



Бурцев
Борис Николаевич
д.т.н., начальник
отделения аэроупругости
и прочности



Вагис
Виктор Павлович
заместитель начальника
отдела несущей системы
и трансмиссии



Селеменов
Сергей Витальевич
начальник отдела
несущих винтов

СООСНЫЙ НЕСУЩИЙ ВИНТ ВЕРТОЛЕТА КОНСТРУКЦИЯ И АЭРОМЕХАНИКА

Фирма КАМОВ, Московская Область, Россия



Введение

Перспективная техника основана на математическом моделировании (программное обеспечение), на модельных испытаниях, на летных испытаниях, на опыте развития вертолетостроения и на новых конструкционных материалах.

Рис.1 и Рис.2 показывают основные параметры соосных вертолетов фирмы КАМОВ.

1. Математическое моделирование соосного винта и физические эксперименты

Обзор теоретических и экспериментальных исследований по аэродинамике соосных винтов, опубликован в работах Coleman, C.P. [4] и Бурцева, Б.Н. [9,10].

В работах [9, 10] представлены результаты анализа относительного КПД как для одиночных и соосных несущих винтов, так и для вертолета с рулевым винтом и соосного вертолета. Анализ был выполнен посредством простой физической модели, основанной на результатах численного моделирования, испытаний в аэродинамической трубе и натурных летных испытаниях.

В работах [9, 10], показано, что характерная особенность соосного несущего винта - высокое аэродинамическое совершенство на режиме висения, вызвано дополнительным количеством воздуха, всасываемого нижним несущим винтом (Рис.3). Соосный винт на режиме висения имеет на 13% большее значение относительного КПД по сравнению с одиночным винтом, несбалансированным крутящим моментом (Рис.3). Отсутствие потерь мощности на привод рулевого винта у соосного вертолета как винтокрылого летательного аппарата, обеспечивает ему на 20% больший относительный КПД (Рис.3, Рис.4). На Рис.5 представлены относительные КПД соосных вертолетов. Эти результаты были получены в натурных летных испытаниях на режимах висения.

Натурные летные исследования вихревой структуры струи винтов соосного вертолета Ка-32 выполнены успешно [5, 6]. Применен метод дымовой визуализации, используя расположенные в концах лопастей малые генераторы дыма. Вихревая струя соосных винтов визуализирована на висении, малых и средних скоростях полета, вне влияния воздушной подушки (Рис.8). При анализе результатов использован критерий подобия, определяющий скорости полета и индуктивные скорости струи относительно величины индуктивной скорости идеального винта на висении. Показано, что на висении вертикальная скорость концевых вихрей меньше индуктивной скорости идеального одиночного винта. Измеренное поджатие струи составило $0.85R$ для верхнего винта и $0.91R$ для нижнего винта (Рис.6).

В поступательном полете визуализирована вихревая система струи соосных винтов. Показано, что в передней части винтов свободные

концевые вихри находятся над плоскостями вращения верхнего и нижнего винтов. Эта плоская часть вихревой системы может распространяться назад по потоку до $3/4$ радиуса винтов (Рис.9).

2. Базовые технические решения и аэроупругие явления

Очень важно иметь адекватное математическое представление явлений аэромеханики соосных винтов. Это дает возможность объяснить и предсказать:

- собственные частоты лопастей винтов;
- нагрузки и деформации;
- границы аэроупругой устойчивости: границы флаттера, срывной флаттер, земной резонанс;
- летные данные вертолета.

На фирме КАМОВ разработаны математические методы, моделирующие явления аэроупругости соосных винтов [1,2,3,8,9,10]. Аэроупругие явления, которые можно моделировать показаны на Рис.10, строкам (1-7) таблицы соответствия:

- (1) система уравнений движения упругих лопастей;
- (2) упругая модель проводки управления вертолета (граничные условия);
- (3) модель вихревой системы соосных винтов;
- (4, 5, 6) стационарные и нестационарные аэроупругие характеристики профилей лопастей;
- (7) упругомассовые и геометрические данные лопастей верхнего / нижнего винтов и втулок.

Строки (1-8) таблицы на Рис.11 показывают функциональные возможности математических моделей (алгоритмов). Столбцы (1-5) соответствуют версиям математических моделей. Возможно моделирование как установившихся, так и неустойчивых режимов полета соосного вертолета (маневров).

Базируясь на многолетнем опыте фирмы КАМОВ, были разработаны новые подходы к проектированию соосных винтов вертолета Ка-50.

Аэродинамические профили лопастей были специально спроектированы ЦАГИ для Ка-50, Ка-115, Ка-226 (Рис.12). Оптимальная комбинация аэродинамических характеристик профилей $C_y, C_{xp}, C_m(\alpha, M)$, обеспечила необходимые условия достижения:

- высоких перегрузок и границы “срыва”;
- достаточный запас скорости до границы флаттера в поступательном полете;
- низких нагрузок на винтах и в проводке управления;
- низкого уровня вибраций;
- высоких летных данных вертолета.

Стреловидная законцовка лопасти, разработана фирмой КАМОВ для тех же самых целей.

Использование базовых технических реше-

ний, стало достаточным условием достижения высоких характеристик соосных винтов и как следствие вертолета в целом.

3. Передовые технологии фирмы КАМОВ

3.1. Стекло- и углепластиковые лопасти несущего винта

В конце 1950-х годов на фирме КАМОВ были разработаны, изготовлены и испытаны стеклопластиковые лопасти несущего винта. В 1965г. первые серийные стеклопластиковые лопасти винта были успешно облетаны на вертолете Ка-15. В 1967г. серийные стеклопластиковые лопасти винта были успешно облетаны на вертолете Ка-26. В конце 1970-х фирмой КАМОВ были успешно разработаны стеклоуглепластиковые лопасти винта.

Угльные волокна имели потенциальные удельные значения жесткости которые в шесть раз превышали значения используемых в то время конструкционных материалов. Это было существенным для решения проблем упругой устойчивости и аэроупругих проблем конструкции.

Использование комбинации стеклянных и угльных волокон определило благоприятные формы разрушения композита и обеспечило решение проблем аэродинамики, конструкции и динамики.

Вертолет Ка-50 имеет передовые технические решения в геометрии несущего винта:

- специальный аэродинамический профиль;
 - оптимальная крутка лопастей;
 - стреловидная законцовка лопасти (Рис.13).
- Все лопасти фирмы КАМОВ оснащены электрической противообледенительной системой.

3.2. Современные втулки несущих винтов

Все вертолеты фирмы КАМОВ, предшественники Ка-50, имели полностью шарнирные втулки несущего винта с шарнирно закрепленными лопастями. Вертолет Ка-32 имеет металлические втулки, механические и эластомерные шарниры и демпферы (Рис.14).

Вертолет Ка-50 имеет металлокомпозиционную втулку, упругий шарнир и демпфер, упругие элементы движения лопастей по общему шагу, взмаху и в плоскости вращения (Рис.14).

3.3. Проводка управления несущего винта

Параметры проводки управления определяют движение лопасти "взмах-вращение-шаг" и устойчивость движения лопастей винта (Рис.11, Рис.14, Рис.15).

Математическая модель проводки управления соосного винта была разработана фирмой КАМОВ [1]. Эта математическая модель используется для проектирования проводки управления и для анализа частот и устойчивости.

Матрица - функция податливости проводки управления была измерена на натуральных соосных вертолетах четырех типов.

Анализ экспериментальных результатов позволил разработать математическую модель проводки управления и адекватные формулы для "аппроксимации-вычисления" матрично - функциональных элементов. Посредством этих формул характеристики жесткости агрегатов проводки управления были определены без их непосредственного физического измерения для соосных вертолетов четырех типов. Показано, что собственные векторы матрицы податливости – есть крутильные формы колебаний шести лопастей на проводке управления, и собственные числа - есть динамические податливости, которые обычно измеряются другим способом – в частотных натуральных испытаниях. Результаты представлены на Рис.16 [1].

4. Аэроупругие проблемы соосного вертолета были исследованы и передовые технологии были реализованы

4.1. Опыт фирмы КАМОВ сконцентрирован в боевом вертолете Ка-50

Приемлемый запас по скорости полета до границы флаттера и срывного флаттера, был предсказан математическим моделированием и подтвержден данными летных испытаний (Рис.17). Результаты летных испытаний показаны на Рис.17 в координатах ($\omega R-V$). Показана только часть результатов летных испытаний, а именно: от $V \sim 300$ до $V_{MAX} = 350$ км/ч и далее до $V = 390$ км/ч. В расчетах флаттер не обнаружен, что подтверждается летными испытаниями (Рис.18). Расчетная граница флаттера показывает, что сравнительно с данными (точками) летных испытаний имеется запас по скорости не менее 50 км/ч (Рис.18).

Низкий уровень вибраций соосных вертолетов обсуждался в работе [2]. Вибрации корпуса вертолета возбуждает суммарная сила от переменных сил приложенных на втулках верхнего и нижнего несущих винтов. Конструкция соосных винтов Ка-50 обеспечивает минимальные переменные суммарные силы на корпусе вертолета. Соответственно минимальны и вибрации вертолета.

Уровень вибраций не превосходит 0.01g на основных режимах полета. Маятники на лопастях и антивибрационная подвеска редуктора не используются. Пример показан на Рис.19 [2].

Специфической для соосного вертолета является задача обеспечения приемлемого расстояния между концами лопастей верхнего и нижнего винтов. Как задача аэромеханики она аналогична задаче обеспечения зазора между лопастями несущего винта и хвостовой балкой вертолета с рулевым винтом.

На фирме КАМОВ используются как расчет-

ные методы исследования этой проблемы, так и летные исследования [3, 8]. В летных испытаниях с помощью фотооптических приборов расстояние измеряется в каждой из 6-ти “точек встречи”, в которых лопасти верхнего винта оказываются над лопастями нижнего винта при их относительном вращении с удвоенной угловой скоростью.

Ниже кратко описана механика явления сближения концов лопастей (Рис.20). На режиме висения плоскости концов лопастей верхнего и нижнего винтов параллельны. Расстояние между ними несколько больше конструктивного расстояния между втулками винтов (H_0).

В поступательном полете возникают переменные по азимуту воздушные силы, которые вызывают маховое движение лопастей. В следствии этого в продольном направлении плоскости концов лопастей верхнего и нижнего винтов наклоняются на равные углы в направлении скорости полета (вперед или назад).

В поперечном направлении (при виде по полету) плоскости концов лопастей наклоняются навстречу друг другу, вследствие противоположного направления вращения лопастей верхнего и нижнего винтов (Рис.20).

Поэтому на одной стороне диска расстояние между плоскостями концов лопастей уменьшается, а на противоположной – увеличивается. В поперечном направлении угол наклона плоскости концов лопастей примерно равен углу взмаха лопасти (влево / вправо) и зависит от режима полета (Рис.20). Как известно из аэромеханики, имеются зависимости между маховым движением лопасти и параметрами винта, особенно числом Локка, углом геометрической крутки лопасти и крутильной жесткостью лопасти / проводки управления.

Расчеты и результаты летных испытаний определили значения параметров соосных винтов, упомянутых выше, которые гарантируют приемлемое безопасное расстояние между концами лопастей.

На Рис.20 показаны измеренные в ходе летных испытаний вертолета Ка-50 углы махового движения концов лопастей в сравнении с расчетными данными.

Обобщенные результаты измерений для горизонтального полета и маневров вертолета Ка-50, представлены на Рис.21, Рис.22.

Приемлемые расстояния между концами лопастей соосного винта были обоснованы математическим моделированием и подтверждены результатами летных испытаний для всего утвержденного перечня маневров.

Приемлемые расстояния между концами лопастей нижнего винта и хвостовой балкой были проверены и обеспечиваются.

4.2. Особенности маневренности вертолета Ка-50

Зависимость – перегрузка / скорость полета вертолета Ка-50 была рассчитана и подтверждена результатами летных испытаний:

- в пределах эксплуатационных ограничений (тангаж, крен, частота вращения винта, нагрузки на лопастях, ...);
- в пределах специальных ограничений акробатического пилотажа.

На Рис.23 представлена лишь часть точек летных испытаний, а именно: для $2 < n_Y < 3.5$ и для $n_Y \approx 0$.

Каждая точка соответствует одному из выполненных маневров. Большая часть точек показана на Рис.23. Никакие из установленных ограничений не были превышены.

На Рис.23 также показаны данные летных испытаний вертолета “Tiger” [13].

Таблица на Рис.24 представляет параметры некоторых маневров в пределах специальных ограничений для акробатических показательных полетов. Особо следует отметить параметры “плоского разворота” и вывода из пикирования после “косой петли” ($n_Y \approx 3.5$).

4.3. Средства контроля и анализа акробатического полета

Программное обеспечение NSTAR было создано, чтобы обеспечить обработку и анализ данных полета вертолета Ка-50. При использовании записей, сделанных испытательной контрольно-измерительной аппаратурой вертолета программное обеспечение NSTAR делает возможным восстановить траекторию маневра и вычислять дополнительные значения параметров полета [14].

Программное обеспечение NSTAR совместимо как с аппаратурой летных испытаний, так и со штатными бортовыми магнитными регистраторами. Результаты работы NSTAR используются для следующих целей:

- анализа действий и помощи в обучении пилотов;
- контроля ограничений критических параметров;
- как входные данные для математического моделирования.

Рис.25 представляет пример восстановления траектории “косой петли”.

5. Заключение

Основные проблемы аэромеханики и аэроупругости соосных винтов были исследованы и передовые конструкции были реализованы.

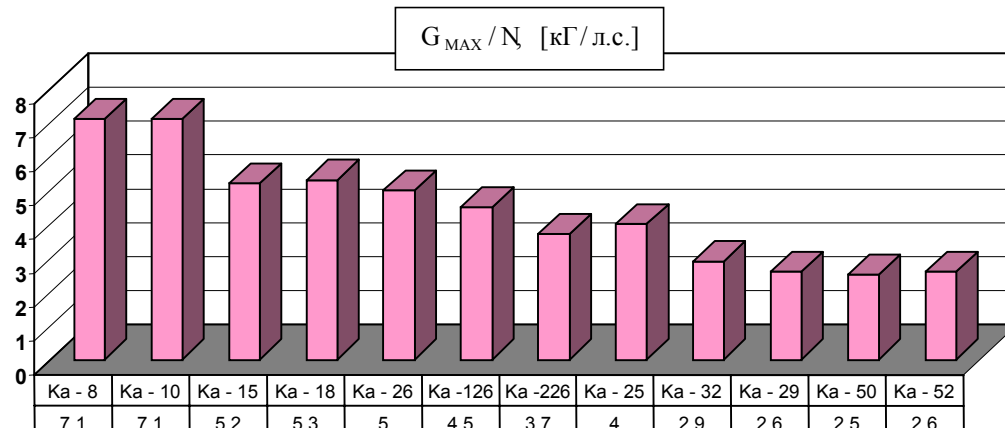
Передовые конструктивные решения определяют летные данные и маневренность вертолета.

6. Литература

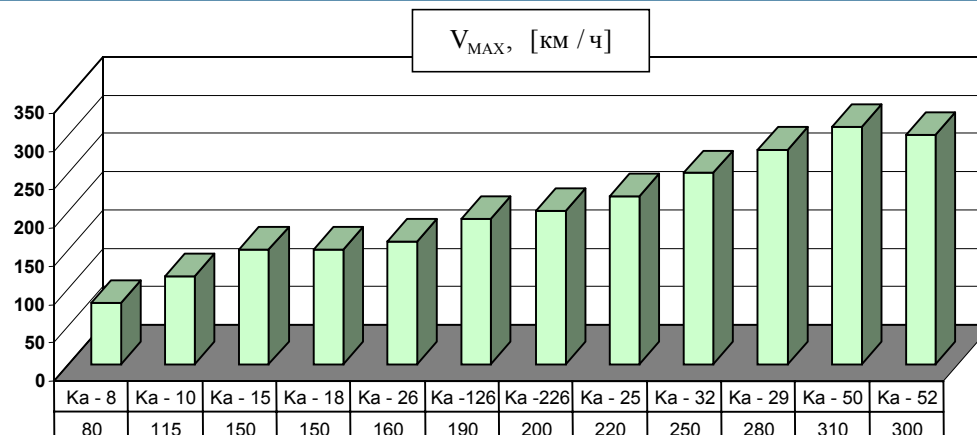
1. Bourtsev, B.N., "Aeroelasticity of Coaxial Helicopter Rotor", *Proceedings of 17th European Rotorcraft Forum*, Germany, Berlin, Sept. 1991.
2. Bourtsev, B.N., "The Coaxial Helicopter Vibration Reduction", *Proceedings of 18th European Rotorcraft Forum*, France, Avignon, Sept. 1992.
3. Bourtsev, B.N., 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.
10. 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.
11. 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.
12. Бурцев, Б.Н., Копцева, 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.
13. 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.
14. 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.
15. 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.
16. 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.
17. 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.
18. 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

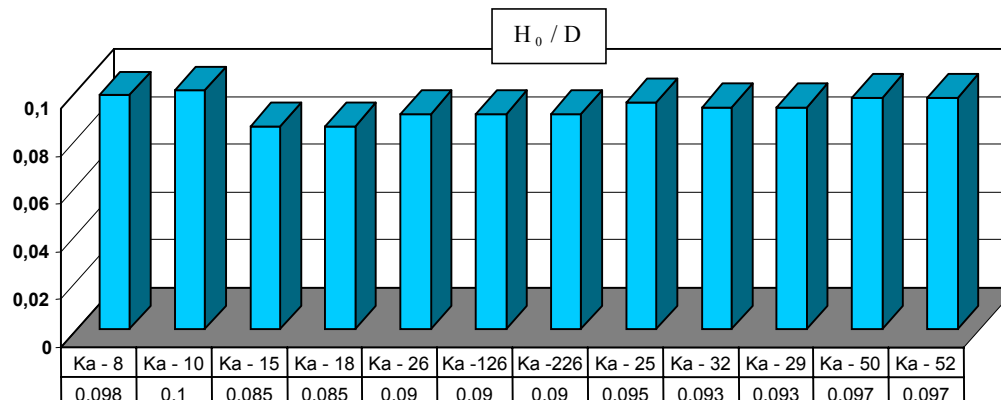


МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ

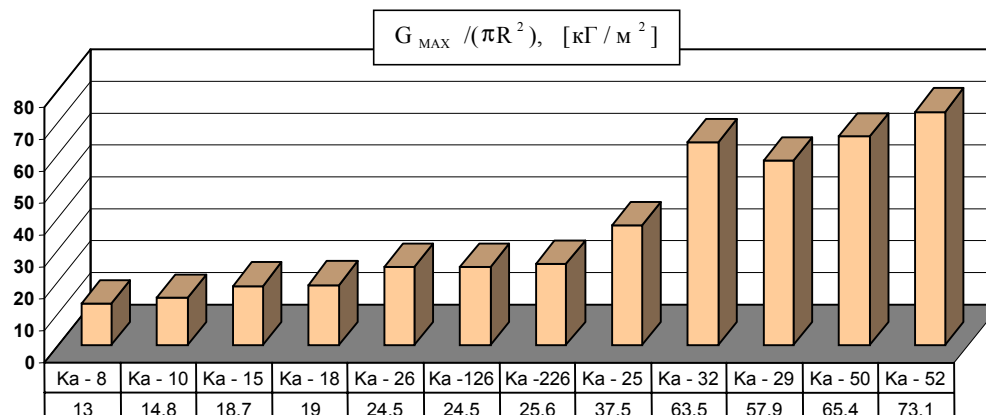


Основные параметры соосных вертолетов фирмы КАМОВ

ОТНОСИТЕЛЬНОЕ РАССТОЯНИЕ МЕЖДУ ВТУЛКАМИ НЕСУЩИХ ВИНТОВ



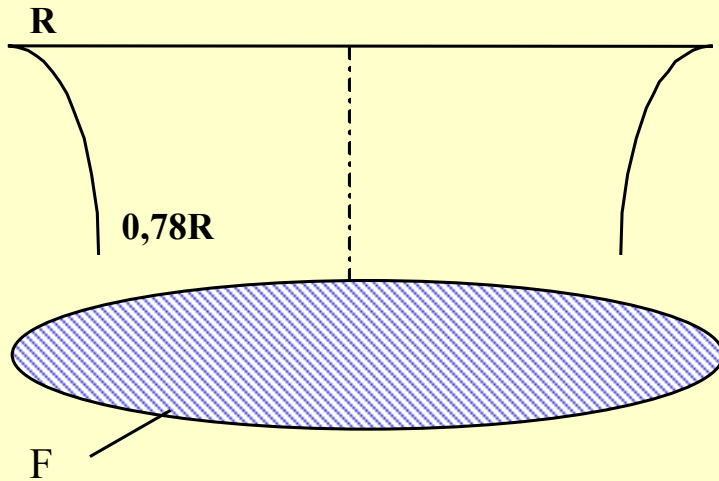
НАГРУЗКА НА ДИСК ВИНТА



Одиночный и Соосный винты

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

ОДИНОЧНЫЙ ВИНТ (s)



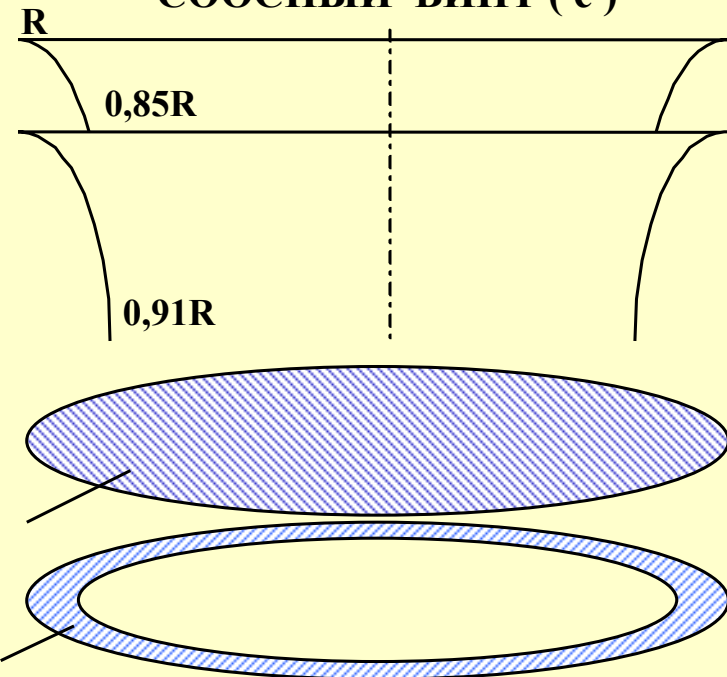
$$F_s = F = \pi D^2 / 4$$

$$T_s = (33,25 \cdot \eta_s \cdot D \cdot N \sqrt{\Delta})^{2/3}$$

$$\delta F = 0,28F$$

$$\eta_c = \frac{D_{EFF}}{D} \cdot \eta_s = 1,13\eta_s$$

СООСНЫЙ ВИНТ (c)



$$F_c = \pi D^2 / 4 + \delta F = 1,28 F_s$$

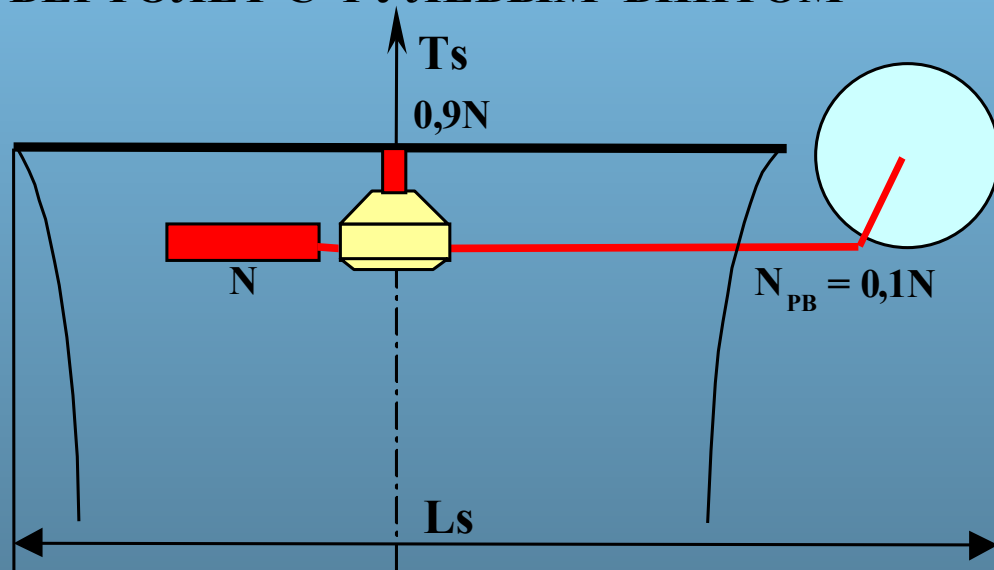
$$D_{EFF} = \sqrt{4 F_s / \pi} = 1,13 D$$

$$T_c = (33,25 \cdot \eta_c \cdot D \cdot N \sqrt{\Delta})^{2/3}$$

Одиновинтовой и Соосный вертолеты

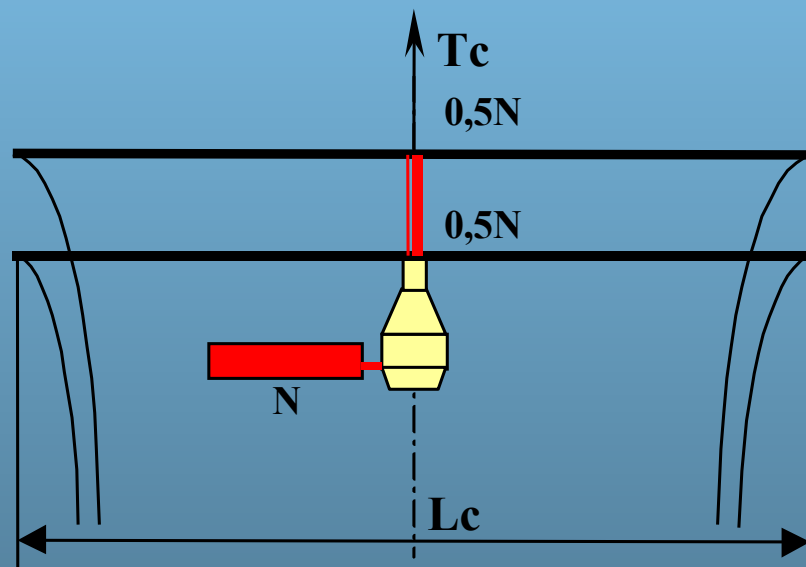
диаметр несущего винта , мощность и тяга на висении

ВЕРТОЛЕТ С РУЛЕВЫМ ВИНТОМ



$$T_s = (33,25 \cdot \eta_s \cdot D_s \cdot 0,9N\sqrt{\Delta})^{2/3}$$

СООСНЫЙ ВЕРТОЛЕТ



$$T_c = (33,25 \cdot \eta_c \cdot D_c \cdot N\sqrt{\Delta})^{2/3}$$

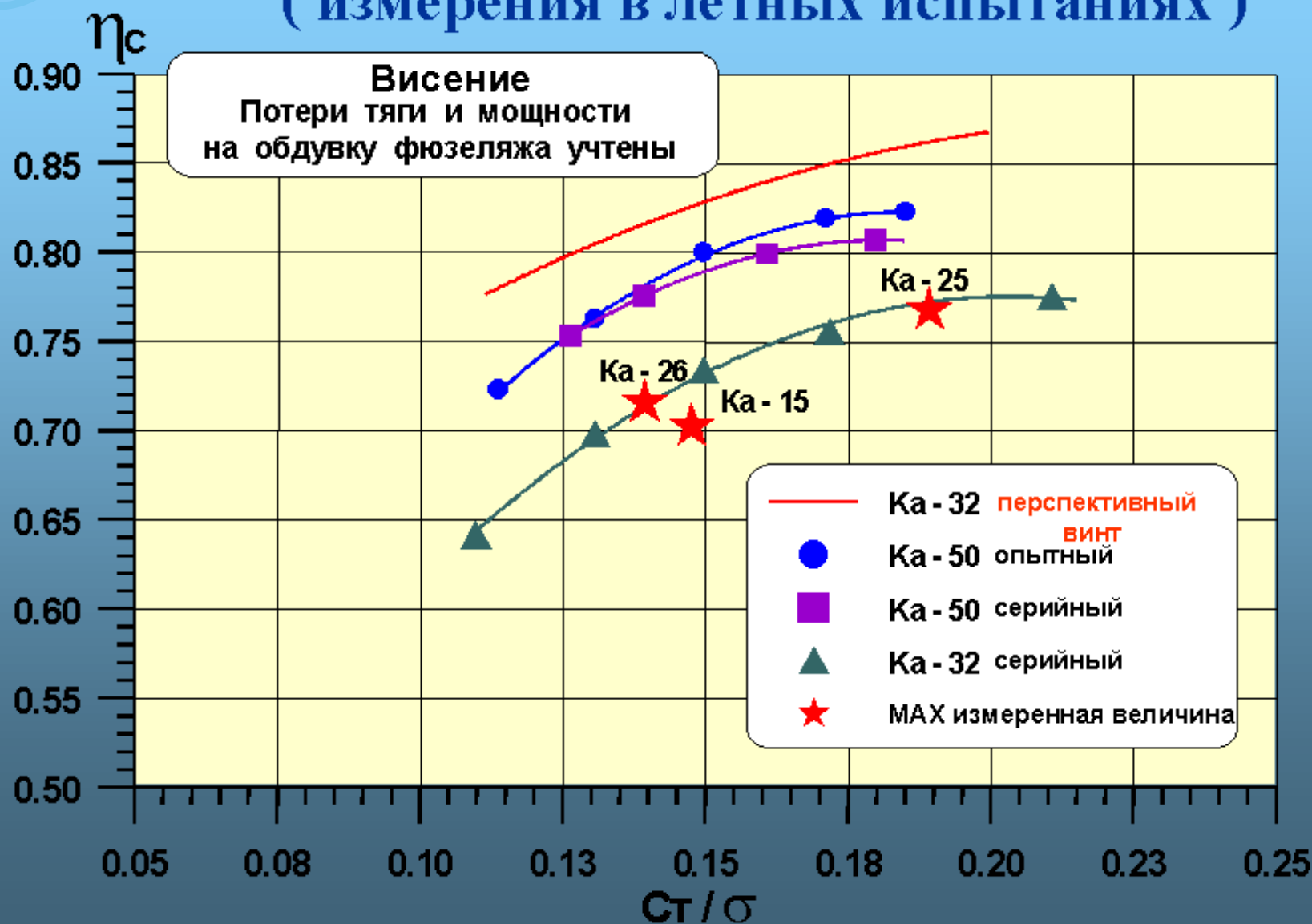
При $\eta_c / \eta_s = 1,13$ и $N_c = N_s = N$ и $N_{PB} = 0,1N$:

1. При $D_c = D_s$ отношение тяг $T_c / T_s = (1,13 / 0,9)^{2/3} = 1,16$;
2. При $T_s = T_c$ отношение диаметров $D_s / D_c = 1,13 / 0,9 = 1,26$.



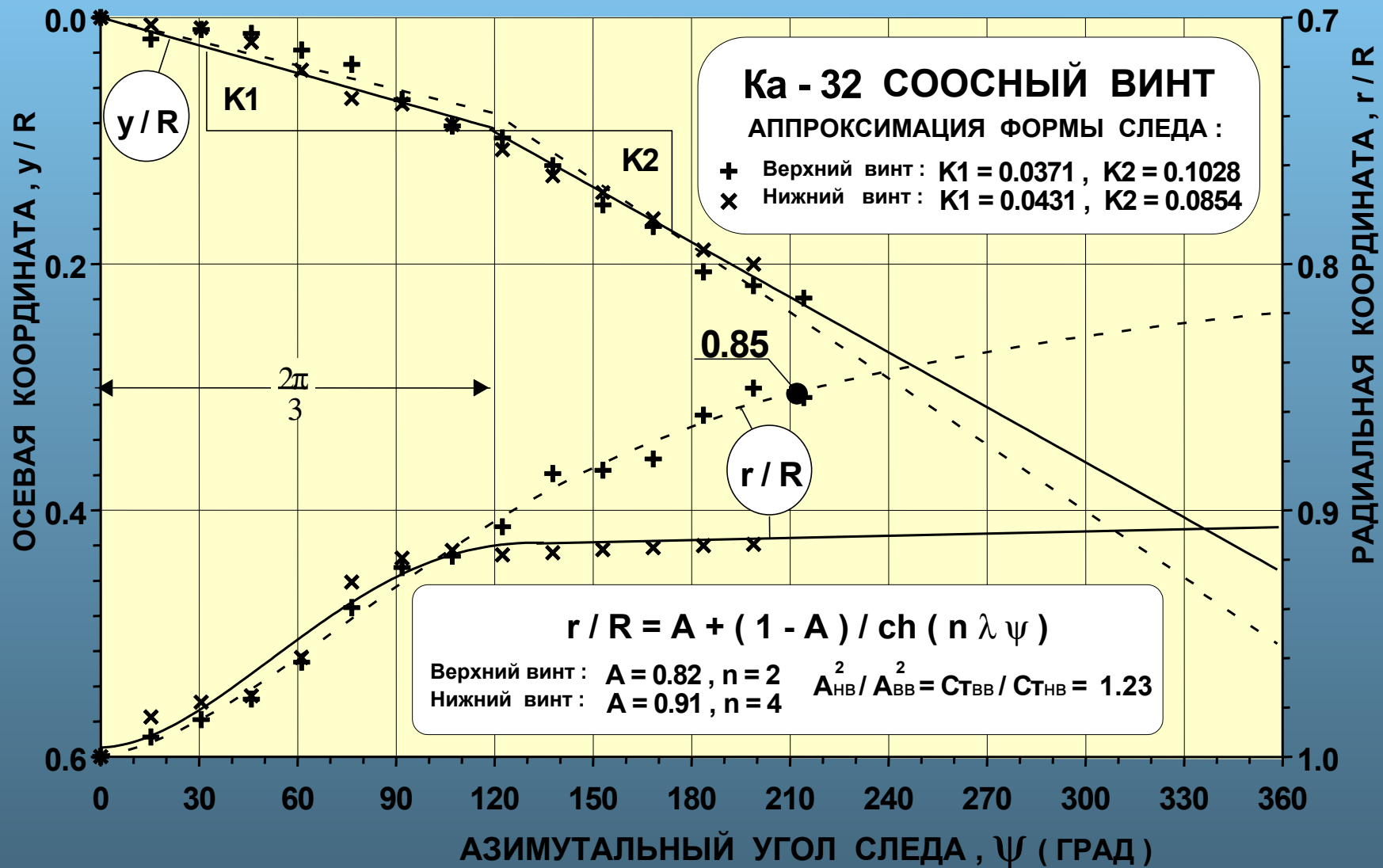
КПД соосных винтов

(измерения в летных испытаниях)



Форма вихревого следа на висении

Аппроксимация формы следа

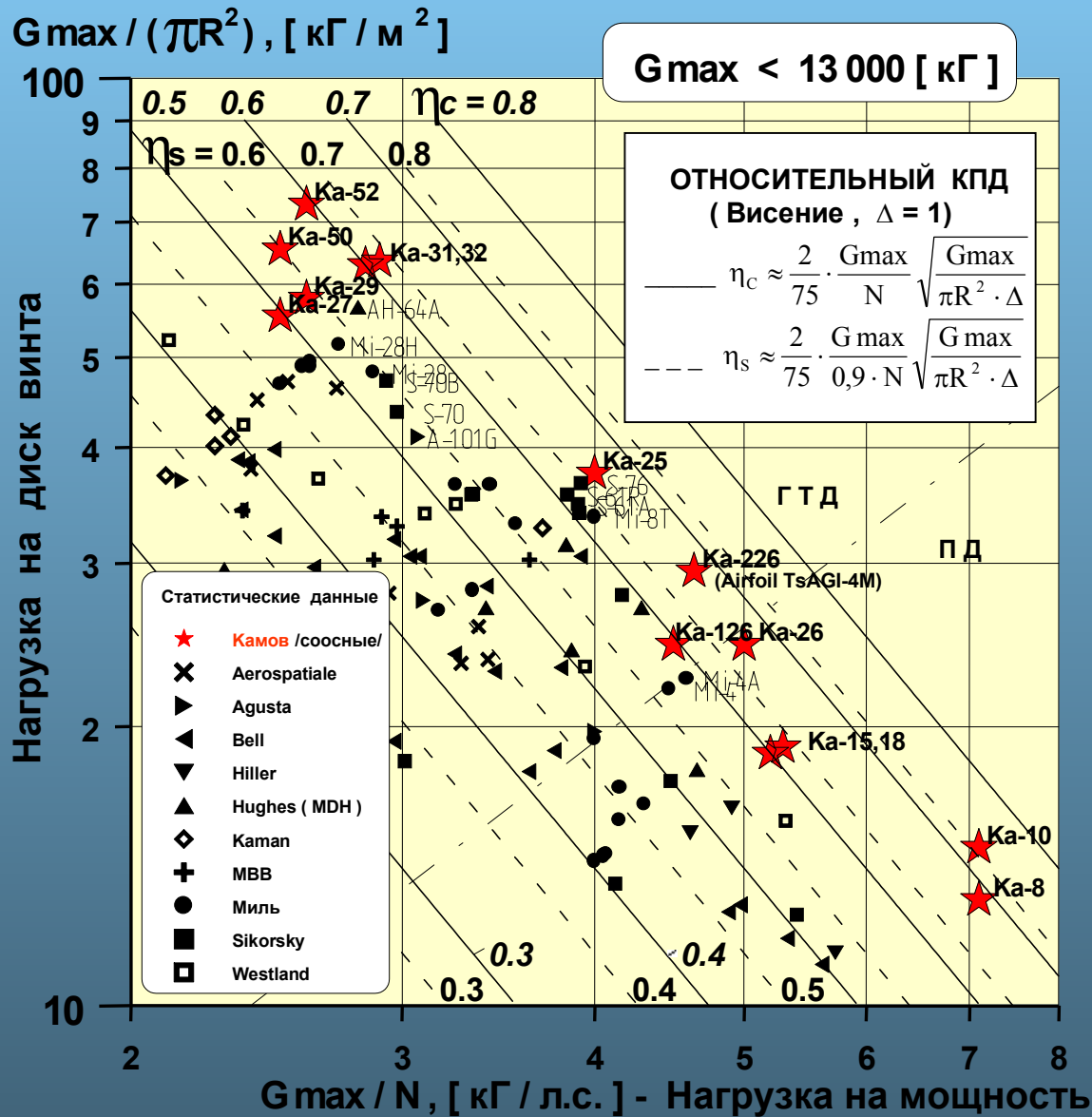




СТАТИСТИЧЕСКАЯ ДИАГРАММА

Нагрузка на мощность - Нагрузка на диск - Относительный КПД

для соосных вертолетов и вертолетов с рулевым винтом



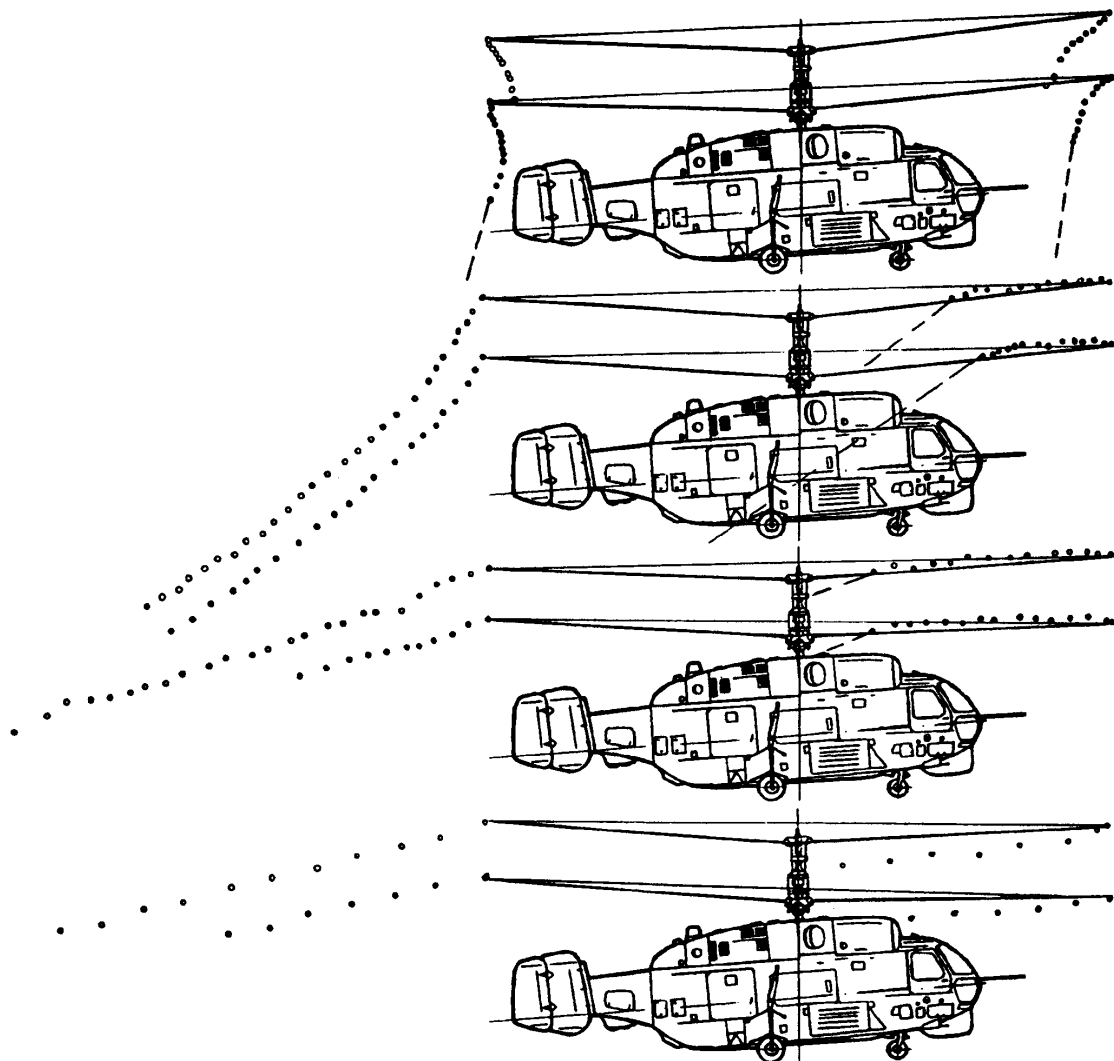
Боковой вид формы вихревого следа соосного винта для нескольких скоростей полета вне влияния земли

$$V_{\text{возд}} = 5 \text{ [км/ч]}$$

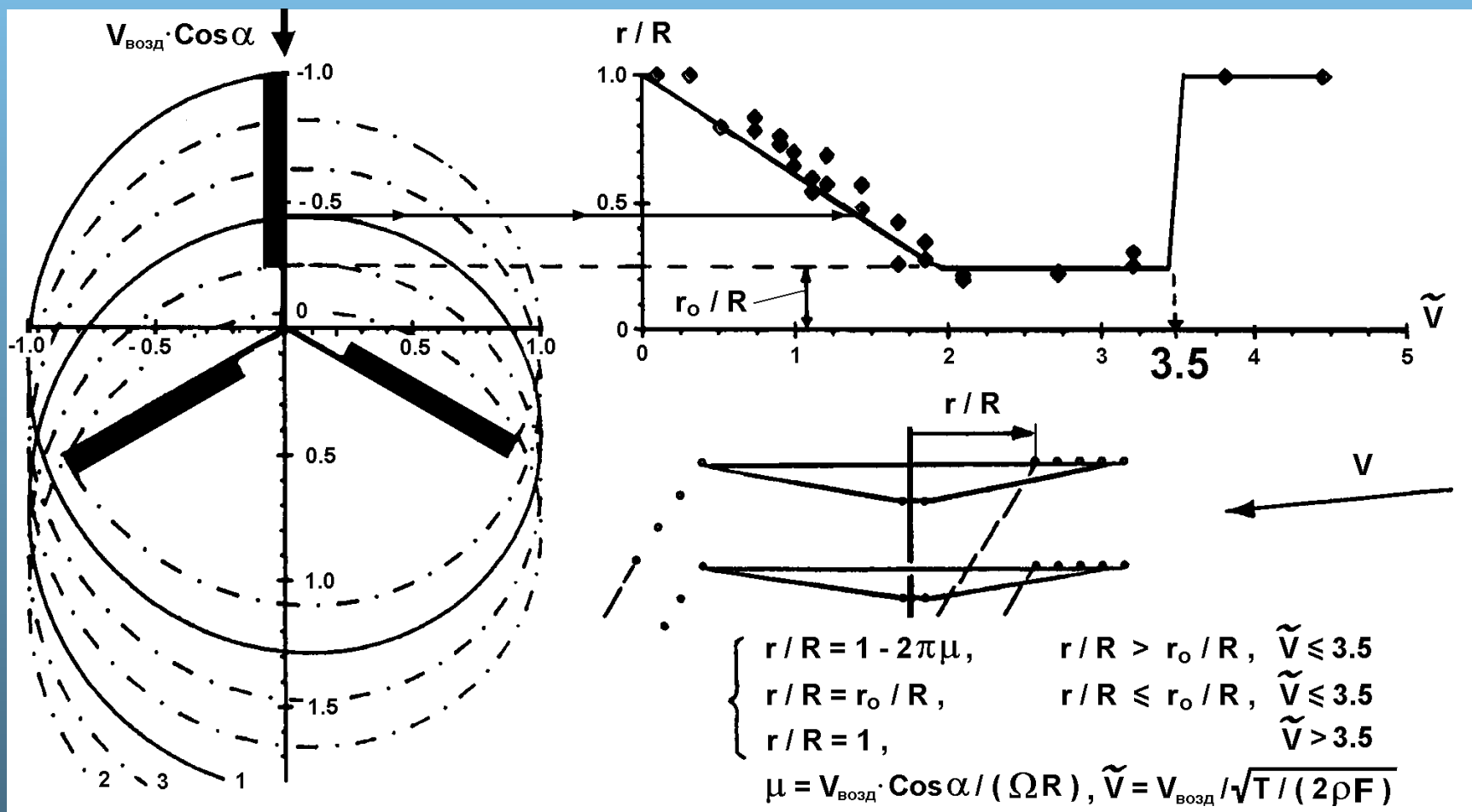
$$V_{\text{возд}} = 73 \text{ [км/ч]}$$

$$V_{\text{возд}} = 138 \text{ [км/ч]}$$

$$V_{\text{возд}} = 227 \text{ [км/ч]}$$



Положение передней границы вихревого следа по скорости горизонтального полета



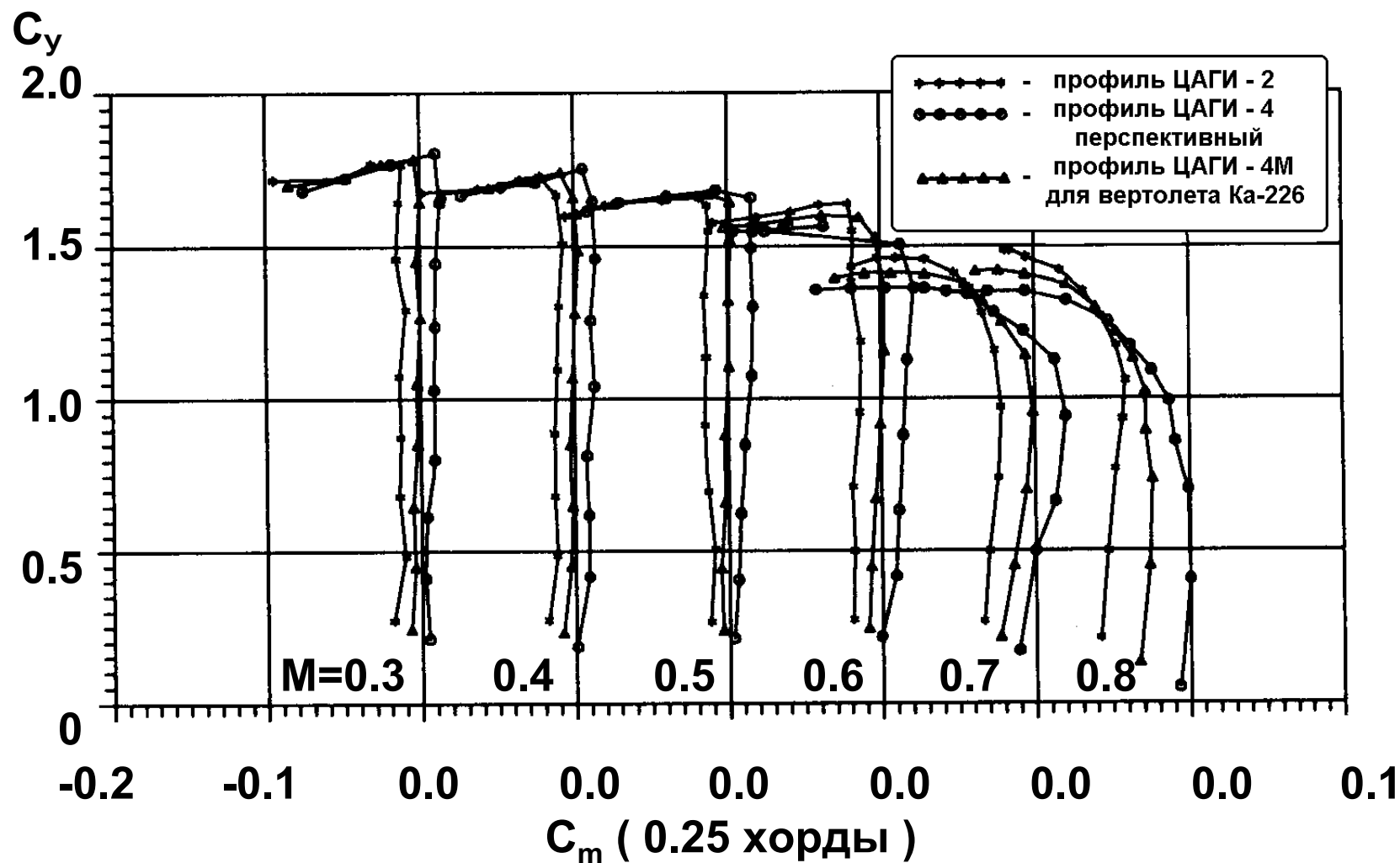
Моделируемые аэроупругие явления соосных несущих винтов

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	$\bar{\Phi}_0 = \mathcal{V}_{ij} \times \bar{M}$	✓			✓	✓
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	✓	✓	✓	✓	✓

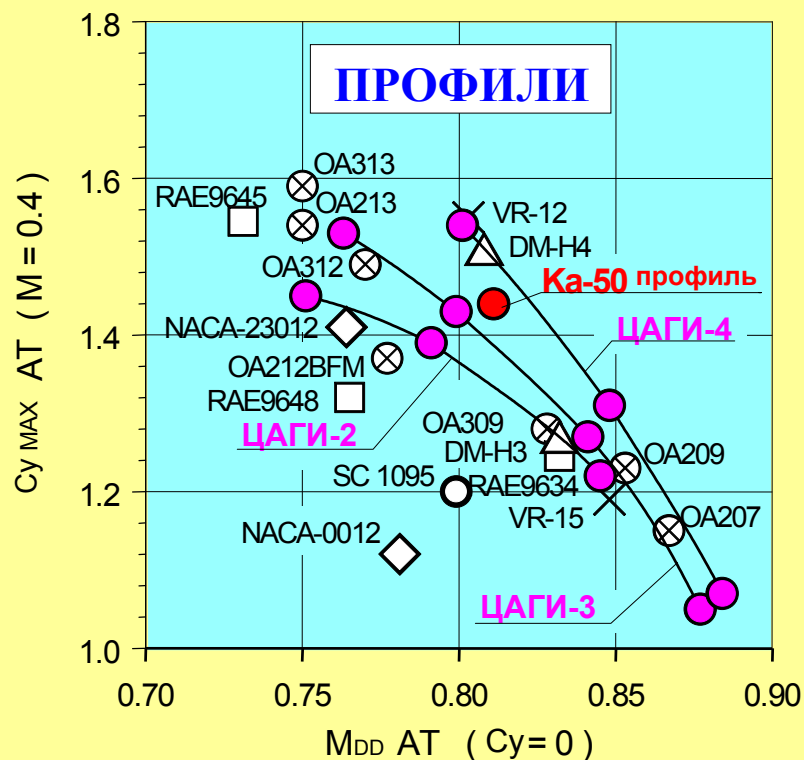
Результаты аэроупругого моделирования соосных несущих винтов

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

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



Аэродинамический профиль лопасти



Ка-50 Аэродинамический профиль



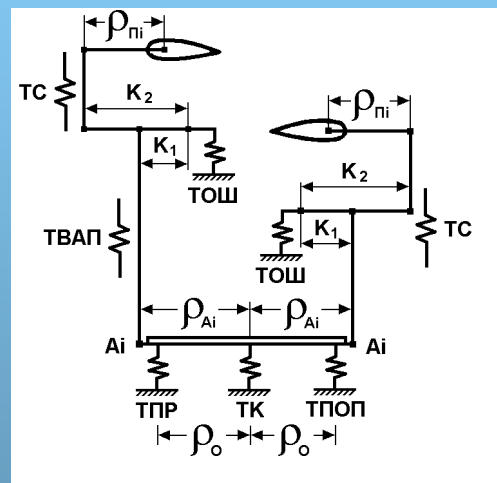
Стреловидная законцовка

Узел крепления лопасти

Хвостовая секция

Триммерная пластина

Модель проводки управления несущими винтами вертолета Ка-32



Модель проводки управления несущими винтами вертолета Ка-50

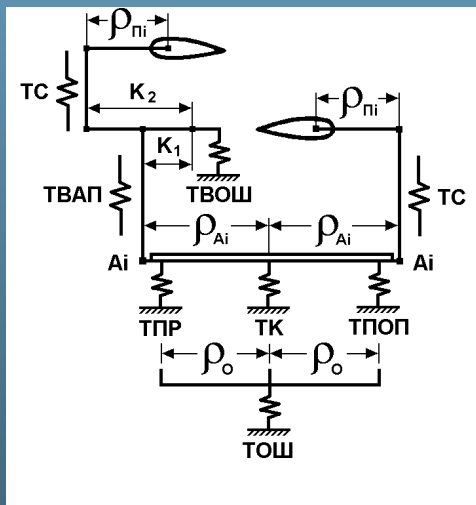
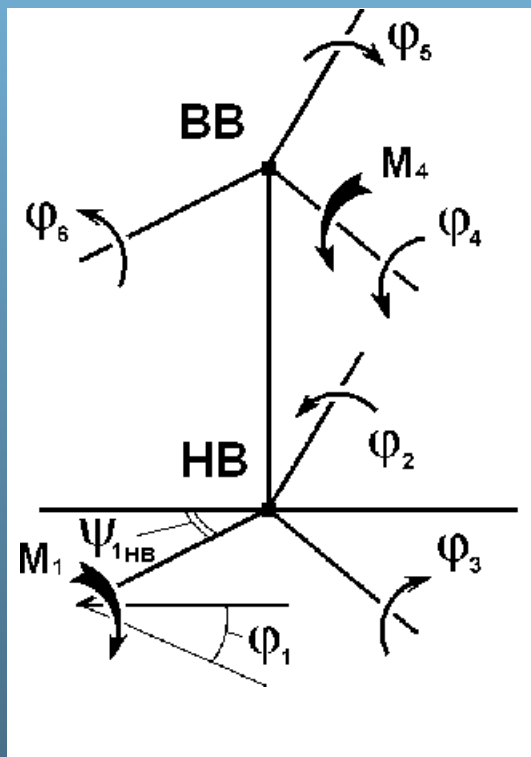
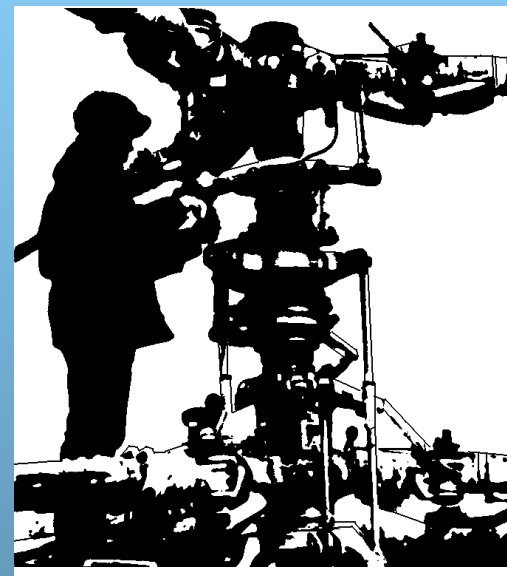


Схема эксперимента по определению матрицы податливости проводки управления



$$\bar{\varphi} = \|\vartheta_{I,J}\| \times \bar{M}$$

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

Матрица податливости

АППРОКСИМАЦИЯ : $\vartheta_{I,J}(\psi_{ILR}) = f(TC, TK, ТПОП, ТПР, ТВАП, ТОШ, ТВОШ, \psi_{ILR})$

ВЫЧИСЛЕНИЕ :

$$\vartheta_{I,J}(\psi_{ILR}) = \frac{КАЧ_J}{\rho_{III}} \cdot \frac{КАЧ_I}{\rho_{III}} \cdot \{ TK \cdot [КА_I \cdot (\sin\varphi_I + \cos\varphi_I) - 1] \cdot [КА_J \cdot (\sin\varphi_J + \cos\varphi_J) - 1] +$$

$$+ КА_I \cdot КА_J \cdot (ТПОП \cdot \cos\varphi_I \cdot \cos\varphi_J + ТПР \cdot \sin\varphi_I \cdot \sin\varphi_J) \} + TC + ТВАП + \vartheta_{0\ I,J};$$

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

Главные жесткости матрицы податливости и динамические жесткости из частотных испытаний

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

ИЗМЕРЕННЫЕ ЖЕСТКОСТИ ПРОВОДКИ
УПРАВЛЕНИЯ НЕСУЩИМИ ВИНТАМИ Ка-32 \Rightarrow

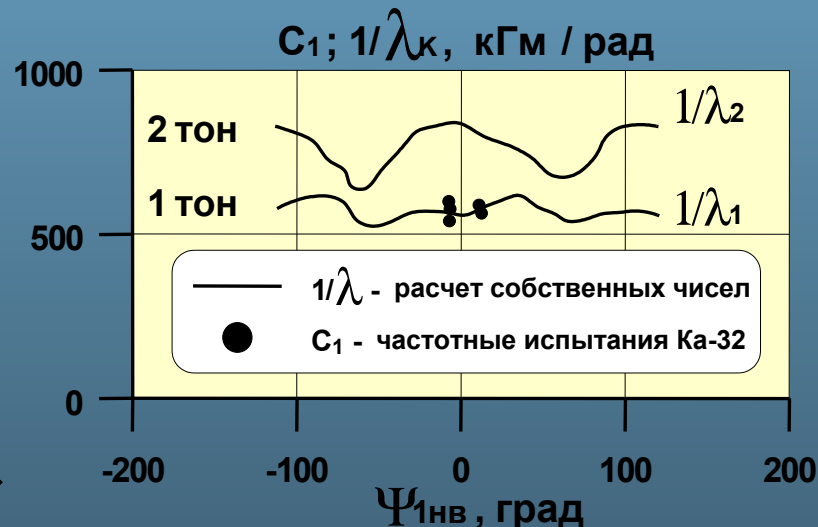
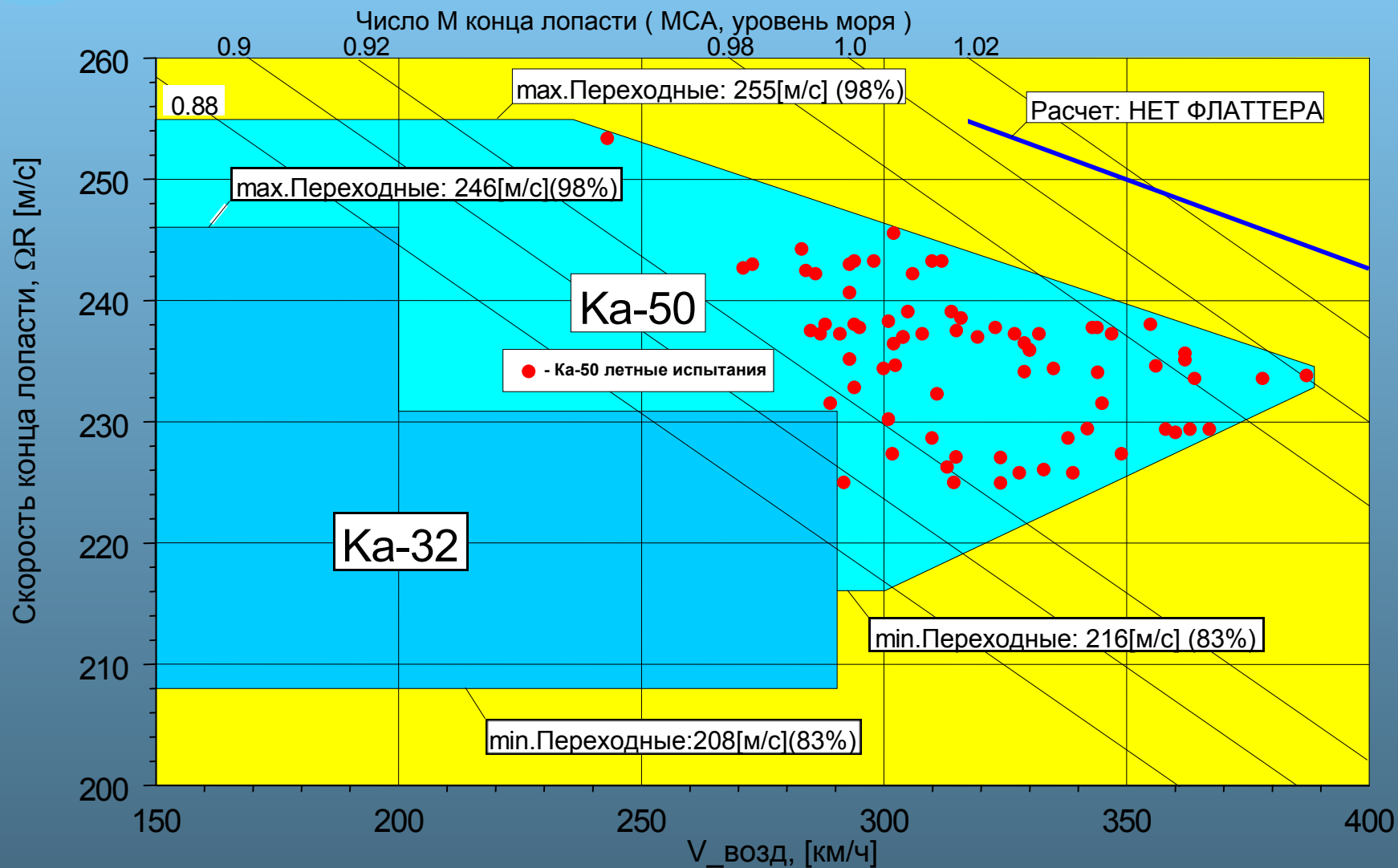
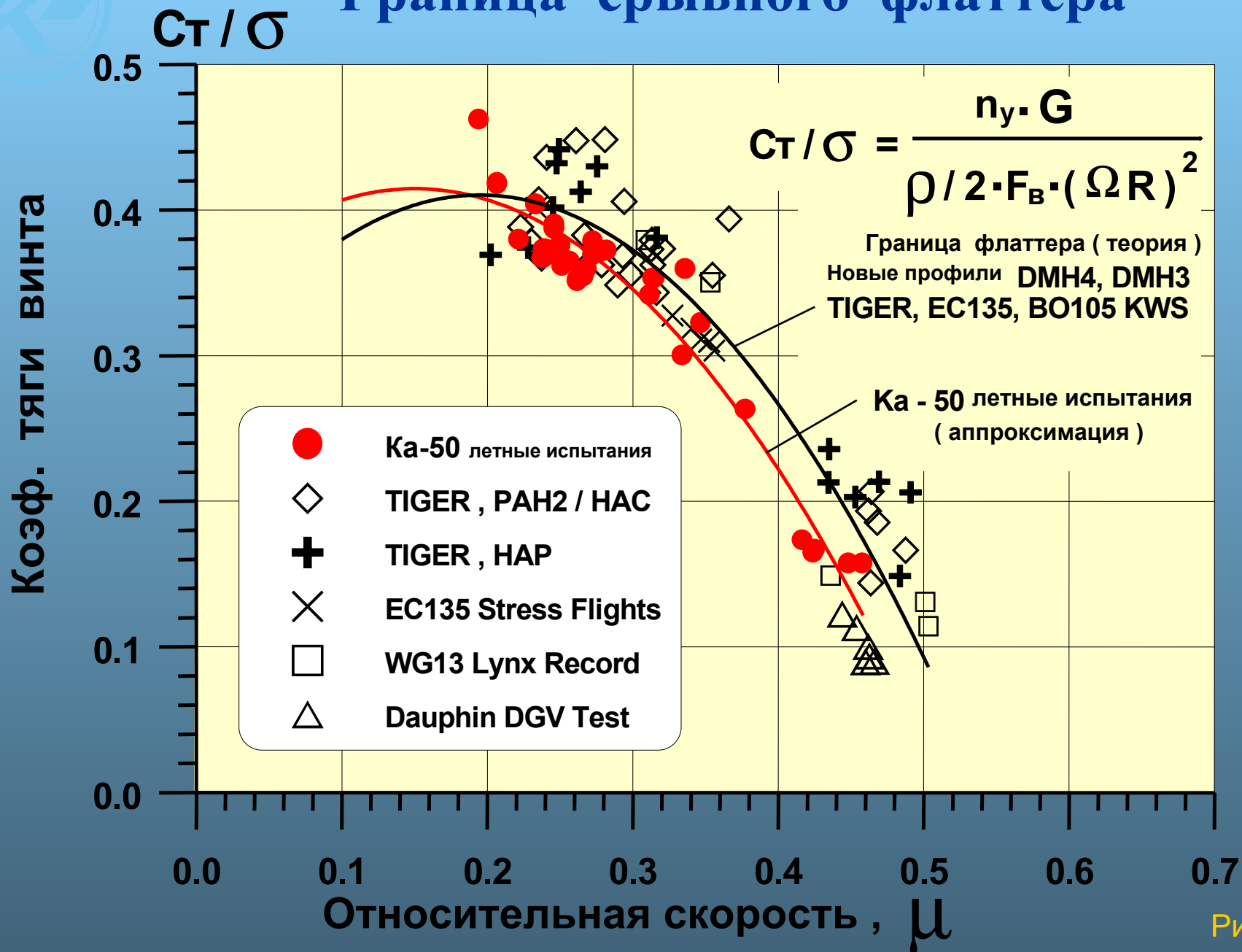


Рис. 16

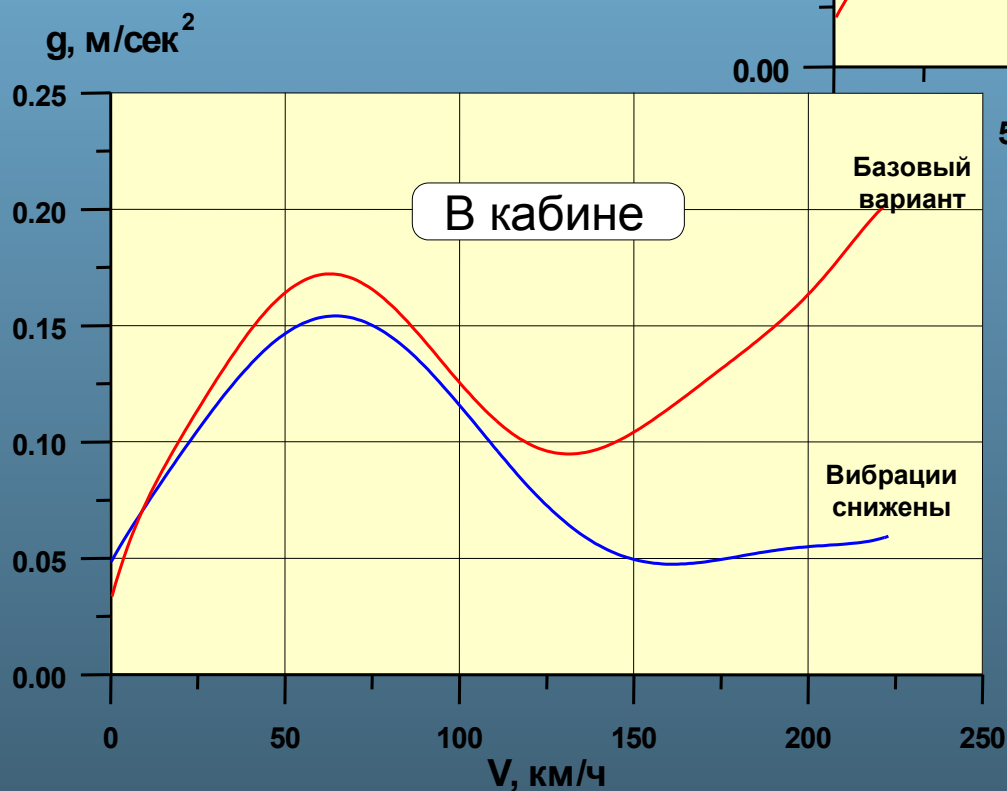
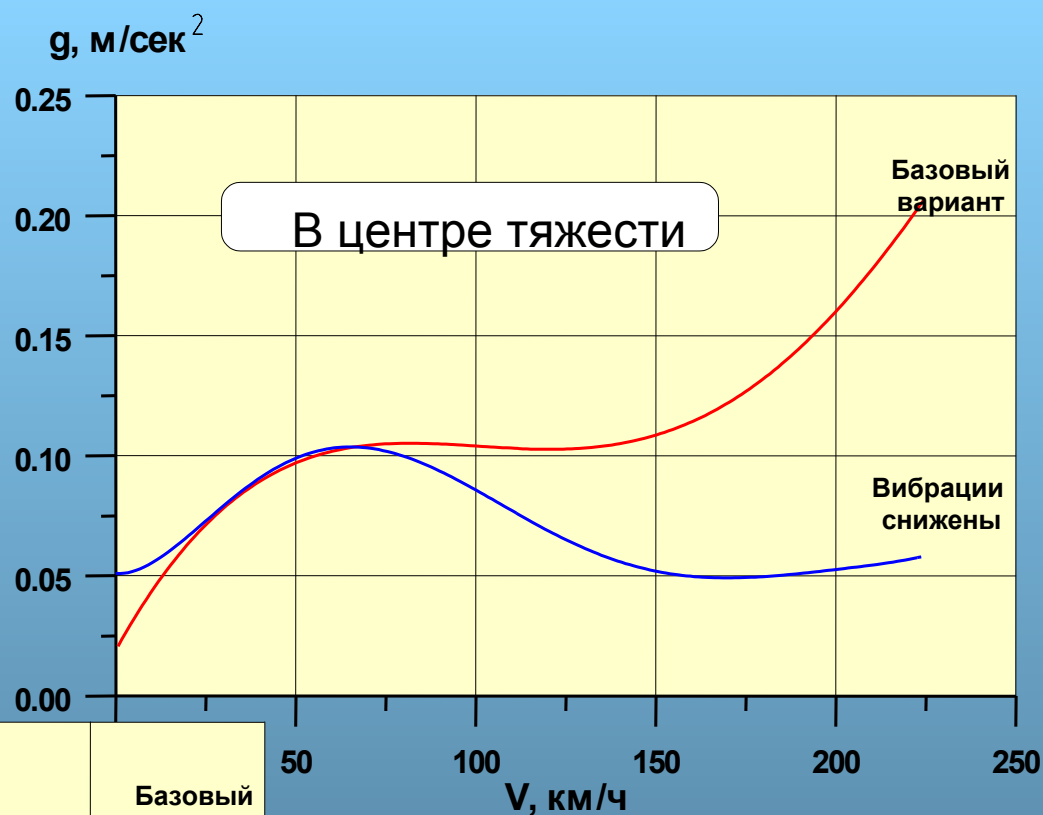
Диапазон скоростей винтов



Граница срывного флаттера



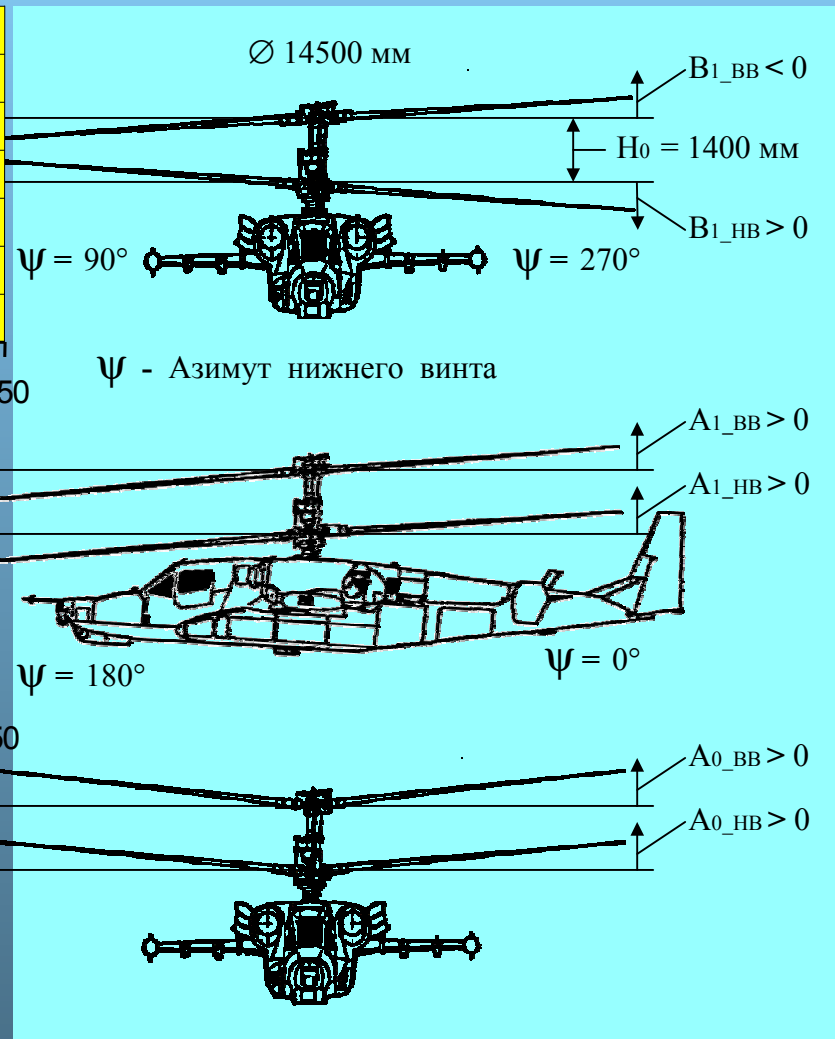
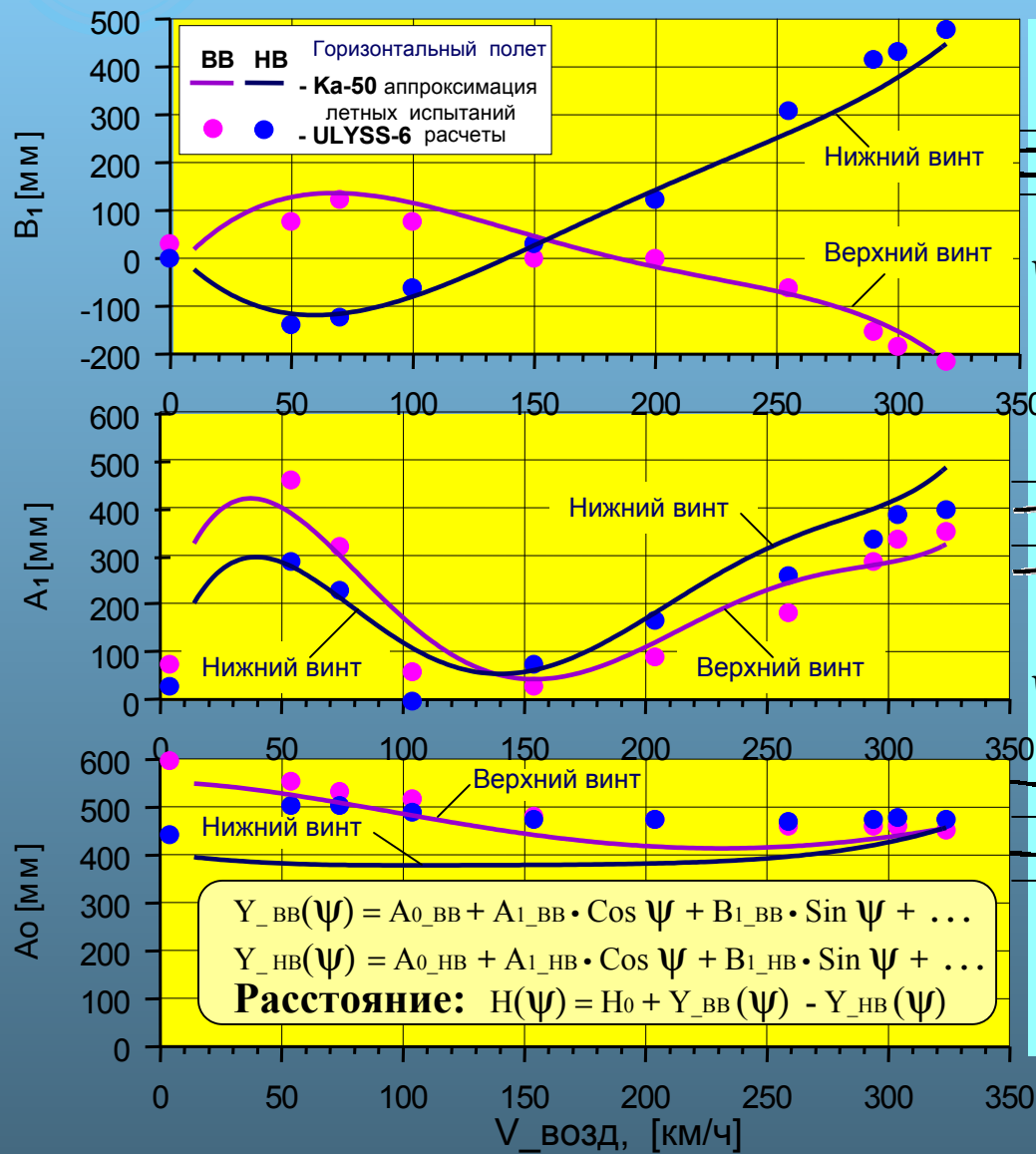
Вертикальные вибрации с частотой 3ω



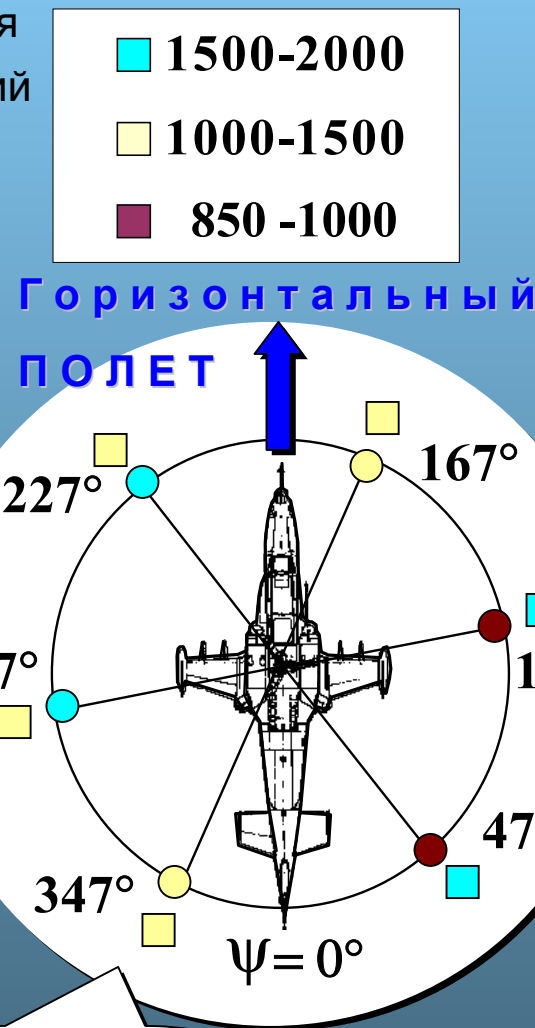
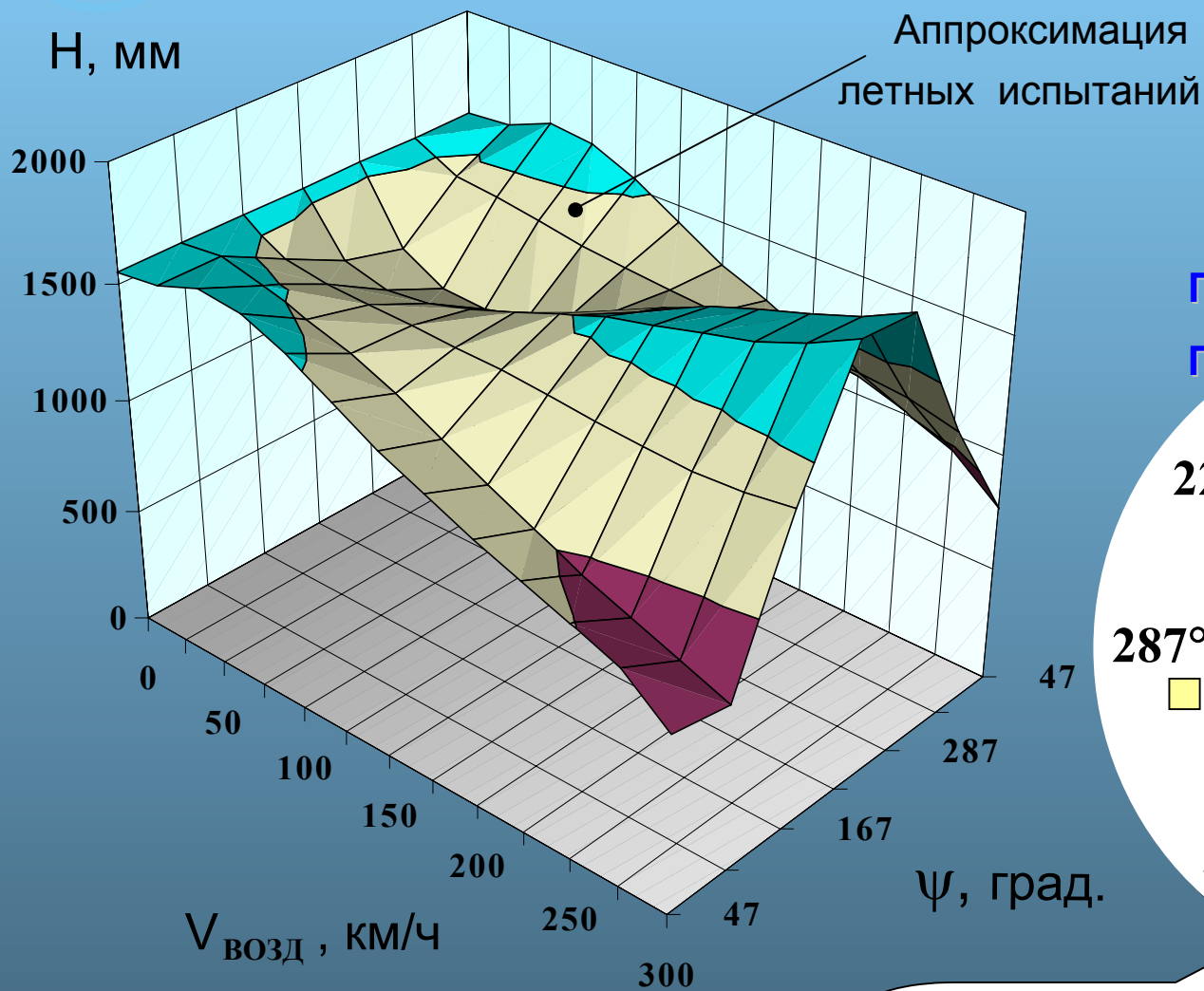
Вертолет Ка - 25

Коэффициенты махового движения конца лопасти

Сравнение расчетов и результатов испытаний

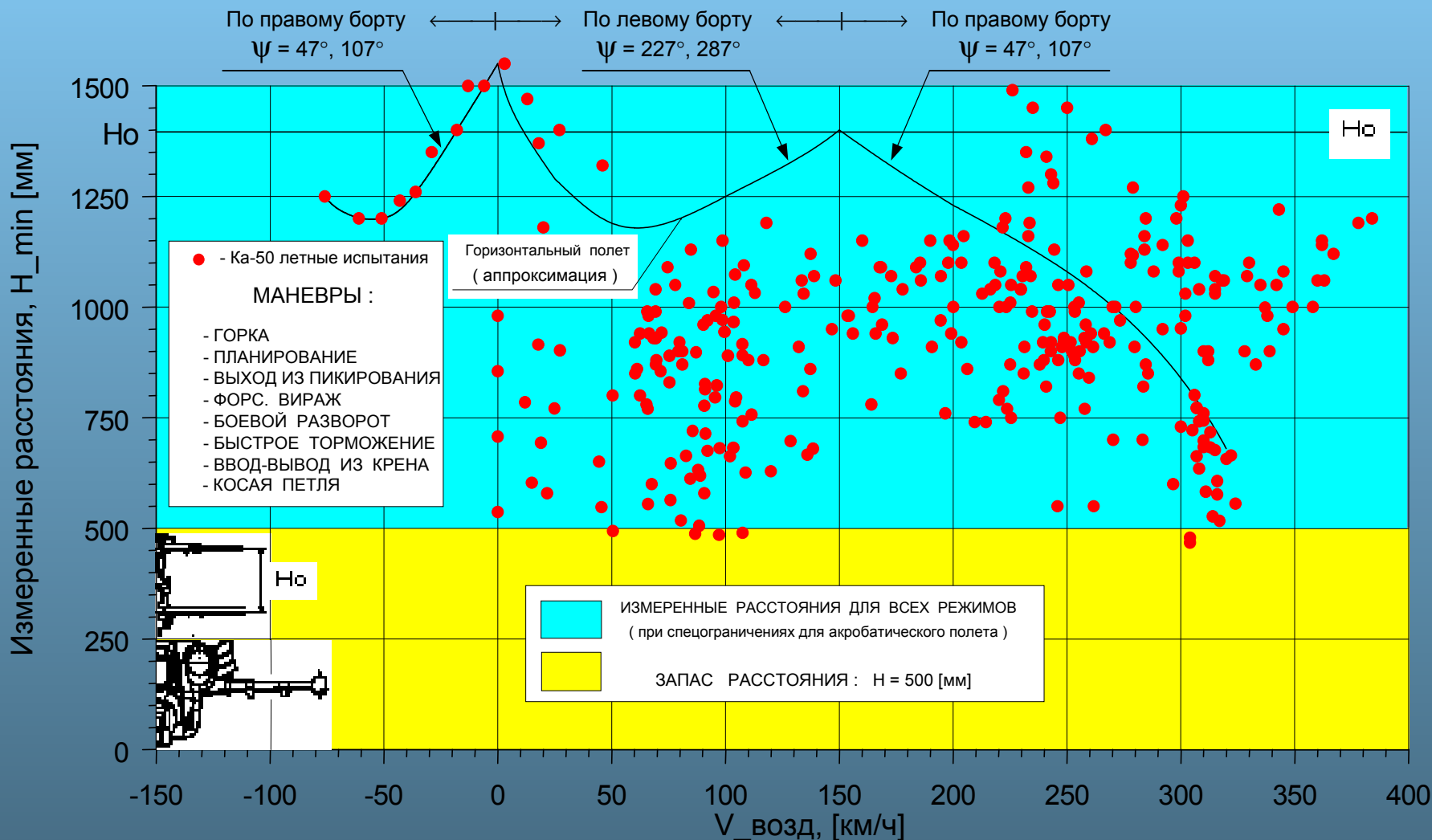


Расстояние между концами лопастей верхнего и нижнего винтов в зависимости от скорости полета и азимута лопасти

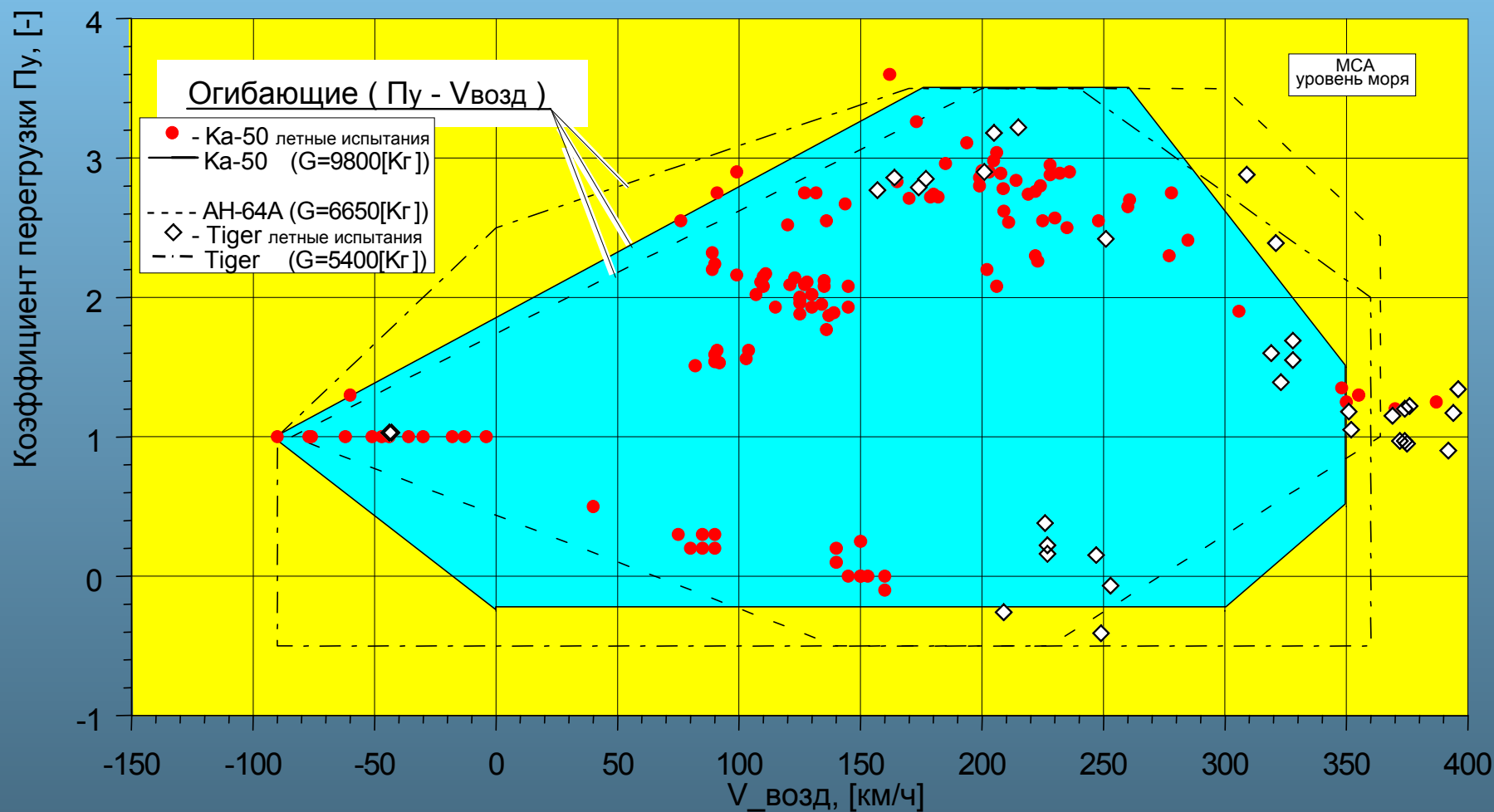


- ■ - $V_{\text{ВОЗД}} \approx 70 \text{ км/ч}$
- ● ● - $V_{\text{ВОЗД}} \approx 300 \text{ км/ч}$

Измеренные расстояния между концами лопастей верхнего и нижнего винтов



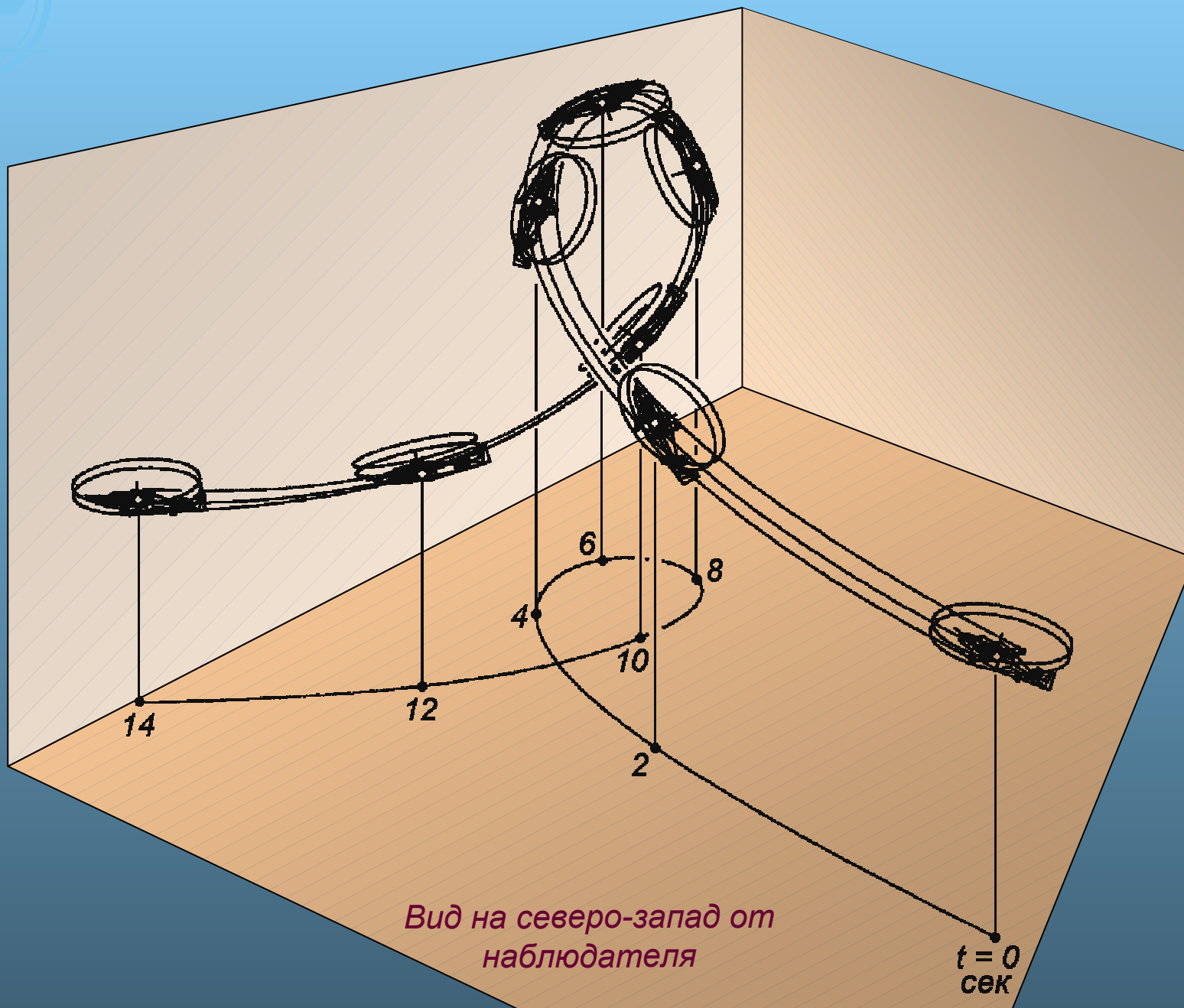
Огибающие зависимостей коэффициента перегрузки от скорости полета



Маневры демонстрационных полетов Ка-50

МАНЕВРЫ	ИЗМЕРЕННЫЕ ПАРАМЕТРЫ (MAX / MIN)				ОПИСАНИЕ
	Воздушная скорость V _{возд} , [км/ч]	Коэффициент перегрузки Пу [-]	Углы тангажа [град]	Углы крена [град]	
Форсированный вираж (правый / левый)	280 ÷ 60	1.0 → 2.9 → 2.0	20 ÷ 50	0 ÷ - 70	Неустановившийся 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

Траектория полета при косой петле (правой)



Вид на северо-запад от
наблюдателя

$t = 0$
сек