

# DIE KOAXIALTRAGSCHRAUBE DES HUBSCHRAUBERS

## KONSTRUKTION UND AEROMECHANIK



Veröffentlichung der Fa. Kamow, Russland

Boris Nikolajewitsch Burtsew  
Viktor Pawlowitsch Wagis  
Sergej Witalewitsch Selemenew

### 0. Einführung

Das Unternehmen Kamow verfolgt zukunftssträchtige Technik auf der Grundlage von mathematischer Modellierung und Modellversuchen, Flugerprobungen und Erfahrungen in der Entwicklung des Hubschrauberbaus mit neuen Konstruktionsmaterialien.

Bild 1 und 2 Zeigen die wichtigsten Parameter von Kamow-Hubschraubern.

### 1. Mathematische Modellierung der Koaxialtragschraube und physikalische Experimente

Untersuchungen zu theoretischen und experimentellen Forschungen in der Aerodynamik der Koaxialschrauben wurden in den Arbeiten [4,9 und 10] veröffentlicht.

In den Arbeiten [9] und [10] werden die Analyseergebnisse des relativen Massendurchsatzes sowohl für einrotorige Hubschrauber mit Heckschraube als auch für Koaxialhubschrauber vorgestellt. Die Analyse wurde mittels eines einfachen physikalischen Modells durchgeführt, das auf numerischer Modellierung, Windkanalversuchen und realen Flugerprobungen basiert.

Die charakteristischen Besonderheiten des Koaxialsystems – eine hohe aerodynamische Qualität in der Standschwebe infolge des von der unteren Tragschraube initiierten großen Massendurchsatzes – wurde in den Arbeiten [9] und [10] begründet (Bild 3). Die Koaxialschraube erzeugt in der Standschwebe einem um 13% höheren Massendurchsatz und damit Schub im Vergleich zu einer einfachen Tragschraube mit nicht ausgeglichem Drehmoment. Da beim Koaxialhubschrauber für die Heckschraube keine zusätzliche Leistung benötigt wird, ist in Summe der Massendurchsatz um 20% größer (Bild 3,4). In Bild 5 werden die relativen Massendurchsätze einer Koaxialtragschraube vorgestellt. Diese Ergebnisse wurden durch reale Flugversuche in der Standschwebe bestätigt.

Gleichermaßen wurden erfolgreich Untersuchungen am Ka-32 in Bezug auf die entstehenden Wirbelstrukturen durchgeführt [5,6]. Angewendet wurde dabei eine Methode der Rauchfaden-Visualisierung; dazu wurden an den Blattenden kleine Rauchgeneratoren installiert. Die Wirbelschlepe wurde für die Standschwebe, für geringe und mittlere Geschwindigkeiten visualisiert, ohne Berücksichtigung eines sich ausbildenden Luft-

kissens (Bodeneffekt) (Bild 8).

Für die Untersuchungen wurde nach dem Prinzip der Ähnlichkeit vorgegangen, mit der die induzierte und Fluggeschwindigkeit gegenüber der induzierten Geschwindigkeit in der Standschwebe mit einer idealen Tragschraube ermittelt wurde. Die Vertikalgeschwindigkeit am Ende des Wirbels ist kleiner als die induzierte Geschwindigkeit einer idealen einfachen Tragschraube. Die gemessene Einengung des Luftstromes in Bezug auf den Tragschraubendurchmesser beträgt 0.85R für die obere und 0.91R für die untere Tragschraube (Bild 6).

Das Wirbelsystem wurde ebenso im stabilen Horizontalflug visualisiert. Dabei wurde erkenntlich, dass sich im vorderen Teil freie Wirbelenden über den Ebenen der Tragschrauben befinden. Dieser flache Teil des Wirbelsystems kann sich mit dem durch die Vorwärtsgeschwindigkeit entstehenden Luftstrom bis zu  $\frac{3}{4}$  des Tragschraubendurchmessers ausbreiten.

### 2. Grundlegende technische Lösungen und aerodynamische Erscheinungen

Extrem wichtig sind adäquate Vorstellungen von aerodynamischen Erscheinungen an der Koaxialtragschraube. Damit werden Betrachtungen und Vorhersagen möglich:

- Eigenfrequenzen der Tragschraubenblätter
- Belastungen und Deformationen
- Grenzen der aerodynamischen Stabilität
- Grenzen des Flatterns, Vermeidung von Flattern, Bodenresonanz
- Flugparameter des Hubschraubers.

In der Firma Kamow wurden mathematische Methoden ausgearbeitet, welche die aerodynamischen Erscheinungen der Koaxialtragschrauben modellieren [1,2,3,8,9,10]. Aerodynamische Erscheinungen, welche modellierbar sind, werden in Bild 10 aufgeführt. Die Zeilen 1-7 entsprechen:

- (1) System zur Angleichung der Bewegungsdynamik der Blätter
- (2) Dynamisches Modell der Hubschraubersteuerung (Grenzbedingungen)
- (3) Wirbelmodell der Koaxialschrauben
- (4),(5),(6) Stationäre und nichtstationäre aerodynamische Charakteristiken der Blattprofile
- (7) Massendynamische und geometrische Daten der oberen

und unteren Tragschraubenblätter und Gelenke/ Lager.

Die Zeilen 1 bis 8 der Tabelle in Bild 11 zeigen die funktionellen Möglichkeiten des mathematischen Modells (Algorithmen). Die Dokumente 1 bis 5 entsprechen Versionen des mathematischen Modells. Möglich ist eine Modellierung sowohl von aufgezeigten als auch nicht aufgezeigten Flugregimen des Koaxialhubschraubers.

Auf den zahlreichen Flugerprobungen der Firma Kamow basierend wurden neue Verfahren zur Projektierung des Koaxialhubschraubers Ka-50 ausgearbeitet.

Das aerodynamische Blattprofil wurde vom ZAGI speziell für den Ka-50, Ka-115 und Ka-226 projektiert (Bild 12). Die optimale Kombination der aerodynamischen Charakteristiken der Profile  $c_y, c_{xp}, c_m(a, M)$  gewährleistete die notwendigen Voraussetzungen zum Erreichen von:

- hoher Belastbarkeit und Bruchgrenzen
- maximalen Reserven der Geschwindigkeit bis zur Flattergrenze im Horizontalflug
- niedrigen Belastungen auf die Tragschrauben und die Steuerung
- niedrigen Vibrationspegeln
- hohen Flugleistungen.

Die pfeilförmigen Blattenden sind von Kamow für den gleichen Zweck entwickelt worden.

Die Nutzung der grundlegenden technischen Lösungen stellte die Voraussetzungen sowohl für das Erreichen hoher Flugleistungen als auch zur Untersuchung des Hubschraubers für die genannten Zielstellungen dar.

### 3. Kamows fortschrittliche Technologien

#### 3.1. Tragschraubenblätter aus Glas- und Karbonfaserverwerkstoffen

Bereits gegen Ende der 50er Jahre wurden von Kamow Glasfaserverwerkstoffe für Tragschraubenblätter entwickelt, vorbereitet und erprobt. 1965 wurden die ersten dieser serienmäßigen Blätter für den Ka-15 verwendet, 1967 kamen serienmäßige Blätter an der Ka-26 zum Einsatz. Ende der 70er Jahre wurden Blätter mit Glas-Karbon-Fasern entwickelt.

Karbonfasern kommt eine spezielle Bedeutung zu, da ihre Festigkeit um den Faktor 6 höher ist als die der zur dieser Zeit verwendeten Konstruktionsmaterialien. Damit konnte die Lösung aerodynamischer und dynamischer Festigkeitsprobleme neu angegangen werden.

Die kombinierte Verwendung von Glas- und Karbonfasern zeigte eine hervorragende strukturelle Zerstörungsfestigkeit und ermöglichten so die Lösung von aerodynamischen und Festigkeitsproblemen.

Der Hubschrauber Ka-50 vereint in sich fortschrittliche technische Lösungen in der Tragschraubengeometrie:

- spezielles aerodynamisches Profil
- optimale Drehung der Blätter
- pfeilförmige Blattenden (Bild 13)

Alle Blätter von Kamow haben ein elektrisches Enteisungssystem.

#### 3.2. Moderne Tragschraubengelenke

Alle Hubschrauber von Kamow vor der Ka-50 hatten vollständige Gelenknaben mit beweglich gelagerten Blättern. Der Hubschrauber Ka-32 hatte Gelenke aus Metall, mechanische und

Elastomer-Gelenke sowie Dämpfer (Bild 14).

Die Ka-50 hat Metall-Komposit-Lager, elastische Gelenke und Dämpfer und elastische Elemente für kollektive Blattverstellung, Schlagen und Schwenken.

#### 3.3. Tragschraubensteuerung

Die Steuerung legt die Bewegung der Blätter nach Schlagen, Schwenken und Schritt (kollektive Verstellung) fest und beeinflusst die Kontinuität der Blattbewegungen (Bild 11,14,15).

Das mathematische Modell zur Steuerung der Koaxialtragschrauben wurde von der Firma Kamow erarbeitet. Das Modell wird für die Projektierung der Steuerung und für die Analyse der Schwingungen und der Stabilität genutzt.

Die Matrizenfunktion zur Beeinflussung der Steuerung wurde an 4 realen Hubschraubertypen nachgemessen und verifiziert.

Die Analyse der Experimentalergebnisse erlaubte die Erstellung eines mathematischen Modells der Steuerung und adäquater Formeln für die numerische Näherung der Matrizen-Funktionselementen.

Mit Hilfe dieser Formeln wurde die Festigkeitscharakteristik der Steuerungsaggregate an 4 Hubschraubertypen ermittelt, ohne diese unmittelbar an den Maschinen durch physikalische Messungen zu bestimmen.

Es zeigte sich, dass die Matrizenvektoren der Steuerungsbeeinflussung rotierende Schwingungsformen der sechs Blätter sind und die eigenen Zahlen dynamische Einflüsse darstellen, welche gewöhnlich auf andere Weise, d.h. durch wiederholte Prüfungen in der Praxis, gemessen werden.

Die Resultate sind in Bild 16 dargestellt [1].

### 4. Die Lösung aerodynamischer Probleme und die Anwendung fortschrittlicher Technologien

#### 4.1. Konzentration auf den Kampfhubschrauber Ka-50

Die angenommenen Geschwindigkeitsreserven bis zur Flattergrenze und bis zur Zerstörung durch Flattern wurde durch mathematische Modellierung vorhergesagt und durch Flugversuche bestätigt. (Bild 17). Die Resultate der Flugversuche sind in Bild 17 innerhalb des Koordinatensystem aufgezeigt. Gezeigt ist nur ein Teil der Resultate der Flugversuche: von 300 bis  $v_{max}=350\text{km/h}$  und weiter bis 390km/h. In den Versuchen ist ein Flattern nicht aufgetreten, was im Vergleich mit den punktuellen Daten der Flugversuche eine Geschwindigkeitsreserve von nicht weniger als 50km/h ergab.

Der niedrige Pegel der Vibrationen der Koaxialhubschrauber wird in Arbeit [2] diskutiert. Die Vibrationen der Hubschrauberzelle rufen in Summe wechselnde Kräfte hervor, welche auf die Lager der oberen und unteren Tragschraube wirken. Die Konstruktion der Koaxialtragschrauben des Ka-50 gewährleistet minimal wechselnde Kräfte auf die Hubschrauberzelle. Daraus resultieren auch minimale Vibrationen des Hubschraubers.

Der Pegel der Vibrationen überschreitet 0.01g während der normalen Flugregime des Hubschraubers nicht. Die Pendel an den Blättern und die Antiresonanzgewichte des Hauptgetriebes wurden nicht untersucht oder berücksichtigt. Ein Beispiel ist in Bild 19 gezeigt.

In der Firma Kamow wurde dieses Problem zum einen mit Berechnungsmethoden untersucht, zum anderen mit Flugversuchen [3,8]. Mit Hilfe fotooptischer Geräte wurde in Flugversuchen der Abstand an jedem der 6 entstehenden „Treffpunkte“ gemessen, an denen während einer Umdrehung die Blätter der oberen Tragschraube über den Blättern der unteren Tragschraube stehen - wobei sie sich hier mit der doppelten Winkelgeschwindigkeit begegnen.

Die aufgezeichnete Annäherung der Blätter ist von kurzer Dauer und von verhältnismäßig geringer Größe (Bild 20). In der Standschwebelage verlaufen die Blattenebenen der oberen und unteren Tragschraube parallel. Der Abstand zwischen ihnen ist geringfügig größer als der konstruktive Abstand zwischen den Lagern der Tragschrauben (H0).

Im Horizontalflug wirken mit dem Azimut wechselnde Luftkräfte, welche die Schlagbewegung der Blätter beeinflussen. In Längsrichtung neigen sich die Blattebenen gemeinsam in Richtung der Fluggeschwindigkeit - das betrifft sowohl den Vorwärts- als auch den Rückwärtsflug.

In Richtung der Querachse nähern sich die Ebenen der Blättern infolge der entgegengesetzten Drehbewegung der Tragschrauben an (Bild 20).

Auf der einen Seite verringert sich der Abstand der Blattspitzenebenen, auf der entgegengesetzten Seite vergrößert er sich. In Querrichtung ist die Annäherung primär proportional dem Schlagwinkel und damit vom Flugregime (Horizontalgeschwindigkeit) abhängig. Wie aus der Aerodynamik bekannt ist, existiert eine Abhängigkeit zwischen der Schlagbewegung der Blätter und den Parametern der Tragschraube, insbesondere der Lock-Zahl, der geometrischen Schränkung der Blätter und der Verwindungssteifigkeit der Blätter und der Steuerung (Gestänge).

Die Flugversuche ergaben in jedem Falle einen hinreichend großen Abstand zwischen den Blattspitzen der oberen und unteren Tragschraube. In Bild 20 sind gemessenen Schlagwinkel im Vergleich mit den errechneten dargestellt.

Die verallgemeinerten Daten der Messungen für Horizontalflug und einige Manöver der Ka-50 werden in Bild 21 und 22 vorgestellt.

Der angenommene Abstand zwischen den Blattenden der Koaxialschrauben wird durch eine mathematische Modellierung und die Überprüfung in realen Flugversuchen für alle ausgezeichneten Flugmanöver bestätigt.

#### 4.2. Besonderheiten der Manövrierbarkeit der Ka-50

Die Abhängigkeit Belastung / Fluggeschwindigkeit des Hubschraubers Ka-50 wurde berechnet und durch die Ergebnisse der Flugerprobungen bestätigt:

Im Bereich der Erprobungsgrenzen (Längsneigung, Querlage, Drehzahl der Tragschraube, Blattbelastung)

Während des Kunstfluges.

In Bild 23 ist ein Teil der Punkte der Flugerprobungen dargestellt, und zwar für  $2 < n_Y < 3,5$  und für  $n_Y \gg 0$ .

Jeder Punkt entspricht einem ausgewählten Manöver. Nicht eine der gesetzten Grenzen wurde überschritten.

In Bild 23 sind zusätzlich die Flugerprobungsdaten des Hubschraubers „Tiger“ gezeigt [13].

Die Tabelle in Bild 24 stellt die Parameter einiger Manöver und spezielle Grenzen für Kunstflug dar. Besonders bemerkenswert erscheinen die Parameter der Steilkurve und des Abfangens aus dem Sturzflug nach dem schrägen Looping ( $n_Y \gg 3,5$ ).

#### 4.3. Mittel zur Kontrolle und Analyse des Kunstfluges

Die Software NSTAR wurde für die Aufstellung und Analyse der Flugdaten der Ka-50 geschaffen. Während der Untersuchung der Aufzeichnungen, die sowohl von Kontrollberechnungen als auch von Messgeräten am Hubschrauber stammten, ermöglichte NSTAR die Bestimmung der Trajektorie von Manövern und die Berechnung wichtiger Flugparameter [14].

Die Software NSTAR wurde gemeinsam mit Geräten am Hubschrauber (Magnetsensoren und Aufzeichnungsgeräte) eingesetzt. Die Arbeit wurde mit folgenden Zielstellungen geführt:

- Analyse der Handlungen und Hilfestellung in der Pilotenausbildung
- Kontrolle der Begrenzungen kritischer Parameter
- Gewinnung von Eingangsdaten für eine umfassende mathematische Modellierung.

Bild 25 stellt als Beispiel die Flugbahn des schrägen Loopings dar.

#### 5. Schlussbemerkungen

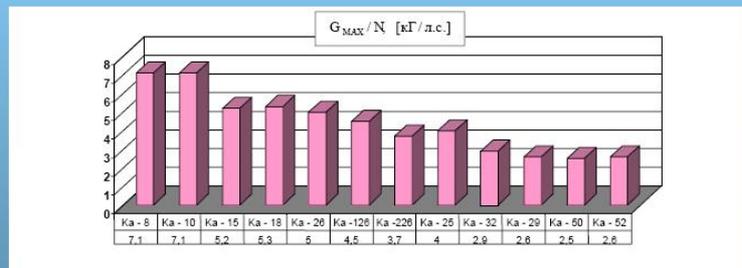
Wesentliche Probleme der Aerodynamik der Koaxialtragschrauben wurden erforscht und richtungweisende Konstruktionen realisiert. Die fortschrittlichen konstruktiven Lösungen bestimmen die Flugdaten und die Manövrierbarkeit des Hubschraubers.

## 6. Literatur

1. Bourtsev, B.N., "Aeroelasticity of Coaxial Helicopter Rotor", Proceedings of 17th European Rotorcraft Forum, Germany, Berlin, Sept. 1991.
2. Bourtsev, B.N., "The Coaxial Helicopter Vibration Reduction", Proceedings of 18th European Rotorcraft Forum, France, Avignon, Sept. 1992.
3. Bourtsev, B.N., Selemenev, S.V., "The Flap Motion and the Upper Rotor Blades to Lower Rotor Blades Clearance for the Coaxial Helicopters", Proceedings of 19th European Rotorcraft Forum, Italy, Como, 14 – 16 Sept. 1993.
4. Coleman, C.P., "A Survey of Theoretical and Experimental Coaxial Rotor Aerodynamic Research", Proceedings of 19th European Rotorcraft Forum, Italy, Como, 14 – 16 Sept. 1993.
5. Akimov, A.I., Butov, V.P., Bourtsev, B.N., Selemenev, S.V., "Flight Investigation of Coaxial Rotor Tip Vortex Structure", ASH 50th Annual Forum Proceedings, USA, Washington, DC, May 1994.
6. Акимов, А.И., Бутов, В.П., Бурцев, Б.Н., Селеменев, С.В., Летные исследования и анализ вихревой структуры винтов соосного вертолета", *Российское Вертолетное Общество, Труды 1го Форума*, Россия, Москва, 20 – 21 сентября 1994.
7. Bourtsev, B.N., Gubarev, B.A., "A Ka-115 Helicopter a New Development of KAMOV Company", Proceedings of 22nd European Rotorcraft Forum, Russia, Saint-Petersburg, 30 August – 1 Sept., 1995.
8. Bourtsev, B.N., Selemenev, S.V., "The Flap Motion and the Upper Rotor Blades to Lower Rotor Blades Clearance for the Coaxial Helicopters", *Journal of AHS*, No1, 1996.
9. Bourtsev, B.N., Kvokov, V.N., Vainstein, I.M., Petrosian, E.A., "Phenomenon of a Coaxial Helicopter High Figure of Merit at Hover", Proceedings of 23rd European Rotorcraft Forum, Germany, Dresden, 16 – 18 Sept. 1997.
- Бурцев, Б.Н., Вайнштейн, И.М., Квоков, В.Н., Петросян, Э.А., "Феномен высокого коэффициента полезного действия соосных несущих винтов на режиме висения", *Российское Вертолетное Общество, Труды 3го Форума*, Россия, Москва, 24 – 25 Марта 1998.
- Bourtsev, B.N., Koptseva, L.A., Animitsa, V.A., Nikolsky, A.A., "Ka-226 Helicopter Main Rotor as a New Joint Development by KAMOV & TsAGI", *Aviation Prospects 2000, International Symposium, Russia, Zhukovsky Moscow Region*, 19 – 24 August 1997.
- Бурцев, Б.Н., Кошчева, Л.А., Анимита, В.А., Никольский, А.А., "Несущий винт вертолета Ка-226 – новая совместная разработка фирмы КАМОВ и ЦАГИ", *Российское Вертолетное Общество, Труды 3го Форума*, Россия, Москва, 24 – 25 Марта 1998.
- Kurt Gotzfried, "Survey of Tiger Main Rotor Loads from Design to Flight Test", Proceedings of 23rd European Rotorcraft Forum, Germany, Dresden, 16 – 18 Sept. 1997.
- Bourtsev, B.N., Guendline, L.J., Selemenev, S.V., "Method and Examples for Calculation of Flight Path and Parameters While Performing Aerobatics Maneuvers by the Ka-50 Helicopter based on Flight Data Recorded Information", Proceedings of 24th European Rotorcraft Forum, France, Marseilles, 15 – 17 Sept. 1998.
- Mikheyev, S.V., Bourtsev, B.N., Selemenev, S.V., "Ka-50 Attack Helicopter Aerobatic Flight", Proceedings of 24th European Rotorcraft Forum, France, Marseilles, 15 – 17 Sept. 1998.
- Mikheyev, S.V., Bourtsev, B.N., Selemenev, S.V., "Ka-50 Attack Helicopter Aerobatic Flight", ASH 55th Annual Forum Proceedings, Canada, Montreal, 25 – 27 May 1999.
- Самохин, В.Ф., Ермилов, А.М., Котляр, А.Д., Бурцев, Б.Н., Селеменев, С.В., "Импульсное акустическое излучение вертолета соосной схемы при крейсерских скоростях полета", *Тезисы докладов на семинаре "Авиационная акустика"*, Россия, Дубна Московской области, 24 – 27 Мая 1999.
- Bourtsev, B.N., Selemenev, S.V., Vagis V.P., "Coaxial Helicopter Rotor Design & Aeromechanics", Proceedings of 25th European Rotorcraft Forum, Vol.1, Paper No.G22, Italy, Rome, 14 – 16 Sept. 1999.



### Основные параметры соосных вертолетов фирмы КАМОВ НАГРУЗКА НА МОЩНОСТЬ



### МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ

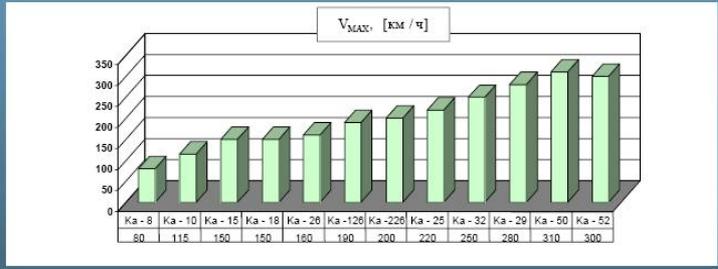


Рис. 1

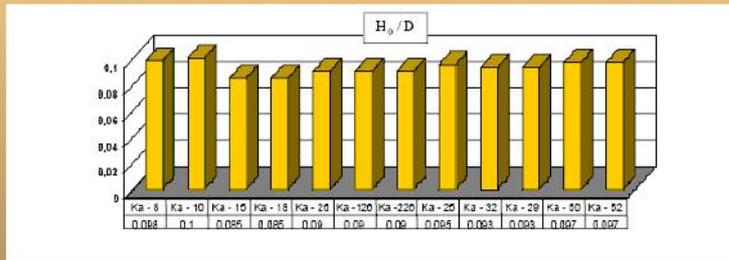
**Bild 1** Wichtige Parameter von Kamow-Hubschraubern.

- Oben: Verhältnis Gewicht / Leistung in kg/PS [richtig wäre kp/PS bzw. N/PS – T.H.]
- Unten: Maximalgeschwindigkeit in km/h



## Основные параметры соосных вертолетов фирмы КАМОВ

ОТНОСИТЕЛЬНОЕ РАССТОЯНИЕ МЕЖДУ ВТУЛКАМИ НЕСУЩИХ ВИНТОВ



НАГРУЗКА НА ДИСК ВИНТА

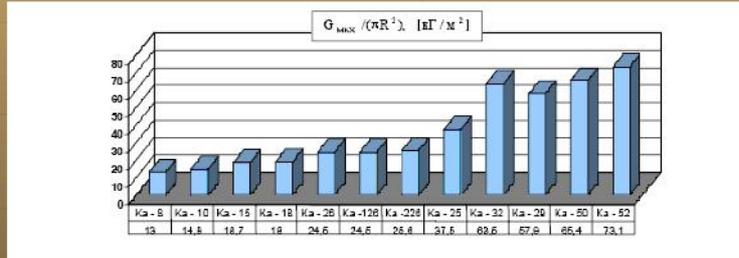


Рис. 2

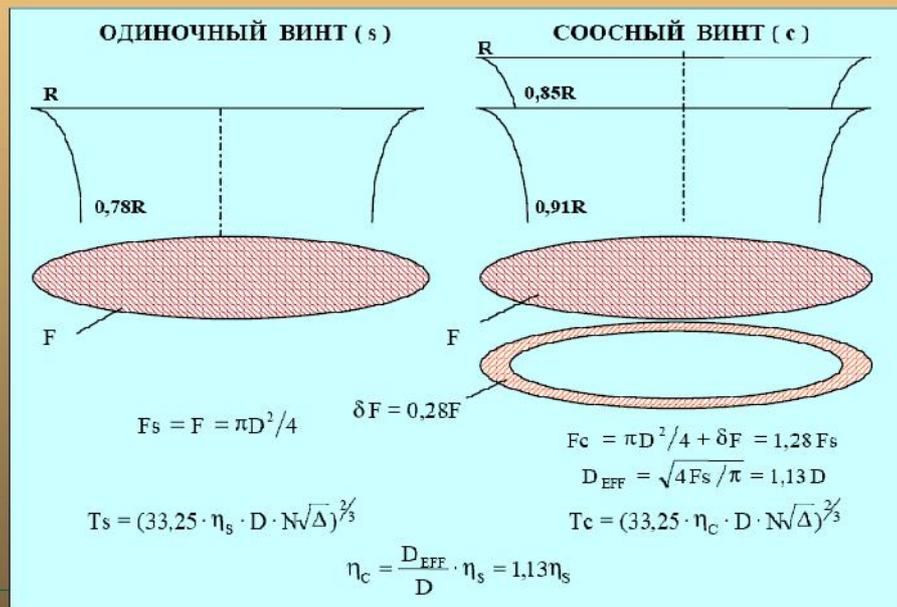
### Bild 2 Wichtige Parameter von Kamow-Hubschraubern

Oben: Relativer Abstand zwischen den Naben der oberen und unteren Tragschraube als Verhältnis Abstand / TS-Durchmesser ( $H_0/D$ )

Unten: Belastung der Tragschraube in  $kg/m^2$  als Verhältnis von Gewicht bzw. Schub zu Rotorkreisfläche [auch hier wäre richtig  $k_p/PS$  bzw.  $N/PS - T.H.$ ]

## Одиночный и Соосный винты

площади активных дисков, эффективные диаметры, мощность и тяга на висении



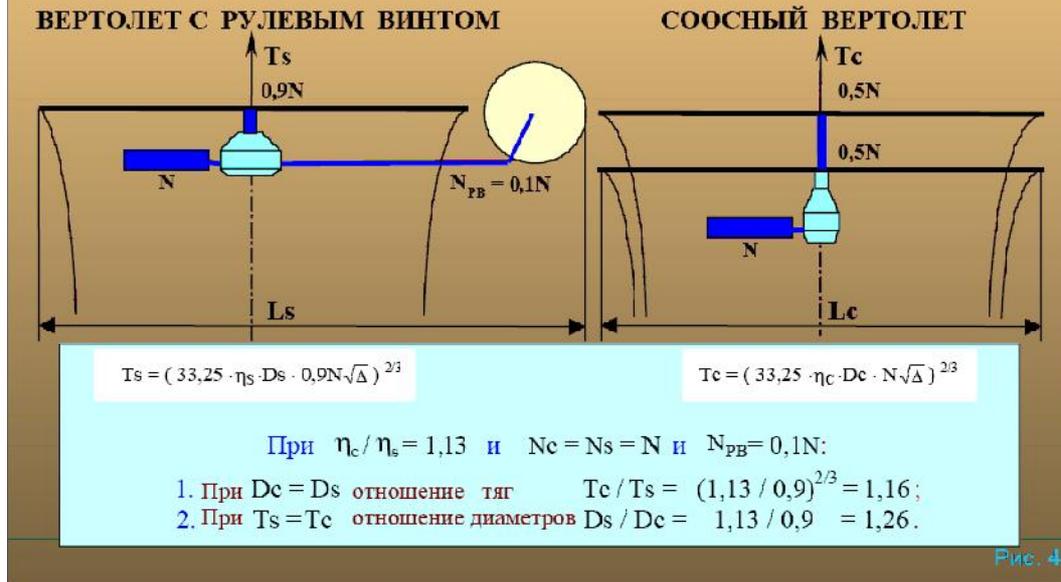
**Билд 3** Vergleich der effektiven Rotorkreisfläche, effektiven Durchmesser sowie Leistung und Schub von einrotorigen und Koaxialhubschraubern

Der einrotorige Hubschrauber verfügt über einen effektiven Durchmesser von 0,78R, der für die Schuberzeugung verantwortlich ist. Ursache für die unter dem Maximum liegende effektive Rotorkreisfläche ist die Gestalt des abwärtsgerichteten Luftstromes und die Verluste in den Randbereichen (Blattwurzel und -spitze) der Blätter, denn hier entstehen durch Wirbel Auftriebsverluste.

Beim Koaxialhubschrauber werden für solche Berechnungen beide Rotoren zu einer einzigen *aktiven Fläche* zusammengefasst. Der Luftstrom der oberen Tragschraube wird durch die untere Schraube positiv beeinflusst, es ergibt sich ein größerer effektiver Durchmesser (85%) als beim einrotorigen Hubschrauber von. Die untere Tragschraube erbringt, trotzdem sie im Abstrom der oberen liegt, dank entsprechend angepasster Blattstellungen hier einen zusätzlichen Gewinn; ihr effektiver Durchmesser liegt bei 91%.

Die Koaxialtragschraube weist gegenüber der normalen Tragschraube eine um 13% größere aktive Fläche auf, was sich in einem ebenso erhöhten Massendurchsatz und damit in einem höheren Schub auswirkt. Die Betrachtung des 13%igen Gewinnes erfolgt an dieser Stelle ohne Berücksichtigung der für die Heckschraube erforderlichen Leistung, die von der eigentlichen für Auftriebserzeugung erforderlichen Leistung „abgezweigt“ wird. Bezieht man den Leistungsbedarf der Heckschraube in die Betrachtung ein, vergrößert sich der Vorteil der Koaxialschraube auf 20%.

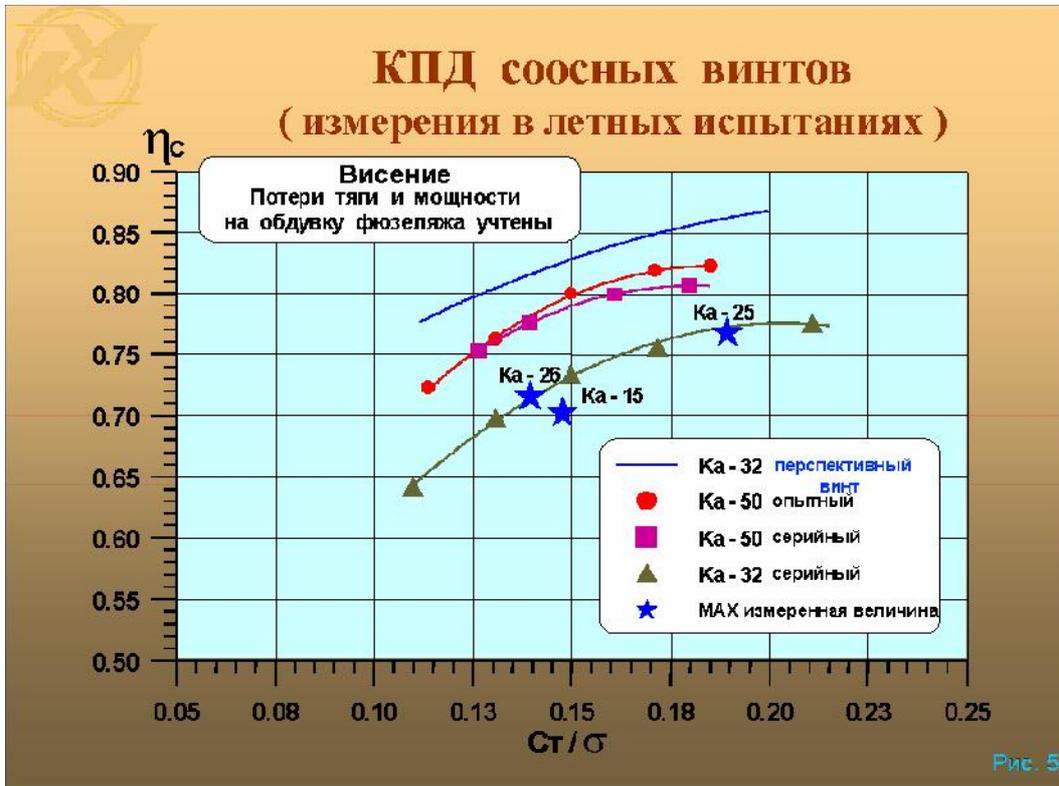
## Одновинтовой и Соосный вертолеты диаметр несущего винта , мощность и тяга на висении



**Билд 4** Vergleich der Tragschraubendurchmesser sowie von Leistung und Schub in der Standschwebе bei einrotorigen und Koaxialhubschraubern.

Das Gesamtverhältnis der Durchmesser ( $D_{\text{einrotorig}} : D_{\text{koaxial}}$ ) wird mit 1,26 : 1 angegeben. Die effektive Fläche eines einrotorigen Hubschraubers ist damit größer (muss größer sein), da die Abstromverhältnisse sowie die erforderliche Leistungsversorgung der Heckschraube (hier mit 10% angenommen) dafür verantwortlich sind.

Im Gegensatz dazu ist die Effektivität der Koaxialtragschraube größer; das Verhältnis des Schubes ( $F_{S,\text{einrotorig}} : F_{S,\text{koaxial}}$ ) liegt bei 1:1,16. Die Koaxialtragschraube bringt bei gleichen Ausmaßen 16% mehr Schub.



**Bild 5** Wirkungsgrad von Koaxialschrauben – Gegenüberstellung von Messergebnissen und realen Flugversuchen in der Standschwebе

# Форма вихревого следа на висении

## Аппроксимация формы следа

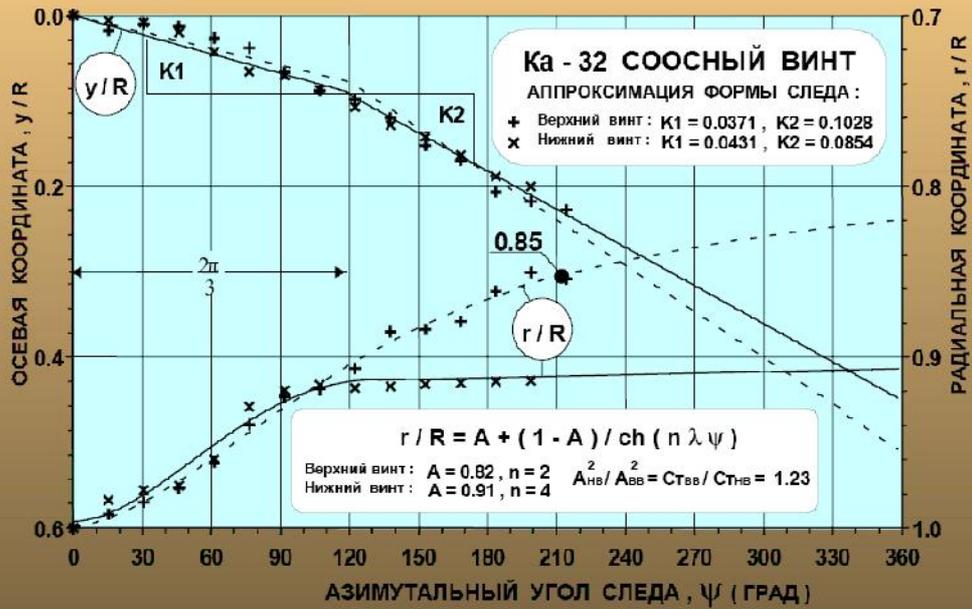


Рис. 6



## СТАТИСТИЧЕСКАЯ ДИАГРАММА

### Нагрузка на мощность - нагрузка на диск - Относительный КПД для соосных вертолетов и вертолетов с рулевым винтом

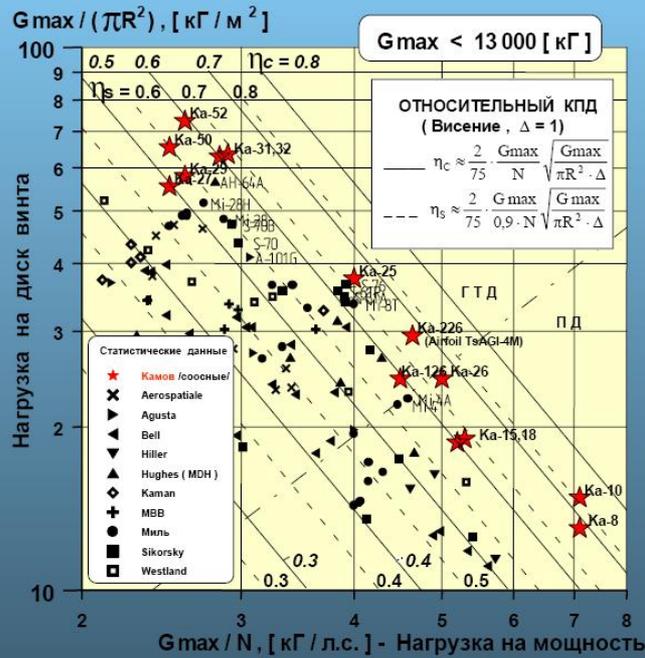


Рис. 7

**Билд 7** Diagramm statistischer Angaben zu folgenden Verhältnissen:

Last (Gewicht) zu Leistung

Rotorkreisflächenbelastung

Wirkungsgrad

Für Koaxial- und ausgewählte einrotorige Hubschrauber.

Gegenübergestellt werden neben den (auch historischen) Kamow-Typen seit der Ka-8 auch neuere westliche Modelle sowie Mil-Hubschrauber.

Abszisse: Verhältnis Gewicht zu Leistung (kg/PS)

Ordinate: Rotorkreisflächenbelastung (kg/m<sup>2</sup>). [In beiden Angaben ist aber eigentlich wieder die Kraft gefragt, also wäre die Angabe N oder wenigstens kp sinnvoller-TH.]

Generelle Erkenntnis: der Wirkungsgrad von Koaxialsystemen ist größer.

Боковой вид формы вихревого следа соосного винта для нескольких скоростей полета вне влияния земли

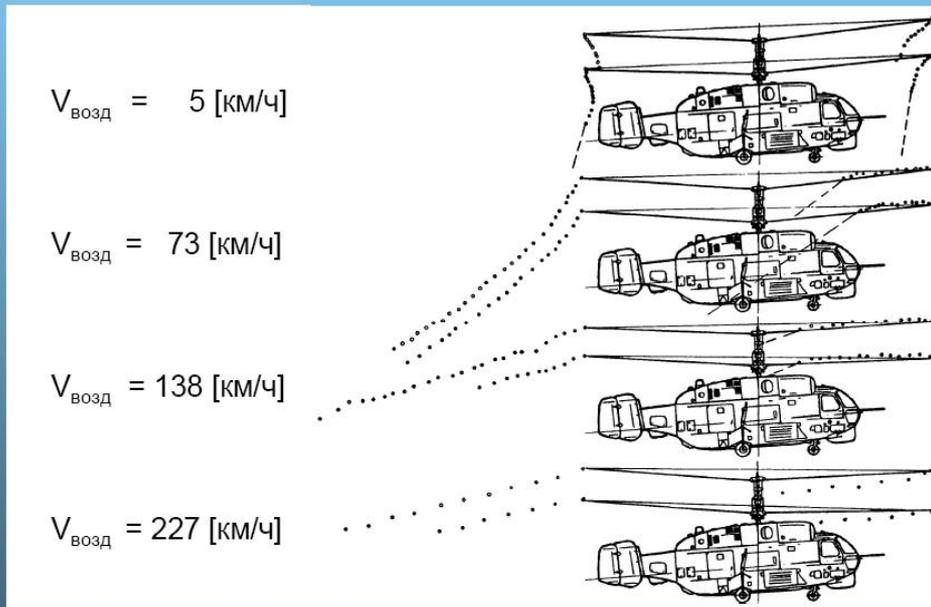


Рис. 8

**Билд 8** Форме дер Абстромесе/ Вирбелстромесе дер Коаксиалсчраубе беи унтерсцидличени Geschwindigkeiten ohne Берэксичтигунге дер Аусбилдунге еинес Боденеффектесе – сеитлихе Ансичт

## Положение передней границы вихревого следа по скорости горизонтального полета

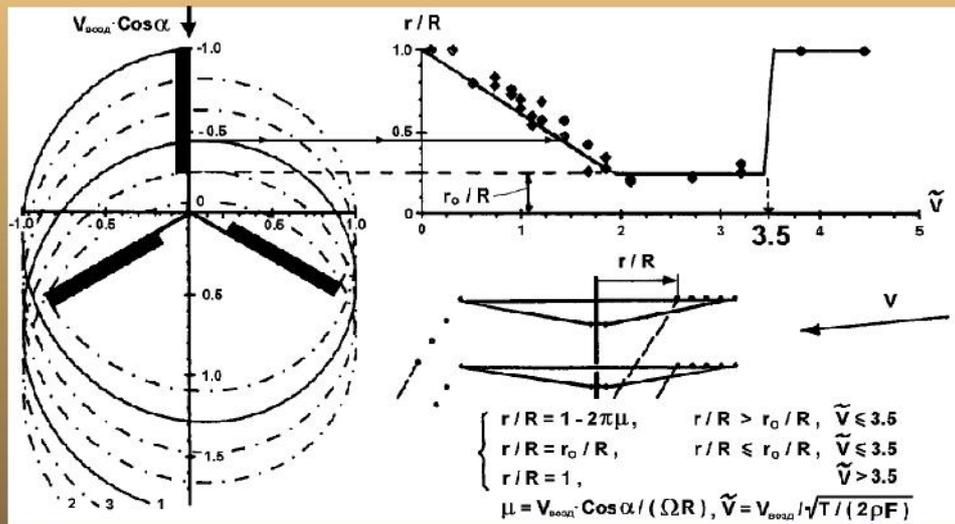


Рис. 9

**Bild 9** Die Lage der Vordergrenzen des Abstromes/ Wirbelschlepe in Bezug zur Horizontalgeschwindigkeit

**Моделируемые аэроупругие явления  
соосных несущих винтов**

Моделируемые явления		ВЕРСИИ МОДЕЛИ				
		ULISS-6	ULISS-1	ULMFE	FLUT	MFE
1	$EI_x(r/R, \omega t)$					
	$EI_y(r/R, \omega t)$	✓	✓			
	$GI_p(r/R, \omega t)$					
2	$\overline{\Phi_0} = \ \mathbf{U}_{ij}\  \times \overline{M}$	✓			✓	✓
3	$V_i(r/R, \psi)$	✓				
4	$C_y, C_{xp}, C_m$	✓	✓	✓		
	$(\alpha, \dot{\alpha}, M, \dot{M})$					
5	$C_{y\_MAX}$	✓	✓	✓		
	$(\alpha, \dot{\alpha}, M)$					
6	Аэроупругая деформация профиля лопасти	✓	✓	✓	✓	
7	Данные верхн. / нижн. винтов	✓	✓	✓	✓	✓

Рис. 10

**Bild 10** Modellierung aerodynamischer Erscheinungen von Koaxialtragschrauben  
Ergebnisse verschiedener Softwaremodelle

**Результаты аэроупругого моделирования  
соосных несущих винтов**

Результаты анализа		ВЕРСИИ МОДЕЛИ				
		ULISS-6	ULISS-1	ULMFE	FLUT	MFE
<b>1</b>	Граница срывного флаттера	соосные винты	лопасть	лопасть		
<b>2</b>	Изгиб. моменты, нагрузки проводки управления, нагрузки бустера	соосные винты	лопасть	лопасть		
<b>3</b>	Упругие деформации	соосные винты	лопасть	лопасть		
<b>4</b>	Переменные нагрузки на втулках	соосные винты				
<b>5</b>	Расстояние между концами лопастей	соосные винты				
<b>6</b>	Флаттер в летных испытаниях	соосные винты	лопасть	лопасть		
<b>7</b>	Флаттер в наземных испытаниях	соосные винты			лопасть	
<b>8</b>	Собственные частоты			лопасть		лопасть

Рис. 11

**Bild 11** Ergebnisse der aerodynamischen Modellierung von Koaxialschrauben  
Betrachtung der Ergebnisse unterschiedlicher (Software-)modelle

Аэродинамические характеристики существующих  
аэродинамических профилей ЦАГИ-2, ЦАГИ-4  
и перспективного профиля ЦАГИ-4М

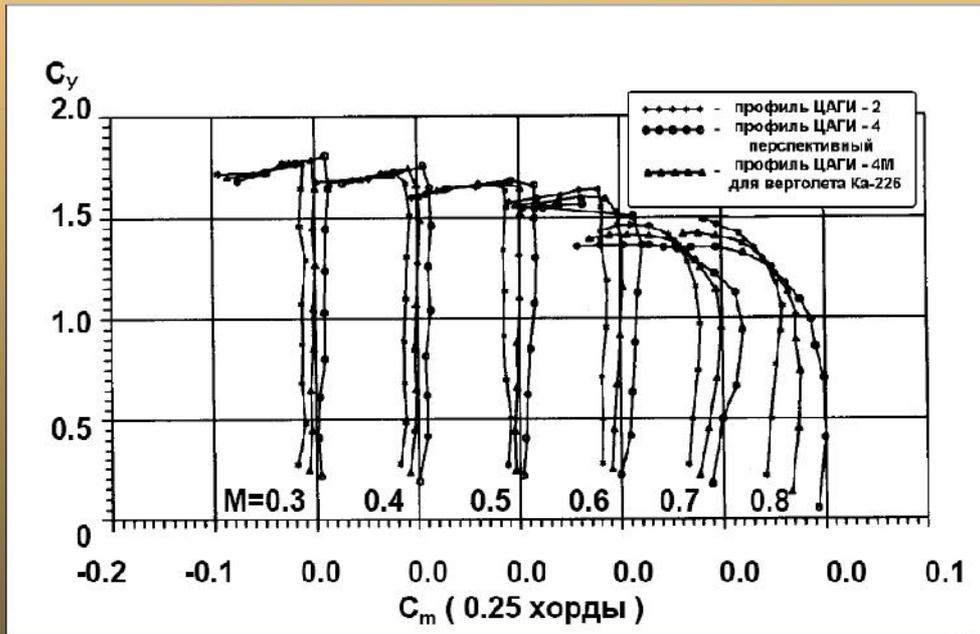


Рис. 12

Bild 12 Aerodynamische Charakteristik existierender Profile: ZAGI-2, ZAGI-4 und (geplant) ZAGI-4M

## Аэродинамический профиль лопасти

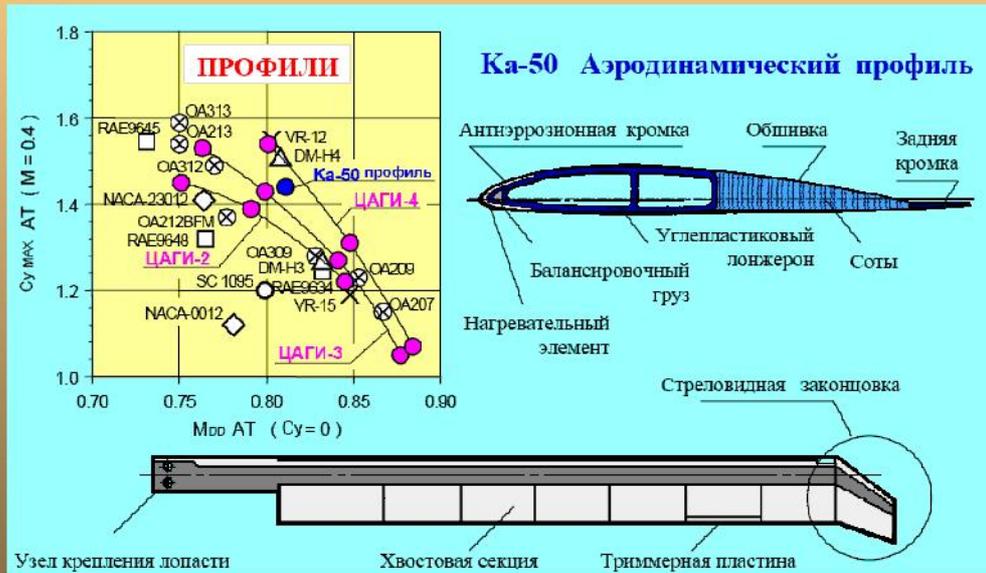
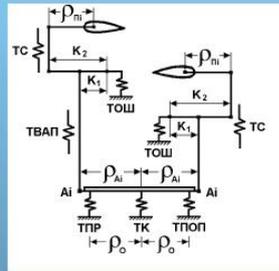


Рис. 13

**Bild 13** Aerodynamisches Blattprofil

Tragschraubenblatt der Ka-50 mit einem Rahmen aus Kohlenfaserstoffen, Wabenfüllung, erosionsverhindernder Beschichtung, (elektrischem) Heizelement und Hinterkante. Die Blattspitze wird gefeilt.

Модель проводки управления несущими винтами  
вертолета Ка-32



Модель проводки управления несущими винтами  
вертолета Ка-50

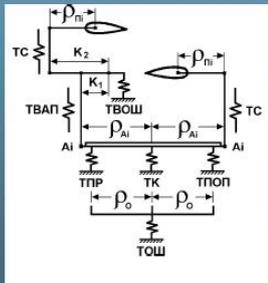
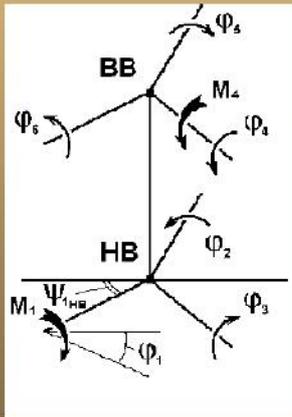
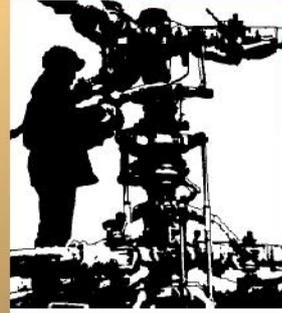


Рис. 14

Bild 14 Schema der Tragschraubensteuerung, Ka-32 und Ka-50

## Схема эксперимента по определению матрицы податливости проводки управления



$$\bar{\varphi} = \|\vartheta_{i,j}\| \times \bar{M}$$

$$\begin{matrix} \bar{\varphi}_1 \\ \bar{\varphi}_2 \\ \bar{\varphi}_3 \\ \bar{\varphi}_4 \\ \bar{\varphi}_5 \\ \bar{\varphi}_6 \end{matrix} = \begin{matrix} \vartheta_{11} & \vartheta_{12} & \vartheta_{13} & \vartheta_{14} & \vartheta_{15} & \vartheta_{16} \\ \vartheta_{21} & \vartheta_{22} & \vartheta_{23} & \vartheta_{24} & \vartheta_{25} & \vartheta_{26} \\ \vartheta_{31} & \vartheta_{32} & \vartheta_{33} & \vartheta_{34} & \vartheta_{35} & \vartheta_{36} \\ \vartheta_{41} & \vartheta_{42} & \vartheta_{43} & \vartheta_{44} & \vartheta_{45} & \vartheta_{46} \\ \vartheta_{51} & \vartheta_{52} & \vartheta_{53} & \vartheta_{54} & \vartheta_{55} & \vartheta_{56} \\ \vartheta_{61} & \vartheta_{62} & \vartheta_{63} & \vartheta_{64} & \vartheta_{65} & \vartheta_{66} \end{matrix} \times \begin{matrix} M_1 \\ M_2 \\ M_3 \\ M_4 \\ M_5 \\ M_6 \end{matrix}$$

Рис. 15

Bild 15 Schema der Experimente zur Aufstellung der Matrize der Beeinflussung der Steuerung

## Матрица податливости

**АППРОКСИМАЦИЯ :**  $\vartheta_{IJ}(\Psi_{ILR}) = f(\text{ТС, ТК, ТПОП, ТПР, ТВАП, ТОШ, ТВОШ, } \Psi_{ILR})$

**ВЫЧИСЛЕНИЕ :**

$$\vartheta_{IJ}(\Psi_{ILR}) = \frac{KA\varphi_I}{P_{II}} \cdot \frac{KA\varphi_I}{P_{III}} \cdot \{TK \cdot [KA_I \cdot (\sin\varphi_I + \cos\varphi_I) - 1] \cdot [KA_J \cdot (\sin\varphi_J + \cos\varphi_J) - 1] +$$

$$+ KA_I \cdot KA_J \cdot (\text{ТПОП} \cdot \cos\varphi_I \cdot \cos\varphi_J + \text{ТПР} \cdot \sin\varphi_I \cdot \sin\varphi_J)\} + \text{ТС} + \text{ТВАП} + \vartheta_{0IJ};$$

$$\vartheta_0 = \begin{vmatrix} \text{ТОШ} & 2\text{ТОШ} \\ 2\text{ТОШ} & 4\text{ТОШ} + \text{ТВОШ} \end{vmatrix}; \varphi_I = \begin{cases} \Psi_{ILR} + \text{ОП} - \frac{\pi}{2} - \frac{2\pi}{K}(I-1); & I=1, 2, \dots, K \\ 2\pi - (\Psi_{ILR} + \text{ОП} + \text{ДФИ}) - \frac{\pi}{2} - \frac{2\pi}{K}(I-K-1); & I=K+1, \dots, 2K \end{cases}$$

### Главные жесткости матрицы податливости и динамические жесткости из частотных испытаний

$$\begin{cases} M\varphi + \vartheta^{-1}\varphi = 0 \\ \varphi = u \cdot e^{i\varpi t} \\ (\vartheta M - E/P_K^2) \cdot u = 0 \\ P_K^2 = 1/(\lambda_K \Gamma) \end{cases}$$

ИЗМЕРЕННЫЕ ЖЕСТКОСТИ ПРОВОДКИ  
УПРАВЛЕНИЯ НЕСУЩИМИ ВИНТАМИ Кн-32  $\Rightarrow$

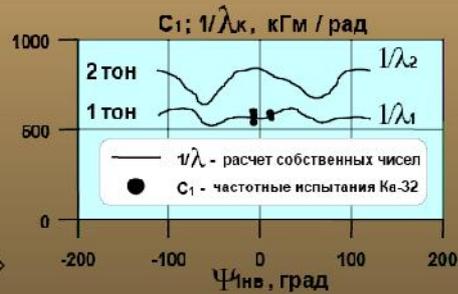
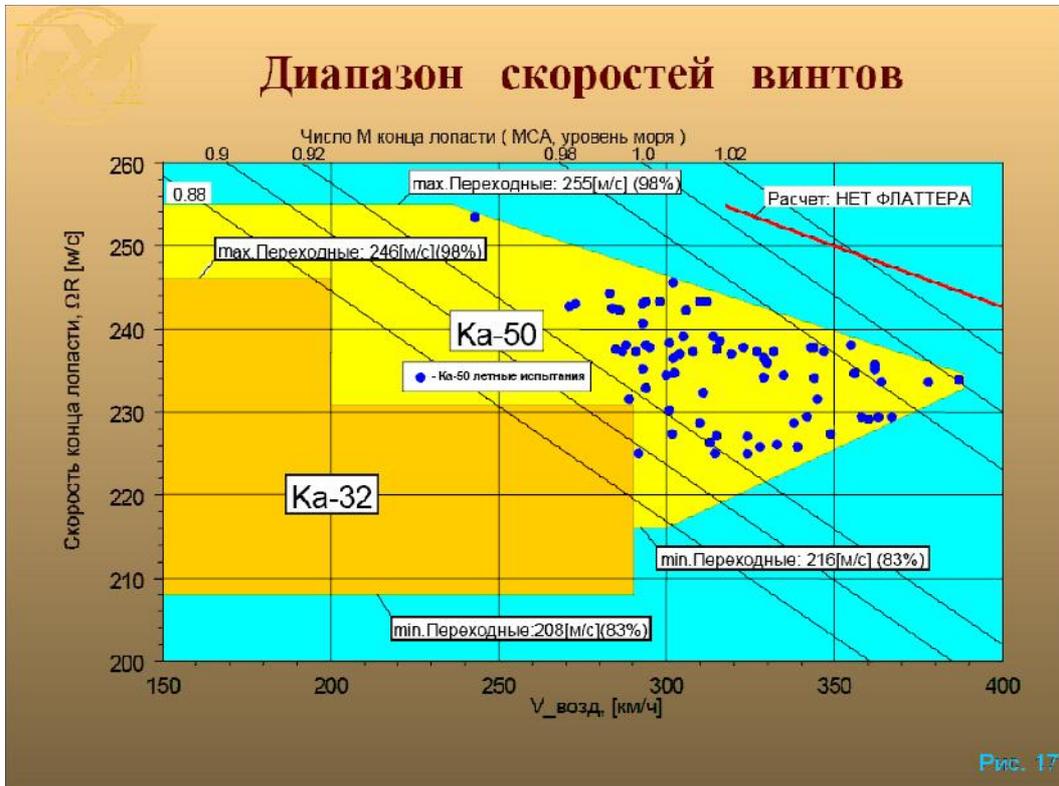


Рис. 16

**Bild 16** Matrize der Beeinflussung (der Steuerung)

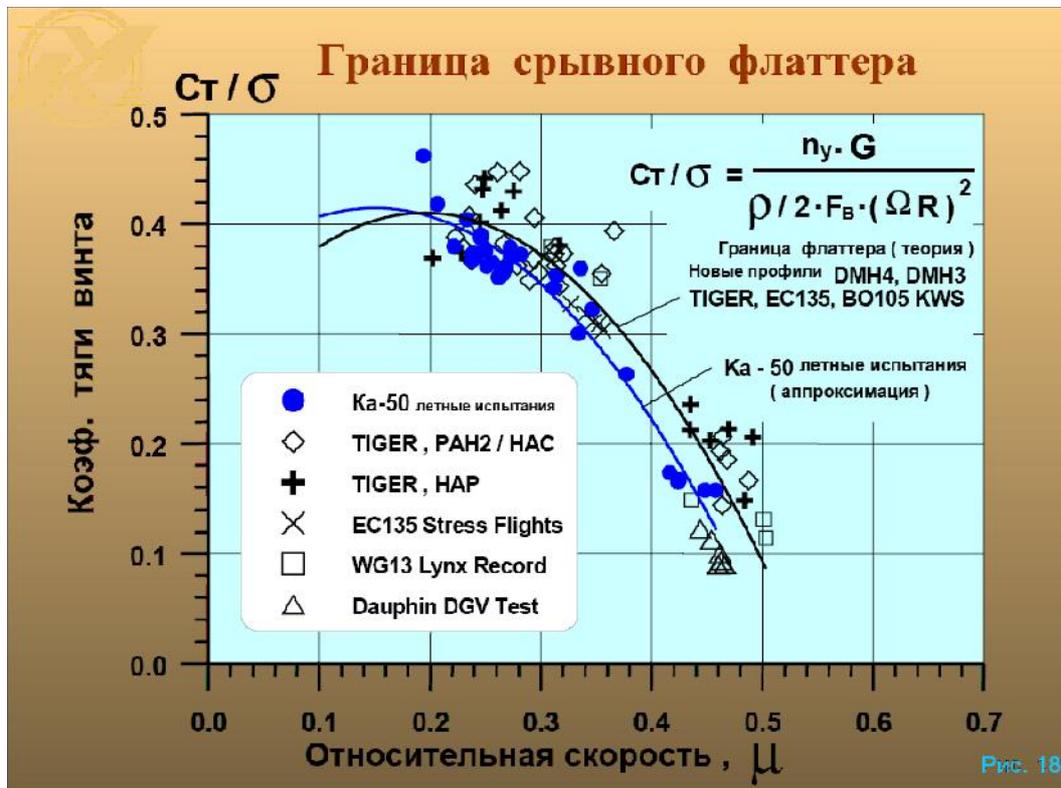


**Bild 17** Tragschraubengeschwindigkeiten

Абсциссе: Fluggeschwindigkeit gegenüber der Luft in km/h

Ординате: Geschwindigkeit der Blattspitzen in m/s

Eingetragen sind ebenfalls die sich ergebenden Machzahlen. Betrachtet werden die Ka-32 sowie die Ka-50, deren Horizontalgeschwindigkeit als auch Blattspitzengeschwindigkeit größer ist. Diese höheren maximale Blattspitzengeschwindigkeiten reichen bis 255m/s und erreichen teilweise M1. In keinem Fall wurde die gefährliche (Bruch) Flattergrenze erreicht. Die Punkte stellen die in Flugversuchen überprüften Geschwindigkeiten dar.



**Bild 18** Gefährliche Flattergrenze

Im Vergleich mit anderen Hubschraubertypen.

- Abszisse: relative Geschwindigkeit
- Ordinate: Koeffizient Tragschraubenschub



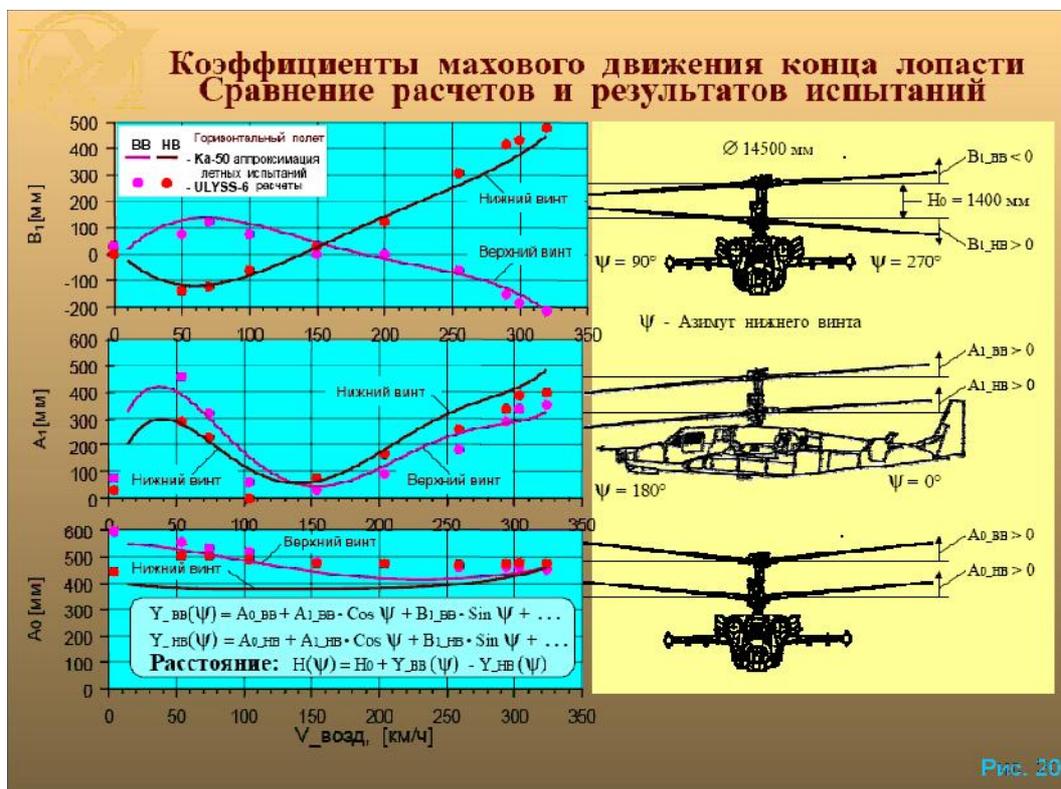
**Билд 19** Вертикальные Вибрации с частотой  $3\omega$

Бetrachtung für die Kabine (l.u.) und im Neutralpunkt (r.o.). Die Frequenz ergibt sich aus den Kreisbewegungen jedes einzelnen Blattes.

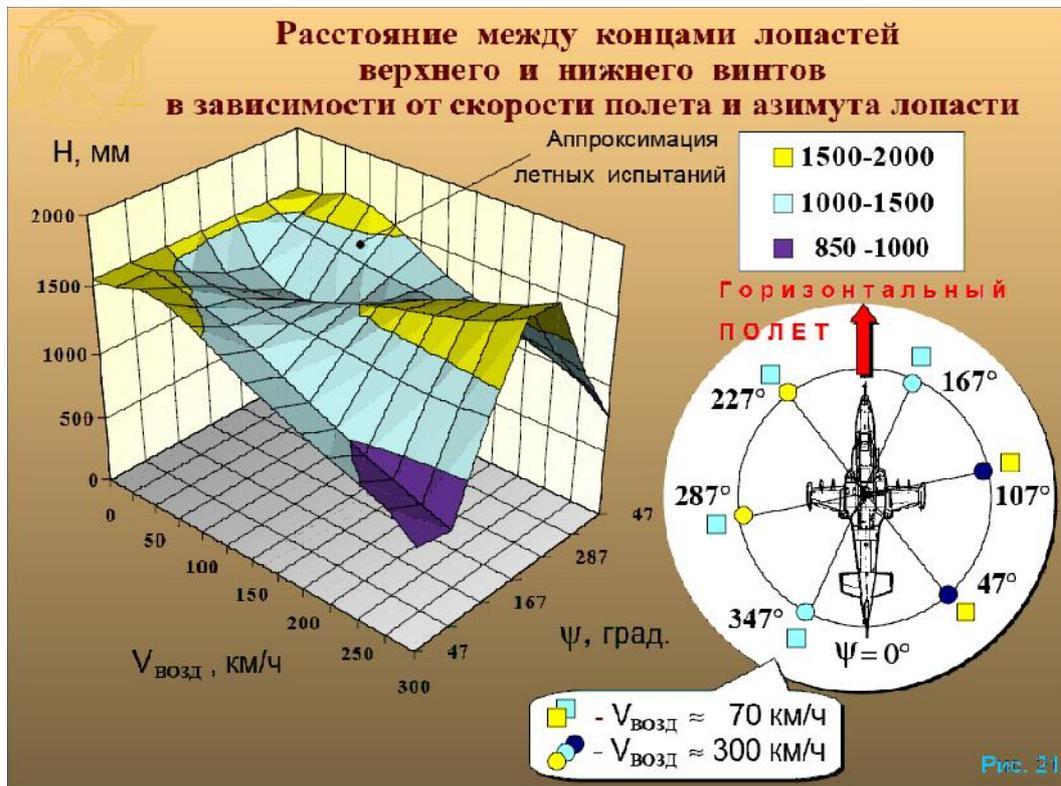
**Бetrachtung der Schlagbewegung der Blattspitzen – Vergleich berechneter und tatsächlicher Werte**

Im Horizontalflug bewegen sich die Blätter der oberen Tragschraube im rechten Azimut abwärts, die der unteren Tragschraube aufwärts. Ursache ist die teilweise Strömungsumkehr im inneren Bereich sowie der Auftriebsverlust infolge überkritischer Anstellwinkel durch Abwärtsschlagbewegungen im äußeren Bereich des rücklaufenden Blattes. Als Folge der entgegengesetzten Drehrichtung der oberen und unteren Tragschraube liegen diese Punkte des Absenkens der Blätter azimuthal entgegengesetzt. Somit ergibt sich eine Annäherung der Blattspitzenebenen auf der rechten Seite, links entfernen sie sich voneinander.

Der Nominalabstand zwischen den Naben beträgt 1400mm. Gezeigt ist die Abhängigkeit der Schlagbewegung und damit des minimalen Abstandes der oberen und unteren Tragschraube von der Fluggeschwindigkeit – jeweils die berechneten (blaue und rote Punkte) und die ermittelten Werte (Liniengraphen).

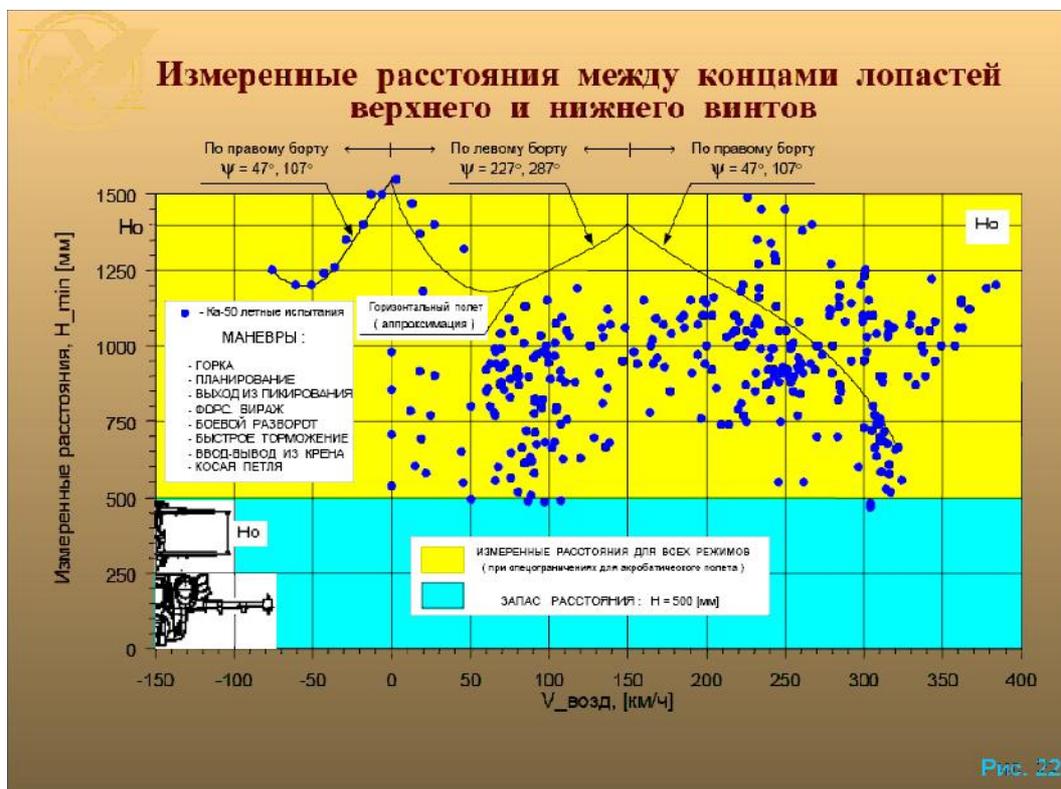


**Билд 20** Betrachtung der Schlagbewegung der Blattspitzen – Vergleich berechneter und tatsächlicher Werte  
 Im Horizontalflug bewegen sich die Blätter der oberen Tragschraube im rechten Azimut abwärts, die der unteren Tragschraube aufwärts. Ursache ist die teilweise Strömungsumkehr im inneren Bereich sowie der Auftriebsverlust infolge überkritischer Anstellwinkel durch Abwärtsschlagbewegungen im äußeren Bereich des rücklaufenden Blattes. Als Folge der entgegengesetzten Drehrichtung der oberen und unteren Tragschraube liegen diese Punkte des Absenkens der Blätter azimuthal entgegengesetzt. Somit ergibt sich eine Annäherung der Blattspitzenebenen auf der rechten Seite, links entfernen sie sich voneinander.  
 Der Nominalabstand zwischen den Naben beträgt 1400mm. Gezeigt ist die Abhängigkeit der Schlagbewegung und damit des minimalen Abstandes der oberen und unteren Tragschraube von der Fluggeschwindigkeit – jeweils die berechneten (blaue und rote Punkte) und die ermittelten Werte (Liniengraphen).

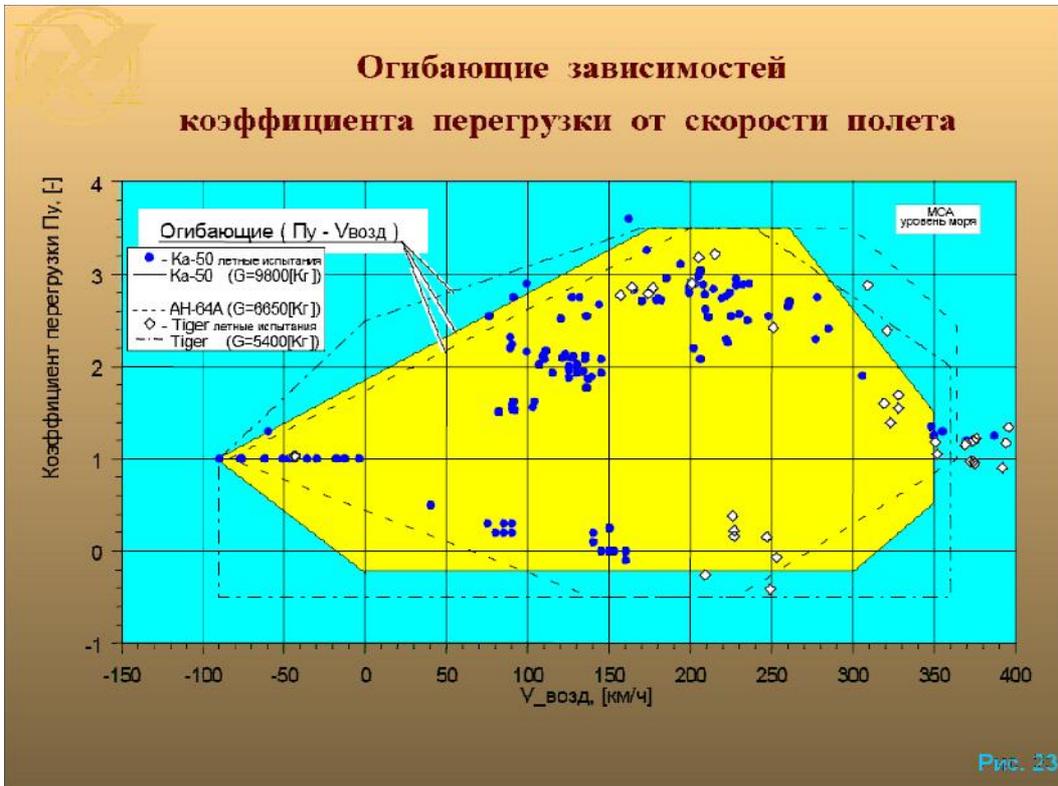


**Bild 21** Darstellung des Abstandes zwischen den Blattenden der oberen und unteren Tragschraube in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit

Hier in räumlicher Diagrammdarstellung mit Abstand (Ordinate), Fluggeschwindigkeit (x) und Azimut (y). Der geringste Abstand wird beim Horizontalflug im Azimut zwischen  $47^\circ$  und  $107^\circ$  (rechte Hemisphäre) bei Geschwindigkeiten um 300 km/herreicht, beträgt aber noch immer wenigstens 85cm.



**Bild 22** Praktisch ermittelte Abstände der Blattspitzen der oberen und unteren Tragschraube  
 Darstellung des Abstandes in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit. In jedem Falle wurde auch unter extremsten Bedingungen der Abstand von 50cm gewährleistet.



**Bild 23** Die Abhängigkeit des Lastvielfachen von der Fluggeschwindigkeit

## Маневры демонстрационных полетов Ка-50

МАНЕВРЫ	ИЗМЕРЕННЫЕ ПАРАМЕТРЫ (MAX/MIN)				ОПИСАНИЕ
	Воздушная скорость $V_{возд}$ , [км/ч]	Коэффициент перегрузки $\Pi_y$ [-]	Углы тангажа [град]	Углы крена [град]	
Форсированный вираж (правый / левый)	280 ÷ 60	1.0 → 2.9 → 2.0	20 ÷ 50	0 ÷ - 70	Неустойчивый вираж с тангажом и креном
Плоский разворот (правый / левый)	220 ÷ 0	1.0 → 1.5 → 1.0	± 5	± 20	Величина скольжения ± 80 ÷ ± 90 [град]
Разворот на горке (правый / левый)	280 ÷ 0	1.0 → 2.9 → 1.0 → 2.9 → 1.0	0 ÷ 90	± 90	
Пикирование	0 ÷ 390	1.0 → 0.25 → 2.9 → 1.0	0 ÷ - 90	± 30	Ввод, пикирование, вывод
Косая петля (правая / левая)	280 ÷ 70	1.0 → 2.9 → 1.2 → 3.5 → 1.0	0 ÷ 360	± 150	
Быстрое торможение (правое / левое)	150 ÷ 40	1.0 → 2.0 → 1.2 → 1.0	0 ÷ 40	± 55	Тангажом / креном торможение
Горка хвостом вперед	- 90 ÷ 0	1.0 → 1.5 → 1.0	0 ÷ - 70	± 10	Разгон на хвост и горка хвостом вперед

Рис. 24

**Bild 24** Manöver des Demonstrationsfluges der Ka-50

- Forcierte Kehrtkurve
- Flache Kurve
- Hochgezogene Kurve
- Sturzflug
- Schräger Looping
- Starke Beschleunigung
- Hochziehen mit Heck voran

Darstellung von Geschwindigkeit, Lastvielfachem, Winkel Längsneigung, Winkel Schräglage

## Траектория полета при косо́й петле (правой)

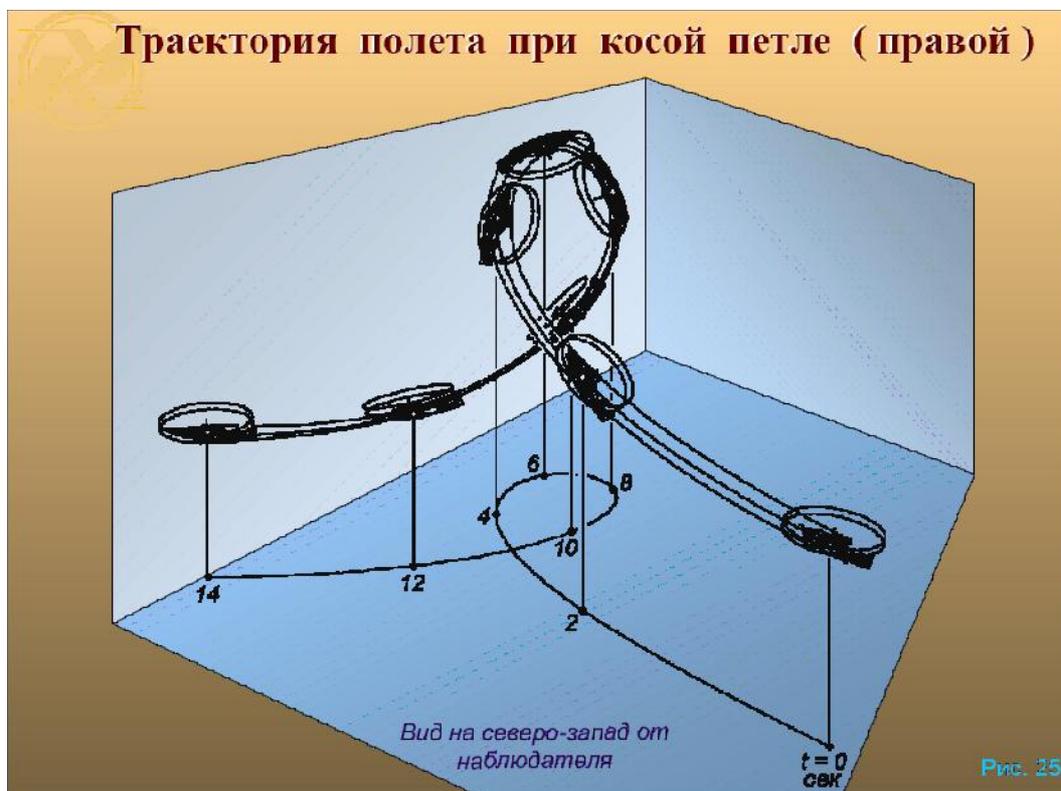


Bild 25 Trajektorie (Flugbahn) beim schrägen Looping (rechts)