

Расчетные исследования характеристик рулевых винтов с различными значениями заполнения на режиме висения при вращении вертолета

Анимица В.А., Крымский В.С. *, Леонтьев В.А.

Центральный аэрогидродинамический институт имени Н.Е. Жуковского,

ЦАГИ имени Н.Е. Жуковского, ул. Жуковского, 1,

Жуковский, Московская область, 140180, Россия

**e-mail: spintest@tsagi.ru*

Аннотация

Работа посвящена исследованию аэродинамических характеристик рулевых винтов (РВ) одновинтового вертолета средней весовой категории на режиме висения при вращении вертолета вокруг вертикальной оси. Для выполнения расчетов использована математическая модель движения вертолета, разработанная в НИО-5 ЦАГИ. Получены расчетные зависимости относительных коэффициентов тяги рулевых винтов от угловых скоростей вращения $C_T/\sigma(\omega_y)$, при различных значениях угла общего шага рулевого винта. Определены зависимости углов атаки α и коэффициентов подъемной силы C_y лопасти рулевого винта на характерном сечении $r=0,75R$ в зависимости от азимута лопасти и угловой скорости вращения вертолета.

Ключевые слова: вертолет, висение, вращение, рулевой винт, срыв потока.

Введение

Режим неуправляемого вращения вертолета влево/вправо (в зависимости от вращения несущего винта (НВ)) для вертолетов одновинтовой схемы является опасным и в настоящее время изучен недостаточно.

Одной из причин, способствующей попаданию вертолета в режим неуправляемого вращения на малых скоростях полета (например – висение с боковым ветром), является особенность работы рулевого винта, связанная с влиянием на него потока индуцируемого несущим винтом при определенном направлении воздушной скорости [1, 2]. На рисунке 1 представлены полученные в летных испытаниях [3], зависимости приращений балансировочных значений углов установки лопастей рулевого винта при перемещениях вертолета относительно воздуха с разными скоростями и углами скольжения.

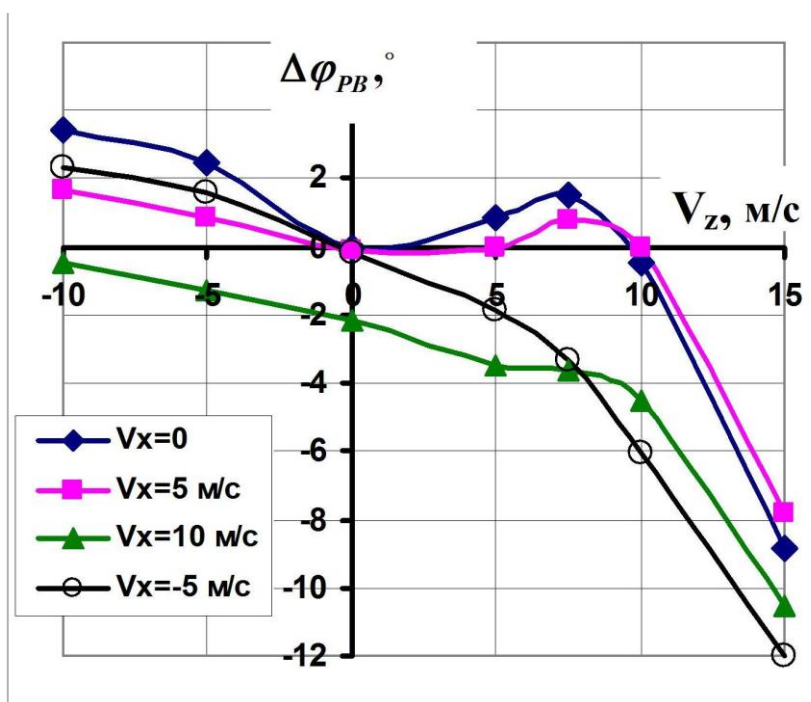


Рисунок 1 — Приращение балансировочных величин шага РВ при различной величине и направлении ветра

Существует ряд факторов, приводящих к началу вращения вертолета, такие как: предельная взлетная масса вертолета; высокая температура наружного воздуха; пониженная частота вращения НВ; порывистый или изменчивый по направлению ветер; затенение посадочной площадки зданиями и сооружениями, способными вызвать завихрения и турбулизацию ветрового потока или изменения его направления и силы; взлет или посадка со скольжением, требующим дополнительного отклонения педалей для сохранения направления взлета или посадки; резкие перемещения рычага общего шага (особенно – при высокой приемистости двигателей).

На режимах левого вращения (для одновинтовых вертолетов с несущим винтом, вращающимся по часовой стрелке при виде сверху) происходит изменение условий обтекания РВ, способствующее «втягиванию» вертолета в опасный режим [4], с соответствующим возрастанием угловой скорости вращения. С целью установления причин, препятствующих выходу вертолета из опасного режима, был проведен анализ движения РВ при вращении вертолета вокруг вертикальной оси.

1 Анализ движения РВ

На лопасть РВ при вращении вертолета с угловой скоростью ω_y (рисунок 2) действуют элементарные инерционные силы: центробежная сила

$$dЦ = m\omega_{PB}^2 r dr, \quad (1)$$

где m — погонная масса элемента лопасти;

ω_{PB} — угловая скорость вращения PB;

r — радиус элемента лопасти;

сила инерции взмаха

$$dJ = m \frac{d^2\beta}{dt^2} r dr, \quad (2)$$

где β — угол взмаха лопасти;

сила инерции Кориолиса

$$dK_{\omega_y} = -2m\omega_y\omega_{PB}r\sin\psi dr, \quad (3)$$

где ψ — азимут лопасти;

и аэродинамическая сила dT [5].

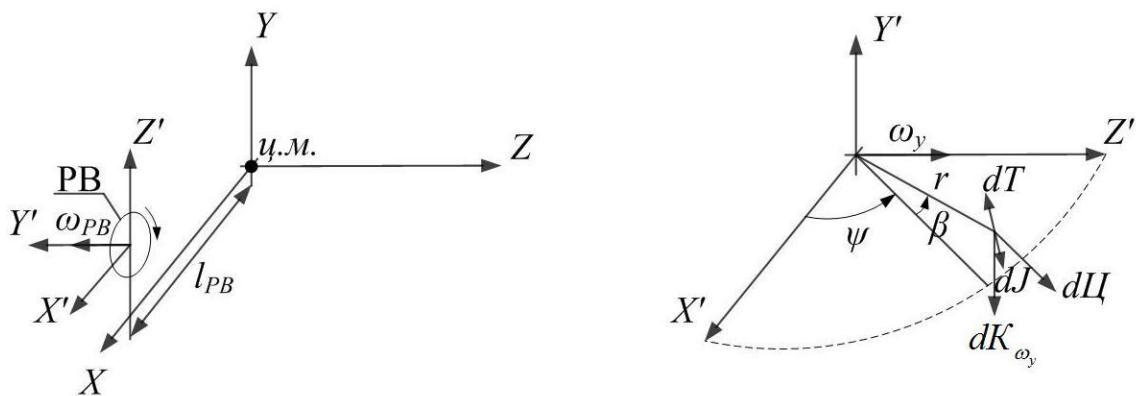


Рисунок 2 — Элементарные инерционные силы, действующие на лопасть PB

Аэродинамическая сила, действующая на элемент лопасти, зависит от скорости набегающего потока U (рисунок 3).

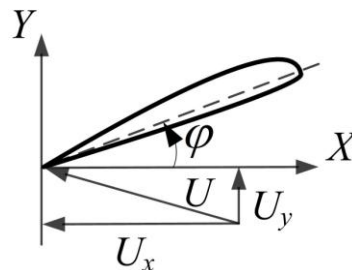


Рисунок 3 — Скорость набегающего потока на элемент лопасти

увеличение углов атаки ($\alpha_2 > \alpha_1$) и, при достижении некоторой скорости вращения ω_y , углы атаки α_2 выходят за границу срыва потока.

После достижения критических значений углов атаки, коэффициенты подъемной силы C_y сечений лопастей РВ перестают увеличиваться. В районе азимута $\psi = 270^\circ$ скорость взмаха лопасти направлена в противоположную сторону, поэтому компонента скорости $r \frac{d\beta}{dt}$ будет минимальной. Углы атаки сечений уменьшаются ($\alpha_3 < \alpha_1$), коэффициент подъемной силы C_y снижается (рисунок 5).

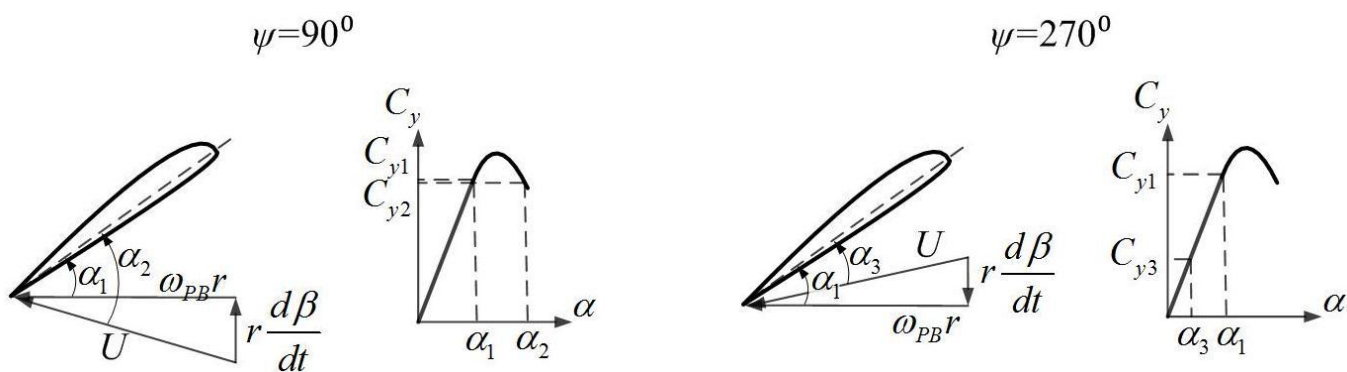


Рисунок 5 — Углы атаки α и коэффициенты C_y элемента лопасти РВ на азимутах $\psi = 90^\circ$ и $\psi = 270^\circ$

При небольших скоростях углового вращения вертолета ω_y , скорость взмаха лопасти мало влияет на тягу РВ. Происходит компенсация снижения подъемной силы лопасти на $\psi = 270^\circ$ её увеличением на азимуте $\psi = 90^\circ$. Начиная с некоторого значения ω_y , при котором лопасть на $\psi = 90^\circ$ попадает в срыв, увеличение подъемной силы сечения лопасти на этом азимуте перестает компенсировать уменьшение ее подъемной силы на противоположном азимуте, что приводит к снижению тяги РВ.

Компонента скорости $\omega_y r \cos \psi$ так же изменяет маховое движение лопасти. На азимуте $\psi=0^\circ$ происходит суммирование скоростей $\omega_y l_{PB} + \omega_y r \cos \psi$, а на $\psi=180^\circ$ их вычитание $\omega_y l_{PB} - \omega_y r \cos \psi$, что приводит к перераспределению подъемной силы и к поперечному завалу конуса рулевого винта b_l , на азимутах $\psi=90^\circ$ и $\psi=270^\circ$ (рисунок 6). На поперечный завал конуса РВ также влияет компенсатор взмаха лопасти.

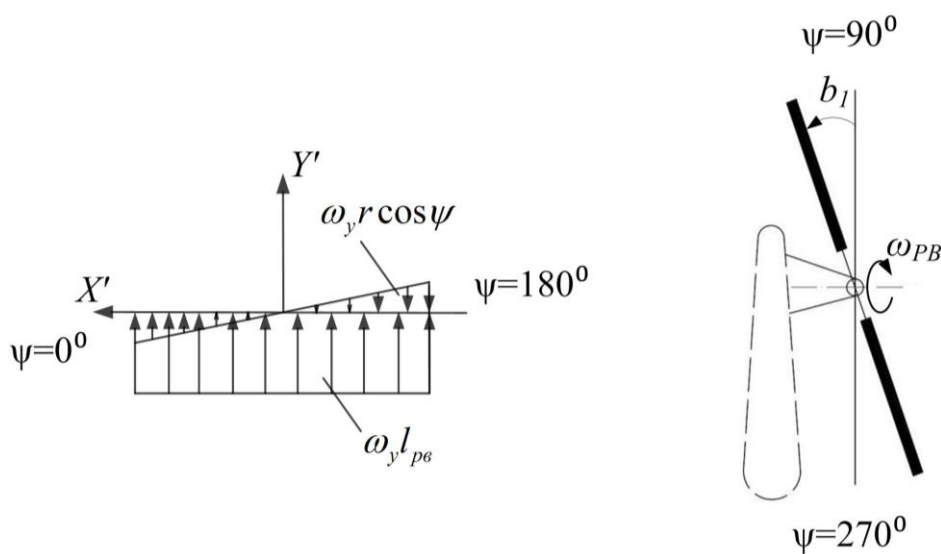


Рисунок 6 — Изменение махового движения за счет скоростей $\omega_y l_{PB}$ и $\omega_y r \cos \psi$

2 Используемая математическая модель

Представленные далее результаты расчетов получены с помощью математической модели движения вертолета FDH_tr, разработанной в НИО-5 ЦАГИ.

Математическая модель FDH_tr позволяет проводить расчет движения упругих лопастей рулевого и несущего винтов. Подробное описание уравнений движения упругих лопастей и их решение содержится в работе [6]. Аэродинамические нагрузки на лопасть определяются на основе гипотезы плоских

сечений, с учетом изменения угла атаки α и числа Маха в диапазоне $0 \leq \alpha \leq 360^\circ$, $0 \leq M \leq 1$. Коэффициенты аэродинамических характеристик профилей определяются путем обработки нелинейных экспериментальных зависимостей, полученных при испытаниях профилей в аэродинамических трубах. Кроме того, учитывается нестационарность обтекания сечений лопасти в соответствии с методом [7]. Для вычисления скоростей, индуцируемых винтом в собственной плоскости вращения, используется квазилинейная дисковая вихревая теория винта Е.С. Вожаева [8].

3 Исходные данные для расчета

Для РВ вертолета средней весовой категории выполнены расчеты аэродинамических характеристик РВ на режиме висения вертолета с вращением относительно вертикальной оси при трех значениях заполнения рулевого винта: $\sigma=0,12$, $\sigma=0,16$, $\sigma=0,2$. Моменты инерции РВ приняты равными соответственно $J_{PB} = 27; 37; 46$ кг·м². Радиус РВ принят равным $R_{PB}=1,95$ м, $\omega R_{PB}=229$ м/с, лопасть РВ незакрученная, с профилем НАСА 230-12, расстояние между втулками НВ и РВ принято равным $l_{PB}=12,7$ м. Крепление лопастей РВ независимое, с помощью ГШ с выносом $l_{ГШ} = 0,001$ м. Коэффициент компенсатора взмаха принят равным $\bar{k} = 1$.

Для каждого заполнения проводился расчет изменения $C_T / \sigma = f(\omega_y)$, при значениях шага РВ: $\phi_{PB}=8,2 \dots 25^\circ$. Данный диапазон является характерным для режимов висения и входа в неуправляемое вращение. Расчеты выполнялись для угловых скоростей вращения вертолета $\omega_y=0; 30; 60; 120^\circ/\text{с}$. Для РВ с заполнениями $\sigma=0,12$, $\sigma=0,16$ расчет проводился для высоты $H=50$ м, для РВ с заполнением $\sigma=0,2$ расчет проводился для высот $H=50$ м и $H=4000$ м.

Для РВ с заполнением $\sigma=0,12$ проводился расчет перемещений сечения лопасти $y(\psi)$ на характерном радиусе $r=R$; углов атаки сечения лопасти $\alpha(\psi)$ на характерном радиусе $r=0,75R$ и коэффициентов подъемной силы в этом же сечении лопасти $C_y(\psi)$ при значениях скорости углового вращения вертолета $\omega_y=0; 30; 60^\circ/\text{с}$, для углов установки шага рулевого винта $\varphi_{PB} = 8,2^\circ$ и $\varphi_{PB} = 25^\circ$.

4 Результаты расчетов

На рисунках 7–9 представлены зависимости $y=f(\psi)$, $\alpha=f(\psi)$, $C_y=f(\psi)$ РВ с заполнением $\sigma=0,12$.

Как видно из результатов расчетов (рисунок 7), маховое движение лопасти увеличивается с ростом φ_{PB} и ω_y . В районе углов азимута $\psi=0^\circ$ и $\psi=180^\circ$ происходит максимальное отклонение лопасти от плоскости вращения, а в районе $\psi=90^\circ$ и $\psi=270^\circ$ скорость взмаха лопасти $r \frac{d\beta}{dt}$ максимальна.

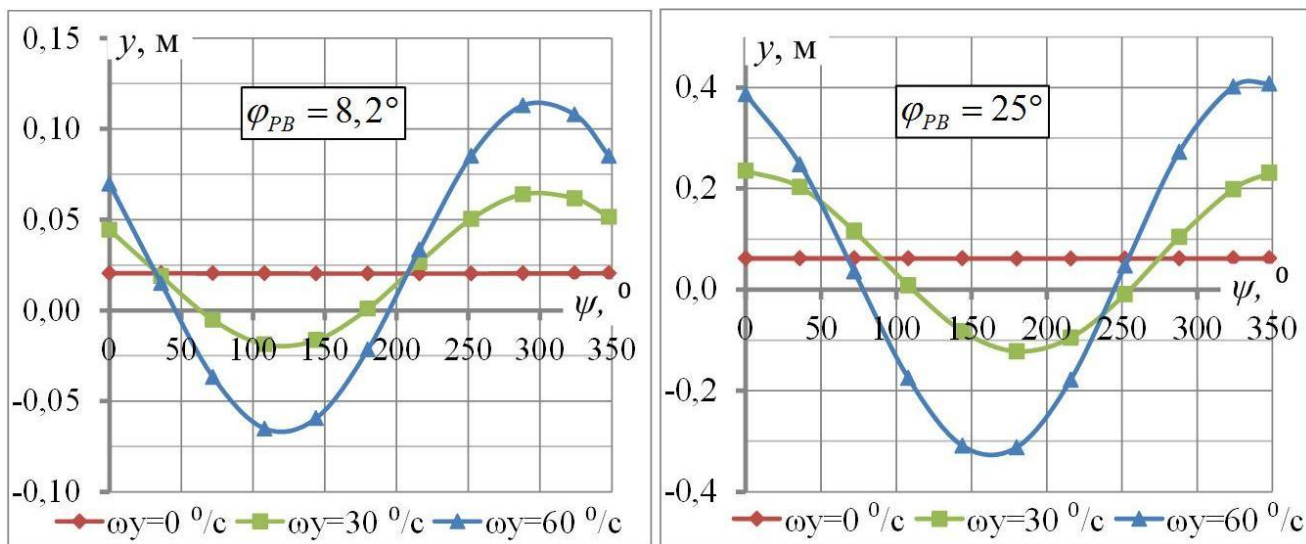


Рисунок 7 — Зависимости $y=f(\psi)$ для $\sigma=0,12$, при $\varphi_{PB} = 8,2^\circ$ и $\varphi_{PB} = 25^\circ$

При вращении вертолета, углы атаки сечения лопасти увеличиваются в районе азимута $\psi=90^\circ$ и уменьшаются в районе $\psi=270^\circ$ (рисунок 8). При значении общего шага $\varphi_{PB} = 25^\circ$ угол атаки сечения лопасти достигает максимальных значений порядка 38° , что существенно превышает значения критического угла атаки профиля NASA 230-12.

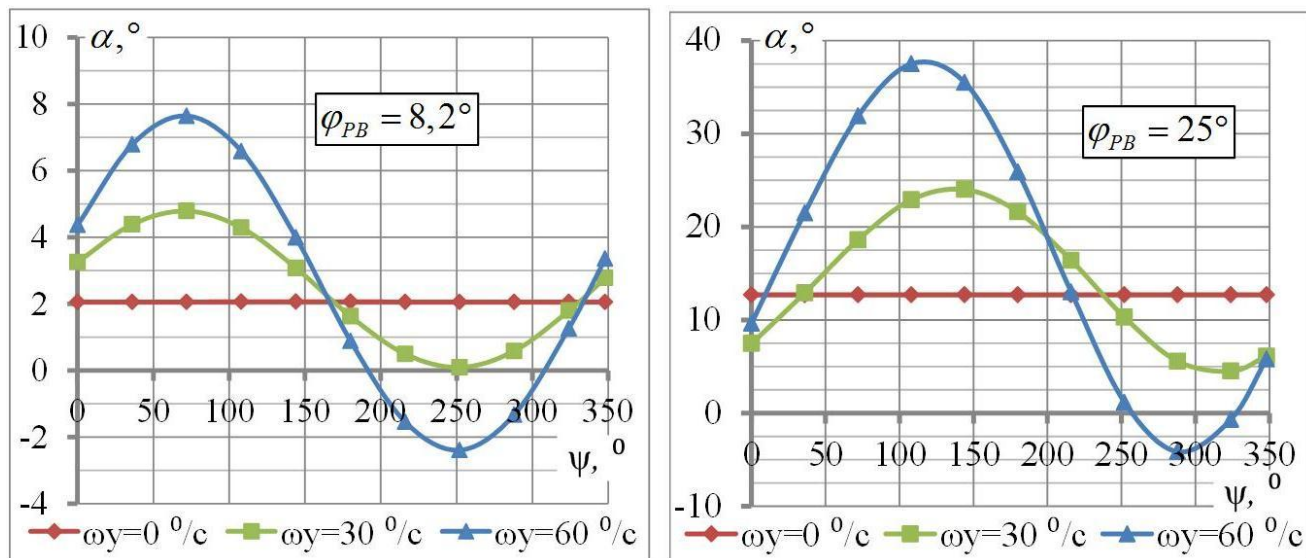


Рисунок 8 — Зависимости $\alpha=f(\psi)$ для $\sigma=0,12$, при $\varphi_{PB} = 8,2^\circ$ и $\varphi_{PB} = 25^\circ$

Изменение коэффициентов $C_y(\psi)$ по азимуту для характерного радиуса $r=0,75R$ сечения лопасти РВ в зависимости от угловой скорости вращения вертолета и шага лопастей РВ представлены на рисунке 9. При небольшом шаге $\varphi_{PB} = 8,2^\circ$ тяга РВ, за счет перераспределения подъемной силы на разных частях диска винта, не снижается, однако при большом шаге $\varphi_{PB} = 25^\circ$, тяга РВ уменьшается с ростом угловой скорости вращения вертолета.

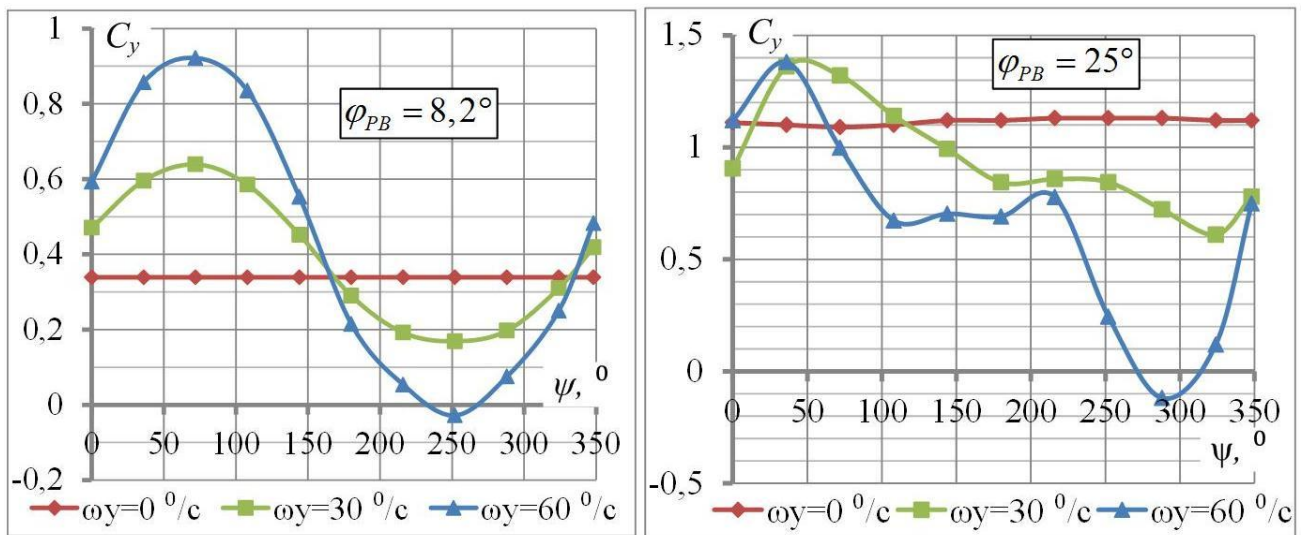


Рисунок 9 — Зависимости $C_y=f(\psi)$ для $\sigma=0,12$, при $\varphi_{PB} = 8,2^\circ$ и $\varphi_{PB} = 25^\circ$

Результаты расчетов зависимостей относительного коэффициента силы тяги РВ C_T/σ от угловой скорости вращения вертолета ω_y представлены на рисунках 10-11.

Для всех рассмотренных значений заполнения РВ наблюдается следующий характер изменения зависимостей $C_T/\sigma = f(\omega_y)$:

- с ростом угловой скорости вращения ω_y при небольших φ_{PB} , сечения $r=0,75R$ лопасти работают на досрывных режимах, за счет роста скорости набегающего потока происходит некоторое увеличение C_T/σ ;

- с увеличением φ_{PB} до 21° и более с ростом угловой скорости вращения ω_y вертолета происходит уменьшение C_T/σ , тяга РВ снижается за счет срыва на азимутах близких к $\psi \approx 90^\circ$ и уменьшения углов атаки сечений лопастей на азимутах, близких к $\psi \approx 270^\circ$.

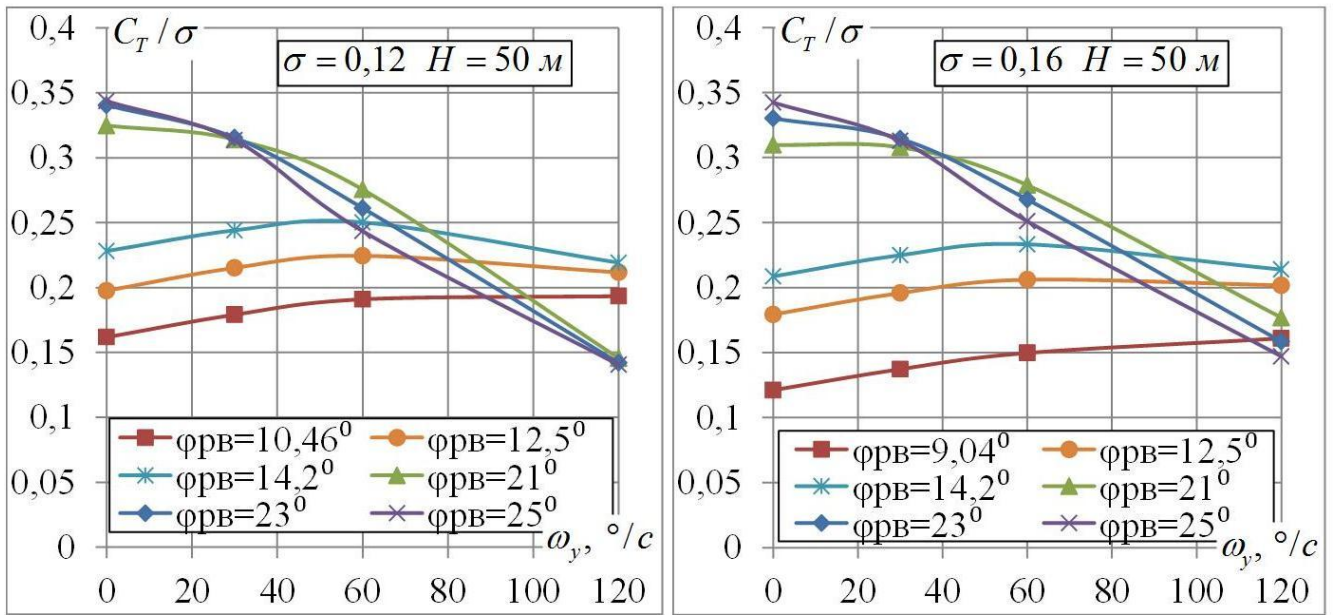


Рисунок 10 — Зависимости $C_T / \sigma = f(\omega_y)$ для $\sigma=0,12$ и $\sigma=0,16$,
при $\varphi_{PB} = 9,04 \dots 25^\circ$ и $H = 50$ м

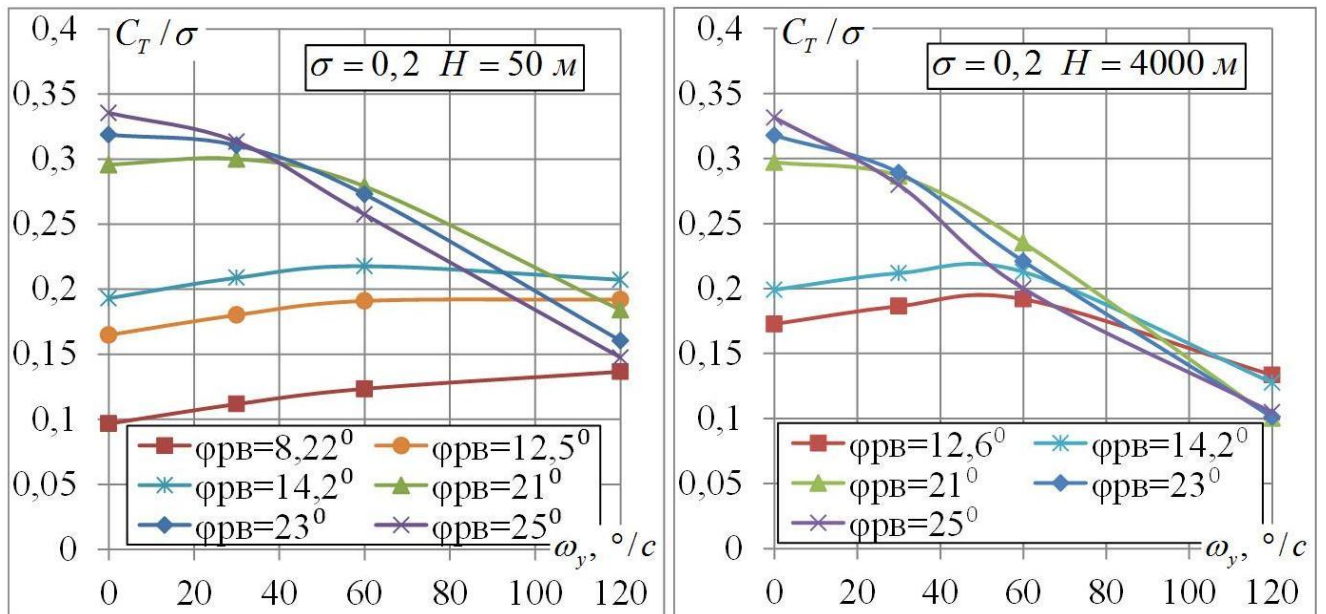


Рисунок 11 — Зависимости $C_T / \sigma = f(\omega_y)$ для $\sigma=0,2$, при $\varphi_{PB} = 8,22 \dots 25^\circ$,
 $H = 50$ м и $H = 4000$ м

На рисунках 12, 13 представлены зависимости приращений $\Delta C_T / \sigma$ от приращения шага РВ (относительно шага РВ на висении) $\Delta \varphi_{PB} = \varphi_{PB} - \varphi_{PB_вис}$ для различных скоростей вращения ω_y вертолета. Заметно попадание РВ в режим срыва

при больших значениях φ_{PB} и ω_y . Для РВ с небольшим заполнением срыв наступает раньше. Запасы управления малы, особенно на высоких угловых скоростях ω_y .

На рисунке 13 представлен РВ с $\sigma=0,2$ на высоте $H=50$ м и $H=4000$ м. При увеличении высоты висения вертолета его характеристики значительно ухудшились вследствие роста балансировочных значений φ_{PB} . Запасы управления на малых угловых скоростях стали значительно меньше, а на больших — вообще отсутствуют.

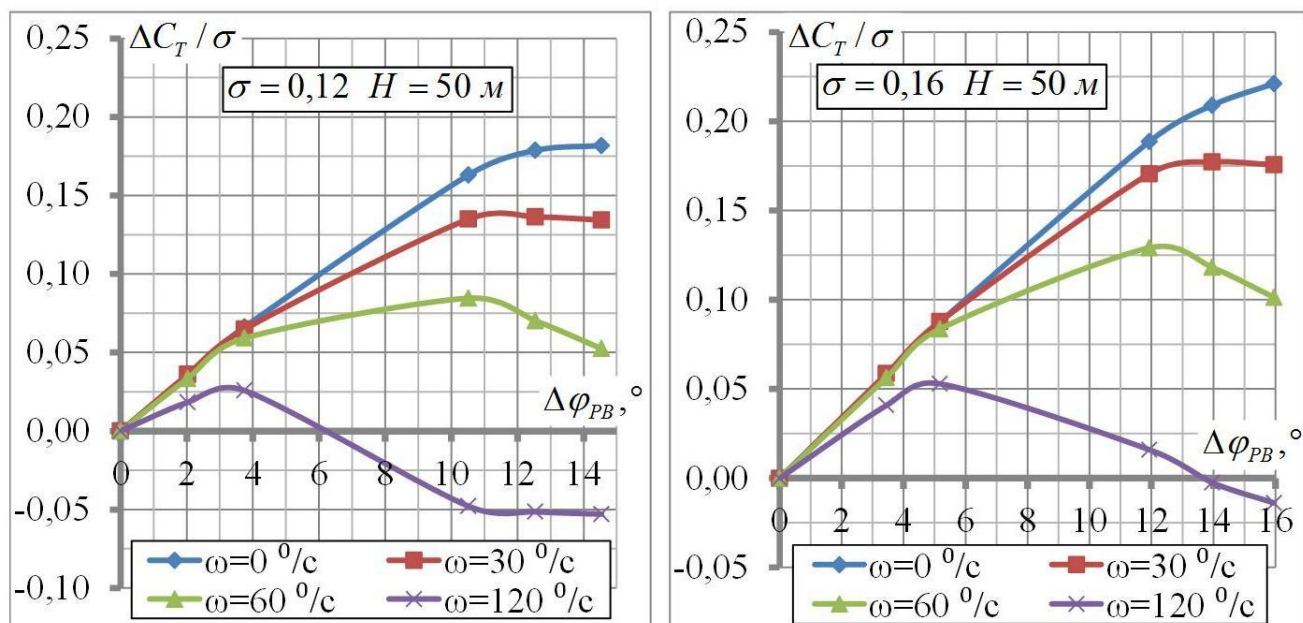


Рисунок 12 — Зависимости $\Delta C_T / \sigma = f(\Delta \varphi_{PB})$ для $\sigma=0,12$ и $\sigma=0,16$,

при $\omega_y=0; 30; 60; 120^\circ/\text{с}$, $H = 50$ м

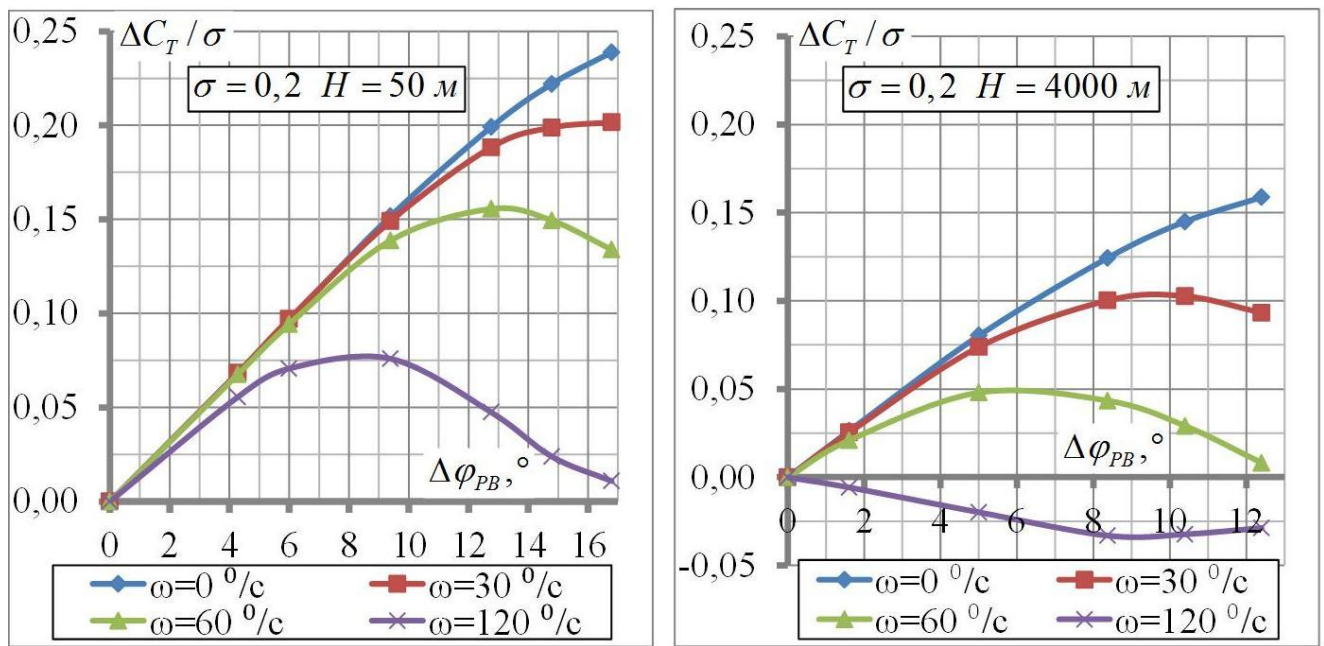


Рисунок 13 — Зависимости $\Delta C_T / \sigma = f(\Delta \varphi_{PB})$ для $\sigma = 0,2$,

при $\omega_y = 0; 30; 60; 120$ °/с, $H = 50$ м и $H = 4000$ м

На рисунке 14, для РВ с $\sigma = 0,2$, на высоте $H = 50$ м и $H = 4000$ м, показаны графики зависимости начального углового ускорения вертолета ε от приращения шага РВ $\Delta \bar{\varphi}_{PB} = \frac{\Delta \varphi_{PB}}{\Delta \varphi_{PB \max}} \cdot 100\%$ (в процентах от полного диапазона изменения шага РВ), $\varepsilon = f(\Delta \bar{\varphi}_{PB})$ при различных скоростях вращения ω_y . Хорошо видно, что эти зависимости нелинейны на режимах больших ω_y и H . Данная нелинейность существенно влияет на характеристики управляемости вертолета: например на высоте $H = 4000$ м и $\omega_y = 60$ °/с при увеличении φ_{PB} на 20% полного хода вертолет получает угловое ускорение $\varepsilon \approx 0,4$ рад/с², а при 40% — в 4 раза меньше — $\varepsilon \approx 0,1$ рад/с².

При оценке управляемости вертолета данная особенность может быть учтена введением границы минимально допустимых угловых ускорений вертолета, на рисунке 14 такая граница показана штриховой линией.

На рисунке 14 точкой показана требуемая мощность управления $\varepsilon_y = 0,5$ рад/с², она согласуется с нормативным документом по управляемости [9].

Видно, что для $H=50$ м нормативное требование выполняется до $\omega_y=60^\circ/\text{с}$, на $\omega_y=120^\circ/\text{с}$ зависимость выходит за допустимую границу при $\Delta\bar{\varphi}_{PB} > 45\%$.

Для $H=4000$ м, из-за роста балансирующего значения φ_{PB} , уже на $\omega_y=60^\circ/\text{с}$ и $\Delta\bar{\varphi}_{PB} > 30\%$ нормативное требование по величине минимально допустимого углового ускорения вертолета не выполняется, что свидетельствует о целесообразности корректировки существующей методики формирования требований к запасам путевого управления и соответственно — к выбору основных параметров РВ и его аэродинамической компоновки.

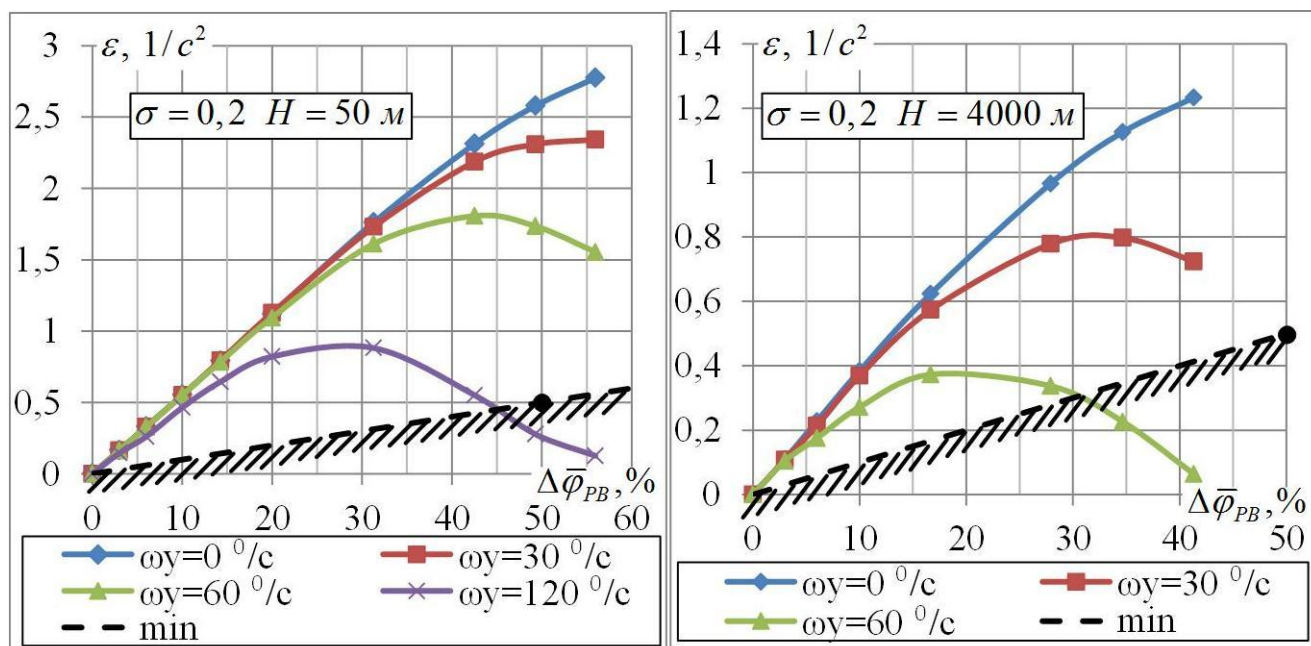


Рисунок 14 — Зависимости $\varepsilon = f(\Delta\bar{\varphi}_{PB})$ для $\sigma=0,2$,

при $\omega_y=0; 30; 60; 120^\circ/c$, $H = 50$ м и $H = 4000$ м

Заключение

Имеющиеся случаи попадания одновинтовых вертолетов в неуправляемое вращение относительно вертикальной оси свидетельствуют о необходимости дополнить существующие требования к проектированию РВ дополнительными условиями, выполнение которых позволит обеспечить гарантированный вывод вертолет из режима вращения во всех прогнозируемых условиях эксплуатации с угловым ускорением не менее заданной величины.

Для уточнения аэродинамических характеристик РВ на режиме «неуправляемого» вращения необходимо провести комплекс экспериментальных исследований на ротативной установке и пилотажном стенде, с моделированием режима вращения вертолета относительно вертикальной оси.

Совокупность результатов теоретических и экспериментальных исследований позволит сформировать новые аэродинамические компоновки РВ, которые обеспечат возможность вывода вертолета из вращения на всех расчетных режимах полета.

Библиографический список

1. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И. Численное моделирование интерференции между несущим и рулевым винтами вертолета на режиме горизонтального полета со скольжением // Труды МАИ, 2013, №69: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=43135>

2. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И. Интерференция несущего и рулевого винтов вертолета при полете со скольжением // Труды МАИ, 2015, №82: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=58605>

3. Браверман А.С., Вайнтруб А.П. Динамика вертолета. Предельные режимы полета. – М.: Машиностроение, 1988. -280 с.

4. Анимица В.А., Леонтьев В.А. О «самопроизвольном» вращении одновинтовых вертолетов // Научный вестник МГТУ ГА. 2011. №172. С. 96-102.

5. Миль М.Л., Некрасов А.В., Браверман А.С., Гродко Л.Н., Лейканд М.А. Вертолеты. Расчет и проектирование. Аэродинамика. – М.: Машиностроение, 1966. - 455 с.

6. Леонтьев В.А. Метод решения уравнений движения упругих лопастей вертолетных винтов в общем случае движения // Ученые записки ЦАГИ. 2010. Т. XLI. № 5. С. 67-79.

7. Джонсон У. Теория вертолета. – М.: Мир, 1983. - 503 с.
8. Вождаев Е.С. К теории индукции несущего винта с произвольным углом атаки // Труды ЦАГИ. 1972. №1373. С. 3-23.
9. Military specification. Helicopter flying and ground handling qualities; general requirement for, MIL-H-8501A, 1961.