

УДК 629.735.07

ВЛИЯНИЕ ГРУЗА НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ ВЕРТОЛЕТА НА ЕГО УПРАВЛЯЕМОСТЬ

Г.Н. БАБЕНКО¹, В.В. ЕФИМОВ¹, В.А. ИВЧИН²

¹Московский государственный технический университет гражданской авиации, г. Москва, Россия

²АО «Московский вертолетный завод имени М.Л. Миля», пос. Томилино,
Московская область, Россия

Настоящая статья посвящена определению причин изменения параметров управляемости вертолета при транспортировке груза на его внешней подвеске.

В качестве количественной характеристики эффективности управления для исследования влияния груза на управляемость вертолета рассматривалось максимальное угловое ускорение, приобретаемое вертолетом при одинаковых отклонениях рычага управления на различных скоростях полета.

В данной статье представлены результаты исследования, полученные с помощью программного обеспечения HeliCargo. Данное программное обеспечение отлично себя зарекомендовало в качестве инструмента комплексного исследования влияния параметров груза на внешней подвеске вертолета на его управляемость и позволяет проводить анализ влияния параметров груза на управляемость в условиях его динамического поведения.

Проведенные вычислительные эксперименты показали, что максимальное угловое ускорение вертолета с грузом на внешней подвеске значительно увеличивается по сравнению с вертолетом без груза и с аналогичным грузом внутри вертолета. Данные, полученные при проведении вычислительных экспериментов, соответствуют результатам аналитических расчетов и согласуются с литературой, основанной на опыте летной эксплуатации вертолетов.

Определена причина изменения параметров управляемости вертолета при транспортировке груза на его внешней подвеске, которая заключается в том, что при наличии груза на внешней подвеске по сравнению с вертолетом без груза увеличивается тяга несущего винта из-за наличия силы натяжения троса. По сравнению же с вертолетом с грузом в кабине повышение эффективности связано главным образом с тем, что вертолет с грузом на внешней подвеске имеет меньшие моменты инерции, т. к. груз находится не внутри кабины, а снаружи.

Полученные результаты могут быть использованы для совершенствования руководств по летной эксплуатации и литературы по обучению летного состава, что сыграло бы значительную роль в обеспечении безопасности полетов и повышении эффективности эксплуатации вертолетов при использовании внешней подвески.

Ключевые слова: вертолет, математическая модель, управляемость, груз на внешней подвеске.

ВВЕДЕНИЕ

Анализ литературы по динамике полета вертолета говорит о том, что в настоящее время не существует единого мнения о причинах и характере изменения управляемости вертолета с грузом на его внешней подвеске (ВП). Данное обстоятельство оказывает негативное воздействие на процесс обучения летного состава и безопасность полетов в целом.

Среди публикаций на эту тему преобладает точка зрения о повышении эффективности управления при транспортировке груза вертолетом на его внешней подвеске за счет смещения вниз центра масс системы «вертолет-груз»³, причем с увеличением длины троса эффективность управления увеличивается. Позже некоторые авторы изменили свою точку зрения и стали говорить о снижении эффективности управления [1].

Стоит отметить, что такой подход был бы справедлив лишь в случае жесткого крепления груза к вертолету, например, с помощью штанги. В случае использования тросовой внешней подвески с креплением к вертолету посредством сферического шарнира динамику вертолета с грузом на внешней подвеске следует рассматривать как динамику двух твердых тел, соединенных сферическим шарниром с учетом взаимного силового воздействия.

Влияние груза на динамику полета вертолета обусловлено силой натяжения троса, действующей на вертолет, и моментом, который она создает относительно центра масс вертолета.

³ Володко А.М. Основы аэродинамики и динамики полета вертолетов. М. Транспорт, 1988. 342 с.

Эта сила возникает в результате действия на груз силы тяжести и аэродинамической силы. А также сил инерции, возникающих в результате ускоренного перемещения точки подвеса груза [2, 3].

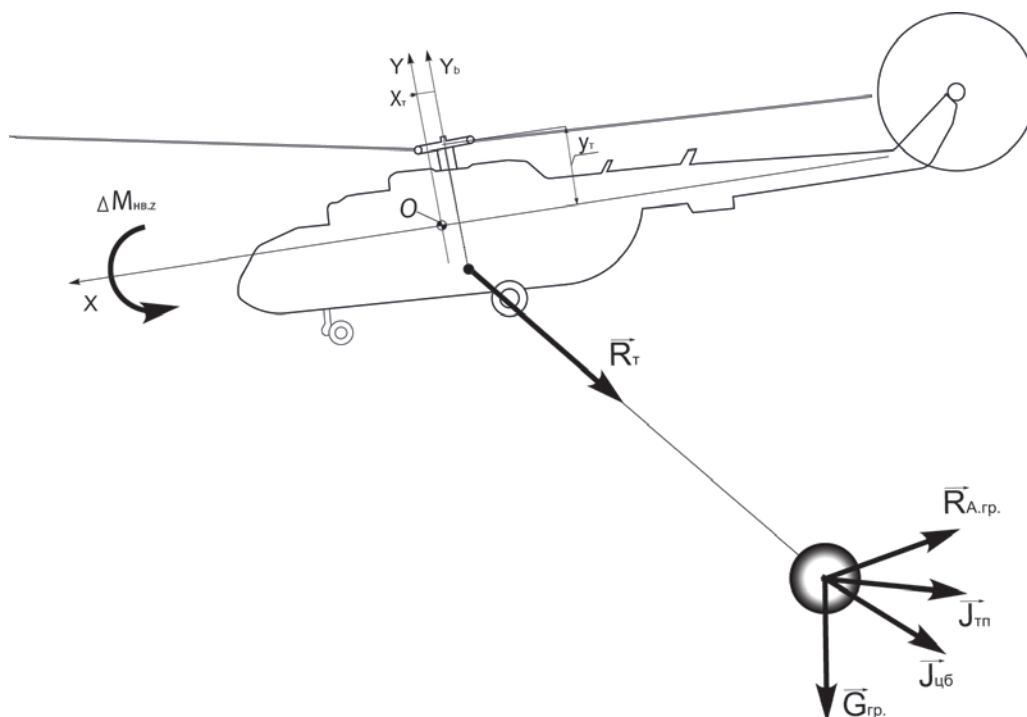


Рис. 1. К рассмотрению влияния груза на динамику полета вертолета
Fig. 1. To consider the impact of cargo on the helicopter flight dynamics

Настоящая статья посвящена определению причин изменения параметров управляемости вертолета при транспортировке груза на его внешней подвеске.

МЕТОДЫ И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

Для проведения вычислительных экспериментов (ВЭ) в рамках решения задачи комплексного исследования влияния параметров груза на внешней подвеске вертолета на его управляемость в качестве инструмента исследования использовалось программное обеспечение, объединяющее в себе математическую модель (ММ) динамики вертолета и ММ динамики груза на ВП – программный комплекс HeliCargo [4]. ММ динамики вертолета Ми-8МТВ создана на АО «МВЗ им. Миля» при участии Ивчина В.А.

Для воспроизведения полета вертолета с грузом на ВП модель вертолета Ми-8МТВ дополнена математической моделью груза на ВП, разработанной Ефимовым В.В. [2, 3], с помощью которой были получены результаты, представленные, например, в работах [5, 6].

Необходимо учитывать, что любая ММ имеет ограничения и допущения, которые могут быть приемлемы для выполнения одних задач и совершенно недопустимы при решении иных задач. Поэтому перед использованием ПО, основанного на ММ, была выполнена проверка адекватности для данных задач исследования [7].

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Общепринятым количественным показателем управляемости является эффективность управления [8]. Физически она соответствует величине управляющего момента, действующего на вертолет, отнесенной к единице отклонения рычага управления.

$$M_{\text{упр}}^{\delta} = \frac{\Delta M_{\text{упр}}}{\Delta \delta}, \quad (1)$$

где $\Delta M_{\text{упр}}$ – приращение управляющего момента; $\Delta \delta$ – отклонение рычага управления от балансирующего положения.

Для сравнительного анализа управляемости вертолетов также используют относительные характеристики, такие как относительная эффективность управления, равная отношению эффективности управления к моменту инерции I относительно соответствующей оси вертолета. Данная относительная характеристика представляет собой угловое ускорение ε , которое приобретает вертолет в начальный момент движения при ступенчатом отклонении рычага управления на единицу хода:

$$\overline{M}_{\text{упр}}^{\delta} = \frac{M_{\text{упр}}^{\delta}}{I} = \varepsilon. \quad (2)$$

В соответствии с этим для исследования влияния груза на управляемость вертолета будем рассматривать максимальное угловое ускорение, приобретаемое вертолетом при одинаковых отклонениях рычага управления (ручки циклического шага – РЦШ) на различных скоростях полета.

В рамках данных исследований был проведен ряд ВЭ, в которых моделировалась реакция вертолета на отклонение РЦШ.

Все дачи РЦШ в ВЭ моделировались из установившегося горизонтального прямолинейного полета. Величина отклонений РЦШ равна во всех рассматриваемых случаях и составляет 50 мм. Дачи выполнялись по тангажу и крену, в диапазоне скоростей от 0 до 200 км/ч, при условии, что автопилот выключен по всем каналам. РЦШ отклоняется из балансирующего положения энергично (ступенчато) и удерживается в течение 2 с, а затем возвращается в исходное положение.

Рассмотрены два случая: в первом сравнивается управляемость вертолета с грузом на ВП массой 5000 кг и управляемость вертолета без груза, а во втором случае сравнивается управляемость вертолета с грузом на ВП и управляемость вертолета с аналогичным грузом в кабине. Во всех случаях масса вертолета без груза равнялась 8000 кг. Баллистический коэффициент груза во всех случаях одинаков и равен 0,0025 м²/кг.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Из формул (1) и (2) следует, что при прочих равных условиях угловое ускорение вертолета зависит от приращения управляющего момента $\Delta M_{\text{упр}}$. При этом необходимо учитывать, что в случае нахождения груза на ВП на вертолет будет действовать момент M_T от силы натяжения троса R_T , поскольку в общем случае ось действия данной силы не проходит через центр масс вертолета. В процессе вращения вертолета под действием управляющего момента $\Delta M_{\text{упр}}$, как предполагается в работе [1], момент M_T будет меняться, что приведет к изменению углового ускорения ε , а значит, и к изменению управляемости. Причем авторы работы [1] делают вывод о том, что момент от силы натяжения троса M_T будет противодействовать управляющему моменту $\Delta M_{\text{упр}}$, т. е. будет уменьшать эффективность управления. Это, однако, расходится с практикой летной эксплуатации вертолетов с грузом на ВП. По отзывам летчиков, эффективность управления вертолетом с грузом на ВП растет.

Проведенные авторами настоящей работы ВЭ показали, что максимальное угловое ускорение при даче РЦШ на себя достигается за время около 0,12 с. За это время составляющая момента от силы натяжения троса M_{TZ} изменяется очень незначительно (приращение ΔM_{TZ} со-

ставляет не более 1 % от общего приращения момента тангажа вертолета ΔM_z при даче РЦШ) и не может существенно повлиять на величину максимального углового ускорения вертолета. При этом по результатам ВЭ максимальное угловое ускорение растет значительно по сравнению с вертолетом без груза и с аналогичным грузом внутри вертолета (на 32÷62 %), что, очевидно, воспринимается летчиком как увеличение эффективности управления. Рассмотрим, почему это происходит.

Уравнение моментов относительно центра масс вертолета в общем виде в векторной форме можно записать следующим образом:

$$M = M_{HB} + M_{PB} + M_a + M_T, \quad (3)$$

где M_{HB} – момент несущего винта (HB); M_{PB} – момент рулевого винта (PB); M_a – аэродинамический момент фюзеляжа; M_T – момент от силы натяжения троса.

В связи с вышеизложенными соображениями будем считать, что при дачах РЦШ приращение момента от силы натяжения троса ΔM_T мало. Малыми будем считать также приращения момента PB ΔM_{PB} и аэродинамического момента фюзеляжа ΔM_a . Тогда приращение момента, вызванное дачей РЦШ, будет определяться только приращением момента HB ΔM_{HB} .

Рассмотрим продольный канал управления. Выражение для момента HB вокруг поперечной оси OZ связанной системы координат вертолета можно записать следующим образом:

$$M_{HBz} = M_{HBzBT} + X_{HB} \cdot y_T - T \cdot x_T, \quad (4)$$

где $M_{HBzBT} = c_{BT} k_\omega^2 a_1 - 0,5(M_{кр} + I_\omega \dot{\omega}_{HB}) b_1$; c_{BT} – константа втулки HB; $k_\omega = \frac{(\omega_{HB} - \omega_y) R_{HB}}{(\omega_{HB} R_{HB})_0}$;

ω_{HB} – угловая скорость вращения HB; ω_y – угловая скорость рыскания; $(\omega_{HB} R_{HB})_0$ – базовая окружная скорость HB; a_1 – угол наклона конуса лопастей HB в продольной плоскости; b_1 – угол наклона конуса лопастей HB в поперечной плоскости; $M_{кр}$ – крутящий момент HB; I_ω – момент инерции HB относительно его оси вращения; X_{HB} – проекция равнодействующей силы HB на направление оси OX связанной системы координат вертолета; T – тяга HB; x_T – продольная центровка вертолета; y_T – вертикальная центровка вертолета.

Дача РЦШ в продольном канале $\Delta \delta_v$ приведет к продольному отклонению кольца автомата перекося $\Delta \kappa$. Это, в свою очередь, приведет к изменению угла наклона конуса лопастей HB в продольной плоскости a_1 и изменению силы X_{HB} .

Приращение угла a_1 упрощенно можно представить следующим образом:

$$\Delta a_1 = D_1 \Delta \kappa, \quad (5)$$

где D_1 – передаточное число системы управления циклическим шагом HB.

Таким образом, в уравнении (4) момент M_{HBzBT} получит приращение

$$\Delta M_{HBzBT} = c_{BT} k_\omega^2 D_1 \Delta \kappa. \quad (6)$$

Приращение силы X_{HB} можно также упрощенно записать:

$$\Delta X_{HB} = T D_1 \Delta \kappa. \quad (7)$$

При этом, однако, для рассматриваемой задачи необходимо учесть влияние груза на ВП на тягу HB. При наличии груза на ВП тяга HB будет определяться выражением

$$T = T_0 + \Delta T, \quad (8)$$

где T_0 – тяга НВ вертолета без груза или с грузом в кабине (в зависимости от рассматриваемого случая); $\Delta T = R_{T.Y} = R_T \cos(\vartheta - \vartheta_1)$ – приращение тяги, равное проекции силы натяжения троса на направление оси ОУ связанной системы координат; ϑ – угол тангажа вертолета; ϑ_1 – угол отклонения оси троса от вертикали.

Величину силы натяжения троса R_T и угла отклонения оси троса от вертикали ϑ_1 можно определить по формулам, представленным в работах [9, 10].

Таким образом, можно составить выражение для приращения момента НВ вокруг поперечной оси ОZ связанной системы координат вертолета за счет дачи РЦШ:

$$\Delta M_{HBz} = \Delta M_{HBzBT} + \Delta X_{HB} \cdot y_T = c_{BT} \cdot k_{\omega}^2 \cdot D_1 \cdot \Delta \kappa + (T_0 + \Delta T) \cdot D_1 \cdot \Delta \kappa \cdot y_T \quad (9)$$

или

$$\Delta M_{HBz} = [c_{BT} \cdot k_{\omega}^2 + (T_0 + \Delta T) \cdot y_T] \cdot D_1 \cdot \Delta \kappa. \quad (10)$$

По формулам (1) и (2) с учетом выведенной формулы (10) были получены угловые ускорения для трех рассматриваемых случаев (вертолет без груза, вертолет с грузом в кабине и вертолет с грузом на ВП) на разных скоростях полета при даче РЦШ на себя при условии, что автопилот отключен. Для этих же случаев были произведены ВЭ с помощью программного комплекса HeliCargo. Результаты показаны на рис. 2.

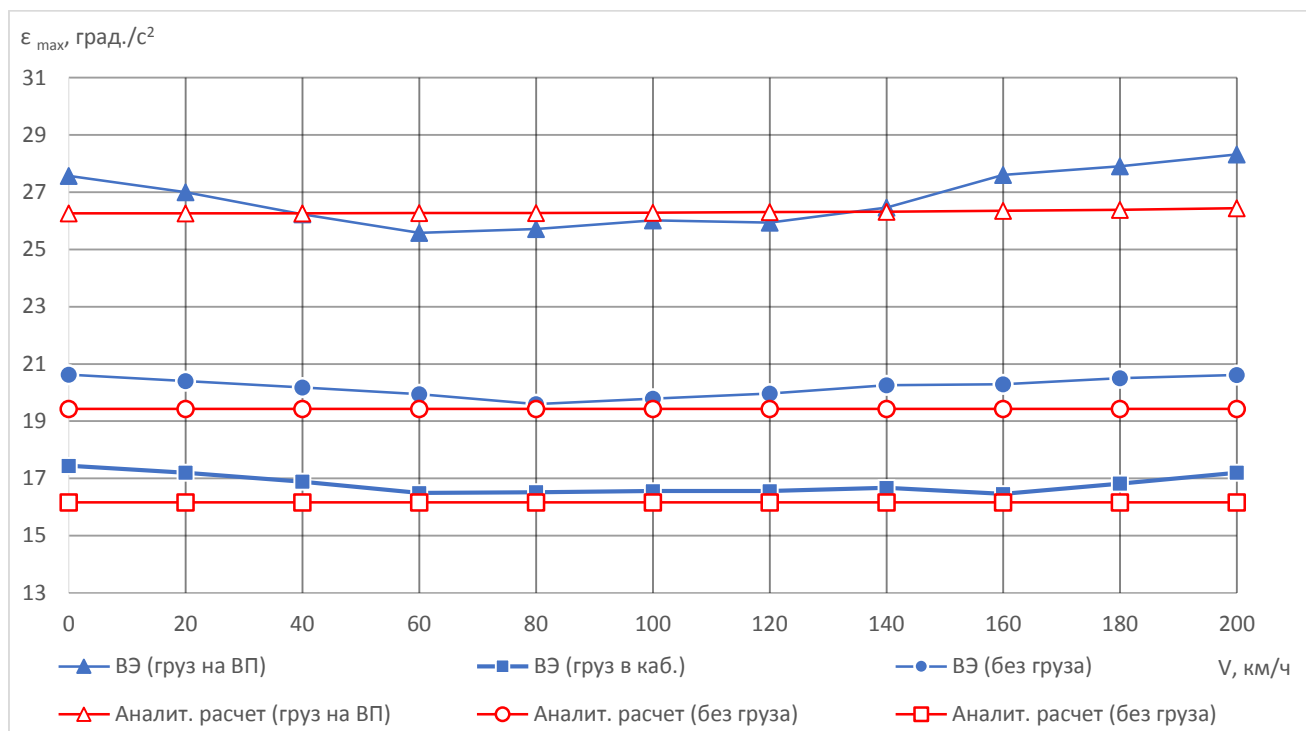


Рис. 2. Влияние груза и скорости полета на максимальное угловое ускорение
Fig. 2. Influence of cargo and speed on the maximum angular acceleration

Рис. 2 демонстрирует хорошее совпадение результатов аналитических расчетов и ВЭ. Анализ их говорит о том, что основной причиной повышения эффективности управления при наличии груза на ВП по сравнению с вертолетом без груза является приращение тяги НВ ΔT ,

вызванное проекцией силы натяжения троса $R_{т.у}$. По сравнению же с вертолетом с грузом в кабине повышение управляемости связано главным образом с тем, что вертолет с грузом на ВП имеет меньший момент инерции I_z , т. к. груз находится не внутри кабины, а снаружи (рис. 3).

ОБСУЖДЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Эффективность управления, выраженная через максимальное угловое ускорение, увеличивается при транспортировке груза на ВП как в сравнении с пустым вертолетом, так и по отношению к вертолету с аналогичным грузом в кабине. Полученные результаты согласуются с литературой, основанной на опыте летной эксплуатации вертолетов.

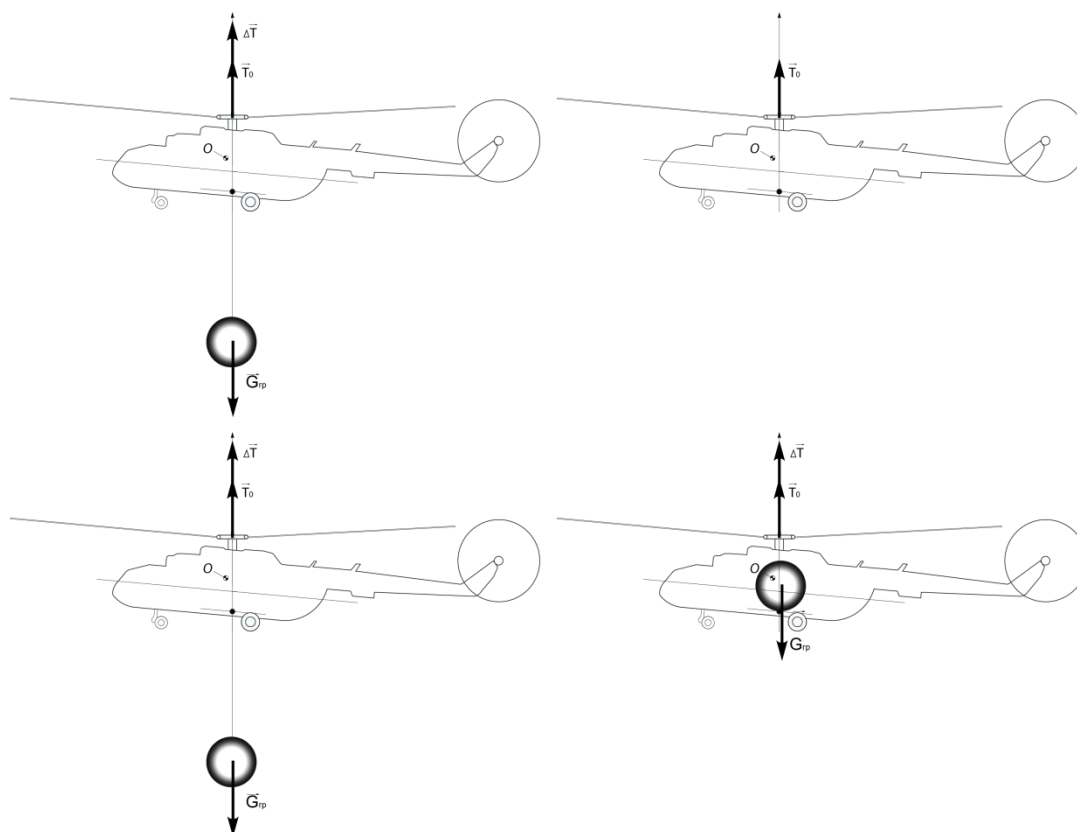


Рис. 3. К определению причин повышения управляемости
Fig. 3. Determination of the increasing controllability causes

Определена причина изменения параметров управляемости вертолета при транспортировке груза на его внешней подвеске, которая заключается в том, что при наличии груза на ВП по сравнению с вертолетом без груза увеличивается тяга НВ из-за появления силы натяжения троса. По сравнению же с вертолетом с грузом в кабине повышение эффективности связано главным образом с тем, что вертолет с грузом на ВП имеет меньшие моменты инерции, т.к. груз находится не внутри кабины, а снаружи.

Полученные результаты могут быть использованы для совершенствования Руководств по летной эксплуатации и литературы по обучению летного состава.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Володко А.М., Свириденко А.Н. Влияние транспортируемого груза на эффективность управления вертолетом // Научный Вестник МГТУ ГА. 2008. № 125(1). С. 191–196.

2. Козловский В.Б., Паршенцев С.А., Ефимов В.В. Вертолет с грузом на внешней подвеске. М.: Машиностроение / Машиностроение – Полет, 2008. 304 с.
3. Ефимов В.В. Математическое описание движения груза на внешней подвеске вертолета // Научный Вестник МГТУ ГА. 2007. № 111. С. 121–128.
4. Ефимов В.В. Исследование автоколебаний вертолета с грузом на внешней тросовой подвеске // Научный Вестник МГТУ ГА. 2012. № 177. С. 65–71.
5. Ефимов В.В. Динамическая устойчивость груза на тросовой внешней подвеске вертолета // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2011. № 3. С. 26–32.
6. Ефимов В.В., Паршенцев С.А. Результаты вычислительных экспериментов по исследованию динамики вертолета и груза на его внешней тросовой подвеске при полете в неспокойном воздухе // Научный Вестник МГТУ ГА. 2008. № 125. С. 151–158.
7. Бабенко Г.Н., Ефимов В.В., Ивчин В.А. Оценка адекватности математической модели динамики вертолета с грузом на внешней подвеске в части управляемости // Научный вестник МГТУ ГА. 2016. № 226. С. 175–182.
8. Дмитриев И.С., Есаулов С.Ю. Системы управления одновинтовых вертолетов. М.: Машиностроение, 1969. 219 с.
9. Ефимов В.В. Исследование влияния параметров груза на условия его равновесия на внешней подвеске вертолета // Научный Вестник МГТУ ГА. 2010. № 151. С. 130–137.
10. Ефимов В.В. О влиянии груза на внешней подвеске вертолета на его равновесие // Научный Вестник МГТУ ГА. 2010. № 154. С. 79–85.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Бабенко Григорий Николаевич, аспирант МГТУ ГА, babenkogn@gmail.com.

Ефимов Вадим Викторович, доктор технических наук, доцент, профессор МГТУ ГА, akpla@yandex.ru.

Ивчин Валерий Андреевич, кандидат технических наук, начальник отдела АО «МВЗ им. М.Л. Миля», vivchin@mi-helicopter.ru.

IMPACT OF AN UNDERSLUNG LOAD ON A HELICOPTER CONTROLLABILITY

Grigory N. Babenko¹, Vadim V. Efimov¹, Valery A. Ivchin²

¹Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

²Mil Moscow Helicopter Plant, Tomilino, Moscow Region, Russia

ABSTRACT

This article is aimed at finding the causes of controllability variations of a helicopter while transporting sling load.

The maximum angular acceleration taken by the helicopter at similar controller displacement at different flight speeds was taken as a quantity characteristic of controllability efficiency to study the load impact on the helicopter controllability.

This article offers research results obtained with the use of the HeliCargo software. This software has proven to be a great tool for integrated research of the impact of an underslung load on the parameters of a helicopter controllability, and allows carrying out an analysis of the impact of an underslung load on the parameters of controllability under its dynamic behavior.

The performed computational experiments have shown that the helicopter maximum angular acceleration with an underslung load significantly rises, as compared to a helicopter without cargo or a helicopter carrying the same load inside the cargo compartment. The data obtained during computational experiments corresponds to the results of analytical computations, and is in line with the literature based on the experience of helicopter flight operations.

The cause of the variation in the helicopter controllability parameters during transportation of an underslung load has been found, that is — the underslung load considerably increases the main rotor thrust, due to sling load, as compared to a helicopter without cargo. When compared to a helicopter carrying a load inside the cargo compartment, this increased efficiency is mainly attributed to the fact that a helicopter with an underslung load has lower rotational inertia, since the load is not inside the cargo compartment, but outside.

The obtained results can be used to improve flight manuals and flight personnel training publications, which could play a significant part in ensuring flight safety and security, and increasing the operational efficiency of helicopters with external slung load systems.

Key words: helicopter, mathematical model, controllability, cargo on external sling.

REFERENCES

1. **Volodko A.M., Sviridenko A.N.** *Vliyanie transportiruемого груза na ehffektivnost upravleniya vertolyotom* [The influence of carrying load on the helicopter control effectiveness]. *Nauchnyi Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2008, no. 125, pp. 191–196. (in Russian)
2. **Kozlovsky V.B., Parshentsev S.A., Efimov V.V.** *Vertolet s грузом na vneshnej podveske* [Helicopter with Cargo on External Sling]. *Mashinostroenie / Mashinostroenie – Polet*. [Mechanical Engineering / Mechanical Engineering-Flight]. Moscow, 2008, 304 p. (in Russian)
3. **Efimov V.V.** *Matematicheskoe opisanie dvizheniya груза na vneshnej podveske vertoletа* [The mathematical description of the cargo motion on the helicopter external sling] *Nauchnyi Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2007, no. 111, pp. 121–128. (in Russian)
4. **Efimov V.V.** *Issledovanie avtokolebaniy vertoletа s грузом na vneshnej trosovoj podveske* [Investigation of Self-Oscillations Helicopter with the Cargo on the External Sling] *Nauchnyi Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2012, no. 177, pp. 65–71. (in Russian)
5. **Efimov V.V.** *Dinamicheskaja ustojchivost' груза na trosovoj vneshnej podveske vertoletа* [Investigation of the Dynamic Stability of Cargo on the Helicopter External Sling] *Obshherossijskij nauchno-tehnicheskij zhurnal "Polet"* [POLYOT All-Russian Scientific-Technical Journal], 2011, no. 3, pp. 26–32. (in Russian)
6. **Efimov V.V., Parshentsev S.A.** *Rezul'taty vychislitel'nyh jeksperimentov po issledovaniju dinamiki vertoletа i груза na ego vneshnej trosovoj podveske pri polete v nespokoynom vozduhe* [The Results of the Mathematical Flight Simulation of the Helicopter with the Cargo on the External Sling] *Nauchnyi Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2008, no. 125, pp. 151–158. (in Russian)
7. **Babenko G.N., Efimov V.V., Ivchin V.A.** *Ocenka adekvatnosti matematicheskoy modeli dinamiki vertoletа s грузом na vneshnej podveske v chasti upravlyaemosti* [Assessing the adequacy of mathematical models of the Mi-8MTV helicopter dynamics in terms of controllability]. *Nauchnyi Vestnik MGTU GA* [Civil Aviation High Technologies], 2016, no. 226, pp. 175–182. (in Russian)
8. **Dmitriev I.S., Esaulov S.Yu.** *Sistemy upravleniya odnovintovyh vertoletov* [Single-rotor helicopter control systems]. *Mashinostroenie* [Mechanical Engineering]. Moscow. 1969. 219 p. (in Russian)
9. **Efimov V.V.** *Issledovanie vliyaniya parametrov груза na usloviya ego ravnovesiya na vneshnej podveske vertoletа* [Research of influence of cargo parameters on conditions of its balance on the helicopter external sling]. *Nauchnyi Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2010, no. 151, pp. 130–137. (in Russian)
10. **Efimov V.V.** *O vliyanii груза na vneshnej podveske vertoletа na ego ravnovesie* [Effect of cargo on external sling helicopter on its equilibrium]. *Nauchnyi Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2010, no. 154, pp. 79–85. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Babenko Grigory Nikolaevich, PhD student of Moscow State Technical University of Civil Aviation, babenkogn@gmail.com.

Efimov Vadim Victorovich, Doctor of Science, Associate Professor, Professor of Moscow State Technical University of Civil Aviation, akpla@yandex.ru.

Ivchin Valerii Andreevich, PhD, Head of Division of Mil Moscow Helicopter Plant, vivchin@mi-helicopter.ru.