

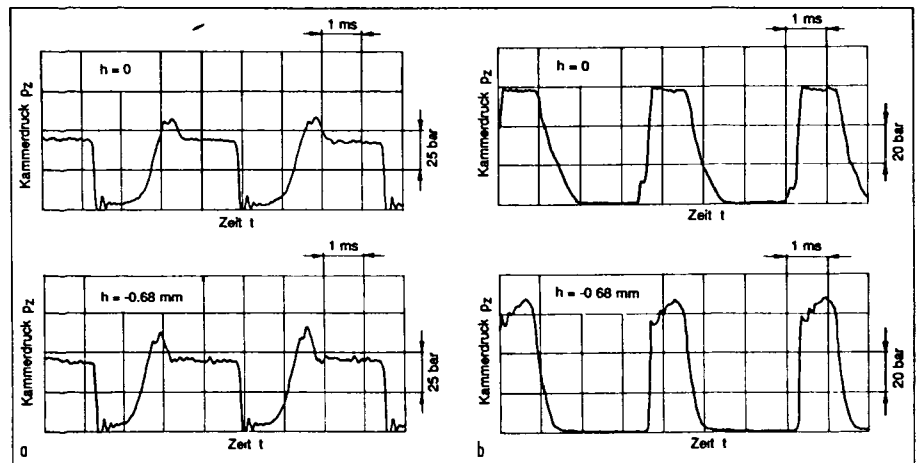
Beitrag zum dynamischen Verhalten von druckgeregelten Flügelzellenpumpen

WIESLAW FIEBIG, UWE HEISEL

Trotz der niedrigen Geräuschentwicklung durch die Verdrängerkinematik treten bei druckgeregelten Flügelzellenpumpen oftmals Störungen auf, die Geräuscherhöhungen und Wirkungsgradverluste verursachen. Hierbei handelt es sich um unerwünschte Abhebevorgänge bzw. -stöße der Flügel gegen den Hubring, die unter bestimmten Einstell- und Betriebsbedingungen auftreten. Es werden die Ursachen für das Flügelabheben und deren Auswirkungen auf die Druckwechsellvorgänge in einer Pumpe untersucht.

1 Einleitung

Auf das Geräuschverhalten von einpoligen, regelbaren Flügelzellenpumpen haben die Vorgänge beim Druckaufbau und -abbau in den Verdrängerkammern in den Umsteuerbereichen einen wesentlichen Einfluß [W1]. Während für andere Pumpenbauarten experimentelle Untersuchungen sowie Simulationsmodelle bereits Aussagen für die optimale Umsteuergeometrie liefern [H1], sind für Flügelzellenpumpen bisher keine allgemeingültigen Kenntnisse über Umsteuervorgänge bekannt. Die Ursache dafür liegt in der gegenseitigen Beeinflussung des Flügelverhaltens und der Druckwechsellvorgänge in den Kammern. Das Flügelverhalten bestimmt über die Dichtigkeit der Kammern in den Umsteuerbereichen und damit über die Druckverläufe. Andererseits haben die Druckverläufe in den einzelnen Kammern einen Einfluß auf die Erregerkräfte, die auf die Flügel wirken und ihre radiale Bewegung beeinflussen. Die mechanisch bedingten Geräusche werden zudem durch die Stöße der Flügel gegen den Hubring beeinflusst. Die Kenntnis der Flügelbewegungen ist für die Simulation und die Nachprüfung der Ergebnisse



1: Änderung des Druckaufbaus- und -abbaus in einer Pumpe bei Variation der Höhenverstellung: $n = 1500 \text{ min}^{-1}$, $p_0 = 40 \text{ bar}$, $e = 2,6 \text{ mm}$

von wesentlicher Bedeutung. Der vorliegende Beitrag zeigt auf, welche Vorgänge in den Umsteuerbereichen in einer Pumpe stattfinden, wie diese miteinander zusammenhängen und durch digitale Simulation untersucht sowie vorherbestimmt werden können.

2 Messung der Druckwechsellvorgänge in einer Flügelzellenpumpe

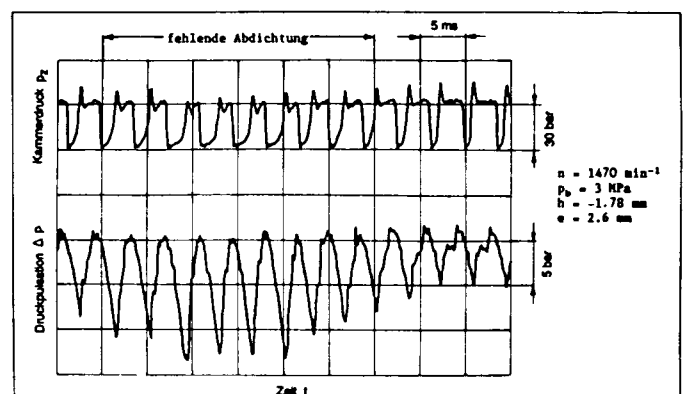
Die Messungen des Druckaufbaus und -abbaus in den Umsteuerbereichen wurden mit stillstehenden Druckaufnehmern durchgeführt. Die piezoresistiven Druckaufnehmer wurden direkt in der Druckplatte und zwar in der Mitte des Kompressions- und des Expansionsbereichs der Pumpe eingebaut. Die Druckpulsation am Ausgang der Pumpe wurde mittels eines piezokapa-

zitiven Druckaufnehmers gemessen. Um Einflüsse durch das nachgeschaltete System weitgehend zu vermeiden, wurde mit einer kurzen Druckleitung gearbeitet [H2].

Die Geräuschoptimierung der Flügelzellenpumpen wird durch die Hersteller meist im Nullhubbetrieb und bei maximalem Betriebsdruck durch entsprechende Einstellung der Höhenverstellung vorgenommen. Deswegen soll der Einfluß der Höhenverstellung auf die Druckwechsellvorgänge in den Umsteuerbereichen näher untersucht werden. In Bild 1 sind die gemessenen Verläufe des Druckauf- und -abbaus für verschiedene Höhenverstellungen h dargestellt.

Mit der (betragsmäßigen) Zunahme der Höhenverstellung wachsen infolge der größeren Vorkompression der Drucküberschuß beim Druckaufbau $p_{\text{max}} - p_0$ sowie der Druckgradient dp_2/dt an (Bild 1a). Ebenso

2: Druckaufbau und Druckpulsation in der Pumpe bei fehlender Abdichtung, $n = 1470 \text{ min}^{-1}$, $p_0 = 3 \text{ MPa}$, $h = -1,78 \text{ mm}$, $e = 2,6 \text{ mm}$



Prof. Dr.-Ing. U. Heisel ist Leiter des Lehrstuhls und Instituts für Werkzeugmaschinen der Universität Stuttgart, Dr.-Ing. W. Fiebig ist wissenschaftlicher Mitarbeiter am selben Institut.

liegen Beginn und Ende des Druckaufbaus bzw. die Lage des Druckmaximums mit zunehmender Höhenverstellung immer früher.

Bild 1b zeigt die gemessenen Druckabbauperläufe in den einzelnen Kammern für verschiedene Höhenverstellungen. Die Messungen zeigen, daß der Druckabbau in einer Kammer, ähnlich wie der Druckaufbau, von der Höhenverstellung abhängt. Mit der Zunahme der Höhenverstellung erfolgen Druckabbaubeginn sowie Druckabbauende in einer Kammer immer früher, und die Druckabbauphase wird immer kürzer.

Aus den Messungen folgt weiter, daß man, wenn alle Flügel am Hubring anliegen und demzufolge alle Kammern im betrachteten Bereich dicht sind, ziemlich periodische Verläufe von $p_z(t)$ und $\Delta p(t)$ erhält. Bei den Betriebszuständen jedoch, bei welchem es zum Flügelabheben kommt, sind bei der Druckpulsation Änderungen der Amplitude zu registrieren (Bild 2).

Diese Änderungen erfolgen eher bei niedrigen als bei höheren Drehzahlen und sind auf Öldurchflüsse zwischen Druck- und Saugbereich zurückzuführen (hydraulischer Kurzschluß). Der Einfluß von Betriebsdruck und Drehzahl auf die Druckauf- und -abbauverläufe ist in [H1] dargestellt.

3 Simulationsmodell zum Druckauf- und -abbau

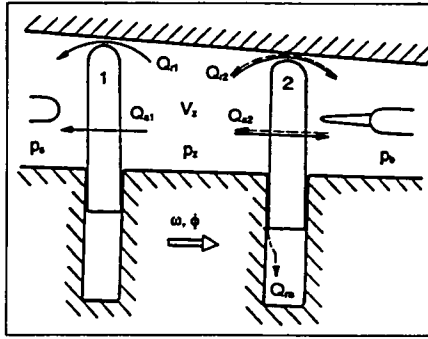
Wie eingangs erwähnt, ist die rechnerische Vorherbestimmung des Druckaufbaus- und -abbaus Voraussetzung für sinnvolle Optimierungsmaßnahmen. Um die komplexen physikalischen Vorgänge beim Druckauf- und -abbau in einer Kammer mit einer Simulationsrechnung nachbilden zu können, wird zunächst versucht, das Rechenmodell durch zulässige Annahmen zu vereinfachen. Es werden z.B. die Reibungs- und Massenkräfte der strömenden Flüssigkeit, sowie die Druckpulsation in der Hochdruckkammer nicht berücksichtigt, weil sie auf die Vorgänge beim Druckauf- und -abbau einen geringen Einfluß haben [H1, H2].

Die Änderungen des Kontrollvolumens V_z im Modell nach Bild 3 entstehen kinematisch durch Kompression bzw. Dekompression des eingeschlossenen Druckmediums und durch die zu- und abfließenden Leckölströme an den vorne und hinten dichten Flügel der Kammer. Die Leckage, die durch den Spalt zwischen Rotor, Druckplatte und Deckel erfolgen kann, der im Bereich $s \approx 10 \mu\text{m}$ liegt, wird zunächst in der Rechnung nicht mit einbezogen.

Differenzielle Änderungen des Druckes in einer Kammer infolge der Änderungen des Kontrollvolumens bei Annahme einer isothermen Verdichtung kann man wie folgt errechnen:

$$\frac{dp_z}{dt} = \frac{1}{\kappa V_z} (Q_z - 2Q_{a1} - Q_{r1} + 2Q_{a2} + Q_{r2} + Q_s + Q_{rs} - Q_{sch}) \quad (1)$$

Die Leckölströme über die axialen und radialen Spalten Q_{a1} , Q_{r1} ($i = 1, 2$), im Rotor-



3: Simulationsmodell für die Berechnung der Druckwechsellvorgänge in einer Kammer

schlitz Q_{rs} und die Schlepplängsströmung Q_{sch} können bei Annahme einer laminaren Strömung nach [B1] errechnet werden. Die Strömung durch den Steuerschlitz in der Drucknieren bzw. Saugnieren wird bestimmt durch:

$$Q_s = A_s \alpha_s \sqrt{\frac{2(p_a - p_z)}{\rho}} \text{sign}(p_a - p_z) \quad (2)$$

mit $A_s = f(\Phi)$, $\alpha_s = f(\Phi)$ und $\rho = f(p)$

Hierbei ist p_a der Druck im Anschlußvolumen, der in Abhängigkeit vom Drehwinkel zu $p_a = p_s$ oder $p_a = p_b$ wird. Das Kammervolumen V_z sowie der Volumenstrom Q_z sind durch die Geometrie der Pumpe bestimmt und können nach [W1] berechnet werden.

Für die Gl. (1) wurde mit Hilfe eines Rechenprogramms eine digitale Simulation durchgeführt. Im Programm sind die Prozeduren implementiert, die das geometrische Kammervolumen V_z sowie den Geometrievolumenstrom Q_z berechnen. Die Überströmfläche A_s ist eine Querschnittsfläche, die drehwinkelabhängig zwischen Kammer und Steuerschlitz bzw. Nieren freigegeben wird. Sie wird in einem Unterprogramm für verschiedene Winkelabschnitte durch geschlossene Ausdrücke angenähert. Der Durchflußbeiwert der Steuerschlitz α_s wurde aufgrund experimenteller Untersuchungen [W1] angenommen. Dabei wird die Druckabhängigkeit des Elastizitätsmoduls E_{ol} , der Dichte ρ und der dynamischen Viskosität η berücksich-

tigt [H1]. Außer der Elastizität des Fluids ist ebenfalls die Elastizität der Bauteile in der Pumpe bei der Berechnung der Druckwechsellvorgänge in einer Kammer zu berücksichtigen. Die Vorgehensweise bei der Berechnung der Elastizität der Bauteile ist in [R1] dargestellt.

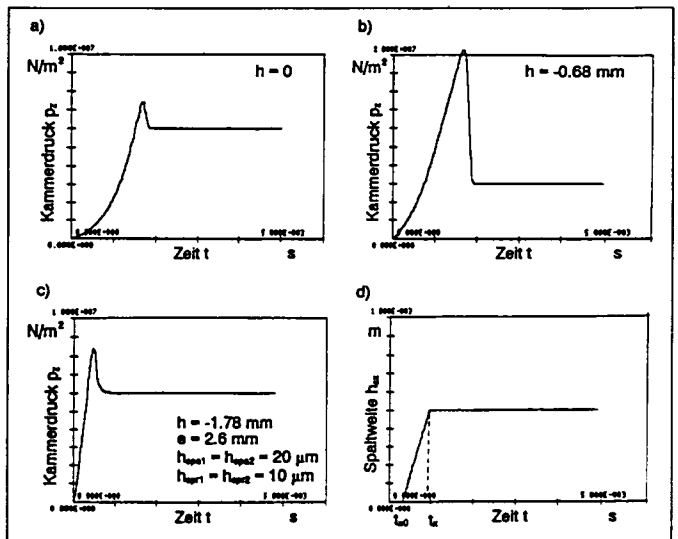
Als Untersuchungsobjekt wird eine handelsübliche regelbare einpolige Flügelzellenpumpe mit Einfachflügeln und Hubvolumen $V = 40 \text{ cm}^3$ verwendet. Aufgrund von Messungen an der untersuchten Pumpe können die axialen Spaltweiten mit $h_{spa1} = h_{spa2} = 20 \mu\text{m}$ angenommen werden. Das größere Problem stellt der Leckölstrom dar, der durch den Spalt zwischen Flügelkopf und Innenfläche des Hubrings erfolgt. In [R1] wurde angenommen, daß die Leckströme in diesen Spalten im Umsteuerbereich infolge der Flügelbeaufschlagung zu vernachlässigen sind. Im Gegensatz dazu wird in [W1] darauf hingewiesen, daß man ohne Berücksichtigung dieser Spalte keine realen Verhältnisse bei der Berechnung des Druckaufbaus bekommt. Dies gilt besonders für größere Höhenverstellungen, bei denen eine größere Vorkompression erfolgt. Mit Hilfe des dargestellten Rechenmodells kann der Einfluß der Höhenverstellung auf die Druckwechsellvorgänge theoretisch untersucht werden (Bild 4).

Aus den Berechnungen folgt, daß für die Höhenverstellungen gegen Null (Bild 4a) eine gute Übereinstimmung zwischen gemessenen und berechneten Verläufen des Druckaufbaus gefunden werden kann. Bei größeren Höhenverstellungen dagegen (Bild 4b) wird keine gute Übereinstimmung festgestellt. Die berechneten Kammerdrücke beim Druckaufbau sind vielfach größer als der Förderdruck und das Druckmaximum erfolgt viel später als bei den gemessenen Verläufen. Die Annahme eines konstanten Werts für die Radialspalte im Umsteuerbereich bringt ebenfalls keine realen Verhältnisse beim Druckaufbau.

Das Verhalten beim Druckaufbau für größere Höhenverstellungen kann durch das Flügelabheben der vorn dichtenden Flügel im Umsteuerbereich erklärt werden. Wenn der Kammerdruck über den Förderdruck steigt, ist der Flügel überkompen-

4: Simulationsergebnisse

- a) Druckaufbau bei $h = 0$,
- b) Druckaufbau bei $h = -0,68 \text{ mm}$,
- c) Druckaufbau bei $h = -1,78 \text{ mm}$,
- d) zusätzlicher Spalt $n = 1500 \text{ min}^{-1}$, $p_b = 6 \text{ MPa}$, $e = 2,6 \text{ mm}$

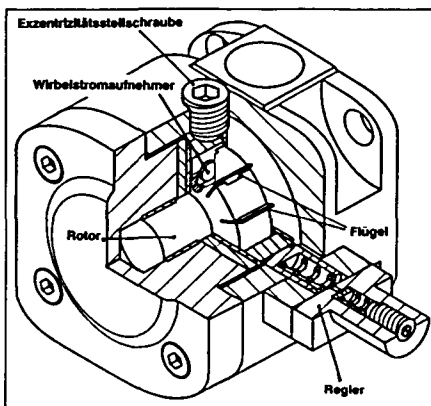


siert, d. h. die Druckkräfte, die auf den Flügelkopf wirken, sind größer als die von unten wirkenden Kräfte (Druckbeaufschlagung, Fliehkraft). Der Flügel erfährt eine nach innen zur Rotorachse wirkende Kraft und hebt vom Hubring ab. Erst nach diesem Abheben findet zwischen der Kammer und der Druckniete ein Druckausgleich statt.

Um diese Überlegungen nachzuprüfen, wird bei der Simulation des Modells angenommen, daß kurz nach dem Druckausgleich zwischen der Kammer und der Druckniete am vorne dichtenden Flügel ein zusätzlicher Spalt geöffnet wird (Bild 4d), um diesen Druckausgleich weiter zu gewährleisten. Aus Bild 4c folgt, daß diese Annahme bei größeren Höhenverstellungen die realen Verhältnisse beim Druckaufbau wiedergibt, d. h. die Flügel heben infolge des Drucküberschusses in der Kammer ab. Dies wurde durch Messungen der Flügelbewegungen bestätigt. Aus den Berechnungen folgt ferner, daß durch die Höhenverstellung die Verhältnisse beim Druckaufbau verbessert werden können, gleichzeitig aber schon für sehr kleine Höhenverstellungen in der Kammer am Ende des Druckaufbaus Unterdrücke entstehen, die sich ungünstig auf die Geräuschentwicklung auswirken [H2].

4 Messung der Flügelbewegungen

Am Institut für Werkzeugmaschinen wurde eine Methode zur Messung der Flügelpositionen in druckregelten Flügelzellenpumpen entwickelt. Die Meßmethode basiert auf induktiven Meßverfahren und macht sich den Wirbelstromeffekt zunutze. Es wurden Schalenkernspulen mit Folienkondensatoren als LC-Schwingkreis im Rotor bei jedem Schlitz eingebaut (Bild 5). Taucht der Flügel in den Schlitz vor der Spule, werden in diesem Wirbelströme induziert, die auf die Spule rückwirken und damit die Eigenfrequenz des Schwingkreises ändern. Eine Auswertelektronik, die außerhalb der Pumpe auf der Antriebswelle sitzt, setzt diese Frequenzänderungen in proportionale Spannungen um. Damit wird es möglich, verstärkte Gleichstromsignale über Präzisionsschleifringe zu übertragen.



5: Einbaulage der Meßspulen im Rotor

Die Speisung der Meßaufnehmer erfolgt über zunächst ungeglättete Gleichstromquellen, die auf der Welle stabilisiert werden. Dieses Meßsystem erweist sich als stabil bzgl. des Dauerbetriebs und liefert reproduzierbare Werte.

In Bild 6 werden typische Meßverläufe der Flügelbewegungen für verschiedene Förderdrücke aufgezeigt. Aus Bild 6 folgt, daß der Abhebevorgang periodisch am Ende des Druckbereichs erfolgt. Im weiteren Verlauf (im Saugbereich) beharrt der Flügel in seiner Position bzw. führt eine zur Sollkurve parallele Bewegung durch, anstatt sich dem Hubring zu nähern. Erst am Anfang der Druckbeaufschlagungsniete, im Umsteuerbereich Saug-Druck, erfährt der Flügel eine Kraft nach außen und schlägt gegen den Hubring an. Die Entfernung des Flügels zum Hubring beim Erreichen der Druckbeaufschlagungsniete hängt dabei vom Betriebsdruck ab. Über die dabei ausgelosten Stöße werden der Hubring und das Pumpengehäuse zu Schwingungen angeregt. Dieser Fall ist hinsichtlich der Verschlechterung des Pumpenwirkungsgrads und der Zunahme des Geräuschpegels am kritischsten.

5 Schwingungsmodell für die Flügelbewegung

Für die Untersuchung der radialen Bewegungen des einzelnen Flügels wird das in Bild 7 dargestellte Modell angenommen. Die Auswirkung des angenommenen Spalts

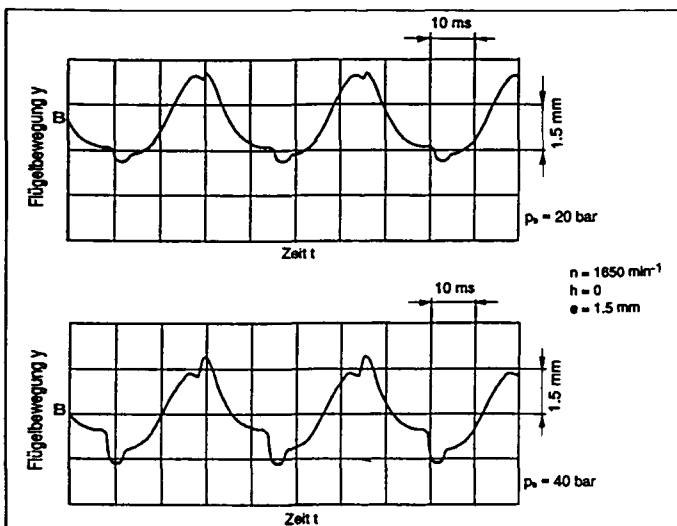
bzw. Schmierfilms zwischen Flügelkopf und Hubring wird über ein dämpfungselastisches Element berücksichtigt. Die Federkennlinie in diesem Element ist nicht linear. Die Federsteifigkeit $c_{hd,L}$ an der Berührungsstelle zwischen dem Flügelkopf und Hubring entspricht der Federsteifigkeit des Ölfilms, solange ein radialer Spalt zwischen Flügelkopf und Hubring vorhanden ist [C1] oder der Federsteifigkeit für eine metallische Linienberührung [E1], falls es zu einem Kontakt zwischen Flügelkopf und Hubring kommt. Der Dämpfungskoeffizient k_s berücksichtigt die Wirkung des Ölfilms zwischen Flügelkopf und Hubring. Die viskose Dämpfung, die der Flügel bei einer radialen Bewegung im Rotor-schlitz erfährt, ist mit Hilfe des Dämpfungskoeffizienten k_v berücksichtigt. Weil in den Umsteuerbereichen beim Umlauf des Flügels die tangentialen Druckkräfte nicht ausgeglichen sind, wird zusätzlich die Reibungskraft F_{rc} im Rotorschlitz berücksichtigt. Die Zentrifugal- und die Tragheitskraft des Flügels sind im Modell mit F_z und F_b bezeichnet. k_d beschreibt die dämpfende Auswirkung des Öls unter dem Flügel, die infolge der Drosselverluste in den Zufuhrbohrungen erfolgt. Bei der Annahme, daß mit $y_h(t)$ der Weg der Bahnkurve und mit $y(t)$ die Bewegung der Masse m des Flügels beschrieben werden kann, wird die Bewegungsgleichung allgemein zu:

$$m\ddot{y} + k_s(\dot{y} - \dot{y}_h) + k_d\dot{y} + c_{hd,L}(y - y_h) = F_p + F_z - F_r \quad (3)$$

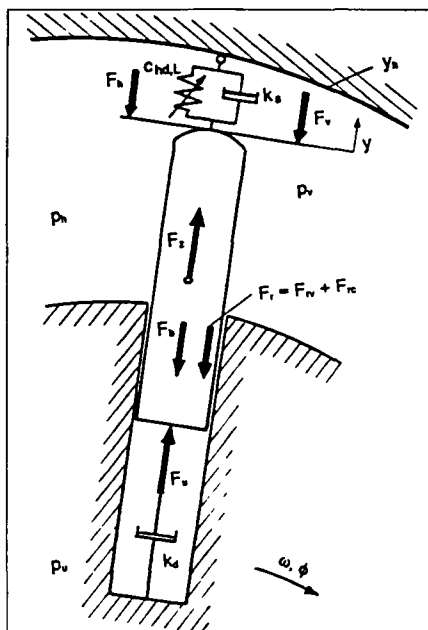
Die Druckkräfte F_p , die auf die Flügel wirken, ändern sich dabei in Abhängigkeit von der Winkellage des Flügels. Die resultierende radiale Druckkraft, die auf den Flügel wirkt, kann man damit errechnen als:

$$F_p = F_u - F_v - F_h \quad (5)$$

Um diese Kraft zu bestimmen, ist die Kenntnis des Druckverlaufs in einer Kammer während des Umlaufes sowie des Druckverlaufs unter den Flügeln erforderlich.



7: Schwingungsmodell für einen Flügel



6: Einfluß des Betriebsdrucks auf die Flügelbewegungen

Für die Berechnung werden diese Druckverläufe aufgrund der durchgeführten Messungen für den Druckaufbau und Druckabbau in einer Kammer und für die Druckverläufe unter dem Flügel angenähert [H1, W1]. In **Bild 8** sind exemplarisch die angenommenen Druckverläufe an der Vorder- und Rückseite des Flügels, unter dem Flügel sowie die resultierende Druckkraft beim Umlauf des Flügels dargestellt.

Die viskose Reibkraft des Flügels im Rotorschlitz kann mit dem Newton'schen Schubspannungsgesetz [B1] errechnet werden zu:

$$F_{rv} = \frac{2\eta b n}{h_{rs}} (l_n - y) \dot{y} \quad (6)$$

Dabei wird vorausgesetzt, daß die Spalte parallel und auf beiden Seiten des Flügels angeordnet sind. Außer der viskosen Reibkraft des Flügels im Rotorschlitz entsteht eine zusätzliche Reibkraft F_{rc} , die durch tangential Belastungen des Flügels verursacht wird. Diese Reibkraft entsteht in den Umsteuerbereichen, wenn die Drücke an der vorderen und hinteren Seite des Flügels ungleich sind. Infolge der tangentialen Belastungen erfolgt ein Umkippen des Flügels, und es entstehen die Reaktionskräfte im Rotorschlitz N_1 und N_2 , die in **Bild 9** dargestellt sind.

Die tangentialen Belastungen des Flügels bzw. die Reaktionskräfte N_1 und N_2 im Rotorschlitz sind für den Umsteuerbereich Druck-Saug kleiner als im Umsteuerbereich Saug-Druck. Der Unterschied zwischen den Reaktionskräften in beiden Umsteuerbereichen hängt von der Exzentrizität und von der Höhenverstellung ab. Im Fall eines Drucküberschusses folgt eine entsprechende stoßartige tangential Belastung des Flügels. Diese Belastungen ha-

ben einen Einfluß auf die Verschleißspuren an den Flügeln (seitliche Laufspuren) und am Hubring, die sich im Umsteuerbereich Saug-Druck ausbilden und im Versuch mehrfach festgestellt wurden [W1].

Die Reibkraft am Flügel im Rotorschlitz infolge der tangentialen Belastungen des Flügels ist zu bestimmen aus:

$$F_{rc} = \mu N_1 + \mu N_2 \quad (7)$$

Die resultierende Reibkraft des Flügels im Rotorschlitz ergibt sich aus:

$$F_r = F_{rv} + F_{rc} \quad (8)$$

Der Ölfilm zwischen Flugelkopf und der Innenfläche des Hubringes besitzt neben der Tragfähigkeit ebenfalls eine dämpfende Wirkung. Bei der Spaltverkleinerung zwischen Flugelkopf und Innenfläche des Hubringes muß das dort befindliche Ölolumen verdrängt werden. Dieser Vorgang wird in der Literatur als Squeeze-Film-Dämpfung bezeichnet und entspricht einer einseitigen viskosen Dämpfung [C1].

Bei der Bewegung der Flügel nach innen zur Rotorachse wird ein Teil des Ölolumens unter dem Flügel in die Druckbeaufschlagungsniere verdrängt, die ihrerseits über eine Zufuhrbohrung mit der Druckseite verbunden ist. Bei der Bewegung des Flügels in Gegenrichtung muß entsprechend Volumen angesaugt werden. Die Verbindung zwischen dem Raum unter den Flügeln und dem Druck- bzw. Saugbereich erfolgt mittels der Zufuhrbohrungen, in welchen Druckverluste entstehen. Die Dämpfungskraft infolge des Druckverlustes Δp_b der Zufuhrbohrung kann bestimmt werden aus:

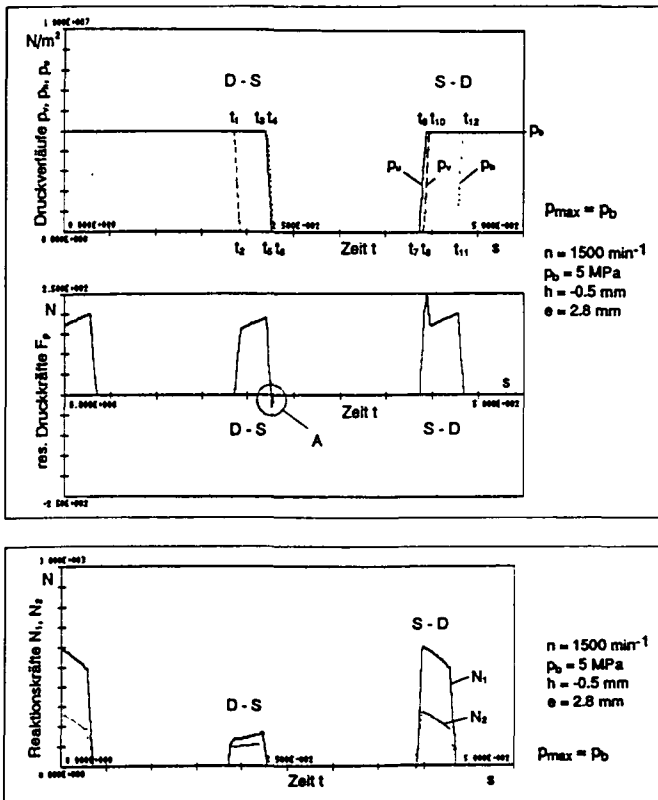
$$F_d = \frac{8 \eta l_b b n d_n}{r_b^4} \dot{y} \quad (9)$$

Aus Gl. (9) ergibt sich, daß die Dämpfungskräfte im Raum unter dem Flügel um so größer werden je schneller die Pumpe läuft und je kleiner die Durchflußflächen der Zufuhrbohrung sind. Außerdem können die Trägheitskräfte des Öls, das sich unter dem Flügel und in Verbindungskanälen sowie in den Nieren befindet, einen Einfluß auf die Dämpfung im Raum unter dem Flügel haben. Diese Tragfähigkeitskräfte werden zunächst bei der Rechnung nicht berücksichtigt.

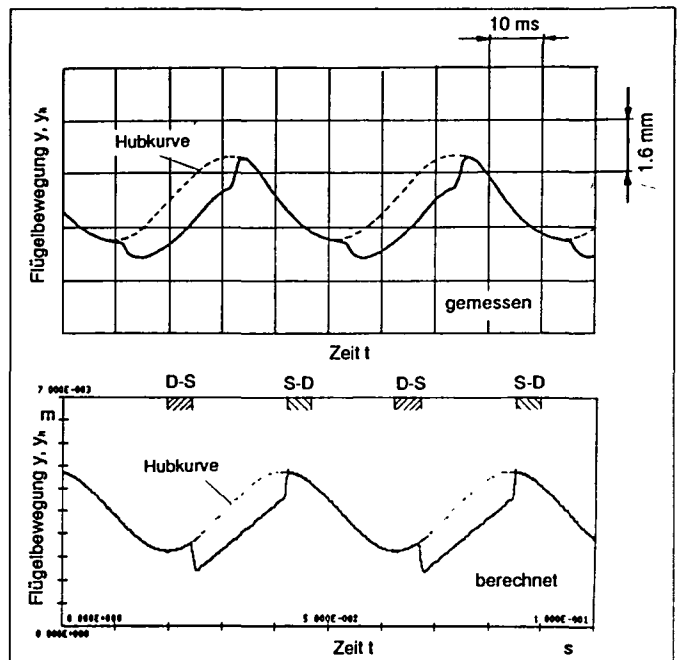
6 Vergleich zwischen gemessenen und errechneten Verläufen

Die Bewegungsgleichung des Flügels (3) wurde mit Hilfe der digitalen Simulation gelöst. Die Druckverläufe p_v , p_n und p_u wurden im Programm für die einzelnen Winkelbereiche eingegeben. Die anderen Größen, wie die Reaktionskräfte und Reibungskräfte im Rotorschlitz, Dämpfungskräfte usw. wurden in Abhängigkeit von der Winkellage des Flügels und Spaltweite zwischen Flugelkopf und Hubring im Programm berechnet.

Bei größeren Forderdrücken wurde überwiegend das im **Bild 10** oben dargestellte Verhalten gemessen. Vergleicht man in diesem Fall die gemessenen und berechneten Verläufe, so stellt man fest, daß Unterschiede im Saugbereich sowie im Umsteuerbereich Druck-Saug bestehen. Bei der Berechnung ist für das Abheben der Flügel am Ende des Umsteuerbereichs Druck-Saug eine nach innen gerichtete Druckkraft verantwortlich (Bild 8, A). Diese Druckkraft entsteht theoretisch nur dann, wenn der Druck unter dem Flügel früher als der Druck in der Kammer abge-



8: Druckverläufe p_v , p_n , p_u und resultierende Druckkraft beim Umlauf des Flügels



10: Vergleich zwischen gemessenen und berechneten Verläufen der Flügelbewegungen

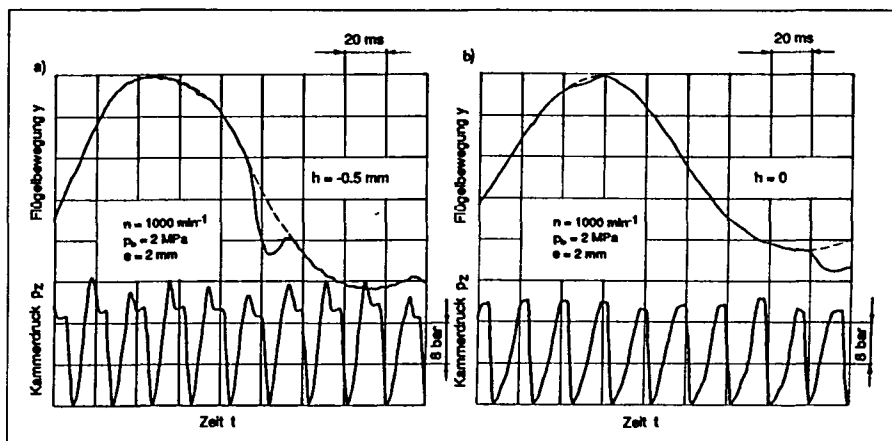
9: Reaktionskräfte infolge der tangentialen Belastungen des Flügels

Verwendete Formelzeichen:

A_s	Überströmfläche	m^2
b_n	Flügelbreite	m
$c_{hd,LL}$	Federsteifigkeit	N/m
d_n	Flügelstärke	m
e	Exzentrizität des Hubringes	m
F_b	Trägheitskraft des Flügels	N
F_d	Dämpfungskraft	N
F_h	Druckkraft an der Rückseite des Flügels	N
F_p	resultierende Druckkraft am Flügel	N
F_r	resultierende Reibkraft des Flügels	N
F_{rc}	Reibkraft des Flügels im Rotorschlitze	N
F_{rv}	viskose Reibkraft des Flügels im Rotorschlitze	N
F_u	Druckkraft an der Unterseite des Flügels	N
F_v	Druckkraft an der Vorderseite des Flügels	N
F_z	Flichkraft des Flügels	N
h	Höhenverstellung des Hubringes	m
l_b	Länge der Zufuhrbohrung	m
l_n	Flügelstärke	m
m	Masse des Flügels	kg
n	Drehzahl	min^{-1}
p_b	Betriebsdruck	N/m^2
p_h	Druck an der Rückseite des Flügels	N/m^2
p_u	Druck an der Unterseite des Flügels	N/m^2
p_v	Druck an der Vorderseite des Flügels	N/m^2
p_s	Saugdruck	N/m^2
p_z	Kammerdruck	N/m^2
r_b	Radius der Zufuhrbohrung	m
y	Koordinate für die Flügelbewegung	m
y_h	Sollbewegung des Flügels (Hubkurve)	m
α_s	Durchflußbeiwert	-
κ	Kompressibilitätsfaktor	m^2/N
μ	Reibungskoeffizient	-
Φ	Drehwinkel	rad
ω	Winkelgeschwindigkeit	rad/s

baut wird. Es ist ebenfalls ersichtlich, daß sich der Flügel, nachdem er den unteren Totpunkt passiert, bis zum Ende des Umsteuerbereiches Druck-Saug nach außen bewegt. Erst danach erfolgt das Abheben (Bild 10).

Die gemessenen Verläufe zeigen ein früheres Abheben der Flügel vom Hubring als bei der Berechnung und zwar bereits am Ende der Druckniete. Es kommt dann im Umsteuerbereich Druck-Saug zu einer größeren Bewegung des Flügels nach innen zur Rotorachse hin. Die Erklärung dafür ist in den Kraftverhältnissen am Flügel zu suchen, die die Bewegungen des Flügels zwischen Druck- und Saugbereich zusätzlich beeinflussen und bisher im Modell noch nicht beschrieben wurden. Aufgrund der Messungen kommt man zu der Erkenntnis, daß der Flügel am Anfang des Umsteuerbereiches Druck-Saug nicht dichtend am Hubring anliegt und eine zusätzliche Kraftkomponente in Richtung Rotorachse in Frage kommt. Für die Entstehung eines Spalts zwischen Flügelkopf und Hubring können die Reibungskräfte und die Dämpfungskräfte an der Flügelunterseite verantwortlich sein, die bei einer Bewegung des Flügels im Rotorschlitze nach außen entgegenwirken. Wenn dann zwischen beiden Seiten des Flügels ein Druckunterschied auftritt, wird bereits bei einem geringen Spalt zwischen Flügelkopf und Hubring die hydrodynamische Tragkraft durch die Strömungskraft einer über den Flügelkopf verlaufenden Druckausgleichsströmung überlagert. Diese beiden Kräfte können als die Ursache für die gemessene größere Bewegung des Flügels nach innen am Anfang



11: Gemessene Verläufe von Druckaufbau und Flügelbewegung

des Umsteuerbereiches Druck-Saug angesehen werden. Die Auswirkung der Reibungskräfte im Rotorschlitze, der Strömungskräfte am Flügelkopf und der Dämpfungskräfte im Raum unter den Flügeln auf das Flügelabheben wird derzeit sowohl experimentell als auch theoretisch weiter untersucht.

Besonders bei niedrigen Drücken erfolgt das Flügelabheben auch an anderer Stelle und zwar am Ende des Umsteuerbereiches Saug-Druck infolge der Überkompensation des Flügels, was bei der Berechnung des Druckaufbaus im Fall überhöhter Vorkompression berücksichtigt werden muß (Pkt. 3). Um festzustellen, ob die Drucküberschüsse in einer Kammer für das Abheben des Flügels am Ende des Umsteuerbereiches Saug-Druck verantwortlich sind, wurden zeitgleich die Druckaufbauverläufe in den Kammern und die Flügelbewegungen gemessen. Die Ergebnisse aus dieser Messung sind in Bild 11 dargestellt.

Es ist deutlich zu erkennen, daß kurz nachdem der Kammerdruck den Förderdruck überschreitet (Bild 11a), das Abheben des betrachteten Flügels stattfindet. Hierdurch wird ein Druckausgleich zwischen der Kammer und dem Druckbereich ermöglicht. Dieses Ergebnis ist bei größeren Höhenverstellungen zu erzielen. Bei den Höhenverstellungen, bei welchen eine Druckanpassung erfolgt und keine Drucküberschüsse entstehen, stellt man kein Flügelabheben am Ende des Umsteuerbereiches Saug-Druck (Bild 11b) fest.

7 Zusammenfassung

Der vorliegende Beitrag beschreibt die Ergebnisse aus Untersuchungen zu Druckwechsellvorgängen und Flügelbewegungen an einer Flügelzellenpumpe. Aus den durchgeführten Untersuchungen folgt, daß die Druckwechsellvorgänge mit dem Flügelverhalten eng verbunden sind. Es ist festzustellen, daß das unerwünschte Flügelabheben auf hydraulische Vorgänge und Kräfte zurückzuführen ist. Bei einer zu großen Vorkompression erfolgt das Flügelabheben am Ende des Umsteuerbereiches zwischen Saug- und Druckseite. Über das Ausmaß des Abhebens im Saugbereich entscheiden die Strömungskräfte bzw. die hydrodynamischen Tragkräfte am Flügelkopf sowie die Reibungskräfte im Rotorschlitze

und die Dämpfungskräfte im Raum unter dem Flügel. Der Vergleich der Simulationsergebnisse mit experimentellen Untersuchungen zu den Flügelbewegungen läßt, trotz vieler vereinfachender Annahmen, die bei der Erstellung des Schwingungsmodells für einen Flügel gemacht wurden, eine relativ gute Übereinstimmung erkennen. Mit den gewonnenen Erkenntnissen können Maßnahmen abgeleitet werden, die das Abheben der Flügel vom Hubring vermindern sollen. Diese Maßnahmen werden so aufbereitet, daß sie bei der Entwicklung neuer Pumpen gezielt genutzt werden können. Dadurch ist eine Verbesserung des Wirkungsgrads und eine Verminderung der Geräuschabstrahlung von druckgeregelten Flügelzellenpumpen zu erzielen.

Literaturhinweise

- [B1] Backé, W. Grundlagen der Ölhydraulik. Umdruck zur Vorlesung an der RWTH Aachen, 6. Auflage, 1986
- [C1] Cameron, A. Principles of lubrication. London Longmans Green, 1966
- [E1] Eschmann, P., Hasbargen, L., Wiegand, K. Walzlagerpraxis Oldenburg-Verlag, 1979
- [H1] Haarhaus, M. Geräuschenstehung und Geräuschminderung bei Axialkolbenpumpen in Schraubscheibenbauweise. Dissertation, TH Aachen, 1985
- [H2] Heisel, U., Fiebig, W., Matten, N. Druckwechsellvorgänge in druckgeregelten Flügelzellenpumpen. O + P Ölhydraulik und Pneumatik • Nr 12, 1991
- [O1] Ortung, H. Berechnung physikalischer Belastungsgrößen im Flügel/Hubring Gleitkontakt einer Flügelzellenpumpe. O + P Ölhydraulik und Pneumatik • Nr 11, 1990
- [R1] Romer, H. J. Experimentelle und theoretische Untersuchungen zum Geräuschverhalten von Flügelkonstantpumpen. Dissertation, TH Darmstadt, 1982
- [W1] Widmann, R. Geräuschminderung bei druckgeregelten Flügelzellenpumpen. Dissertation, Universität Stuttgart, 1985
- [W2] Wüsthof, P. Theorien und Messungen zu charakteristischen Problemen der hydrostatischen Flügel-Pumpen. Dissertation, TH Eindhoven, 1969