

УДК 629.735.015

ВЛИЯНИЕ КАЧЕСТВА ВНЕШНЕЙ ПОВЕРХНОСТИ НА ВЗЛЕТ ВОЗДУШНОГО СУДНА

В.Г. ЦИПЕНКО, Н.И. ЧЕКАЛОВА

В статье рассматривается влияние качества внешней поверхности на взлет воздушного судна. В работе рассмотрен взлет самолета Ил-114 со всеми работающими двигателями. Целью данного исследования явилось проведение вычислительного эксперимента для определения влияния качества внешней поверхности на изменение взлетных характеристик самолета Ил-114 в процессе его летной эксплуатации. Исследования проведены с помощью системы математического моделирования динамики полета летательных аппаратов, в которой определяющим является блок для вычисления приращений аэродинамических коэффициентов, вызванных изменением технического состояния внешней поверхности планера самолета (шероховатость, волнистость, наличие выступающих элементов на поверхности планера и т. д.) и остаточными деформациями крыла, фюзеляжа, вертикального и горизонтального оперения, а также разности тяг симметрично работающих двигателей. Для учета потери тяги и увеличения расхода топлива двигателей, обусловленных наработкой их в процессе эксплуатации, вводился коэффициент потерь интегральной тяги и коэффициент увеличения расхода топлива. В результате исследований получено, что индивидуальные особенности самолета, обусловленные падением тяги двигателей и увеличением лобового сопротивления, не влияют на заданный уровень безопасности полета самолета. Самолет имеет значительный запас по безопасной скорости отрыва и полному градиенту набора высоты, что позволяет его безопасно эксплуатировать.

Ключевые слова: внешняя поверхность, воздушное судно, взлет.

ВВОДНЫЕ ЗАМЕЧАНИЯ

Конструктивные и эксплуатационные факторы вызывают изменение состояния внешней поверхности воздушного судна (ВС) и нарушение его внешних форм, что приводит к перераспределению аэродинамических нагрузок и моментов, и, как следствие, вызывают изменение эксплуатационных ограничений, обеспечивающих безопасность полетов, увеличение скорости выработки ресурса и снижение топливной эффективности [1, 2]. Это обстоятельство вызывает необходимость глубокого и всестороннего изучения влияния качества внешней поверхности (КВП) на изменение взлетно-посадочных характеристик (ВПХ) и летно-технических характеристик (ЛТХ) ВС. Одним из общепринятых методов исследования влияния КВП на изменение ВПХ и ЛТХ ВС является вычислительный эксперимент [3].

Численные исследования изменений ВПХ и ЛТХ ВС, обусловленных нарушением внешних форм ВС, позволяют получить не только более достоверные сведения о самолете, но и выработать рекомендации по эффективности его использования и обеспечению заданного уровня безопасности полетов.

Целью данного исследования является проведение вычислительного эксперимента с целью определения влияния КВП на изменение взлетных характеристик самолета Ил-114 в процессе его эксплуатации с помощью системы математического моделирования динамики полета летательных аппаратов (СММ ДП ЛА), разработанной в МГТУ ГА [3]. В данной системе определяющим является блок для вычисления приращений аэродинамических коэффициентов, вызванных изменением технического состояния внешней поверхности планера ВС (шероховатость, волнистость, наличие выступающих элементов на поверхности планера, и т. д.) и изменением внешних форм поверхности ВС, вызванное остаточными деформациями крыла, фюзеляжа, вертикального и горизонтального оперения, а также разностью тяг симметрично работающих двигателей.

Для оценивания влияния состояния внешней поверхности на аэродинамические коэффициенты ВС и изменения аэродинамических коэффициентов ВС от остаточных деформаций

ций использовались зависимости, полученные в [1]. Для учета потери тяги (мощности) и увеличения расхода топлива двигателей, обусловленных наработкой их в процессе эксплуатации, вводился коэффициент потерь интегральной тяги и коэффициент увеличения расхода топлива.

ВЗЛЕТ САМОЛЕТА СО ВСЕМИ РАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Выполнялось моделирование этапа полного взлета самолета в стандартных условиях ($H = 0$ м, $t_{\text{нв.}} = 15^\circ$, $P = 760$ мм рт. ст.) при вариациях взлетной массы от 16 до 21 т. Взлет выполнялся при отклоненных закрылках на 15° , а состояние ВПП характеризовалось коэффициентом трения качения $f_{\text{тр}} = 0,03$. В качестве исходного управления самолетом задавалось значение приборной скорости подъема передней стойки (V_R), регламентированное РЛЭ самолета Ил-114 для конкретной взлетной массы, и скорость перекладки руля высоты. По этим данным производился расчет скорости отрыва самолета и угла атаки в момент отрыва.

На рис. 1 приведены графики, характеризующие изменения угла атаки (α), угла наклона траектории (θ), угла тангажа (ϑ) по времени, а также скорости и высоты полета относительно горизонтальной дальности при взлете самолета с взлетной массой 21 т.

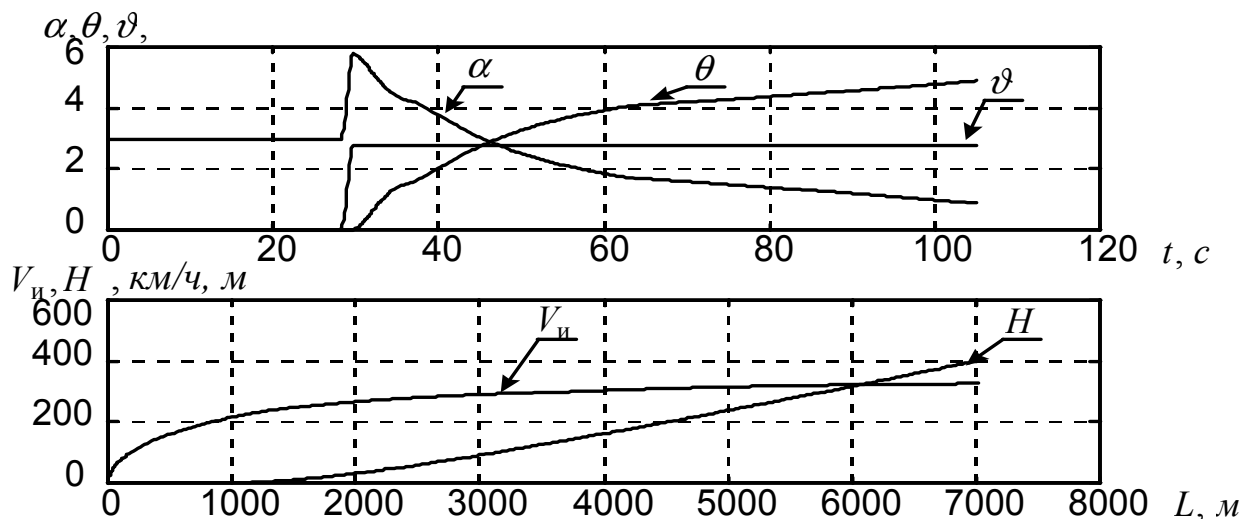


Рис. 1. Изменение параметров движения самолета Ил-114 на этапе полного взлета

Согласно требованиям РЛЭ после отрыва на высоте $H = 5$ м производилась уборка шасси, а на высоте $H = 120$ м производилась ступенчатая уборка закрылков. Индивидуальные особенности (ИО), вызванные состоянием внешней поверхности ВС, моделировались путем изменения приращения относительного коэффициента лобового сопротивления ($\Delta \bar{c}_{xa} = 0, 5, 10, 15\%$), а техническое состояние силовых установок моделировалось изменением относительного коэффициента потерь суммарной тяги двигателей ($\Delta \bar{k}_p = 2, 4, 6, 8\%$). Изменение исследуемых характеристик взлета представлялось в виде относительного приращения соответствующего параметра в процентах $(\Delta x / x) \times 100\%$. Эталонные характеристики были получены по результатам моделирования взлета самолета, не обладающего ИО ($\Delta \bar{c}_{xa} = 0, \Delta \bar{k}_p = 0$). Зависимости эталонной дистанции разбега и взлетной эталонной дистанции от взлетной массы приведены на рис. 2.

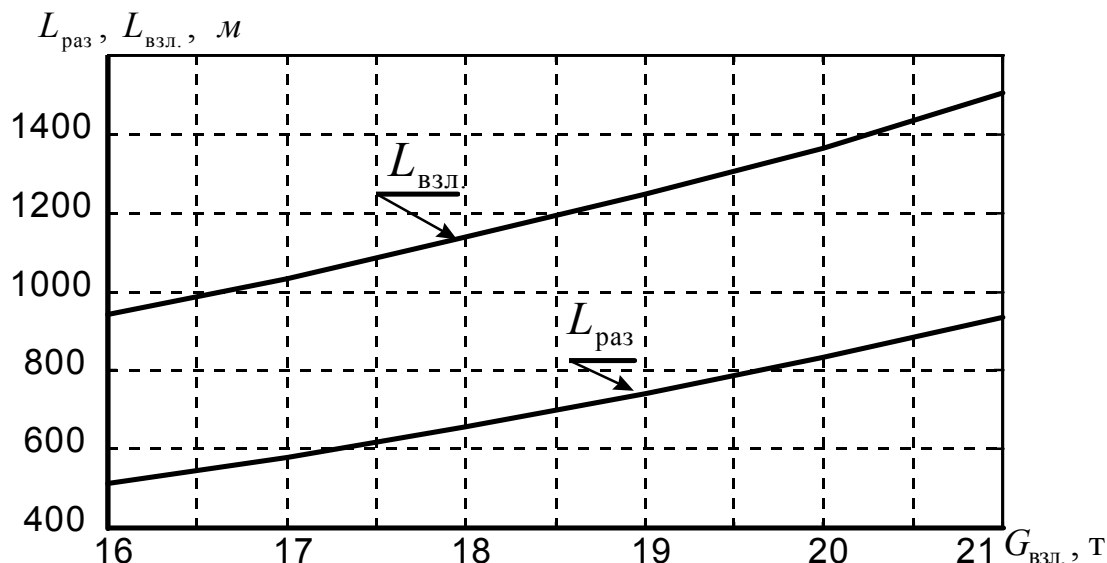


Рис. 2. Зависимость взлетной дистанции и дистанции разбега от взлетной массы самолета

Авиационными правилами (АП-25) нормируется также градиент набора высоты на взлете. Вычислительный эксперимент позволил получить эталонную зависимость градиента набора высоты от массы самолета при всех работающих двигателях (рис. 3).

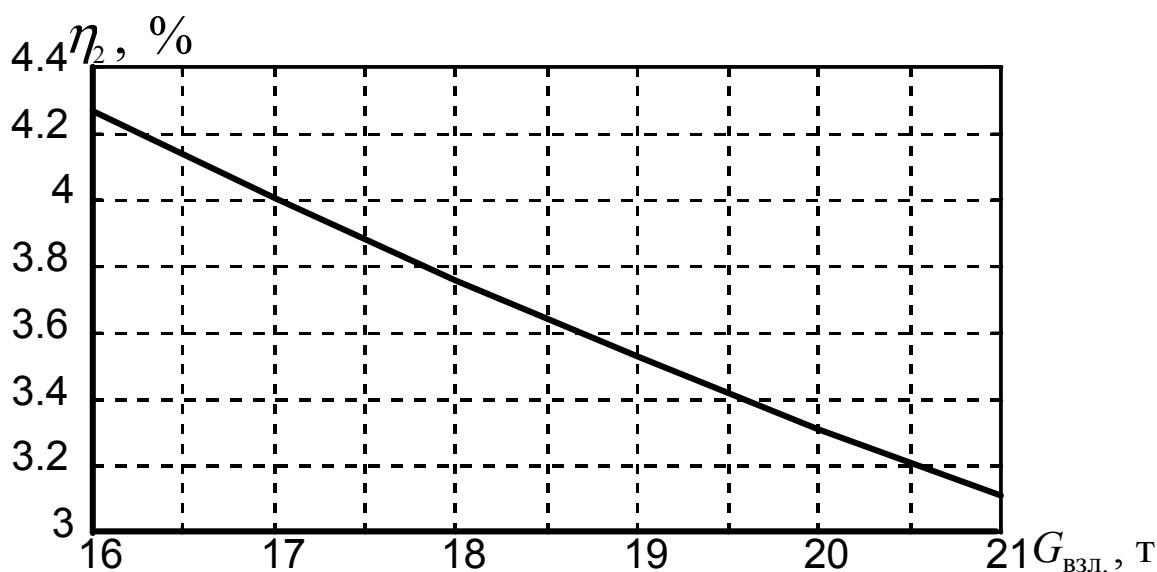


Рис. 3. Зависимость градиента набора высоты на взлете от массы самолета

Полученные характеристики (рис. 2, 3) являлись эталонными, относительно которых проводились исследования влияния КВП.

Для оценки влияния КВП на рассматриваемые характеристики производилось последовательное наращивание лобового сопротивления самолета и уменьшение суммарной тяги двигателей. Для исключения взаимного влияния, воздействие на них выполнялось отдельно. В результате проведенных расчетов были получены зависимости дистанции разбега, взлетной дистанции и градиента набора высоты при скорости V_2 .

Для практического использования полученные значения параметров были пересчитаны в относительные, т. е. вычислялось приращение параметра относительно эталонного значения. Так, зависимость, характеризующая приращение относительной взлетной дистанции, обусловленное увеличением лобового сопротивления ВС, показана на рис. 4.

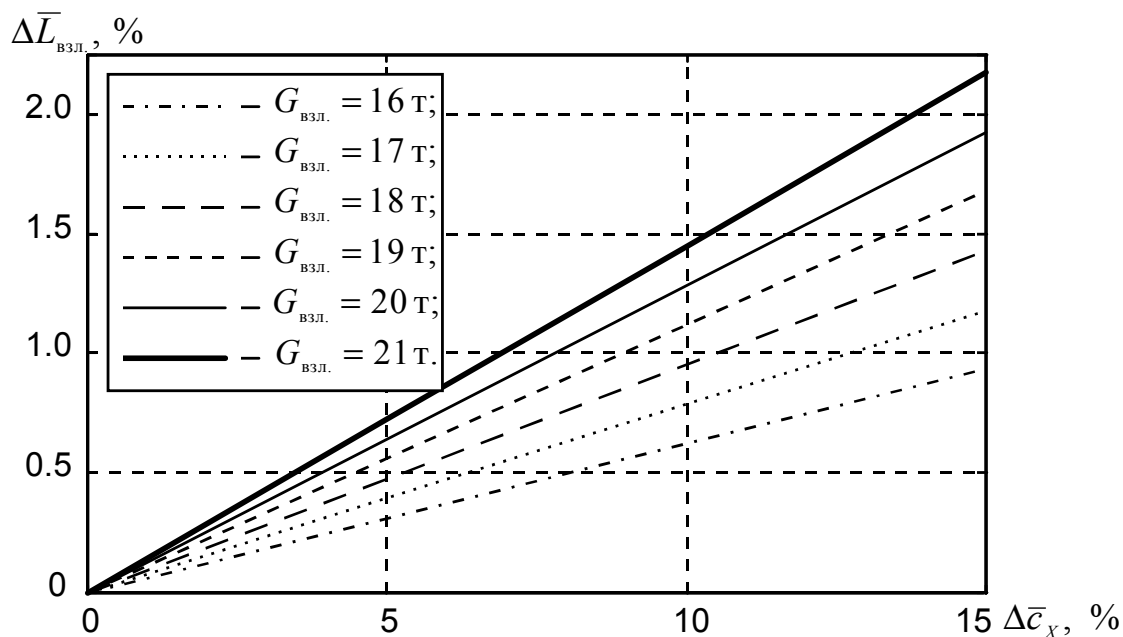


Рис. 4. Относительное приращение взлетной дистанции самолета Ил-114, обусловленное увеличением лобового сопротивления

Анализ полученных зависимостей показал, что на приращение взлетной дистанции существенное влияние оказывает техническое состояние двигателей (так, падение тяги двигателей на 8 % приводит к увеличению взлетной дистанции на 6÷8 %, тогда как увеличение лобового сопротивления на 15 % (рис. 4) приводит к увеличению дистанции всего на 1÷2,2 %).

Увеличение лобового сопротивления и падение тяги работающих двигателей приводит к уменьшению скорости V_2 . Для количественной оценки этого явления были построены зависимости относительной скорости V_2 от величины падения тяги двигателей и увеличения сопротивления планера. Эти зависимости представлены соответственно на рис. 5 и 6.

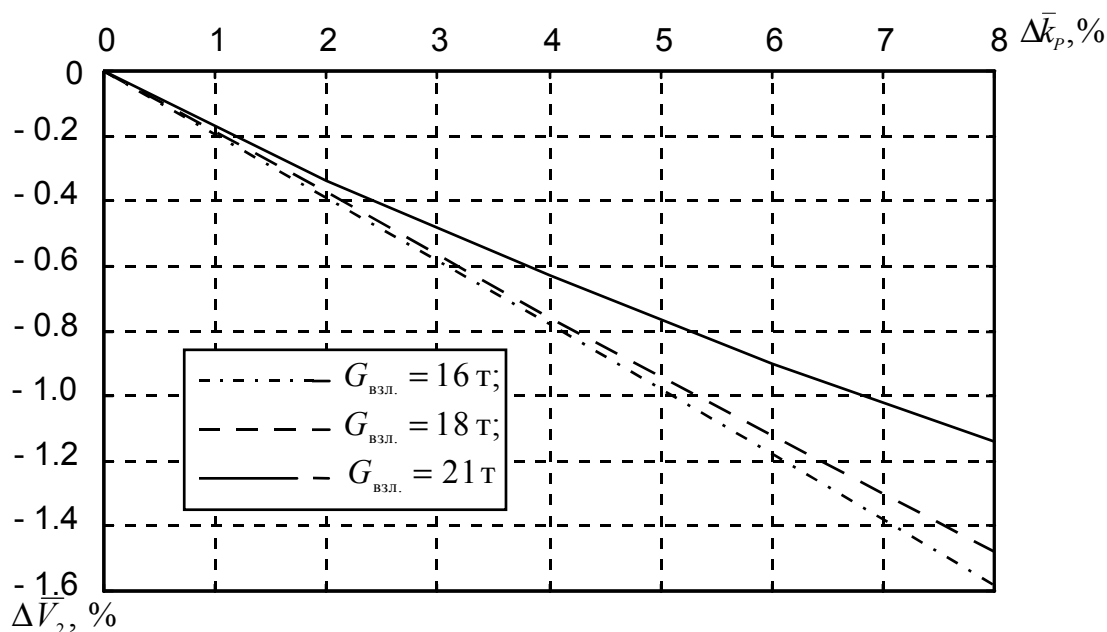


Рис. 5. Изменение относительной безопасной скорости самолета Ил-114, обусловленное потерями суммарной тяги

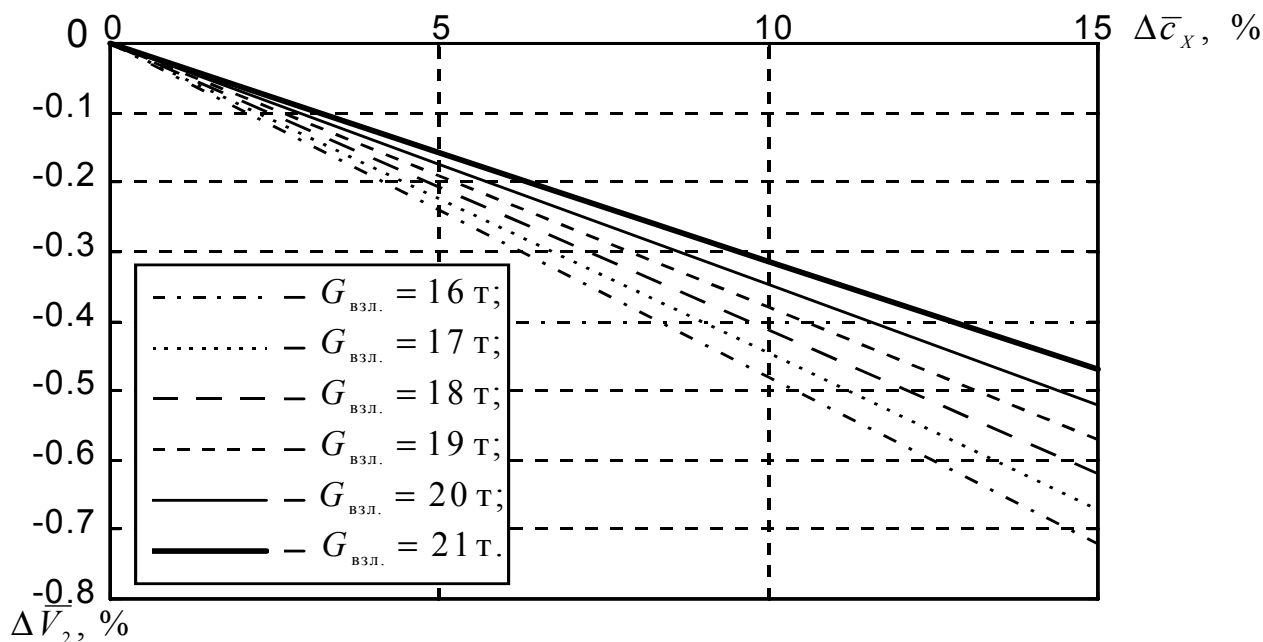


Рис. 6. Изменение относительной безопасной скорости самолета Ил-114, обусловленное приращением лобового сопротивления

Как видно из полученных зависимостей, влияние падения тяги двигателей и приращения лобового сопротивления ВС на скорость V_2 имеет одинаковый характер. Самолет с большей взлетной массой имеет меньшее падение скорости, так как согласно второму закону динамики масса есть мера инертности материальных тел при их поступательном движении. В количественном отношении падение тяги двигателей приводит к большему падению скорости V_2 , чем увеличение лобового сопротивления самолета (например, для самолета Ил-114 со взлетной массой 21 т падение тяги на 8 % приводит к падению скорости V_2 на 1,15 %, тогда как увеличение сопротивления на 8 % – к падению скорости всего на 0,28 %). Такое падение скорости не повлияет на безопасность полета, так как у самолета имеется существенный запас скорости V_2 .

Согласно Авиационным правилам (АП-25, пункт 25.121) нормируется установившийся градиент набора высоты в точке, когда полностью убрано шасси и высота полета $\geq 10,7$ м для случая отказа одного двигателя. Значение установившегося градиента в этом случае должно быть не менее 2,4 % для самолетов с двумя двигателями (самолет Ил-114). Полученные в процессе моделирования значения градиента набора высоты, для случая со всеми работающими двигателями, имеют минимальный запас градиента 0,7 % для взлетной массы самолета 21 т. Но с уменьшением взлетной массы этот запас возрастает, поэтому представляет интерес получить оценку установившегося градиента при падении тяги двигателя и увеличении лобового сопротивления. Полученные в процессе моделирования результаты позволяют оценить это влияние. Так, на рис. 7 представлены зависимости, характеризующие изменение установившегося градиента η_2 , при падении тяги двигателей.

Анализ представленных зависимостей показывает, что максимальное падение градиента получает самолет с взлетной массой 21 т. Так, при потерях суммарной тяги в 8 % относительное падение градиента составляет 5,45 %. Пересчет этого падения в абсолютное значение градиента показывает, что при взлетной массе 21 т установившийся градиент уменьшится с 3,1 до 2,92 % (рис. 7), что все-таки больше нормированного (2,4 %). Такое падение градиента, обусловленное потерями суммарной тяги двигателей в 8 %, еще не повлияет на уровень безопасности полета самолета Ил-114.

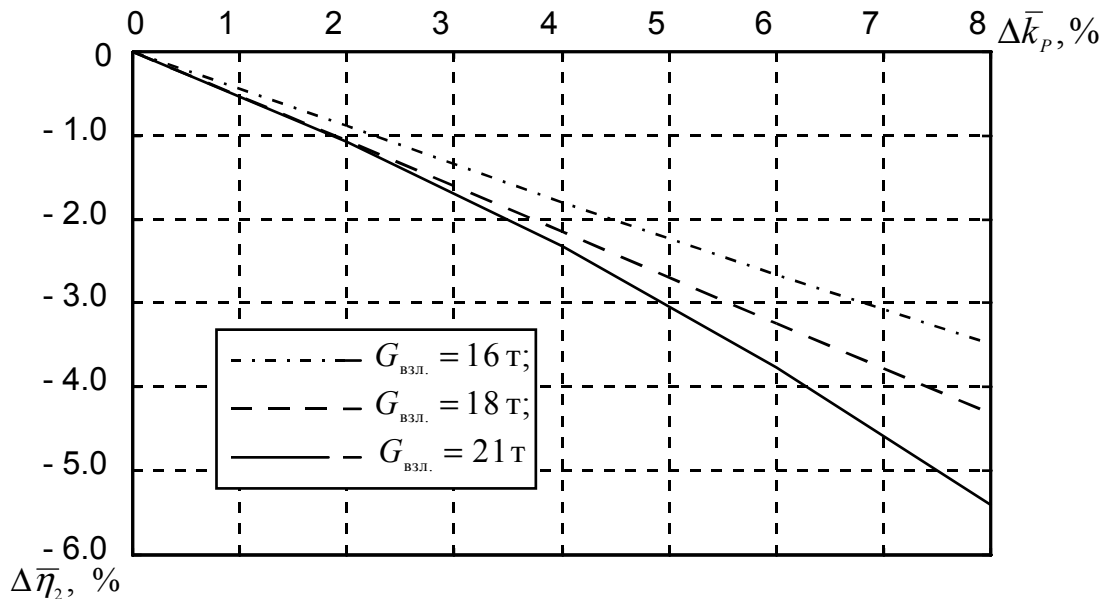


Рис. 7. Изменение полного градиента набора высоты самолета Ил-114, обусловленное потерями суммарной тяги двигателей

График, характеризующий изменение полного градиента набора высоты при увеличении лобового сопротивления самолета, приведен на рис. 8.

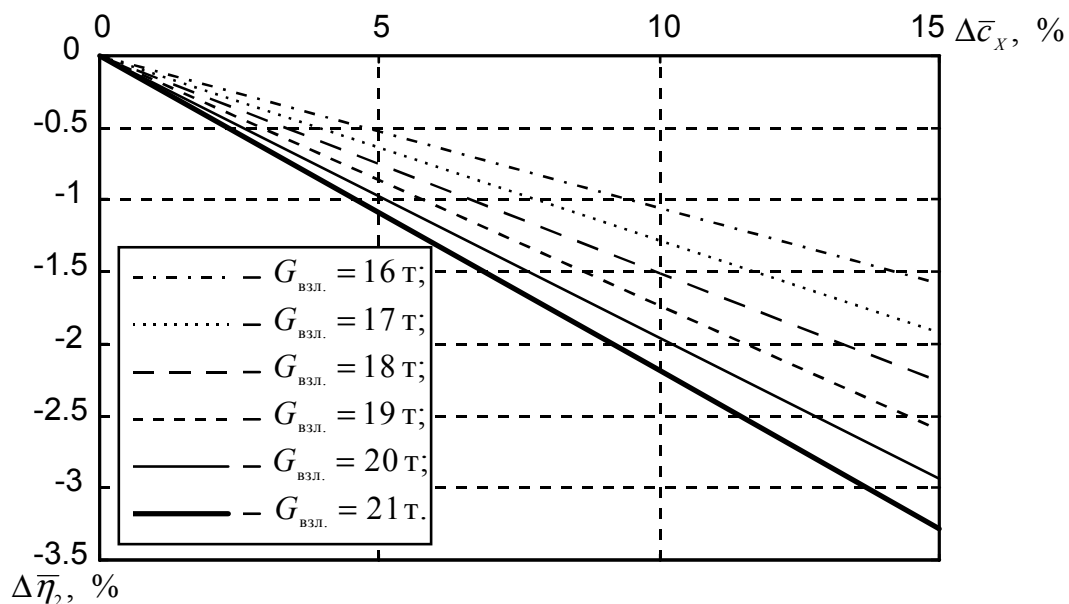


Рис. 8. Изменение полного градиента набора высоты самолета Ил-114, обусловленное увеличением лобового сопротивления

Как видно из представленного на рис. 8 графика, максимальное относительное падение градиента составляет 3,3 % при увеличении лобового сопротивления на 15 %. Это меньшее падение градиента, чем падение градиента от потерь тяги двигателями (5,45 %, рис. 7).

Поэтому при взлете самолета Ил-114 со всеми работающими двигателями и закрылками во взлетном положении 15° индивидуальные особенности, обусловленные падением тяги двигателей на 8 % и увеличением лобового сопротивления на 15 %, не повлияют на заданный уровень безопасности полета самолета. Самолет имеет значительный запас по безопасной скорости V_2 и полному градиенту η_2 , что позволяет его безопасно эксплуатировать.

ЛИТЕРАТУРА

1. Семитковская Т.А. Методика оценки влияния индивидуальных особенностей на взлетные характеристики воздушных судов: дисс. ... канд. техн. наук. Киев: НАУ, 2002.
2. Шевяков В.И. Аэродинамические критерии качества внешней поверхности воздушного судна // Научный вестник МГТУ ГА. 2011. № 163. С. 131–137.
3. Кубланов М.С. Идентификация математических моделей по данным летных испытаний самолета Ил-96-300 // Решение прикладных задач летной эксплуатации ВС методами математического моделирования. М.: МГТУ ГА, 1993. С. 3–10.

QUALITY INFLUENCE OF SURFACE ON AIRCRAFT TAKE-OFF

Tsipenko V.G., Chekalova N.I.

The article considers quality impact influence of surface on aircraft take-off. It considers the IL-114 takeoff with all the operating engines. The goal of this research is to conduct calculating experiment to determine quality influence of surface on alteration of IL-114 takeoff characteristics during operation. Researches were carried out using the system of mathematical modeling of a flight dynamics. The main part of the system is a unit for calculating increments of aerodynamic coefficients caused with changing of technical condition of the surface of the airframe (roughness, waviness, available protruding elements on the airframe surface, etc.) and residual deformation of the wing, fuselage, vertical and horizontal tail, as well as the difference between the rods symmetrically operating engines. In order to compute loss of rod and an increase in engine fuel consumption due to engine operation time during operation, an integral factor of thrust loss and increase in fuel consumption coefficient were introduced. Research proved that the individual characteristics of the aircraft, due to loss of engine power and increase in drag do not affect the assigned level of flight safety. The plane has a considerable reserve as for unsafe takeoff speed and the full gradient of climb, that ensures safety of operation.

Key words: surface, aircraft, takeoff.

REFERENCES

1. Semitkovskaya T.A. Influence estimation methodology of individual features on aircraft takeoff characteristics. Kiev: National Aviation University, 2002.
2. Shevyakov V.I. Aerodynamic criteria of aircraft surface quality. The MSTUCA Scientific Bulletin. 2011. Issue 163. Pp. 131–137.
3. Kublanov M.S. Mathematical models identification under aircraft IL-96 flight tests data. Applied tasks solution of flight operation with mathematical modeling methods. Moscow: MSTUCA, 1993. Pp. 3–10.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Ципенко Владимир Григорьевич, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой аэродинамики, конструкции и прочности ЛА МГТУГА, электронный адрес: pvzhuravlev@mail.ru.

Чекалова Надежда Ивановна, ведущий инженер кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, электронный адрес: akpla@yandex.ru.