

doi: 10.32620/oikit.2019.85.02

УДК
629.7.01

А. Г. Гребеников, В. А. Урбанович, И. В. Малков,
В. С. Чигрин, В. А. Грайворонский, А. М. Гуменный,
А. В. Лоленко, А. И. Кривобок, Ю. Ю. Высочанская,
А. А. Соболев, Н. И. Москаленко,* Л. А. Пирогов,* А. А. Вендин

Анализ возможности модернизации легкого одновинтового вертолета путем замены рулевого винта циркуляционно-струйной системой

*Национальный аэрокосмический университет
«Харьковский авиационный институт»
ОКБ «МОТОР СИЧ»

Проведен анализ целесообразности замены штатной хвостовой балки с рулевым винтом вертолета МСБ-2 на циркуляционно-струйную систему путевого управления и компенсации реактивного момента (NOTAR). Работа такой системы обеспечивается нагнетателем, установленным в корневой части хвостовой балки. Проведен расчет характеристик циркуляционной системы. Диаметр хвостовой балки составил 0,75 м, ширина щели – 5,6 мм, длина щели – 2,35 м. Определены параметры одноступенчатого нагнетателя, который обеспечивает подачу воздуха в хвостовую балку с массовым расходом 7,63 кг/с. Расчеты подтверждают, что для вертолета типа МСБ-2 возможно обеспечение путевой балансировки системой циркуляционного обтекания. Расчетная мощность, которая потребуется на работу такой системы, составляет 138 кВт.

Расчеты подтверждают, что для легкого вертолета возможно обеспечение путевой балансировки системой циркуляционного обтекания. Мощность, необходимая на работу такой системы на режиме висения, в два раза превышает мощность, приходящуюся на рулевой винт. Циркуляционное обтекание при этом обеспечивает компенсацию 60% реактивного момента, расходуя лишь 17% мощности (остальная часть реактивного момента компенсируется струйной системой).

На режиме горизонтального полета струйно-циркуляционная система потребляет значительно меньшую мощность благодаря наличию килей. Для уменьшения потребной мощности для балансировки и управления вертолета на режиме висения необходимо перераспределить доли компенсации реактивного момента путем увеличения доли циркуляционной системы до 85...90%, а также: увеличить диаметр хвостовой балки; увеличить длину щели; применить две щели; сместить одну щель на угол 20° вниз от плоскости симметрии; увеличить скорость выдува струи; увеличить длину хвостовой балки.

Ключевые слова: вертолет, хвостовая балка, струйно-циркуляционная система.

Система NOTAR используется для создания боковой силы, обеспечивающей компенсацию реактивного момента несущего винта и управление курсом, за счет суперциркуляции на хвостовой балке и тяги реактивной струи, истекающей из бокового сопла поворотного струйного руля, расположенного в конце хвостовой балки (рис. 1).

Для получения эффекта суперциркуляции в боковой поверхности хвостовой балки выполняется продольная щель, через которую по касательной к поверхности выдувается сжатый воздух. Струя от несущего винта, обтекающая хвостовую балку сверху на режиме висения, в зоне действия истекающей через щель струи прижимается к поверхности хвостовой балки и обтекает ее без срыва. С другой стороны балки, где щели нет, обтекание происходит как обычно, т.е. со срывом. В результате возникает боковая аэродинамическая сила, компенсирующая реактивный момент от несущего винта [1].

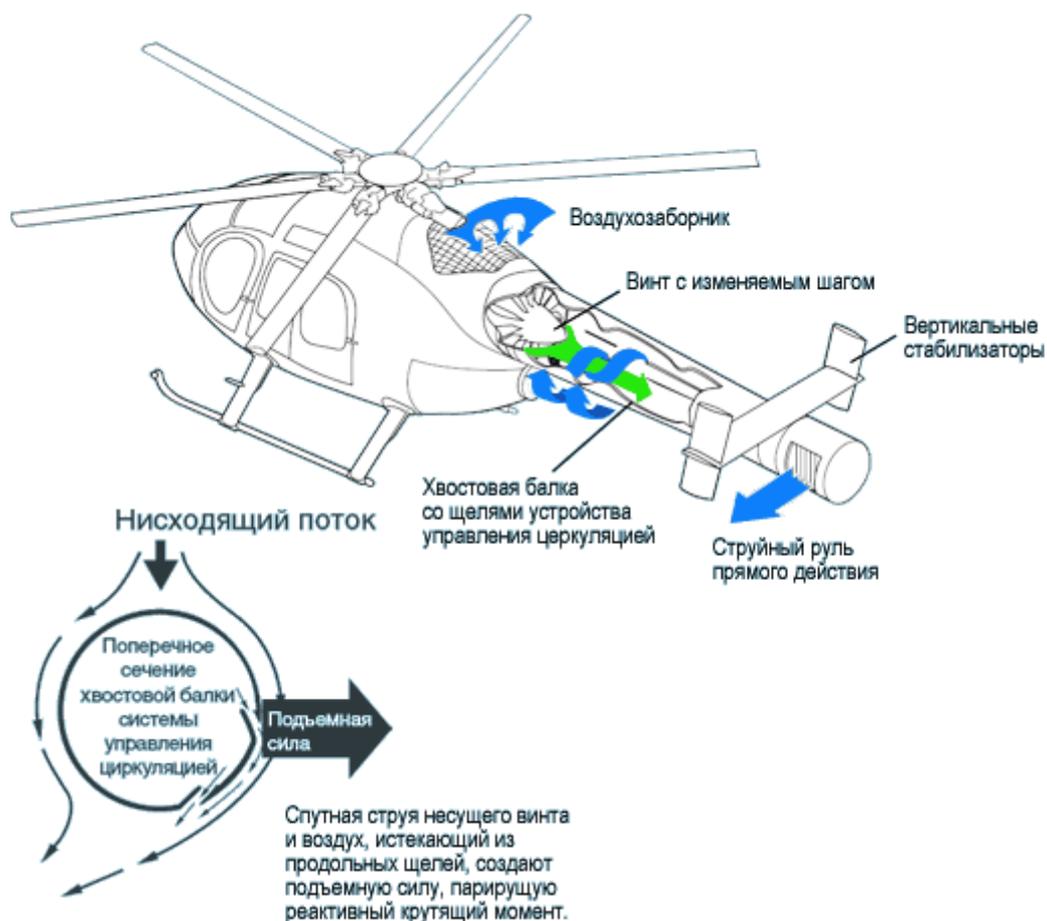


Рис. 1. Схема системы NOTAR

Система NOTAR состоит из сопловой и циркуляционной подсистем. Циркуляционная подсистема использует эффект Коанда (прилипания струи). При выдуве высокоскоростных струй через продольные щели на цилиндрической хвостовой балке, совместно с индуктивным потоком от несущего винта создается аэродинамическая сила, компенсирующая на плече относительно оси несущего винта часть реактивного момента. На висении эта доля составляет $2/3$ потребного момента [1]. Оставшуюся часть момента создает сопловая подсистема, обеспечивающая также управление в зависимости от потребного момента. Сопло представляет собой решетку из направляющих пластин, разворачивающих поток из осевого направления внутри хвостовой балки в поперечное направление для выдува. Снаружи направляющего аппарата находится управляемый подвижный кожух с отверстием. При вращении кожуха обеспечивается различная степень совмещения отверстия на нем с выходными каналами соплового аппарата и изменение направления и величины тяги, создаваемой соплом. Управление также подведено к лопаткам осевого вентилятора, обеспечивая соответствие изменения расхода воздуха положению заслонки. На режимах полета с большой горизонтальной скоростью доля момента, создаваемого циркуляционной системой, падает. Для обеспечения балансировки и управления по курсу на этих режимах применяются килевые поверхности.

После доводки системы NOTAR фирма «McDonnell Douglas Corporation» выпустила в 1989 г. серийный аппарат MD 520N, основой для которого послужил.

вертолет семейства MD 500. В 1995 г. фирма выпустила MD 900 «Explorer», а в 1996 г. – MD 630N [2].

Вертолеты продемонстрировали высокие показатели путевого управления. Скорость установившегося разворота достигала $100^\circ/\text{сек}$. при полной даче левой педали. Разворот прекращался точно в направлении начала при полной даче правой педали на 270 градусах. При развороте нет необходимости работать ручкой общего шага, что свидетельствует о малых дополнительных затратах мощности на путевое управление. Перекладка из одного разворота в другой на висении занимает менее $0,5$ секунды. Разворот на 360° с фиксацией в конечном положении выполнялся за 4 секунды. Скорость бокового движения возросла с 37 до 75 км/час. Увеличились также и скорости движения вперед и назад до 240 и минус 55 км/час соответственно. При боковом полете не отмечено обычного для рулевого винта режима вихревого кольца, когда вертолет становится статически неустойчивым в путевом канале управления [2].

Отсутствует или мала зависимость положения педалей от положения рычагов общего и циклического шага на всех режимах полета, кроме режима малых скоростей для продольного канала управления. Взлет, вертикальный подъем, висение вне земного влияния, снижение и посадка осуществляются при неподвижном положении педалей, когда левая педаль чуть отдана. В горизонтальном полете педали устанавливаются в нейтральное положение. Это способствует снижению нагрузки на пилота, а также не перегружает трансмиссию на критичных режимах полета.

При развороте на 360° при полете со скоростью 55 км/час не отмечалось привычного для вертолета с рулевым винтом увеличения вибраций для положения вертолета хвостом к ветру. Перемещения педалей оставались минимальными.

По заявлению фирмы «McDonnell Douglas Corporation» около 68 % несчастных случаев, произошедших в США с 1988 по 1993 гг. с однодвигательными вертолетами одновинтовой схемы, или 14 % происшествий со всеми вертолетами можно было бы избежать, применив систему путевой балансировки типа NOTAR. Система NOTAR по заявлению фирмы на 20 % надежнее, на 35 % снижена уязвимость и шум по сравнению с рулевым винтом. Уменьшены вибрации и механическая сложность элементов, что увеличило надежность и ремонтпригодность [2].

Отсутствие рулевого винта позволяет не только существенно повысить безопасность летного состава, обслуживающего персонала и пассажиров, понизить вероятность столкновения с препятствиями, но и сократить число вращающихся деталей и, следовательно, расходы на эксплуатацию.

Система NOTAR обеспечивает значительное снижение общей уязвимости вертолета от баллистических повреждений, повышает безопасность эксплуатации вертолета вблизи препятствий и уменьшает опасность травмирования обслуживающего персонала. Снижается уровень вибраций и динамического нагружения элементов системы. Уменьшается масса вертолета и его момент инерции относительно вертикальной оси.

Система NOTAR значительно уменьшает уровень шума, создаваемый вертолетом на местности. Снижению шума способствует экранирование нагнетающего вентилятора элементами конструкции. Кроме того, окружная скорость лопаток вентилятора составляет около 140 м/сек., в то время как у рулевых винтов этот показатель составляет 200...220 м/сек. Вертолет MD 520N создает на местности шум, составляющий 80,2 дБ, MD 600N – 79,0 дБ, MD 900 «Explorer» – от 81,2 до 83,1 дБ в зависимости от модификации. Для сравнения, вертолеты аналогичного с MD 600N класса создают 84,2 (AS 350) и 85,1 дБ (Bell 407). А вертолеты аналогичного с MD 900 класса создают 86,2 (AS 355N), 89,1 (A109 K2), 89,7 (BK 117 C1), 90,5 (Bell 230) и 90,9 дБ (BO 105 CBS). Вертолеты с системой NOTAR являются самыми тихими вертолетами в своем классе [2].

Полная потребляемая мощность вертолета с системой NOTAR меньше, чем у вертолета с рулевым винтом, система обеспечивает плавное управление и не требует резких перемещений ручки управления при нормальном висении.

Циркуляционная система компенсации реактивного момента вертолета основана на создании неравномерной эпюры давления на концевой балке за счет касательного выдува струи на балке. Выдуваемая из балки струя в соответствии с эффектом Коанда «прилипает» к поверхности цилиндра на значительном расстоянии. Кинетическая энергия струи постепенно уменьшается в пограничном слое и струя отрывается от цилиндра.

Как показали исследования [3] наибольший эффект наблюдается для струи вытекающей касательно к поверхности цилиндра.

При обтекании концевой балки индуктивным потоком от несущего винта образуется циркуляция по направлению выдува щели. Это приводит к неравномерному давлению по балке и появлению боковой силы (рис. 2).

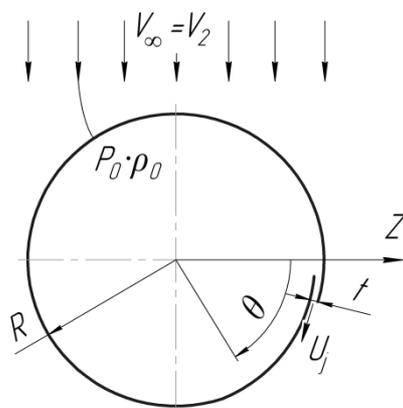


Рис. 2. Схема появления боковой силы на хвостовой балке. Вид спереди

Явление появления боковой силы за счёт циркуляционного обтекания называется эффектом Магнуса. Для получения расчетной модели принимаем установившийся двумерный поток с известными параметрами выдува. Выдуваемая струя воздуха вследствие эффекта Коанда «прилипает» к поверхности цилиндра более эффективно за счёт набегающего от винта индуктивного потока. Физические особенности течения детально показаны на рисунке 3. На начальном этапе поток, протекающий на балку, имеет ламинарный пограничный слой с касательным напряжением по гипотезе Ньютона. Дальше из-за возмущений в пограничном слое образуется

турбулентный пограничный слой. После точки выдува происходит смешивание двух потоков со сложной структурой за счёт турбулентного взаимодействия

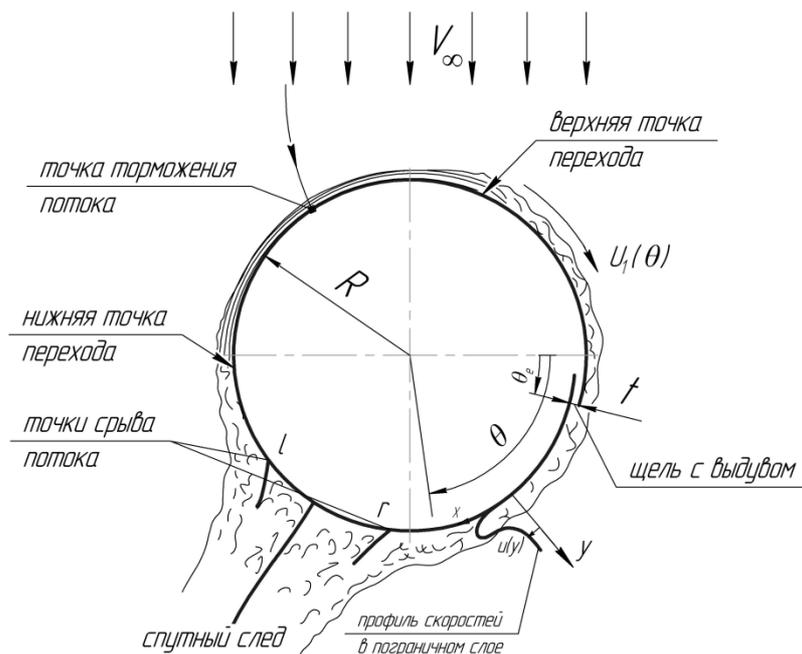


Рис. 3. Схема физической модели обтекания хвостовой балки

Внешний по отношению к пограничному слою поток принимается потенциальным. За счёт его и возникает циркуляция. Условия на выходе струи из щелевого сопла показаны на рисунке 4. Критическая точка схода пограничного слоя на цилиндре в соответствии с воздействием циркуляции смещается влево. В нижней части возникает срыв с образованием уходящего вниз слутного потока (рис. 3).

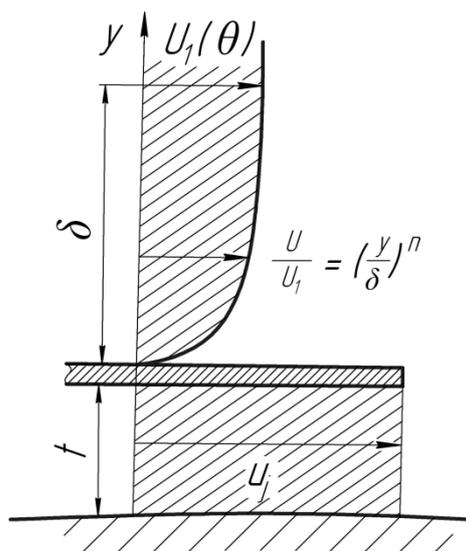


Рис. 4. Условия на выходе струи из щелевого сопла
Скорость потока обтекания цилиндра согласно плоской потенциальной теории [4]:

$$u_1 = 2 \cdot V_\infty (\cos \theta + \bar{\Gamma}), \quad (1)$$

где $\bar{\Gamma} = \frac{\Gamma}{4\pi V_\infty R}$ – относительная циркуляция;

V_∞ – скорость потока от несущего винта;

R – радиус цилиндра;

θ – угол, отсчитываемый от горизонтальной оси по часовой стрелке.

Индуктивный поток от несущего винта меняется по радиусу винта и в зависимости от расстояния от плоскости вращения. Основным фактором, влияющим на величину средней индуктивной скорости, есть удельная нагрузка на винте $p = T / \pi R^2$. Для вертолета МСБ-2 $p = 225,6$ Н/м².

Коэффициент давления по поверхности цилиндра при потенциальном обтекании рассчитывается по формуле [4]:

$$C_p = 1 - 4(\cos \theta + \bar{\Gamma})^2. \quad (2)$$

Естественно, в зоне схода спутного потока из-за срыва это закономерность нарушается. В точках отрыва коэффициенты давления одинаковы [4]:

$$C_p(\theta_l) = C_p(\theta_r).$$

где l – левая точка отрыва, r – правая.

Давление на цилиндре в левой и правой точке отрыва практически одинаково и определяется экспериментально. Точки отрыва потока от цилиндра определяются критическим изменением касательных напряжений и находятся из дифференциальных уравнений пограничного слоя. Математическая модель обтекания с выдувом изложена в работе [4]. Она основана на нелинейных дифференциальных уравнениях вязкой несжимаемой жидкости. В процессе решения течение разделяется на невязкое потенциальное и вязкое в области пограничного слоя с разными закономерностями для касательного напряжения. Определение профиля скоростей и других параметров производится численными методами. В данной работе приведены конкретные результаты, позволяющие получить наиболее важные параметры обтекания. В предлагаемом отчете используются также и результаты других исследований [5].

Величина циркуляции, а также усилие на цилиндре зависят от скорости и площади выдува или от интегрального параметра – коэффициента выдува [4]:

$$C_\mu = \left(\frac{t}{R}\right) \left(\frac{u_j}{V_\infty}\right) \left(\frac{u_{j\infty}}{V_\infty}\right) \quad (3)$$

где t – высота щели;

u_j – скорость выдува на срезе сопла;

$u_{j\infty}$ – средняя скорость в потоке на выходе из сопла с учётом скорости потенциального течения u_1 , в этом сечении.

Отношение $\frac{u_{j\infty}}{V_\infty}$ находится из выражения [4]:

$$\frac{u_{j\infty}}{V_\infty} = \sqrt{1 + \left(\frac{u_j}{V_\infty}\right)^2 \cdot \left(1 - 2\frac{t}{R}\right) - \left(\frac{u_1}{V_\infty}\right)^2} \quad (4)$$

Между потенциальным потоком и поверхностью цилиндра пограничный слой с переменной скоростью.

По коэффициенту выдува C_μ были просчитаны значения относительной циркуляции $\bar{\Gamma}$, которые приведены на графике 5 для двух значений $\frac{t}{R}$. Соответствующие параметры для промежуточных значений $\frac{t}{R}$ могут быть определены методом интерполяции в зоне между крайними значениями $\frac{t}{R}$.

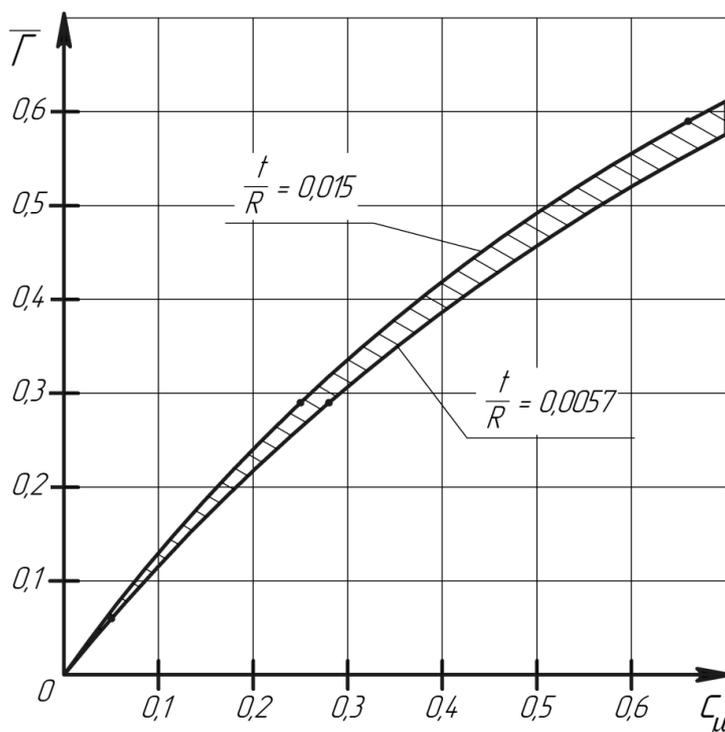
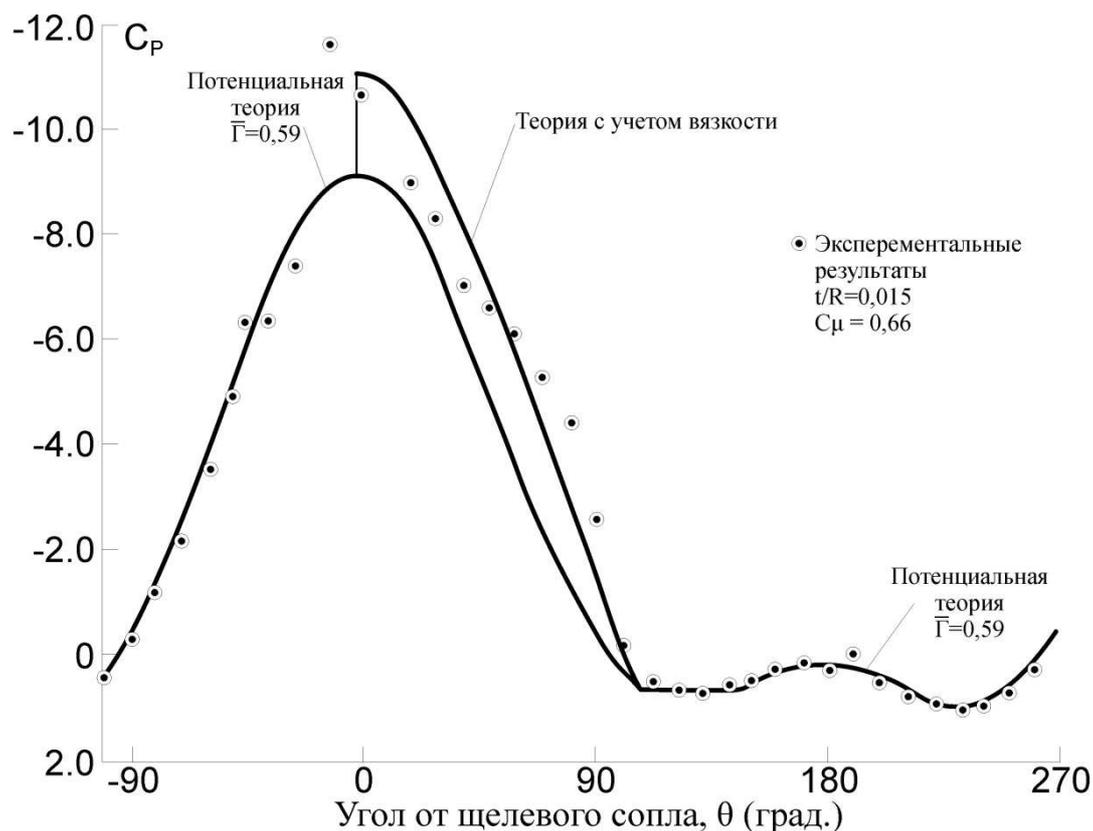


Рис. 5. Связь относительной циркуляции и коэффициента выдува

Коэффициент давления в зависимости от угла θ (рис. 6) по теории с учетом вязкости [4] и потенциальной теории достаточно хорошо согласуются между собой в диапазоне углов $105^\circ < \theta < 270^\circ$. Скачок давления на азимуте $\theta = 0$ обусловлен добавочным импульсом от выдува струи.

Рис.6. Коэффициент давления в зависимость от угла θ

Некоторые отличия наблюдаются в зоне вязкого влияния струи $0 < \theta < 105^\circ$ (рис. 5). Зависимости $C_p(\theta)$ позволяют определить коэффициенты подъемной силы C_z в сечении и в целом по хвостовой балки. Для уточненного расчета C_p и C_z необходимо произвести уточненный расчет изменения индуктивной скорости по радиусу в зависимости от сечения лопасти, крутки и других конструктивных параметров лопасти.

На рисунке 7 приведены зависимости для C_z в сечении, которые получены расчётным путём с учетом вязкости [4].

Коэффициент погонной боковой силы C_z отнесен к скоростному напору $q = \frac{\rho \cdot V_\infty^2}{2}$ и площади $S = 2R \cdot l$ (R – диаметр хвостовой балки). Этим объясняется его высокие значения.

Представленные результаты рассматриваемой теории согласуются с результатами работы [4] и позволяют ожидать достаточно достоверных расчетных данных для получения боковой силы и параметров выдуваемой струи.

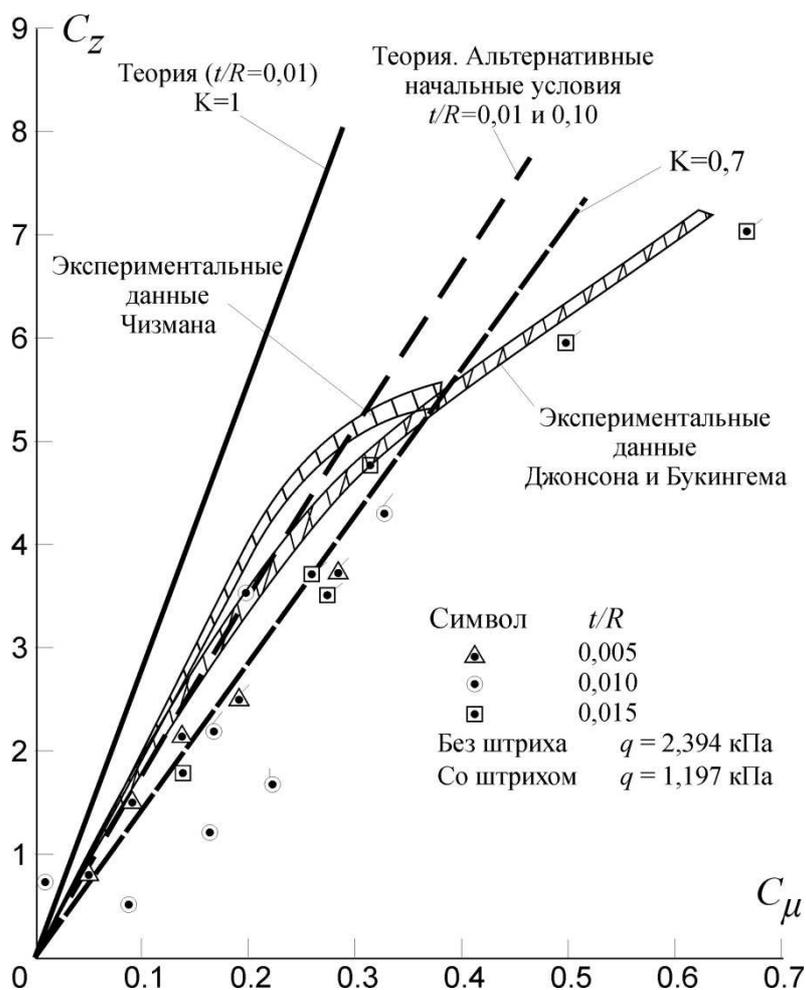


Рис. 7. Коэффициент боковой силы в зависимости от коэффициента выдува

В основу расчета положены паспортные данные вертолета МСБ-2 (рис. 8) [6] и прогнозируемые геометрические параметры хвостовой балки и системы циркуляционного выдува для обеспечения балансировки вертолёта. Так как наиболее сложным с точки зрения обеспечения балансировки является режим весения у земли, то принят этот вариант для выбора параметров хвостовой балки. В соответствии с принятыми обозначениями имеем:

- максимальная масса вертолёта $m = 3800$ кг;
- диаметр несущего винта $D_{HB} = 14,5$ м;
- ометаемая площадь $F_{ом} = 165$ м²;
- коэффициент заполнения $\sigma = 0,0527$;
- окружная скорость несущего винта $(\omega R)_{HB} = 187$ м/с;
- суммарная мощность двигателей на взлетном режиме $N_e = 684$ кВт.

Вариант циркуляционной балансировки предусматривает установку двух килей, которые будут эффективными на больших скоростях, а также струйную систему выдува по нормали к оси балки.

В соответствии с рекомендациями [2] принимается, что 2/3 реактивного момента должно компенсироваться циркуляционной системой, а 1/3 – струйной системой выдува.



Рис. 8. Общий вид вертолета МСБ-2 [6]

Определить оптимальное соотношение геометрических параметров возможно путем расчета нескольких вариантов.

Проведем расчет циркуляционного обтекания хвостовой балки. Для расчёта принимаем: радиус цилиндра $R = 0,25$ м, $\frac{t}{R} = 0,015$, тогда $t = 3,75$ мм.

Длина щели принята $l_{щ} = 2$ м.

Данный порядок расчета основан на параметре C_μ , как исходном. В дальнейшем будет определена скорость выдува струи u_j , соответствующая этому значению C_μ .

Примем $C_\mu = 0,66$ и по графику (рис. 5) определяем $\bar{\Gamma} = 0,59$, угол схода струи принимаем $\theta_e = 0$.

Коэффициент тяги несущего винта на висении ($H=0$) [7]

$$C_T = \frac{2mg}{\rho(\omega R)_{HB}^2 F_{om}} = 0,0107.$$

Средняя индуктивная скорость в плоскости винта [7]

$$\bar{V}_{1B} = \frac{V_{1B}}{(\omega R)_{HB}} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{C_T}{x}} = 0,053.$$

Тогда абсолютная скорость на висении $V_{1B} \approx 10$ м/с.

На уровне хвостовой балки индуктивная скорость будет больше, но не увеличиваться до скорости отбрасывания – $V_2 = 2 \cdot V_{1B}$.

С целью получения наибольшей эффективности щель целесообразно разместить в месте наибольших скоростей по радиусу. По статистике эта зона отстоит от оси несущего винта на расстоянии от $l_1 = 5$ м до 7 м, то есть принимается длина щели 2 м.

С учетом сказанного принимаем обдув хвостовой балки на висении со скоростью $V_{xв} = V_\infty = 18$ м/с.

Следует отметить, что теоретически решить вопрос об истинном распределении и величине индуктивной скорости очень сложно. Для этого необходимо учитывать влияние корпуса вертолета, эжективное влияние отбрасываемого потока на воздух между лопастями и другие факторы.

Скорость потенциального потока на режиме висения в месте выдува согласно формуле (1) при $\theta = 0$ (точка выдува):

$$u_1 = 2V_{xв} (1 + \bar{\Gamma}) = 57 \text{ м/с.}$$

Определение скорости на выходе из сопла u_j и средней скорости на срезе в потоке $u_{j\infty}$ проводится при совместном решении уравнений (33) и (4)

$$\left\{ \begin{array}{l} C_\mu = \left(\frac{t}{R} \right) \left(\frac{u_j}{V_{xв}} \right) \left(\frac{u_{j\infty}}{V_{xв}} \right); \\ \frac{u_{j\infty}}{V_\infty} = \sqrt{1 + \left(\frac{u_j}{V_{xв}} \right)^2 \cdot \left(1 - 2 \frac{t}{R} \right) - \left(\frac{u_1}{V_{xв}} \right)^2}. \end{array} \right.$$

Решение системы уравнений проведем методом последовательных приближений.

Получим $u_j = 126,5$ м/с, $u_{j\infty} = 113,8$ м/с.

Принимая скорость звука на выходе из сопла $a = 340$ м/с, имеем значение числа Маха:

$$M = \frac{u_j}{a} = 0,372.$$

По газодинамическим таблицам соотношение давлений:

$$\frac{p_\infty}{p_0} = 0,908.$$

Тогда полное давление перед соплом для обеспечения скорости $u_j = 126,5$ м/с:

$$p_0 = 110000 \text{ Па, то есть } p_{изб} = 10000 \text{ Па.}$$

Объемный расход воздуха через щель

$$Q = S \cdot V_j = t \cdot l \cdot V_j = 0,949 \text{ м}^3/\text{с}.$$

Массовый расход $Q_m = 1,16 \text{ кг/с}$.

Мощность, потребляемая компрессором, может быть получена приближённо

$$N_{\text{пол}} = \frac{Q \cdot p_{\text{изб}}}{\eta_{\text{ком}} \cdot \eta_{\text{тр}}} = 13,2 \text{ кВт}.$$

Принято:

– КПД компрессора $\eta_{\text{ком}} = 0,8$;

– КПД пневмотрассы $\eta_{\text{тр}} = 0,9$.

Силу и путевой момент за счёт циркуляционного обтекания, которые возникают при данных параметрах системы, получим на основе эпюры давления на цилиндре (рис.6).

Коэффициент боковой погонной силы (сила на 1 м).

$$C_z = - \sum_{i=1}^N C_{pi} \cdot \cos \theta_{cp} \Delta \bar{s}; \quad (5)$$

$$\Delta \bar{s} = \frac{R \Delta \theta}{D} = \frac{\Delta \theta}{2}.$$

где $\Delta \theta$ – выбранный шаг разбиения;

N – количество участков;

D – диаметр балки;

C_p – коэффициент давления на середине участка;

θ_{cp} – угол середины участка разбиения;

$Z' = C_z \cdot q \cdot D \cdot l$ – погонная боковая сила на балке.

Скоростной напор по индуктивной скорости:

$$q_{\infty} = \frac{\rho V_{\infty}^2}{2} = 198,45 \text{ Па};$$

$$V_{\infty} = V_{x8} = 18 \text{ м/с}.$$

Коэффициент боковой силы получен методом численного интегрирования:

$$C_z = 6,65.$$

Величина боковой погонной силы:

$$Z' = 6,65 \cdot 198,45 \cdot 0,5 = 660 \text{ Н/м}.$$

Боковая сила для щели длиной $l_{щ} = 2,0 \text{ м}$:

$$Z = Z' \cdot l = 1320 \text{ Н}.$$

Определим силу, которая необходима для компенсации реактивного момента.

Суммарная взлетная мощность двигателей:

$$N_e = 684 \text{ кВт.}$$

Мощность, идущая на несущий винт:

$$N_{HB} = N_e - \Sigma N_i,$$

где ΣN_i – сумма мощностей, отведенная на генератор, компрессор струйного управления и другие потребители.

За вычетом указанных мощностей имеем:

$$N_{HB} = 544,1 \text{ кВт.}$$

В этом случае реактивный момент на корпусе вертолета:

$$M_p = \frac{N_{HB}}{\omega_{нв}} = 21090 \text{ Н·м.}$$

В соответствии с принятым условием разделения крутящего момента на циркуляционную и струйную систему. Момент для циркуляционной системы:

$$M_{psc} = 13919 \text{ Н·м.}$$

Необходимая сила, если считать постоянной погонную силу по балке:

$$Z_p = \frac{M_{psc}}{l_{cp}} = 2319 \text{ Н.}$$

Потребная сила балансировки больше, чем располагаемая на величину:

$$\Delta Z = Z_p - Z \approx 1000 \text{ Н.}$$

Увеличить потребную боковую силу можно если увеличить длину щели, Однако это не приведет к полной компенсации, так как добавочная щель попадает в зону малой индуктивной скорости. Кроме этого, большая щель приведет к еще большему ослаблению конструкции хвостовой балки, особенно для восприятия крутящего момента по балке. Принятый диаметр хвостовой балки $D = 0,5$ м оказался недостаточным.

Расчет с другими исходными данными.

Примем радиус хвостовой балки $R = 0,375$ м; относительная ширина щели – $\frac{t}{R} = 0,015$, тогда $t = 5,6$ мм. Длина щели $l_{щ} = 2$ м.

В уравнениях 3 и 4 параметры не изменились, поэтому решение:

$$u_j = 126,5 \text{ м/с; } u_{j\infty} = 113,8 \text{ м/с.}$$

Избыточное давление перед соплом:

$$P_{изб} = 10000 \text{ Па.}$$

Объемный расход воздуха через щель

$$Q = t \cdot l \cdot u_j = 0,056 \cdot 2 \cdot 126,5 = 1,42 \text{ м}^3/\text{с}.$$

Массовый расход воздуха:

$$Q_m = 1,74 \text{ кг/с}.$$

Потребная мощность компрессора для циркуляционной системы:

$$N_{пол} = \frac{Q \cdot P_{изб}}{\eta_{ком} \cdot \eta_{тр}} = 19,73 \text{ кВт}.$$

Практически при подобных условиях эпюра давления должна остаться такой же, как и в первом случае. Тогда погонная боковая нагрузка:

$$Z' = 6,65 \cdot 198,45 \cdot 0,75 = 990 \text{ Н/м}.$$

Боковая сила для всей щели:

$$Z = Z' \cdot l = 1980 \text{ Н}.$$

Если щель удлинить на 0,35 м, т.е. принять $l_{щ} = 2,35 \text{ м}$, то $Z = 2320 \text{ Н}$, при этом обеспечивается балансировка вертолета, при принятом условии, что сила за счёт циркуляционного обтекания должна составить 66% от полной.

При этом 33% балансирующей силы приходится на струйную систему.

Мощность компрессора для обеспечения 66% балансирующей силы:

$$N_n = 23,2 \text{ кВт}.$$

Объемный расход воздуха $Q = 1,67 \text{ м}^3/\text{с}$.

Расчёт параметров циркуляционной системы NOTAR на крейсерской скорости полета

Принимаем $H = 0$; $V_{кр} = 205 \text{ км/ч}$ (57 м/с).

В полете возникает существенная боковая сила на килеях, которая компенсирует большую часть реактивного момента.

Принятая суммарная площадь килей составляет $S_{кл} = 2 \text{ м}^2$.

Аэродинамический угол атаки принимается $\alpha_a = 6^\circ$. Данный угол учитывает α_0 и угол заклинения:

$$\alpha_a = \varphi_{закл} - \alpha_0.$$

Можно принять α_a больше, что увеличит поперечную силу килей. Естественно, при этом увеличится сопротивление корпуса.

Расстояние от оси НВ до центра давления килей в соответствии с компоновочным чертежом $l_{кл} = 7,6 \text{ м}$.

Коэффициент боковой силы килей с учетом коэффициентом торможения k определяется по формуле:

$$C_z = k \cdot C_z^\alpha \cdot (\alpha - \alpha_0).$$

По статистике можно принять $k \cdot C_z^\alpha = 4$, тогда:

$$C_z = 0,41.$$

Боковая сила, создаваемая двумя килеями:

$$Z = C_z \cdot \frac{\rho \cdot V_{кр}^2}{2} \cdot S_{кл} = 1625 \text{ Н.}$$

Путевой момент, создаваемый киями:

$$M_{кл} = Z \cdot l_{кл} = 12351 \text{ Н·м.}$$

Мощность на несущем винте:

$$N_{НВ} = 544 - N_{нотр} - N_{комп}.$$

Принятая мощность потребителей:

$$N_{нотр} = 35 \text{ кВт.}$$

Принятая мощность компрессора на крейсерском режиме:

$$N_{комп} = 20 \text{ кВт.}$$

Мощность, идущая на несущий винт на крейсерском режиме:

$$N_{НВ} = 489 \text{ кВт.}$$

Реактивный момент на фюзеляже от НВ:

$$M_p = 18760 \text{ Н·м.}$$

Практически на циркуляционную и струйную системы приходится момент

$$M_{\mu c} = M_p - M_{кл} = 18760 - 12351 = 6409 \text{ Н·м.}$$

При значении $c_\mu = 0,2$ по графику (рис. 7) имеем для циркуляционной

системы при $\frac{t}{R} = 0,015$:

$$c_z = 2,7.$$

По рисунку 7 $\bar{\Gamma} = 0,25$.

На горизонтальном полете индуктивная скорость уменьшается, но появляется скорость «протекания» за счёт балансировки по тангажу хвостовая балка подымается вверх.

На больших скоростях полета для определения индуктивной скорости можно воспользоваться асимптотической формулой [7]

$$\bar{V}_1 = \frac{C_T}{4x\mu} = 0,0094; V_1 = 18 \text{ м/с}; (\mu = \frac{V \cdot \cos \alpha_B}{\omega R} = 0,34).$$

То есть индуктивная скорость на хвостовой балки на крейсерском режиме полета $V_{хв} \approx 4 \text{ м/с.}$

При $\alpha_{бал} = 12^\circ$ скорость «протекания» $V_{np} = 12 \text{ м/с.}$

Суммарная скорость на крейсерском режиме

$$V_\infty = V_{инд} + V_{np} = 4 + 12 = 16 \text{ м/с}; q_\infty = \frac{\rho \cdot V_\infty^2}{2} = 156 \text{ Н/м}^2.$$

Суммарная сила на участке щели $l_{щ} = 2,35 \text{ м}$ будет такой:

$$Z = c_z \cdot q_\infty \cdot D \cdot l_{щ} = 2,7 \cdot 156 \cdot 0,75 \cdot 2,35 = 742 \text{ Н}$$

Момент от циркуляционной системы

$$M_{\mu c} = Z \cdot l = 742 \cdot 6 = 4452 \text{ Н·м.}$$

Данный момент недостаточный для балансировки вертолета.

Примем $c_\mu = 0,25$, тогда имеем

$$c_z = 3,7; \bar{\Gamma} = 0,25;$$

$$u_1 = 40 \text{ м/с}; Z = 1017 \text{ Н.}$$

Момент от циркуляционной системы

$$M_{uc} = Z \cdot l = 6100 \text{ Н}\cdot\text{м.}$$

Практически циркуляционная система обеспечивает балансировку вертолёта. На струйную систему приходится момент

$$M_c = 310 \text{ Н}\cdot\text{м.}$$

Решение уравнений (3) и (4) даёт значение скорости на выходе из щели $u_j = 72 \text{ м/с.}$

Объёмный расход воздуха:

$$Q = t \cdot l_{щ} \cdot u_j = 0,0056 \cdot 2,35 \cdot 72 = 0,947 \text{ м}^3/\text{с.}$$

Получим мощностные параметры циркуляционной системы на крейсерском режиме.

При $u_j = 72 \text{ м/с}$ имеем:

– число Маха – $M = \frac{72}{340} = 0,21;$

– соотношение давлений – $\frac{P}{P_0} = 0,97.$

Т. е. избыточное давление перед соплом

$$P_{изб} = 3100 \text{ Па.}$$

Тогда мощность струи

$$N_c = P_{изб} \cdot Q = 2,935 \text{ кВт.}$$

А мощность компрессора на крейсерском режиме

$$N_{ком} = \frac{N_c}{\eta_{ком} \cdot \eta_{тр}} = 4 \text{ кВт,}$$

где $\eta_{ком} = 0,8; \eta_{тр} = 0,9.$

Схема вертолета МСБ-2 при замене штатной хвостовой балки системой NOTAR представлена на рисунке 9.

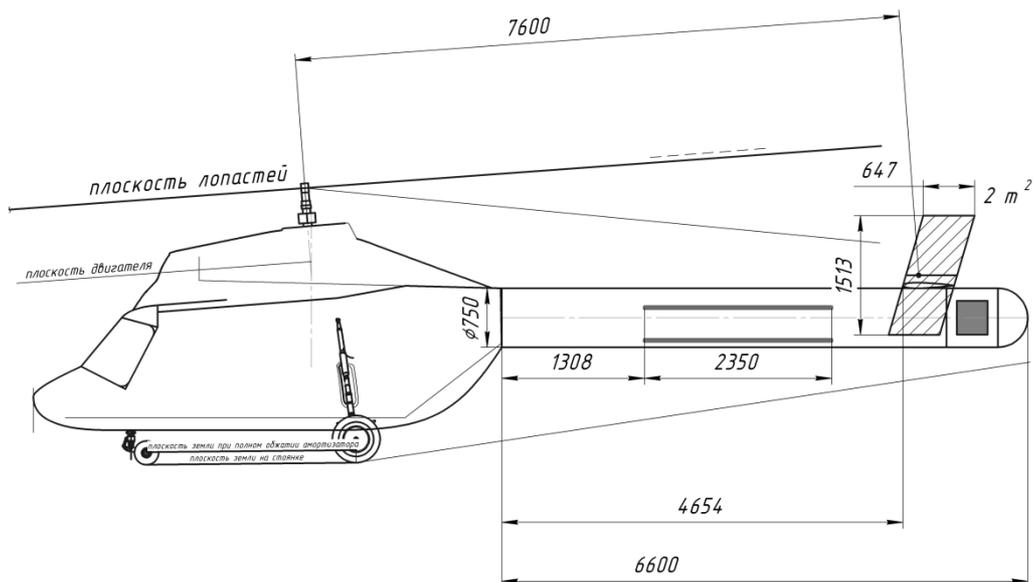


Рис.9. Схема вертолета МСБ-2 при замене штатной хвостовой балки системой NOTAR

Расчет нагнетателя для струйно-циркуляционной системы системы

Термодинамический расчет нагнетателя на расход воздуха 1 кг/с для разных вариантов расположения реактивного сопла

Для выбора степени повышения давления в вентиляторе и оценки потребных мощностей был выполнен расчет параметров воздуха на выходе из нагнетателя для различных степеней повышения давления (от 1,2 до 2,0), получены удельная работа нагнетателя и параметры воздуха на выходе (таблица 1).

Таблица 1

Результаты предварительного расчета

π_K^*	p , Па	T , К	Уд. раб. l , Дж/кг
1,1	111460	297,5	9405
1,15	116520	302	13880
1,2	121590	306,3	18218
1,25	126660	310,5	22429
1,3	131720	314,6	26521
1,35	136790	318,5	30503
1,4	141860	322,4	34380
1,5	151990	330	41847
1,6	162120	337	48967
1,7	172250	343,7	55775
1,8	182380	350	62303
1,9	192520	356,4	68577
2	202650	362,4	74619

Реактивный момент несущего винта вертолета МСБ-2 на режиме висения составляет 21090 Н·м. При компенсации реактивного момента эффектом Коанда на 60 % необходимо скомпенсировать реактивной тягой остаточный момент 8,436 кН·м. Для создания эффекта Коанда на хвостовой балке необходим расход воздуха 1,16 кг/с с давлением не менее 111430 Па. С учетом гидравлических потерь в хвостовой балке выбираем из таблицы 1 режим с $\pi_K^* = 1,2$ (вероятно, можно выбрать $\pi_K^* = 1,15 \dots 1,17$, но для этого необходимо предварительно оценить величину гидравлических потерь при течении воздуха по балке до реактивного сопла).

Для получения необходимой тяги определим возможную скорость истечения воздуха из сопла и при заданной длине хвостовой балки определим потребный расход воздуха, потребную мощность на привод нагнетателя и процент мощности, отбираемой от редуктора для работы системы.

Скорость истечения газов из сопла при адиабатическом расширении с учетом потерь скорости.

$$C_C = \varphi_C \sqrt{2c_p T_K^* \left[1 - \left(\frac{p_H}{p_K^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]},$$

где $\varphi_C = 0,98$ – коэффициент скорости;

$c_p = 1005$ Дж/кг·К – теплоемкость воздуха при постоянном давлении;

T_K^* – полная температура воздуха на выходе из компрессора;

p_K^* – полное давление воздуха на выходе из компрессора;

$k = 1,4$ – показатель адиабаты воздуха.

Величины p_K^* и T_K^* берутся из таблицы 1. Результаты расчета приведены в таблице 2.

Таблица 2

Возможная скорость истечения воздуха из реактивного сопла

π_K^*	Критическая скорость, м/с	Возможная скорость истечения из сопла, м/с
1,1	315,6418	124,4433
1,15	318,0201	151,2537
1,2	320,2761	173,4398
1,25	322,4645	192,6186
1,3	324,5865	209,6159
1,35	326,5922	224,9693
1,4	328,5857	239,0497
1,5	332,436	264,183
1,6	335,9433	286,1199
1,7	339,2664	305,7112
1,8	342,3617	323,3918
1,9	345,4776	339,741
2	348,3736	354,7445

Из таблицы 2 видно, что скорость истечения воздуха из сопла при $\pi_K^* = 1,15 \dots 1,2$ – существенно меньше критической (дозвуковая) и составляет 151...173 м/с, что позволит обеспечить невысокий уровень шума реактивной струи.

При расположении реактивного сопла на конце хвостовой балки на **расстоянии 5 м от центра масс** вертолета необходимо получить реактивную тягу 1495 Н. Для этого при $\pi_K^* = 1,2$ суммарный расход воздуха составляет 10,86 кг/с, а потребная мощность на привод нагнетателя – 198 кВт (29 % от суммарной мощности двух двигателей). Результаты расчета приведены в таблице 3.

Таблица 3

Результаты расчета расхода воздуха и мощности на привод нагнетателя

π_K^*	Расход воздуха на реактивную струю, кг/с	Мощность на реактивную струю, Вт	Расход воздуха на реактивную струю и эффект Коанда, кг/с	Суммарная мощность на привод нагнетателя, Вт	Процент отбора мощности на привод системы
1,15	11,127	154442,7	12,287	170543,5	24,93326
1,2	9,703653	176781,1	10,86365	197914	28,9348

При расположении реактивного сопла на конце хвостовой балки на **расстоянии 6 м от центра масс** вертолета необходимо получить реактивную тягу 1246 Н. Для этого при $\pi_K^* = 1,2$ суммарный расход воздуха составляет 9,24 кг/с, а потребная мощность на привод нагнетателя – 168 кВт (24,6 % от суммарной мощности двух двигателей). Результаты расчета приведены в таблице 4.

Таблица 4

Результаты расчета расхода воздуха и мощности на привод нагнетателя

π_K^*	Расход воздуха на реактивную струю, кг/с	Мощность на реактивную струю, Вт	Расход воздуха на реактивную струю и эффект Коанда, кг/с	Суммарная мощность на привод нагнетателя, Вт	Процент отбора мощности на привод системы
1,15	9,269192	128656,4	10,42919	144757,2	21,16333
1,2	8,083494	147265,1	9,243494	168398	24,61959

При расположении реактивного сопла на конце хвостовой балки на **расстоянии 7,5 м от центра масс** вертолета необходимо получить реактивную тягу 1122 Н. Для этого при $\pi_K^* = 1,2$ суммарный расход воздуха составляет 7,63 кг/с, а потребная мощность на привод нагнетателя – 139 кВт (20,3 % от суммарной мощности двух двигателей). Результаты расчета приведены в таблице 5.

Таблица 5

Результаты расчета расхода воздуха и мощности на привод нагнетателя

π_K^*	Расход воздуха на реактивную струю, кг/с	Мощность на реактивную струю, Вт	Расход воздуха на реактивную струю и эффект Коанда, кг/с	Суммарная мощность на привод нагнетателя, Вт	Процент отбора мощности на привод системы
1,15	7,417998	102961,8	8,577998	119062,6	17,40682
1,2	6,469102	117854,1	7,629102	138987	20,31973

При расположении реактивного сопла на конце хвостовой балки на расстоянии **8,5 м от центра масс** вертолета необходимо получить реактивную тягу 990 Н. Для этого при $\pi_K^* = 1,2$ суммарный расход воздуха составляет 6,87 кг/с, а потребная мощность на привод нагнетателя – 125 кВт (18,3 % от суммарной мощности двух двигателей). Результаты расчета приведены в таблице 6.

Таблица 6

Результаты расчета расхода воздуха и мощности на привод нагнетателя

π_K^*	Расход воздуха на реактивную струю, кг/с	Мощность на реактивную струю, Вт	Расход воздуха на реактивную струю и эффект Коанда, кг/с	Суммарная мощность на привод нагнетателя, Вт	Процент отбора мощности на привод системы
1,15	6,545293	90848,66	7,705293	106949,5	15,63589
1,2	5,708031	103988,9	6,868031	125121,8	18,29266

На графиках (рис. 10) приведена зависимость потребной мощности на привод нагнетателя от длины плеча.

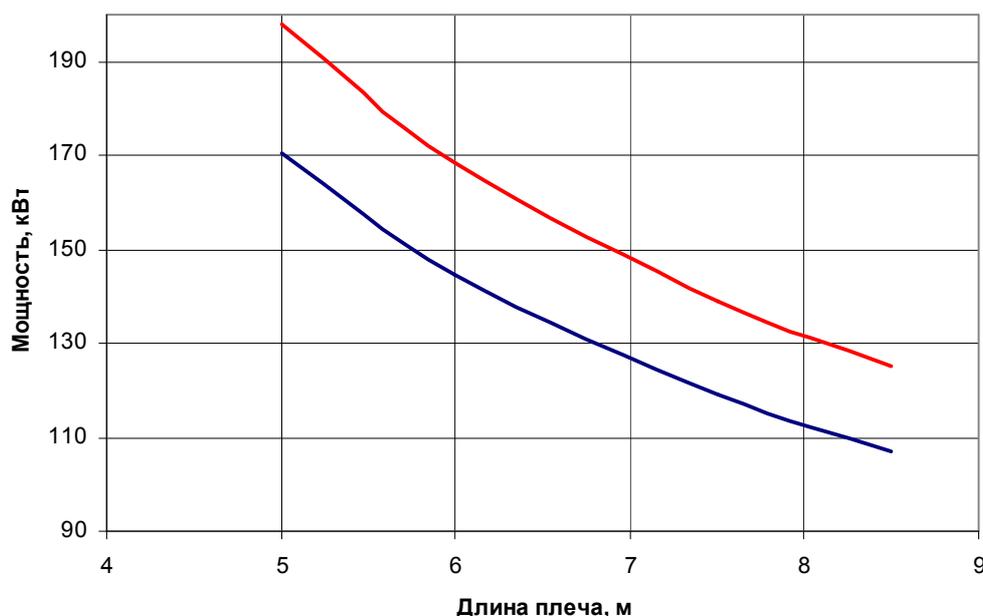


Рис. 10. Зависимость потребной мощности на привод нагнетателя от длины плеча: нижний график – $\pi_K^* = 1,15$; верхний график – $\pi_K^* = 1,2$.

По предварительным расчетам принято, что циркуляционная система компенсирует 60% реактивного момента от НВ, а остальная часть момента и путевого управления приходится на струйную систему. Численные расчеты мощности на вентиляторе в зависимости от расположения реактивного сопла системы даны на рисунке 10.

Для вертолета МСБ-2 при расположении сопла путевого управления на расстоянии 8...8,5 м от оси вала НВ требуется суммарная мощность 100...110 кВт.

Для уменьшения потребной мощности для балансировки и управления необходимо перераспределить доли компенсации реактивного момента путем увеличения доли циркуляционной системы до 85...90%. Для реализации указанной цели возможны следующие мероприятия:

1. Увеличение диаметра хвостовой балки до 800 мм.
2. Увеличение длины щели до 2500 м.
3. Применение двух щелей.
4. Смещение одной щели на угол 20° вниз от плоскости симметрии.
5. Увеличения скорости выдува струи.
6. Увеличение длины хвостовой балки.

Расчет нагнетателя с $\pi_K^ = 1,2$ с расходом воздуха 7,629 кг/с (длина плеча 7,5 м)*

Результаты расчета параметров нагнетателя приведены в таблицах 7, 8.

Таблица 7

Расчет параметров нагнетателя

Суммарный расход воздуха	7,629	кг/с
Полная температура на входе	288,16	К
Полное давление на входе	101320	Па
Компрессор		
Степень повышения давления	1,2	---
КПД	0,85	---
Удельная работа	18218	Дж/кг
Мощность	138990	Вт
Расход рабочего тела на выходе	7,629	кг/с
Полная температура на выходе	306,29	К
Полное давление на выходе	121590	Па

Таблица 8

Расчет геометрии нагнетателя

p^* , Па	T^* , К	G , кг/с	λ	Площадь, м ²
121590	306,2878	7,629	0,3	0,0595

Диаметр хвостовой балки составляет 750 мм.

Нагнетатель – одноступенчатый низконапорный вентилятор. Скорость воздуха на выходе из нагнетателя – 96 м/с, температура воздуха +33 °С.

Профилирование рабочей лопатки нагнетателя

Предварительное профилирование пера рабочей лопатки нагнетателя выполнено по методике [8].

Для получения дозвукового профиля выбрана окружная скорость на периферии лопаточного венца 220 м/с. Исходные данные взяты из предварительного расчета нагнетателя:

- удельная работа ступени $H_{cm} = 18218$ Дж/кг;
- коэффициент полезного действия $KПД_{cm} = 0,85$;
- расход воздуха для создания реактивной тяги и эффекта Коанда $G_{\theta} = 7,6$ кг/с;

– полная температура воздуха на входе в нагнетатель $T_1^* = 288$ К;

– полное давление на входе в нагнетатель $P_1^* = 101300$ Па;

– абсолютная скорость на входе в крыльчатку $G_{1a} = 30$ м/с.

Наружный диаметр нагнетателя выбран из конструктивных соображений. Диаметр балки составляет 750 мм, поэтому наружный диаметр принят $D_{k1} = 0,7$ м.

Тогда диаметр на среднем сечении $D_{cp1} = 0,598$ м, втулочный диаметр на входе в крыльчатку $D_{\theta m1} = 0,495$ м.

При степени повышения давления в нагнетателе $\pi_{cm}^* = 1,200$ полное давление воздуха на выходе из рабочих лопаток составляет $P_2^* = 123434$ Па, на выходе из спрямляющего аппарата $P_3^* = 121585$ Па, полная температура $T_2^* = T_3^* = 306,1$ К.

Относительная скорость в выходном сечении $\lambda_{2acp} = 0,094$, относительный расход $q(\lambda_{2acp}) = 0,176$, откуда площадь выходного сечения нагнетателя $F_2 = 0,1517$ м².

При постоянном наружном диаметре ступени диаметры в концевом, среднем и втулочном сечениях на выходе составляют

$$D_{k2} = 0,700 \text{ м}; D_{cp2} = 0,627 \text{ м}; D_{\theta m2} = 0,545 \text{ м}.$$

Окружные скорости лопатки на периферийном, среднем и втулочном сечениях составляют на входе

$$U_{1k} = 220,0 \text{ м/с}; U_{1cp} = 187,8 \text{ м/с}; U_{1\theta m} = 155,6 \text{ м/с},$$

на выходе

$$U_{2k} = 220,0 \text{ м/с}; U_{2cp} = 197,1 \text{ м/с}; U_{2\theta m} = 171,2 \text{ м/с}.$$

Закрутка потока в рабочем колесе в периферийном, среднем и втулочном сечениях составляет

$$\Delta W_{uk} = 82,8 \text{ м/с}; \Delta W_{ucp} = 94,7 \text{ м/с}; \Delta W_{u\theta m} = 111,5 \text{ м/с},$$

степень реактивности

$$\rho_{1k} = 0,812; \rho_{1cp} = 0,754; \rho_{1em} = 0,659.$$

При осевом входе воздуха в рабочее колесо (без входного направляющего аппарата) углы входа воздуха по абсолютной скорости в периферийное, среднее и втулочное сечения составляют $\alpha_{1k,cp,em} = 90^\circ$, тогда окружные составляющие относительной скорости

$$W_{1uk} = 220,0 \text{ м/с}; W_{1ucp} = 187,8 \text{ м/с}; W_{1uem} = 155,6 \text{ м/с},$$

а углы входа воздуха по относительной скорости в периферийное, среднее и втулочное сечения

$$\beta_{1k} = 7,8 \text{ град}; \beta_{1cp} = 9,1 \text{ град}, \beta_{1em} = 10,9 \text{ град}.$$

Относительные скорости обтекания профиля рабочей лопатки

$$W_{1k} = 220,0 \text{ м/с}; W_{1cp} = 190,2 \text{ м/с}; W_{1em} = 158,2 \text{ м/с},$$

число $M_{W_{1k}} = 0,65$; $M_{W_{1cp}} = 0,56$; $M_{W_{1em}} = 0,47$ (профили дозвуковые).

Осевая составляющая скорости на выходе из рабочего колеса 30 м/с, окружные составляющие абсолютной и относительной скорости

$$C_{2uk} = 82,8 \text{ м/с}; C_{2ucp} = 94,7 \text{ м/с}; C_{2uem} = 111,5 \text{ м/с};$$

$$W_{2uk} = 137,2 \text{ м/с}, W_{2ucp} = 102,5 \text{ м/с}; W_{2uem} = 59,8.$$

Выход потока из рабочего колеса – не осевой. Угол выхода потока по абсолютной скорости составляет

$$\alpha_{2k} = 19,9 \text{ град}; \alpha_{2cp} = 17,6 \text{ град}; \alpha_{2em} = 15,1 \text{ град}.$$

Перед подачей потока в хвостовую балку его необходимо выровнять в лопатках спрямляющего аппарата, чтобы избежать крутки потока в полости балки и уменьшить гидравлические потери.

Число рабочих лопаток в венце – 36, шаг лопаток в корневом сечении $t_{em} = 0,043$ м, в периферийном – $t_k = 0,061$ м.

Хорды профилей $b_k = b_{cp} = b_{em} = 0,073$ м.

Углы установки профилей

$$\gamma_k = 11,74 \text{ град (0,205 рад)};$$

$$\gamma_{cp} = 15,19 \text{ град (0,265 рад)};$$

$$\gamma_{em} = 23,63 \text{ град (0,412 рад)}.$$

Средняя линия дозвукового профиля строится по закону:

$$y = \frac{b \cdot x - x^2}{2 \cdot A \cdot x + B}$$

– для периферийного сечения $A = -14,751$, $B = 4,332$;

– для среднего сечения $A = -3,489$, $B = 1,022$;

– для втулочного сечения $A = -1,234$, $B = 0,354$.

Окружная скорость периферийного сечения рабочей лопатки 628 рад/с, тогда частота вращения ротора составляет 6005 об/мин (100,1 об/с).

Для привода ротора нагнетателя от выходного вала рулевого винта необходим одноступенчатый мультипликатор с передаточным отношением 1:2,44.

Результаты расчета средней линии профилей представлено в таблице 9.

Таблица 9

Результаты расчета средней линии профилей

Корневое сечение		Среднее сечение		Периферийное сечение	
Координата по хорде	Прогиб, м	Координата по хорде	Прогиб, м	Координата по хорде	Прогиб, м
0	0	0	0	0	0
0,0073	0,00142748	0,0073	0,000494	0,0073	0,000117
0,0146	0,002681534	0,0146	0,000927	0,0146	0,000219
0,0219	0,003730912	0,0219	0,001288	0,0219	0,000304
0,0292	0,004536374	0,0292	0,001563	0,0292	0,000369
0,0365	0,005047969	0,0365	0,001736	0,0365	0,000409
0,0438	0,005201105	0,0438	0,001785	0,0438	0,000421
0,0511	0,004910762	0,0511	0,001682	0,0511	0,000396
0,0584	0,004062729	0,0584	0,001388	0,0584	0,000327
0,0657	0,002499891	0,0657	0,000851	0,0657	0,0002
0,073	0	0,073	0	0,073	0

Максимальный прогиб средней линии профиля в корневом, среднем и периферийном сечениях

$$e_{корн} = 0,005201 \text{ м}; e_{средн} = 0,001785 \text{ м}; e_{периф} = 0,000421 \text{ м}.$$

Максимальная толщина профиля в корневом, среднем и периферийном сечениях

$$\delta_{корн} = 0,0037 \text{ м}; \delta_{средн} = 0,0036 \text{ м}; \delta_{периф} = 0,0035 \text{ м}.$$

Расчет на прочность пера рабочей лопатки

Прочностной расчет выполнен по методике [9].

По результатам профилирования рассчитаны интенсивности газовых сил, действующих на перо лопатки:

$$P_U = \frac{G_B}{h_{лон} z} (W_{1U} - W_{2U}) = \frac{7,629}{0,09 \cdot 36} (187,8 - 102,5) = 201 \text{ Н/м};$$

$$P_{ak} = \frac{2\pi r_k}{z} (p_1 - p_2) = \frac{2 \cdot 3,14 \cdot 0,247}{36} (101300 - 123434) = -954$$

Н/м;

$$P_{ap} = \frac{2\pi r_p}{z} (p_1 - p_2) = \frac{2 \cdot 3,14 \cdot 0,35}{36} (101300 - 123434) = -1351$$

Н/м.

Рабочая лопатка выполнена из алюминиевого сплава ВД-17. В таблице 10 приведены исходные данные, в таблице 11 – результаты прочностного расчета пера лопатки.

Таблица 10

Исходные данные для расчета на прочность пера рабочей лопатки нагнетателя

Материал:	ВД-17										
ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ ПЕРА ЛОПАТКИ:											
Тип лопатки	Сплошная										
Длина лопатки, м:	0,103										
Радиус корневого сечения, м:	0,247										
Хорда профиля, м:											
корневое сечение:	0,073										
среднее сечение:	0,073										
периферийное сечение:	0,073										
Максимальная толщина профиля, м:											
корневое сечение:	0,0037										
среднее сечение:	0,0036										
периферийное сечение:	0,0035										
Максимальный прогиб средней линии, м:											
корневое сечение:	0,0052										
среднее сечение:	0,001785										
периферийное сечение:	0,000421										
Угол установки профиля, рад:											
корневое сечение:	0,412										
среднее сечение:	0,265										
периферийное сечение:	0,205										
НАГРУЗКИ											
Интенсивность газовых сил, Н/м:											
В окружном направлении (среднее сечение):	201										
В осевом направлении (корневое сечение):	954										
В осевом направлении (периферийное сечение):	1351										
Частота вращения ротора, об/мин:	6005										
СВОЙСТВА МАТЕРИАЛА											
Плотность, кг/м ³	2750										
Предел длительной прочности по сечениям:											
<i>N</i>	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
σ_e	450	450	450	450	450	450	450	450	450	450	450

Таблица 11

Результаты расчета

N	X, м	F, м ²	J _{min} , м ⁴	σ _p , МПа	Изгибные напряжения, МПа		
					σ _{uA}	σ _{uB}	σ _{uC}
1	0	0,0001872	4,512E-10	32,479	55,1762	57,3435	-41,5075
2	0,0103	0,0001862	2,54E-10	29,8236	46,0102	47,3359	-54,1381
3	0,0206	0,0001852	2,228E-10	27,039	36,8848	37,8033	-46,6347
4	0,0309	0,0001841	2,024E-10	24,141	28,3558	28,9848	-37,9819
5	0,0412	0,0001831	1,868E-10	21,0783	20,4648	20,8813	-29,3495
6	0,0515	0,0001821	1,74E-10	17,9005	13,4291	13,6904	-21,292
7	0,0618	0,0001811	1,631E-10	14,59	7,6826	7,8335	-14,1706
8	0,0721	0,0001801	1,535E-10	11,1456	3,6236	3,6999	-8,2614
9	0,0824	0,0001791	1,45E-10	7,5665	1,273	1,3034	-3,7958
10	0,0927	0,0001781	1,373E-10	3,8516	0,2409	0,2476	-0,979
11	0,103	0,0001771	1,302E-10	0	0	0	0

N	Суммарные напряжения, МПа			Коэффициенты запаса прочности		
	σ _{ΣA}	σ _{ΣB}	σ _{ΣC}	K _A	K _B	K _C
1	87,6553	89,8226	-9,0285	5,1337	5,0099	-49,8422
2	75,8338	77,1596	-24,3145	5,934	5,8321	-18,5075
3	63,9238	64,8423	-19,5958	7,0396	6,9399	-22,9641
4	52,4799	53,1089	-13,8578	8,5747	8,4732	-32,4728
5	41,5431	41,9596	-8,2712	10,8321	10,7246	-54,4055
6	31,3297	31,5909	-3,3915	14,3634	14,2446	-132,6861
7	22,2726	22,4235	0,4194	20,2042	20,0683	1073,053
8	14,7691	14,8455	2,8842	30,4689	30,3123	156,0223
9	8,8395	8,8698	3,7707	50,908	50,7339	119,3411
10	4,0925	4,0992	2,8726	109,9574	109,777	156,6521
11	0	0	0	±∞	±∞	±∞

Распределение напряжений в характерных точках сечений по длине пера рабочей лопатки представлено на рисунке 11. Точка А – на носке профиля, точка В – на выходной кромке, точка С – на спинке профиля.

Лопатка соответствует нормам прочности. Минимальный коэффициент запаса прочности $K = 5,0$ в корневом сечении на хвостике профиля.

Расчет частот колебаний пера рабочей лопатки

Расчет колебаний пера рабочей лопатки нагнетателя и построение частотной диаграммы выполнены по методике, изложенной в [10]. Исходными данными для расчета являются результаты расчета пера лопатки на статическую прочность.

Результаты расчета приведены в таблице 12.

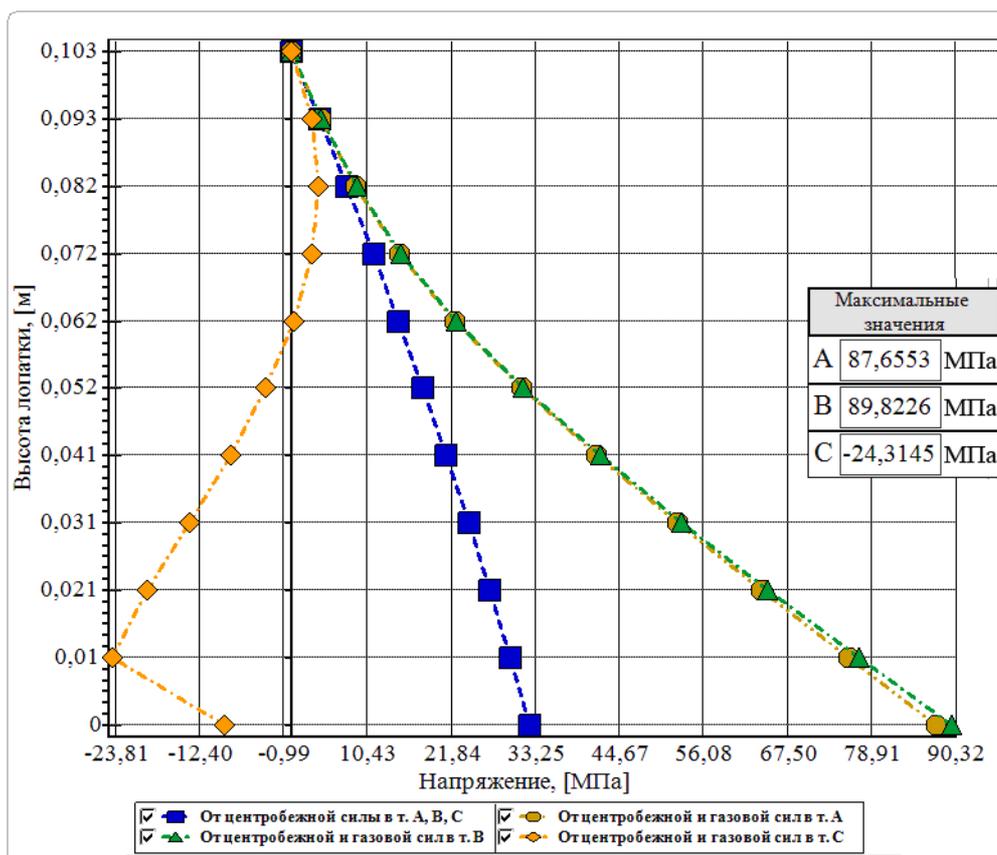


Рис. 11. Напряжения растяжения и суммарные напряжения

Таблица 12

Расчет динамической частоты первой формы изгибных колебаний лопатки компрессора энергетическим методом Релея

УЗЕЛ ДВИГАТЕЛЯ: компрессор МАТЕРИАЛ: ВД-17

ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ:

E = 70600.00 70600.00 70600.00 70600.00 70600.00 70600.00 70600.00
 PO= 2750.000 VP= 0.0000000E+00 RP= 0.3500000
 XP= 0.1030000 RK= 0.2470000 L= 0.1030000
 FK= 1.8720000E-04 FC= 1.8410000E-04 FP= 1.7710000E-04
 JK= 4.5119999E-10 JC= 1.7399999E-10 JP= 1.3020E-10
 NSM= 100.0000 EPS= 1.0000E-03
 Q0= 1.600000 Q1= 2.500000

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА:

	Q	NS [об/с]	F1 [1/с]		Q	NS [об/с]	F1 [1/с]
1	1.82479572	0.0	330.0542	7	1.82007408	60.0	356.8057
2	1.82446623	10.0	330.8269	8	1.81864667	70.0	365.9788
3	1.82420540	20.0	333.1342	9	1.81656051	80.0	376.2809
4	1.82358789	30.0	336.9442	10	1.81480360	90.0	387.6204
5	1.82270956	40.0	342.2059	11	1.81249785	100.0	399.9071
6	1.82152891	50.0	348.8526				

Факторами, возбуждающими колебания лопаток, являются два канала входного устройства ($K = 2$) и три стойки крепления обтекателей ($K = 3$). Результаты представлены на частотной диаграмме (рис.12).

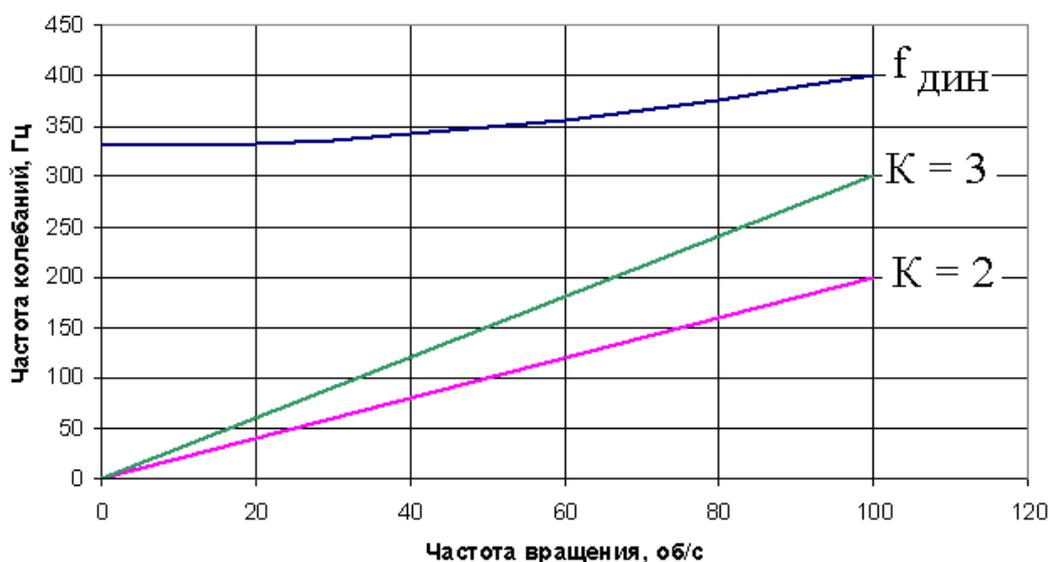


Рис. 12. Частотная диаграмма

Из частотной диаграммы видно, что резонансных колебаний в диапазоне частот вращения до 100 об/с (6005 об/мин) нет. Четыре стойки возбуждают резонансные колебания на максимальной частоте вращения 6000 об/мин.

Схема продольного разреза и габаритные размеры нагнетателя приведены на рисунке 13.

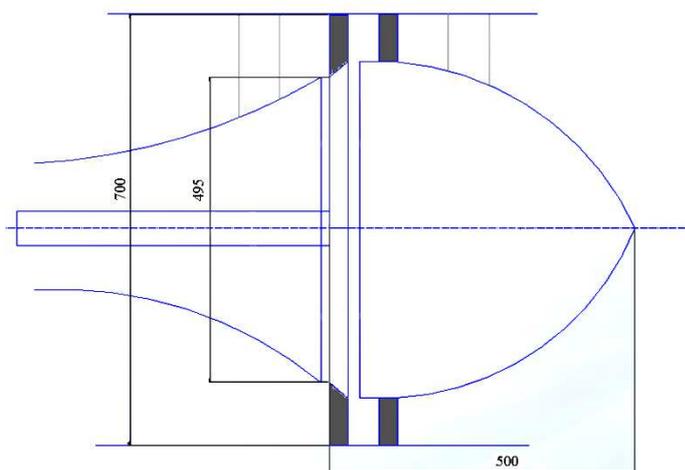


Рис.13. Основные размеры нагнетателя

Расчет и профилирование реактивного сопла

Расчет выходного сечения сопла выполнен по методике изложенной в [11].

Давление воздуха на срезе сопла при полном расширении составляет 101 300 Па, полное давление на входе в сопло – 121 590 Па.

Критический перепад в сопле $\pi_{C\text{KP}} = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{k}{k-1}} = 1,89$. Перепад давлений при условии полного расширения $\pi_C = \frac{p^*}{p_H} = \frac{121590}{101300} = 1,2$. Так как $\pi_C < \pi_{C\text{KP}}$, то сопло – дозвуковое суживающееся.

Критическая скорость истечения составляет 320,28 м/с, но при полученных соотношениях давлений скорость истечения воздуха – не более 173,44 м/с.

Относительная скорость на выходе из сопла $\lambda = \frac{173,44}{320,28} = 0,54$, относительный расход $q(\lambda) = 0,752$.

Расход воздуха через сопло по уравнению Христиановича

$$G = mF_C \frac{p^* \sigma_C}{\sqrt{T^*}} q(\lambda) = 0,0405 \cdot F_C \cdot \frac{121590 \cdot 0,98}{\sqrt{306,3}} \cdot 0,752 = 6,46$$

кг/с,

откуда площадь среза сопла $F_C = 0,0312 \text{ м}^2$.

При плоском квадратном сопле величина боковой грани квадрата равна 216 мм.

Возможное конструктивное исполнение плоского регулируемого сопла (рис. 14) приведено в [12].

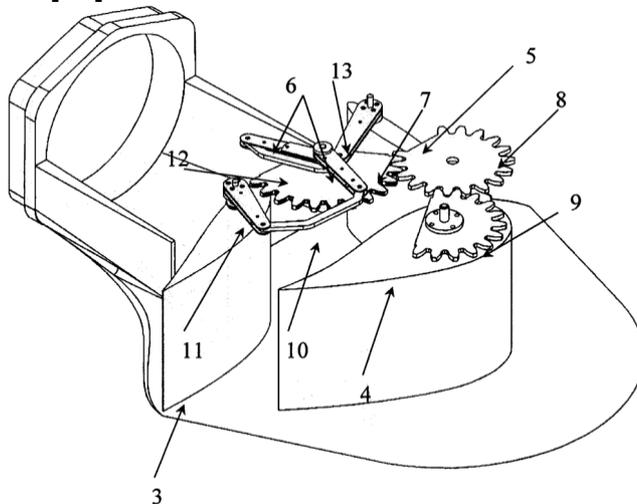


Рис. 14. Схема плоского регулируемого сопла

Расчет шума реактивной струи

Шум, генерируемый реактивной струей, возникает при смешивании выходящего потока с окружающим воздухом (рисунок 15) [13].

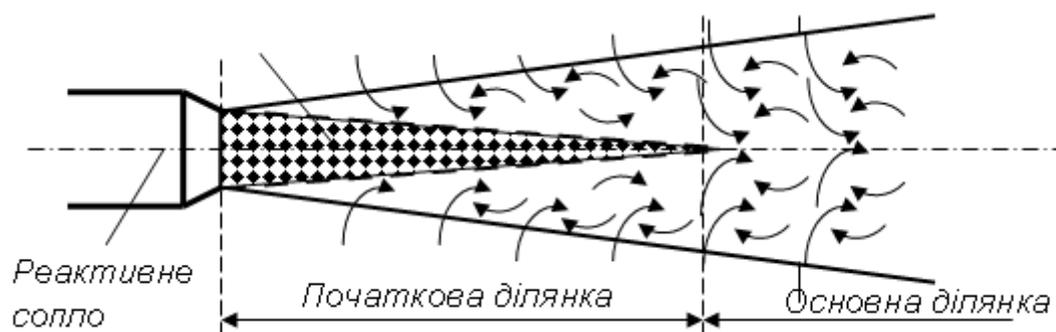


Рис.15. Возникновение шума реактивной струи

Его интенсивность зависит от диаметра реактивного сопла и скорости истекающей струи. Акустическая мощность дозвуковой струи, Вт, определяется формулой

$$W = k \frac{\rho C_c^8 d_c^2}{a^5},$$

где $k = 0,5 \cdot 10^{-4}$ – экспериментальная постоянная;

d_c – диаметр выходного сечения сопла, м;

C_c – скорость истечения потока, м/с;

a – скорость звука, м/с;

ρ – плотность воздуха, кг/м³.

Эквивалентный диаметр круглого сопла $d_c = 199$ мм.

$$W = 0,2 \cdot 10^{-4} \frac{1,23 \cdot 173^8 \cdot 0,199^2}{346^5} = 0,1576 \text{ Вт.}$$

Уровень шума в источнике

$$L = 10 \lg(W / W_0) = 10 \lg(0,1576 / 10^{-12}) = 112 \text{ дБ.}$$

На расстоянии $R = 5$ м от источника интенсивность шума составляет

$$J = \frac{W}{4\pi R^2} = \frac{0,1576}{4\pi \cdot 5^2} = 5,019 \cdot 10^{-4} \text{ Вт/м}^2.$$

Тогда уровень шума на расстоянии 5 м от сопла

$$L = 10 \lg(W / W_0) = 10 \lg(5,019 \cdot 10^{-4} / 10^{-12}) = 87 \text{ дБ.}$$

Выводы

Расчеты подтверждают, что для вертолета типа МСБ-2 можно обеспечить путевую балансировку системой циркуляционного обтекания. Расчетная мощность, которая потребуется на работу такой системы, составляет 138 кВт (при расположении реактивного сопла на расстоянии 7,5 м от оси вала НВ).

Эффективность циркуляционного обтекания возможно увеличить на 15...20% если сместить азимутальный угол струи примерно на 20° вниз, однако для этого необходимо провести дополнительные исследования, в том числе и экспериментальные.

Еще одним способом повышения эффективности циркуляционного обтекания является увеличение скорости выдува u_j и уменьшение ширины щели. Однако чрезмерное увеличение u_j приведет к забросу зоны отрыва на правую сторону хвостовой балки, что уменьшит боковую силу. Уменьшение ширины струи может привести к значительному торможению струи и уменьшению боковой силы. Расчетные параметры близки к оптимальным.

На крейсерском режиме полета установка килей позволяет получить около 80% балансирующего путевого момента и соответственно снизить мощность нагнетателя, необходимого для работы циркуляционной системы.

Для вертолета МСБ-2 при расположении сопла путевого управления на расстоянии 8...8,5 м от оси вала НВ требуется суммарная мощность 100...110 кВт.

Для уменьшения потребной мощности для балансировки и управления необходимо перераспределить доли компенсации реактивного момента путем увеличения доли циркуляционной системы до 85...90%. Для реализации указанной цели возможны уже упомянутые мероприятия:

1. Увеличение диаметра хвостовой балки до 800 мм.
2. Увеличение длины щели до 2,5 м.
3. Применение двух щелей.
4. Смещение одной щели на угол 20° вниз от плоскости симметрии.
5. Увеличения скорости выдува струи.
6. Увеличение длины хвостовой балки.

Для более полной оценки эффективности системы циркуляционного обтекания необходимо произвести массовые, экономические и другие расчеты.

Следует отметить, что проведенный расчёт базировался на средней индуктивной скорости. В действительности для трехлопастного винта изменения скорости по радиусу и по азимуту будут значительными. Это будет приводить к нестабильности движения в путевом направлении. Четырех - и пятилопастные винты имеют большую равномерность индуктивной скорости по азимуту, и соответственно повышается эффективность системы NOTAR..

Расчеты для режима висения показали, что прямое парирование реактивного момента несущего винта легкого одновинтового вертолета реактивной струей требует значительных затрат мощности, отбираемой от силовой установки, существенно превышающей потенциальные возможности.

По данным расчетов, выполненных разными авторами, мощность, потребная на работу нагнетателя струйной системы составляет 25 – 36 % от мощности, потребной для вращения несущего винта на висении. Малая величина потерь требует большей площади поперечного сечения сопла для уменьшения скорости выдува, что приводит к увеличению массы хвостовой балки. При испытаниях было выявлено запаздывание путевого управления на 1 – 2 секунды по сравнению с управлением рулевым винтом.

Показано что оптимальной формой хвостовой балки при применении системы NOTAR является цилиндрическая форма с окружностью в сечении. Кроме того из-за малых индуктивных скоростей несущего винта вертолета МСБ-2 применение профилирования сечения хвостовой балки и других средств создания боковой силы типа интерцепторов является нецелесообразным.

Расчеты, показали, что мощность на привод фенестрона [14] на режиме висения больше мощности рулевого винта на 40%. Действительное значение

КПД фенестрона можно определить только после детальной конструктивной проработки фенестрона.

На крейсерском режиме полета мощность фенестрона практически приближается к мощности рулевого винта и может быть уменьшена при увеличении площади килей и угла их заклинения.

По компоновочным соображениям расстояния между осями НВ и фенестрона существенно меньше, чем для рулевого винта ($l_{\Phi} = 7,9$ м, $l_{PB} = 8,8$ м). Фенестрон на большем плече был бы эффективнее рулевого винта.

Уменьшение длины хвостовой балки, безусловно, приводит к лучшим массовым характеристикам варианта с фенестроном.

Таким образом, можно сделать вывод, что и применение фенестрона вместо рулевого винта для вертолета МСБ-2 также возможно, но с учетом того, что на режиме висения потребуются большая мощность. Такое увеличение мощности на режиме висения имеет место для существующих вертолетов с фенестроном.

Список литературы

1. Корнеева, И. А. Значение применения системы NOTAR при создании легкого многоцелевого вертолета как элемента транспортной системы современного мегаполиса / И. А. Корнеева, П. В. Макеев // Инновации в авиации и космонавтике – 2011. 26-30 апреля 2011. – М. : МАИ, 2011г. – С 16-17.
2. Джоган, О. М. Новые системы управления вертолетами [Электронный ресурс] / О. М. Джоган. – Режим доступа : http://www.aviajournal.com/arhiv/1999/499/st3_499.html. – 13.03.2019.
3. Аникин, В. А. Расчет характеристик циркуляционного течения у хвостовой балки вертолета [Текст] / В. А. Аникин, А. П. Ревякин // Труды научных чтений посвященных памяти академика Б. Н. Юрьева, 12-14 ноября 1984г., М. – 1986 г.
4. Levinsky, E. S. Analitical and Experemental Investigation of Circulation Control by Means of a Turbulent Coanda Jet / E. S. Levinsky, T. T. Yeb // NASA Contractor Report. – Washington : NASA, 1972, – 95 p. <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19720023364>
5. Журавлев, В. Н. Численный метод расчета пристенных турбулентных струй на криволинейной поверхности : дис. канд.техн.наук : 05.07.01 / В. Н. Журавлев. – Киев, 1987.
6. Вертолет МСБ-2. Краткое техническое описание [Текст]. – Запорожье : МОТОР-СИЧ, 2018. – 176 с.
7. Вильдгрубе Л. С. Вертолеты. Расчет интегральных аэродинамических характеристик и летно-технических данных [Текст] / Л. С. Вильдгрубе. – М. : Машиностроение, 1977 г. – 152 с.
8. Кудринский, В. З. Расчёт и анализ основных данных и эксплуатационных ограничений авиационных ГТД [Текст] / В. З. Кудринский, Л. И. Маркианов. – Х.: ХВВАИУ, 1989. – 84 с.
9. Кузменко, М. Л. Статическая прочность рабочих лопаток и дисков компрессоров и турбин ГТД [Текст] : учеб. пособие / М. Л. Кузменко, В. С. Чигрин, С. Е. Белова. – Рыбинск : РГАТА, 2005. – 74 с.

10. Гаркуша, А. И. Динамика и прочность деталей газотурбинных двигателей [Текст] / А. И. Гаркуша, В. С. Чигрин. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2011. – 131 с.
11. Абрамович, Г. Н. Прикладная газовая динамика [Текст] / Г. Н. Абрамович. – М.: Наука, 1976. – 888 с.
12. Пат. 2607687 Российская федерация, МПК В64С 27/82 (2006.01), В64С 19/02 (2006.01). Сопло газоструйной системы управления вертолета / Горбань В.П. ; Заявитель и патентообладатель ФГУП «ЦАГИ». – № RU2607687C1 ; заявл. 26.10.15 ; опубл. 10.01.2017, Бюл. № 1.
13. Чигрин, В.С. Віброакустика і вібродіагностика газотурбінних двигунів [Текст] : навч. посіб. / В. С. Чигрин, С. І. Суховій. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського «Харк. авиац. ін-т», 2012. – 264 с.
14. Гребеников, А. Г. Анализ возможности модернизации легкого одновинтового вертолета путем замены рулевого винта фенестроном / А. Г. Гребеников, В. А. Урбанович, И. В. Малков, В. С. Чигрин, В. А. Грайворонский, А. М. Гуменный, А. В. Лоленко, А. И. Кривобок, Ю. Ю. Высочанская, А. А. Соболев, Н. И. Москаленко, Л. А. Пирогов, А. А. Вендин // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 84. – Х., 2019. – С. 64 – 92. DOI: 10.32620/oikit.2019.84.03

References

1. Korneeva, I. A. Znachenie primeneniya sistemy NOTAR pri sozdanii legkogo mnogocelovogo vertoletakak jelementa transportnoj sistemy sovremennogo megapolisa / I. A. Korneeva, P. V. Makeev // Innovacii v aviacii i kosmonavtike – 2011. 26-30 aprelja 2011. – М. : MAI, 2011g. – pp. 16-17.
2. Dzhogan, O. M. Novye sistemy upravleniya vertoletami [Jelektronnyj resurs] / O. M. Dzhogan. – Rezhim dostupa : http://www.aviajournal.com/arhiv/1999/499/st3_499.html. – 13.03.2019.
3. Anikin, V. A. Raschet harakteristik cirkuljacionnogo techenija u hvostovoj balki vertoletak [Tekst] / V. A. Anikin, A. P. Revjakin // Trudy nauchnyh chtenij posvjashhennyh pamjati akademika B. N. Jur'eva, 12-14 nojabrja 1984g., М. – 1986 g.
4. Levinsky, E. S. Analitical and Experemental Investigation of Circulation Control by Means of a Turbulent Coanda Jet / E. S. Levinsky, T. T. Yeb // NASA Contractor Report. – Washington : NASA, 1972, – 95 p. <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19720023364>
5. Zhuravlev, V. N. Chislennyj metod rascheta pristennyh turbulentnyh struj na krivolinejnoj poverhnosti : dis. kand.tehn.nauk : 05.07.01 / V. N. Zhuravlev. – Kiev, 1987.
6. Vertolet MSB-2. Kratkoe tehničeskoe opisanie [Tekst]. – Zaporozh'e : MOTOR-SICH, 2018. – 176 p.
7. Vil'dgrube L. S. Vertolety. Raschet integral'nyh ajerodinamicheskikh harakteristik i letno-tehničeskikh dannyh [Tekst] / L. S. Vil'dgrube. – М. : Mashinostroenie, 1977 g. – 152 p.
8. Kudrinskij, V. Z. Raschjot i analiz osnovnyh dannyh i jekspluatacionnyh ogranichenij aviacionnyh GTD [Tekst] / V. Z. Kudrinskij, L. I. Markianov. – H.: HVVAIU, 1989. – 84 p.

9. Kuzmenko, M. L. Sticheseskaja prochnost' rabochih lopatok i diskov kompressorov i turbin GTD [Tekst] : ucheb. posobie / M. L. Kuzmenko, V. S. Chigrin, S. E. Belova. – Rybinsk : RGATA, 2005. – 74 p.

10. Garkusha, A. I. Dinamika i prochnost' detalej gazoturbinnih dvigatelej [Tekst] / A. I. Garkusha, V. S. Chigrin. – H.: Nac. ajerokosm. un-t «Har'k. aviac. in-t», 2011. – 131 p.

11. Abramovich, G.N. Prikladnaja gazovaja dinamika [Tekst] / G. N. Abramovich. – M.: Nauka, 1976. – 888 p.

12. Pat. 2607687 Rossijskaja federacija, MPK B64C 27/82 (2006.01), B64C 19/02 (2006.01). Soplo gazostrujnoj sistemy upravlenija vertoleta / Gorban' V.P. ; Zajavitel' i patentoobladatel' FGUP «CAGI». – № RU2607687C1 ; zajavl. 26.10.15 ; opubl. 10.01.2017, Bjul. № 1.

13. Chigrin, V.S. Vibroakustika i vibrodiagnostika gazoturbinnih dviguniv [Tekst] : navch. posib. / V. S. Chigrin, S. I. Suhovij. – H. : Nac. aerokosm. un-t im. M.Є. Zhukovskogo «Hark. aviac. in-t», 2012. – 264 p.

14. Grebeny'kov, A. G. Analyz' vozmozhnosty` moderny`zacy`y` legkogo odnovy`ntovogo vertoleta putem zameny rulevogo vy`nta fenestronom / A. G. Grebeny'kov, V. A. Urbanovy`ch, Y`. V. Malkov, V. S. Chy`gry`n, V. A. Grajvoronsky`j, A. M. Gumennyj, A. V. Lolenko, A. Y`. Kry`vobok, Yu. Yu. Visochanskaya, A. A. Sobolev, N. Y`. Moskalenko, L. A. Py`rogov, A. A. Vendy`n // Открытые y`nformacy`onnye y` komp'yuternye y`ntegry`rovannye texnologiy`y` : sb. nauch. tr. Nacz. azerokosm. un-ta y`m. N.E. Zhukovskogo «XAY`». – Выр. 84. – X., 2019. – S. 64 – 92. DOI: 10.32620/oikit.2019.84.03

Поступила в редакцию 22.04.2019, рассмотрена на редколлегии 24.04.2019

Аналіз можливості модернізації легкого одновинтового вертольота шляхом заміни рульового гвинта циркуляційно-струменевого системою

Проведено аналіз доцільності заміни штатної хвостової балки з рульовим гвинтом вертольота МСБ-2 на циркуляційно-струмову систему шляхового управління і компенсації реактивного моменту (NOTAR). Робота такої системи забезпечується нагнітачем, встановленим в кореневій частині хвостової балки. Проведено розрахунок характеристик циркуляційної системи. Діаметр хвостової балки склав 0,75 м, ширина щілини - 5,6 мм, довжина щілини - 2,35 м. Визначено параметри одноступеневого нагнітача, який забезпечує подачу повітря в хвостову балку з масовою витратою 7,63 кг / с . Розрахунки підтверджують, що для вертольота типу МСБ-2 можливо забезпечення шляхового балансування системою циркуляційного обтікання. Розрахункова потужність, яка буде потрібна на роботу такої системи, становить 138 кВт.

Розрахунки підтверджують, що для легкого вертольота можливе забезпечення шляхового балансування системою циркуляційного обтікання. Необхідна потужність на роботу такої системи на режимі висіння, в два рази перевищує потужність, що припадає на рульовий гвинт. Циркуляційне обтікання при цьому забезпечує компенсацію 60% реактивного моменту, витрачаючи лише 17% потужності (інша частина реактивного моменту компенсується струменевою системою).

На режимі горизонтального польоту струменево-циркуляційна система споживає значно меншу потужність завдяки наявності кілей. Для зменшення потрібної потужності для балансування та управління вертольота на режимі висіння необхідно перерозподілити частини компенсації реактивного моменту шляхом збільшення частини циркуляційної системи до 85 ... 90%, а також: збільшити діаметр хвостової балки; збільшити довжину щілини; застосувати дві щілини; змістити одну щілину на кут 20° вниз від площини симетрії; збільшити швидкість видування струменя; збільшити довжину хвостової балки.

Ключові слова: вертоліт, хвостова балка, струменево-циркуляційна система.

Analysis of the possibility of upgrading a lightweight single-rotor helicopter by replacing the tail rotor circulation jet system

The analysis of expediency of replacement of regular tail beam is conducted with steering spirally of helicopter of МСБ- 2 on the circulation-stream system of the ground management and indemnification of reactive moment (NOTAR). Work of such system is provided by the supercharger set in root part of tail beam. The calculation of descriptions of the circulation system is conducted. The diameter of tail beam made a 0,75 m, width of crack are a 5,6 mm, length of crack are a 2,35 m. The parameters of single-stage supercharger, that provides the serve of air in a tail beam with a mass expense 7,63 kg/p. Calculations confirm that for the helicopter of type of МСБ- 2 providing of the ground balancing is possible the system of the circulation flowing around, are certain. Calculation power that will be required to work of such system is 138 kW.

Calculations confirm that for an easy helicopter, providing of the ground balancing is possible the system of the circulation flowing around. Power required to work of such system on the mode of hanging, in two times exceeds power being on a steering screw. The circulation flowing around provides indemnification of 60% of reactive moment here, expending 17% powers (rest of reactive moment is compensated by the stream system) only.

On the mode of level-flight the stream-circulation system consumes considerably less power due to the presence of keels. For reduction of the required power for balancing and management of helicopter on the mode of hanging it is necessary to redistribute the stakes of indemnification of reactive moment by the increase of stake of the circulation system to 85.90%, and also: to increase the diameter of tail beam; to increase length of crack; to apply two cracks; to displace one crack on a corner 20° downward from the plane of symmetry; to increase speed of blowing away stream; to increase length of tail beam.

Keywords: helicopter, tail beam, stream-circulation system.

Сведения об авторах:

Гребеников Александр Григорьевич – доктор технических наук, профессор, зав. каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина, e-mail: agrebenikov@khai.edu

Урбанович Владимир Антонович - доцент каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.
e-mail: urb_vl@ukr.net.

Малков Игорь Владиславович – доктор технических наук, профессор, профессор каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина, e-mail: i.malkov@khai.edu.

Чигрин Валентин Семенович – канд. техн. наук, профессор ХАИ, профессор каф. 203 «Конструкция авиационных двигателей» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина. chigrin_vs@ukr.net ORCID 0000-0001-7500-336X.

Грайворонский Виктор Андреевич – канд. тех. наук, доцент каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт».

Гуменный Андрей Михайлович – канд. тех. наук, доцент каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина. e-mail: a.gumenny@khai.edu ORCID 0000-0003-1020-6304.

Лоленко Андрей Васильевич – ассистент кафедры проектирования самолетов и вертолетов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Кривобок Александр Иванович – ассистент кафедры проектирования самолетов и вертолетов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Высочанская Юлия Юрьевна – ассистент кафедры проектирования самолетов и вертолетов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина. y.vysochanskaya@khai.edu ORCID 0000-0002-2659-5669.

Соболев Александр Александрович – ассистент кафедры проектирования самолетов и вертолетов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина. o.soboliev@khai.edu ORCID 0000-0002-2151-003X.

Москаленко Николай Иванович – главный конструктор, начальник управления по разработке и модификации вертолетной техники ОКБ «Мотор Сич», Запорожье, Украина.

Пирогов Леонид Алексеевич – заместитель генерального конструктора АО «Мотор Сич», Запорожье, Украина.

Вендин Алексей Александрович – ведущий инженер Учебного центра CAD/CAM/CAE кафедры №103 «Проектирования самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина. o.vendyn@khai.edu ORCID 0000-0002-7784-5998.