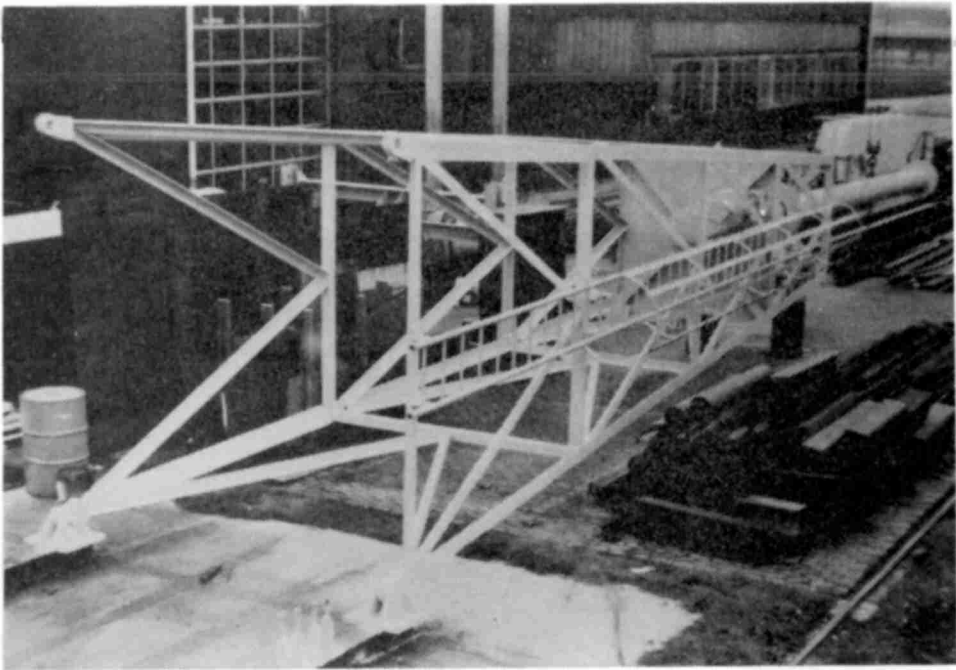


Abb 21: K-Turm in der Montageposition für die Aufnahme des Flügelsystems

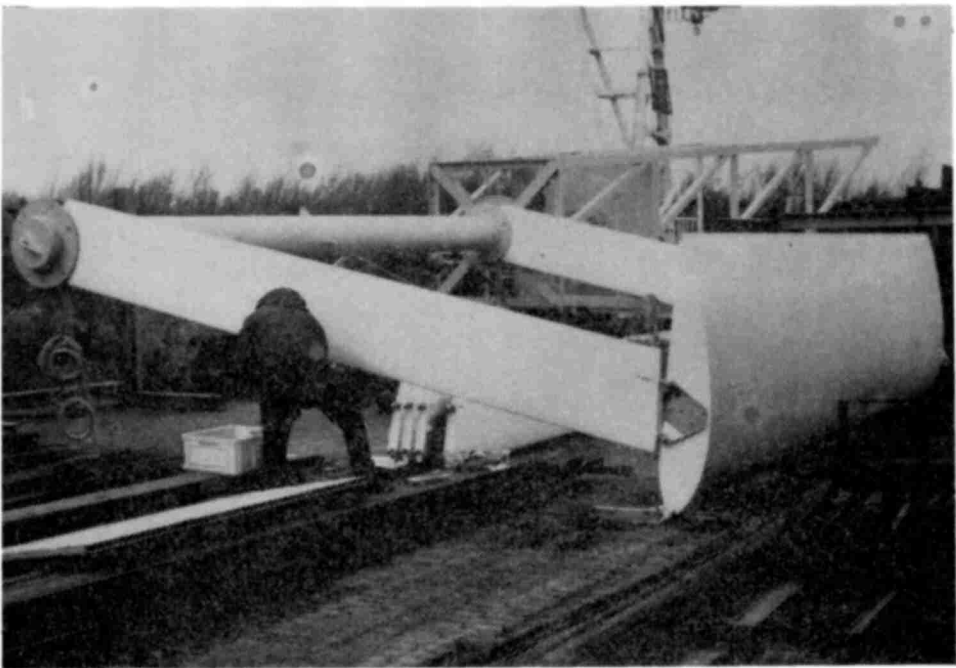


Abb. 22: Zwischenstand bei der Montage des Flügelsystems

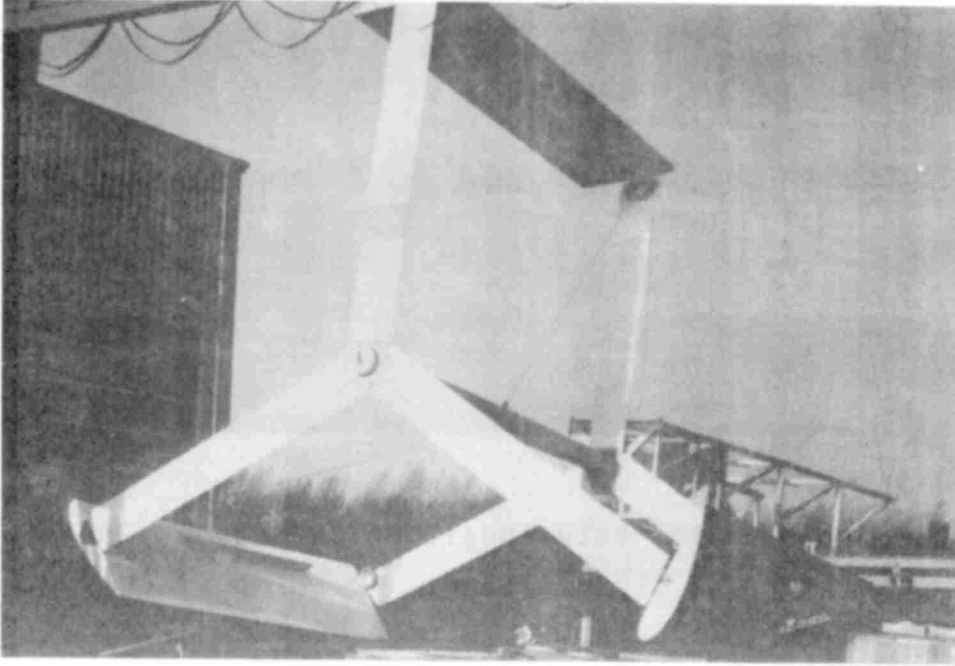


Abb 23: Endzustand nach der Montage und
vor Aufrichtung des Turms

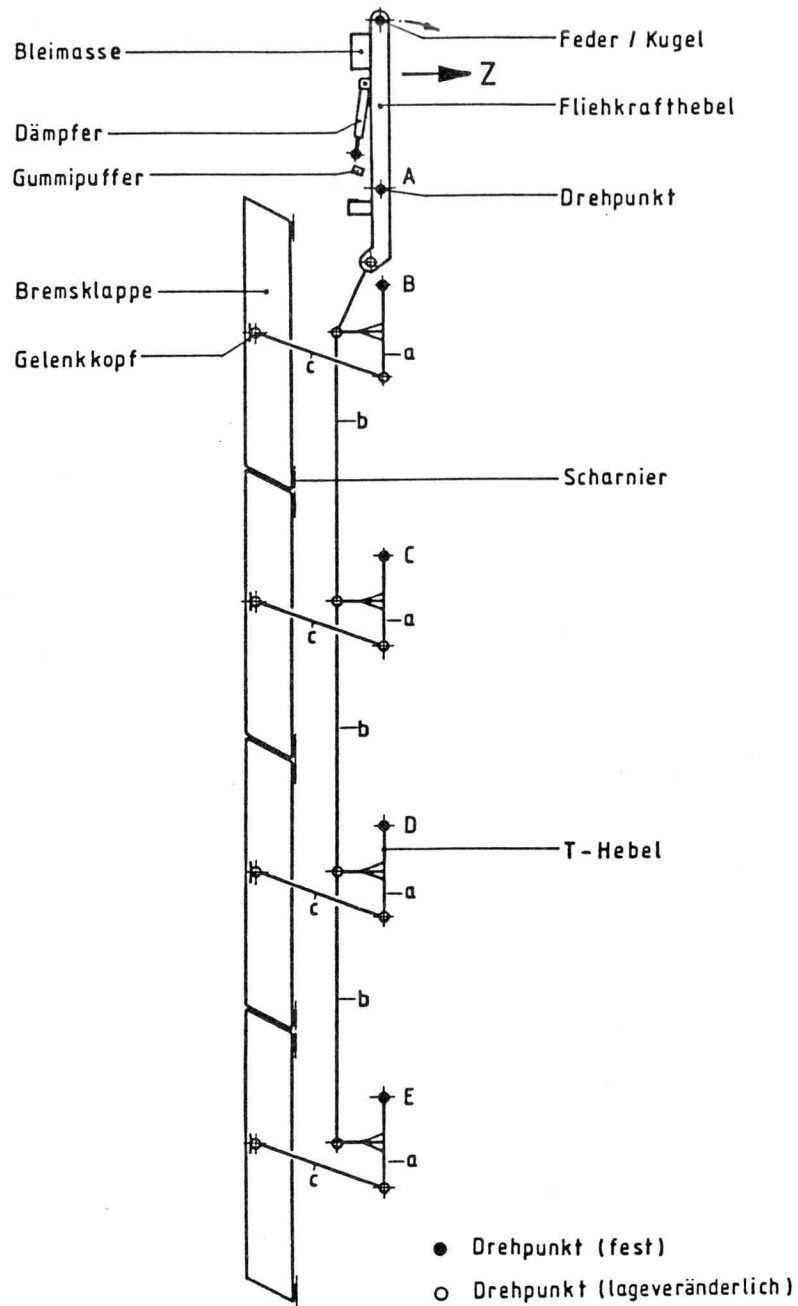


Abb 24: Schema des Spoilerfunktionsprinzips
(neuester Stand)