

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВЕРТОЛЕТОВ

Лекции 28-30

Доцент Маслов А. Д.

Весна 2011 г.

**Рекомендации к выполнению
курсовой работы по выбору
параметров вертолета
на начальной стадии
проектирования**

11-14 апреля 2011 г.

Постановка задачи

Настоящая курсовая работа предшествует разработке дипломного проекта – завершающей стадии обучения инженера-механика по вертолетостроению.

Задачей дипломного проекта является создание предварительного проекта нового вертикально взлетающего аппарата, наилучшим образом выполняющего предъявленные тактико-технические требования, или глубокая модернизация существующего образца.

Для этого аппарата нужно найти:

- взлетную массу,
- мощность двигателей,
- размеры винтов,
- скорость вращения винтов,
- потребный запас топлива.

Постановка задачи

Чтобы решить задачу оптимизации параметров вертолета, необходимо выбрать соответствующий критерий оптимизации, который может оценивать:

- функциональную эффективность;
- производственную эффективность;
- эксплуатационную эффективность;
- экономическую эффективность эксплуатации вертолётa.

Цель и содержание курсовой работы

Приступая к разработке проекта, дипломник сразу же сталкивается с рядом проблем. Эти проблемы возникают из-за того, что основные параметры вертолета (геометрические размеры, массовые характеристики, необходимая энерговооруженность) будущей машины, зависят друг от друга.

По этой причине полное взаимное соответствие заданных для проектирования требований и параметров, определяющих облик вертолета, удастся найти в результате многократно повторяемых расчетов с последовательными приближениями по нескольким переменным. Такие трудоемкие задачи решаются с использованием компьютерных программ.

Цель и содержание курсовой работы

В настоящее время компьютерные технологии являются важнейшей составляющей инженерного труда. Применение программных продуктов для решения задач проектирования становится основной формой работы инженера, участвующего в разработке нового сложного технического комплекса, и в частности, вертолета.

В этих условиях основными творческими компонентами работы становятся:

- правильный и мотивированный выбор исходных данных для программы;
- грамотная, базирующаяся на знании методов, заложенных в алгоритм программы, интерпретация результатов, полученных при применении программы.

Цель и содержание курсовой работы

Программа «**OPM_10.XLS**» предназначена для определения геометрических, массовых, энергетических, летно-технических и технико-экономических характеристик одновинтового вертолета с рулевым винтом при заданных исходных данных.

Для приобретения навыков работы с такой программой и подготовки к выполнению дипломного проекта проводится курсовая работа, являющаяся прообразом раздела “Выбор параметров вертолета” дипломного проекта.

Курсовая работа базируется на материалах курса лекций «Проектирование вертолетов».

Описание принципов работы программы

В ходе расчета в программе **«OPM_10.XLS»** создается виртуальный образ для **16 разных вертолетов**, выполняющих заданные требования и отличающихся друг от друга количеством и удлинением лопастей несущего винта. Такой подход позволяет исследовать варианты, отличающиеся:

- по удельной нагрузке на ометаемую площадь при одинаковом числе лопастей;
- по количеству лопастей при одинаковой удельной нагрузке.

Результаты работы программы находятся на листе **“Calc”**. Расчеты выполняются по приведенному ниже алгоритму.

Описание последовательности работы программы

После ввода исходных данных и нажатия кнопки «Выполнить расчет» на листе «**IniDat**» начинает работать программа «OPM_10.XLS». Изначально производится расчет констант и неизменных величин, которые могут быть вычислены при помощи формул, записываемых в ячейках листа «**Calc**» без последовательных приближений. Затем начинаются расчеты в макросе VBA.

В цикле № 1 происходит последовательный переход от 1-го до 16-го варианта рассматриваемых вертолетов. Внутри этого цикла находятся циклы №2 – №4.

Описание последовательности работы программы

В цикле № 2 для каждого шага цикла №1 методом последовательных приближений определяется взлетная масса $m_{\text{взл}}$ вертолета. Так как на первом шаге значение $m_{\text{взл}}$ точно определить невозможно, используется приближенное значение этой величины. Для каждого шага приближений полученное на очередном шаге значение $m_{\text{взл}}$ используется в циклах № 3 и № 4, которые выполняются внутри цикла № 2.

Описание последовательности работы программы

В цикле № 3 для заданной взлетной массы $m_{\text{взл}}$ определяются:

- Геометрические размеры НВ и РВ.
- По диаметру НВ – взлетная мощность двигателей (далее этот режим работы двигателя называется взлетным и обозначается для одного двигателя $N_{\text{взл}}$). На первом шаге коэффициент используемой НВ мощности принимается равным $\xi_{\text{НВ}} = 0,84$. В последующих приближениях цикла №3 этот коэффициент уточняется
- По мощности на валу НВ – крутящий момент НВ и тяга РВ.

Описание последовательности работы программы

- Мощность РВ. Уточняется коэффициент используемой НВ мощности с заданной погрешностью $\Delta\xi_{НВ} = |0,0001|$. После достижения сходимости полученная мощность одного двигателя принимается соответствующей режиму взлетной мощности.
- По взлетной мощности $N_{ВЗЛ}$ и типовым (или заимствованным из данных двигателя-прототипа) высотнo-климатическим характеристикам двигателя – расчетная термодинамическая мощность двигателя на нулевой высоте. Далее этот режим работы двигателя называется “термодинамический расчетный” и обозначается $N_{ТР}$. Кроме того, по взлетной мощности двигателя определяется его крейсерская мощность двигателей $N_{КР}$.

Описание последовательности работы программы

В цикле № 4 определяется крейсерская скорость, которая зависит от произведения аэродинамического качества вертолета на пропульсивный коэффициент несущего винта.

В продолжении цикла № 2 для определенной для текущего шага взлетной массе производится вычисление:

- Километрового расхода топлива и массы топлива, необходимой для выполнения задания.
- Массы отдельных агрегатов и систем.
- Массы пустого снаряженного вертолета.
- Массы полезной нагрузки $m_{\text{ПОЛЕЗ.Н}}$, соответствующей взлетной массе текущего шага, и погрешности между значениями вычисленной и заданной полезной нагрузки.

Описание последовательности работы программы

В результате сравнения вычисленной и заданной погрешностей производится либо переход к циклу № 1, либо продолжение цикла № 2.

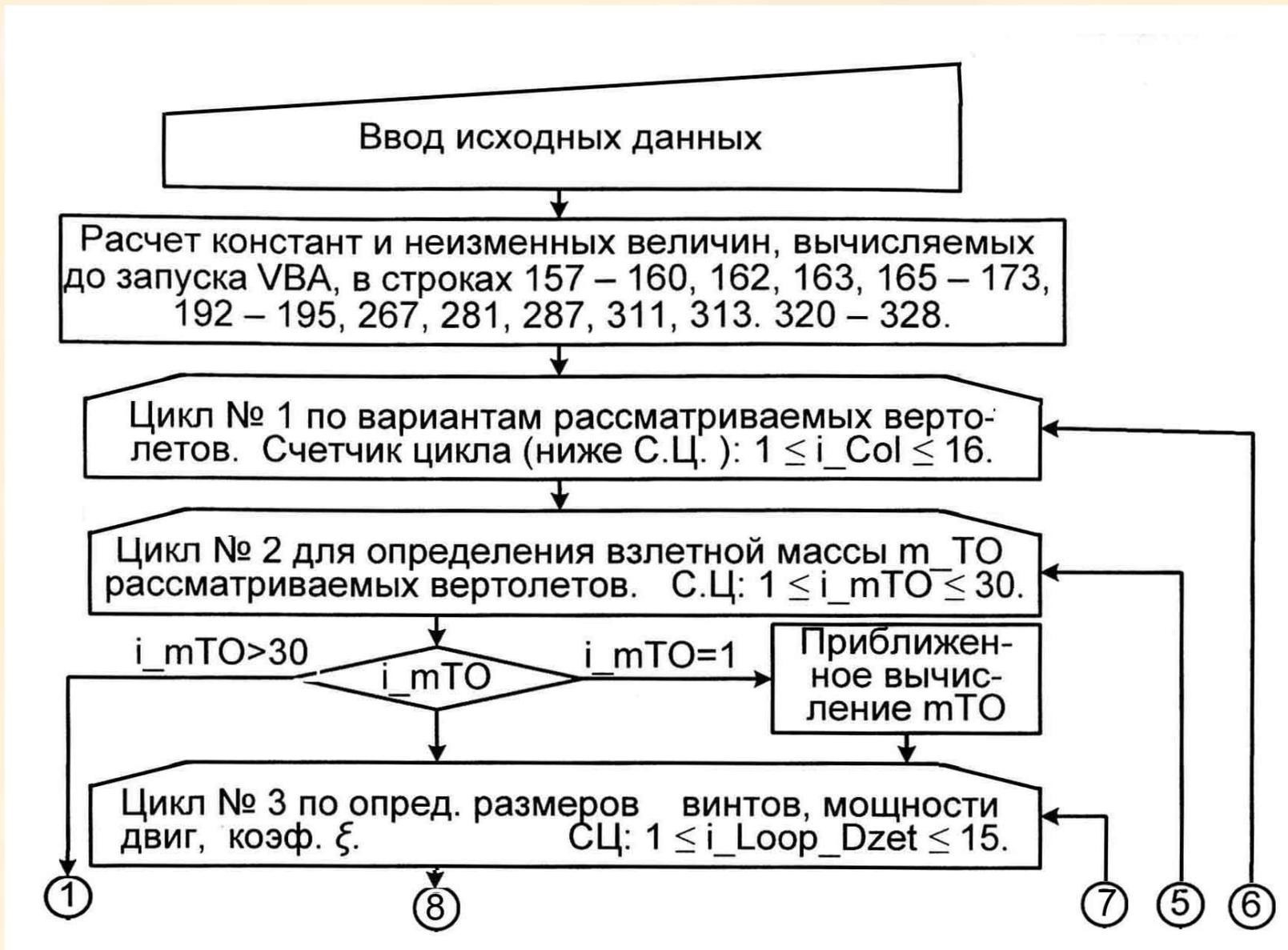
Выход из цикла № 1 происходит после завершения расчета последнего 16-го варианта.

После завершения расчетов производится запись результатов расчета в VBA на лист «Calc» и расчет экономических параметров.

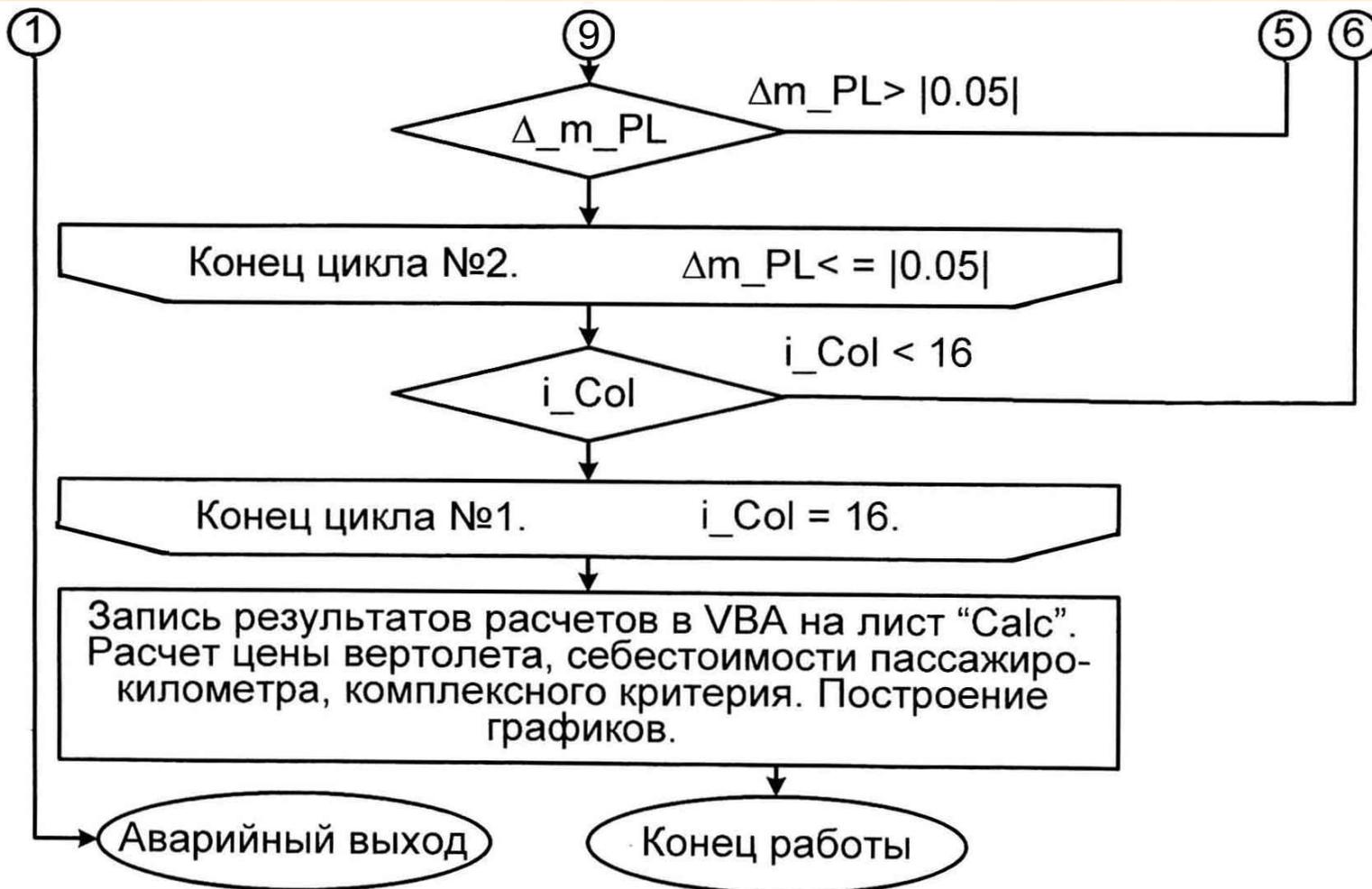
Для выбора оптимального варианта в программе вычисляется критерий совершенства, зависящий от семи параметров (взлетной массы, весовой отдачи, диаметра несущего винта, крейсерской скорости, приведенной производительности, цены вертолета и себестоимости пассажирокилометра).

Завершается расчет построением диаграмм.

Блок-схема работы программы. Часть 1



Блок-схема работы программы. Часть 3



Порядок выполнения курсовой работы

Получив техническое задание, исполнитель должен до начала работы с программой выполнить ряд подготовительных графических и расчетных работ для определения значений тех величин, которые вводятся в исходные данные. К числу таких подготовительных работ относятся:

1. Создание предварительного эскиза общего вида проектируемого вертолета.
2. Расчет на основе эскиза значений ряда величин.
3. Определение относительного КПД несущего и рулевого винтов при висении на заданной высоте и при заданной температуре.

Создание эскиза общего вида

Эскиз общего вида создается на основе приблизительного определения:

1. Размеров центральной части фюзеляжа, ориентируясь на заданную нагрузку или число пассажиров;
2. Размеров и формы носовой части фюзеляжа, ориентируясь на количество членов экипажа и поперечное сечение центральной части фюзеляжа;
3. Длины хвостовой части фюзеляжа, исходя из предварительных значений диаметров несущего и рулевого винтов. Диаметр несущего винта может быть вычислен с помощью очень грубой формулы

$$D_{НВ} = m^{0.39},$$

где $m_{ПЛ}$ – заданная масса платной нагрузки в кг.

Диаметр хвостового винта для такой прикидки принимается равным 20% от диаметра НВ.

Расчет параметров на основе эскиза

На основе эскиза производится расчет значений следующих величин:

1. Произведение $C_x \cdot S$, характеризующее вредное сопротивление несущих элементов вертолета. Очень полезны рекомендации, изложенные в [5, с. 398], в частности, касающиеся необходимости увеличивать полученное в результате расчета значение $C_x \cdot S$ примерно в 1,5 раза для учета влияния «различных щелей, дверок, люков, волнистости обшивки и т.д.
2. Площадь обогреваемой зоны остекления кабины пилотов.

Расчет параметров на основе эскиза

3. Коэффициентов потерь тяги из-за обдувки несущим винтом планера и рулевым винтом киля. Эти коэффициенты могут быть определены в соответствии с рекомендациями, изложенными в [5, с 203].
4. Коэффициентов потерь мощности в главном редукторе и в трансмиссии от двигателей до рулевого винта. Эти значения получаются в результате анализа выполненной на основе эскиза кинематической схемы всей трансмиссии от двигателей до винтов.
5. Электрической и механической мощностей, затрачиваемой на различные нужды. Пояснения приведены в разделе 3.2. учебного пособия.

Определение относительного КПД несущего и рулевого винтов при висении на заданных высоте и температуре

Для определения относительного КПД нужно знать соответствующие значения отношения C_T/σ и M_0 . В программе эти значения задаются для стандартных условий на нулевой высоте и при температуре 15°C. Такие значения служат хорошим ориентиром, приблизительно показывающим возможности вертолета в части достижения динамического потолка и достижимой максимальной скорости. Для расчета режима висения нужно знать относительный КПД для C_T/σ и числа M_0 , соответствующих заданным требованиям к статическому потолку. Для этого необходимо разделить заданное C_T/σ на относительную плотность Δ воздуха в заданных условиях висения. Значения Δ и M_0 вычисляются в программе: $\Delta_{\text{Н.ВИС}}$ находится в ячейке N158, а $M_{0.\text{НВ.Н.ВИС}}$ для НВ – в ячейке N157 и $M_{0.\text{РВ.Н.ВИС}}$ для РВ – в ячейке N159 листа “Calc”.

Определение относительного КПД несущего и рулевого винтов при висении на заданных высоте и температуре

В случае, если форма в плане, геометрическая крутка и примененный аэродинамический профиль лопастей несущего и рулевого винтов удовлетворяют исследователя, то могут быть использованы графики зависимости относительного КПД от C_T/σ и Mo , приведенные на рис. 49 (для несущего винта) и рис. 50 (для рулевого винта) методического пособия.

Если применяется винт с другой формой лопасти в плане, геометрической круткой или профилировкой, то необходимо выполнить расчеты (например, по методу, применявшемуся в курсовой работе по аэродинамике несущего винта, или другому методу, дающему удовлетворительные результаты), построить графики, подобные приведенным на рис. 49 и 50, и определить по этим графикам значения КПД.

Настройка параметров MS Excel

- Перед вводом исходных данных следует иметь в виду ряд особенностей работы программы «ОРМ_10.xls», алгоритм которой реализован в электронной таблице MS *Excel* с применением макросов, написанных на языке VBA.
- Для обеспечения высокого уровня безопасности в *Excel* по умолчанию установлена опция, автоматически отключающая макросы, имеющиеся в программе. Для того чтобы макрос можно было запустить в работу и выполнить расчет, необходимо перед началом работы с *Excel* включить «средний уровень безопасности макросов», для чего необходимо:
 1. Войти в меню «Сервис».
 2. Последовательно выбрать «Параметры», «Безопасность», «Безопасность макросов».
 3. В окне «Безопасность макросов», используя мышь, выбрать «Средняя» и затем «ОК».

Порядок выполнения курсовой работы

- Заполняется лист “IniDat” программы значениями исходных данных в соответствии с рекомендациями, приведенными в разделе 3 методического пособия.
- В результате ввода в исходные данные даже одного ошибочного значения могут произойти сбои в работе программы. Такой ошибкой может стать, например, слишком большая дальность полета (на которую вертолет неспособен улететь), большое значение сопротивления несущих элементов, при котором невозможен полет на крейсерской мощности, и ряд других. В процессе написания программы были предприняты меры для того, чтобы в случае возникновения подобной ошибки пользователь получал бы информацию о причинах появления ошибки.

Информация об ошибке в программе

	A	B	C	D	E	F	G	H	J
1	Выполнить расчет		СПРАВА В ТАБЛИЦЕ			R/b=20,00	R/b=19,00	R/b=18,00	R/b=17,00
2			ВЗЛЕТНЫЕ МАССЫ ДЛЯ ТОЧЕК		кл = 2	1410	1429	1452	1481
3			ЗАКОНЧЕННОГО РАСЧЕТА		кл = 3				
4			(ЗАПОЛНЯЕТСЯ В ХОДЕ РАСЧЕТА)		кл = 4				
5		1. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ ДЛЯ РАСЧЕТА С ЗАДАННОЙ НАГРУЗКОЙ				кл = 5			
6	ПАРАМЕТР				Обозначения		Размерность	Значение	
7	ТЕХНИЧЕСКОЕ ЗАДАНИЕ НА ПРОЕКТ.								
8	МАССА ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ						кг	0	
9	КОЛИЧЕСТВО ПассажиРОВ						чел.	3	
10	ДАЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА С ЗАДАННОЙ НАГРУЗКОЙ						км	375	
11	АЭРОНАВИГАЦИОННЫЙ ЗАПАС (ВРЕМЯ)						ч	0,33	
12	АЭРОНАВИГАЦИОННЫЙ ЗАПАС (% ОТ ТОПЛИВА)						%	0	
13	СТАТИЧЕСКИЙ ПОТОЛОК						м	1000	
14	ПРЕВЫШЕНИЕ ТЕМПЕРАТ. ВОЗДУХА НАД СТАНДАР						°C	0	
15	МАССА ОДНОГО ЧЛЕНА ЭКИПАЖА						кг	90	
16	КОЛИЧЕСТВО ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА						чел.	1	
17	МАССА СПЕЦИАЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ						кг	0	
18	ДАЛЬНОСТЬ С ПОЛНЫМИ ВСТРОЕННЫМИ БАКАМИ						км	450	

Microsoft Excel ✕

ОШИБКА 11!

Вычисленная относительная крейсерская скорость меньше 0,05.
Часто это происходит при слишком большом значении CxS.

Нажмите ОК и измените исходные данные.

Предупреждение

- В случае появления такого сообщения необходимо нажать клавишу «*Enter*» или, используя мышь, сделать щелчок на кнопке «ОК», внести поправки в исходные данные и повторить попытку выполнить расчет.
- Если преодолеть сбой в работе программы не удастся, то необходимо проверить, не была ли повреждена программа. Для этого рекомендуется хранить под измененным названием исходный вариант программы.

Порядок выполнения курсовой работы

- После ввода исходных данных (на листе “IniDat”) в части строк листа ”Calc”, **отмеченных зеленым цветом в столбце «А»**, производится расчет значений ряда величин по формулам, записанным в соответствующих ячейках.
- Для запуска вычислений искомых величин методом последовательных приближений с использованием макроса, записанного на языке VBA, необходимо, используя мышь, нажать на кнопку «ВЫПОЛНИТЬ РАСЧЕТ», расположенную в левой верхней части листа “IniDat”.
- Для визуализации хода вычислений в правой верхней части листа “IniDat” расположена таблица (область E1:J5), в ячейки которой по мере выполнения расчета записываются значения взлетных масс всех 16 вариантов вертолетов.
- Результаты работы программы находятся в столбцах от “С” до “R” листа “Calc”.

Порядок выполнения курсовой работы

- После завершения вычислений программа заполняет соответствующие ячейки листа «Calc», в которых содержатся полные результаты расчетов для всех 16 вариантов исследуемого вертолета.
- В ячейках столбца «B» листа «Calc» приведены названия и расчетные формулы переменных находящихся в столбцах (C:R).
- Кроме результатов расчетов, приведенных на листе «Calc», программа выдает 13 диаграмм. На этих диаграммах представлены основные летно-технические, геометрические и экономические параметры для 16 вариантов вертолета в зависимости от удельной нагрузки на площадь, ометаемую несущим винтом.

Предупреждение

Следует иметь в виду, что ввод на листе “Calc” любого значения в ячейку столбцов от «С» до «АН» в строках, имеющих в столбце «А» зеленый цвет заливки, уничтожает записанную в ячейке формулу и приводит всю программу частично или полностью в неработоспособное состояние.

Порядок выполнения курсовой работы

- Программа «ОРМ_10.xls», производит расчет для вертолетов, имеющих единственное значение окружной скорости концов лопастей. Однако, эта величина заметно влияет на облик вертолета. Поэтому, после того, как отработан вариант с заданной окружной скоростью, необходимо выполнить еще четыре расчета, в которых окружная скорость увеличивается и уменьшается на 5 и 10 м/с. Эта часть исследования составляет наиболее весомую часть настоящей курсовой работы.
- При этом *необходимо определить и ввести в исходные данные новые значения относительного КПД несущего винта*, которые зависят от числа M_0 , в свою очередь зависящего от окружной скорости.

Порядок выполнения курсовой работы

- Далее, на базе данных, полученных в пяти вариантах расчета, необходимо, используя программу *MS Excel*, составить таблицу и построить диаграммы, показывающие изменение в зависимости от окружной скорости каждого из семи приведенных ниже основных параметров:
 - 1) взлетная масса;
 - 2) крейсерская скорость;
 - 3) мощность двигателя на взлетном режиме;
 - 4) диаметр несущего винта;
 - 5) запас топлива на заданную дальность;
 - 6) сопоставительная цена вертолета;
 - 7) сопоставительная стоимость пассажирокилометра.

Порядок выполнения курсовой работы

- Для окончательного выбора варианта, который будет признан оптимальным, необходимо выбрать критерий оценки проекта, связанный с назначением вертолета.
- В результате анализа обобщающих таблицы и семи графиков делается мотивированный вывод о том, какой вертолет выбран лучшим.
- После этого необходимо перейти к оформлению пояснительной записки к курсовой работе.

Оформление пояснительной записки к курсовой работе

- В разделе «Введение» излагаются сведения о назначении вертолета и основных типах работ, которые он должен будет выполнять, а также результаты анализа существующих прототипов.
- В разделе «Техническое задание на проект» приводятся технические требования к проектируемому вертолету в соответствии с подразделом 3.1 настоящего пособия.
- В разделе «Исходные данные» содержатся исходные данные для выполнения расчетов, сгруппированные по разделам с такими же названиями, какие имеют подразделы 3.2 – 3.8 настоящего пособия. При описании особенностей выбора исходных данных, следует выполнять указания, приведенные в завершающем абзаце каждого из пунктов упомянутых разделов. Допускается включение отдельных иллюстраций указанных разделов в текст пояснительной записки.

Оформление пояснительной записки к курсовой работе

- В разделе «Результаты расчета» на базе данных, полученных в пяти вариантах расчета с различными значениями окружной скорости концов лопастей, приводятся таблицы и диаграммы, показывающие изменение в зависимости от окружной скорости каждого из приведенных ниже семи параметров:
 - взлетная масса;
 - крейсерская скорость;
 - мощность двигателя на взлетном режиме;
 - диаметр несущего винта;
 - запас топлива на заданную дальность;
 - сопоставительная цена вертолета;
 - сопоставительная стоимость пассажирокилометра.

Оформление пояснительной записки к курсовой работе

- Далее производится оформление диаграмм, иллюстрирующих результаты расчетов. При этом, графики должны быть взяты из того расчета, который соответствует оптимальной окружной скорости. В пояснительную записку следует поместить все полученные в расчете и обработанные диаграммы:
 - Взлетная масса.
 - Масса пустого вертолета.
 - Диаметр несущего винта.
 - Хорда лопасти несущего винта.
 - Суммарная взлетная мощность двигателей.

Оформление пояснительной записки к курсовой работе

- Крейсерская скорость полета.
- Запас топлива для полета на заданную дальность.
- Коэффициент весовой отдачи.
- Относительная масса полезного груза.
- Сопоставительная цена вертолетов.
- Сопоставительная себестоимость пассажирокилометра транспортной работы.
- Приведенная производительность.
- Комплексный критерий оценки совершенства вертолета.

Оформление пояснительной записки к курсовой работе

- На каждой диаграмме следует отметить точку, соответствующую избранному варианту. Для этого на всех диаграммах имеются заготовки в виде стрелки и числового поля, которые могут быть перемещены мышью в нужное место на диаграмме.
- Завершает пояснительную записку итоговая таблица. В ней указываются значения параметров, выбранных в качестве оптимальных для выполняющего заданные требования вертолета.

Основные тактико-технические требования (пример расчета)

1.	МАССА ПЛАТНОГО ГРУЗА, кг	1500
2.	ИЛИ ЧИСЛО ПАССАЖИРОВ	0
3.	ДАЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА С ЗАДАННЫМ ГРУЗОМ, км	300
4.	АЭРОНАВИГАЦИОННЫЙ ЗАПАС ТОПЛИВА, ч	0
5.	ИЛИ АЭРОНАВИГАЦИОННЫЙ ЗАПАС ТОПЛИВА, %	5
6.	СТАТИЧЕСКИЙ ПОТОЛОК, м	3000
7.	ОТЛИЧИЕ ОТ СТАНДАРТНОЙ ТЕМПЕРАТУРЫ НА ПОТОЛКЕ (+ ВЫШЕ), °С	10 СТАТ.
8.	МАССА ОДНОГО ЧЛЕНА ЭКИПАЖА, кг	90
9.	КОЛИЧЕСТВО ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА, кг	1
10.	МАССА СПЕЦИАЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ, кг	0
11.	ДАЛЬНОСТЬ С ПОЛНЫМИ ВСТРОЕННЫМИ БАКАМИ	500
12.	СООТВ.ТРЕБОВ. К ПОЛЕТУ ПО КАТЕГ.“А” (ДА = 1, НЕТ = 0)	1
13.	ВЫСОТА КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА, м	500
14.	ОТЛИЧИЕ ОТ СТАНДАРТНОЙ ТЕМПЕРАТУРЫ НА КРЕЙС. РЕЖИМЕ (+ ВЫШЕ),°С	0

Исходные данные для расчета вертолета (пример расчета)

15.	ПЛОЩАДЬ ВРЕДНОЙ ПЛАСТИНКИ $S_{\text{хS}}$, м^2	1,3
16.	МОЩНОСТЬ, НА ПРИВОД СИСТЕМ БОРТА $N_{\text{СИС}}$, кВт	4
17.	ЭЛЕКТР. МОЩНОСТЬ НА ПОС СТЕКОЛ $N_{\text{СТЕК}}$, кВт	4
18.	ЭЛЕКТР. МОЩН. НА ПРОЧИХ ПОТРЕБИТ. $N_{\text{ПРОЧ}}$, кВт	1
19.	КПД ЭЛЕКТРОГЕНЕРАТОРА $\eta_{\text{ГЕН}}$,	0,85
20.	ОБОРОТЫ ТРАНСМИССИОННОГО ВАЛА $n_{\text{ВА}}$, об/мин	2000
21.	КОЭФФИЦИЕНТ ПЕРЕГРУЗКИ ТРАНС. ВАЛА $f_{\text{ВА}}$,	2,8
22.	ПОТЕРИ МОЩНОСТИ В ГЛАВНОМ РЕДУКТОРЕ ζ_{MGB}	0,04
23.	ДЛИНА ПРОВОДКИ УПР. ДО ГЛАВН. РЕДУКТ. $L_{\text{ПУ}}$, м	2
24.	КОЭФФИЦИЕНТ УВЕЛИЧЕНИЯ МАССЫ ПУСТОГО ВЕРТОЛЕТА “НА НЕЗНАНИЕ”,	1,1
25.	ТРЕБУЕТСЯ ЛИ УСТАНОВКА ЭЛЕКТРОТЕПЛОВОЙ ПОС ВИНТОВ (1 – ДА, 0 – НЕТ)	1

Исходные данные для расчета вертолета (пример расчета)

26.	КОЭФФИЦИЕНТ $C_t/\sigma_{НВ}$ НА $H = 0$ (МСА)	0,15
27.	ОКРУЖНАЯ СКОРОСТЬ, $\omega R_{НВ}$, м/сек	210
28.	ОТНОСИТЕЛЬНЫЙ КПД НА ВИСЕНИИ, $\eta_{НВ}$	0,68
29.	ЗАПОЛНЕНИЕ ВИНТА, ПРИ КОТОРОМ ПОЛУЧЕН ОТНОСИТЕЛЬНЫЙ КПД, $\sigma_{НВ}$	0,08
30.	МАКС. УДЛИНЕНИЕ ЛОПАСТИ, $\lambda_{НВМАХ}$	24
31.	МИНИМ. УДЛИНЕНИЕ ЛОПАСТИ, $\lambda_{НВМИН}$	18
32.	ПОТЕРИ ТЯГИ НА ВИСЕНИИ ОТ ОБДУВКИ, $\Delta t_{НВ}$	0,02
33.	ИСХОДНОЕ ЧИСЛО ЛОПАСТЕЙ, $k_{л.НВ.ИСХ}$	2
34.	ОТНОСИТЕЛЬНЫЙ РАДИУС ПОЛОЖЕНИЯ Ц.Т. ЛОПАСТИ, $R_{от.ц.т.лнв}$	0,49
35.	ОТНОСИТ. РАДИУС ВТУЛКИ НВ (СЕЧЕНИЕ КРЕПЛЕНИЯ ЛОПАСТИ К ВТУЛКЕ)	0,081
36.	КОЛИЧЕСТВО СЕКЦИЙ ПОС НА ЛОПАСТИ Н.В.	5

Исходные данные для расчета вертолета (пример расчета)

37.	КОЭФФИЦИЕНТ σ/σ_{PB} НА $H = 0$ (МСА)	0,142
38.	ОКРУЖНАЯ СКОРОСТЬ, ωR_{PB} , м/сек	210
39.	ИСХОДНОЕ ЧИСЛО ЛОПАСТЕЙ, $k_{Л.РВ.ИСХ}$	2
40.	ОТНОСИТЕЛЬНЫЙ КПД НА ВИСЕНИИ, η_{PB}	0,65
41.	ЗАПОЛНЕНИЕ ВИНТА, ПРИ КОТОРОМ ПОЛУЧЕН ОТНОСИТЕЛЬНЫЙ КПД, σ_{PB}	0,127
42.	КОЭФФИЦИЕНТ ПОТЕРЬ МОЩНОСТИ	0,025
43.	МАКСИМАЛЬНОЕ УДЛИНЕНИЕ ЛОПАСТИ	11,5
44.	МИНИМАЛЬНОЕ УДЛИНЕНИЕ ЛОПАСТИ	8,0
45.	ПОТЕРИ ТЯГИ НА ОБДУВКУ КИЛЯ	0,07
46.	ОТНОСИТ. РАДИУС Ц.Т. ЛОПАСТИ, $R_{ОТ.ЦТ.ЛРВ}$	0,48
47.	ОТНОСИТЕЛЬНЫЙ РАДИУС ВТУЛКИ Р.В.	0,15

Исходные данные для расчета вертолета (пример расчета)

48.	КОЛИЧЕСТВО ДВИГАТЕЛЕЙ	2
49.	КОЭФ. УВЕЛИЧ. МОЩН. ДЛЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПРИ ОТКАЗЕ 1 - ГО ДВИГАТЕЛЯ	1,2
50.	КОЭФФИЦИЕНТ ПОТЕРЬ НА ПЫЛЕФИЛЬТР	0,04
51.	1 - Й КОЭФФИЦИЕНТ УДЕЛЬНОГО РАСХОДА ТОПЛИВА	0,20
52.	2 - Й КОЭФФИЦИЕНТ УДЕЛЬНОГО РАСХОДА ТОПЛИВА	0,07
53.	КОЭФФИЦИЕНТ ПОТЕРЬ МОЩНОСТИ ПРИ ПОДЪЕМЕ НА 1 М ВЫСОТЫ	0,00007
54.	КОЭФ. ПОТЕРЬ МОЩН. ПРИ УВЕЛИЧЕНИИ ТЕМПЕРАТУРЫ НА 1 ГРАДУС ПО ОТНОШЕНИЮ К СТАНДАРТНОЙ	0,00667
55.	ОТНОШЕНИЕ КРЕЙСЕРСКОЙ МОЩНОСТИ К ВЗЛЕТНОЙ	0,80

Исходные данные для расчета вертолета (пример расчета)

56.	ЦЕНА ПУСТОГО АППАРАТА БЕЗ ДВИГАТЕЛЕЙ КОЭФФИЦИЕНТ)	0,0236	(1 - Й
57.	ЦЕНА ПУСТОГО АППАРАТА БЕЗ ДВИГАТЕЛЕЙ КОЭФФИЦИЕНТ)	1760	(2 - Й
58.	ЦЕНА ДВИГАТЕЛЯ (1 - Й КОЭФФИЦИЕНТ)	639,1	
59.	ЦЕНА ДВИГАТЕЛЯ (2 - Й КОЭФФИЦИЕНТ)	102000	
60.	ЦЕНА ТОПЛИВА , \$/кг	0,60	
61.	ЗАРПЛАТА ОДНОГО ЧЛЕНА ЭКИПАЖА, \$/ч	70	
62.	ПОТЕРЯННОЕ ВРЕМЯ ПО РАСПИСАНИЮ), ч	0,05	(ДЛЯ СКОРОСТИ
63.	ВРЕМЯ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА, ч	15000	
64.	КОЭФФИЦИЕНТ ИНФЛЯЦИИ (К 2000 г)	1,204	

Коэффициенты степени влияния (КСВ) отдельных параметров для комплексной оценки (пример расчета)

65.	КСВ СЕБЕСТОИМОСТИ ПАССАЖИРО-КИЛОМЕТРА	0,300
66.	КСВ ЦЕНЫ ВЕРТОЛЕТА	0,150
67.	КСВ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ	0,050
68.	КСВ ДИАМЕТРА НЕСУЩЕГО ВИНТА	0,050
69.	КСВ ТРАНСПОРТНОЙ РАБОТЫ НА 1 кг ТОПЛИВА	0,200
70.	КСВ КРЕЙСЕРСКОЙ СКОРОСТИ	0,200
71.	КСВ ВЕСОВОЙ ОТДАЧИ	0,050

Коэффициенты массы для силовой установки (пример расчета)

72.	КОЭФФИЦИЕНТ МАССЫ ЛОПАСТИ Н.В.	1,00
73.	КОЭФФИЦИЕНТ МАССЫ ВТУЛКИ Н.В.	1,115
74.	КОЭФФИЦИЕНТ МАССЫ АВТОМАТА-ПЕРЕКОСА	1,08
75.	КОЭФФИЦИЕНТ МАССЫ ЛОПАСТИ Р.В	1,2
76.	КОЭФФИЦИЕНТ МАССЫ ВТУЛКИ Р.В.	1,14
77.	КОЭФФИЦИЕНТ МАССЫ ГЛАВНОГО РЕДУКТОРА И ЕГО КРЕПЛЕНИЯ	1,31
78.	КОЭФФИЦИЕНТ МАССЫ ПРОМ. РЕДУКТОРА	1,10
79.	КОЭФФИЦИЕНТ МАССЫ ХВОСТ. РЕДУКТОРА	1,30
80.	КОЭФФИЦИЕНТ МАССЫ ХВОСТОВОГО ВАЛА	1,15

Коэффициенты массы для силовой установки (пример расчета)

81.	КОЭФФИЦИЕНТ МАССЫ ДВИГАТЕЛЯ	1,05
82.	КОЭФФИЦИЕНТ УВЕЛИЧЕНИЯ МАССЫ ДВИГ. ПЕРЕД УСТАНОВКИ НА ВЕРТОЛЕТ	0,031
83.	КОЭФФИЦИЕНТ МАССЫ ДЕТАЛЕЙ УСТАНОВКИ ДВИГАТЕЛЯ НА ВЕРТОЛЕТ	0,069
84.	1 - Й КОЭФФИЦИЕНТ МАССЫ ВГТД	0,085
85.	2 - Й КОЭФФИЦИЕНТ МАССЫ ВГТД	10,0
86.	КОЭФФИЦИЕНТ МАССЫ ТОПЛИВ. СИСТЕМЫ	0,12
87.	КОЭФФИЦИЕНТ МАССЫ МАСЛЯННОЙ СИСТЕМЫ И СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ	0,039
88.	КОЭФФИЦИЕНТ МАССЫ ПРОТИВОПОЖАРНОЙ СИСТЕМЫ	0.0195

Коэффициенты массы для планера (пример расчета)

89.	1 - й КОЭФ. МАССЫ ФЮЗЕЛЯЖА И КАПОТОВ	0,11
90.	2 - й КОЭФ. МАССЫ ФЮЗЕЛЯЖА И КАПОТОВ	0,06515
91.	КОЭФФИЦИЕНТ МАССЫ СТАБИЛИЗАТОРА	7,5
92.	КОЭФФИЦИЕНТ МАССЫ ШАССИ	0,029

Коэффициенты массы для оборудования общего назначения (пример расчета)

93.	1 - й КОЭФФИЦИЕНТ МАССЫ СИСТЕМЫ ДОБУСТЕРНОГО УПРАВЛЕНИЯ	30,00
94.	2 - й КОЭФФИЦИЕНТ МАССЫ СИСТЕМЫ ДОБУСТЕРНОГО УПРАВЛЕНИЯ	35,00
95.	КОЭФФИЦИЕНТ МАССЫ ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ (ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ТОЛЬКО) С БУСТЕРАМИ И ЗАБУСТЕРНОЙ ПРОВОДКОЙ	10,5
96.	УДЕЛЬНАЯ МАССА ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ГЕНЕРАТОРОВ	1,03
97.	КОЭФФИЦИЕНТ УВЕЛИЧЕНИЯ МАССЫ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБ. ПО ОТНОШ. К ГЕНЕРАТОРУ	2,90
98.	МАССА АККУМУЛЯТОРОВ	18,00
99.	КОЭФФИЦИЕНТ МАССЫ ДОПОЛНИТЕЛЬНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ, НЕ СВЯЗАННОЙ С УПРАВЛЕНИЕМ	0
100.	КОЭФФИЦИЕНТ МАССЫ ПОСТОЯННОЙ ЧАСТИ ОБОРУДОВАНИЯ ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ	2,95

Коэффициенты массы для снаряжения (пример расчета)

101.	КОЭФФИЦИЕНТ МАССЫ МАСЛА ВО ВНЕШНЕЙ МАСЛОСТСТЕМЕ	0.029
102.	КОЭФФИЦИЕНТ МАССЫ НЕВЫРАБАТЫВАЕМОГО ТОПЛИВА	0.010

Предварительные исходные данные для расчетов вертолета

Для первого шага расчетов задаются:

- | | | |
|----|---|--------|
| 1. | ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ КРЕЙСЕРСКАЯ СКОРОСТЬ V , км/ч | 210 |
| 2. | ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ВЕСОВАЯ ОТДАЧА, $k_{WE.INIT}$ | 0,42 |
| 3. | НАЧАЛЬНОЕ ЗНАЧЕНИЕ УДЕЛЬНОГО РАСХОДА
ТОПЛИВА, кг/кВт ч | 0,32 |
| 4. | МАССОВАЯ ПЛОТНОСТЬ НА НУЛЕВОЙ ВЫСОТЕ, кг/м ³ | 1,2255 |
| 5. | СКОРОСТЬ ЗВУКА ПРИ $H=0$ (МСА), м/сек | 340,2 |

Вычисляемые константы для расчетов вертолета

- **Массовая плотность в условиях висения:**

$$\rho_{H.MCA} = 1.22554 \cdot (1 - 0.0000225694 \cdot H)^{4.2553}$$
$$\rho_{MCA T+} = \frac{288}{288 + \Delta T} \cdot \rho_{MCA}$$

- **Относительная плотность в условиях висения:**

$$\Delta_{H.MCA+T} = \frac{\rho_{MCA T+}}{\rho_{MCA}}$$

- **Температура:**

$$T_H = 288 - 0.0065 \cdot H$$

- **Скорость звука:**

$$a_{зв} = 340.2 \sqrt{\frac{T_H}{288}}$$

Пример расчета

Основные результаты расчета

Далее приведены графики, иллюстрирующие результаты расчета, полученные для приведенных выше исходных данных.

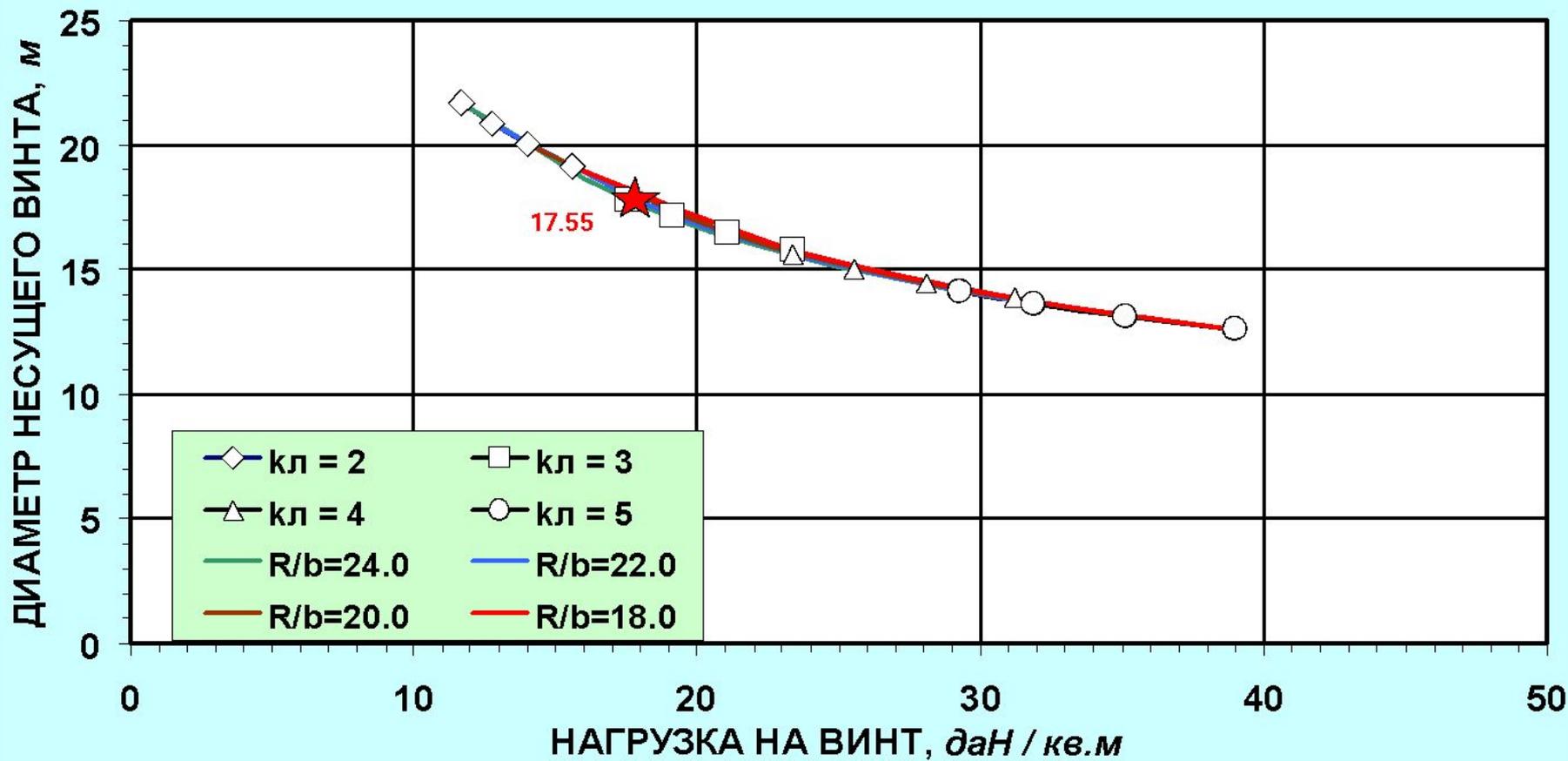
Взлетная масса по удельной нагрузке



Масса пустого по удельной нагрузке

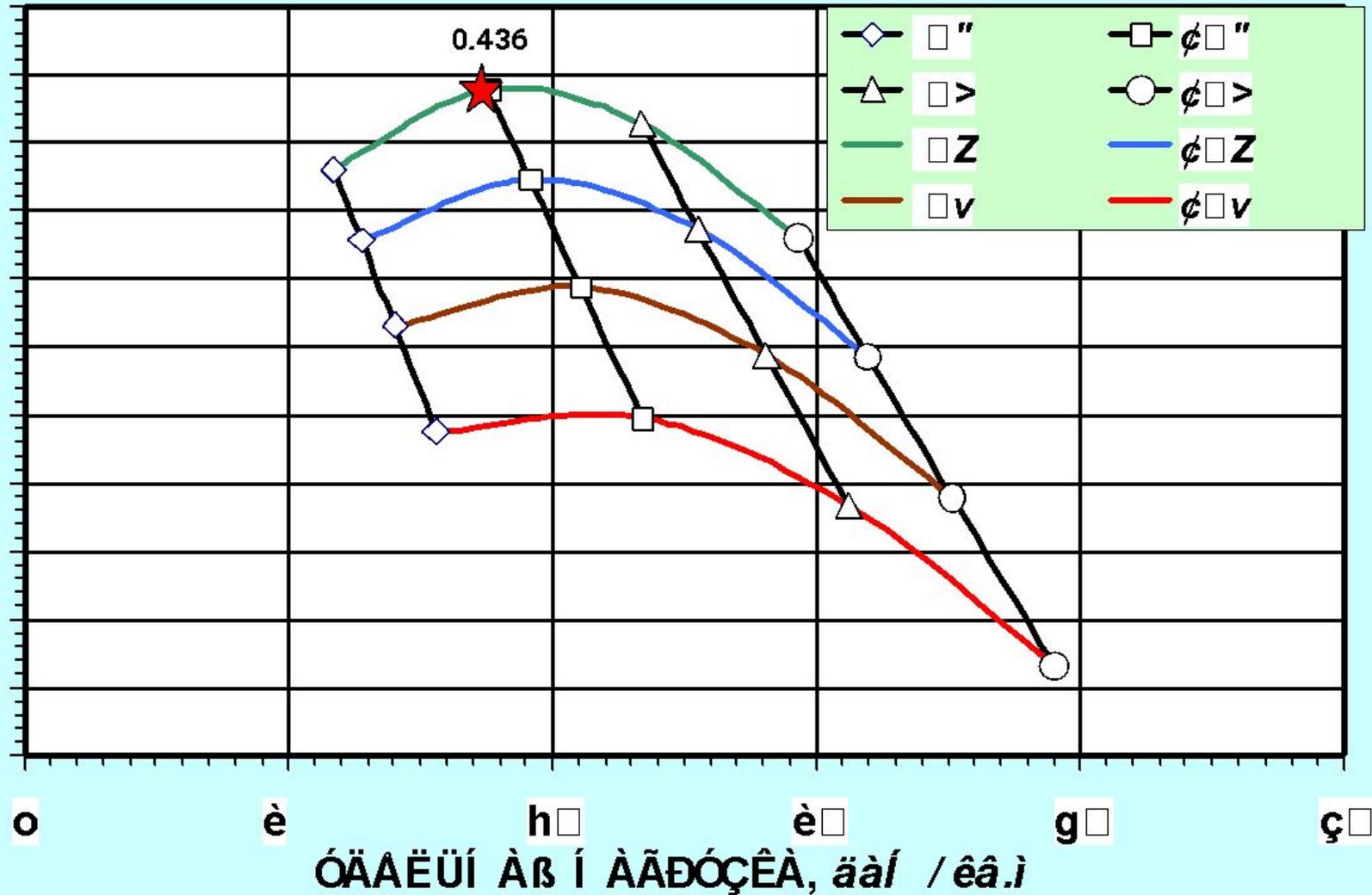


Диаметр несущего винта по удельной нагрузке

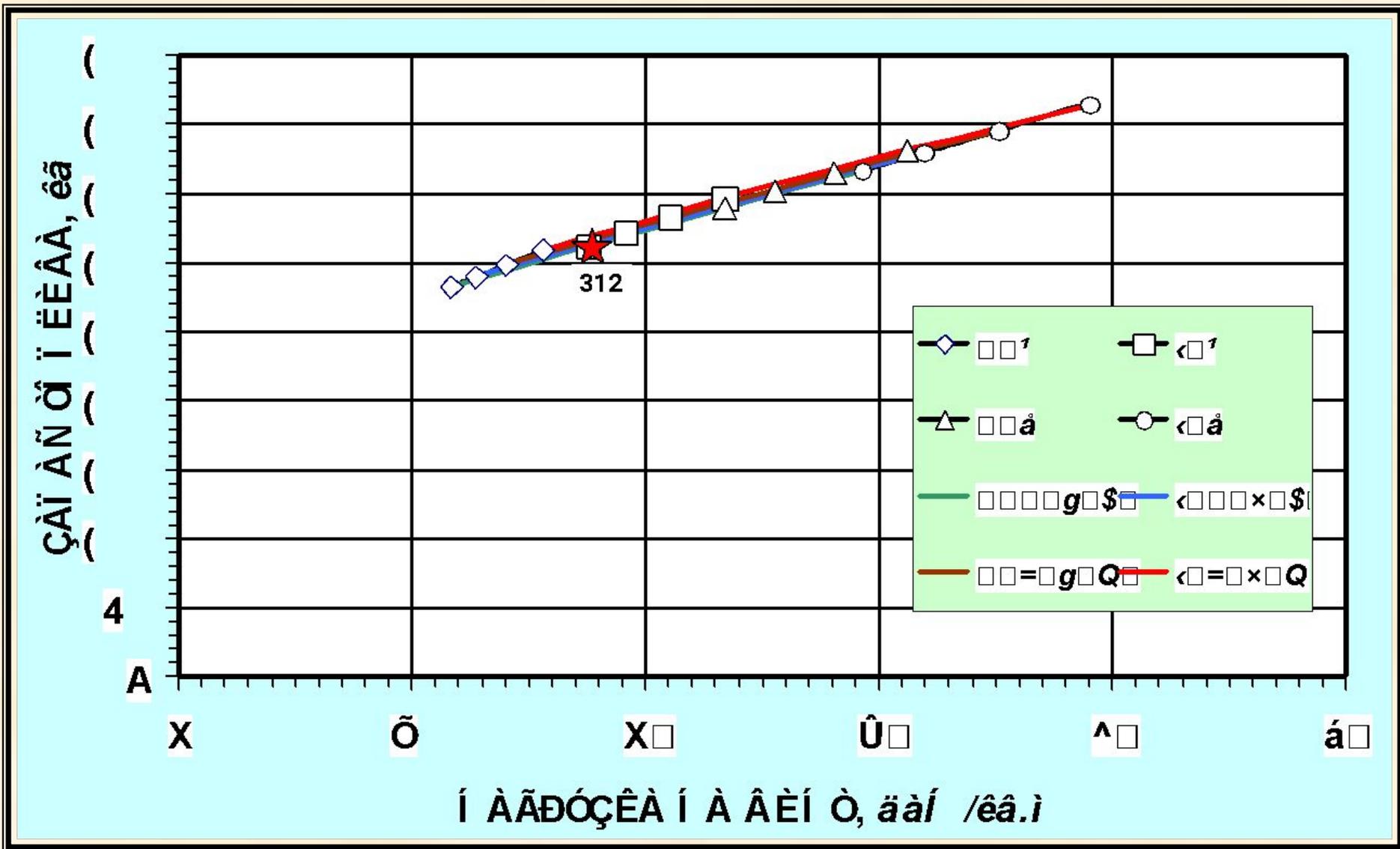


Весовая отдача по удельной нагрузке

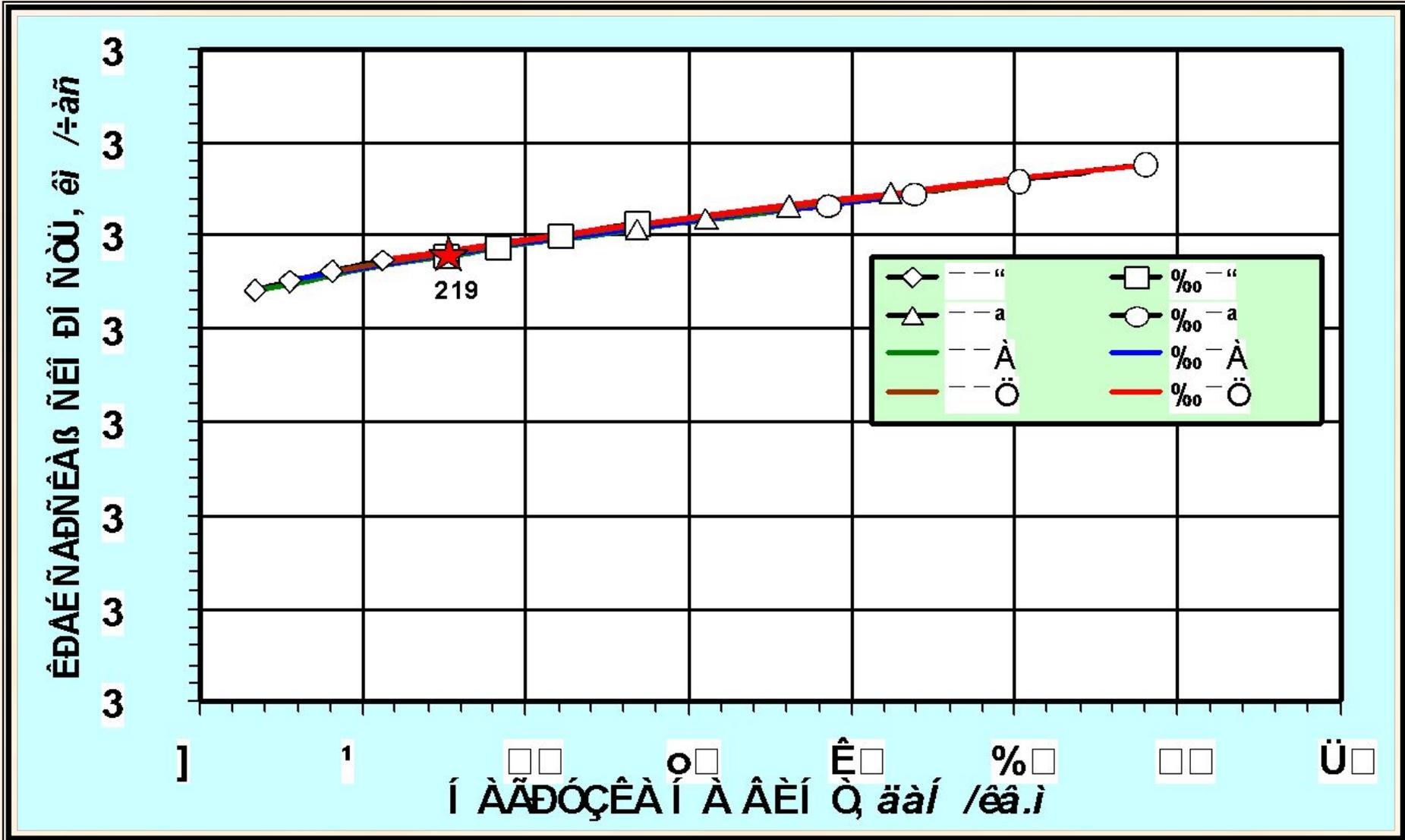
ААÑÍ ÀÀß Í ÖÄÄ×Ä



Запас топлива по удельной нагрузке

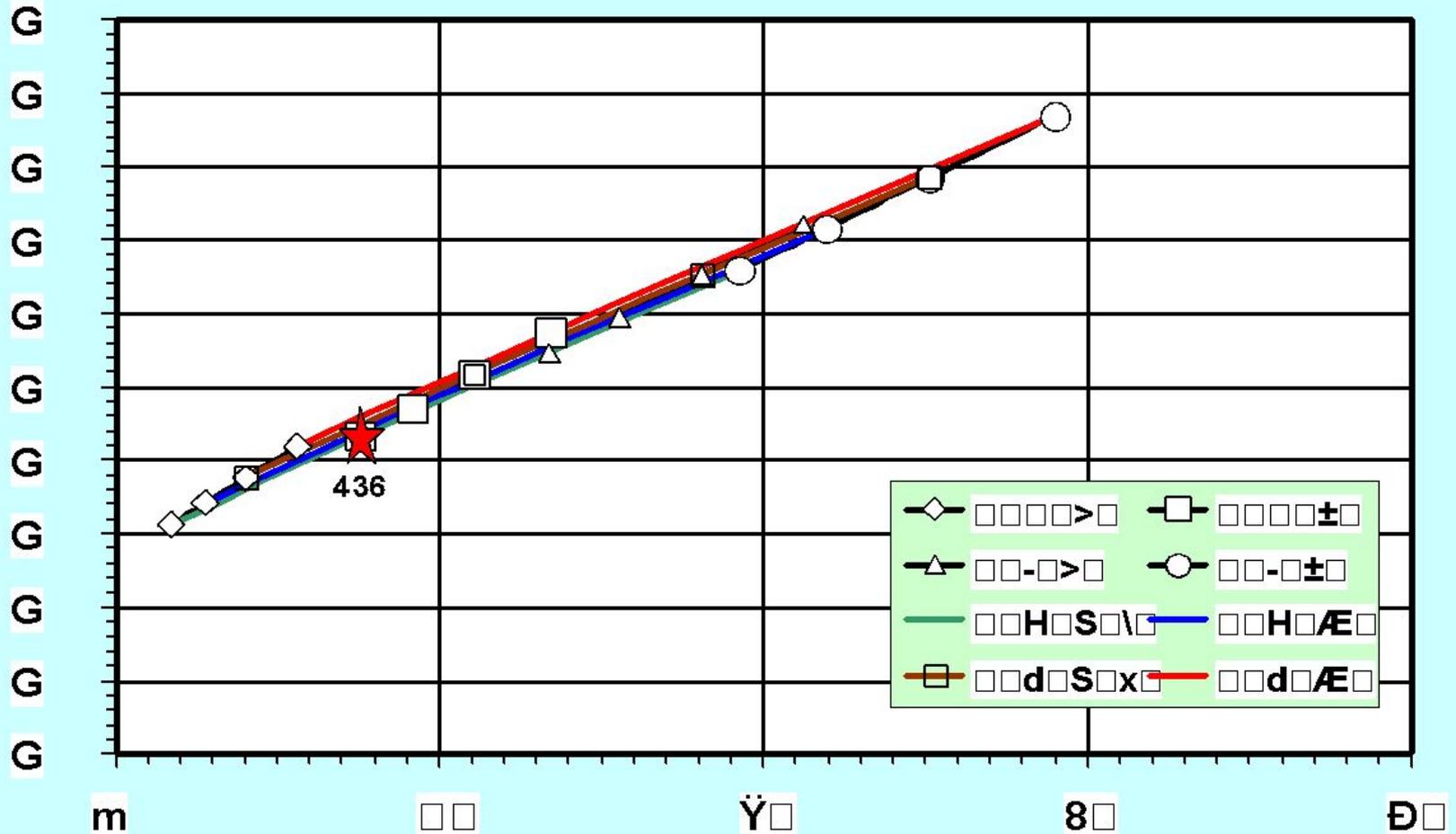


Крейсерская скорость по удельной нагрузке



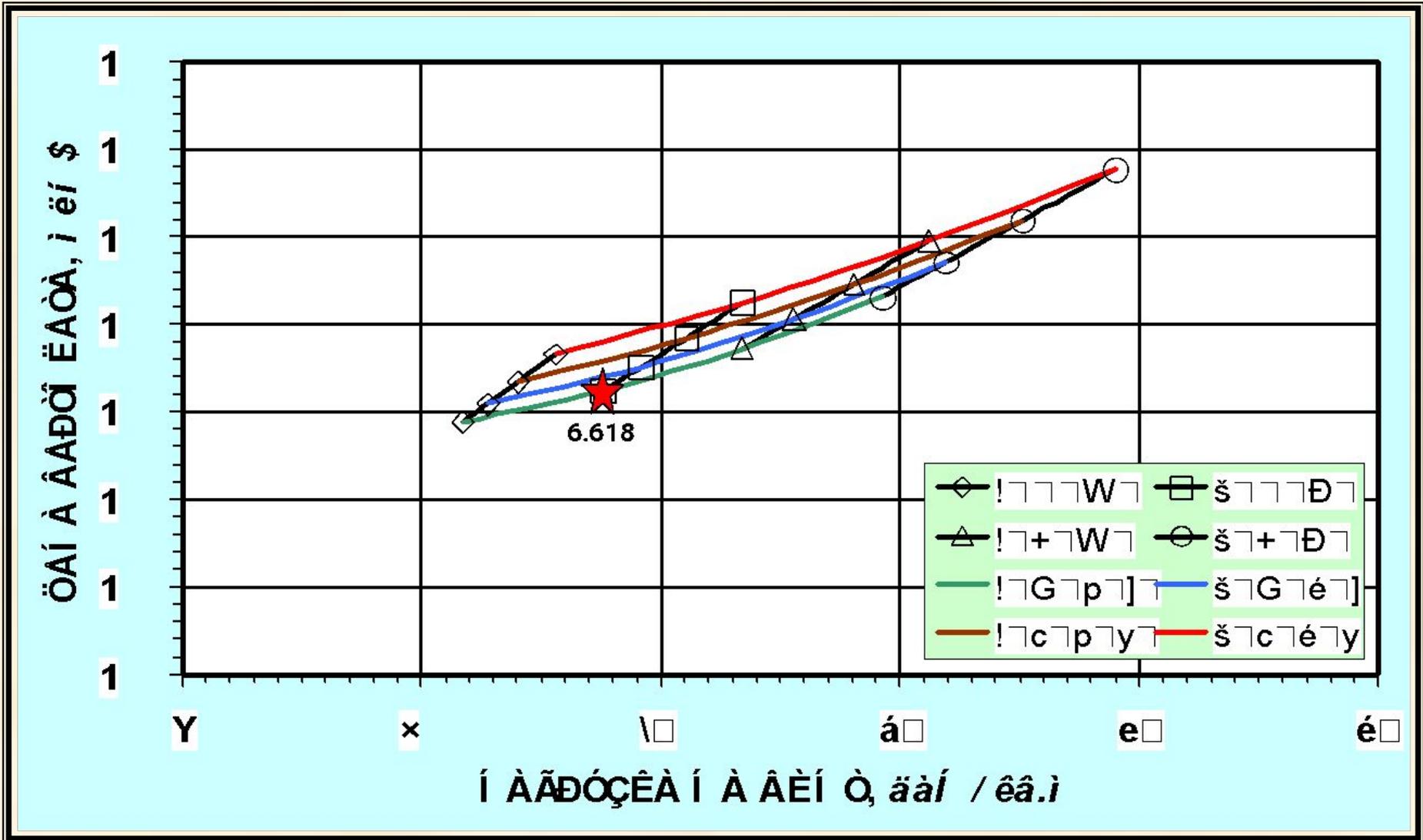
Мощность одного двигателя по удельной нагрузке

ВЗЛ. МОЩНОСТЬ
ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ, кВт

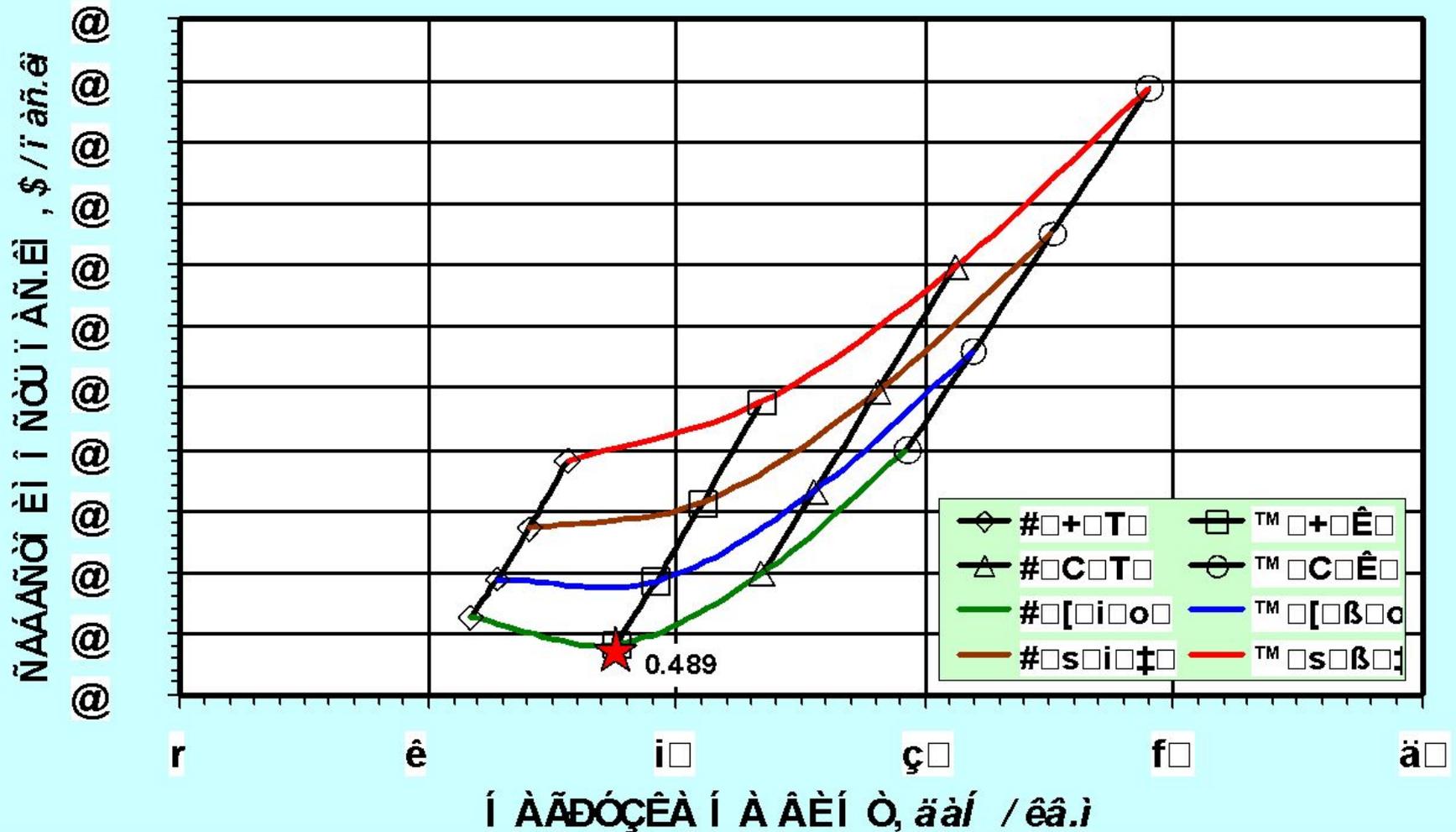


ÓÄÆÛÍ Àß Í ÀÃÐÓÇÈÀ Í À ÂÈÍ Ò, äàí / éâ.í

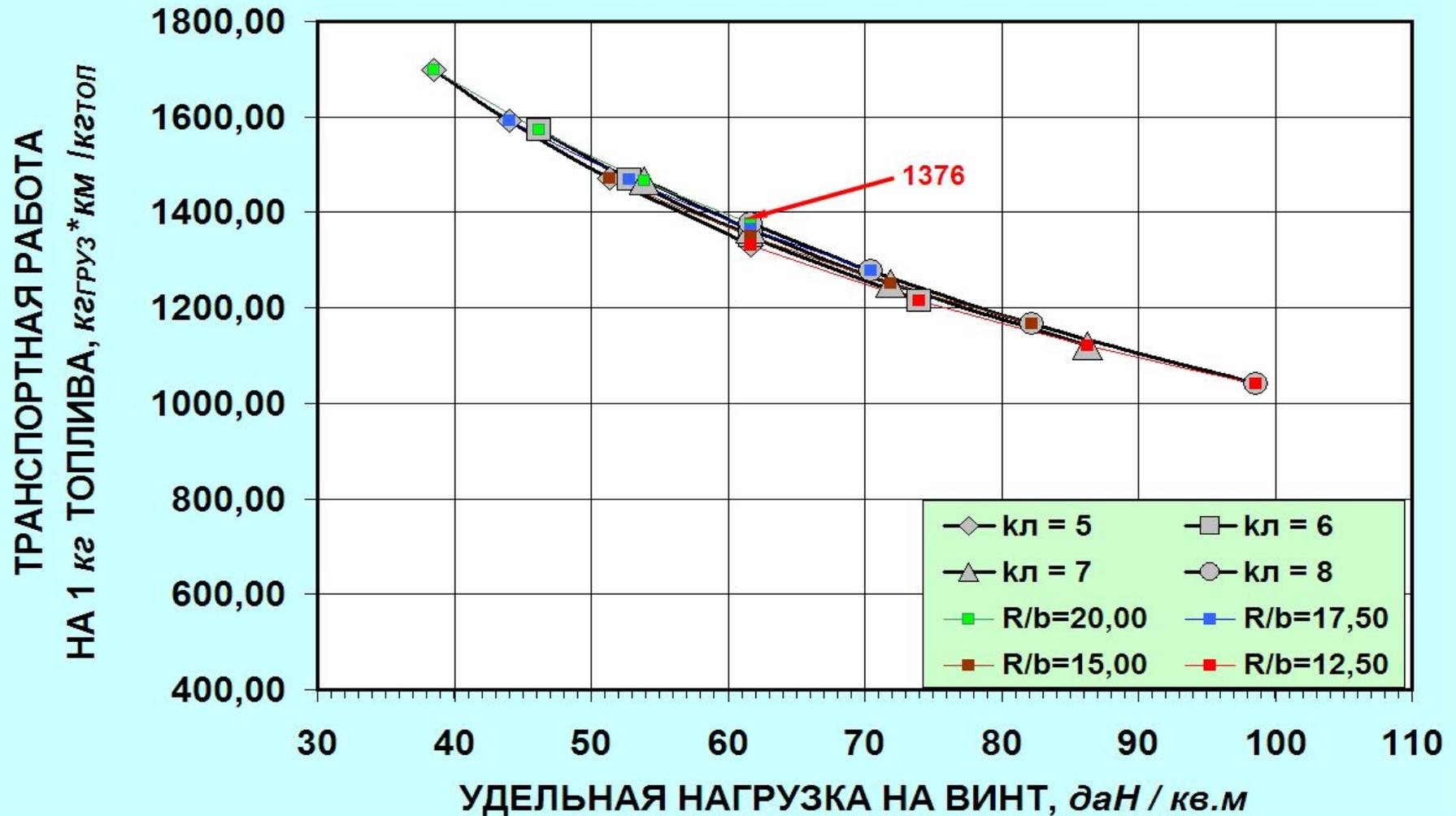
Цена вертолета по удельной нагрузке



Прямые эксплуатационные расходы на пассажира км по удельной нагрузке



Транспортная работа на 1 кг топлива по удельной нагрузке



Комплексный критерий по удельной нагрузке

