

УДК 532.5

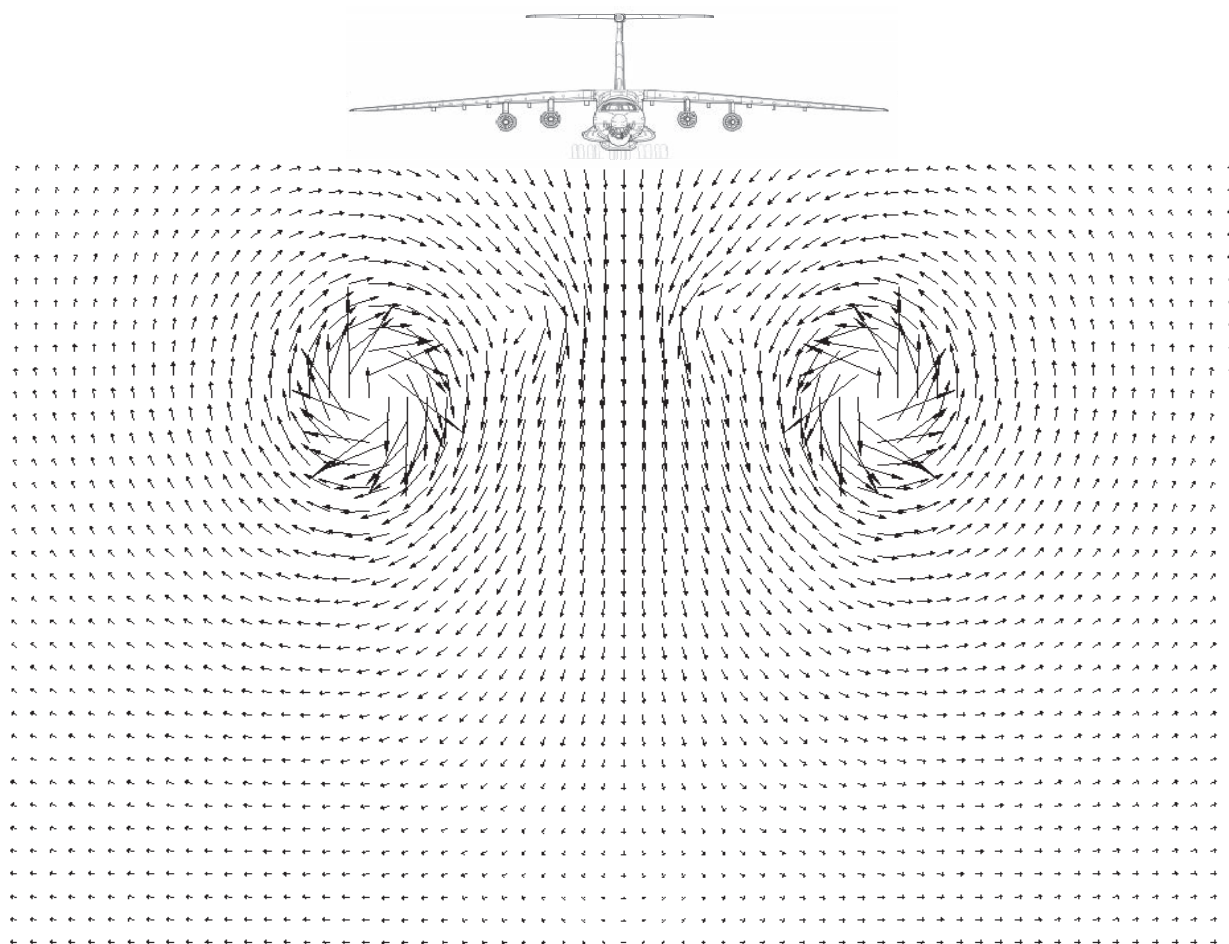
ОСОБЕННОСТИ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ВИХРЕВОГО СЛЕДА ЗА ВОЗДУШНЫМИ СУДАМИ НА РЕЖИМАХ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ ПРИ НАЛИЧИИ БОКОВОГО ВЕТРА

А.И. ЖЕЛАННИКОВ

С помощью разработанного расчетно-программного комплекса были выполнены исследования по влиянию скорости бокового ветра на положение вихревого следа при взлете и посадке воздушных судов различного класса. Определены опасные, с точки зрения "зависания" крыльевого вихря над центром ВПП, скорости бокового ветра. При взлете или посадке воздушных судов эти вихри могут представлять опасность для других самолетов.

Ключевые слова: вихревой след, взлет и посадка, воздушное судно, боковой ветер.

ВВЕДЕНИЕ



$t = 0$ с, $X = 0$ км, $V = 240$ км/ч, Scale line — 10 м/с

Рис. 1

Известно, что за летящими самолетами образуется вихревой след. Этот след представляет собой поля возмущенных скоростей и давлений. В качестве примера на рис. 1 представлено поле возмущенных скоростей в сечении ($X = 0$), перпендикулярном скорости полета за самолетом Ил-76 при взлете. Поле скоростей показано в реальном масштабе. При наличии бокового ветра W , при взлете или посадке воздушных судов возникают условия, при которых

крыльевой вихрь самолета может "зависать" над центром взлетно-посадочной полосы (ВПП) [1]. Это связано с тем, что возникающие при полете самолетов концевые вихри опускаются вниз, а под влиянием земли расходятся в стороны [1, 2]. Скорость расхождения вихрей может совпадать со скоростью бокового ветра. Тогда возникают условия для "зависания" вихря. На рис. 2 в качестве примера представлены результаты расчета траекторий центра правого крыльевого вихря самолета Ил-76 при различных скоростях бокового ветра при взлете. Видим, что в зависимости от скорости бокового ветра W крыльевой вихрь может уходить от центра ВПП вправо ($W = 0$), влево ($W = -2$ м/с) или "зависать" над центром ВПП ($W = -1$ м/с).

Самолёт Ил-76, $V=240$ км/ч, $H=40$ м

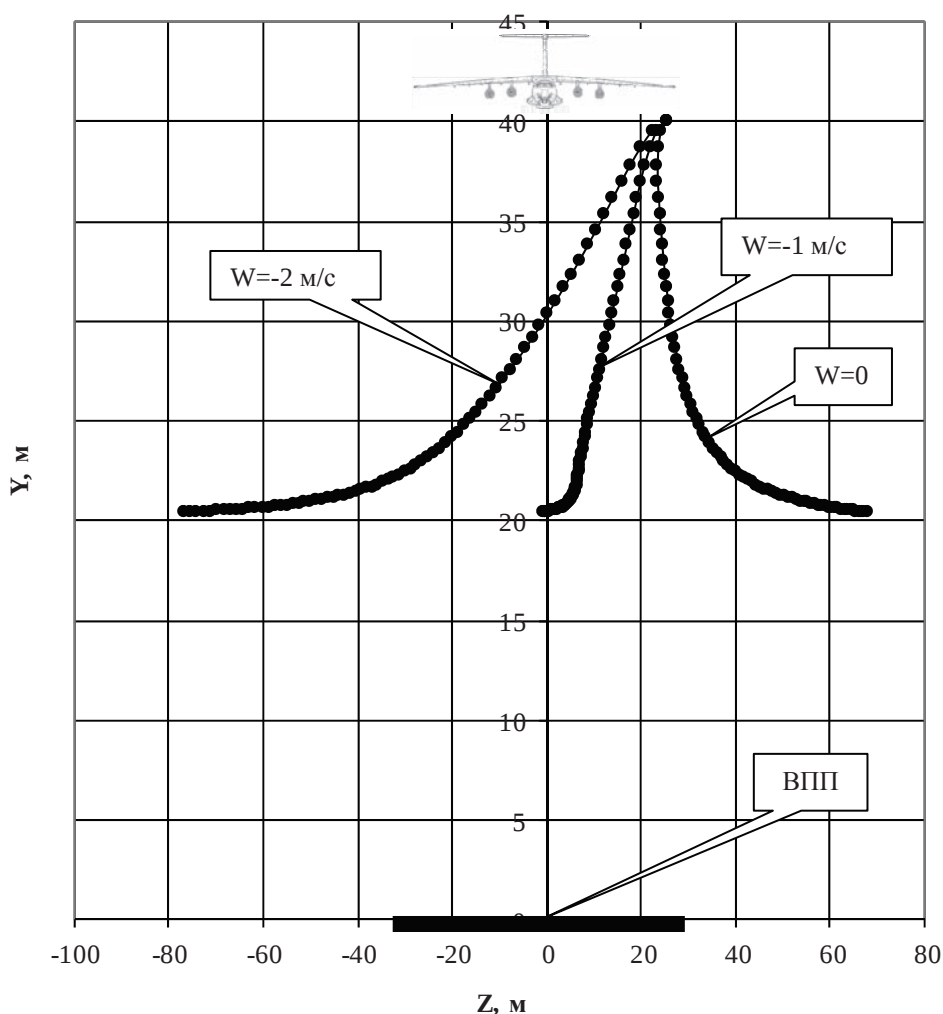


Рис. 2

РАСЧЕТНО-ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВИХРЕВОГО СЛЕДА ЗА ВОЗДУШНЫМИ СУДАМИ

С помощью расчетно-программного комплекса, блок-схема которого представлена на рис. 3, были выполнены исследования по влиянию скорости бокового ветра на положение вихревого следа при взлете и посадке воздушных судов. Были выполнены расчеты характеристик вихревого следа за различными воздушными судами различного полетного веса и при различных скоростях бокового ветра.

Блок-схема расчётно-программного комплекса

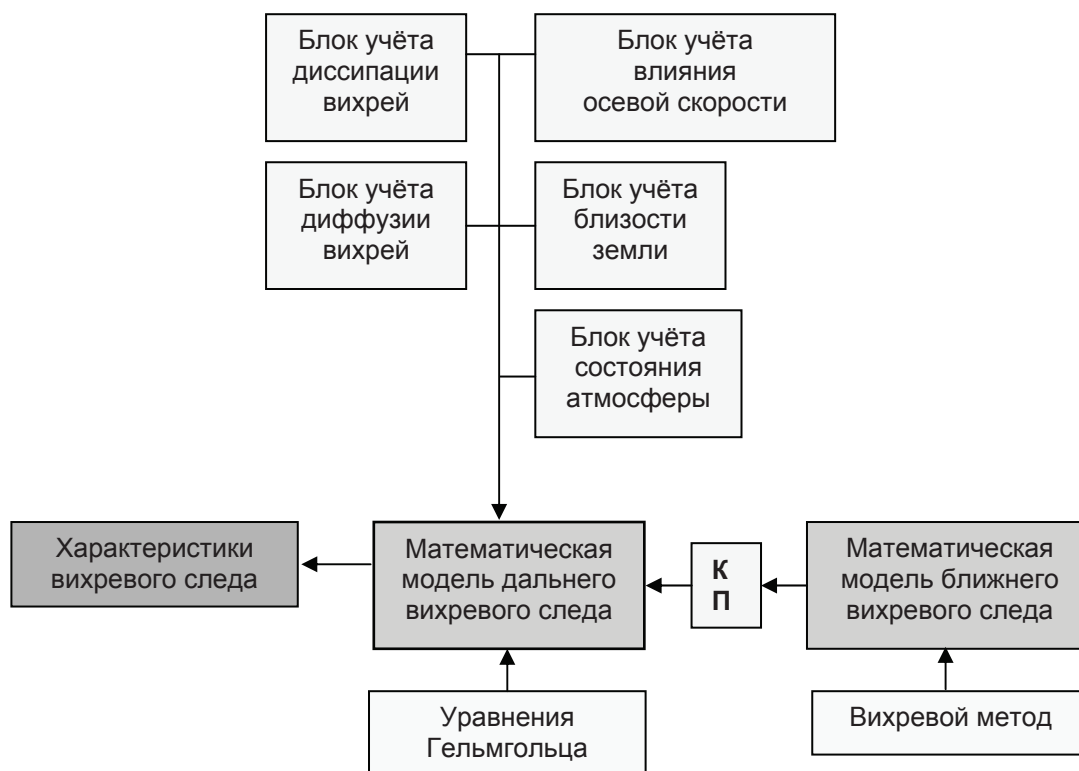


Рис. 3

Основу расчётно-программного комплекса составляют математическая модель ближнего вихревого следа и математическая модель дальнего вихревого следа [1], [2]. Математическая модель ближнего вихревого следа базируется на вихревом методе, основы которого заложил еще Н.Е. Жуковский. В разработанном комплексе используется экспериментально-аналитический подход к построению расчетной вихревой схемы (рис. 4). П-образные вихри моделируют сход вихрей с концов крыла Γ_K , стабилизатора Γ_C и закрылков Γ_3 . Их общая циркуляция, в соответствии с теоремой Стокса

$$\Gamma = \Gamma_K + \Gamma_3 + \Gamma_C,$$

и определяется из теоремы Н.Е. Жуковского и равенства подъемной силы Y_a полетному весу самолета G

$$Y_a = \rho V \Gamma l = G.$$

Здесь ρ – плотность воздуха на высоте полета самолета; V – скорость полета самолета; l – размах крыла самолета. Такой подход обоснован тем, что в реальных полетах все вихри, сошедшие с несущих и управляющих поверхностей самолета, с течением времени объединяются в два вихря (рис. 4).

Далее по специальной методике общая циркуляция Γ перераспределяется между крылом, закрылком и стабилизатором. Суть методики в следующем. Вначале из условия балансировки в горизонтальном полете или при взлете (снижении) общая циркуляция Γ перераспределяется между крылом+закрылок и стабилизатором. Для этого из условия балансировки от общей подъемной силы Y_a определяется доля подъемной силы, приходящаяся на крыло+закрылок $Y_{кр}$, и доля подъемной силы, приходящаяся на стабилизатор $Y_{ст}$. В соответствии с этими долями распределяется и циркуляция Γ . Получаем циркуляцию на крыле+закрылок $\Gamma_K + \Gamma_3$ и на стабилизаторе Γ_C .

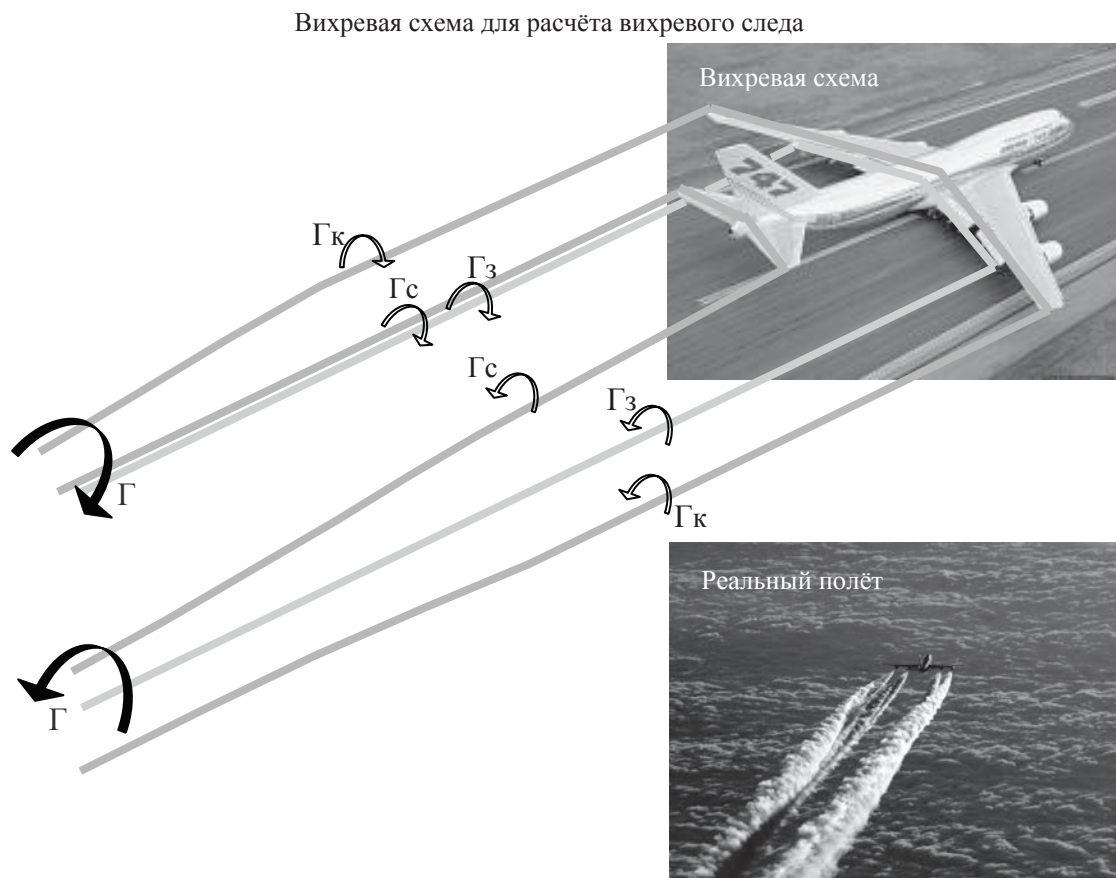


Рис. 4

Далее, если это взлет или посадка, идет дальнейшее перераспределение циркуляции. На этот раз между крылом и закрылком. Для этого воспользуемся специальными исследованиями, которые объединены в график (рис. 5). На нем показаны зависимости доли циркуляции $\Gamma_K + \Gamma_Z$ в процентах от угла отклонения закрылка при различных относительных длинах закрылков l .

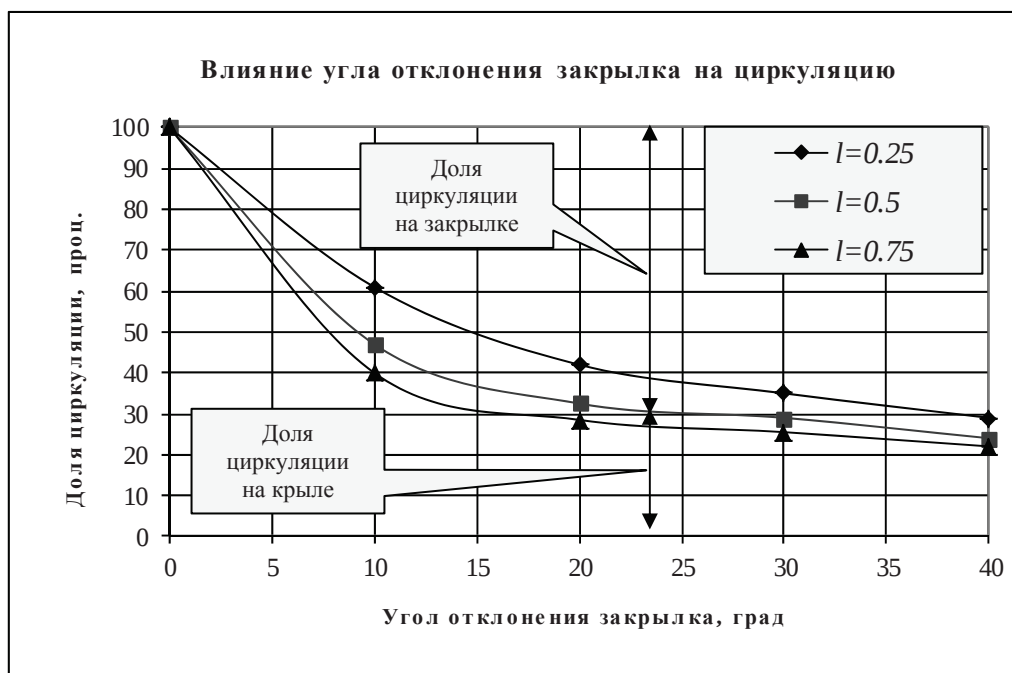


Рис. 5

После этого данные из математической модели ближнего следа через преобразование на контрольной плоскости (КП) поступают в математическую модель дальнего следа (рис. 3). В основе математической модели дальнего следа лежат уравнения Гельмгольца. Тогда для скоростей будут справедливы следующие формулы:

$$W_{y(i)} = \frac{\Gamma_{+i}}{2\pi} \frac{z - z_i}{(y - y_i)^2 + (z - z_i)^2} \left[1 - e^{-\frac{(y - y_i)^2 + (z - z_i)^2}{4vt}} \right],$$

$$W_{z(i)} = \frac{\Gamma_{+i}}{2\pi} \frac{y - y_i}{(y - y_i)^2 + (z - z_i)^2} \left[1 - e^{-\frac{(y - y_i)^2 + (z - z_i)^2}{4vt}} \right].$$

В этих формулах y, z – координаты точки на плоскости, в которой вычисляются скорости; y_i, z_i – координаты вихрей; t – время. За счет второй части этих формул, т.е. за счет экспоненты, учитываются диссипация и диффузия вихрей. Состояние атмосферы определяется коэффициентом ν , который в данной математической модели связан с приведенным числом Рейнольдса Re^* следующим соотношением

$$\nu = \frac{Vl}{Re^*}.$$

Здесь V – скорость полета самолета; l – размах крыла. Приведенное число Рейнольдса Re^* в свою очередь связано с состоянием атмосферы. Эта связь получена на основе обработки экспериментальных данных [1].

Учет поверхности земли в математической модели дальнего вихревого следа производится классически, т.е. за счет введения зеркально отраженных относительно земной поверхности вихрей [2 – 6].

Учет влияния осевой скорости в ядре вихря на характеристики дальнего вихревого следа в реальном полете сводится к появлению дополнительного разряжения в ядре и дополнительных скоростей к центру вихрей. В разработанной математической модели дальнего вихревого следа учет влияния осевой скорости производится за счет размещения в центре вихря стока, интенсивность которого находится по экспериментальным данным [7].

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА

С помощью данного расчетно-программного комплекса были выполнены исследования по влиянию скорости бокового ветра на положение вихревого следа при взлете и посадке воздушных судов. Исследованы характеристики вихревого следа за различными воздушными судами различного полетного веса и при различных скоростях бокового ветра. Результаты расчетных исследований сведены к двум графическим таблицам, которыми удобно пользоваться (рис. 6).

На верхней графической таблице (опасный боковой ветер) представлены результаты расчета влияния полетного веса G самолетов и скорости бокового ветра W на "зависание" крыльевой вихря в центре ВПП. Верхняя кривая – максимальная скорость бокового ветра, при которой вихрь будет находиться в центре ВПП, нижняя – соответственно, минимальная скорость бокового ветра. Например, при взлете или посадке самолета Ил-76 опасной будет скорость бокового ветра $W = 0,75 \text{ м/с} \div 1,75 \text{ м/с}$. При этой скорости бокового ветра крыльевой вихрь от Ил-76, расположится точно в центре ВПП и будет представлять опасность для других самолетов.

По второй графической таблице (опасное время) можно определить время существования вихря над центром ВПП. Например, при взлете или посадке самолета Ил-76 крыльевой вихрь будет находиться над центром ВПП с 25 с по 70 с после взлета или посадки Ил-76. Аналогично определяется опасный боковой ветер и время существования вихрей над центром ВПП при взлете или посадке других самолетов. Для этого достаточно знать их полетный вес.

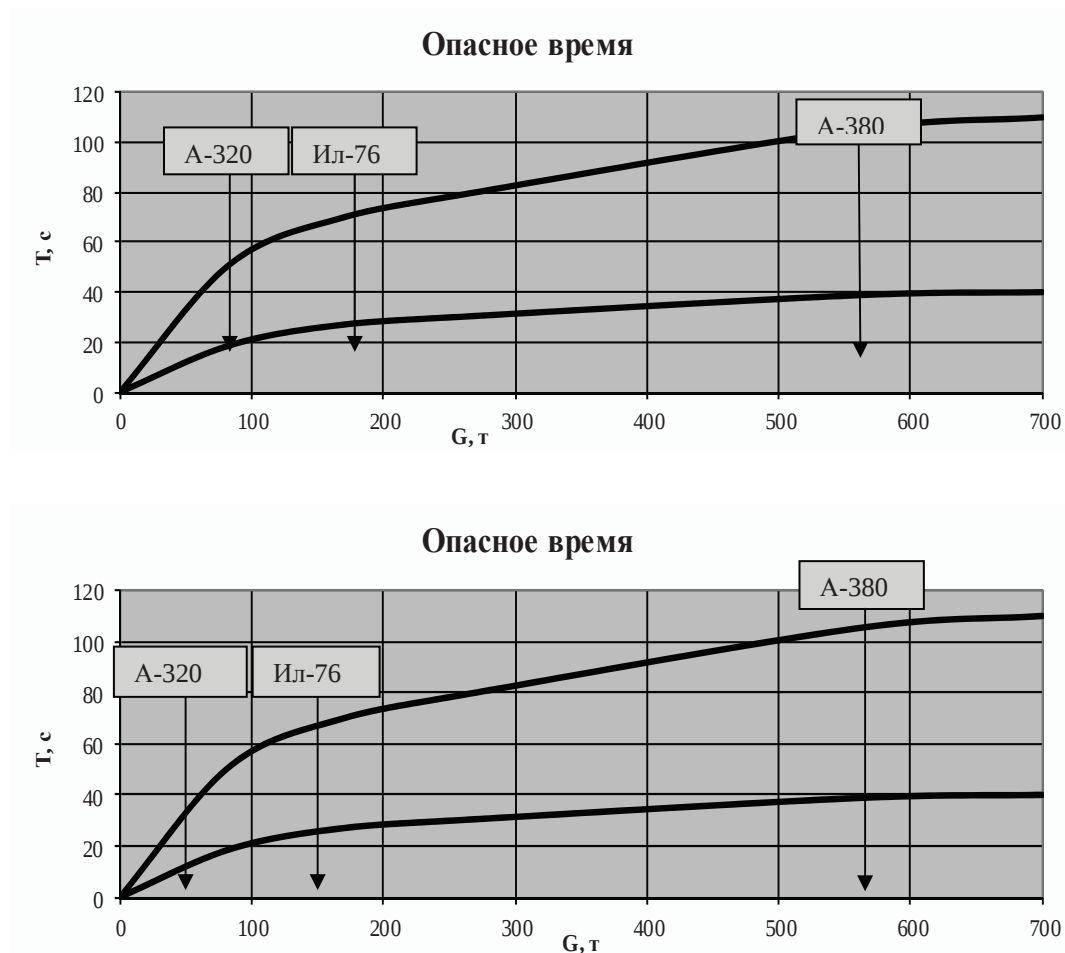


Рис. 6

ЛИТЕРАТУРА

1. Гиневский А.С., Желанников А.И. Вихревые следы самолетов. – М.: Физматлит, 2008. – 170 с.
2. Аубакиров Т.О., Желанников А.И., Иванов П.Е., Ништ М.И. Спутные следы и их воздействие на летательные аппараты. Моделирование на ЭВМ. – Алматы, 1999. – 230 с.
3. Аубакиров Т.О., Белоцерковский С.М., Желанников А.И., Ништ М.И. Нелинейная теория крыла и ее приложения. – Алматы: Гылым, 1997. – 448 с.
4. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. – М.: Наука, 1978. – 277 с.
5. Белоцерковский С.М., Гиневский А.С. Моделирование турбулентных струй и следов на основе метода дискретных вихрей. – М.: Физматлит, 1995. – 368 с.
6. Вышинский В.В., Судаков Г.Г. Вихревой след самолета в турбулентной атмосфере // Труды ЦАГИ. 2006. Вып. 2667. – 155 с.

7. Аубакиров Т.О., Дедеш В.Т., Желанников А.И., Замятин А.Н. Моделирование взаимодействия конденсационного и вихревого следов за воздушными судами // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 212. С. 5-10.

FEATURES OF SPREAD OF VORTEX WAKE BEHIND AIRCRAFT AT TAKEOFF AND LANDING, IF CROSSWINDS

Zhelannikov A.I.

With cash-developed software system, were carried out research on the impact velocity crosswinds on the position of vortex wake at takeoff and landing of aircraft of various classes. Identify the threat, in terms of "hovering" of wing vortex over the center of the runway, crosswind speed. During takeoff and landing aircraft, these vortices can be a danger to other aircraft.

Key words: vortex trail, taking off and landing, aircraft crosswind.

REFERENCES

- 1. Ginevskiy A.S., Zhelannikov A.I.** Vikhreviye sledih samoletov [Vortex traces of planes]. Moscow. Fizmatlit, 2008, 170 p. (In Russian)
- 2. Aubakirov T.O., Zhelannikov A.I., Ivanov P.E., Nisht M.I.** Sputniye sledih i ikh vozdeystvie na letatelnyye apparaty. Modelirovaniye na EhVM [Wakes and their impact on aircraft. Modeling on the computer]. Almaty. 1999. 230 p. (In Russian)
- 3. Aubakirov T.O., Belocerkovskiy S.M., Zhelannikov A.I., Nisht M.I.** Nelineynaya teoriya krihla i ee prilozheniya [Non-linear wing theory and its applications]. Almaty. Gihlim, 1997. 448 p. (In Russian)
- 4. Belocerkovskiy S.M., Nisht M.I.** Otrihvnoye i bezotrihvnoye obtekanie tonkikh krihljev ideal'noy zhidkostyu [Separated and unrepeatable flow past thin wings of perfect fluid]. Moscow. Nauka, 1978. 277 p. (In Russian)
- 5. Belocerkovskiy S.M., Ginevskiy A.S.** Modelirovaniye turbulentnykh struy i sledov na osnove metoda diskretnykh vikhrey [Simulation of turbulent jets and traces based on the method of discrete vortices]. Moscow. Fizmatlit, 1995, 368 p. (In Russian)
- 6. Vihshinskiy V.V., Sudakov G.G.** Vihrevoy sled samoleta v turbulentnoy atmosfere [Vortex trail of a plane in turbulent atmosphere. Proceedings of CAHI]. Moscow. Trudih CAGI, v. 2667, 2006, 155 p. (In Russian)
- 7. Aubakirov T.O., Dedesh V.T., Zhelannikov A.I., Zamyatin A.N.** Modelirovaniye vzaimodeystviya kondensatsionnogo i vikhrevogo sledov za vozdukhimi sudami [Modeling the interaction of condensation and vortex wakes behind aircraft. Scientific Bulletin MSTUCA]. Moscow. Nauchnyy vestnik MGTU GA. 2015. № 212. PP. 5 – 10. (In Russian)

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Желанников Александр Иванович, 1948 г.р., окончил ВВИА им. Н.Е. Жуковского (1979), доктор технических наук, профессор, заслуженный работник высшей школы РФ, главный научный сотрудник ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, действительный член (академик) Академии наук авиации и воздухоплавания, автор более 150 научных трудов, область научных интересов – аэрогидродинамика, численные методы в аэрогидродинамике и вихревые следы, электронный адрес: zhelannikov@ya.ru.