

Gahrmel

NATIONALE VOLKSARMEE
Offiziershochschule der LSK/LV
„Franz Mehring“

Aerodynamik

der Grenzflugzustände
und kritischen Flugzustände

NATIONALE VOLKSMARINE
OFFIZIERSHOCHSCHULE DER LS^K/T^V
"FRANZ MEHLING"
Sektion Fliegerwesen Ausbildung
- Lehrstuhl Technische Ausbildung -

AERODYNAMIK
der Grenzschicht und kritischen Flugmetrische

Aus sowjetischen Ausbildungsmaterialien übersetzt und
bearbeitet von Oberstleutnant Dipl.-Ing. A. Arnhold

- 1977 -

Inhalt	Übersicht	Seite
1.	Grenzflugzustände und Flugbegrenzungen	5
1.1.	Zweite aerodynamische Flugregime	5
1.1.1.	Grengeschwindigkeit; Bereich der zweiten aerodynamischen Regime	7
1.1.2.	Verhalten des Flugzeuges im zweiten aerodynamischen Regime	12
1.1.3.	Steuerung des Flugzeuges im zweiten aerodynamischen Regime beim geschdlinigen Fluge	14
1.1.4.	Besonderheiten des Vollkreises (Krevenflug)	17
1.1.5.	im zweiten aerodynamischen Regime mögliche Fälle des Übergangs des Flugzeuges in das zweite aerodynamische Regime	21
1.2.	Verhalten des Flugzeuges bei großen Anstellwinkeln und kleinen Fluggeschwindigkeiten	23
1.2.1.	Aerodynamische Charakteristik des Flugzeuges, Betriebs- und Grenzflugzustände	23
1.2.2.	Besonderheiten der Längsstabilität und -steuerbarkeit bei großen Anstellwinkeln	27
1.2.3.	Besonderheiten der Seitenstabilität und -steuerbarkeit bei großen Anstellwinkeln	29
1.2.4.	Empfehlungen für den Flugsauftritt zur Gewährleistung der Flugsicherheit beim Fluge mit großen Anstellwinkeln und kleinen Gerätengeschwindigkeiten	31
1.3.	Der Flug mit Grenzgerategeschwindigkeiten	33
1.3.1.	Physikalischer Sinn der Begrenzung durch V_G	36
1.3.2.	Begrenzung der Gerätегeschwindigkeit der Schnell- und Kampfflugzeuge	37
1.3.3.	Besonderheiten der Steuertechnik bei Gerätегeschwindigkeiten nahe der maximalen zulässigen	39
1.4.	Der Flug bei Grenzmachzahlen	43
1.4.1.	Physikalischer Sinn der Machahlbegrenzung	43
1.4.2.	Begrenzung der Machzahl und deren Gründe für die Flugzeuge L-29, L-39, MiG-21	45
1.4.3.	Besonderheiten des Fluges mit Grenzmachzahlen	45

2*	Kritische Flugzustände	55	2.4.* Aero-Inertialdrehung des Flugzeuges	86
2*1.*	Akkippen des Flugzeuges	55	2.4.1. Physikalisches Wesen der Aero-Inertial-drehung	86
2*1.1.*	Wesen des Akkippens, Akkippengeschwindigkeit und ihre Abhängigkeit von verschiedenen Faktoren	56	2.4.2. Bedingungen und Anzeichen für das Auftreten der Aero-Inertialdrehung des Flugzeuges	93
2*1.2.*	Akkipverhalten des Flugzeuges	61	2.4.3. Verhalten des Flugzeuges MiG-21 bei der Aero-Inertialdrehung	94
2*1.3.*	Handlungen des Flugzeugführers bei unbedachtigtem Akkippen des Flugzeuges MiG-21	64	2.4.4.* Handlungen des Flugzeugführers zum Verhindern der Aero-Inertialdrehung und zum Ausleiten aus ihr	98
2*1.4.*	Besonderheiten des Akkippens des Flugzeuges L-39 und Handlungen des Flugzeugführers zum Ausleiten	65		
2*2.*	Trudeln	65		
2*2.1.*	Physikalisches Wesen des Trudelns	66		
2*2.2.*	Charakter des normalen Trudelns mit dem Flugzeug MiG-21	68		
2*2.3.*	Ausleiten des Flugzeugen aus den normalen Trudeln	69		
2*2.4.*	Charakteristik des Rücktrudelns	70		
2*2.5.*	Ausleiten des Rücktrudelns	71		
2*2.6.*	Bemühung des Bremssehirms zum Verhindern des Trudelns	72		
2*2.7.*	Handlungen des Flugzeugführers zum Verhindern des Akkippens und des Trudelns mit dem Flugzeug MiG-21	73		
2*2.8.*	Bemüdtheiten des Trudelns mit dem Flugzeug L-39 und Handlungen des Flugzeugführers zum Ausleiten desselben	74		
2*3.*	Selbständiges Vergrößern des Anstellwinkels und des Lastvielfachen und des Hineingehen in den Sturzflug	75		
2*3.1.*	Selbständiges Vergrößern des Anstellwinkels und des Lastvielfachen infolge Geschwindigkeitseinfluß	75		
2*3.2.*	Selbständiges Vergrößern des Anstellwinkels und des Lastvielfachen infolge Strömungsaufriß am Tragflügel	80		
2*3.3.*	Selbständiges Vergrößern des Anstellwinkels und des Lastvielfachen infolge Ausfalls von Beuteilen der Längssteuerung	82		
2*3.4.*	Hineingehen in den Sturzflug	84		

Einführung

Das Manövriren erfordert bei den Schul- und Gefechtsflügen die effektive Nutzung der flugtechnischen Möglichkeiten des Flugzeuges im bestimmten Geschwindigkeits-Röhrenbereich bis hin zu den Grenzen der vorgezeichneten Flugparameter. Für ein sicheres Steuern muß der Flugzeugführer das physikalische Wesen der Flugbegrenzungen, die anzeigen den Übergangs in Grenzflienzustände und des Verhaltes des Flugzeuges in ihnen, die Besonderheiten der Steuertechnik und die -Einhören in besonderen Fällen dabei kennen.

Grenzflienzustände sind solche Flugzustände, die sich nahe an den Flugbegrenzungen befinden. Zu ihnen gehören:

- der Flug mit großen Anstellwinkeln (großen Lastvielfachen) und kleinen Gesenkwindigkeiten,
- der Flug in der Nähe der maximal zulässigen Gerütegeschwindigkeit,
- der Flug in der Nähe der maximal zulässigen Machzahl.

Die genannten Grenzflienzustände und auch der physikalische Sinn der Flugbegrenzungen werden im ersten Teil nicht betrachtet. Dort befindet sich auch ein Abschnitt zum zweiten aerodynamischen Flugregime, wegen dessen Besonderheiten und engen Beziehungen mit den Grenzflienzuständen.

Im Falle des Überschreitens der Flugbegrenzungen durch den Flugzeugführer ist es möglich, daß sich gefährliche Flugbewegungen entwickeln, für deren Bevältigung ungewohnte Steuertechniken erforderlich werden. Solche Flugzustände heißen kritische Flugzustände, zu ihnen gehören:

- das Abkippen,
- das Trudeln,
- das selbständige Verglüfern des Lastvielfachen und des Anstellwinkels,
- das Hineingehen in den Sturzflug,
- die Trügheitsdrehung.

Ein beachtliches Einleiten dieser Flugzustände ist verboten, was die Demonstration und das Erarbeiten praktischer Fertigkeiten in der Steuertechnik durch Schulflüge ausschließt. Deshalb gewinnen bei unbedachtigtem Einnehmen kritischer Flugzustände feste Kenntnisse des Wesens dieser Erscheinungen und die begründete Reihenfolge der Handlungen eine entscheidende Bedeutung. Dabei stellt sich das vorliegende Material auf die Erfahrungen einer sowjetischen Fliegerschule, die diese bei der Heranbildung von

Flugzeugführern auf den Flugzeugen L-29, L-39 und MiG-21 gewinnen konnte. Besonders interessant für uns sind das Niveau der behandelten Problems, der methodische Aufbau des Stoffes und die einheitliche Terminologie. So stellt dieses Material eine wertvolle Stütze für den Flugzeugführer dar, sein Flugzeug als Waffe bis hin zu den Leistungsgränen zu nutzen, um den Sieg im Luftkampf auch unter komplizierten Bedingungen zu erringen.

Anmerkung: Die für die Flugzeugtypen angeführten Angaben entbinden den Flugzeugführer nicht der Pflicht, sich die für die jeweiligen Modifikationen gültigen Angaben zu erarbeiten. Nutzen Sie dazu den Band I der Flugzeugbeschreibung "Flugcharakteristiken" sowie die Anleitungen zur Steuertechnik und Inbetriebnahme der Flugzeuge.

1. Grenzfluggeschwindigkeiten und Flugbegrenzungen

1.1. Zweite aerodynamische Flugregime

Bei einem Teil des fliegenden Personals gibt es die Meinung, daß der Übergang in das zweite aerodynamische Regime unvermeidlich zu Geschwindigkeitsverlust und Abrippen des Flugzeuges führt. Das ist eine falsche Vorstellung, die sich vor allem aus der schlechten Kenntnis der Flugdynamik durch diese Flugzeugführer, aber auch durch die völlig unzureichende Behandlung dieser Fragen in den Veröffentlichungen der technischen Akademien und der Schulen, erklärt. Der Flug im zweiten aerodynamischen Regime ist möglich und bei fehlerfreier Steuertechnik ungefährlich. Nur ist es nötig, einige Besonderheiten des Verhaltens des Flugzeuges zu kennen, deren physikalischen Wesen zu verstehen und dies im Verlaufe des Fluges richtig zu berücksichtigen.

Die Theorie des Fluges in den zweiten aerodynamischen Regimen wurde genügend ausführlich von Oberst W. N. Mednikow ausgearbeitet. —

Zgentlich besteht sich der Begriff zweiten aerodynamischen Regimes auf den gleichförmigen Flug, d. h. den Flug mit konstanter Geschwindigkeit. Eine solche Betrachtung der Bewegung kann sich auf den geradlinigen Horizontal-, Steig- und Gleitflug, aber auch auf den Vollkreis und die Spirale beziehen. In der Flugbetriebsvorschrift (DV 101/0/001) gibt es folgende Definition: "Das zweite Flugregime eines Flugzeuges ist das Regime, bei dem eine zufällige Erhöhung der Geschwindigkeit zu einem positiven und eine Verringerung der Geschwindigkeit zu einem negativen Schubüberschuss führt. Dabei führt die Umverteilung der Langskräfte zu einer noch größeren Abweichung der Geschwindigkeit vom Ausgangswert."

Zu den Langskräften gehören (Abb. 1):

- die Schubkraft F_S
- die Längskomponente des Fluggewichtes $F_G \cdot \sin \Theta$
- der Widerstand F_W .

Zu den Normalkräften gehören:

- die Vertikalkomponente des Auftriebes $F_A \cdot \cos \Theta$
- die Normalkomponente des Fluggewichtes $F_G \cdot \cos \Theta$.

(Bei kleinen Behneseinwinkel kann man $F_G \cdot \cos \Theta = F_G$ setzen)

Als Schubüberschuss im Horizontallistung bezeichnet man die Differenz von F_S und F_W

$$F_S = F_{S, \text{ref}} - F_{S, \text{ref}} \cdot \sin \Theta = F_{S, \text{ref}}$$

Im Bahneigungsflug beträgt die algebraische Summe der Langskräfte

$$F_S = F_W + F_G \cdot \sin \Theta = 0$$

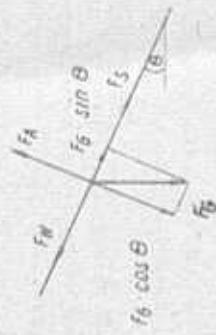


Abb. 1

1.1.1. Grenzgeschwindigkeit. Bereich des zweiten aerodynam. Regimes

Vor allem aus der Flugzeugführner wissen, unter welchen Bedingungen und bei welchen Geschwindigkeiten er in die zweiten aerodynamischen Regime gelangt. Zur Definition der Grenzgeschwindigkeit und der Bereiche des zweiten aerodynamischen Regimes benutzt man die Kurven des verruggabaren und des erforderlichen Schubes (für den Horizontalaufzug) des Flugzeuges — die Schubkurven (Schubwinkelkurven).

Aus der Definition folgt, daß das zweite Flugregime an der Stelle auftritt, an der sich der Schubüberschuss mit wachsender Geschwindigkeit vergrößert, d. h. der Schub des Flugzeuges für den Horizontalaufzug bei einer sinkt langsammer (entsprechend verringert sich F_S bei Verringerung der Geschwindigkeit schneller als F_W zunimmt).

Die ungeheure Änderung des Schubüberschusses (Verringerung mit Geschwindigkeitszuwachs) entspricht dann dem ersten aerodynamischen Flugregime. Offensichtlich liegt die Grenzgeschwindigkeit zwischen den Regimen bei der Geschwindigkeit, bei welcher F_S (v) und F_W (v) den gleichen Anstieg aufweisen.

Bei der grafischen Darstellung der Punktionen F_S (v) und F_W (v) müssen in diesem Punkt die Tangenten parallel sein oder müssen sich beide Kurven berühren. Die Längskomponente des Fluggewichtes $F_G \cdot \sin \Theta$ beeinflußt die Grenzgeschwindigkeit nicht, sondern sie hängt nur vom Bahneigungswinkel und nicht von der Fluggeschwindigkeit ab (ihre Ableitung nach der Geschwindigkeit ist null).

Belieblich wird die Abhängigkeit des Schubes von der Geschwindigkeit vom Typ des Triebwerkes und dessen Arbeitsregime bestimmt, der Widerstand vom Anstellwinkel (Größe des normalen Lastvierecks), der Machzahl und der Lastvariante. Von diesen Größen wird entsprechend auch die Grenzgeschwindigkeit abhängen.

Betrachten wir Ihre Definition anhand eines gleichflügeligen Steigfluges, für den die Kurve des verfügbaren Schubes mit hinzutohender Gennigkeit gilt. Die Widerstandscurve wird sich in dem Maße, wie der Steigwinkel vergrößert wird, parallel zur Ordinate nach oben verschieben. Beim maximalen Steigwinkel wird die Kurve nur noch einen Berührungs punkt (mit F_S , vert.) besitzen, welcher auch die Grenzgeschwindigkeit bestimmt. Auf diese Weise kann man auch die Grenzgeschwindigkeit nahe der Gipfelhöhe des Flugzeugs ermitteln, man benötigt nur die Schubkurven.

Für die TL (R-11 P oder M-701) ist bei Unterschallgeschwindigkeit und bei Betrieb ohne Nachbrenner eine nur unbedeutende Änderung des Schubes mit der Geschwindigkeit kennzeichnend, deshalb wird die Grenzgeschwindigkeit hauptsächlich durch den Verlauf der Kurve F_W (Abb. 2) bestimmt. Die Berührungs der Kurven ergibt sich dabei in einem Punkt, der nahe der günstigen Geschwindigkeit liegt (Abb. 2). Deshalb eben nimmt man sie auch als Grenzgeschwindigkeit an. Die rechte Grenze des I. Reg. ist V_{MAX} des Horizontalflugens, die linke des II. Reg. ist V_{MIN} . Der erlaubte (nutzbare) Bereich der II. Reg. geht von V_{GRENZ} bis zu V_{EV} . Außerdem das TW mit Nachbrenner, vergrößert sich F_S bei Geschwindigkeitszuwachs und in diesem Falle wird die Grenzgeschwindigkeit größer als V_{GRENZ} (Abb. 3).

Abb. 2: Bereich I. und II. Reg. bei $V \ll n$, TL ohne HB

Abb. 3: Bereich I.+II. Reg., TL

In Tabelle 1 werden V_{GRENZ} und V_{EV} für die Flugzeuge L-29, L-39 und MIG-21 beim normalen Flug in Bodennähe angegeben ($LK = 0^\circ$).

Tabelle 1

Regime	L-29	MIG-21
vglimit in $\text{km} \cdot \text{h}^{-1}$	255	450...500
V_{GRENZ} in $\text{km} \cdot \text{h}^{-1}$	250	500
V_{EV}		620...650

Für das Flugzeug L-39 liegt in $H=2000 \text{ m}$ die Grenzgeschwindigkeit nahe an der günstigen.

Die Änderung der Leitvariante (Konfiguration) beeinflusst die Größe der V_{GRENZ} bedeutend und entsprechend auch V_{EV} .

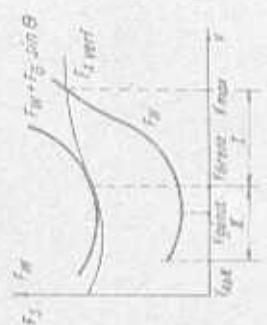


Abb. 2: Bereich I. und II. Reg. bei $V \ll n$, TL



Abb. 3: Bereich I.+II. Reg., TL

Die Kurve F_S vert. (*) sinkt bei Flugzeugen mit Kolbentriebwerken noch stärker ab, so daß die Grenzgeschwindigkeit sehr klein war, und die Frage der zweiten aerodynamischen Regime besonders praktisch keine Bedeutung.

Beim Gleitflug, d. h. beim Flug mit ausgeschlossenem TW oder mit ruhigem Gas, wird V_{GRENZ} auch Grenze, weil $F_S = 0$.

Bei $V \ll n$, TL mit TW $\frac{\partial (F_S - F_W)}{\partial V} = -\frac{\partial F_W}{\partial V}$

d. h. die Größe des Schubüberholunges $F_W + F_G$ ein Θ wird nur durch den Charakter der Widerstandsänderung bestimmt.



Abb. 3: Bereich I.+II. Reg., TL

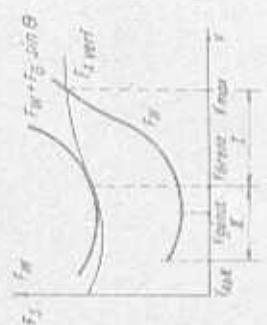


Abb. 2: Bereich I. und II. Reg. bei $V \ll n$, TL



Abb. 3: Bereich I.+II. Reg., TL

Die Kurve F_S vert. (*) sinkt bei Flugzeugen mit Kolbentriebwerken noch stärker ab, so daß die Grenzgeschwindigkeit sehr klein war, und die Frage der zweiten aerodynamischen Regime besonders praktisch keine Bedeutung.

Beim Gleitflug, d. h. beim Flug mit ausgeschlossenem TW oder mit ruhigem Gas, wird V_{GRENZ} auch Grenze, weil $F_S = 0$.

Bei $V \ll n$, TL mit TW $\frac{\partial (F_S - F_W)}{\partial V} = -\frac{\partial F_W}{\partial V}$

d. h. die Größe des Schubüberholunges $F_W + F_G$ ein Θ wird nur durch den Charakter der Widerstandsänderung bestimmt.

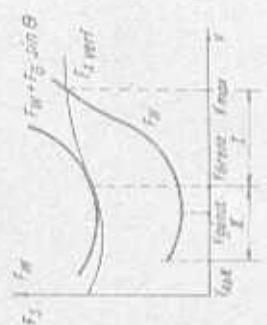


Abb. 2: Bereich I. und II. Reg. bei $V \ll n$, TL



Abb. 3: Bereich I.+II. Reg., TL

Die Kurve F_S vert. (*) sinkt bei Flugzeugen mit Kolbentriebwerken noch stärker ab, so daß die Grenzgeschwindigkeit sehr klein war, und die Frage der zweiten aerodynamischen Regime besonders praktisch keine Bedeutung.

Beim Gleitflug, d. h. beim Flug mit ausgeschlossenem TW oder mit ruhigem Gas, wird V_{GRENZ} auch Grenze, weil $F_S = 0$.

Bei $V \ll n$, TL mit TW $\frac{\partial (F_S - F_W)}{\partial V} = -\frac{\partial F_W}{\partial V}$

d. h. die Größe des Schubüberholunges $F_W + F_G$ ein Θ wird nur durch den Charakter der Widerstandsänderung bestimmt.

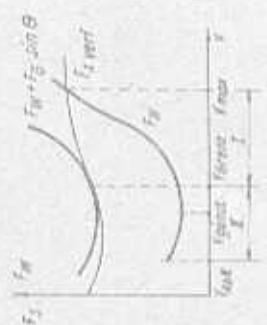


Abb. 2: Bereich I. und II. Reg. bei $V \ll n$, TL



Abb. 3: Bereich I.+II. Reg., TL

Die Kurve F_S vert. (*) sinkt bei Flugzeugen mit Kolbentriebwerken noch stärker ab, so daß die Grenzgeschwindigkeit sehr klein war, und die Frage der zweiten aerodynamischen Regime besonders praktisch keine Bedeutung.

Beim Gleitflug, d. h. beim Flug mit ausgeschlossenem TW oder mit ruhigem Gas, wird V_{GRENZ} auch Grenze, weil $F_S = 0$.

Bei $V \ll n$, TL mit TW $\frac{\partial (F_S - F_W)}{\partial V} = -\frac{\partial F_W}{\partial V}$

d. h. die Größe des Schubüberholunges $F_W + F_G$ ein Θ wird nur durch den Charakter der Widerstandsänderung bestimmt.

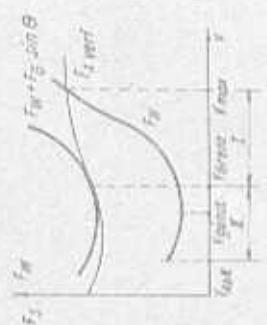


Abb. 2: Bereich I. und II. Reg. bei $V \ll n$, TL



Abb. 3: Bereich I.+II. Reg., TL

Die Kurve F_S vert. (*) sinkt bei Flugzeugen mit Kolbentriebwerken noch stärker ab, so daß die Grenzgeschwindigkeit sehr klein war, und die Frage der zweiten aerodynamischen Regime besonders praktisch keine Bedeutung.

Beim Gleitflug, d. h. beim Flug mit ausgeschlossenem TW oder mit ruhigem Gas, wird V_{GRENZ} auch Grenze, weil $F_S = 0$.

Bei $V \ll n$, TL mit TW $\frac{\partial (F_S - F_W)}{\partial V} = -\frac{\partial F_W}{\partial V}$

d. h. die Größe des Schubüberholunges $F_W + F_G$ ein Θ wird nur durch den Charakter der Widerstandsänderung bestimmt.

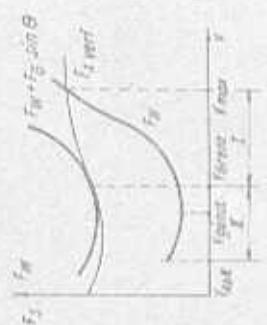


Abb. 2: Bereich I. und II. Reg. bei $V \ll n$, TL



Abb. 3: Bereich I.+II. Reg., TL

Die Kurve F_S vert. (*) sinkt bei Flugzeugen mit Kolbentriebwerken noch stärker ab, so daß die Grenzgeschwindigkeit sehr klein war, und die Frage der zweiten aerodynamischen Regime besonders praktisch keine Bedeutung.

Beim Gleitflug, d. h. beim Flug mit ausgeschlossenem TW oder mit ruhigem Gas, wird V_{GRENZ} auch Grenze, weil $F_S = 0$.

Bei $V \ll n$, TL mit TW $\frac{\partial (F_S - F_W)}{\partial V} = -\frac{\partial F_W}{\partial V}$

d. h. die Größe des Schubüberholunges $F_W + F_G$ ein Θ wird nur durch den Charakter der Widerstandsänderung bestimmt.

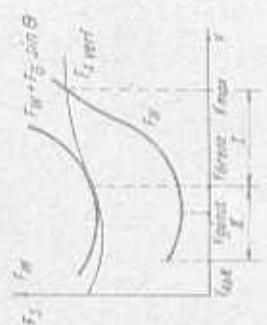


Abb. 2: Bereich I. und II. Reg. bei $V \ll n$, TL



Abb. 3: Bereich I.+II. Reg., TL

Die Kurve F_S vert. (*) sinkt bei Flugzeugen mit Kolbentriebwerken noch stärker ab, so daß die Grenzgeschwindigkeit sehr klein war, und die Frage der zweiten aerodynamischen Regime besonders praktisch keine Bedeutung.

Beim Gleitflug, d. h. beim Flug mit ausgeschlossenem TW oder mit ruhigem Gas, wird V_{GRENZ} auch Grenze, weil $F_S = 0$.

Bei $V \ll n$, TL mit TW $\frac{\partial (F_S - F_W)}{\partial V} = -\frac{\partial F_W}{\partial V}$

d. h. die Größe des Schubüberholunges $F_W + F_G$ ein Θ wird nur durch den Charakter der Widerstandsänderung bestimmt.

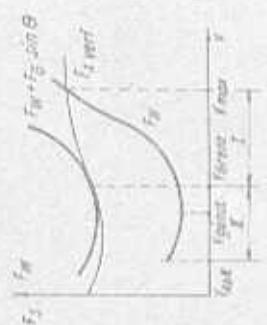


Abb. 2: Bereich I. und II. Reg. bei $V \ll n$, TL



Abb. 3: Bereich I.+II. Reg., TL

Die Kurve F_S vert. (*) sinkt bei Flugzeugen mit Kolbentriebwerken noch stärker ab, so daß die Grenzgeschwindigkeit sehr klein war, und die Frage der zweiten aerodynamischen Regime besonders praktisch keine Bedeutung.

Beim Gleitflug, d. h. beim Flug mit ausgeschlossenem TW oder mit ruhigem Gas, wird V_{GRENZ} auch Grenze, weil $F_S = 0$.

Bei $V \ll n$, TL mit TW $\frac{\partial (F_S - F_W)}{\partial V} = -\frac{\partial F_W}{\partial V}$

d. h. die Größe des Schubüberholunges $F_W + F_G$ ein Θ wird nur durch den Charakter der Widerstandsänderung bestimmt.

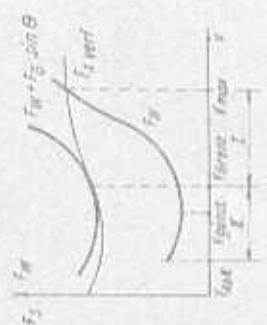


Abb. 2: Bereich I. und II. Reg. bei $V \ll n$, TL



Abb. 3: Bereich I.+II. Reg., TL

Die Kurve F_S vert. (*) sinkt bei Flugzeugen mit Kolbentriebwerken noch stärker ab, so daß die Grenzgeschwindigkeit sehr klein war, und die Frage der zweiten aerodynamischen Regime besonders praktisch keine Bedeutung.

Beim Gleitflug, d. h. beim Flug mit ausgeschlossenem TW oder mit ruhigem Gas, wird V_{GRENZ} auch Grenze, weil $F_S = 0$.

Bei $V \ll n$, TL mit TW $\frac{\partial (F_S - F_W)}{\partial V} = -\frac{\partial F_W}{\partial V}$

d. h. die Größe des Schubüberholunges $F_W + F_G$ ein Θ wird nur durch den Charakter der Widerstandsänderung bestimmt.

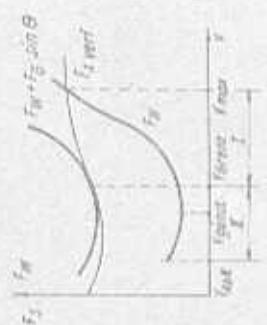


Abb. 2: Bereich I. und II. Reg. bei $V \ll n$, TL



Abb. 3: Bereich I.+II. Reg., TL

Die Kurve F_S vert. (*) sinkt bei Flugzeugen mit Kolbentriebwerken noch stärker ab, so daß die Grenzgeschwindigkeit sehr klein war, und die Frage der zweiten aerodynamischen Regime besonders praktisch keine Bedeutung.

Beim Gleitflug, d. h. beim Flug mit ausgeschlossenem TW oder mit ruhigem Gas, wird V_{GRENZ} auch Grenze, weil $F_S = 0$.

Bei $V \ll n$, TL mit TW $\frac{\partial (F_S - F_W)}{\partial V} = -\frac{\partial F_W}{\partial V}$

d. h. die Größe des Schubüberholunges $F_W + F_G$ ein Θ wird nur durch den Charakter der Widerstandsänderung bestimmt.

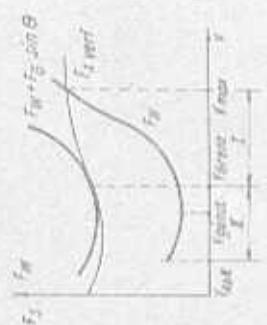


Abb. 2: Bereich I. und II. Reg. bei $V \ll n$, TL



Abb. 3: Bereich I.+II. Reg., TL

Die Kurve F_S vert. (*) sinkt bei Flugzeugen mit Kolbentriebwerken noch stärker ab, so daß die Grenzgeschwindigkeit sehr klein war, und die Frage der zweiten aerodynamischen Regime besonders praktisch keine Bedeutung.

Beim Gleitflug, d. h. beim Flug mit ausgeschlossenem TW oder mit ruhigem Gas, wird V_{GRENZ} auch Grenze, weil $F_S = 0$.

Bei $V \ll n$, TL mit TW $\frac{\partial (F_S - F_W)}{\partial V} = -\frac{\partial F_W}{\partial V}$

d. h. die Größe des Schubüberholunges $F_W + F_G$ ein Θ wird nur durch den Charakter der Widerstandsänderung bestimmt.

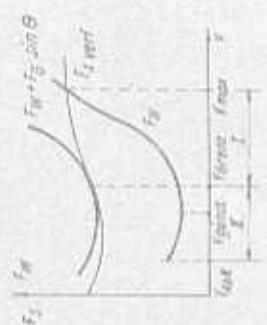


Abb. 2: Bereich I. und II. Reg. bei $V \ll n$, TL



Abb. 3: Bereich I.+II. Reg., TL

Die Kurve F_S vert. (*) sinkt bei Flugzeugen mit Kolbentriebwerken noch stärker ab, so daß die Grenzgeschwindigkeit sehr klein war, und die Frage der zweiten aerodynamischen Regime besonders praktisch keine Bedeutung.

Beim Gleitflug, d. h. beim Flug mit ausgeschlossenem TW oder mit ruhigem Gas, wird V_{GRENZ} auch Grenze, weil $F_S = 0$.

Bei $V \ll n$, TL mit TW $\frac{\partial (F_S - F_W)}{\partial V} = -\frac{\partial F_W}{\partial V}$

d. h. die Größe des Schubüberholunges $F_W + F_G$ ein Θ wird nur durch den Charakter der Widerstandsänderung bestimmt.

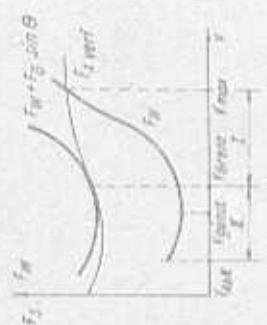


Abb. 2: Bereich I. und II. Reg. bei $V \ll n$, TL



Abb. 3: Bereich I.+II. Reg., TL

Die Kurve F_S vert. (*) sinkt bei Flugzeugen mit Kolbentriebwerken noch stärker ab, so daß die Grenzgeschwindigkeit sehr klein war, und die Frage der zweiten aerodynamischen Regime besonders praktisch keine Bedeutung.

Beim Gleitflug, d. h. beim Flug mit ausgeschlossenem TW oder mit ruhigem Gas, wird V_{GRENZ} auch Grenze, weil $F_S = 0$.

Bei $V \ll n$, TL mit TW $\frac{\partial (F_S - F_W)}{\partial V} = -\frac{\partial F_W}{\partial V}$

d. h. die Größe des Schubüberholunges $F_W + F_G$ ein Θ wird nur durch den Charakter der Widerstandsänderung bestimmt.

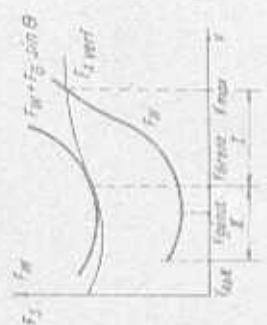


Abb. 2: Bereich I. und II. Reg. bei $V \ll n$, TL



Abb. 3: Bereich I.+II. Reg., TL

Die Kurve F_S vert. (*) sinkt bei Flugzeugen mit Kolbentriebwerken noch stärker ab, so daß die Grenzgeschwindigkeit sehr klein war, und die Frage der zweiten aerodynamischen Regime besonders praktisch keine Bedeutung.

Beim Gleitflug, d. h. beim Flug mit ausgeschlossenem TW oder mit ruhigem Gas, wird V_{GRENZ} auch Grenze, weil $F_S = 0$.

Bei $V \ll n$, TL mit TW $\frac{\partial (F_S - F_W)}{\partial V} = -\frac{\partial F_W}{\partial V}$

d. h. die Größe des Schubüberholunges $F_W + F_G$ ein Θ wird nur durch den Charakter der Widerstandsänderung bestimmt.

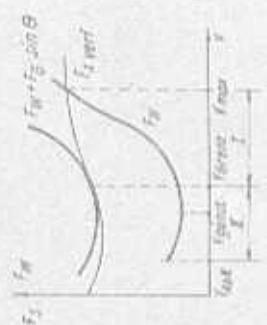


Abb. 2: Bereich I. und II. Reg. bei $V \ll n$, TL



Abb. 3: Bereich I.+II. Reg., TL

Die Kurve F_S vert. (*) sinkt bei Flugzeugen mit Kolbentriebwerken noch stärker ab, so daß die Grenzgeschwindigkeit sehr klein war, und die Frage der zweiten aerodynamischen Regime besonders praktisch keine Bedeutung.

Beim Gleitflug, d. h. beim Flug mit ausgeschlossenem TW oder mit ruhigem Gas, wird V_{GRENZ} auch Grenze, weil $F_S = 0$.

Bei $V \ll n$, TL mit TW $\frac{\partial (F_S - F_W)}{\partial V} = -\frac{\partial F_W}{\partial V}$

d. h. die Größe des Schubüberholunges $F_W + F_G$ ein Θ wird nur durch den Charakter der Widerstandsänderung bestimmt.

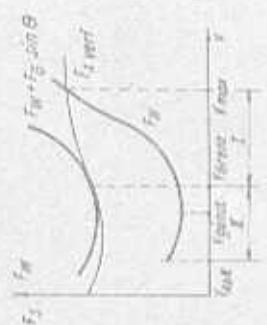


Abb. 2: Bereich I. und II. Reg. bei $V \ll n$, TL



Abb. 5: Widerstand des Flugzeuges im Horizontalflug

Wir rufen uns ins Gedächtnis, daß der Widerstand des Flugzeuges aus zwei Teilen besteht, dem Widerstand bei Nullauftrieb F_{W_0} und dem induszierten Widerstand F_{W_1} .

F_{W_0} besitzt das Flugzeug bei $\alpha = 0$, er ist dem Quadrat der Fluggeschwindigkeit proportional.

$$F_{W_0} = C_{W_0} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot A$$

Die Kurve $F_{W_0} = f(V)$ stellt eine Parabel dar. (Abb. 5) Der induzierte Widerstand (sein Betrag) hängt vom Anstellwinkel ab:

$$C_{W_1} = B + C_A^2$$

und im Horizontalflug ist er dem Quadrat der Geschwindigkeit umgekehrt proportional:

$$F_{W_1} = \frac{2 \cdot B \cdot F_G^2}{A + C_A \cdot V}$$

Der Schnittpunkt der Kurven $F_{W_0}(V)$ und $F_{W_1}(V)$ bestimmt das Minimum des Widerstandes im Horizontalflug und $V_{\text{Günst}}$.

Beim Ausfahren des Fahrwerkes und der Ladeklappen sowie eingeschlagenen Zusatzbenzinltern vergrößern sich C_{W_0} und F_{W_1} ; die Kurve F_{W_0} verläuft steiler. Aber der induzierte Widerstand bleibt bei der gegebenen Fluggeschwindigkeit unverändert (bei gleichem Gewicht verringert sich nur der Anstellwinkel). Der Schnittpunkt der Kurven $F_{W_0}(V)$ und $F_{W_1}(V)$ verschiebt sich nach links oben, was eine Verringerung von $V_{\text{Günst}}$ bedeutet (bei Vergrößerung des minimalen Widerstandes). (Abb. 6).

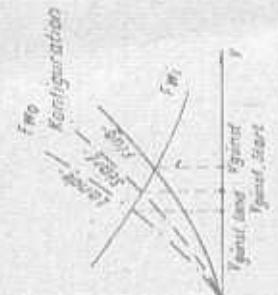


Abb. 6: Abhängigkeit der $V_{\text{Günst}}$ von der Konfiguration

In Tabelle 2 werden die Werte der induzierten Geschwindigkeit V_4 (auch V_0) in $\text{km} \cdot \text{h}^{-1}$ für die Flugzeuge I-29, I-39 und MiG-21 für verschiedene Konfigurationen angegeben. (Bei Start- und Landekonfiguration ist das Fahrwerk ausgefahren.)

Tabelle 2

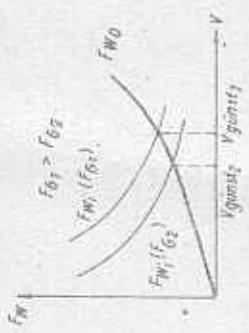
Typ	Konfiguration		
	I-29	I-39	MiG-21
Flug-	250	300	450...500
Start-	220	230	420
Lande-	180	180	370

Auf die Größe der $V_{\text{Günst}}$ und der $V_{\text{Günst}}$ hat auch das Fluggewicht Einfluß. Zum Beispiel verringert sich infolge des Kraftstoffverbrauchs das Fluggewicht und damit der erforderliche Anstellwinkel für die gegebene Fluggeschwindigkeit.

Im Ergebnis der Verringerung des Auftriebsbeiwertes verringert sich auch der induzierte Widerstand, die Kurve $F_{W_1}(V)$ verschiebt sich nach links, was zur Verringerung von $V_{\text{Günst}}$ führt (Abb. 7). Bei Vergrößerung des Fluggewichtes vergrößert sich auch $V_{\text{Günst}}$ entsprechend. Ihre Größe kann man aus der bekannten Formel bestimmen:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot F_G}{C_A \cdot \rho \cdot A}}$$

Die unterschiedlichen $V_{\text{Günst}}$ in Start- und Landekonfiguration des Flugzeuges MiG-21 (sie gelten für die ...) lassen sich aus den unterschiedlichen Fluggewichten erklären.



1.1.2. Einfluß des Flugzeuges in den zweiten aerodynamischen Regimen des Horizontalfluges

In der Definition des zweiten aerodynamischen Regimes wird darauf verwiesen, daß sich bei aufwälliger Geschwindigkeitsveränderung eine schlechte Verteilung der Längskräfte ergibt, welche zu einer noch größeren Abweichung der Geschwindigkeit vom Ausgangswert führt. Jedoch wird nicht darauf verwiesen, wie sich der Flugzeugführer verhalten soll, und dies hat über eine wesentliche Bedeutung für die folgende Bewegung des Flugzeuges.

Setzen wir die Bewegung des Flugzeuges bei Geschwindigkeitsveränderung unter der Bedingung, daß der Flugzeugführer nicht in die Steuerung eingreift, d. h. den Steuerknüppel nicht bewegt. Wir bemerken, daß alle im Flugbetrieb befindlichen Flugzeuge anstellwinkelstabil (lastvielfachchen-) sind und der Flug außerhalb des Trans- schallgeschwindigkeitsbereiches erfolgt. Außerdem erinnern wir uns, daß bei unverändertem Anstellwinkel α_A und α_W konstant bleiben und F_A und F_W proportional dem Geschwindigkeitsquadrat sind. Die Kurve $F_W(v)$ stellt in diesem Falle eine Parabel mit dem Scheitel nach unten dar, welche die F_W -Parabel höher schneidet (Abb. 9).

Bei einer aufwälligen Geschwindigkeitsveränderung verringert sich auch der Auftrieb entsprechend (z. B. Δv durch Windeinflug) (Abb. 8).

Das Flugzeug steht unter der Einwirkung der Differenz der Normalkräfte $F_A - \Delta F_A$ zum Gleitflug mit $F_A = F_0 + \cos \theta$ über. Dadurch wird das Gleisge wicht der Längskräfte durch $F_G + \sin \theta$ gestört, was ein Geschwindigkeitsausstoßen und die Wiederherstellung der Ausgangsgeschwindigkeit fördert.

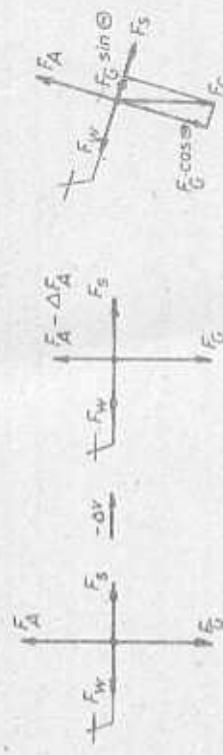


Abb. 8: Verhalten des Flugzeuges bei aufwälliger Verzögerung der Fluggeschwindigkeit mit festgehaltenem Steuerknüppel

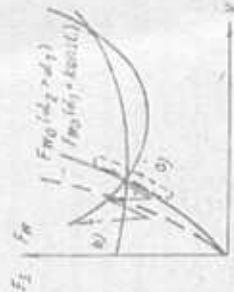


Abb. 9: Wechselbeziehung der Längskräfte bei versch. Verhalten des Flugzeugführers

In dem Maße wie sich v vergrößert, wird sich auch F_A vergrößern und das Flugzeug wird den Gleitwinkel verringern. Die Veränderung der Längskräfte ist in Abb. 9 durch die Bewegung des Punktes auf der Kurve F_W ($\alpha_1 = \text{konst.}$) durch den Pfeil a) symbolisiert. Gleichzeitig verhält sich das Flugzeug auch im ersten aerodynamischen Regime.

Wenn der Flugzeugführer bei einer aufwälligen Geschwindigkeitsveränderung den Übergang zum Gleitflug verhindert, indem er den Steuerknüppel zieht (z. B. indem er das Verteilometer auf null bzw. die Ausgasflughöhe hält), so bringt er dadurch sein Flugzeug zu großen Anstellwinkeln. Dies führt erneut zu Bremsung und Sinken. Und wenn der Flugzeugführer den Schub nicht erhöht, sondern hartnäckig das Flugzeug nur im Horizontalschlag zu halten versucht und seine Aufmerksamkeit nicht auf das Abfallen der Geschwindigkeit richtet, so wird er letzten Endes bei Anstellwinkeln angelangen, die der Abstiegs geschwindigkeit entsprechen. Das Verhalten des Flugzeuges in diesem Fall stellt Abb. 9 mit der Zickzacklinie b) dar.

So erklärt sich der γ -Verlust im III. aerodynamischen Regime nicht als eine unbekannte, ungewöhnliche Eigenschaft des Flugzeuges, sondern als äußerst unrichtige Handlung des Flugzeugführers.

1.1.3. Steuerung des Flugzeuges im zweiten aerodynamischen Regime beim Geradlinigen Fliegen

Eine der Besonderheiten der Flugzeugsteuerung im zweiten aerodynamischen Regime ist die umgekehrte Reaktion des Flugzeuges auf Steuerknüppelausschläge.

Gewöhnlich korrigiert der Flugzeugführer geringe Abweichungen im Beharrungswinkel (Vertikalschwindigkeit) mit kleinen Steuerknüppelausschlägen ohne Änderung des Sohnes. Setzen wir voraus, daß der Flugzeugführer den Steuerknüppel im Gleitflug über dem Steuerknüppel absteuert. In jedem Falle ruft dies eine Vergrößerung des Gleitrichtungsunterschlüssels hervor. Insfern ändert sich die Geschwindigkeit im Anfangsmoment praktisch nicht, wodann aber wird das Flugzeug infolge der Auftriebsvergrößerung nach den Beharrungswinkel vergrößern. Es stellt sich eine Längskomponente des Gesichts γ_0 ein, die eine Verringerung der Geschwindigkeit und des Auftriebes hervorruft. Das Gleichtwicht der Normalkräfte stellt sich ein, natürlich bei kleinerer Geschwindigkeit vor:

$$v_A = c_A^k \cdot (\alpha - \alpha_0) + \frac{\rho}{2} \cdot v^2 + A \approx v_0$$



Abb. 10: Veränderung der Längskräfte beim Ziehen des Steuerknüppels im ersten und zweiten aerodynamischen Regime

Der entsprechende Widerstand befindet sich auf der Kurve des erfordерlichen Sohnes ($F_S, \text{erf} = F_W$) (Abb. 10). Im ersten aerodynamischen Regime ist F_S, erf kleiner als F_S, verf (entsprechend der TW-Drosser-

lung), im zweiten ist F_S, erf größer als F_S, verf . Deshalb tritt das Gleichgewicht der Längskräfte beim ersten aerodynamischen Regime mit einem Steigwinkel und beim zweiten mit einem Gleitwinkel ein. Die Größe dieses Winkels ergibt sich entsprechend mit positivem und negativem Schubüberschuss zu:

$$\sin \Theta = \frac{\Delta \varphi_S}{V_0}.$$

Das Gesagte bedeutet, daß das Flugzeug beim Ziehen des Steuerknüppels, wenn es im ersten aerodynamischen Regime fliegt, zu einem Höhengewinn mit Geschwindigkeitsverlust übergeht, und im zweiten aerodynamischen Regime nach einer geringen Halbwelle nach oben zum Gleitflug übergeht, wobei sich die Geschwindigkeitsänderung wenig bemerkbar macht.

Wenn der Flugzeugführer den Höhenvorlust im zweiten aerodynamischen Regime verhindern will, indem er den Steuerknüppel nochmals zieht, dann verringerst das Flugzeug kurzzeitig den Beharrungswinkel, über dem folgt eine Vergrößerung des negativen Sohnbücherschusses, und es geht zum Gleitflug mit noch größerem Beharrungswinkel über. Hieraus ist es nicht schwer zu schlussfolgern, welche Reaktion ein Flugzeug bei Steuerknüppelausschlag zeigt, wenn es im zweiten aerodynamischen Regime steigt oder sinkt. Im Steigflug führt ein ziehen des Steuerknüppels nur Verringerung des positiven Beharrungswinkels (Abb. 12 a), beim Gleitflug zur Vergrößerung des negativen (Abb. 12 b).*



Abb. 11: Verzerrten des Flugzeuges beim Ziehen des Steuerknüppels im ersten und zweiten aerodynamischen Regime

Die Vergrößerung des Anstellwinkels verzerrt auch den Längssteuerungswinkel, in der Regel verzerrt sich dieser (Bug gehoben), das kann beim Flugzeugführer eine falsche Vorstellung über das Flugzeug hervorrufen. Deshalb ist es beim Steigen nötig, die Aufmerksamkeit auf die Vertikalgeschwindigkeit zu richten (sie verringert sich, aber beim Sinken auf die visuelle Bestimmung des Abstangpunktes (er erhöht sich dem Flugzeug). Für die Änderung des Bahngeschwindigkeits muß bei konstanter Fluggeschwindigkeit im (zts. seine Einhaltung) muß bei konstanter Fluggeschwindigkeit im zweiten aerodynamischen Regime vor allein der Schub verändert werden.

Bei reagiert das Flugzeug selbst bei festgehaltenem Steuerknüppel auf Brüchen der Drehzahl mit Veränderung des Bahnneigungswinkels (Heben des Buges) und auf Verringerung der Drehzahl mit Verringerung des Bahnneigungswinkels (Senken des Buges).

Wenn Maximaldrehzahl anliegt und der Flugzeugführer keine anderen Möglichkeiten der Schubvergrößerung mehr besitzt, so ist es nötig, zur Verringerung des Bahnneigungswinkels im Gleitflug (oder zur Vergrößerung im Steigflug) die Fluggeschwindigkeit zu erhöhen. Damit ein Steuerknüppel mit ziehen angeleitet bzw. gedrückt werden.

So wie die Geschwindigkeit zu wachsen beginnt, so wird sich auch der Bahnneigungswinkel vergrößern und bei der Grenzgeschwindigkeit erreicht er sein Maximum.

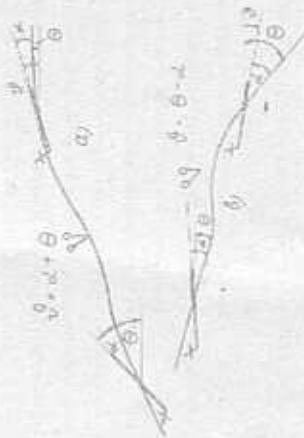


Abb. 12: Reaktion des Flugzeuges beim Ziehen des Steuerknüppels im zweiten aerodynamischen Regime beim Steig- und Gleitflug.

Bei Motorenwiderstand von Geschwindigkeitenmannövern im Bereich des zweiten aerodynamischen Regimes (ohne Änderung des Bahnneigungswinkels) muß der Flugzeugführer den doppelten Steuerknüppelausgang anwenden. Zum Beispiel sei es nötig, im Horizontallift die Geschwindigkeit von v_2 auf v_2' zu erhöhen (Abb. 13).

Für die Anfangsbeschleunigung muß der vorliegende Schub größer als der erforderliche (F_W) werden, deshalb erhöht der Flugzeugführer die Drehzahl von n_1 auf n_2 . Mit der Vergrößerung der Geschwindigkeit erhält der Flugzeugführer den Steuerknüppel nach vorne, der Widerstand (im Horizontallift) verringert sich, und für den Übergang zum gleichförmigen Flug mit der Geschwindigkeit v_2' und die Drehzahl auf n_2' gebrässt werden, sie wird also kleiner als n_1 .

Beim ersten aerodynamischen Regime ist dafür eine einzige Bewegung des Drosselhebels erforderlich. Eine einfache Vergrößerung der Drehzahl bis zur erforderlichen (z. B. von n_1 auf n_2) gewährleistet

den Beginn der Beschleunigung und danach den gleichförmigen Flug mit der vorgesehenen Geschwindigkeit v_1' .

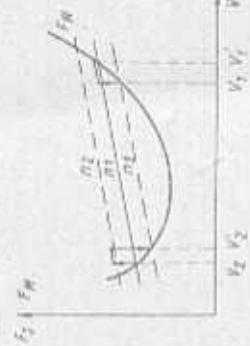


Abb. 13: Arbeit mit dem Drosselhebel beim Geschwindigkeitsmanöver im ersten und zweiten aerodynamischen Regime

1.1.4. Besonderheiten des Vollkreisfluges (Kurvenflug) im zweiten aerodynamischen Regime

Die Hauptbesonderheit bei gleichförmigen Kurvenmanövern sind die beträchtliche Änderung der Grenzgeschwindigkeiten und die Verschiebung der Bereiche der zweiten aerodynamischen Regime. Dies erklärt sich aus dem Charakter der Widerstandscurven für normale Lastvielfache (große Werte).

Betrachten wir die Schnellkurven, und zwar $P_{S, \text{ref}} = f(v)$ für verschiedene Lastvielfache, 2, 3, 4 usw.

Aus der Gleichung des Kurvenfluglastvielfachen

$$n_y = \frac{P_A}{P_G} = \frac{c_A \cdot \rho \cdot v^2 \cdot A}{2 \cdot P_G} = \frac{1}{\cos v}$$

Ist ersichtlich, daß seine Vergrößerung im Prinzip auf zwei Wegen möglich ist:

Vergrößerung des Anstellwinkels (Auftriebsbetriebe) bei konstanter Geschwindigkeit oder Vergrößerung der Geschwindigkeit bei konstantem Anstellwinkel.

Zum Beispiel ist für die Vergrößerung des Instabilischen auf 2 eine Geschwindigkeitsvergrößerung auf das $\sqrt{2}$ -fache erforderlich, wenn sich dabei der Anstellwinkel nicht ändert, so bleibt auch die aerodynamische Qualität unverändert, und bei Vergrößerung des Auftriebes auf das Zwei-fache verringert sich der Widerstand auch um ebensoviel.

$$X = \frac{P_A}{P_W} = \frac{C_A}{C_W} = \text{konst. bei } \alpha = \text{konst.}$$

Mit Rückblick auf das Gesagte kann man die Kurve des Widerstandes für $\alpha_y = 2$ auf folgende Weise ermitteln (Abb. 14):

Zuerst wird die Widerstandsparabel nach der Formel

$$\frac{P_W}{P_{W,y}} = C_W = -\frac{\rho}{2} \cdot v^2 + A$$

für charakteristische Anstellwinkel ($\alpha_{y,\text{char}}$, $C_{W,\text{char}}$ u.s.m.) bestimmt. Auf diese Weise entsteht die Kurve des Widerstandes im Horizontalflug mit $n_y = 1$.

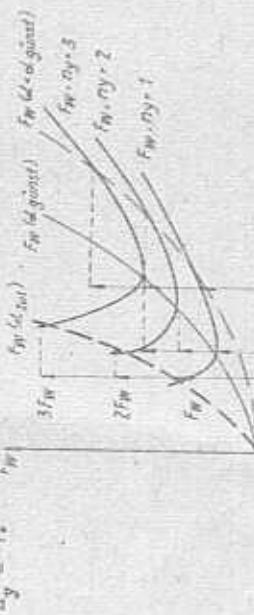


Abb. 14: Widerstand (P_S, erf) beim Flug mit verschiedenen Lastvielfachen

Zu sei bemerkt, daß der Widerstand für irgendeinen Anstellwinkel den Horizontalflugen auf der Parallelen nur Abstand $2 \cdot P_W$ im Schnittpunkt mit der Linie P_W ($\alpha = \text{konst.}$) liegt. Der Schnittpunkt bestimmt die Geschwindigkeit (und den Widerstand), bei welchem das Lastvielfache den Wert 2 erreicht.

Auf die gleiche Art findet man Widerstände und Geschwindigkeiten für andere Anstellwinkel. Verbindet man die so gefundenen Punkte, erhält man die Schnittkurve ($P_S, \text{erf} = P_W$) für $n_y = 2$. Genauso erhält man auch die Kurven des erforderlichen Schubes für die Lastvielfachen $3, 4$ usw. Es folgt der Vorbehalt, daß die angeführte Methode nur für Wachstahlen unterhalb der kritischen genaue Resultate liefert. Bei $n_y > N_{\text{krit}}$ muss die Änderung der aerodynamischen Beiwerte mit der Geschwindigkeit berücksichtigt werden.

Aus der Analyse der erhaltenen Abbildung ist es möglich, folgende Schlüsse zu ziehen:

- Das Minimum des Widerstandes (P_S, erf) entspricht der günstigen Geschwindigkeit; bei Vergrößerung des Lastvielfachen verschiebt es sich nach der Seite größerer Geschwindigkeit, folglich wird sich auch die

Grenzgeschwindigkeit vergrößern.

In Tabelle 3 werden die Werte der günstigen Geschwindigkeiten in km.h⁻¹ in Bodennähe für ein mittleres Fluggesicht berechnet nach der Formel

$$\sqrt{n_y} > 1 = \sqrt{n_y} = 1$$

Im Prinzip kann nach dieser Formel auch die Grenzgeschwindigkeit mit für die Praxis hinreichender Genauigkeit berechnet werden.

Tabelle 3

Typ	n_y	$\sqrt{n_y} (\text{km.h}^{-1})$				
		1	2	3	4	5
L-29	250	350	430	500	560	
L-39	300	420	520	600	670	
MIG-21	470	660	810	940	1050	

2) Bei Vergrößerung der Lastvielfachen vergrößert sich der Anstieg der linken Art der Schubkurven. Dies bedeutet, daß bei Geschwindigkeitsvergrößerung in zweiten aerodynamischen Regime mit konstantem Widerstand der Widerstand energetischer als im Horizontalflug. Und je größer das Lastvielfache und je größer die Flugstreckung des Flugzeuges, umso größer (stetiger) ist die Abhängigkeit.

So hat z. B. das Flugzeug L-39 bei $n_y = 4$ und $v_0 = 600 \text{ km.h}^{-1}$ einen Widerstand $P_W = 1400 \text{ kp}$; bei $v_0 = 400 \text{ km.h}^{-1}$ und dem gleichen Lastvielfachen ist $P_W \approx 2000 \text{ kp}$. Beim Flugzeug MIG-21 beträgt bei $n_y = 5$ und $v_0 = 1050 \text{ km.h}^{-1}$ der Widerstand $P_W \approx 5000 \text{ kp}$; bei $v_0 = 600 \text{ km.h}^{-1}$ und gleichem Lastvielfachen ist $P_W \approx 15000 \text{ kp}$.

Eine solche Widerstandsänderung wird eine schnelle Bremsung des Flugzeuges herorufen, und es besteht die Möglichkeit des Überganges zum Abklingen.

Das Verhältnis des Flugzeugs im Vollkreis mit konstanter Schublage ist komplizierter als im geradlinigen Flug. Wenn der Flugzeugführer eine Vergrößerung von n_y macht, und zwar größer als die Schubgrenze zugibt, doch verzerrt das Flugzeug im ersten aerodynamischen Regime Geschwindigkeit und gewinnt Höhe (vom $\alpha = \alpha_{\text{III}}$), im zweiten

geht es zum Gleitflug über (Abb. 15).
Doch das Sinken wird hier energetischer als im Lastvielfachen zum Verständnis des Verhaltsens des Flugzeuges ist es nötig, sich daran zu erinnern, daß das Gleichgewicht der Normalkräfte nur vom Ausgangs-Laufvielfachen abhängt.

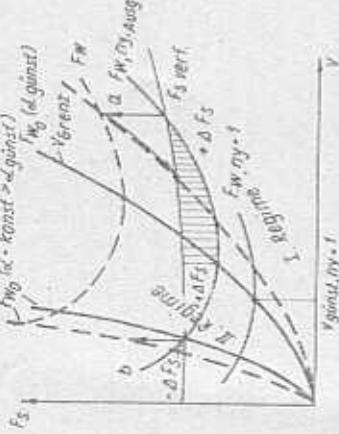


Abb. 15: Erstes und zweites aerodynamisches Regime beim Vollkreis

$$n_y = \frac{1}{\cos \varphi}$$

Deshalb geht das Flugzeug nach dem Ziehen des Steuerknupfes und Verringern des Laufvielfachen zum Steigflug über, aber dennoch beginnt mit der eintretenden Bremsung die Verringerung von Geschwindigkeit und Lastvielfachen ($\alpha = \text{konst.}$). Beim Übergang auf die Ausgangskurve ($n_y = n_y, \text{Ausg.}$, Abb. 15) zeigt sich, daß das erste aerodynamische Regime an dieser Stelle einen positiven Schubüberschuß hat, welcher auch den Vollkreis mit Steigen sichert; im zweiten aerodynamischen Regime wird der Schubüberschuß negativ und zur Einhaltung des Gleichgewichts der Längskräfte geht das Flugzeug unvermeidlich in den Gleitflug über. Wenn der Flugzeugführer in diesem Falle versucht, das Flugzeug im Horizontalflug zu halten (Ziehen des Steuerknupfes), so ruft dies eine weitere immerfort wachsende Bremsung und damit progressiven Geschwindigkeitsverlust und den Übergang zu Abkippenstellwinkeln hervor.
Deshalb korrigiert man das Sinken im Vollkreis, der im zweiten aerodynamischen Regime mit vollem Schnub geflogen wird, auch nur mit Verringerung der Schräglage. Das Lastvielfache vergrößern kann man nur, indem man vorher eine größere Fluggeschwindigkeit schart, indem man die Schräglage verringert oder den Steuerknuppel nachläßt, also das Flugzeug beschleunigt und danach schon nochmals den Anstellwinkel

verringert. Der Maximalwert des Lastvielfachen beim Gleitflug erreicht. Voller wird bei der Grenngeschwindigkeit erreicht.

1.1.5. Mögliche Fälle des Überganges in das zweite aerodynamische Regime

1) Während des Startes befindet sich das Flugzeug einige Zeit bei Geschwindigkeiten und Anstellwinkeln des zweiten aerodynamischen Regimes, aber beim Fahrtauholen verliert es diese ohne irgendwelche umgangene Folgen. Nur bei verfrühtem Übergang zum gleichförmigen Steigflug mit $v < v_{\text{Grenz}}$ kann es ein Bild geben, daß für das zweite aerodynamische Regime typisch ist. In diesem Falle ist es nötig, den Steigwinkel zu verringern und das Kurtauholen zu sichern bis über die Grenngeschwindigkeit hinaus.

Bei teilweisen Verengen des Triebwerkes (Drosselregulierung in Nachbrennerlage bei Maximalregime oder offene Luftableckklappen) muß man sich unbedingt das zweite aerodynamische Regime erinnern. Wenn das Flugzeug abgehoben hat, soll man es nicht drängen und in den Steigflug überführen, weil der Schnub nicht ausreichen kann, der Summe $F_w + F_g - \text{Gleitgeschw.}$ das Gleitgeschw. zu halten. Es ist notwendig, dass Triebwerk einzufahren (und wenn es die Flughöhe erlaubt, auch die Landeklappen), Fahrt aufzuholen bis zur günstigen Geschwindigkeit und nur dann zum Steigflug überzugehen. Eine Geschwindigkeitsverzerrung ist nicht zulässig.

2) Bei teilweisen Verengen des Triebwerkes im Fluge ist die günstige Geschwindigkeit einzunehmen und das Flugregime abzuschätzen, möglichst Horizontalflug. Wenn dies nicht möglich ist, dann mit keiner Geschwindigkeit fliegen, mit der der Horizontalelfug nicht möglich ist. Aber es muß die Entscheidung zugelassen werden über das Regime der größten Flugweite mit Sinken oder das Katastropieren. Wenn bei der günstigen Geschwindigkeit ein genauer Schubüberschuß vorhanden ist, so ist der Flug auf Reichweite möglich, auch mit Höhengewinn. Aber für den Kurvenflug ist es nötig daran zu denken, daß beim Schaffen eines Lastvielfachen der Widerstand erhöht und große Schräglagen unumstößlich sind.

3) Bei Streckenflügen im Regime der maximalen Reichweite in Höhen über 11000 m (Für Schulflugzeuge nahe der Gipfelhöhe) kann sich die Gertgeschwindigkeit als kleiner als die Grenngeschwindigkeit erweisen. Die wahre Geschwindigkeit aber wird groß sein, und das

Verhalten des Flugzeuges im zweiten aerodynamischen Regime erweist sich als "richtig", in die Länge gezogen. Aber darin zu fliegen ist gefährlich.

Wenn der Flugzeugführer ein geringes Sanken bewirkt und dies mit Ziehen des Steuerknüppels korrigiert, so wird sich die Geschwindigkeit anfangs langsam verringern (W_{K1}). Aber nach einigen solchen Korrekturen kann das Flugzeug unerwartet für den Flugzeugführer "durchschneiden" mit großem Höhenverlust. Unter diesen Bedingungen kann die Höhe nur durch koordinierten Steuerknüppel- und Drosselhebelausgleich gehalten werden. Wenn schon mit maximalem Schub geflogen wird, muss bei Geschwindigkeitsverringerung nicht der Steuerknüppel gezogen werden, sondern das Flugzeug in den Gleitflug überführt werden.

- 4) Bei der Durchführung der 3. Kurve (in der Platzierung) befindet sich das Flugzeug bei einer Geschwindigkeit ohne Rücksicht im zweiten aerodynamischen Regime. Deutlich ist an beim Einleiten der Kurve nötig, die Droschke zu erhöhen und nicht die vorgeschriebene Schräglage zu überbrechen. Im entgegengesetzten Fall werden in der Regel ein Hohenverlust oder eine Geschwindigkeitsverringerung beobachtet.
- 5) Beim Gleitflug zur Landung mit dem Flugzeug MiG-21 ist das zweite aerodynamische Regime bei energetischen Bremsen noch vor der 4. Kurve und Einsatz eines konstanten Geschwindigkeitsunterschreiters unvermeidlich oder nahe Vorgabe möglich. In diesem Falle ist der Versuch, die Verringerung des Gleitwinkels durch Ziehen des Steuerknüppels herbeizuführen, ein großer Steuerfehler.

Dies führt an energetischen Bremsen und zur Vergrößerung der Sinkgeschwindigkeit (v_y). Korrekturen im Gleitwinkel erfolgen über den Drosselhebel; anfangs Wuchs der Schub, und danach Verringerung der Gleitwinkel mit Hilfe des Steuerknüppels.

- 6) Das Flugzeug MiG-21 besitzt einen Überschallbereich des zweiten aerodynamischen Regimes. Doch er hört mit dem Bechleunigen und Verringen auf, deutscher spricht man in der Theorie im unrichtigen zweiten aerodynamischen Regime, und praktisch kommen auch keinerlei Schwierigkeiten in der Steuertechnik auf.

1.2. Verhalten des Flugzeuges bei großen Anstellwinkel und kleinen Fluggeschwindigkeiten

Bei der Durchführung der Flugmanöver besteht die reelle Gefahr der übermäßigsten Vergrößerung des Anstellwinkels, dabei ist eins heftige Verletzung des Flugzeuges, das Abkippen des Flugzeuges sowie sein Übergang in das Trudeln möglich. Deshalb erwirkt es sich als lebenswichtig, daß das Fliegende Personal im Interesse der Flugsicherheit das nötige Wissen über die Besonderheiten der aerodynamischen Charakteristiken und des Verhaltens des Flugzeuges bei großen Anstellwinkeln sowie für die Verhütung des Übergangs des Flugzeuges zu gefährlichen Flugregimen, sowie auch für das fehlerlose Handeln im Falle des Manöverversagens in Grenzregimen, bedarf.

Die hauptbedeutsamen Ursachen für den Übergang des Flugzeuges zu großen Anstellwinkeln sind:

- Verringerung der Gerätegeschwindigkeit unter die zulässige im geradlinigen Horizontallauf oder beim Manöverieren;
- Durchführung des Manövers mit größerem Lasttieflachen α_L ;
- unwillkürliche Annäherung des Anstellwinkels (selbstkündigender Vergrößern des Anstellwinkels und des Lasttieflachen, Verringern des ARU u. s. m.).

In der Folge betrachten wir die Besonderheiten der aerodynamischen Kennwerte des Flugzeuges bei großen Anstellwinkeln, die Besonderheiten von Stabilität und Steuerbarkeit, welche die Empfehlungen für die Handlungen des Flugzeugführers bestimmen, die die Flugsicherheit sichern.

1.2.1. Aerodynamische Charakteristik des Flugzeuges, Betriebs- und Grenzfliesskurvenlinie

Für die Analyse ist es zweckmäßig, die Abhängigkeit des Auftriebs- und Widerstandsbetriftes vom Anstellwinkel zu verfolgen, weil die Größe der aerodynamischen Kräfte und Momente am Flugzeug bestimmen (Abb. 16).

Mit dem Anstellwinkel ändert sich auch das Druckverteilungsbild: an der Oberseite sinkt der Druck (Wsonat der Unterdruck), an der Unterseite wächst der Druck. Solange kein Strömungsabris am Anstellwinkel.

Bei einem bestimmten Anstellwinkel beginnt am Tragflügel der Strömungsabris, der in der Steuertechnik von der Bezeichnung des aerodynamischen "Schwitters" begleitet werden kann.

Der Zuwachs des Auftriebsbeiwertes verläuft sich dabei.

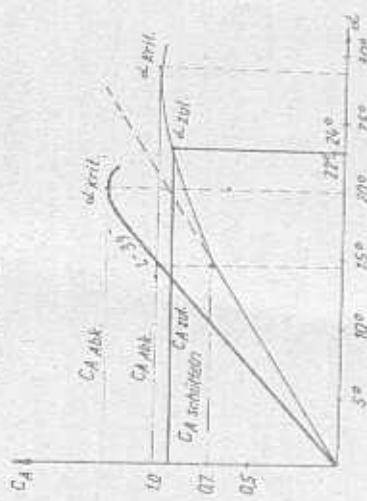


Abb. 16: Abhängigkeit des Auftriebsbeiwertes vom Anstellwinkel für kleine Machzahlen

Der Anstellwinkel, bei welchem im Tragflügel die Abrisserscheinungen beginnen, nennt sich Anstellwinkel des Schubbeginns. Wie beim Flugzeug L-39, so liegt auch bei der MiG-21 der Anstellwinkel des Schubbeginns bei etwa 140 bis 150°.

Die weitere Änderung des Auftriebsbeiwertes hängt von der Entwicklung des Strömungsablauses entlang der Profilero und der Spannweite ab. Für Flugzeuge mit Rechteckflügel (L-39) ist eine schnelle Entwicklung des Strömungsablauses am Tragflügelmittelstück beim Erreichen eines Anstellwinkels von 20° charakteristisch. Beim Flugzeug mit Deltaflügel ebenst der Druckangriffswinkel zwischen Unter- und Oberseite des Tragflügels den Kurvenverlauf (Spitze), infolgedessen wird die Entwicklung des Strömungsablauses zu größeren Anstellwinkeln hinausgeschoben. Das Sinken des Auftriebsbeiwertes beginnt erst beim Erreichen eines Anstellwinkels von 280 bis 30°. Der Anstellwinkel, bei welchem C_A erneut erreicht wird, trägt die Benennung kritischer Anstellwinkel (α_{krit}).

Für die L-39 ist die Schubzone nicht groß, sie beträgt etwa 4° bis 6°; im Zusammenhang mit der Schubbeginn für den Flugzeugführer des Flugzeuges L-39 das Signal zum sofortigen Verringern des Anstellwinkels, damit ein Abkippen verhindert wird.

Für die MiG-21 ist die Schubzone bedeutend größer (14°...15°), deshalb kann der Schubbeginn nicht als hinreichend vorbeugendes Anzeichen für das Erreichen des Grenzanstellwinkels dienen, weil in diesem Falle die möglichen Anstellwinkel nicht vollständig ausgenutzt werden.

Außerdem schwächt sich beim Flug in Steigungen und mittleren Höhen mit der Verminderung der Gerüstgeschwindigkeit die Intensität des Schubwinds ab, und bei $v_G < 500 \text{ km/h}$ ($\alpha < 0,4 \dots 0,5$) ist es beim Manövriren nicht mehr wahrnehmbar für den Flugzeugführer. In diesem Falle wird das Grenzregime nach dem Anstellwinkel ein Flugregime, bei welchem eine merkliche Seitenbewegung mit Schublage und Richtungsänderung entsteht.

Der Anlauf dieser Schwingung wird gewöhnlich darin gesehen, daß sie bei $\alpha = 0,5$ "um 22° bis 24° entsteht. Bei allen Gerüstgeschwindigkeiten ist diese Schwingung (diesen "Schubukeln") für den Flugzeugführer deutlich bemerkbar, und ihre Intensität verstärkt sich mit der Anhebung an den kritischen Anstellwinkel.

Der Vorfall des Anstellwinkels bis zum Abkippen betrifft in diesem Fall 6° bis 8°. Dies gewährleistet für das Fliegen in den Grenzregimmen für das Flugzeug MiG-21 eine genügende Sicherheit.

Da in der folgenden Tabelle angegebene Anstellwinkel, Auftriebsbeiwerte und Gerüstgeschwindigkeiten im geradlinigen Flug ($n_y = 1$), ihre Änderung bzw. ihre äußeren Anseichnen charakterisieren das Verhalten der Flugzeuge MiG-21 und L-39 bei großen Anstellwinkeln.

Parameter	MiG-21		L-39	
	in Grad	in km.h ⁻¹	in Grad	in km.h ⁻¹
α_A	0,7	0,75	0,9	1,0
v_G bei $n_y=1$	310...	300	260...	250

Für die Berechnung der Gerüstgeschwindigkeit des Schubbeginns, der Seitenschwingung und des Abkippen benutzt:

$$v_{G,n,y} = v_{G,n,y} \cdot \sqrt{n_y}$$

so betragen diese Geschwindigkeiten z.B. bei einem $n_y = 6$ für die MiG-21:

$$v_G \text{ Schubbeginn} = 300 \text{ km.h}^{-1} \quad \sqrt{6} = 720 \text{ km.h}^{-1}$$

L-39:

$$V_G \text{ Schuttstein} = 200 \text{ km.h}^{-1} \cdot \sqrt{6} = 490 \text{ kmh}^{-1}.$$

Betrachten wir die Änderung des Widerstandsbeiwertes der Flugzeuge MiG-21 und L-39 in Abhängigkeit vom Anstellwinkel.



Abb. 17: Abhängigkeit des Widerstandsbeiwertes vom Anstellwinkel für kleine Machzahlen

Aus der bekannten Formel:

$$C_w = C_{w_0} + B + C_A$$

ist ersichtlich, daß mit Vergrößerung des Anstellwinkels auch der Widerstandsbeiwert des Flugzeuges anwächst; um so stärkeren Wirkung bei der MiG-21, weil sie einen Tragflügel kleiner Streckung besitzt. Der Widerstand berechnet sich nach der Formel:

$$F_W = C_w \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot A$$

Bei Anstellwinkeln größer $\alpha_{\text{gl}} = 6^\circ \dots 6,5^\circ$ erholt bei Verringerung der Geschwindigkeit im Horizontalflug der Widerstandsbeiwert schneller, als der Staudruck sinkt, deshalb wird auch der Widerstand des Flugzeuges umso energieärmer wachsen, je größer der Anstellwinkel (je kleiner V_G) wird.
Beim Flugzeug MiG-21 zum Beispiel werden im geradlinigen Horizontalflug $\alpha_{\text{gl}} = 6,5^\circ$ ($V_G = 450 \text{ km.h}^{-1}$) und der Widerstand ein Minimum und $F_W = 900 \text{ kp}$, und im Regime der Seitenschwingungen $\alpha_{\text{gl}} = 22^\circ$ ($V_G = 270 \text{ km.h}^{-1}$) ist er schon $F_W = 2700 \text{ kp}$, das ist ein Anwachsen auf das Dreifache.

Hoch energetischer reicht der Widerstand des Flugzeuges beim Schließen von Testvliegern!

$$\beta_{V, \alpha_y=4} = \beta_{V, \alpha_y=1} \cdot \alpha_y^2$$

Der betriebliche Widerstandszunahme bei großen Anstellwinkelverlusten an energetischem Geschwindigkeitsverlust mit weiterer Anstellwinkelvergrößerung, selbst bei arbeitendem Triebwerk. Damit man diesem entgeht, ist es nötig, daß der Flugzeugführer bei energetischen Manövern rechtzeitig den Anstellwinkel des Flugzeuges verringert und Bedingungen für ein Fahrtauholen und den Übergang zu ungefährlichen Flugregimen schafft.

1.2.2. Beobachtungen der Längenstabilität und Steuerbarkeit bei großen Anstellwinkeln

Solang die Strömung am Tragflügel bei Anstellwinkelvergrößerung nicht überläuft, verlagert sich auch der Neutralpunkt (Angriffspunkt der Auftrieksänderung) nicht und die Anstellwinkelstabilität (Lastwievfachen-) des Flugzeuges verhält sich direkt proportional zur Anstellwinkelvergrößerung. Damit folgt das Wiederherstellungsmoment $\Delta M_A = \alpha F_A (\tau_3 - \tau_3)$.

Die Entwicklung des Stromungsaufbauses bei großen Anstellwinkeln führt gewöhnlich zur Veränderung des Druckverteilungsbildes und damit zur Verlagerung des Neutralpunktes nach vorn oder hinten. Je nachdem, an welcher Stelle des Tragflügels der Abriss auftritt,



Abb. 18: Anstellwinkel- oder Lastwievfacheneinstabilität

Dies führt zur Verletzung der Proportionalitätszwischen dem Längsmoment (τ_3) und dem Anstellwinkel (α_A).

Vergleicht sich der Neutralpunkt nach vorn, was charakteristisch und normal für den Tragflügel ist, so wird der Zuwachs des negativen Momentenverzingers (es entsteht ein aufrichtendes Moment);

dieses zeugt von der Verringerung der statischen Längsstabilitätsreserve.

Wie die Praxis zeigt, wird in diesem Falle die Anstellwinkelstabilität geschwächt, und in besonderen Fällen ist bei energetischer Neutralepunktverlagerung nach vorne die selbständige (spontane) Vergrößerung des Anstellwinkels und des Lastvielfachen gegeben ("geschw. normat.", siehe auch 2.3.).

Für den gesunden Tragflügel ist bei großen Anstellwinkel ein Ver- schiebung des Neutralpunktes nach hinten charakteristisch, bei wel- cher das "Sturzflugmoment" rasch zunimmt, d. h. die statische Längs- stabilitätsreserve nimmt zu und damit auch die Anstellwinkelstabil- ität. Zur Beurteilung der Längsstabilität ist es nötig, die Abhängigkeit des Längsmomentenbeiwertes vom Anstellwinkel (Auftriebsbeiwert) zu betrachten, wie diese Abbildung 19 zeigt.

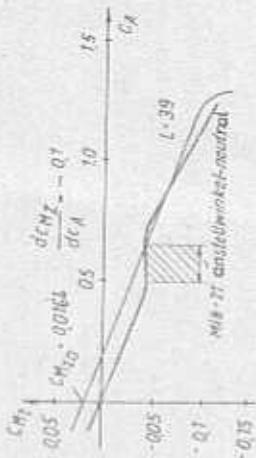


Abb. 19: Momentenbeiwert C_M .

Auf Abb. 19 ist ersichtlich, daß das Flugzeug L-39 bei allen Anstell- winkeln anstellwinkelstabil ist, während beim Flugzeug MiG-21 im Be- reich der Auftriebsbeiwerte $\alpha = 0,5 \dots 0,65$ ($\alpha = 10^\circ \dots 14^\circ$) eine merkliche Verringerung der Stabilitätsreserve bis hin zur Anstell- winkelneutralität entsteht, was sich aus der Neutralepunktverlagerung nach vorne infolge der Entwicklung des Strömungsbrisses an den Enden des Deltaflügels erklärt.

Dieses Verhalten des Flugzeugs verlangt vom Flugzeugführer der MiG-21 im gewöhnlichen Bereich das "Ziehen" zu verringern, um das selbständige Vergrößern des Anstellwinkels zu vermeiden und rechtzeitig die Größe des Lastvielfachen n_y zu kontrollieren. Wie die Praxis zeigt, zeigt das Flugzeug MiG-21, und noch mehr das Flugzeug L-39, bis hin zum kritischen Anstellwinkel nicht das selb- ständige Vergrößern des Anstellwinkels infolge Stromungsschub, d.h. diese Tendenz fehlt bei festgehaltenem (fixiertem) Steuermannspiegel. Eine spezielle Veränderung der Kennkurven der Längskurven der Längsstabilitätsreserve.

des Flugzeuges MiG-21 und L-39 entsteht bei Verringerung des Anstell- winkels nicht. Beim Fahrverringern im Horizontalflug muß der Steuer- knüppelausschlag im Maß der Geschwindigkeitsverringerung vergrößert werden, bis zu der Stellung näh "voll gezogen" vor dem Abkippen. Der Flugzeugführer der MiG-21 muß wissen, daß der Knüppelkraftgradient und der Anstellweggradient des Lastvielfachen bei großen An- stellwinkeln etwas geringer als normal sind:

$$P_{R,Y} = 1,5 \dots 2,5 \text{ kp} \quad \text{und} \quad X_Y = 1,0 \dots 1,5 \text{ cm}$$

Bei diesen Werten ist das Flugzeug leicht steuerbar. Dennoch ist das Flugregime bei normalem Tempo des Schaffens des Lastvielfachen leicht zu kontrollieren.

Die Wirksamkeit des Flügelsenders (MiG-21) und des Höhenruders (L-39) bleibt normal bis hin zur Abkippgeschwindigkeit.

1.2.3. Besonderheiten der Seitenstabilität und -unstabilität des Flugzeuges bei großen Anstellwinkel.

Bei großen Anstellwinkeln besteht das Flugzeug MiG-21 eine außerordentliche Quersetabilität im Verhältnis zur Richtungsstabilität (Abb. 20).

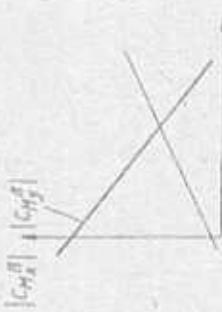


Abb. 20: Abhängigkeit der Seitenstabilität von α .

Je größer der Anstellwinkel (sänger die Geschwindigkeit und größer das Lastvielfache), umso kräftiger reagiert das Flugzeug auf Schüben mit Schrägflüge und umso schlechter ist seine Richtungsreaktion zum Beiseitigen des Schübens.

Auf der anderen Seite besitzt das Flugzeug MiG-21 eine schwache Querdämpfung seine Fahigkeit, Schräglagen zu beseitigen, wird dadurch geschwächt.

Die gezeigten Amplitäden werden auch dadurch deutlich, daß das Flugzeug MiG-21 bei Anstellwinkeln von 22° bis 24° auf ein geringfügiges Schieben mit einem Schaukeln von einem Flügel zum anderen reagiert,

d. h. es entwickelt sich die Seiten schwächung. Der Flugzeugführer muß wissen, daß man diese Schwächung nicht mit dem Steuerknüppel passieren kann, weil die Wirkungszeit der Querruderwirkung sehr klein ist. Ihr Ausschlag das Entstehen von Schieben begünstigt.

X wurde bereits darauf verwiesen, daß das Entstehen der Seiten schwächung davon zeugt, daß das Flugzeug MiG-21 solche zulässigen Anstellwinkel eingenommen hat, bei denen es wichtig ist, kein Schieben auszulassen, sondern koordiniert zu steuern.

Zum Beenden der Schwächung muß der Flugzeugführer den Steuerknüppel bei neutraler Pedalstellung nach vorn geben. Richtkorrekturvector P ebenfalls kann bei großen Anstellwinkeln nicht nur Schiebgasse, sondern auch eine energetische Drehung des Flugzeuges nach der Seite des Pedalausschlags hervorrufen, was der unerfahrenen Flugschule sicherlich für das Fällen ins Trudeln halten kann, während dies die normale Reaktion des Flugzeuges auf den Seitenwindverauschlag darstellt.

Eine wesentliche Verbesserung der Seitenstabilität beim Flug mit großen Anstellwinkel erreicht man durch das Einsetzen der Arbeitsweise Bildfahrungs- und Schildlaufrungen-Modus des Autopiloten. Eine Besonderheit der Seitensteuereinheit des Flugzeugen MiG-21 besteht darin, daß die Querruderwirkungkeit in dem Maße abnimmt, wie sich der Anstellwinkel vergrößert. Diese ständige Verzerrung der Querruderwirkungkeit wird bei Anstellwinkel über 10° beobachtet.

Sie erklärt sich aus dem geringen Anteil der Streuung im Querruderausbereich des Deltaflügels.

Wie für das Flugzeug MiG-21 zur Gewährleistung der Querruderwirkungkeit vorgesehenes minimal zulässige Geschwindigkeit beträgt $270 \text{ bis } 280 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$ bei einem Anstellwinkel von 15° bis 16° . Die Abhängigkeit des Rollmoments des Flugzeuges für einen Querruderwinkel von $\pm 20^{\circ}$ in Abhängigkeit vom Anstellwinkel zeigt Abb. 21.



Abb. 21: Querruderwirkungskennwert

Unter den Bedingungen erhöhter Schießlagenreaktion auf Schieben kann die Verringerung der Querruderwirkungkeit beim Flug mit großen Anstellwinkeln Schwierigkeiten beim Ressetzen von Schießlage her vorrufen.

1.2.4. Empfehlungen für den Flugzeugführer zur Gewährleistung der Flugsicherheit beim Flug mit großen Anstellwinkeln und kleinen Gerteschwindigkeiten

Die rechteitige Kontrolle des Flugregimes hat bei Bedeutung des dargelegten physikalischen Wesens des Verhaltens des Flugzeuges bei großen Anstellwinkeln eine sehr wichtige Bedeutung für die Erhaltung der Kampfflugwirksamkeit, für die Erhöhung der Genauigkeit der Steuertechnik und für die Flugsicherheit.

Den Flugzustand mit einem bestimmten Anstellwinkel kann der Flugzeugführer entweder folgender Informationsquellen bestimmen:

- nach Außen Anstellen im Verhalten des Flugzeuges (erobern-sches Schutteln, Seitenschlingung);
- nach Anzeige und Signalmelanz der Anstellwinkel;
- nach Übereinstimmung von Lenztieflochen n_y und V_G usw.

1.2.4.1. Flug nach Anstellwinkelkennzeichen

Eine zweckmäßige Verteilung der Aufmerksamkeit bei der Einschätzung des Flugzustandes nach Anstellwinkelmaßzahlen (UUA) gestaltet es, gefährliche Flugzustellungen zu vermeiden. Den Zeit UUA zeigt die laufende Verhältniszahl in Grad an (Abb. 22).

Der Unterschied des örtlichen Anstellwinkelmaßzahlen α_{UA} zum faktischen ist durch die räumliche Umströmung des Tragflügels bei

Unterschallgeschwindigkeit im Bereich der Unterbringung des Gebur bedingt und beträgt etwa 17° . Für ein bequemes Ablesen wurde die Skala des UUA bei großen Anstellwinkel in drei Sektoren eingeteilt: Gelb-schwarz ($\alpha_{UA} = 210$ bis 280°), rot-ro-schwarz ($\alpha_{UA} = 280$ bis 35°).



Abb. 22: Skala des Anstellwinkelmaßzahlers

Der Selbst-schwarze Sektor weicht den Flugzeugführer vor dem Übergang zu Grenzangstellwinkel. In Flugzuständen, bei denen sich der Zeiger in diesem Sektor befindet, realisieren sich die maximalen Manövermöglichkeiten des Flugzeuges, jedoch sind ein ausreichendes Testrindung des Flugzeugführers im Flug in Grenzregimen und eine erhöhte Kontrolle der Werte des Anstellwinkels erforderlich.

Der rot-schwarze Sektor legt die Zone der gefährlichen Anstellwinkel fest, nach denen das Abkippen des Flugzeuges möglich ist. Die Anstellzone des UMA ist im gesamten Geschwindigkeits-Höhen-Bereich, angefangen von $v_G = 200 \dots 260 \text{ km.h}^{-1}$ stabil. Im Horizontallflug mit $v_G = 500 \text{ km.h}^{-1}$ befindet sich der Zeiger des UMA in einer Stellung nahe der horizontalen, was einem $\alpha_{krit.} = 8^\circ \dots 10^\circ$ entspricht.

Beim einfachen und beim Manövarkontrollflug beteiligt der Anstellwinkel nach UMA, bei dem das Schütteln beginnt, $160 \dots 180^\circ$. Erkennt der Flugzeugführer den Zeiger im rot-schwarzen Sektor, dann muß er im Steuerknüppel solange mit Ziehen nachlassen, bis sich der Zeiger in den Gelb-schwarzen Sektor verschiebt, und gleichzeitig die Kontrolle der Fluggeschwindigkeit erhält.

Für eine zuverlässige Warnung des Flugzeugführers vor dem Übergang zu den Grenzflugregimen nach dem Anstellwinkel wurde eine Anstellwinkel-Signalisation (CYA) eingeführt, welche mit Vorhalt in Abhängigkeit vom Tempo der Anstellwinkeländerung aufleuchtet und zwar um so früher, je schneller der Steuerknüppel gezogen wird. Beim Fahrverzögern im Horizontallflug mit minimalem Tempo des Anstellwinkelzunahmes leuchtet der Signalleistor bei $\alpha_{krit.} = +26^\circ$. Bei maximal möglichen Tempo der Anstellwinkelvergrößerung beim Einleiten des Manövers blinkt er schon bei $\alpha_{krit.} = +22^\circ$.

Beim Blinken des Signalleistors muß der Flugzeugführer den Steuerknüppelausschlag bis zum Kellischen der Signallampen verringern.

1.2.4.2. Kontrolle des Flugzustandes anhand des Lastvielfachen $\frac{v_G}{n_y}$
 Bei Flugzeugen, die nicht mit Anstellwinkelanzeige ausgerüstet sind, kann man mit gleicher Güte das Lastvielfache n_y als indirektes Anzeiger des Flugzustandes nach dem Anstellwinkel benutzen. In diesem Falle ist es bei kleiner v_G erforderlich, laufend die Verhältnisse des Lastvielfachen und der Geräteseichwindigkeit zu vergleichen.

Um das Abkippen des Flugzeuges MiG-21 beim Kunstflug mit $v_G < 750 \text{ km.h}^{-1}$ zu verhindern, muß der Flugzeugführer das Lastvielfache verringern und die Übereinstimmung folgender Werte beachten:

$v_G \text{ in } \text{km.h}^{-1}$	400	450	500	600	700	750
n_y	2,0	2,5	3,0	4,5	5,5	6,5

Mit hinreichender Genauigkeit kann man die Begrenzung des normalen Lastvielfachen nach folgender Näherungsformel berechnen:

$$n_y \text{ zul.} = \frac{v_G}{100 \text{ km.h}^{-1}} - 2$$

Für das Flugzeug L-29 werden in der Instruktion für den Flugzeugführer folgende maximale Werte für $H = 4000 \text{ m}$ und $F_0 = 4300 \text{ kp}$:

$v_G \text{ in } \text{km.h}^{-1}$	200	300	400	500	600
n_y	1,25	2,5	4,0	5,0	6,0

Gegeben: Bei Gerätgeschwindigkeiten $v_G = 300 \dots 500 \text{ km.h}^{-1}$ wird sich das Flugzeug bei dem angezeigten Lastvielfachen bei einem Anstellwinkel nahe dem Abkippen ($\alpha_{krit.}$) befinden, deshalb ist es für Flugzeugführer besser zu empfehlen, das Lastvielfache nach folgender Näherungsformel zu bestimmen:

$$n_y \text{ zul.} = \frac{v_G}{100 \text{ km.h}^{-1}} - 1$$

1.3. Der Flug mit Grenzgeschwindigkeiten

Es ist bekannt, daß alle Flugzeuge eine Begrenzung der maximalen Fluggeschwindigkeit besitzen, deren Überschreiten aus verschiedenen Gründen unzureichend ist. Diese Begrenzung kann dem Flugzeugführer als maximal zulässige Gerätgeschwindigkeit oder als maximal zulässige Geschwindigkeit gegeben werden.

Die Hauptgröße für die Begrenzung der maximal zulässigen Geschwindigkeiten sind:

1. Begrenzung infolge Stabilität und Steuerbarkeit;
2. Begrenzung infolge der Festigkeit der Konstruktion und ihrer aerodynamischen Aufteilung;

3. Sicherstellung der örtlichen Festigkeit der Flugzeugzelle;
 4. Sicherstellung der Festigkeit verschiedener Teile wie Außenauflösungen, Mechanisationen des Tragflügels (Brems- und Landeklappen), Fahrwerk und deren Befestigungen.

Die Begrenzung infolge der ersten beiden Gründe erfolgt durch die maximal zulässige Machzahl; dies wird unter Abschnitt 1.4. betrachtet.

1.3.1. Physischlicher Sinn der Begrenzung durch die Gerütesgeschwindigkeit

Die Begrenzung durch die Gerütesgeschwindigkeit ist mit der Gewährleistung der Festigkeit und mit der Steifigkeit der Flugzeugzelle oder anderer ihrer Teile verbunden. Die Konstruktion jedes Flugzeuges muß hinreichende Festigkeit und Steifigkeit im gesamten Betriebsbereich der Fluggeschwindigkeiten, der Flughöhen und der Leistungswerten besitzen. Diese Forderung muß bei minimalem Konstruktionsgewicht erfüllt werden, denn Vergrößerung des Gewichts zieht eine Verschlechterung der flugtechnischen Daten und eine Verringerung der nutzbaren Leistungsfächen nach sich. Festigkeit - das ist die Fähigkeit der Konstruktion, der Einwirkungen von Belastungen Widerstand entgegenzusetzen. Man unterscheidet die Festigkeit bei zügiger Belastung (Sonderfall Konstante) und bei Wechselbelastung (wechselnde oder schwellende Beanspruchung). Unter Dauerfestigkeit versteht man den Höchstwert der Wechselbelastung, der bei beliebig häufiger Wiederholung gerade noch ohne Bruch ertragen wird.

Festigkeit - das ist die Eigenschaft der Konstruktion, Deformationen unter Einfluss äußerer Lasten zu widerstehen. Der physikalische Zusammenhang zwischen der Gerütesgeschwindigkeit des Fluges und der Belastung des Flugzeuges besteht in folgendem: Beim Horizontalflug bleiben der Auftrieb und das Fluggewicht konstant, deshalb wechselt auch die allgemeine Belastung des Flugzeuges nicht. Die ortsliche Verteilung der Belastung, die auf die Oberfläche der Flugzeugteile wirkt, ist dem Steudruck proportional und folglich auch von der Fluggeschwindigkeit abhängig (Abb. 23).

$$F_{\text{Strl.}} \sim q = \frac{c}{2} \cdot v^2$$

Ausalog vergrößert sich auch die Belastung anderer Teile des Flugzeuges, wie Rumpf, Leitwerk, Kabindach u. a. m. mit Vergrößerung der Geschwindigkeit.



Abb. 23: Aerodynamische Oberflächenspannung q , die den Tragflügel belastet, für versch. v belastet.

Bei großen Fluggeschwindigkeiten erreicht der Steudruck bedeutsame Werte. Zum Beispiel:

$$v_g = 1440 \text{ km/h}^{-1}, \quad q_0 = 1,226 \text{ kg/m}^{-2}$$

$$q = \frac{q_0 \cdot v^2}{2} = \frac{1,226 \text{ kg} \cdot 1440^2 \text{ m} \cdot g^2}{2 \cdot 3,6 \cdot 10^6 \text{ s}^2 \cdot \text{kg} \cdot \text{m}} = 96,06 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} (= 10^4 \cdot \frac{\text{kp}}{\text{m}^2})$$

d. h. pro m^2 Flügelfläche wirkt eine Kraft von etwa 10^5 N (10^4 kp). Solche großen Kräfte können zur Zerstörung der Nietverbindungen, zum Abreißen der Lukendeckel, zur Zerstörung des Kabinendaches usw. führen.

Um die Zerstörung der Konstruktion oder das Entfernen bleibender Defektions zu verhindern, muss entweder die örtliche Festigkeit der Konstruktion vergrößert (ruht zu großem Fluggewicht), oder die örtliche Belastung begrenzt werden, d. h. der auf das Flugzeug wirkende Steudruck.

Sine Vergrößerung des Fluggewichts führt zu schlechten Flugtechnischen Daten und zur Verringerung des nutzbaren Leistungsfaches, deshalb bemüht man bei der Projektierung der Flugzeuge den Weg der Steudruckbegrenzung.

Zwischen dem Steudruck und der indizierten Geschwindigkeit besteht der eindeutige Zusammenhang:

$$v_i = \sqrt{\frac{2 \cdot q}{q_0}}$$

Die indizierte Geschwindigkeit v_i steht der Grenzgeschwindigkeit v_g da, dasselbe wird die Flugzeugführer die Begrenzung des maximal zulässigen Steudrucks als Bezeichnung der maximal zulässigen Geschwindigkeit vorgetragen, was die entsprechende Kontrolle erleichtert.

Außerdem der Geschwindigkeitsbegrenzung infolge der Festigkeit der Zelle

bestehenden Begrenzungen der Gertigkeitsgeschwindigkeit für das Fahrwerk, die Festigkeit der Landeklappen, der FW-Zusatzaufhalter, der Träger für Außenlasten u. s. w. Zum Beispiel beim Überschreiten von $V_{G,\max,zul.}$ mit ausgefahrenem Fahrwerk (MiG-21): $V_{G,\max,zul.} = 700 \frac{\text{km}}{\text{h}}$ ist dessen Festigkeit nicht garantiert. Wird das Fahrwerk bei einer Geschwindigkeit ein- oder ausgefahren, die über der maximal zulässigen liegt, dann wird ein größerer Staudruck auf die Federbeine wirken, und infolgedessen können die Federbeine in einer- und ausgedehneter Lage nicht in den Schubkesseln verriegeln.

Beim Überschreiten von $V_{G,\max,zul.}$ mit ausgefahrenen Landeklappen können alle Landeklappen oder deren Lagerungen zerstört werden. Die Wahrscheinlichkeit der gleichzeitigen Zerstörung der linken und rechten Landeklappen ist sehr gering. Einseitige Zerstörung der Landeklappenlage führt zu einem hofftigen Einnnehmen der Schräglage bzw. zu Rollbewegung des Flugzeuges. Die Gefahr ist deshalb so groß, weil das Fahren von PW und LK beim Landeanflug in Höhen nicht größer als 500 m erfolgt.

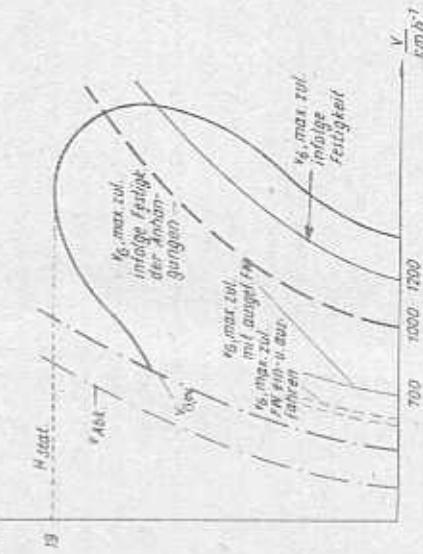


Abb. 24: Maximal zulässige Gerategeschwindigkeiten

Im Zusammenhang mit der genannten Überschreitung besitzen moderne Flugzeuge Staudruckgeber, die beim Erreichen des Grenzstaudruckes die Landeklappen einfahren lassen (L-29, L-39). Bei anderen Flugzeugen verwendet man Landeklappen "schwimmenden" Typs (MiG-21). Ihr Ausschlag hängt vom Staudruck ab: mit Vergrößerung der Geschwindigkeit verringert sich der Landeklappanausschlag und die Belastung der Landeklappen bleibt konstant und überschreitet nicht die Festigkeits-

werte. Alle aufgezählten Staudruckbegrenzungen kann man am Geschwindigkeits-Höhen-Diagramm ablesen (Abb. 24).

1.3.2. Begrenzung der Gertigkeitsgeschwindigkeit der Schul- und Kampfflugzeuge

V_G , max,zul. für die Flugzeuge L-29, L-39 und MiG-21 werden in der folgenden Tabelle angegeben:

Grund der Begrenzung	Flugzeugtyp	Geschw.-zungh. und Höhe	Variante der Außenauflösungen Konfiguration
Urtliche Festigkeit d. Zelle, d. Verkleidung d. Kabinendaches und anderer Flugzeugteile	L-29	$V_G = 790 \frac{\text{km}}{\text{h}}$ $q = 3250 \frac{\text{kp}}{\text{m}^2}$ $H < 1500 \text{ m}$	
	L-39	$V_G = 900 \frac{\text{km}}{\text{h}}$ $q = 4000 \frac{\text{kp}}{\text{m}^2}$ $H < 1300 \text{ m}$	
	MiG-21	$V_G = 1100 \frac{\text{km}}{\text{h}}$ $H \leq 2000 \text{ m}$	ohne Lasten, mit selbststehenden Raketen
		$V_G = 1100 \frac{\text{km}}{\text{h}}$ $H \leq 5000 \text{ m}$	mit gesunkenen Raketens. U: ohne Lasten, mit gesunkenen Raketen
		$V_G = 1200 \frac{\text{km}}{\text{h}}$ $q = 7500 \frac{\text{kp}}{\text{m}^2}$ $H = 2000 \text{ *** }$ $H = 12500 \text{ m}$	ohne Lasten, mit selbststehenden Raketen
		$V_G = 1200 \frac{\text{km}}{\text{h}}$ $q = 7500 \frac{\text{kp}}{\text{m}^2}$ $H = 5000 \text{ *** }$ $H = 12500 \text{ m}$	mit gesunkenen Raketen U: ohne Lasten, mit gesunkenen Raketen
Festigkeit der Außenaufl. und ihrer Träger	MiG-21	$V_G = 1000 \frac{\text{km}}{\text{h}}$ $H \leq 13500 \text{ m}$	mit Behältern ungelöster Raketen
	L-29	$V_G = 1000 \frac{\text{km}}{\text{h}}$ $H \leq 12000 \text{ m}$	mit ZE
Wertigkeit des Fahrwerks, der Landeklappen, Sicharheit beim Ein- und Ausfahren PW		$V_G = 290 \frac{\text{km}}{\text{h}}$	Ein- und Ausfahren PW, Flug mit PW ausget.

Grund der Begrenzung	Flugzeugtyp	Große d. Begrenzung und Höhe	Variante der Außenanfluggänge, Konfiguration
L-39	$V_G = 340 \text{ km.h}^{-1}$	Zahn- und Anfahrschneiden, Flug mit PW	Ausfahren I.K., Flug mit I.A ausgerollten Flügeln
MIG-21	$V_G = 310 \text{ km.h}^{-1}$	Aus- und Einfahren ZW	Aus- und Einfahren ZW
Festigkeit der Zelle im Gefechtsfall	$V_G = 550 \text{ km.h}^{-1}$	Flug mit ausgefahrenen PW	Flug mit ausgefahrenen PW
	$V_G = 700 \text{ km.h}^{-1}$	ohne Lasten, mit Selbstzieldurchsuchenden Raketen	ohne Lasten, mit Selbstzieldurchsuchenden Raketen
	$V_G = 1300 \text{ km.h}^{-1}$ $H \approx 8000 \text{ m}$		

Die Ausweitung des Geschwindigkeitsbereiches im Gefechtsfalle ist möglich bei gleichzeitiger Verringerung des Sicherheitsfaktors der Zelle, im entgegengesetzten Falle kann wegen Ermündung von Elementen der Konstruktion ein Überschreiten der örtlichen Festigkeit eintreten.

1.3.3. Besonderheiten der Steuertechnik bei Geschwindigkeiten nahe der maximal zulässigen

Beim Überschreiten von $V_G, \text{max.}$ zul. entsteht die Gefahr der Verzerrung oder der örtlichen Deformation von Teilen des Flugzeuges. Darauf muß der Flugzeugführer beim Flug nahe der Grenzgeschwindigkeit der Kontrolle von V_G erhöhte Aufmerksamkeit schenken, um ein Überschreiten der Begrenzung nicht zuzulassen. Der Flugzeugführer muß dann abstand seines Flugzeuges von der Begrenzung kennen, damit er die Wahrscheinlichkeit des Überschreitens der Begrenzung der Gerüstgeschwindigkeit für die verschiedenen Flugbedingungen abschätzen kann.

1.3.3.1. Flug bei Grenzgeschwindigkeiten mit den Schulflugzeugen Bei den Schnellflugzeugen L-29 und L-39 ist $V_G, \text{max.}$ zul. um 28 ... 30 % größer als die Maximalgeschwindigkeit $V_{G, \text{max.}}$ des Horizontalflugzeuges bei vollem Triebwerksschub. Folglich kann man im Horizontalflug nur die $V_G, \text{max.}$ zul. nicht überschreiten, sondern auch nur Geschwindigkeiten nahe der Begrenzung erreichen. Nur im Startflug mit

erheblichem Bahnneigungswinkel ($15^\circ \dots 20^\circ$) und Maximalschub kann das Flugzeug auf die Grenzgeschwindigkeit beschleunigt werden. Die Beschleunigung bleibt dabei verhältnismäßig klein, die Geschwindigkeit wächst also langsam, und der Flugzeugführer kommt nicht in Zeitnot, einer weiteren Beschleunigung durch Verringern des Bahnneigungswinkels und des Schubes vorzubürgen.

Ein Überschreiten der Geschwindigkeitsbegrenzung ist für die L-29 in $H \approx 1500 \text{ m}$ und für die L-39 in $H \approx 1300 \text{ m}$ möglich. In größeren Höhen erreichen die Flugzeuge früher die Machzahlbegrenzung (siehe Abbild. 1.4.). Zur Einhaltung der geradeinigen Gleitflugbahn bei der Grenzgeschwindigkeit sind größere Gleichgewichtskippmomente erforderlich. Beim Flugzeug L-29 betragen sie $20 \dots 25 \text{ kp}$ und beim Flugzeug L-39 $25 \dots 30 \text{ kp}$, was den Flugzeugführer schnell erlauben läßt und zur Abschwöhnung der von ihm gegebenen Endspurkraft führt. Dadurch verringert sich der Gleitwinkel, und dann auch die Fluggeschwindigkeit.

Ein Verringern der Steuerkraft mittels Trimmer ist nicht empfohlen, weil sich bei Geschwindigkeitsvergrößerung bedeutende Zugkräfte einstellen, die ein vorstotes Ausleiten in den Hochmontalting oder einen gefährlichen Höhenverlust herbeiführen können. Die Wirkungskraft des Trimmers nimmt bei großen Geschwindigkeiten bedeutend ab und beim Flugzeug L-39 ist es verboten, den Trimmer bei $V_G \approx 700 \text{ km.h}^{-1}$ zu benutzen.

1.3.3.2. Flug mit dem Kampfflugzeug bei Grenzgeschwindigkeiten

Die maximal zulässige Gerätgeschwindigkeit des Flugzeuges MiG-21 ist um $15 \dots 20 \%$ kleiner als die Maximalgeschwindigkeit des gleichförmigen Horizontalschlages. Beim Maximalregime des Triebwerkes ist ein Überschreiten der $V_{G, \text{max.}}$ zul. im Horizontalflug nur in $H \approx 1500 \text{ m}$ möglich. In diesem Falle wählt die Geschwindigkeit bei horizontalen Punktlaufholen langsam, was es dem Flugzeugführer ermöglicht, rechtzeitig den Schub zu verringern oder die Bremsklappen auszufahren, damit die Begrenzung nicht überschritten wird. Beim Fahrtaufholen im Sturzflug reicht die Geschwindigkeit bedeutend schneller. Dies erfordert vom Flugzeugführer rechtzeitig Handeln, um ein Vergrößern der Geschwindigkeit über die maximal zulässige zu verhindern.

Beim Flug mit Nachbeweeregime beschleunigt das Flugzeug bedeutend schneller, und bei nicht richtiger Verteilung der Antriebsleistung kann der Flugzeugführer unbedingt die Begrenzung der Geschwindigkeit überschreiten (Abb. 25 und 26).

zufliegen.
Das Verhalten des Flugzeuges, die Kenngrößen von Stabilität und Steuerbarkeit hängen von der Machzahl ab.

Beim Flug mit konstanter Geschwindigkeit, Fliegt die V_{max} , zul., verändert sich die Machzahl in Abhängigkeit von der Flughöhe in einem breiten Bereich (Abb. 27).

Aus Abb. 27 ist ersichtlich, daß sich die Machzahl in Abhängigkeit von der Höhe bei den Grenzgeschwindigkeiten von 0,8 bis 2,05 ändert. Dieser M-Zahl-Bereich kann man bedingt in Intervalle (I bis III) einteilen, welche diese oder andere Besonderheiten des Verhaltens, der Stabilität und Steuerbarkeit des Flugzeugs besitzen.

Abb. 27: Abhängigkeit der V_D von M und H

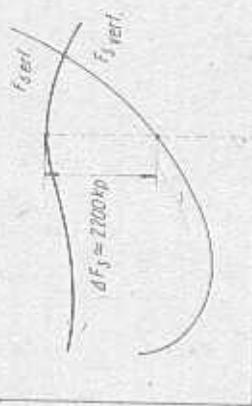


Abb. 25: Schubüberachse der MiG-21 bei $V_G = 1100 \text{ km.h}^{-1}$ in Bodennähe

$\Delta V = \frac{\Delta F_3}{F_0}$	50 km.h^{-1}	100 km.h^{-1}	150 km.h^{-1}
0,31	0,31	0,31	0,31
4,5 u	9,1 u	13,6 u	

Abb. 26: Beschleunigungsverhalten der Flugzeuge MiG-21 bei $M_{\text{zul.}}$ in Bodennähe ($M_{\text{B}} = M_{\text{B}} + q$) im Horizontalflug

Beim Startflug mit Nachbrenner weicht die Gefahr des Überbeschleunigungsmaßnahmenbegrenzung schnell an, deshalb soll man beim Manövrieren des Nachbrenner nur im Horizontalflug oder beim Gleitflug mit geringem Gleitwinkel einschalten.

Rechtsseitige und klare Handlungen des Flugzeugführers, die im energetischen Ausleitzen des Flugzeuges aus dem Sturz- bzw. Gleitflug, dem Ausschalten des Nachbrenners und dem Auffahren der Bremsklappen bestehen, verhindern das Überschreiten der $V_{\text{G, max}}, \text{zul.}$

Doch in gewissen Fällen ist es erforderlich, einen andauernden Flug mit Grenzgeschwindigkeit auszuführen (Annäherung an den Gegner und Entfernen von ihm). Dies verlangt vom Flugzeugführer Kenntnisse über die Besonderheiten des Verhaltens des Flugzeuges, seiner Stabilität und Steuerbarkeit bei Gorstegeschwindigkeiten nahe der maximal

betriebenen Geschwindigkeit der Steuertechnik bei Übergangsgeschwindigkeiten in ausgewählten M-Zahl-Intervallen im Hinblick auf die Änderung von Stabilität und Steuerbarkeit. Der Flugzeugführer soll sich erinnern, daß die Grenze dieser Intervalle nur bedingt existieren, in Wirklichkeit aber verändern sich die Kenngrößen von Stabilität und Steuerbarkeit in Abhängigkeit von der Machzahl $M_{\text{zul.}}$.

I. Das Flugzeug zeigt bei $M = 0,8 \dots 1,2$ Geschwindigkeitsintervall I, die Gleichgewichtsknorpelkraft variiert, als übergeschritten bei $M = 1,0 \dots 1,1$ zwei bis drei Kilopond stehen nicht und verursacht keine Steuerschwerpunktreihen. Dieser Flughöhenbereich entspricht dem Flug mit $V_{\text{G, max}}, \text{zul.}$ in $H = 7 \text{ km}$ beim Flug mit Zusatzbahnsystem, Rodeln und Lenktern für ungeleiste Raketen.

Die Langsamsteuerbarkeit des Flugzeuges ändert sich bedeutend. Bei $M = 0,8 \dots 0,9$ bei $V_G = 1100 \text{ km.h}^{-1}$ und $H = 1000 \text{ m}$ erreicht der Kraftgradient des Lastvielfachen sein Minimum, und zwei zwei an drei Kilopond pro Einheit des Lastvielfachen bei $M > 0,8$ verschlechtert sich die Langsamsteuerbarkeit, der Kraftgradient des Lastvielfachen Z_H^{L} erreicht 5 kp. Nichtdestotrotz weniger, ein solches Verhalten der Langsamsteuerbarkeit ist natürlich optimale.

Mit der Machzahl verändert sich auch die Kennwerte des Quer- und Richtungsverhaltens. Bei $M = 0,8 \dots 1,2$ vergrößern sich die Quer- und die Richtungsstabilität. Eine Besonderheit des Flugzeuges bei diesen Machzahlen besteht in der erhöhten Schräglagereaktion auf Schieben, besonders bei Manövern mit $\alpha_y > 1$. Beispieldeweise beginnt sich das Flugzeug bei einem Manöver mit $\alpha_y = 2 \dots 2,5$ und vorhandenem Schieben um die Längsschse herum zu drehen.

III. Im Intervall $M = 1,2 \dots 1,6$ weichen der Weg- und der Krüppelwert des Lastvielfachen (χ_{L} und χ_{R}) weiter die Längsteuerbarkeit charakteristischer, stark an. Das Flugzeug wird "schräger" steuerbar. Ursache dafür ist die Vergrößerung der Längsstabilität infolge der Neutralpunktverschiebung nach hinten.

Eine andere Besonderheit in diesem Machzahlbereich ist das hertige Anwachsen der Pedalkräfte, die für den Seitenruderumschlag erforderlich sind. Bei $M = 1,4$ wird die Belastung übermäßig groß (größer als 60 $\dots 70$ kp).

III. Das Intervall $M = 1,6 \dots 2,05$ entspricht vom Maximalwert der Längsteuerbarkeit (χ_{L} und χ_{R}) übernehmen zu diesen Höhen die optimalen Werte bedeutend. Außerdem verkleidet sich bei diesen Höhen und Machzahlen die dynamischen Eigenschaften der Längsbewegung. Das Einschwingverhalten (Änderung des Anstellwinkels bzw. des Lastvielfachen χ) ist durch eine sehr geringe Schwingungsduer charakterisiert, diese kurzperiodische Schwingung ist nur schwach gedämpft. Deshalb führt eine Anstellwinkeländerung zu einer markanten Längschwingung. Es ist nicht zu empfehlen, diese Schwingung durch Knappelstützschläge zu parieren, weil ihre Schwingungsdauer sehr klein ist und ein Flugzeugführer, mit einer mittleren Reaktionsverzögerung von 0,2 bis 0,3 Sekunden, schon nicht mehr richtig in die Steuerung eingreifen kann, sondern im Gegenteil das Flugzeug noch weiter auszuschaukeln (Längschwingung).

Mit Vergrößerung der Machzahl über 1,6 verringert sich die Richtungsstabilität merklich. Erhält das Flugzeug Schräglage, so entsteht Schieben, welches wegen der großen Pedalkräfte (bis 100 $\dots 120$ kp) schwer zu beseitigen ist. Das Verhältnis der Quer- zur Richtungsstabilität vergrößert sich, und bei Vergroßerung des Lastvielfachen χ kommt es zu schwach gekämpften Seitenbewegungen.

Alles dieses senkt die Steuergenauigkeit bedeutend, besonders beim Zielen (Schießen).

1.4. Der Flug bei Grenzmechaniken

1.4.1. Physikalischer Sinn der Machzahlbegrenzung

- Für Machzahlbegrenzung kann aus folgenden Gründen erfolgen:
 - Verschlechterung von Stabilität und Steuerbarkeit des Flugzeuges;
 - Bedingungen zur Gewährleistung einer sicheren Triebwerksarbeit;
 - Sicherheit der Festigkeit der Konstruktion, auch unter den Bedingungen der aerodynamischen Aufheizung.

Zu den Flugzeugen L-29, L-39 und MiG-21 bedingen Stabilität und Steuerbarkeit die Machzahlbegrenzung, und ihr physikalischer Sinn besteht in der Bezeichnung der Verschlechterung von Stabilität und Steuerbarkeit in Abhängigkeit von der Machzahl.

Mit der Machzahl ändern sich sowohl das Flugzeug als auch das Seitenruder. Dies wird durch die Entstehung und Entwicklung beider des Flugzeugen. Dies wird durch die Entstehung und Entwicklung von örtlichen Überschallzonen am Flugzeug bedingt. Besonders unangenehm ändern sich Stabilität und Steuerbarkeit im Transsonalbereich der Machzahlen.

Mit der Entstehung von Verdichtungsstufen am Tragflügel verändert sich das Druckverteilungsbild entlang der Profilhöhe, infolgedessen verschieben sich der Druckpunkt und der Heupunkt des Tragflügels nach hinten. Dabei entsteht ein das Gleichgewicht störendes Sturzflügelmoment, das Flugzeug verzerrt den Anstellwinkel und kriecht seine Flugbahn nach unten (wenn der Flugzeugführer nicht in die Steuerung eingreift).

Ein solches Verhalten des Flugzeuges charakterisiert die Geschwindigkeitsinstabilität des Flugzeuges auf hoher Höhe (in den Sturzflügelbereich der Flugzeug im Transsonalbereich der Flugzeug). Diese kennzeichnet alle Flugzeuge im Transsonalbereich der Machzahlen, aber die Größe des entstehenden Übergangsmomentes hängt von den aerodynamischen Kennwerten ab.

Der Flug im Transsonalbereich erfordert es bei dem einen oder anderen Flugzeugtyp, sein Fluggleitwinkel mittels eines Flussrichtermessschlags aufrechtzzuhalten. Darüber kann man entweder der Gleichgewichtskurven urteilen, (Abb. 28) oder Unterschallflugzeuge ist eine heftige Änderung des Gleichgewichtsflussrichtermessschlages und der Gleichgewichtsknippelkraft beim Übergang von $M = 1$ charakteristisch. Sobald sich der Gleichgewichtshöhenunterschlag und die Gleichgewichtshöhenunterschlag und der Gleichgewichtsknippelkraft beim Übergang von $M = 1$ charakteristisch.

Wobei sich der Gleichgewichtshöhenunterschlag als die verfügbaren Werte erweisen, d. h. der Knippelkraft als grösster als die aerodynamischen Fliehkräfte werden als erforderliche Gleichgewichtshöhenunterschlag kann größer werden als der maximale Höhenruder-ausschlag, und die erforderlichen Gleiche-

richtstellungen bei einer Längsteuerung ohne Hydraulikverstärker.

können die physiologischen Möglichkeiten des Flugzeugführers über-
schreiten.

Die Begrenzung M_{\max} wird bei Überschallflugzeugen so vorgenommen,
daß sie noch irgendeinen minimalen Vorrat an Richtungsstabilität be-
sitzen. (Abb. 29)

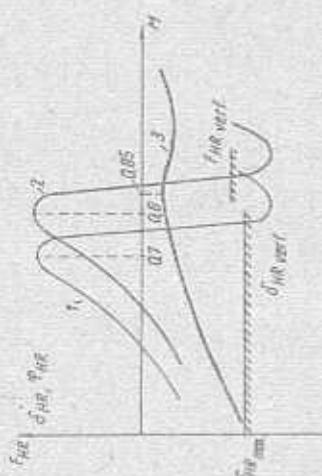


Abb. 28: Gleichgewichtsknipsekraftkurven von Unter- und Überschallflugzeugen (J)

Sowohl im ersten als auch im zweiten Falle ist ein Flug mit diesen Machzahlen unmöglich, weil das Flugzeug in den Sturzflug hineingehen wird. In diesem Zusammenhang ergibt sich als M_{\max} für Unterschallflugzeuge deren kritische Machzahl M_{krit} . Um ein Überschreiten von M_{\max} zu verhindern, wird an den Flugzeugen L-29 und L-39 das selbständige Ausfahren der Bremsklappen beim Erreichen von M_{krit} angewandt, was ein weiteres Anwachsen der Geschwindigkeit und der Machzahl verhindert. Die Kurve 3 auf Abb. 28 ist für ein Überschallflugzeug typisch. Für ein Überschallflugzeug ist der Flug mit Machzahlen, die bedeutend über M_{krit} liegen, ungünstlich. Das "Hineingehen in den Sturzflug" ist nur schwach ausgesetzt. Die Gleichgewichtsknipsekraft ist im Transsonnenschubbereich der Machzahlen unbedeutend und bleibt bis hin zu den großen Machzahlen annahmbar. Eine Begrenzung hinsichtlich des Längsvierthaltens benötigt ein solches Flugzeug nicht.

Überschallflugzeuge besitzen zwar keine Machzahlbegrenzung infolge Längsvierthaltens, wohl aber infolge Seitenstabilität und Seitensteuerbarkeit.

Bekanntlich verringern sich im Überschallgeschwindigkeitsbereich mit Vergrößerung der Machzahl die Quer- und die Richtungsstabilität des Flugzeuges. Dies erklärt sich aus der Verringerung der aerodynamischen Konwerte des Tragflügels und des Seitenflossen bei großen Machzahlen. Dabei sinkt die Richtungsstabilität schneller als die Querstabilität.

Die Abhängigkeit des Gradienten der statischen Richtungsstabilität von der Machzahl (Abb. 29)



Abb. 29: Abhängigkeit des Gradienten der statischen Richtungsstabilität von der Machzahl

Die Außenanströmungen (Zusatzbehälter, Bomben, Behälter für ungeladene Raketen u. a.) verringern in der Regel die Richtungsstabilität und vergrößern die Querstabilität. Zum Beispiel befindet sich der seitliche Heutelpunkt des KS-Zwanzigbehälters der MiG-21 vor dem Schwerpunkt des Flugzeuges. Dehnbahnschafft der Zusatzbehälter beim Schließen ein deutbilleriores Moment. Im Zusammenhang damit wird M_{\max} , für verschiedene Lastvarianten immer geringer, gegenüber dem Flugzeug ohne Außenanströmungen. Eine Ausnahme bilden die gelösten Räder des Klasse "Luft-Luft", welche keinen Einfluß auf den Geschwindigkeits- und Machzahlbereich des Flugzeuges besitzen.

Ein Überschreiten der maximal zulässigen Machzahl führt bei Überschallflugzeugen zu einer gefährlichen Verringerung der Richtungsstabilität und ein unwillkürliches Schließen wird von einem schnellen Anwachsen des seitlichen Leistungsbereichs begleitet. Dieses Schließen kann der Flugzeugführer infolge großer Pedalkräfte beim Seitenruderschlag (bei Flugzeugen ohne Hydraulikverstärker in der Seitensteuerung) nicht bezeitigen.

1.4.2. Begründung der Machzahl und deren Gründe für die Flugzeuge
L-29, L-39, MiG-21

Die $M_{\text{max}, \text{zul.}}$ und ihre Gründe werden für die genannten Typen in der folgenden Tabelle zusammengestellt:

Grund der Mach zahlabreitung	$M_{\text{max}, \text{zul.}}$	Typ	Luavariante
Verschlechterung der Langstreckenbarkeit, Winegesehen in den Sturzflug	$0,7$ $H > 1500 \text{ m}^+$	L-29	-
Verschlechterung der Richtungsstabilität, unbeschleunigten Fahrt- zeiten, Seitenbeschleuni- gungen	$0,8$ $H > 1300 \text{ m}^+$	L-39	-
Verschlechterung der Außenanströmungen, mit selbstziehenden Raketen	$2,05$ $H > 12000 \text{ m}^+$	MiG-21	Ohne Außenanströmungen, mit selbstziehenden Raketen
	$1,8$ $H > 13500 \text{ m}^+$	MiG-21	Mit Bediente Reaktion
	$1,6$ $H > 12000 \text{ m}^+$	MiG-21	mit KS-Zusatzbehäl- ter

*In Höhen unterhalb der angegebenen erfolgt die Begrenzung durch
 $v_{\text{Q}, \text{max}, \text{zul.}}$ infolge Faustigkeit.

1.4.3. Besonderheiten des Fluges mit Grenzmaschzahlen

Betrachten wir die Besonderheiten des Verhaltens und der Steuertechnik des Flugzeuges bei Grenzmaschzahlen.

1.4.3.1. Flug mit Grenzmaschzahlen auf dem Schulflugzeug L-29

In Höhen über 1500 m wird die maximale Geschwindigkeit durch $M_{\text{max}, \text{zul.}} = 0,7$ begrenzt, und zwar infolge des Langverhaltons des Flugzeuges. Beim Überschreiten dieser Machzahl mit $\alpha_A > 0,33$ zeigt sich eine Geschwindigkeitseinstabilität (Hineingehen in den Sturzflug). Spezielle Flüge bis zum Erreichen der Grenzmaschzahl $0,7$ werden ohne Außenanströmungen durchgeführt. In $H = 5 \text{ km}$ gibt man im Horizontalliegung $n = 100 \text{ } \frac{1}{s}$ und holt v_{max} auf. Mit dem Höhenrudertrimmer nimmt man die Belastung vom Steuerknuppel weg. Danach verringert man die Drehzahl auf $n = 97 \text{ } \frac{1}{s}$ und überführt das Flugzeug in einen Sturzflug mit $\Theta = 25^\circ \dots 30^\circ$. So wie die Geschwindigkeit erhöht sich auch die Druckkraft am Steuerknuppel, die bei einer Machzahl nahe $0,7$ $25 \dots 20 \text{ kp}$ bei vollen Trimmern nach vorne beträgt. Beim Kresschen von $H = 0,7$ fahren die Bremssklappen selbstständig aus, dabei leichtet

die rote Lampe links oben im Gerätabrett auf. Das Ausfahren der Bremssklappen verringert die weitere Geschwindigkeitseinstnahme bedeutend, so daß die Gefahr des Überschreitens von M_{crit} verringerkt wird.
Beim Erreichen von $M = 0,7$ und Ausfahren der Bremssklappen muß das Flugzeug unverzüglich mit einem Lastvielfachen nicht größer als 5, bei gleichzeitigen Verringerung der Drehzahl bis zur minimalen, was auf ihr ausfahren warten, sondern muß das Fahrtauholen beseitigen und das Flugzeug aus dem Sturzflug ausleiten.
Beim Kresschen von $M = 0,75$ entsteht ein Schütteln der Fedelen und des Steuerknupplpals als Folge des Wellenabreißens der Strömung am Tragflügel, wenn sich die Verdichtungsstöße auf der Oberfläche vor-hinter bewegen. Nach dem Überstreiten von $M = 0,75$ entsteht eine energetische Verringerung des Druckkraft am Steuerknuppel und negat. eine Zugkraft (es entsteht ein "Hineingehen in den Sturzflug"). Das Verhalten des Flugzeuges beim Überschreiten der Grenzmaschzahl mit Außenanströmungen unterscheidet sich nicht von dem ohne Außenanströmungen.

1.4.3.2. Flug mit Grenzmaschzahlen auf dem Schulflugzeug L-39.

In Höhen über 1300 m wird die maximale Geschwindigkeit durch $M_{\text{max}, \text{zul.}} = 0,8$ begrenzt. Das Erreichen der Grenzmaschzahl beim Flugzeug L-39 nur im Sturzflug möglich.
Bei Vergrößerung der Machzahl bis auf 0,8 gibt es keine Besonderheit im Verhalten des Flugzeuges sowie seiner Stabilität und Steuerbarkeit. Die Knüppelkraft drücken bleibt erhalten und wechselt mit der Machzahl. Dies spricht dafür, daß das Flugzeug bis $M = 0,8$ geschwindigkeitsstabil bleibt.
Bei Vergrößerung der Machzahl über 0,8 wird eine Verringerung der Druckkraft am Steuerknuppel und ihr abweichender Übergang in eine Zugkraft beobachtet, es zeigt sich die Tendenz zum "Hineingehen in den Sturzflug". Um einen unwillkürlichen Übergang des Flugzeuges zu $M > 0,8$ zu verhindern, fahren beim Erreichen von $M = 0,78 \pm 0,2$ selbständig die Bremssklappen aus. Durch das Ausfahren der Bremssklappen verzögert sich der Widerstand bedeutend; es tritt ein aufwirkendes Moment auf, welches die Möglichkeit des unbedenklichen Überschreitens von M_{crit} zul. Bei Vergrößerung der Machzahl über 0,8 erfolgt ohne Außenanströmungen. In $H = 5 \text{ km}$ werden im $M_{\text{max}, \text{zul.}} = 0,8$ erfolgt ohne Außenanströmungen. Die Geschwindigkeitsteilung die Maximaldrehzahl eingenommen. Die Geschwindigkeit auf v_{max} verringert und das Flugzeug mit dem Höhenrudertrimmer zusätz-

trimm. Danach wird die Kinnmädrnahmen eingetragen und ein Bahnnahminkel von 25° bis 30° eingezeichnet.
Es ist verboten, die bei der Vergroßerung der Machzahl bis auf 0,8 aufreitenden Druckkräfte mit Hilfe des Trimmens zu beseitigen, weil dies zu unmittelbarem Höhenverlust beim Absteigen aus dem Sturzflug führen kann.

Beim Erreichen von $M = 0,78 + 0,02$ zünden die Bremsklappen selbstständig ein, und es leuchtet eine rote Signalslampe. Darauf übersteigt die Machzahl $M_{krit} = 0,8$ nicht; das Flugzeug geht leicht, bei geringerem Verzögern der Druckzahl, aus dem Sturzflug heraus.
Wenn am Machzahlenanzeiger $M = 0,8$ anliegt, und die Bremsklappen nicht ausfahren, dann darf der Flugzeugführer nicht auf ins Aufstiegen verzetteln, sondern muß das Fahrtanholen beenden und das Flugzeug aus dem Sturzflug abfangen.
Das Auslösen aus dem Sturzflug erfolgt mit einem Losseilzähnenrädchen größer als 5 und in einer Höhe nicht unter 2000 m bestellt sein.

1.4.3.3. Besonderheiten der Steuertechnik des Kampfflugzeuges MiG-21

Grenzmachzahlen

Der Flug mit Grenzmachzahlen erfolgt für das Flugzeug MiG-21 von der Höhe 12 km bis einschließlich Optikhöhe. Deshalb wirken auf das Verhalten des Flugzeugs und die Besonderheiten der Steuerung beide Faktoren, Flughöhe und Machzahl, ein.
In den Hauptbeschleunigungen, welche die Besonderheiten im Verhalten des Flugzeuges und seiner Steuerung bei Grenzmachzahlen hervorrufen, gehören:

- 1) Veränderung von Langstabilität und -steuerbarkeit,
- 2) Veränderung von Seitenstabilität und -steuerbarkeit,
- 3) psychophysiolische Besonderheiten der Wahrnehmung der Informationen und der Arbeitserfordernis des Flugzeugführers in großen Flughöhen.

1) Einfluß der Veränderung des Längsverhaltens auf die Steuertechnik des Flugzeuges bei Grenzmachzahlen

Mit Vergrößerung von Machzahl und Flughöhe erfahren die Kenngrößen von Langstabilität und -steuerbarkeit einen bedeutenden Wandel. Der allgemeinlärche Einfluß auf das Verhalten des Flugzeuges zeigt sich in der Vergrößerung der statischen Anstellwinkelstabilität bei gleichzeitiger Verringerung der Wirkksamkeit des Höhenleitwerks (Abb. 30).



Abb. 30: Veränderung der statischen Anstellwinkelstabilität und der Flüssigkeitsdurchwirksamkeit mit der Machzahl.

Die Vergrößerung der statischen Anstellwinkelstabilität beeinflußt hauptsächlich den Flüssigkeitsdurchwirksamkeit und die Kraft am Steuerknüppel, die für den Flug im geregelten Horizontalflug und auch beim Manövriren erforderlich ist. Besondere kraftig wachsen der Gleisgeschwindigkeitsmoment und die Knüppelkraft in großen Höhen infolge Vergrößerung des Anfangswertes der Auftriebsbelastung des Horizontalschlages an (Abb. 31 und 32).



Abb. 31: Vergrößerung der statischen Anstellwinkelstabilität und der Flüssigkeitsdurchwirksamkeit im Horizontalflug mit verschiedenen Höhen.



Abb. 32: Gleichgeschwindigkeitsknüppelkraft im Horizontalflug mit verschiedenen Höhen.

Eine Vergrößerung der Werte des Gleichgewichtslösensverdauungsausschlages und der Gleichgewichtsrumpfklraft führt in einer bedeutenden Veränderung des Bereichs der verfügbaren Anstellwinkel, der verfügbaren Lasttieflächen und zur Verschlechterung der Manöverfähigkeits des Flugzeuges (Abb. 33).

Machzahl und Flughöhe beeinflussen die dynamischen Eigenschaften der Langsbewegung bedeutend. Mit Vergrößerung der Fluggeschwindigkeit verringert sich die Schwingungsduauer der freien Schwingungen des Flugzeuges und die Vergesserung der Flughöhe führt zur Verringerung des Dämpfungsmoments und der Dämpfung der kuerzperiodischen Längsschwingungen (Abb. 34).

Abb. 33: Abhängigkeit des verfügbaren Laufzeitfaches von



Abb. 34: Abhängigkeit des verfügbaren Laufzeitfaches von Machzahl und Flughöhe



Abb. 34: Abhängigkeit des verfügbaren Laufzeitfaches von H und M

Eine nützige Steuertechnik wird bei kleiner Schwingungsdauer der Längsschwingungen und schwacher Dämpfung schwierig. Die Parameter des Flugzeuges (ω_n , η) verändern sich schnell, und der Flugzeug-

führer kann die Bewegungen der Steuervorgänge nur solange der zitierten Lage des Flugzeuges anpassen. Bei $T = 2$ s der kleinen Längsbewegung vergrößert das Flugzeug für $0,5^\circ$ den Anstellwinkel, fügt $0,5^\circ$ zu dem Anstellwinkel und für weitere $0,5^\circ$ führt es ihn auf den Ausgangswert zurück. Infolgedessen müste bei schlechter Steuerung das Flugzeugruder wiederholzt bald nach der einen, bald nach der anderen Seite ausgeschlagen werden, was bei einer mittleren Reaktionsverzögerung des Flugzeuges von etwa $0,3 \text{ s}$ leidenschaftliches zu Längsschwingungen des Flugzeugs führen müsste.

Die Abb. 35 und 36 zeigen Beispiele der Anstellwinkeländerung des Flugzeuges bei festgehaltenem Steuerknüppel und beim Versuch des Flugzeugführers, die Längsschwingungen bei kleiner Perioden zu parieren.

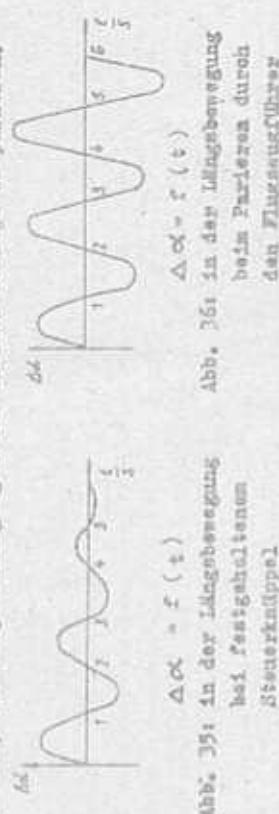


Abb. 35: In der Längsbewegung bei festgehaltenem Steuerknüppel

Einmaliges Verlust zeigt auch die Übergangsschwingung (s. B. bei Veränderung von η_y). In diesem Falle spielt das normale Instabilitätsverhalten die gleiche Rolle wie die Anstellwinkeländerung. Kleine Schwingungsduauer bei großen Machzahlen gestattet dem Flugzeugführer bei schwach gedämpften Schwingungen praktisch kein Parieren, infolgedessen sinkt bei Jagdflugzeugen, die nicht mit einem Längsschwingungsdämpfer ausgerüstet sind, die Steuergeminkheit.

Dagegen ist der Verschlechterung der dynamischen Eigenschaften des Flugzeuges in großer Höhe und bei großen Machzahlen, bleibt es dynamisch langleblich.

Es ist wichtig, noch eine Besonderheit der Längsschwingkeit bei festgehaltenen Flughöhen und Machzahlen zu erwähnen. Infolge der Dämpferverzögerung der Luft verzögert sich auch die Ruderwirksamkeit, und das Flugzeug zeigt jetzt die beständigeren Verzögerungen auf, wenn Anzahl der Steuerungen, das erzeugt dem Flugzeugführer zu einem "doppelten großen" Ausschlag des Steuerknüppels. Gleichermaßen verändert sich mit den Kenngrößen der Längsstabilität und der Längsschwingbarkeit auch die der Seitenstabilität und der Seitensteuereigenschaft, was zu Besonderheiten der Steuerung des Flugzeuges bei Schräglage und im Fließlingsverhältnis führt.

2) Einfluß der Veränderung des Seitenverhältneds auf die Steuertechnik des Flugzeuges bei Grenzmauschahlen

Bei Überschallflugzeugen, zu denen die MiG-21 gehört, schafft nur das Seitenleitwerk eine Richtungsstabilität. Die Verringerung der Seiten-
dem Flugzeug die Richtungsstabilität. Die Verringerung der Seiten-
leitwerksweisheit bei Überschallgeschwindigkeiten führt zu einer
bedeutenden Verringerung der tatsächlichen Richtungsstabilität bei gro-
ßen Machzahlen (Abb. 37).



Abb. 37: Abhängigkeit der Richtungsstabilität des Flug-
zeuges von M

Bei Vergrößerung der Flughöhe und über die maximal zulässige kann
zum Verlust der Richtungsstabilität führen. Das Sinken der Höhtungs-
stabilität kann der Flugzeugführer vielleicht anhand der Wettung
zum ungewollten Schieben bemerken, welche sich mit Vergrößerung der
Machzahl und der Anstellwinkel verstärkt.

Deshalb muß der Flugzeugführer aufmerksam darauf achten, daß die Kur-
zel des Seitenleitwinkels in der Neutralstellung bleibt.

Trifft ein Flugzeug ungewolltes Schieben auf, dann ist sofort der Hoch-
druckzylinder auszuholen und die Fluggeschwindigkeit zu vermindern. Es
ist nicht zulässig, dabei den Anstellwinkel und die Schräglage zu
vergrößern.

Beim Flug mit Grenzmauschahlen reicht der Einfluß solcher Betriebs-
bedingungen auf die Richtungsstabilität viel.

- Aufschauflüge am Tragflügel und Rumpf;

- Veränderung des Anstellwinkels;

- Veränderung der Längsstabilität des Flugzeuges;

- Triebwerksregimes;

- elastische Verformung der Konstruktion.

Die Verringerung der Richtungsstabilität bei Überschallgeschwindigkei-
ten schafft reale Voraussetzungen für die Tragscheitdrehung bei
 $M > 1,7$. (siehe Abb. 24).

Bei großen Machzahlen sinkt mit der Abnahme der Tragscheitdrehung
Tragflügels auch die Quersetabilität des Flugzeuges. Die Quersetabilität
bleibt im gesamten Überschallgeschwindigkeitsbereich fastigend
groß.

Die Kenngröße der Seitenstabilität ist $\frac{G_x}{G_y}$ $\frac{\partial \alpha}{\partial \gamma}$ $\frac{\partial \gamma}{\partial \alpha}$.

Eine annehmbare Seitenstabilität wird bei $\approx 0,3$ bis $0,5$ eingehalten.
Bei $\approx 3,0$ wird die direkte Reaktion des Flugzeuges mit Schräglage
auf Schieben erhöht, und es entstehen Seitenabschüttungen. In großen
Höhen wird diese Schwingung nur schwach gedämpft. Zum Beispiel ent-
steht beim Gehen von Pedal- oder bei Queruderabschlag Schräglage
und Schieben über den geneigten Tragflügel. Wenn die Richtungskämpfung
reicht klein ist, so wird der Flügelschwingsorgang bei löslicher Rich-
tungsbewegung von bedeutenden Schiebewirkeln begleitet und sieh
über größere Zeiträume anstrecken.

Eine Reihe von Faktoren, und zwar das Vorhandensein von Außenluftfüh-
rungen, Vergrößerung des Anstellwinkels und des Lastvielfachen, ver-
größern $\frac{\partial \alpha}{\partial \gamma}$ und führen zu Seitenabschüttungen bei kleinen Machzahlen.
Durch den Einbau der Autopiloten KAP-2 und KAP-125 mit ihren Arbeits-
weisen Ikarus oder Stabilisierung erreicht man durch die Abschwi-
chung der Schräglagereaktion beim Schieben eine wesentliche Verbesse-
rung der Kenngrößen von Seitenstabilität und Steuerbarkeit. In die-
sem Falle entsteht sogar bei energetischem Seitenförderumschlag keine
Drehung, und das Flugzeug gleitet mit Schräglage, unter dem rein
aerodynamischen Faktoren, die die Steuertechnik bei Dynamoturbulenzen
und in großen Höhen beeinflussen, gibt es psychophysiological Beson-
derheiten des Fluges in großen Höhen zu beachten.

3) Psychophysiolische Besonderheiten des Fluges in großen Höhen

Die hauptsächlichen psychophysiolischen Besonderheiten der Fliegertätigkeit
des Flugzeugführers bei Höhenflügen werden hervorgehoben durch:

- die Notwendigkeit einer veränderten Steuerkräfteverteilung in der Kabine
und bei der visuellen Orientierung;
 - die Verringerung der Aufmerksamkeitsteilung in der Kabine
 - den Einsatz der Hirnaktivitäten auf den Organismus, die die Be-
nutzung der Sauerstoff- und Höhenanpassung erfordern.
- Die Notwendigkeit verminderter Steuerbewegungen wird durch die Aerody-
namik des Flugzeuges beim Flug mit großen Machzahlen und in großen
Höhen, die Besonderheiten von Stabilität und Steuerbarkeit hervor-
bringt. Dieses wurden vorher schon betrachtet.

Mit Verringerung der Flügelschwingsorgung sinkt die Längsstabilität und der Kom-
fort verschiedener Bereiche der Kabine und des Gerätebereichs. Details

Kontakte zwischen Licht und Schatten verhindern die Adaption des Auges und verursachen Schwierigkeiten beim Flug über Informationen. Die größten Schwierigkeiten entstehen beim Flug über den Wolken. In diesem Falle empfiehlt es sich, die Lichtfilter zu verwenden. Die Sichtorientierung über die Kabine hinaus wird bei fehlender Bodensicht schwierig infolge des Schwierigens des Flugzeugführers, und es entwickelt sich in diesem Zusammenhang eine Kurzsichtigkeit. Infolgedessen verringert sich die Sichtentfernung für Objekte außerhalb der Kabine. Bei großen Fluggeschwindigkeiten erschwert dies das visuelle Suchen und Erkennen der Ziels bedeutend.

Es gibt auch eine Besonderheit bei der Wahrnehmung der Erdoberfläche und bei der Orientierung. Eine bedeutende unsichtbare Zone, kleine Sichtwinkel der Bodenobjekte und die Verbindung ihrer Belichtung und Ihre Kontraste erschweren auch bei klarem Wetter die visuelle Orientierung bedeutend.

Jeder Flug in der Stratosphäre ist unabhängig von den meteorologischen Bedingungen ein Instrumentarling, weil sich in H = 14 km der Horizont dünnstig vertritt und aufzeigt, was die Möglichkeit des Entstehens von Illusionen bezüglich der räumlichen Lage des Flugzeuges und seiner Fluggeschwindigkeit erzeugt. Unter dem Gesichtspunkt der physiologischen Einwirkungen auf den Organismus des Flugzeugführers besteht man folgende schädliche Höhenfaktoren des barometrischen Drucks, Verringerung des Partialdruckes des Sauerstoffs, Abnicken der Temperatur und der Luftfeuchtigkeit, geringerer Einfluss der Strahlungsenergie.

In Höhen über 12 km ist bei enthemmelter Kabine sogar beim Atmen von reinem Sauerstoff ein linderer Flug unmöglich, ohne diesen mit Überdruck einzuführen. Deshalb werden Stratosphärenflüge mit Höhenmasse ausgetragen.

Die Höhenauslastung bringt Schwierigkeiten bei der Steuerung des Flugzeuges, verschlechterte Sicht, begrenzte Bewegungsfreiheit und erfordert zusätzlichen Energieaufwand. Der Flugzeugführer muß bei enthemmelter Kabine das Flugzeug steuern und den Flugverkehr bei aufgebautem Druckenzug (WEK) und Überdruckzurichtung von Sauerstoff führen können.

So erfordert der Flug bei Grenzgeschwindigkeiten und Grenzmaximalen vom Flugzeugführer die strenge Einhaltung der Maßnahmen der Flugsicherheit, besonders bei der Rettung verlassener Flugzeuge - Serien und -typen.

1.4.3.4. Flugesicherheitsmaßnahmen bei Flügen mit Geschwindigkeiten digital und Gravimisch

Zum Einhalten der Flugesicherheit und zum Verhindern gefährlicher Flugsituationen beim Flug mit großen Rechstahlen und der Flugzeugführer

- 1) eine gesunde und ununterbrochene Kontrolle der Geschwindigkeit und der Fluggeschwindigkeit realisieren und kein Überschreiten ihrer maximal zulässigen Werte zulassen;
- 2) bei unabsichtlichem Überschreiten von $v_{G,\text{max}}$, zuv. bzw. $v_{G,\text{min}}$, sofort den Nachbrenner ausschalten und die Bremsklappen ausfahren, um die Fluggeschwindigkeit zu verringern;
- 3) bei Handbremse den Anstellwinkel hin, das bestreitbare nicht heftig verändern, die Zeit zum Schließen des benötigten Landvielfachen beträgt wahrscheinlich nicht weniger als 3 Sekunden;
- 4) beim Entsetzen von Längsschwingungen den Steuerknüppel solange an dieser Stelle festhalten, bis sie verschwinden und darf nicht versuchen, einzelne Schwingungen zu phasieren;
- 5) zu groÙe seitliche Steuerknüppelausschläge vermeiden, damit $\alpha_x = 90^\circ \text{ Grad/Sekunde}$ nicht überschritten wird;
- 6) bei Manövern koordiniert steuern und darf kein Sohlenbetreten lassen;
- 7) besonders bei Flügen mit Höhenauslastung (WEK) darauf achten, dass wahlweise Fliegzeuge nicht zu verletzen.

2. Kritische Flugzustände

- 2.1. Abkippen des Flugzeuges
- Abkippen, das ist eine unwillkürliche Bewegung des Flugzeuges mit Schräglage über einen Straßflugel oder mit Senken des Buges bei Anstellwinkel nahe dem kritischen. Dieser Flugzustand ist für den Flugzeugführer der bekannteste, da er sich schon während der Flugsimulation auf dem Schullflugzeug mit ihm befreit macht. Die Ursache für das Abkippen besteht im unsymmetrischen Strömungsabfluß, welcher bei großen Anstellwinkeln infolge geometrischer oder aerodynamischer Asymmetrien des Tragflügels entsteht.

2.1.1. Wesen des Abkippens, Abkippgeschwindigkeit und ihre Abhängigkeit von verschiedenen Faktoren

Das Abkippen des Flugzeuges kann durch den Flugwengführer bestimmt werden, z. B. auf der Schalttasten L-29 oder L-39 zum Bekanntmachen mit dieser Erscheinung, oder im Ergebnis von Steuerfehlern, wenn das Flugzeug Anstellwinkel nahe dem kritischen erreicht. Das Abkippen wird durch ungenügende Abriggebiete am Tragflügel bedingt. Unter 1.2 wurde gezeigt, welche Anwälchen den Übergang des Flugzeuges zum Abkippen ankündigen, entweder das "Schütteln" (L-29 und L-39) oder die Seitenenschwingungen (Mil-21).

Wenn der Flugzeugführer nach dem Auftreten dieser Anwälchen den Anstellwinkel weiter verringert, so wächst mit Anstiegung an den kritischen Anstellwinkel die Instabilität des Stromungsabstrusses. Bei $\alpha < \alpha_c$ verhindert sich die Druckverteilung an der Profiloberseite heftig; der Druckbeiwert sinkt im Profilvorderteil und wächst im Profilkantenteil (Abb. 38).



Abb. 38: Druckverteilung an der Profiloberseite vor und nach dem Stromungsabstruss

Dabei hört das Anwachsen des Auftriebes auf und an den Profillinien des linken und rechten Tragflügels kommt es zu unterschiedlicher Abrigentwicklung bei gleichzeitiger Intensivierung des Widerstandes (Abb. 39).

Mit dem Stromungsabstriss entstehen gleichzeitig ein Rollmoment M_x , ein Drehmoment M_y und ein Längsmoment M_z . In Abhängigkeit vor der Bewegungsrichtung des Flugzeuges beim Abkippen unterscheidet man drei Arten:

dass Abkippen über den Bug;
dass Abkippen über den Tragflügel und
dass Abkippen in die Spirale.

Bei symmetrischer Entwicklung des Stromungsabstrusses um einen Tragflügel infolge Vergleichung des Anstellwinkels entstehen symmetrische Kräfte und Momente (wie dies genauso in der "Steuertechnik und Betrieb" für das jeweilige Flugzeug beschrieben wird).

strukturelle Antriebsverbindungen Tragflügel, in deren Ergebnis das Flugzeug über den Bug abkippt. In diesem Falle liegt der Anstellwinkel sehr nahe am kritischen.

Bei bedeutend unsymmetrischer Entwicklung der Abrigbereiche der Strukturung am rechten und linken Tragflügel entsteht zuerst Schräglegge, das Flugzeug kippt über den Tragflügel ab und danach senkt es auch schon den Bug. Ein solches Abkippen kommt gewöhnlich bei Ankippen vor, die weit unterhalb des kritischen liegen.

Erreicht das Flugzeug Anstellwinkel nahe dem Abkippen und die Stromungsabgebiete entwischen sich an beiden Tragflügeln symmetrisch und erst beim Einnehmen des Anstellwinkels des Abkippons entsteht asymmetrische Umstreuung, dann erfolgt das Abkippen darunter, daß sich der Bug senkt und praktisch gleichzeitig Schräglegge entsteht. In diesem Falle kann der Anstellwinkel kleiner oder gleich α_c sein. Diese Art Abkippen tritt gewöhnlich bei Überschallflugzeugen auf. Diese unsymmetrische Entwicklung des Stromungsabstrusses am Tragflügel großer Profilierung und kleiner Streckung ist dadurch bedingt, daß sich bei großen Geschwindigkeiten die Abrigbereiche über den Flügelsummelen und ein Auftreten relativ großer Schräglegge und auch umgekehrte Neigungswirkungen (aerozyklische Momente) hervorrufen. Im Ergebnis entsteht das Abkippen in die Spirale. Dies erklärt sich aus dem Einfluß der Präzession des Tri-Rotors, welche bei Anstellwinkelvergrößerung ein linksdrehendes und bei Anstellwinkelverzerrung ein rechtsschreibendes Moment erzeugt (Abb. 40).

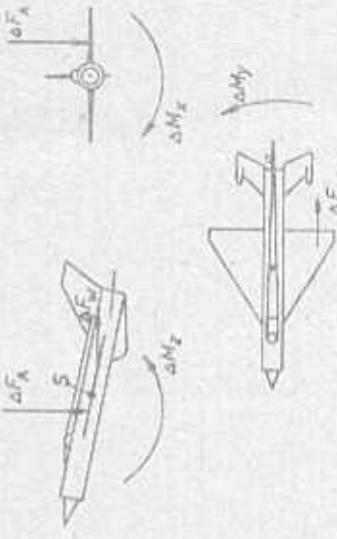


Abb. 39: Veränderung der Kräfte und Momente beim Abkippen

In jedem einzelnen Falle hängt das Verhalten des Flugzeugs im Moment des Abkippons von vielen Faktoren ab: Schieben, TT-Regime, Außenumhüllungen, Kleppenbeschaffung, Ruderstellung, Art des Manövers, Höhe und Lastverhältnisse (wie dies genauso in der "Steuertechnik und Betrieb" für das jeweilige Flugzeug beschrieben wird).

In der Tabelle unten sind einige Werte der Abkippgeschwindigkeiten in Abhängigkeit von verschiedenen Faktoren für den Horizontalschleifflug des Flugzeugs MiG-21 und L-39 angegeben.

Faktor	$V_{G,Abk}$ MiG-21 in km/h ⁻¹	$V_{G,Abk}$ L-39 in km/h ⁻¹
Flugkonfiguration, normales $P_G, n_{\max} (\text{TW})$	210...220	175
Flugkonfiguration, normales $n_{\min} (\text{TW})$	230...240	185
Flugkonfiguration, $P_{G,\max}, n_{\max} (\text{TW})$	240...250	185
Start-Landekonfiguration (TW+LK ausgeföhren)	190...200	165...175

Beim Flug mit kleinen Giergeschwindigkeiten (großen Anstellwinkel) zeigt der Betriebszustand des Triebwerkes über die Vertikalkomponente des Schubes einen starken Einfluss auf die Abkippgeschwindigkeit, welche 35...50 % des Gesamtschubes ausmacht, was Abb. um 8...10 % verringert.

Für die MiG-21 beträgt z. B. $c_{A,Abk} = 1,15$ ($c_A = 28 \dots 30^\circ$) für die Flugkonfiguration. Bei einer Flächendehnung

$$\frac{P_G}{A} = 300 \text{ kp} \cdot m^{-2} \quad (P_G = 7000 \text{ kp})$$

beträgt die Abkippgeschwindigkeit für den Horizontalschleifflug in Bodennähe 230 km/h^{-1} bei $n_{\min} (P_G = 0)$ und 210 km/h^{-1} bei $n_{\max} (P_G = 1400 \text{ kp})$.

Die Abkippgeschwindigkeit hängt in starkem Maße von Lastvielfachen ab (Abb. 42).



Abb. 42: Abhängigkeit von $V_{G,Abk}$ vom Lastvielfachen C_A .
V_{G,Abk} = V_G vom Lastvielfachen C_A .

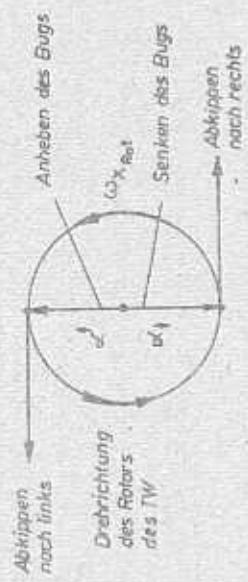


Abb. 40: Einfluss der Präzession des TW-Rotors auf die Abkippbewegung

Die Fluggeschwindigkeit, bei welcher das Flugzeug über den Tragflügel oder den Bug infolge des Erreichens eines Anstellwinkels nahe α_{krit} abkippt, nennt man Abkippgeschwindigkeit. Zur Definition der Abkippgeschwindigkeit kann man folgenden Ausdruck benutzen:

$$v_{G,Abk} = \sqrt{\frac{2 \cdot (P_G - P_S)}{c_{A,Abk} \cdot A \cdot \rho_0}} \cdot n_y$$

mit $c_{A,Abk} = c_{A,\max} (\text{bei } \alpha_{krit})$ Auftriebsbeiwert beim Abkippen;

P_G = Fluggewicht; P_S = Vertikalkomponente des TW-schubens
 n_y = Lastvielfache; A = Flügelfläche
 ρ_0 = Luftdichte

Den Wert von $c_{A,Abk}$ in Abhängigkeit von der Machzahl gibt man gewöhnlich in der technischen Beschreibung des Flugzeuges in Form einer graphischen Darstellung an, welche Abb. 41 zeigt.

Beispielweise kippt das Flugzeug MiG-21 bei einem Manöver mit $n_y = 5 \dots 6$ bei $V_G = 550 \text{ km/h}^{-1}$ ab. Dies erklärt sich wie folgt: der Abkippbeginn liegt unabhängig von den Flugbedingungen und der Konfiguration des Flugzeuges nur beim Abkippsstellwinkel.

Beispielweise liegt das Flugzeug MiG-21 bei $c_{A,Abk} = 26 \dots 30$ und $V_{G,Abk} = V_G$ vom Lastvielfachen n_y .

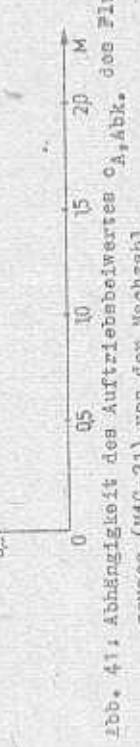


Abb. 41: Abhängigkeit des Auftriebsbeiwertes $c_{A,Abk}$ des Flugzeuges (MiG-21) von der Machzahl M .

$\alpha_{Abk.} = 18^{\circ} \dots 20^{\circ}$ ab. Für den Horizontanflug ($n_y = 1$) entspricht dies den in der obigen Tabelle angegebenen Geschwindigkeiten. Das Maßverhältnis mit Lastvielfachen verschieden von Eins (größer oder kleiner) bedeutet größeres oder kleineres Auftrieb im Verhältnis zum Fluggewicht:

$$n_y = \frac{F_A}{F_G} \quad \text{oder} \quad F_A = n_y \cdot F_G$$

Wird folglich das Lastvielfache größer als Eins, so erreicht das Flugzeug $\alpha_{Abk.}$ bei einer größeren Fluggeschwindigkeit als im Horizontanflug (bei demselben Anstellwinkel), Abb. 43).

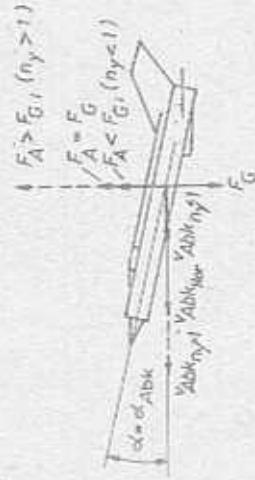


Abb. 43: Zur Erklärung des Einflusses des Lastvielfachen auf $\alpha_{Abk.}$

Wenn die Abkippgeschwindigkeit des Flugzeuges für den Horizontanflug bezeichnet ist, so läßt sich deren Wert für ein beliebiges Lastvielfache leicht berechnen.

$$V_{Abk,n_y \neq 1} = V_{Abk, \text{Horiz.}} \cdot \sqrt{n_y}$$

Es ist erkennbar, daß das Flugzeug bei $n_y = 0$ nicht abkippt, selbst wenn sich die Fluggeschwindigkeit bis auf Null verringert.

Daraus ergibt sich eine wichtige Schlufolgerung: Wenn der Flugzeugführer den Steuerknüppel rechtzeitig nachläßt, verringert sich der Anstellwinkel und gerade damit vergrößert er den Geschwindigkeitsverlust bis zum Abkippen.

2.1.2. Abkipperhalten des Flugzeuges

Auf das Abkipperhalten des Flugzeuges nehmen seine konstruktiven Besonderheiten und auch die Ausgangsflugbedingungen einen großen Einfluß: Geschwindigkeit, Flughöhe, Lastvielfaches, Schieben, Winkelgeschwindigkeiten usw. Auf das Verhalten des Flugzeuges beim Abkippen nehmen auch seine Konfiguration, der Gleichgewichtsquerschnitt und Seitenruderausbau und ihre Veränderung während des Abkipps wesentlichen Einfluß.

Zunächst erfolgt die Drehung des Flugzeuges beim Abkippen praktisch nur in der Längsebene, indem der Anstellwinkel spontan verringert wird. Zum Beispiel senkt das Flugzeug den Bug und vergrößert im Sinkflug allmählich die Geschwindigkeit bei Gleichtaktiger Anstellwinkelverringerung. Ein solches Abkippen ist weniger gefährlich, weil das Flugzeug keinen bedeutenden überkritischen Anstellwinkel erreicht.

In anderen Fällen wird das Abkippen von markanten Seitenbewegungen begleitet, z. B. von energischer Schräglage oder Schaukeln von Flügel zu Flügel. Die Bewegung des Flugzeuges wird durch eine heftige rückwärtige Kurvebewegung und schnelle Vergrößerung der Schräglage gekennzeichnet. Ein analoger Zustand ist geüblicher, weil sich destabilisierende Massenkkräfte ergeben, welche das Flugzeug zu bedeutenden Anstellwinkel treiben und sogar ins Trudeln hineinführen können. Zuhunbeschleunigtes Abkippen ist vor allem deshalb gefährlich, weil der bei dieser Bewegung überschend und schlecht kontrollierbar entstehende Verlust der Steuerbarkeit zu einem schnellen Höhenverlust führt. Andersseits ergeben die Steuerbewegungen des Flugzeugführers in der Regel ungekörnte Wirkungen.

Im Abhängigkeit von den Ausgangsflugbedingungen unterteilt man die Flugzustände des Abkipps in folgende zwei Gruppen:

- Abkippen des Flugzeuges beim Flug auf geradliniger Flugbahn, z. B. beim Horizontanflug;
- Abkippen des Flugzeuges bei Manövren mit $n_y > 1$ auf krummliniger Flugbahn.

Verhalten der MiG-21 bei unbeschriftetem Abkippen

a) Abkippen im Horizontanflug

Das Flugzeug MiG-21 (Flugkonfiguration) kippt bei vollständig gezogenem Steuerknüppel bei neutralem Quer- und Seitenruder beim Erreichen von $V_G = 220 \dots 250 \text{ km/h}^{-1}$ ab (in Abhängigkeit vom Fluggewicht und vom TW-Regime). Durch die Erzeugung des TW-Rotors wird mit dem Ziehen die Anfangsschräglage in der Regel auch links entstehen (mit gleichzeitigen Senken des Bugs), weil das Flugzeug statisch unbestabil bleibt. So wie sich die Geschwindigkeit vergrößert

(bis $V_0 = 280 \dots 290 \text{ km.h}^{-1}$) hebt das Flugzeug sich den Bug und nimmt Schräglage nach der anderen Seite mit Sanken des Bugs ein, n. e. Die Bewegung erinnert an die eines "fallenden Blattes" (Abb. 44). Das Flugzeug MiG-21 kippt mit ausgesahnen Fahrwerk und ausgezehrten Landeklappen beim Erreichen von $V_0 = 200 \dots 190 \text{ km.h}^{-1}$ bei neutralem Seitenruder nicht über den Tragflügel ab, sondern schiebt den Bug wenig unter den Horizont und schaukelt von Tragflügel zu Tragflügel. Mit dem Sinken vergrößert sich die Fluggeschwindigkeit. Das Triebwerk arbeitet bis zu dem Moment des Abkippen und beim Abkippen stabil. Damit verläuft das Abkippen des Flugzeuges MiG-21 aus dem Horizontalflug bedächtig, das Flugzeug zeigt bei neutralem Quer- und Seitenrudern nicht die Tendenz zum Trudeln.

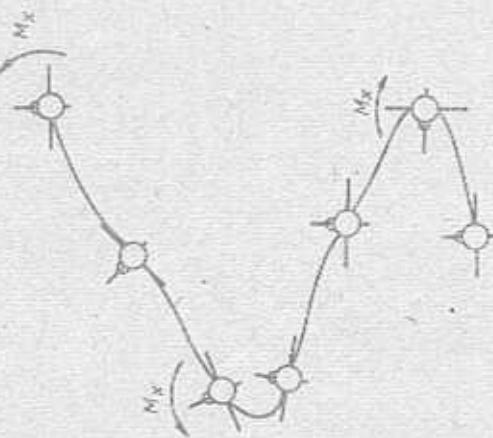


Abb. 44: Deregung des Flugzeuges beim unbeschleunigten Abkippen

Gewöhnlich neigt das Flugzeug beim Flug nahe am Abkippen zu seitens stabilem Verhalten, weil mit Zunahme des Anstellwinkels die Querschubkraft abnimmt und die Richtungsstabilität sinkt. Bei diesen Bedingungen genügt ein Ausschlag des Quer- oder Seitenruders, um Schütteln zu schaffen. Danach entstehen seitliche Momente, welche das Entstehen von Autorotation begünstigen. Ein Querruderausschlag ist angünstig für das Verhalten des Flugzeuges, weil er mit dem Auftreten eines Giermomentes infolge unterschiedlicher Tragflügelfeldstärken verbunden ist und unter Umständen das südere Schütteln begünstigt (Abb. 45).

b) Abkippen beim Neutralfly mit großem positivem Instabilfachchen Bei großen Verkeggeschwindigkeiten und großen positiven Instabilfachchen tritt das Abkippen einen heftigen Charakter, was sich aus den großen am Flugzeug wirkenden Kräften und Momenten erklärt. Bei $V_0 = 500 \dots 600 \text{ km.h}^{-1}$ entstehen bei völlig gezogenem Steuerknüppel und neutraler Stellung von Quer- und Seitenrudern heftige Stoße und Schlingern des Flugzeuges mit Schwingungen und schnell fallender Fluggeschwindigkeit.

Bei der Durchführung voroienter Kurven und anderer Manöver mit Geschwindigkeitsverlust, nahe der horizontalen Lage fehlt im Bereich $\dot{\alpha} = 0,45 \dots 0,5$ bis zum Abkippen das aerodynamische "Schütteln". Mit Annäherung an das Abkippen warnen den Flugzeugführer Seitenruckungen, d. h. ein Schaukeln von Tragflügel zu Tragflügel bei seitlichen Schwingungen des Bugs.

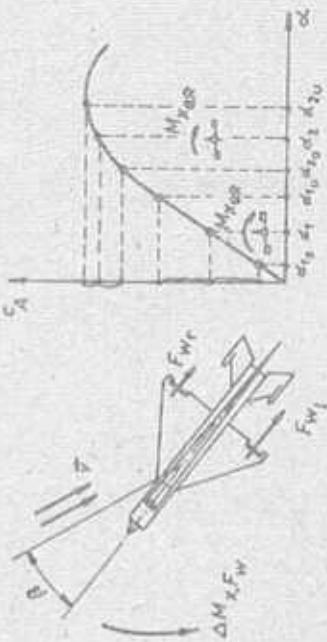


Abb. 45: Einfluß des QR-Ausschlages auf die Bewegung des Flugzeuges beim Abkippen

Das Abkippen bei Anstellwinkel nahe dem kritischen erfolgt energisch: Das Flugzeug verringert die Geschgeschwindigkeit schnell auf $350 \dots 240 \text{ km.h}^{-1}$ und geht zur Rollbewegung über, wechselt periodisch die Drehrichtung, es erfolgt ein Schlingern mit Schräglagerinkinken von $\pm 120^\circ$ und mehr. Dabei empfindet der Flugzeugführer bedeutende vorzeitliche seitliche Instabilitäts. Der Versuch, die Schräglage durch Querruderausschlag zu partieren, verschlechtert die Situation und begünstigt den Übergang ins Trudeln. Ein Seitenruderausschlag führt zu energischerem Abkippen mit intensiver Drehung nach der Seite des ausgeschlagenen Pedals, Geschwindigkeitsabfall und heftigen

Schwenkungen der normalen und seitlichen Leitflächen bis zum Hin-eingehen ins normale Trudeln.

Bei vertikalen und geneigten Manövern mit Geschwindigkeitverlust und Übergang zum Abkippen steckt das Flugzeug bei neutralen Seitenruder den Bug und holt beim Sinken Peht auf. Wenn jedoch der Flugzeugführer unter diesen Bedingungen nachträglich den Steuerknüppel voll zieht und die entstehende Schieflage mit übermäßigem Pedal zu reagieren versucht, dann entsteht ein heftiges Abkippen des Flugzeuges mit Hin-eingehen ins Trudeln.

2.1.3. Handlungen des Flugzeugführers bei unbedachtigtem Abkippen des Flugzeuges MiG-21

Das Ausleiten des Flugzeuges aus dem Abkippen erfolgt mittels beobachteter Steuermethoden. Das Wesen der Steuerung besteht darin, dass der Flugzeugführer das Flugzeug durch einen energetischen Steuerknüppelabschlag zu einem unterkritischen Anstellwinkel überführt, während er dann bei Quer- und Seitenruder neutral hält. Erst nachdem das Flugzeug eichere Anstellwinkel eingetragen hat, wird der Steuerknüppel in die Stellung zurückgenommen, die dem Horizontalflug entspricht und die Schieflage benötigt. Der Steuerknüppelauswuchsel zum Ausleiten des Abkippons ist streng beschränkt und energisch, damit das Flugzeug möglichst schnell unterkritische Anstellwinkel erreicht und ein übermäßig großer Höhenverlust vermieden wird.

In allen Fällen des unbeabsichtigten Abkippons des Flugzeuges MiG-21 muss der Steuerknüppel unverzüglich hin über die Neutralstellung nach vorne gegeben (während Quer- und Seitenruder neutral bleiben) und der Autopilot ausgeschaltet werden.

Diese verhältnismäßig einfachen Handlungen verlangen vom Flugzeugführer unter den Bedingungen einer heftigen Veränderung der räumlichen Lage des Flugzeuges, der Größe und Richtung des normalen und des seitlichen Leitflächen Klarheit und Konzentriertheit bei den Tätigkeiten.

Besitzt das Flugzeug eine genügende Flughöhe, dann mit der Flugzeugführung seine Aufmerksamkeit auf die hauptsächlichen Gerüste und die Betätigung der Steuergänge konzentriert. Dies lässt es zu, unwillkürliche, fehlerhafte Handlungen zu vermeiden und ein "Trudeln" zu verhindern. Falsch ist es z. B., wenn der Flugzeugführer beim Abkippen des Flugzeuges unbedachtigt das Triebwerk drosselt. Nach dem Übergang in den Sturzflug sind die Ruder bis zum Aufholen einer Gleichgeschwindigkeit von mindestens $450 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$ neutral zu

belassen und dann ist das Flugzeug mögig in den Horizontalsturzflug zu überführen, wobei gleichzeitig durch Vorgetriebe des Drosselhebels die Dreizahl auf die maximale zu erhöhen ist. Der Höhenverlust beim Abkippen mit Sturzflug und Überführen in den Horizontalsturzflug beträgt 2000 ... 2200 m.

Im Falle des Selbstausschaltens des Triebwerkes (es läuftt infolge Autorotation) ist der Drosselhebel für mindestens 2 bis 3 Sekunden zum Anschlag "Stop" zurückzunehmen und danach ist bei der Geschwindigkeit und Höhe des zuvorliegenden Anlassens das Anlassen des Triebwerkes in der Luft durchzuführen.

2.1.4. Besonderheiten des Abkippen des Flugzeuges L-39 und Handlungen des Flugzeugführers zum Ausleiten

Beim Triebflügel mit asymmetrischen Profil und genügend großen Rückenverhältnis erfolgt der Stromungsabris Langsam. Deshalb sind die Abriegelsets nur unessential asymmetrisch, und das Flugzeug neigt nicht zum Abkippen über den Flügel. Das Abkippen erfolgt mit langsamem leichter Ingangsetzung des Flugzeuges. Vor dem Abkippen tritt das aerodynamische "Schutteln" des Flugzeuges auf.

Handhabt kann anstelle des warnenden Schutteins nur ein geringes Schaukeln von \pm 5° Flügel zu \pm 5° Flügel auftreten, dessen Größe allmählich zunimmt.

Das Ausfahren von Fahrwerk und Bremsklappen hat keinen Einfluss auf das Verhalten des Flugzeuges und die Größe der Abkippgeschwindigkeit. Das Ausfahren der Landeklappe verzögert $C_{A_{\max}}$ und folglich verzögert sich die Abkippgeschwindigkeit.

$V_{A_{\min}} = 155 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$	(LK = 0°)
$V_{A_{\min}} = 165 \text{ "}$	(LK = 25°)
$V_{A_{\min}} = 155 \text{ "}$	(LK = 45°)

In der Landekonfiguration kippt das Flugzeug ohne vorheriges warnendes Schuttelein ab.

Das Ausleiten des Abkippons kann von "Spannpage", Antrieg der Gestampfzette an der Turbine, Drehschlagfall und "Schlegeln" in der Tri-Anlage begleitet sein.

Bei entstehendem Schuttein darf kein Schleben zugelassen werden. Es ist durch unverhältnismäßiges Nachlassen des Steuerknüppels zu beenden und das Flugzeug ist zu kleinen Anstellwinkeln zu überführen. Der Flugzeugführer muss also bei neutralen Quer- und Seitenruder den Steuerknüppel nach vorn geben.

2.2.2 Trudeln

Trudeln, das ist eine ungesteuerte Bewegung des Flugzeuges, gewöhnlich auf abfallender Flugbahn, bei überkritischem Anstellwinkel und gleichzeitiger komplizierter räumlicher Drehung. Das Trudeln moderner Flugzeuge verläuft außerst ungünstig, mit periodischer Vergrößerung und Beschleunigung, mit Heben und Senken des Bugs, mit Verhinderung der Orientierung und beträchtlichen Höhenverlust.

Die Trudelarten kann man nach folgenden Merkmalen einteilen:

1. nach der Lage des Flugzeuges bezüglich des Geschwindigkeitsvektors:
 - normales Trudeln (mit positivem überkritischen Anstellwinkel);
 - Rückentrudeln (mit negativem überkritischen Anstellwinkel);

2. nach der Drehrichtung:
 - Rechtsdreheln;
 - Linksdreheln;

3. nach dem Charakter der Brachtmegung:
 - gleichbehaftiges Trudeln;
 - ungleichbehaftiges Trudeln;
 - auch am Verteilen des Flugzeugen, den Trudelzustand ohne Bezeichnung des Flugzeugführers unterscheiden;
 - stabiles Trudeln;
 - instabiles Trudeln.

2.2.2.1 Physikalisches Wesen des Trudelns

Bei dem Trudeln zugrunde liegende aerodynamische Erscheinung ist die "Autotrotation". Diese Erscheinung sei zunächst erläutert:
Abb. 46 zeigt einen Deltaflügel, der sich um die Längsschase mit der Windgeschwindigkeit v_∞ links herum dreht. In jedem Punkt fließt dies zur Vergrößerung des Anstellwinkels am linken (sich wehrenden) Tragflügel und zur Vergrößerung am rechten (sich hebenden) Tragflügel.

Fliegt das Flugzeug mit überkritischem Anstellwinkel α_1 und beginnt es sich aufwärts nach links zu drehen, so vergrößert sich Anstellwinkel und Auftrieb am linken Tragflügel und verringern sich am rechten. Das führt zum Entfernen des Rolldämpfungsmoments M_x , welches die Längsdrehung bremsen. Dabei verhindern sich die Widerstandsbewerte beider Tragflügelhelften nur unbedeutend.

Pfliegt das Flugzeug jedoch mit überkritischem Anstellwinkel $\alpha_2 > \alpha_0$ fliegt sich bei aufwärts gerichteter Längsdrehung der Auftrieb am linken Tragflügel (obwohl der Anstellwinkel vergrößert wird), und der Widerstand vergrößert sich an ihm.

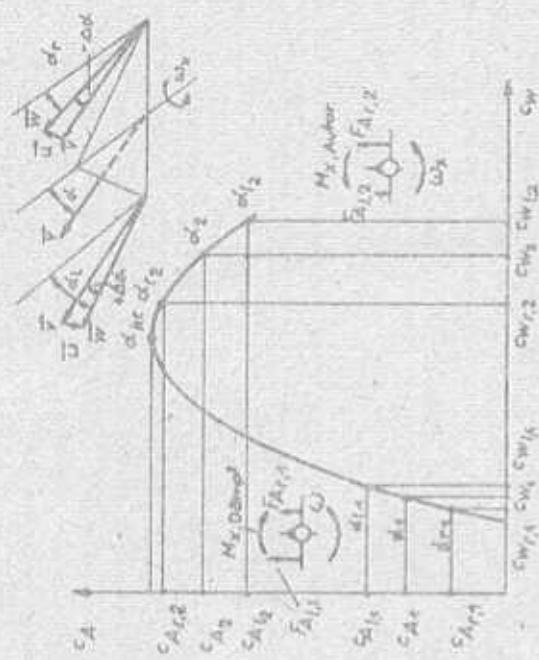


Abb. 46: Veränderung des Auftriebes und des Widerstandes beim Senken und Heben des Tragflügels bei unter- und überkritischem Anstellwinkel

Am rechten Tragflügel wächst der Auftrieb (obwohl sich der Auftriebskoeffizient verringert) und der Widerstand an ihm wird geringer. Die Auftriebsdifferenz zwischen den Tragflügeln führt zur selbständigen Rollbewegung (Verhinderung der Schlinglage) und die Widerstandsunterschiede zum Auftreten eines Drehmoments und zum Linksknickkurven über den geneigten Tragflügel. Das Flugzeug beginnt zu trudeln.
So entsteht die Trudelbewegung infolge Verlust des Dämpfungs und des Entstehens der Autotrotation am Tragflügel, unter deren Einwirkung sich eine große Rollinkelgeschwindigkeit entwickelt. Die Folge der intensiven Drehbewegungen ist das durch Zentririfugalkräfte erzeugte "Schleudermomentum". Es führt zur Verstärkung des Längsdrehungsmoments. Das Schieben hat wesentlichen Einfluss auf die Autototation. Ein kurzer Schub am Sonnenschein (gehobener Tragflügel seit vor) begünstigt die Autototation, verzögert ihre Geschwindigkeit. Inneres Schieben (gesenkter Tragflügel seit vor) begünstigt eine Verringerung der Autototation. Es ist nötig, sich zu erinnern, daß dem Trudeln ein Ende des Abkippen vorangegangen. Das Flugzeug MiG-21 klappt nicht überschlagend ab, und der Fluggenauigkeiten verfügt über die Zeit, ein Hinsetzen im Freuden im Freuden zu verhindern.

Damit Trudeln entsteht, muß das Flugzeug außer dem Überschreiten des kritischen Anstellwinkels zusätzlich noch schließen. Dies wird möglich, wenn zu derbem Überziehen des Steuerknipps noch ein Querrudderschlag und ein nicht koordinierter Seitenruderausschlag zum Beispiel mit dem Schräglage oder dem Kurvenradius hinzukommt. Das in diesem Falle entstehende Schließen ruft Kräfte und Momente hervor, die das Entstehen von Autoreaktion und des Hinstiegen des Trudels beginnen.

2.2.2. Charakter des normalen Trudelns mit dem Flugzeug MiG-21

Das Flugzustand des normalen Trudelns kennzeichneten bedeutsame Anstellwinkel mit Werten von $30^\circ \dots 60^\circ$ und große Instabilität, herige Längs-, Gier- und Rollschwingungen, ungleichförmige Drehung mit willkürlicher Richtungsänderung. Das ergebnis nicht nur die Anzahl der Windungen, sondern auch die Trudelrichtung zu bestimmen. Der Längseigungswinkel verändert sich von $+20^\circ$ bis -70° . Die Sinkgeschwindigkeiten betragen $V_V = 100 \dots 120 \text{ m/s}^{-1}$ in $H = 10 \dots 12 \text{ km}$ und $V_V = 200 \dots 250 \text{ m/s}^{-1}$ in $H = 18 \dots 20 \text{ km}$.

Beim Trudeln wirken bedeutende seitliche Lastvielfache ($\pm 1,2 \dots 1,5$) auf den Flugzeugführer, die Pedalbelastung wechselt heftig. Die Instabilität des Trudelns wächst bei großer Schwerpunkttrudellage an. Das Flugzeug zeigt beim Trudeln unter Einwirkung der Zentrifugalkraft des Beschlebens, in ein flüheres Trudeln mit großem überkritischem Anstellwinkel übergehen (Abb. 47).

Das Rechtsrudel verhält instabil (besonders die ersten 6 ... 10 Segmente), wenn das Flugzeug Drehungen von $1/2$ bis $2/3$ Windungen bald nach der einen, bald nach der anderen Seite ausführt. Die dabei entstehende Bewegung erinnert an die eines "fallenden Blattes". Das normale Lastvielfache kann sich kurzzeitig bis auf null verringern, das seitliche Lastvielfache verändert sich in den Grenzen von $\pm 0,8$. Die weitere Bewegung des Flugzeuges beim Rechtsrudeln (nach 10 s) wird stabil. Das Linkstrudel des Flugzeuges MiG-21 verläuft im Anfangsmoment stabiler als das Rechtsrudel (bis $1,5$ s). Die weitere Trudelbewegung verläuft verschieden: mit Einschmelzen von Sohneigungen oder mit abwechselndem stabilem und instabilem Trudeln. Ein Querruderausschlag gegen die Trudelrichtung führt zur Vergrößerung des äußeren Schiebens und zu energetischer Rollbewegung mit gleichzeitiger Geschwindigkeitsabschöpfung des Trudels wird stabil und gleichförmiger. Das Ausleiten eines solchen Trudels ist schwieriger und erfolgt mit der Zeit anwachsend verzögert. Ein Querruderausschlag in Trudelrichtung verzögert die Ungleichförmigkeit des Trudels, verzögert die

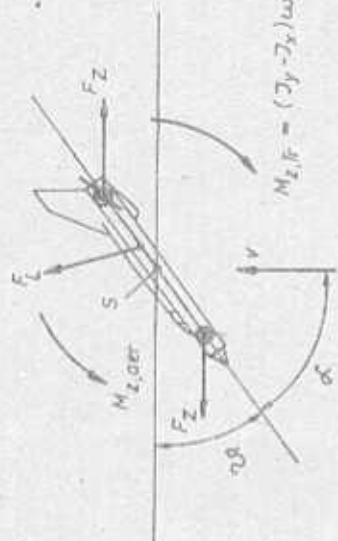


Abb. 47: Kräfte am Flugzeug beim Trudeln

Längs-, Roll- und Gierschwingungen und trägt zur Verringerung des Auftriebsverzögerung bei.

2.2.3. Ausleiten des Flugzeuges aus dem normalen Trudeln

Zum Ausleiten des Trudelns wird eine besondere Steuertechnik erforderlich. Wenn die Drehrichtung des Trudels leicht erkennbar ist, so ist es zweckmäßig, die Ruder in Trudelrichtung auszuschlagen. (Pedalen in Trudelrichtung, Steuerknüppel genügen) damit dann folgende Ausleiten wie "mit Anlauf" (mit bewußtem Einleiten) entstehen würde. Sodann muß der Flugzeugführer das Pedal energisch und bis zum Anschlag entgegen der Trudelrichtung austreten, um ein inneres Schieben zu schaffen (das für die Verringerung der Autorotation am zweckmäßigsten ist) und gleich danach oder mit einem gewissen Zeitverzug den Steuerknüppel mit dem Ziel des Überführens des Flugzeuges zu einem unterkritischen Anstellwinkel nach vorne geben. Dabei müssen die Querrudder neutral gehalten werden. Bei Anwendung einer "kräftigeren" Methode können die Querrudder auch in Trudelrichtung ausgeschlagen werden. Nach Beendigung der Drehung nimmt der Flugzeugführer das Seitenruder neutral und fängt das Flugzeug nach Erreichen der erforderlichen Sturzfluggeschwindigkeit zügig ab. Die oben gesuchte Methode des Ausleitens aus dem Trudeln wird im wesentlichen für die Schulflugzeuge L-29 und L-39 angewandt.

Bei Überschallflugzeugen verläuft das Trudeln in der Regel instabil, deshalb läßt sich die Drehrichtung nur schwer feststellen. Zum Ausleiten des Trudelns stellt man gewöhnlich alle Ruder in Neutral-

stellung. Eine charakteristische Besonderheit des Anleitens moderner Flugzeuge aus dem Trudeln besteht in seiner Verringerung der Reaktion auf Rüderschwankungen. Die Ausleitverzögerung wird als Anzahl von Umdrehungen pro Sekunde angegeben, die vom Ruderauswuschlag des Flugzeuges bis zum vollen Beenden der Autorechtsdrehung und Übergang zu unterrichtlichem Anstellwinkel vergehen.

Händlungen des Flugzeugführers beim Ausleiten des Flugzeugs MiG-21 aus dem normalen Trudeln

Durch Flugprobung wurde festgestellt, daß die zulässige Methode zum Ausleiten des Flugzeugs MiG-21 aus dem Trudeln die ist, welche ein energisches und gleichzeitiges Neutralstellen des Seiten- und Höhenruders bei neutraler Stellung der Querruder vorstellt. Die Ausleitverzögerung übersteigt $4 \dots 6$ s nicht. Nach Beendigung der Drehung geht das Flugzeug zu einem Sturzflug mit $\Theta = 60^\circ \dots 70^\circ$ über. Der minimale Höhenverlust für das Ausleiten des Trudelns in geringen und mittleren Höhen beträgt $\Delta H = 2500 \dots 3000$ m bei einer $V_0 = 450 \dots 500$ km/h⁻¹ zu Beginn des Ausleitens aus dem Sturzflug sowie einem mittleren Lastviertelzischen beim Ausleiten nicht größer als $n_y = 2 \dots 2.5$. Bei Aufnull des Triebwerkes während des Trudelns und Anlassen desselben nach dem Ausleiten wählt der minimale Höhenverlust um $300 \dots 900$ m im Vergleich zum Ausleiten mit arbeitendem Triebwerk. Man sollte beachten, daß die Anwendung einer "kratzigen" Ausleitmethode die Zuverlässigkeit nicht verbessert und weder die Ausleitzeit noch den Höhenverlust verringert. Im Gegen teil, dabei vergibt sich die Wahrscheinlichkeit des unbedachtigten Übergangs des Flugzeugen zu anderen Trudelunterscheiden (z. B. Übergang vom normalen zum Rückentrudeln oder Veränderung der Drehrichtung) mit bedeutendem Zuwachs des Höhenverlusts beim Ausleiten.

So kann ein voller und heftiger Ausschlag des Steuerknippeis nach vorne zum Übergang des Flugzeuges ins Rückentrudeln führen. Auf der anderen Seite vergibt ein unkoordinierter Ruderausschlag (nicht gleichzeitig bzw. nicht zur rechten Zeit) immer die Zeit der Ausleitz verzögerung. Ein kurzerzeitiger (Impulsförmiger) Ausschlag des Seitenruders "gegen das Trudeln" kann die Trudelrichtung des Flugzeugen verändern. Bei ausgesetzten Querrudern vergibt sich immer die Ausleitz verzögerung, verstärkt sich die Seitenabweichungen des Flugzeugen.

2.2.4. Charakteristik des Rückentrudelns
Das Rückentrudeln entsteht bei negativen überkritischen Anstellwinkeln. Das Flugzeug wirkt dabei negative Lastvielfache und das Flugzeugführer hängt in den Gelenken. Rückentrudeln ist bei Geschwindigkeitsverlust bei

Vertikalfiguren möglich, wenn der Flugzeugführer versucht durch herabgesetztes Drehen des Steuerknippeis den Anstellwinkel zu verringern. Das Flugzeug kann auch bei nicht richtigem Ausleiten des normalen Trudels ins Rückentrudeln geraten. Die Instinktion empfiehlt den Flugzeugführer, zum Ausleiten des normalen Trudels den Steuerknippel bis zur Neutralsstellung vorzugeben; wenn aber beispielweise der Flugzeugführer ihn zur "Geschärte des sicheren Ausleitens" bis zum Anschlag herabsetzt, so kann er noch mit dem Neutralstellen des Seitenruders zu spät kommt, so ist das Rückentrudeln unabsehbar. Die Dreirichtung beim Rückentrudeln ergibt sich immer nach der Seite des ausgetretenen Pedals hin. Der Trudelzustand ist gleichförmig und rückgängig stabil, die Anstellwinkel sind $-25^\circ \dots -35^\circ$.

Die Pedalkräfte sind beträchtlich sie erreichen $100 \dots 120$ kp bei vollem Seitenrudereinschlag. Ruhmäßige Orientierung und Bestimmen der Dreirichtung bereiten Schwierigkeiten. So ist es unmöglich, den Horizont zu kontrollieren. Ein Ausschlagen der Querrader in Trudelrichtung führt gewöhnlich zur Vergrößerung der Schwingungen des Flugzeuges und zur Verringerung der Stabilität der Bewegung. Ein Ausschlagen der Querrader gegen die Trudelrichtung kann zum Übergang des Flugzeuges ins normale Trudeln mit derselben Wrehrichtung und heftigen Schwingungen der Winkelgeschwindigkeiten und Lenkvielfachen führen.

2.2.5. Ausleiten des Rückentrudelns

Wegen der Schwierigkeiten beim Bestimmen der Dreirichtung werden die Pedale nur neutral gestellt, weil bei negativen Anstellwinkeln die Wirkamkeit des Seitenleitwerks genügend groß ist. Dadurch wird das Rudere Schieben beseitigt und es entsteht ein inneres infolge der Gegendampfung der Seitenflosse. Um den negativen Anstellwinkel in einen positiven zu überführen, ist es nötig, den Steuerknippel nach hinten auszuschlagen. Bei der Mehrheit der modernen Flugzeuge genügt es, den Steuerknippel neutral zu stellen. Handlungen des Flugzeugführers beim Ausleiten des Flugzeuges MiG-21 zum dem Rückentrudeln:

Zur Gleichzeitiges und exaktes Einfangen der Seiten- und Höhenrudermutterstellung bei neutralem Querrudern garantiert zuverlässig das Ausleiten des Rückentrudelns. Die Ausleitz verzögerung beträgt nicht mehr als $3 \dots 4$ Sekunden.

Zur Beendigung der Drehung geht das Flugzeug zu einem Sturzflug über, der fast senkrecht verläuft. Nach Errreichen von $V_0 = 450$ km/h⁻¹ ist es erforderlich, das Flugzeug durch ziehen in den Horizontialflug zu überführen.

Der minimale Höhenverlust beim Abfangen aus dem Rückenrudel in geringen und mittleren Höhen beträgt 3000 ... 2500 m.

2.2.6. Benutzen des Bremschirms zum Verhindern des Trudelns

Bei der Flugerprobung wurde festgestellt, daß die Verwendung des Bremschirms ein auverlässiges Mittel ist, um das Hineingehen des Flugzeuges in das Trudeln beim Abkippen zu verhindern. Mit Bremschirm kann aus einem beliebigen normalen Trudelzustand auch kein Rückentrudeln entstehen. Das Ausfahren des Bremschirms kann sich dann als nützlich erweisen, wenn v_G nicht größer als 320 km.h $^{-1}$ ist; jedoch erreicht er beim Auftauchen mit größerer Geschwindigkeit. Ein rechtzeitiges Auftauchen des Bremschirms beim unbeschleunigten Abkippen wird möglich, wenn der Flugzeugführer von wirkt auf diesen Fall vorbereitet ist und den Ausfahren trainiert hat. In Abhängigkeit von den Aufnahmeverhältnissen des Bremschirms zeigt das Flugzeug einige Besonderheiten im Verhalten.

So entsteht beim Ausfahren des Bremschirms im Geregelnden Flug mit einer Geschwindigkeit nahe der des Abkippens ein energetischer Rück mit heftiger Geschwindigkeitsveränderung um 25 ... 30 km.h $^{-1}$ und nur geringer Vergrößerung des Fluggewinngwinkels. Dasselb. sinkt das Flugzeug zugig den Bug 10° ... 15° unter den Horizont und geht mit kleinen Langs- und Rollschwingungen (Sohrflieglage) in einen stabilen Gleitflug über, wenn der Steuerknüppel in die Neutralstellung eingestellt wurde, dann wird der Gleitwinkel größer ($\Theta = 35^\circ \dots 40^\circ$) und die Geschwindigkeit verringert sich auf 240 ... 250 km.h $^{-1}$. Bei Triebwerkstart und Steuerknüppel in neutraler Stellung gleitet das Flugzeug mit $\Theta = 60^\circ \dots 80^\circ$ und beschleunigt auf $v_G = 300 \dots 310$ km.h $^{-1}$. Bei Triebwerk-Maximaldrehzahl beschleunigt das Flugzeug intensiver, beim Erreichen von $v_G = 320 \dots 340$ km.h $^{-1}$ erreicht der Bremschirm und steht dem weiteren Auftauchen des Gesamtmittelpunktes nichts im Wege.

Wenn das Seitenruder nach dem Ausfahren des Bremschirms ausgeschlagen bleibt, so beginnt sich das Flugzeug auf abwärts geneigter Flugbahn um die Längsebene nach der Seite des ausgeschlagenen Seitenruders zu drehen. Wird das Seitenruder neuviert genommen, dann hört die Drehung auf. Beim Ausfahren des Bremschirms im Zustand des normalen Trudelns hört die Drehung auf und das Flugzeug geht mit kleinen Roll- und Längsschwankungen in den Flug auf gesetzter Flugbahn über. Beim Ausfahren des Bremschirms im Rückentrudeln hört die Drehung auf; mit Senken des Bugs geht das Flugzeug in die Normallage und den Gleitflug über. Das Verhalten des Flugzeuges und der Charakter des Sinkfluges ist analog zum Ausfahren des Bremschirms im geregelnden Flug.

Es ist nötig hervorzuheben, daß der Höhenverlust beim Ausleiten des Trudelns mit Bremschirm immer wesentlich kleiner ist. Auf der anderen Seite sichert das Benutzen des Bremschirms beim Abtigen des Flugzeuges in geringen Höhen eine für das Katastrieren günstige Lage.

2.2.7. Handlungen des Flugzeugführers zum Verhüten des Abkippens und des Trudelns mit dem Flugzeug MiG-21.

Kann man die dargelegten physikalischen Zusammenhänge des Wegens des Abkippens, des Trudelns und des Verhaltens des Flugzeuges, so wird vereinfacht, daß beim bestmöglichsten Vollen Nutzen der Manövriermöglichkeiten im Interesse erhöhter Flugsicherheit folgendes zu beachten ist:

1. Richtiges Umschalten der Aufmerksamkeit bei der Kontrolle der Parameter des Flugzustandes wie folgt: während des Manövers muß der Flugzeugführer gleichzeitig mit der Verringerung von $v_G \leq 750$ km.h $^{-1}$ die Aufmerksamkeit auf die Anstellwinkelanzage (UUA) richten. Benutzt das Flugzeug keine Anstellwinkelanzage, dann ist auf die Übereinstimmung von v_G und α_y zu achten, und zwar:

v_G km.h $^{-1}$	400	500	600	700	750
α_y	2,0	3,0	4,5	5,5	6,5

2. Umsetzen des Übergangs des Flugzeugen zu größeren Anstellwinkel noch äußeren Kennzeichen (Seitenachwüngungen). Wenn der Flugzeugführer beim Auftreten dieser äußeren Kennzeichen des Überganges zu gefährlichen Anstellwinkeln den Steuerknüppel ohne Verzöggerung in die Neutralsstellung bringt, während Seiten- und Querruder neutral stehen, so tritt keine Selbststrebung auf.

3. Zum Flug mit großen Anstellwinkel ist es eine wichtige Forderung, Juho und übermäßige Bewegungen der Seitenorgane auszuschließen und keine sprunghaften Veränderungen des Lastvielfachen sowie kein Schieben auszulassen.

4. Die Empfehlungen der Instruktion für den Flugzeugführer über die Methoden des Ausleitens des Flugzeuges aus dem Abkippen und dem Trudeln sind genau zu beachten. Es ist erforderlich, daraus zu denken, daß "irrigierende" Methoden die Sicherheit des Ausleitens aus diesem Flugzuständen nicht erhöhen.

5. Beim Überführen des Flugzeuges in den Horizontallflug nach dem Abkippen oder Trudeln darf keine Hast zugelassen werden. Ein sicheres

Ausleitens aus dem Sturzflug ist nur garantiert, wenn das Flugzeug bei der in der Instruktion für den Flugzeugführer empfohlenen erforderlichen Geschwindigkeit auch unterkritische Anstellwinkel besitzt.

6. Der minimale Höhenverlust für das Ausleiten ist richtig zu bestimmen. Falls das Flugzeug unterhalb $H = 4000 \text{ m}$ ins Trudeln gerät bzw. bei zu dieser Höhe die Drehung nicht beendet, wußt der Flugzeugführer das Flugzeug verlassen, ohne Maßnahmen zum Ausleiten einzuleiten.

2.2.8. Besonderheiten des Trudelns mit dem Flugzeug I-39 und Herabführen des Flugzeugführers zum Ausleiten desselben

Das normale Trudeln des Flugzeuges vorliegt instabil und ungleichförmig, der Langeneigungswinkel liegt zwischen 15° bis 60° . Die Schwingungsdauer der Windgeschwindigkeit beträgt etwa 3 Sekunden. Die Winkelgeschwindigkeit beträgt $\omega_x = +3,5 \dots -2,0 \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1}$ (beim Hochstrudeln).

Beim Trudeln empfindet der Flugzeugführer ein intensives Schütteln des Flugzeuges und ein Schlingen des Steuerknipspels und der Pedale. Die Steuerknipperfraft von den Querrudern erreicht etwa $\pm 10 \text{ kp}$, die vom Höhenruder etwa $\pm 20 \text{ kp}$ und die Pedalkraft vom Seitenruder etwa $60 \dots 80 \text{ kp}$.

Die Zeit für eine Umdrehung beträgt $6 \dots 9$ Sekunden, der Höhenverlust pro Umdrehung $400 \dots 650 \text{ m}$. Der gesamte Höhenverlust vom Einleiten bis zum Überführen in den Horizontalflug nach einer Trudelumdrehung beträgt $1300 \dots 1600 \text{ m}$.

Die Querruder bleiben auch bei großen Anstellwinkeln wirksam, und das Flugzeug zeigt die Tendenz, dem Steuerknipspel zu folgen (bei vollem Querruderausschlag gegen die Trudelrichtung ist das Flugzeug bestrebt, nur entgegengesetzten (Seite) Trudelrichtung überzugehen). Bei unbedachtigtem "Rudeln" muß der Flugzeugführer wie folgt handeln:

1. sofort den Drosselhebel zum Leerlaufschloß zurücknehmen;
2. die Kreisrichtung des Flugzeuges feststellen;
3. die Ruder in Trudelrichtung ausschlagen;
4. das Seitenruder voll gegen die Trudelrichtung ausschlagen und nach 2 Sekunden den Steuerknipspel neutral oder etwas über die Neutralstellung nach vorne geben;
5. nach Beendigung der Drehung, das Seitenruder neutral nehmen und beim Erreichen der Gartgeschwindigkeit $V_g = 400 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$ das Flugzeug aus dem Sturzflug ausleiten;
6. während des Ausleitens aus dem Trudeln müssen die Querruder neutral gehalten werden.

2.3. Selbstständiges Vergessen des Anstellwinkels und des Lastvielfachen und des Hinweischen in den Sturzflug.

Das selbstständige Vergessen des Anstellwinkels und des normalen Lastvielfachen des Flugzeuges bei reingehaltenem Steuerknipspel erzielt im Russischen die Bezeichnung "NOAXAT". Im Deutschen könnte man dazu auch selbstständiges "Aufblumen" sagen. In Abhängigkeit von den Ursachen, die zu dieser Brodeleiung führen, klassifiziert man folgendermaßen:

Selbstständiges (spontane) Vergessen des Anstellwinkels und des Lastvielfachen

1. Selbstständiges Vergessen von α und c_l infolge Geschwindigkeits-, Wellenrichtungseinfluß (W-Zahl)
2. Selbstständiges Vergessen von α und c_l infolge Sitzungsabschluß am Tragflügel.
3. Selbstständiges Vergessen von α und c_l infolge Besonderheiten der Langsteuerung oder Ausfall einzelner Heuteile

Die oben angegebenen sehr oft vorkommenden Arten des selbstständigen Vergessens des Anstellwinkels und des Lastvielfachen haben unterschiedliche Entstehungsursachen und setzen sich bei verschiedenen Flugbedingungen.

Die Erfahrung zeigt, daß ein Teil der Flugzeugführer und Flugschüler im physikalischen Sinn dieser Bezeichnung nicht genugend tiefründig versteht. Solche Flugzeugführer und Flugschüler nennen, wenn sie über eine Art des selbstständigen Vergessens des Anstellwinkels und des Lastvielfachen sprechen, die Ursachen einer anderen Art dieser Nachsichtung oder zählen alle Ursachen auf, die zur Vergrößerung des Lastvielfachen führen können.

Betrachten wir deshalb den physikalischen Sinn der aufgezählten Arten des selbstständigen Vergessens des Anstellwinkels und des Lastvielfachen ausführlicher, die für die derzeitigen Flugzeuge am charakteristischsten sind.

2.3.1. Selbstständiges Vergessen des Anstellwinkels und des Lastvielfachen infolge Machzahl-Einflusses

Diese Bezeichnung ist sinnlos allen Überschallflugzeugen eben. Sie

zeigt sich im Transonicgeschwindigkeitsbereich ($M = 0,65 \dots 1,1$) und ist mit der Entwicklung der Wellenkrise an Tragflügel und Höhenleitwerk verbunden. Deshalb nennen einige Autoren diese Erscheinung auch selbständiges Vergrößern des Anstellwinkels und des Lastvielfachen infolge Wellenkriseinfluß, was in bestimmtem Maße den physikalischen Sinn der Erscheinung widergespiegelt.

Selbständiges Vergrößern des Anstellwinkels und des Lastvielfachen tritt bei Geschwindigkeitsverringerung im Transonicgeschwindigkeitsbereich bei festgehaltenem Steuerkennwert auf.

Die Intensität des selbständigen Vergrößerns des Anstellwinkels und des Lastvielfachen infolge Geschwindigkeitsinflusses kann verschieden sein und hängt ab von:

- der Größe des Augenlastvielfachen des Manövers;
- dem Tempo des Geschwindigkeitsverlustes während des Manövers;
- dem Vorzet der statischen Stabilitätsreserve bei M_{crit}.

In gewissen Fällen kann der Flugzeugführer das maximal zulässige Betriebelastvielfache des Flugzeuges (Infolge Festigkeit) überschreiten. Ein Beispiel des unbehobachteten Überschreitens von η_y auf „Betr. beim Abordnung“ zeigt Abb. 48.

Aus Abb. 48 ist ersichtlich, daß der Flugzeugführer anfangs ($t = 10 \dots 20$ s) zum Aufrechterhalten des Lastvielfachen 5 $\rightarrow 5,5$ den Flügelenkruderauswinkel auf $-4^\circ \dots -3,5^\circ$ vorgebert. Dieser Winkel beginnt bei der 20. Sekunde η_y innerhalb von 6 Sekunden bei konstantem Flügelenkruder auswischung von 5,2 auf 8,8 an.

Schließlich gibt der Flugzeugführer in der 26. Sekunde den Steuerkippenkopf nach vorne und verringert das Lastvielfache.

Nachdem sind die Ursachen des selbständigen Vergrößerns des Anstellwinkels und des Lastvielfachen infolge M-Zahl-Sprung?

Bekanntlich verändern sich die Kennwerte der Flugstabilität und -steuerbarkeit im Transonicgeschwindigkeitsbereich bedeutend. Die Veränderung der Kennwerte der Längsstabilität und -steuerbarkeit äußert sich

- durch Vergrößerung der statischen Längsstabilitätsreserve bei M-Zahl-Vergrößerung und umgekehrt (Abb. 49),
- durch Verringerung der Flügelenkaderwirkung und umgekehrt bei M-Zahl-Vergrößerung und umgekehrt (Abb. 50).

Unternehmen wir das physikalische Bild des selbständigen Vergrößerns des Anstellwinkels und des Lastvielfachen infolge Geschwindigkeitsänderung. Durch Verringerung der Flügelenkaderwirkung und umgekehrt bei M-Zahl-Vergrößerung und umgekehrt bei M-Zahl-Vergrößerung und umgekehrt (Abb. 50).

Unternehmen wir das physikalische Bild des selbständigen Vergrößerns des Anstellwinkels und des Lastvielfachen infolge Geschwindigkeitsänderung. Gleichzeitig damit vergrößert sich die Flügelenkaderwirkung, und es entsteht ein zusätzlicher

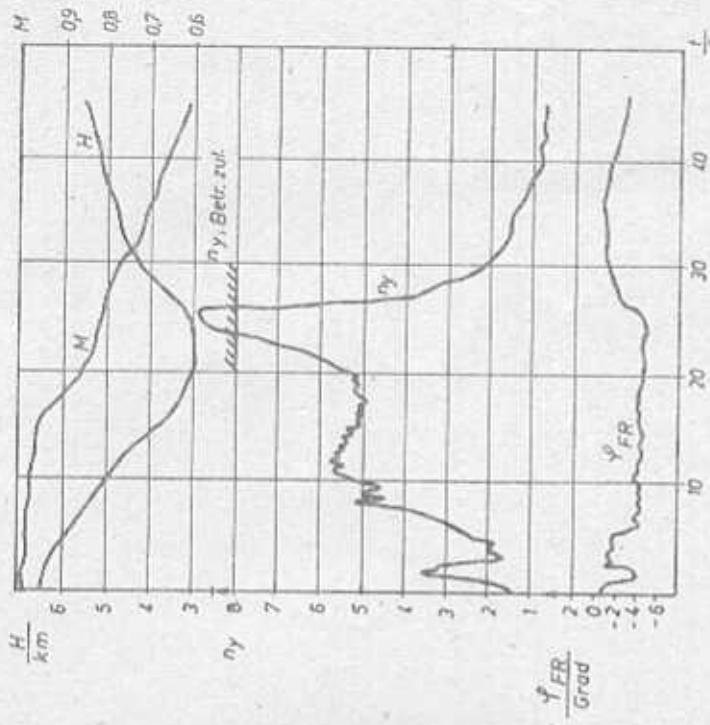


Abb. 48: Beispiel des Entstehens von $\eta_y > \eta_y, \text{Betr. zul.}$ beim Abschwung mit großer Einheitsgeschwindigkeit.
Wenn der Flugzeugführer η_y mit positivem Lastvielfachen und konstanter M-Zahl durchführt, dann gleicht das Längsmoment des Tragflügels M_z, TP das des Flügelenkers M_z, FR aus (zur Vereinfachung werden die Längsmomente anderer Flugzeugteile und die dynamischen Längsmomente nicht berücksichtigt).
Wenn der Flugzeugführer ein Manöver mit Geschwindigkeitsverlust bei $\eta_y > \eta_y, \text{Betr. zul.}$ durchführt, dann geschieht folgendes:
Bei Verringerung der M-Zahl verlagert sich der Neutralpunkt des Tragflügels zusammen mit dem Angriffspunkt des Auftriebes (Druckpunkt nach vorne), es entsteht ein zusätzliches Längsmoment $\Delta M_z, \text{TP}$, das den Anstellwinkel vergrößern will (Abb. 51). Gleichzeitig damit vergrößert sich die Flügelenkaderwirkung, und es entsteht ein zusätzlicher

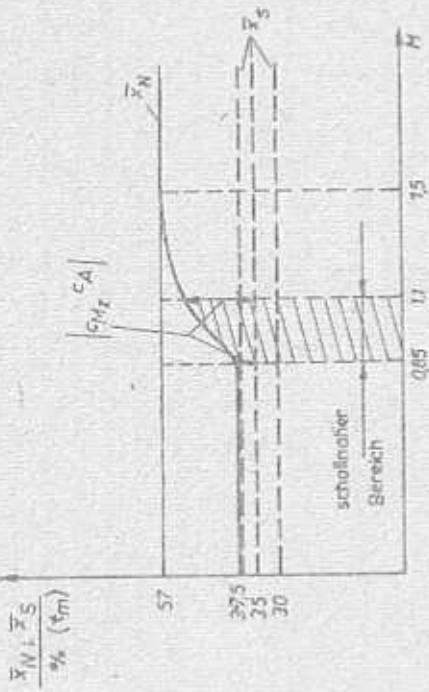


Abb. 49: Abhängigkeit der statischen Längsstabilitätsreserve von M_{stab}

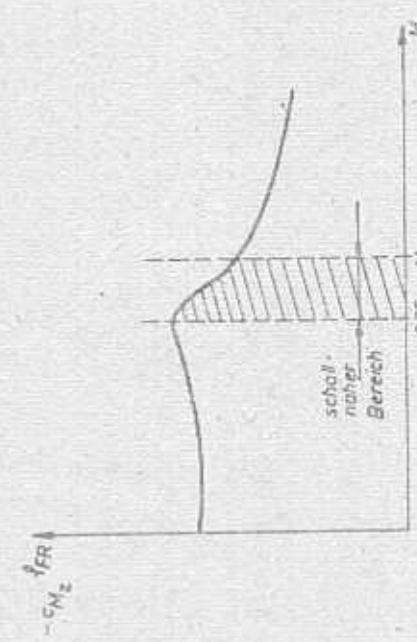


Abb. 50: Abhängigkeit der Flössennudewirkungsumhabe von M_{stab}

Abbildung 50 zeigt, dass auch den Anstellwinkel vergrößern will. Das Längsmoment des Flössennuders hängt vom dynamischen Druck ab, jedoch kann die Flössennudewirkungsumhabe $c_{M_z, FR}$ trotz Vergrößerung der M -Zahl infolge Vergrößerung des Auftriebbeharrungsvermögens des Flössennuders

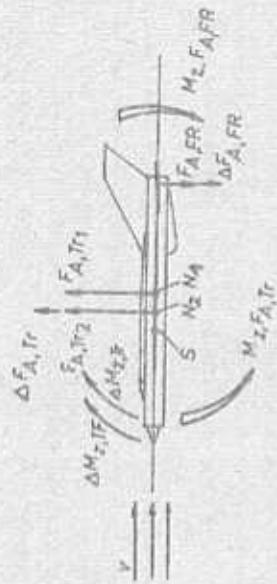


Abb. 51: Zur Erläuterung des selbständigen Vergroßerns des Anstellwinkels und des Lastvielfachen infolge Geschwindigkeitssteigerung

annehmen, was für den Überschallgeschwindigkeitsbereich charakteristisch ist.

Unter dem Einfluss der Momentänderungen an Tragflügel und Flössennuder beginnt das Flugzeug den Anstellwinkel und das Lastvielfache zu vergroßern.

Luftzugleistungswert wird dann erreicht, wenn der Auftrieb und damit die Längsmoment des Tragflügels exakt anwachsen, da sich die Wirkungen der Momentänderungen $\Delta M_{z, TP}$ und $\Delta M_{z, FR}$ ausgleichen.

Dies geschieht durch Anstellwinkelvergrößerung und führt zum Entstehen des Lastvielfachwinkels $\alpha_{y, max}$.

Oben wurden die Parameter genannt, von denen die Intensität des selbständigen Vergroßerns des Anstellwinkels und des Lastvielfachen abhängt. Kennzeichen dieser Intensität ist der Lastvielfachenswinkel $\alpha_{y, max}$.

Für die MiG-21 kann man praktisch rechnen, daß der Lastvielfachenswinkel $\alpha_{y, max} \approx (0,5 \dots 0,7) \alpha_{y, ang}$.

Beispiel:

Bei einem Nachover mit $n_y = 5$ beträgt der Lastvielfachenswinkel $2,5 \dots 3,5$, das Endlastvielfache ist dann gleich $7,5 \dots 8,5$.

Aus dem Beispiel ist ersichtlich, daß die Kreislinie des selbständigen Vergroßerns des Anstellwinkels und des Lastvielfachen bei Flügen mit der MiG-21 dank ihrer guten aerodynamischen Gestaltung nicht schief ausgeprägt ist. Selbst in Fällen, wenn der Flugzeugführer Lenkver mit großer positiven Lastvielfachen (4 und größer) durchfliegt, erfolgt das Anwachsen des Lastvielfachen bis zu seinem Maximum in einer Zeit

nicht unter 4 ... 5 Sekunden. Diese Zeit genügt völlig, um den Steuerknüppel auszuholen und damit ein übermäßigtes Ansteigen des Lastvielfachen zu verhindern. Wenn aber der Flugzeugführer im Transversalfliegen nicht ergriffen ist, so manövriert, wie es die Instruktion für den Flugzeugführer vorgibt, so wird der Zuwachs des Lastvielfachen 1,5 ... 2,0 nicht übersteigen. Dadurch sind unangenehme Folgen ausgeschlossen, die mit dem Ausleiten des selbständigen Vergrößerns des Anstellwinkels und des Lastvielfachen verbunden sind.

Worin liegen denn die Ursachen für Flugunfälle, die aus selbständigen Vergrößern des Anstellwinkels und des Lastvielfachen resultieren? Die Hauptursache des Fehlerhafens und Überstürzen Handelns der Flugzeugführer beim selbständigen Vorrücken des Anstellwinkels und des Lastvielfachen besteht im Unverständnis des physikalischen Wesens dieser Erscheinung und in der Unkenntnis der Unkontrollierbarkeit des Flugzeugführers in diese Erscheinung hineingetreten kann. Die Folge dieser Unkenntnis ist die vollständige Überschreitung über das ganz natürliche Vorhalten des Flugzeuges und Passagierlosigkeit des Flugzeugführers. So kann man sagen, daß das selbständige Vorrücken des Anstellwinkels und des Lastvielfachen keine Gefahr darstellt, wenn es der Flugzeugführer kennt und seine Ursachen versteht; es wird gefährlich für den Flugzeugführer, der das physikalischen Ursachen dieser Erhebung nicht kennt.

2.3.2. Selbständiges Vorrücken des Anstellwinkels und des Lastvielfachen infolge Strömungsabriß am Tragflügel

So bezeichnet man das selbständige Vorrücken des Anstellwinkels und des Lastvielfachen bei Manövern mit großen Anstellwinkeln im Unterschallgeschwindigkeitsbereich.

Das selbständige Vorrücken des Anstellwinkels und des Lastvielfachen infolge Strömungsabriß ist ein Ausdruck der Anstellwinkelinstabilität (Lastvielfachen-) des Flugzeuges im Bereich der Anstellwinkel, bei denen in der Gleichgewichtskurve $\varphi = \varphi(c_A, n_y)$ bei $M_\infty = \text{konstant}$ der Anstieg $\frac{d\varphi}{dc_A}$ positiv wird.

Beim Manövriren mit modernen Flugzeugen wird ein breiter Bereich von Anstellwinkeln genutzt, einschließlich solcher c_A , bei denen ein örtliches Strömungsabreißen am Tragflügel entsteht (Anstellwinkel des aerodynamischen Schüttels).

Der Strömungsabriß beginnt beim Tragflügel am Flügelende (Abb. 53). Dies führt zur Verlagerung von Druckpunkt und Neutralpunkt nach vorn und zum Entstehen eines aufrichtenden Moments. Im Ergebnis dessen

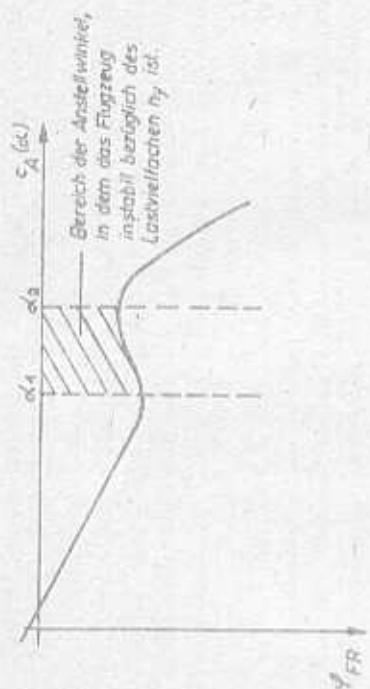


Abb. 51: Gleichgewichtsflächenströmungswinkel eines Flugzeuges mit Tragflügel

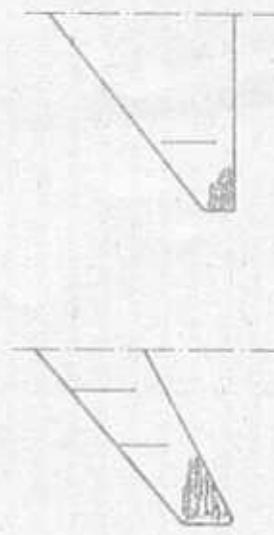


Abb. 52: Gleichgewichtsflächenströmungswinkel eines Flugzeuges mit Pfeilflügel

entsteht bei festgehaltinem Steuerrudiment eine Vergrößerung des Anstellwinkels und des Lastvielfachen. Eine analoge Erscheinung entsteht auch am Deltaträger, jedoch ist das Flügel, die vom Strömungsbild erfordert wird, beim Pfeilflügel bedeutend größer als beim Deltaträger (Abb. 53), deshalb verlagern sich Neutral- und Druckpunkt des Pfeilflügels mehr nach vorn. Im Ergebnis davon zeigt sich in der Kurve des Gleichgewichtsstromraderausdrückes beim Pfeilflügel ein ausgeprägter "Säbel" und das selbständige Vergrößern des Anstellwinkels und des Lastvielfachen entwickelt sich viel intensiver.

Abb. 54. Gleichgewichtsstromraderausdrücke eines Flugzeuges mit Deltaträger, Abb. 54. Aus Abb. 54 ist ersichtlich, daß die Kurve des Gleichgewichtsstromraderausdrückes

te den Einbau des Wechselgetriebes ARU-3 W in die Längsteuerung, welche bei Vergrößerung der Gerüstgeschwindigkeit das Übersetzungsverhältnis von Steuernkuppel zum Flössernder vermindert und das Übersetzungsverhältnis vom Steuernkuppel zum Belastungsmechanismus vergrößert (der ARU verzerrt auf kleinen Hebelarm). So werden die geradenen kinetisch vergrößert, welche die Längsteuerbarkeit des Flugzeuges beschreiben ($\varphi^m; X^m; F_{FQ}^m$), um sie erreichbar annehmbare Werte.

Wenn der ARU-3 W bei großen Gerüstgeschwindigkeiten in der Stellung großer Hebelarm ausfällt, so werden alle Größen unbestens klein, und das Flugzeug wird auf kleineren Steuernkuppelpauschläge mit einer bedeutenden Änderung des Anstellwinkels und den Lastvielfachen reagieren. Damit dies nicht geschieht, muß der Flugzeugführer beim Vergroßern der Gerüstgeschwindigkeit die Arbeit des ARU-3 W kontrollieren und bei diesem Ausfall sofort das Fahrtaufholen beenden.

Bei energetischen Manövren mit schnellem Geschwindigkeitswechsel (z. B. steiler Sturzflug, Abhöhung ...) kann der Flugzeugführer nicht rechtzeitig genug dazu kommen, die Stellung des Hebeleins des ARU-3 W zu kontrollieren, und er steuert das Flugzeug mit den gewohnten Steuernkuppelpauschlägen. Dies führt zu einem heftigen Vergrößern des Anstellwinkels und den Lastvielfachen. Ein Fahren des Vergroßers des Lautvielfachen durch Nachkorrigieren des Steuernkuppels kann am Längsenschwung des Flugzeuges führen.

Zurück der Flugzeugführer die vorgeführte Reaktion des Flugzeuges auf Steuernkuppelpauschläge am Längsverhalten, dann ist es erforderlich:

- sofort den Steuernkuppel nahe der Neutralstellung zu fixieren;
- die FR-Drehzahl zu verringern und die Bremsklappen auszuführen;
- die Geschwindigkeit unter 700 km.h^{-1} zu verringern;
- leicht den Steuernkuppel zu ziehen, um das Flugzeug aus dem Steuerung auszuleiten.

2.3.3.2. Ausfall des FR-Motors

Während des Fluges kann sich ein solcher Ausfall des Trimmers ereignen, bei dem sich der Stromkreis seines Motors abschließt und den mechanischen Anschluß in die Stellung "Gegen" versetzt. In diesem Falle verstellt sich der Steuernkuppel, wenn er entlastet wird, voll nach hinten. Nur fürisch kann das Flugzeug dabei Grenzstellwinkel einnehmen und sie auch überschreiten. In letzterem Falle kann das Lastvielfache n Werte erreichen, die die Festigkeitsgrenzen des Flugzeugen Überbrechen. Die Handlungen des Flugzeugführers müssen bei unverwartetem Steuernkuppelpauschlag noch hinten bei gleichzeitiger Vergrößerung des Lastvielfachen auf das Festhalten den Steuernkuppels in der erforderlichen

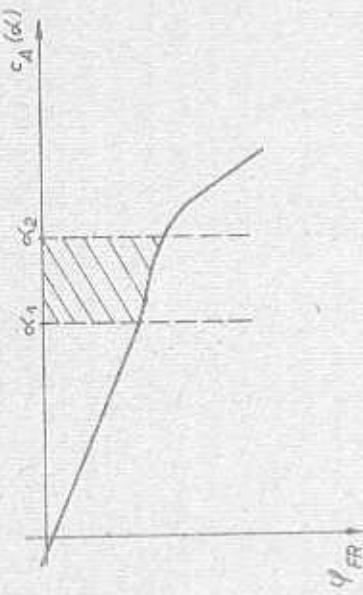


Abb. 54: Gleichgewichtsflösserndrauschen eines Flugzeugen mit Deltarügel

Flügelausgleich können stark ausgeprägten "Infern" bestehen und folglich das selbständige Vergrößern des Anstellwinkels und des Lastvielfachen infolge Strömungsausbau fehlt. Im Bereich der Anstellwinkel α_1 bis α_2 verringert sich der Ruderwinkelgradient des Lastvielfachen (φ^m). Dies zeigt sich in einer energetischeren Reaktion des Flugzeugen auf einen Steuernkuppelpauschlag in diesem Anstellwinkelbereich.

Für das Flugzeug MiG-21 verändert sich der Anstellwinkelbereich α_1 bis α_2 etwas mit der Flugmannzahl, aber im Mittel beträgt er 12° bis 18° . Folglich kann das selbständige Vergrößern des Anstellwinkels und des Lastvielfachen infolge Strömungsausbau beim Fliegen auf Flugzeugen mit Dreirügel auftreten. Beim Flugzeug MiG-21 tritt es nicht auf.

2.3.3.3. Selbständiges Vergrößern des Anstellwinkels und des Lastvielfachen infolge Ausfalls von Bauteilen der Längsteuerung

Außer den rein aerodynamischen Ursachen besitzt das selbständige Vergrößern des Anstellwinkels und des Lastvielfachen bei modernen Flugzeugen eine Reihe konstruktiver Ursachen, welche zum, für den Flugzeugführer, überraschenden und übermäßigigen Vergrößern des Anstellwinkels und damit des Lastvielfachen führen können. Betrachten wir einige davon, die beim Flugzeug MiG-21 auftreten können.

2.3.3.3.1. Ausfall des ARU-3 W

- Das Flössernder, das größere Wirkamkeit der Längsteuerung bei Überschallgeschwindigkeiten gewährleistet, zeigt beim Überholflügeln mit großen Gerüstgeschwindigkeiten eine zu große Wirkamkeit. Dies erfordert

Ausgangslage gerichtet sind. Wenn sich dieser Anfall bei kleiner Geschwindigkeit und großem Hebelarm des ARU-3-W ereignet, so ist die zum Halten des Steuerknüppels erforderliche Kraft nicht größer als $8 \dots 10$ kp. Im Falle des Trimmerausfalls bei großer Geräteklemmkraft wird zum Halten des Steuerknüppels eine Druckkraft von $25 \dots 30$ kp erforderlich.

Mit Verzerrung der Fluggeschwindigkeit wird sich der Kraftaufwand vergrößern und bei $V_g = 500 \dots 600 \text{ km.h}^{-1}$ beträgt er $8 \dots 10$ kp. Der Auffall des Trimmers stellt besonders bei großen Fluggeschwindigkeiten eine bedeutende Gefahr dar, deshalb müssen die Handlungen des Flugzeugführers sehr schnell und exakt erfolgen.

Vorher wurden das physikalische Wesen und die Ursachen des selbständigen Vorfällens des Anstellwinkels und des Lastvielfachen untersucht. Daraus geht hervor, daß für das Flugzeug MiG-21 nur das selbständige Vorfällen des Anstellwinkels und des Lastvielfachen infolge W-Zahl-Kräfte charakteristisch ist, welche bei fehlerfreien Bedingungen des Flugzeugführers keine Gefahr darstellt, da seine Intensität gering ist. Das selbständige Vergrößern des Anstellwinkels und des Lastvielfachen infolge Auffall eines Elements der Langsamsteuerung ist gefährlicher; aber bei exakten und fehlerfreien Handlungen des Flugzeugführers ist dannen Sicherheit garantiert. Außerdem zeigt die Praxis, daß die beschriebenen Ausfälle dank hoher Zuverlässigkeit der Elemente der Langsamsteuerung nur außerordentlich selten vorkommen.

2.3.4. Hineingehen in den Sturzflug

Beim Manövrieren im Transschallgeschwindigkeitsbereich mit Vergeschrägung der Fluggeschwindigkeit kommt es statt zum selbständigen Vergrößern des Anstellwinkels und des Lastvielfachen zum Hineingehen in den Sturzflug.

Unter dem Hineingehen in den Sturzflug versteht man das selbständige Vorfällen des Anstellwinkels und des Lastvielfachen beim Vergessen der Fluggeschwindigkeit im Transschallgeschwindigkeitsbereich bei festgehalttem Steuerwinkel.

Ursachen des Hineingehens in den Sturzflug sind: Verlagerung des Flugzeugdruckpunktes nach hinten und Vergrößerung der Höhenruderwirkamkeit bei $M > M_{krit}$; wenn es sich um herkömmliche Höhenleitwerke handelt.

Im Gleichförmigen, geradlinigen Horizontalflug macht sich das Hineingehen in den Sturzflug durch ein Krallen der Flugbahn nach unten und scheinlichen Übergang zum Sturzflug bemerkbar. Ein solches Verhalten charakterisiert die Geschwindigkeitsinstabilität des Flugzeuges. Bei Flugzügen mit typischer Unterschallgestaltung waren die erforderliche

Knippelkraft und der erforderliche Höhenruderdruck auf zum Ausleiten des Sturzfluges so groß, daß das Ausleiten des Sturzfluges unmöglich war.

Die Flugzeuge L-29 und L-39 besitzen Unterschallgestaltung, deshalb ist auf ihnen ein Flug im Transschallgeschwindigkeitsbereich unmöglich, und die maximal zulässige Machzahl ist jeweils die kritische. Zum Verhütten der Gefahren des Hineingehens in den Sturzflug beim unbestrittenen Überschreiten von M_{krit} besitzen die Schulflugzeuge ein System zum selbsttätigen Auffahren der Bremsklappen beim Erreichen von $M = M_{krit}$. Dank dieser Einsichtung kann das Hineingehen in den Sturzflug völlig ausgeschlossen werden.

Beim Flugzeug MiG-21 und anderen Überschallflugzeugen ist ein Maßnahmen in den Sturzflug infolge der vollkommen serodynamischen Gestaltung vom Flugzeugführer kaum wahrnehmbar. Jedoch darf der Flugzeugführer nicht vergessen, daß es existiert. Wenn während eines Manövers mit Geschwindigkeitszuwachs die kritische Machzahl überschritten wird (MiG-21: $M_{krit} = 0,95$), so verlagert sich der Flugzeugdruckpunkt nach hinten und bei noch größeren M verringert sich die Höhenruderwirkamkeit, was zunächst das Heben begünstigt. Im Ergebnis dessen verringern sich der Anstellwinkel, der Auftrieb und das Leistungsförderungsvermögen. Dies führt zur Vergeschrägung der Kurvenmanöver und des Höhenverlustes bei den Vertikalflügen.

Das Hineingehen in den Sturzflug kann bei Manövern mit Höhenverlust (steiler Sturzflug; Abschaltung) in geringen Höhen eine Gefahr darstellen. In diesem Falle kann sogar ein kurzerzeitiges Verlieren des Leistungsförderungsvermögens zu einem gefährlichen Höhenverlust des Flugzeuges führen. Um die Flugsicherheit bei den genannten Manövern zu erhöhen, empfiehlt es sich, $M_{krit} = 0,95$ nicht zu überschreiten. Wird nun irgendeinem Grunde M_{krit} überschritten, muß der Flugzeugführer die Bremsklappen ausführen und bei Notwendigkeit das Triebwerk abstellen; dabei muß er an die Hauptsache denken, das Lastvielfache n_y nicht zu verringern, obwohl zu diesem Zweck die Knippele Kraft bedeutend vergrößert werden muß. Bei $M > 0,95$ wird es erforderlich, das Lastvielfache nach Gerät und nicht nach dem Kraftmaßprinzip zu halten, weil sich bei konstanter Knippele Kraft das Lastvielfache n_y verringert.

2.4. Aero-Inertialdeformungen

Ziner der gefährlichsten kritischen Flugzustände bei modernen Überschallflugzeugen ist die sogenannte Aero-Inertialdrehung (Inertialdrehung \rightarrow Drehung durch Trägheitswirkung).

Die Trägheitsdrehung stellt eine sich schnell entwickelnde ungesteuerte räumliche Bewegung dar, die von einem intensiven Abheben des Flugzeuges und einem ehemaligen Vergrößern des Anstell- und Schiebewinkels und auch des normalen und seitlichen Lastvielfachen begleitet wird.

2.4.1. Physisches Wesen der Aero-Inertialdeformungen

Die Besonderheiten der Masseverteilung und der aerodynamischen Gestaltung moderner Überschallflugzeuge bedingen deutliche Unterschiede zwischen Längs- und Seitenbewegung, wobei sich folgende Einflüsse auswirken:

- aerodynamische
- kinematische
- massentragige.

Wir schaften wir das physikalische Wesen dieser Einflüsse.

2.4.1.1. Aerodynamische Einflüsse

Zu den aerodynamischen Einflüssen gehört vor allem die Abhängigkeit der aerodynamischen Kräfte und Momente der Längsbewegung (Seiten-) von denen der Seitenbewegung (Längs-).

Das markanteste Beispiel aerodynamischen Einflusses zeigt die Abhängigkeit der Querstabilität vom Anstellwinkel.

Bekanntlich ändert sich beim Freiflugen infolge Schiebens die offektive Freiliegung der beiden Tragflügelhälfte. Dies führt zur Veränderung des Auftriebs: an der Tragflügelhälfte mit der geringeren effektiven Freiliegung entsteht ein größerer Auftrieb als an der mit dem größeren effektiven Freiliegung (Abb. 55).

Die Auftriebsdifferenz zwischen rechten und linkem Tragflügel erzeugt das Rollmoment M_x und diesen Vorgesehen hängt von dem des Anfangsanstellwinkels ab.

Bei positiven Anstellwinkeln ($\alpha > 0$) ist das Rollmoment aus der Auftriebdifferenz der Tragflügel nach der Seite des Schiebens gerichtet, die dem Schieben abgewandt ist, was zur das Vorderradmassen von Querstabilität spricht (der Differentialquotient c_{M_x} , welcher die Querstabilität des Flugzeuges beschreibt, wird in diesem Falle negativ). Je größer der positive Anstellwinkel wird, umso größer wird auch die Auftriebdifferenz zwischen den Tragflügelhälften und damit auch die Querstabilität (bei $\alpha = \alpha_c$ mit).

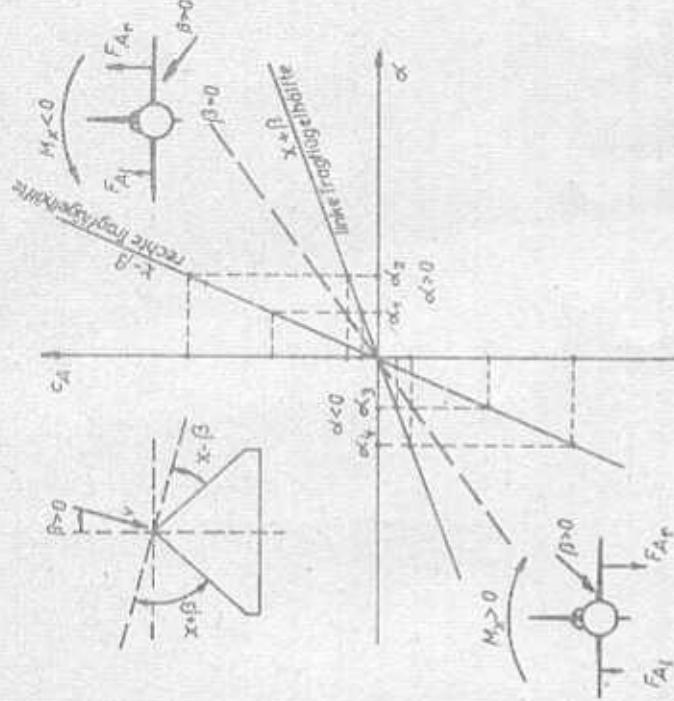


Abb. 54: Einfluss des Schiebens auf $c_A = f(\alpha)$
am Deltaflügel

Dies bedeutet, daß sich bei einem Manöver mit ein und demselben Querdraussschlag bei verschiedenen Anstellwinkeln auch unterschiedliche Winkelgeschwindigkeiten ω_x ergeben - große ω_x bei kleinen α und kleine ω_x bei großen α .

Bei negativen Anstellwinkeln ($\alpha < 0$) ist das Rollmoment aus der Auftriebdifferenz der Tragflügel nach der Seite des Schiebens gerichtet, was von einem Verlust an Querstabilität zeugt (der Differentialquotient c_{M_x} wird in diesem Falle positiv). Dies bedeutet, daß bei einem Manöver, bei dem bei einem Querdraussschlag des Flugzeug gleichzeitig zu negativen Anstellwinkeln übergeht, ein scharfer Viergrößen der Schräglage zu erwarten ist, d. h. ein Abdrehen des Flugzeuges. Abb. 56 stellt die Abhängigkeit des Differentialquotienten c_{M_x} vom Anstellwinkel für das Flugzeug MIG-21 unter Berücksichtigung des Einflusses des Seitenleitwerks dar.

So wird sich beim Flugzeug MIG-21 die Querstabilität mit Verringerung des Anstellwinkels (Zunahme der Längsbewegung) verringern, und bei

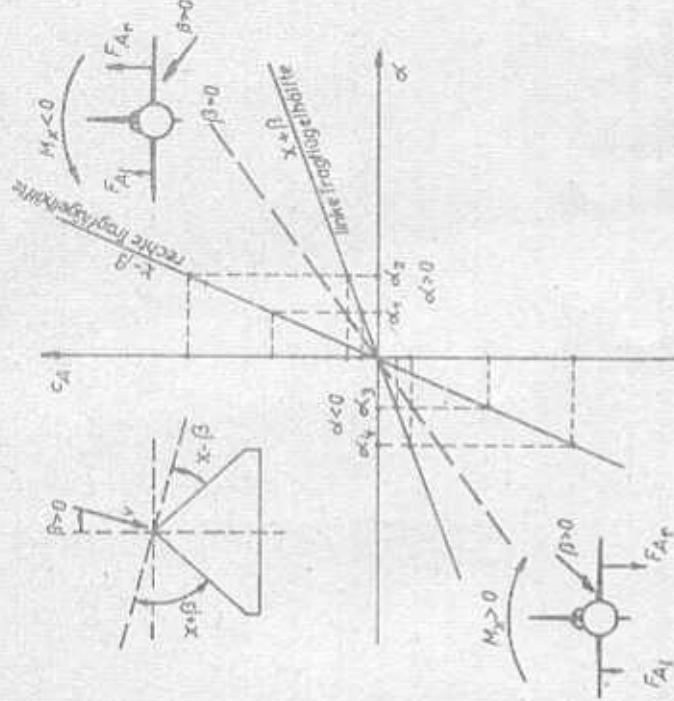


Abb. 55: Einfluss des Schiebens auf $c_A = f(\alpha)$
am Freiflügel

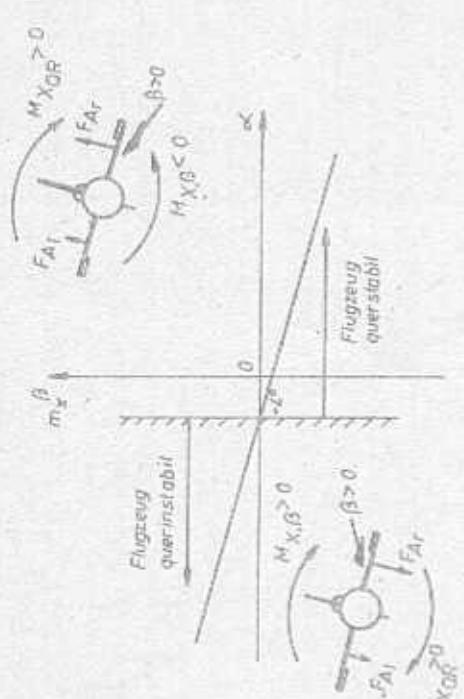


Abb. 56: Abhängigkeit der Querstabilität des Flugzeuges MIG-21 vom Anstellwinkel

Darin besteht das physikalische Wesen der Wechselwirkungen zwischen Längs- und Seitenbewegung. In einem anderen Fall kann diese Wechselwirkung in Abhängigkeit von der Machzahl und dem Anstellwinkel zur Verhinderung der Richtungsstabilität ($\alpha_{Mg} \beta$) führen. Im Abschnitt 1.4. wurde gezeigt, daß sich bei großen Überrollungsgeschwindigkeiten und mit Verringerung des Anstellwinkels die Richtungsstabilität des Flugzeugen verschlechtert.

2.4.1.2. Kinetische Einfluß

Das Wesen der kinematischen Einfluß besteht in der periodischen Veränderung des Anstell- und Schiebewinkels bei der Drehung um die Flugzeugfeste Langsechse x_1 . Nehmen wir an, daß das Flugzeug den Flug mit positivem Anstellwinkel α und dem Schiebewinkel $\beta = 0$ beginnt (Abb. 57).

Wenn jetzt der Flugzeugführer die Drehung mit Querruderausschlag beginnt, so kommt es zu Veränderungen des Anstell- und Schiebewinkels. (So wie das Flugzeug schräglage einnimmt, verringert es den Anstellwinkel, und es entsteht Schieben über den geneigten Tragflügel, falls diese Winkeländerungen nicht entgegengewirkt.) Damit entsteht allein eine Drehung um die Flugzeugfeste Langsechse x_1 . Bei 90° Schiebung sind der Anstellwinkel gleich null, und das Schieben über den geneigten

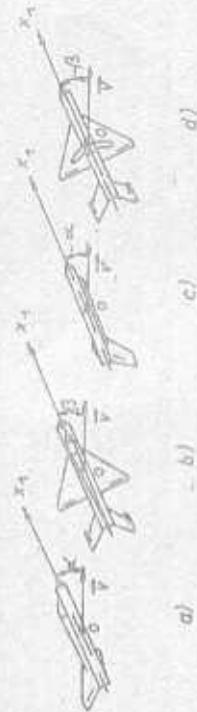


Abb. 57: Kinetische Einflußgrößen

Tragflügel erreicht einen Schiebewinkel β , der dem durch die Änderung des Anstellwinkels entspricht. Die weitere Drehung des Flugzeuges führt anfangs zur weiteren Verringerung des Anstellwinkels (negativer Anstellwinkel) und danach wieder zu dessen Verschwinden sowie zum Schließen über den geneigten Tragflügel (siehe Abb. 57, b bis d).

Je kleiner die Längs- und die Richtungsstabilität des Flugzeugen und je größer die Winkelgeschwindigkeit der Drehung sind, umso stärker liegt die wirkliche Drehachse bei der Flugzeugfeste. Die vorhandene Anstellwinkel- und Schiebewinkel ein stabilisierendes Moment hervor, welches durch Veränderung behindert. Bei kleinen Winkelgeschwindigkeiten ω_X und genügender Stabilitätsreserve kann das Flugzeug rechtzeitig unter den Ausgangswerten von Anstell- und Schiebewinkel wieder herstellen; dies bedeutet praktisch eine Drehung um den Geschwindigkeitsvektor. Beispielweise kann man eine gesteuerte Rolle mit konstantem Anstellwinkel und ohne Schieben fliegen.

Wie später gezeigt wird, fällt das Flugzeug bei einer der Aero-Inertialdrehung eigenen Winkelgeschwindigkeit ω_X in diesen Flugzustand, wenn es eine kleine Längs- oder Richtungsstabilität benötigt, deute ich zeigen sich die kinematischen Einflußgrößen dabei in vollem Maße. Bisher betrachteten wir das Verhalten des Flugzeuges nur unter dem Einfluß der aerodynamischen Momente. Aber es zeigen sich bei der Drehung auch noch solche infolge der Trägheitskräfte, welche wesentlichen Einfluß erlangen.

2.4.1.3. Einfluß der Massenträgheit

Wenn die Drehachse des Flugzeuges keine Trägheitshauptachse ist, so erzeugen die Zentrifugalkräfte destabilisierende Momente, welche die Ausgangsstellwinkel und -schiebewinkel zu verhindern bestrebt sind (Abb. 58).

Wie aus Abb. 58 ersichtlich, entstehen bei der Drehung um den Ge-

schwindigkeitsvektor: ein Längsmoment infolge Trägheit $M_x, \text{Tr.}$, das bestrebt ist, den Anstellwinkel zu vergrößern (Abb. 5B, a) und ein Giermoment infolge Trägheit $M_y, \text{Tr.}$, das bestrebt ist, den Schiebewinkel zu vergrößern (Abb. 5B, b).

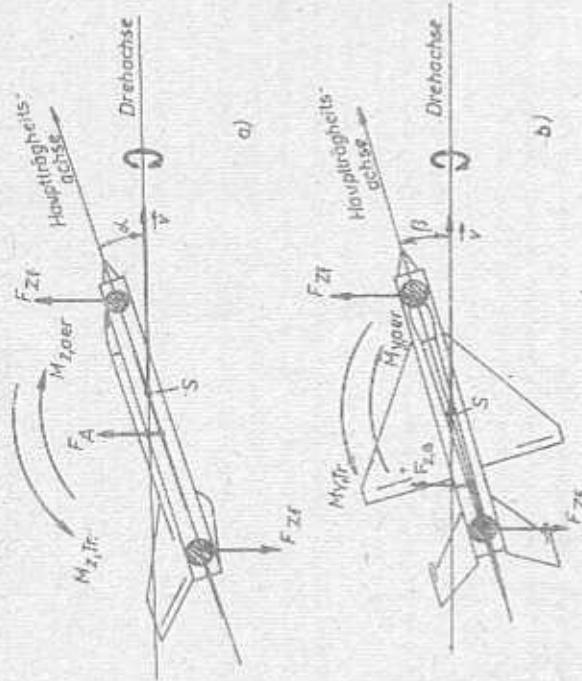


Abb. 5B: Einflüsse der Massenträgheit

Die Momente infolge Massenträgheit können mit folgenden Formeln berechnet werden, wobei I_x , I_y und I_z die Trägheitsmomente des Flugzeuges sind:

$$\begin{aligned} \text{Längsmoment } M_{x, \text{Tr.}} &= (I_y - I_x) \cdot \omega_y \cdot \omega_x; \\ \text{Giermoment } M_{y, \text{Tr.}} &= (I_z - I_x) \cdot \omega_z \cdot \omega_x. \end{aligned}$$

Moderne Flugzeuge besitzen schlanke Spindelräder, in denen sich die Hauptmasse der Räder konzentriert und dünne leichte Tragflügel. Deshalb sind auch bei quasistationärer Bewegung die Trägheitsmomente I_y und I_z zehn- und mehrmals größer als das Trägheitsmoment I_x . Aus diesem Grunde treten die Differenzen $(I_y - I_x)$ und $(I_z - I_x)$ und damit auch die destabilisierenden Momente große Werte an.

Thunen entgegen wirken, wie aus Abb. 5B ersichtlich, die aerodynamischen Momente der statischen Längs- und Richtungsstabilität des Flugzeuges:

$$M_{x, \text{aer.}} = M_x \cdot \alpha$$

$$M_{y, \text{aer.}} = M_y \cdot \beta$$

wobei $M_x' = \frac{dM_x}{d\alpha}$ und $M_y' = \frac{dM_y}{d\beta}$ den Einfluss der Anstellwinkel- bzw.

der Schiebewinkeländerung auf die statische Anstellwinkelstabilität. Richtungsstabilität darstellen. Den physikalischen Wesen der Aero-Inertialdrehungen entsprechen ungünstige, intensive Äußerungen der Wechselwirkungen zwischen Längs- und Seitensbewegungen des Flugzeuges.

Bei energischen Manövern mit Überschreiten der Grenzwinkelgeschwindigkeit, die man auch die kritische nennt, überschreiten auch die Momente infolge Trägheit $M_x, \text{Tr.}$ und $M_y, \text{Tr.}$ die aerodynamischen $M_x, \text{aer.}$ und $M_y, \text{aer.}$ Im ersten Falle verliert das Flugzeug an Länge-, im zweiten an Höhenfestigkeit und geht in den Zustand der Trägheitsdrehung.

Zur Berechnung der kritischen Winkelgeschwindigkeiten der Trägheitsdrehung $\omega_x^{\text{krit.}}$ (für den Anstellwinkel) und $\omega_y^{\text{krit.}}$ (für den Schiebewinkel) kann man folgende Ansätze benutzen:

$$\omega_x^{\text{krit.}} = \sqrt{\frac{-M_x'}{J_x - J_x'}}; \quad \omega_y^{\text{krit.}} = \sqrt{\frac{-M_y'}{J_y - J_y'}}$$

Beispiel 1:

Berechne die kritische Winkelgeschwindigkeit, bei der das Flugzeug MiG-21 in einer Höhe von 10 000 m bei $\alpha = 0,9$ die Längsstabilität verliert, wenn die Trägheitsmomente $J_y = 54 000 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ und $J_x = 4 900 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ betragen.

Lösung:

In der technischen Beschreibung des Flugzeuges finden wir $\alpha_{\text{krit.}}^{\text{ok}} = -0,0025 \cdot \text{Grad}^{-1} = -0,143 \text{ rad}^{-1}$.

Wir berechnen nun den Differentialquotienten $M_x' = \frac{dM_x}{d\alpha} = C_{l, \text{Tr.}} \cdot \rho_i \cdot N^2 \cdot A \cdot t_{\text{ba}}$

$$M_x' = \frac{-0,443 \cdot 0,7 \cdot 16400 \cdot N \cdot 0,8^2 \cdot 23 \cdot 1 \cdot 4 \cdot m}{m^2} = -156 000 \frac{\text{Nm}}{\text{rad}}$$

und danach die kritische Winkelgeschwindigkeit für den Verlust der Längsstabilität

$$\omega_x^{\text{krit.}} = \sqrt{\frac{-M_x'}{J_y - J_y'}} = \sqrt{\frac{156 000 \text{ Nm} \cdot \text{kg} \cdot \text{m}}{\text{rad} \cdot (39000 - 4900) \cdot \text{kg} \cdot \text{m} \cdot \text{N} \cdot \text{s}^2}}$$

$$\omega_x^{\text{krit.}} = 0,478 \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1} \approx 100 \text{ Grad} \cdot \text{s}^{-1}$$

Beispiel 2:
Berechne die kritische Winkelgeschwindigkeit ω_x^{krit} , bei der das Flugzeug MiG-21 in einer Höhe von 18 km bei $M = 1,8$ die Richtungsstabilität verliert, wenn die Trägheitsmomente bezüglich der flugzeugfesten Achsen $I_x = 52\ 000 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ und $I_y = 4\ 900 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ betragen.

Lösung:

In der technischen Beschreibung des Flugzeuges finden wir

$$\omega_y^{\text{krit}} = -0,0013 \text{ Grad}^{-1} = -0,075 \text{ rad}^{-1}$$

Wir berechnen nun den Differentialquotienten $M_y^{\text{d}} = m_y \cdot 0,7 \cdot p_h \cdot M \cdot A \cdot b$

$$M_y^{\text{d}} = \frac{-0,075 \cdot 0,7 \cdot 7500 \text{ N} \cdot 4,8 \cdot 1,25 \cdot 7,5 \text{ m}}{\text{rad}} = -206\ 000 \frac{\text{Nm}}{\text{rad}}$$

und danach die kritische Winkelgeschwindigkeit

$$\omega_{x,\text{krit}}^{\text{d}} = \sqrt{\frac{-M_y^{\text{d}}}{I_x - I_y}} = 2,08 \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1} \approx 120 \text{ Grad} \cdot \text{s}^{-1}$$

Beispiel 3:

Berechne ω_x^{max} des Flugzeuges MiG-21 bei vollem Querruderausschlag für folgende Flugzustände:

$$\text{a) } H = 10\ 000 \text{ m}, \quad M = 0,0$$

$$\text{b) } H = 18\ 000 \text{ m}, \quad M = 1,8$$

Lösung:

Den maximalen Wert der Rollwinkelgeschwindigkeit erhält man bei vollem Querruderausschlag nach der Beziehung

$$\omega_{x,\text{max}} = \omega_x^{\text{d}} \cdot \sigma_{QR} = \sigma_{QR,\text{max}}^{\text{d}}$$

wobei der Differentialquotient ω_x^{d} die Querruderdynamikumkeit angibt. Wir finden ihn ebenfalls in der technischen Beschreibung des Flugzeuges für die jeweilige Höhe und M-Zahl:

$$\text{Fall a) } \omega_x^{\text{d}} = 0,25 \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1}, \text{ Grad}^{-1}$$

$$\text{Fall b) } \omega_x^{\text{d}} = 0,43 \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1}, \text{ Grad}^{-1}$$

Entsprechend wird die maximale Rollwinkelgeschwindigkeit für

$$\text{Fall a) } \omega_{x,\text{max}} = 0,75 \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1}, \text{ Grad}^{-1} \cdot 20 \text{ Grad} = 4,5 \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1} \approx 265 \text{ Grad} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$\text{Fall b) } \omega_{x,\text{max}} = 0,43 \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1}, \text{ Grad}^{-1} \cdot 20 \text{ Grad} = 2,5 \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1}, \text{ Grad}^{-1} \approx 450 \text{ Grad} \cdot \text{s}^{-1}$$

Aus dem Vergleich der Beispiele 1 und 2 mit dem Beispiel 3 folgt, daß bei den genannten Flugzuständen die mit dem Querruder erreichbaren Rollwinkelgeschwindigkeiten die kritischen Rollwinkelgeschwindigkeiten des Verlusts der einen bzw. anderen Stabilität überschreiten. Dieser

Umstand gestattet es, von der Existenz der realen Möglichkeit der Handeingriffes des Flugzeuges in eine Aero-Inertialdrehung zu sprechen, zum Bestimmen der Machzahlbereiche, in denen dieser kritische Flugzustand auftritt kann, muß man die Kurven der erreichbaren und der kritischen Rollwinkelgeschwindigkeiten in einem Diagramm in Abhängigkeit von M darstellen (Abb. 59).

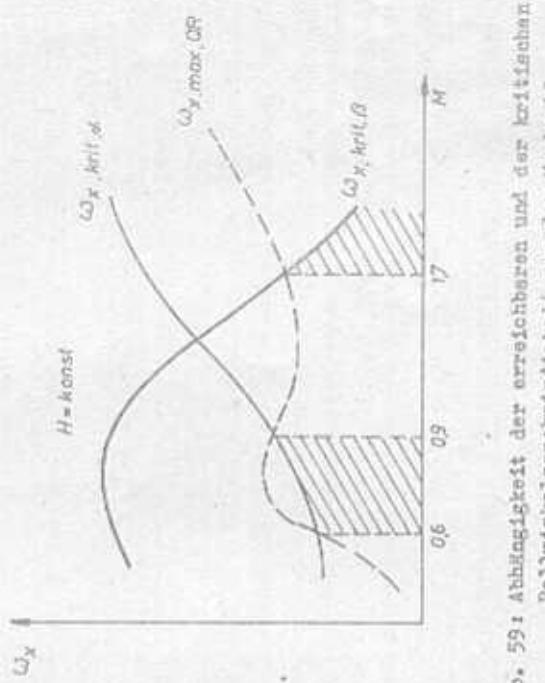


Abb. 59: Abhängigkeit der erreichbaren und der kritischen Rollwinkelgeschwindigkeit von der Machzahl

Wie aus Abb. 59 zu erkennen ist kann das Flugzeug MiG-21 sowohl bei Untermalgeschwindigkeit (Bereich $M = 0,6 \dots 0,9$) als auch bei Überschallgeschwindigkeit ($M = 1,7$) in den kritischen Flugzustand der Aero-Inertialdrehung geraten. Betrachten wir die Bedingungen und die charakteristischen Anzeichen für das Auftreten der Aero-Inertialdrehung detaillierter.

2.4.2. Bedingungen und Anzeichen für das Auftreten der Aero-Inertialdrehung des Flugzeuges

Eine der grundlegendsten Bedingungen für das Auftreten der Aero-Inertialdrehung stellt die Drehung des Flugzeuges um die Längsachse mit einer Winkelgeschwindigkeit ω_x^{d} nahe der kritischen dar. Die Wahrscheinlichkeit des Auftretens der Aero-Inertialdrehung im Flugzeug ist offensichtlich bei der Durchführung komplizierter räumlicher Manöver am größten, (energetischer Abschwung, Rollen, Einleitzen von Startflügen,

- Ausleitern hochgezogener Kurven u. d. m.) und zwar bei $M = 0,6 \dots 0,9$ im Überschallbereich und bei $M > 1,7$ im Überschallbereich, wo sich die Längs- und die Richtungsstabilität des Jagdflugzeuges entsprechend verringern.
- Anzeichen für das Auftreten der Aero-Inertialdrehung beim Flugzeug MiG-21 sind sowohl bei Unterachall- als auch bei Überschallgeschwindigkeit folgende:

 - anhaltendes Wachsen der Rollwinkelgeschwindigkeit bei konstantem Querruderauschlag;
 - auergewöhnliches Anwachsen des Schiebens und des seitlichen Lastvielfachen;
 - selbsttöniges Auswackeln der Pedalen, welches für das Halten in der Neutralstellung bediente Kraften erfordert. Anzoben ist das folgende stark vorgriffigende Schieben;
 - energetisches Anwachsen des Beitrages des Lastvielfachen α_y nicht übereinstimmend mit dem Flüssigkeitsdruckverlust.

Wenn der Flugzeugführer beim Auftreten eines der vorgenannten Anzeichen sofort alle Ruder neutral nimmt, dann beginnt das Flugzeug die Aero-Inertialdrehung nicht.
Betrachten wir nun das Verhalten des Flugzeuges MiG-21 bei der Aero-Inertialdrehung.

2.4.3. Verhalten des Flugzeuges MiG-21 bei der Aero-Inertialdrehung

Der Charakter des Handelns und das Verhalten des Flugzeuges in diesem kritischen Flugzustand hängt von der Ausgangsmassezahl, dem Anstell- und Schiebewinkel, der statischen Stabilität sowie auch von Grüß, Vorzeichen, Reihenfolge und Dauer der Ruderausschläge ab. Charakteristische Besonderheiten der Aero-Inertialdrehung des Flugzeuges sind:

- intensive Drehbewegung des Flugzeuges (oft mit Winkelgeschwindigkeiten von $4 \dots 6 \text{ rad.s}^{-1}$ und mehr), begleitet von einem schnellen Anwachsen des Lastvielfachen α_y (positiv oder negativ) und auch einem bedeutenden und hofftigen seitlichen Lastvielfachen;
- ungewöhnliche und sogar umgekehrte Reaktion des Flugzeuges auf Rüdersauschläge;
- für den Flugzeugführer zuerst komplizierte Raumorientierung infolge der schnellen Drehbewegung des Flugzeuges, des instantanen Verlaues sowie der bedeutenden im Vorzeichen wechselnden Lastvielfachen.

Die Besonderheiten der Veränderung von Anstellwinkel- und Richtungsstabilität bei modernen Flugzeugen rufen kleine kritische Winkelgeschwindigkeiten und den entsprechenden Instabilitätsbereich bei Unterschallgeschwindigkeit hervor (Abb. 59). Deshalb sind die Bedingungen in den Bereichen des Auftretens der Aero-Inertialdrehung und des Verhaltes des Flugzeuges MiG-21 bei Verlust der Stabilität im Unter- und Überschallbereich unterschiedlich.

2.4.3.1. Aero-Inertialdrehung der MiG-21 bei Unterschallgeschwindigkeit

Bei Unterschallgeschwindigkeit gilt $\omega_x, \text{krit.} < \omega_x, \text{krit.} s$, d. h. die kleinste praktische Winkelgeschwindigkeit wird durch die statische Anstellwinkelstabilität (Lastvielfachen-) bestimmt. Das bedeutet, daß der Verlust der Längenstabilität dann beginnt, wenn das Längsmoment infolge Massenträgheit $M_{z,T}$ größer ist als das aerodynamische Längsmoment $M_{z,ser}$, bei dem sich das Flugzeug gleichzeitig um zwei Achsen mit der Rollwinkelgeschwindigkeit ($\omega_x > \omega_x, \text{krit.} s$) und der Gierwinkelgeschwindigkeit (ω_y) drehen kann. Werden beispielsweise im M-Zahlbereich $M = 0,6 \dots 0,9$ energische Manöver mit einer Rollwinkelgeschwindigkeit durchgeführt und der Flugzeugführer schlägt Gleichzeitigkeit mit dem Querruder das Pedal entgegengesetzt zur Drehung um, so erscheint mit ω_x gleichzeitig die Gierwinkelgeschwindigkeit ω_y (Abb. 60).

Der Vektor $\vec{\omega} = \vec{\omega}_x + \vec{\omega}_y$ fällt nicht mit der Längssache des Flugzeuges (Frühheitshauptachse) zusammen. Die Folge davon ist das destabilisierende Moment $M_{z,T}$, das den Anstellwinkel des Flugzeuges vergrößert.

Wenn $\omega_x > \omega_x, \text{krit.} s$, dann ist $M_{z,T} > M_{z,ser}$, das Flugzeug geht zu negativen Anstellwinkeln über, bei welchen es Querinstabilität wird. In unserem Beispiel dreht der Flugzeugführer das Flugzeug nach rechts um die Längssache und setzt dabei links Pedal. Folglich beginnt mit dem

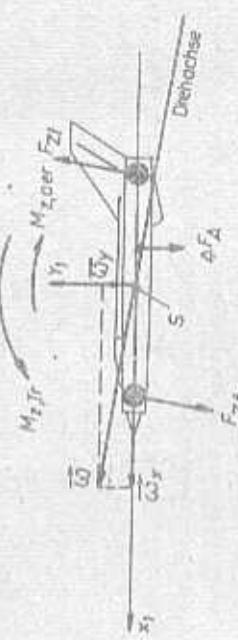


Abb. 60: Aero-Inertialdrehung des Flugzeuges MiG-21

Verlust der Querstabilität und Vorrundenen von Rechtsdrehen die Rollinkelgeschwindigkeit energisch „an“ der Seite des ausgeschlagenen Steuerknüppels anzuwachsen (Abb. 61).

Ein Ausschwenken von ω_x erfordert die Bedingungen für die zyklische Änderung des Anstell- und Schiebewinkels (es stellen sich Lastvielfache wechselnden Vorzeichens ein) und des weiteren Antriebs des Längsmomentes infolge Massenträgheit. Es sei bemerkt, daß das Schieben beim Hinsetzen in die Aero-Inertialdrehung bestimmt, welches Vorzeichen das normale Längsvintrieb annimmt.

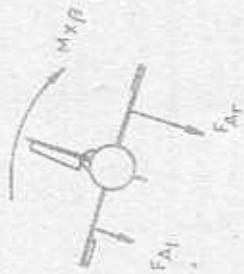


Abb. 61: Zur Erklärung des Drehens des Flugzeugen

Beispielweise wird, wie vorher gezeigt, bei Rechtsdrehung Rechtschieben entstehen, das zur Verringerung des Anstellwinkels führt. So verläuft die Aero-Inertialdrehung bei unterschrittenen Anstellwinkeln, und die Anstellwinkeländerung führt zu einer bedeutenden Veränderung des Lastvielfachen.

Die Bewegung der Aero-Inertialdrehung bei Unterschreitung der kritischen Anstellwinkel und mit normalen und seitlichen Lastvielfachen verläuft, welche größer als im Falle des Rückentwurfs sind. Der Flugzeugführer hängt in den Gurten, $n_y = -4$. Der Versuch des Flugzeugführers, dieses Last leichte durch Ziehen des Steuerknupfels zu beseitigen, führt zu dessen weiterer Verringerung auf Werte bis etwa $n_y = -7$. Das erklärt sich wie folgt. Bei Rechtsdrehung des Flugzeugen ($+ \omega_x$) und gleichzeitiger Vergabeitung von $+ \omega_y$ durch das Ziehen entsteht ein Giermoment infolge Massenträgheit $M_{y,Tr}$, das den Rechtschieben vergroßert.

Diese Änderung des Schiebewinkels, erhöht ω_x und führt kinematisch zur Anstellwinkelvergrößerung und zum Entstehen negativer n_y . So entsteht bei der Aero-Inertialdrehung eine entgegengesetzte Anstellwinkelreaktion auf den Höhenruderschlag. Für die Existenz der Aero-Inertialdrehung spielt das Schieben eine wichtige Rolle, weil es bei Unterschreitungsgeschwindigkeit der einzige Antrieb für diese Drehbewegung ist.

Aber die zyklische Veränderung des Schiebewinkels führt zum Auftreten vorzeichenwechselnder seitlicher Lastvielfacher ($n_z = \pm 1,7$), zum Ausschlagen der Pedalen infolge großer Belastung (100 ... 120 kp).

2.4.3.2. Aero-Inertialdrehung der MiG-21 bei Überschallgeschwindigkeit

Bei Überschallgeschwindigkeiten gilt $\omega_x, \omega_y, \omega_z < \omega_{krit}$, d. h. die kleinste kritische Geschwindigkeit der Aero-Inertialdrehung wird durch die Richtungsstabilität des Flugzeuges bestimmt.

Das bedeutet, daß der Verlust der Richtungsstabilität dann beginnt, wenn das Giermoment $M_{y,er}$, bei dem sich das Flugzeug gleichzeitig um zwei Achsen mit der Rollinkelgeschwindigkeit ($\omega_x > \omega_{krit}$) und der Längsinkelgeschwindigkeit ω_z drehen kann. Werden beispielsweise bei Überschallgeschwindigkeit ($M > 1,7$) energetische Manöver mit einer positiven Rollinkelgeschwindigkeit durchgeführt, und der Flugzeugführer überführt das Flugzeug gleichzeitig in den Gleitflug mit der Winkelgeschwindigkeit ω_z , so ergibt sich der Vektor $\vec{\omega}_A = \vec{\omega}_x + \vec{\omega}_z$, der nicht mit der Freiheitsahauptachse (Längsachse) zusammenfällt. Abb. 62.

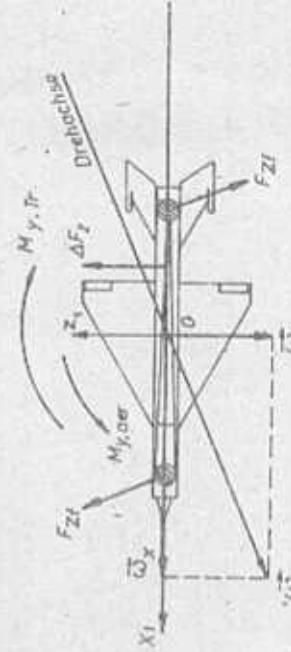


Abb. 62: Aero-Inertialdrehung der MiG-21

Die Folge davon ist, daß destabilisierende Moment $M_{y,er}$, das den Schiebewinkel des Flugzeuges vergrößert. Wenn $\omega_x > \omega_{krit}$, dann ist $M_{y,er} > M_{y,Tr}$, das Flugzeug verliert seine Richtungsstabilität, wobei der Schiebewinkel energisch zu wachsen beginnt (in unserem Beispiel: Linksschieben). Weil das Flugzeug die Quersstabilität behält, beginnt das vorhandene äußere Schieben die verstärkte Rolldrehung nach der Seite der ausgeschlagenen Querruder. Infolge der kinematischen Wechselwirkungen wachsen der positive

Schiebewinkel des Flugzeuges.

Wenn $\omega_x > \omega_{krit}$, dann ist $M_{y,er} < M_{y,Tr}$, das Flugzeug verliert seine Richtungsstabilität, wobei der Schiebewinkel energisch zu wachsen beginnt (in unserem Beispiel: Linksschieben). Weil das Flugzeug die Quersstabilität behält, beginnt das vorhandene äußere Schieben die verstärkte Rolldrehung nach der Seite der ausgeschlagenen Querruder. Infolge der kinematischen Wechselwirkungen wachsen der positive

Anstellwinkel und n_y ($= 5 \dots 6$). Auch für diese Aero-Inertialdrehung ist eine entgegengesetzte Anstellwinkelreaktion des Flugzeuges auf den Höhenruderausschlag charakteristisch, d. h. der Versuch des Flugzeugführers die Anwachse von n_y durch Nachlassen des Steuerknuppels zu verlieren, führt zu dessen Vergrößerung. Der Grund dafür wurde vorher genannt. Die zyklische Änderung des Schiebewinkels führt zum Entstehen seitlicher Längsbeschleunigung, zum Ausschlagen der Pedalen; um diese neutral zu halten, sind bedeutende Kräfte erforderlich.

2.4.4. Handlungen des Flugzeugführers zum Verhindern der Aero-Inertialdrehung und zum Ausleiten aus ihr

Auf der Grundlage des dargelegten physikalischen Wesens der Aero-Inertialdrehung, den Bedingungen und Anzeichen für ihr Entstehen sind folgende Handlungen zum Verhindern der Aero-Inertialdrehung und zum Ausleiten aus ihr erforderlich:

- (1) Die Aero-Inertialdrehung entsteht bei großen Rollgeschwindigkeiten. Folglich sind die Festlegungen der Instruktion für den Flugzeugführer über die Begrenzung der Rollwinkelgeschwindigkeit streng einzuhalten, um die Drehung mit der MiG-21 zu verhindern, besonders im M-Zahlbereich $M = 0,6 \dots 0,9$ und $M > 1,7$. Flugzeugführer, lasse beim Manövriieren keine Rollwinkelgeschwindigkeiten größer als 90 Grade/s -1 zu!
- (2) Die Aero-Inertialdrehung entwickelt sich bzw. existiert nur Intervalle von Schieben. Ohne Schieben würden keine Flüsse gefährlicher Drehungen bekannt; auch das Schaffen großer Rollwinkelgeschwindigkeiten schafft keine gefährlichen Situationen. Flugzeugführer, schenke in der Steuertechnik den koordinierten Bewegungen große Aufmerksamkeit; halte die Kugel des Schiebesiegels am Zentrum!
- (3) Gestörliche Änderungen des Lastvielfachen n_y werden bei der Aero-Inertialdrehung möglich, wenn der Flugzeugführer versucht, den Anstellwinkel zu verändern. Flugzeugführer, fixiere bei sich entwickelter Trügheitsdrehung in der Längsneutralstellung, um ein Überschreiten des zulässigen Beitraballastmittelfächers zu vermeiden!
- (4) Für das Ausleiten des Flugzeuges aus der Aero-Inertialdrehung genügt es, das Schieben zu beenden, und das dampfende aerodynamische Moment beendet die Drehung. Flugzeugführer, Neutralstellung der Ruder, und in äußerster Linie das Seitenrudere – eine sichere Methode zum Beenden der Trügheitsdrehung!