

УДК 629.7.017

Я. О. ГОЛОВЧЕНКО

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***К ВОПРОСУ ПОВРЕЖДЕНИЯ КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА ТВЕРДЫМИ ЧАСТИЦАМИ ГРУНТА В ПРОЦЕССЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ**

Проведен анализ причин повреждения агрегатов самолета при эксплуатации на грунтовых взлетно-посадочных полосах. Подробно рассмотрен процесс повреждения обшивки от соударения с летящими частицами грунта. Для разработки мер по защите предложен подход для определения напряженно-деформированного состояния обшивки после соударения.

Ключевые слова: самолет, агрегат, удар, частица грунта, напряженно-деформированное состояние.

Вступление. При взлете и посадке на грунтовые и неподготовленные аэродромы, а также при полете на малых высотах и в условиях запыленности воздуха имеют место соударения разнообразных по массе, форме и твердости частиц грунта с обшивкой самолета (рис. 1).



Рис. 1. Взлет самолета Ан-148 с грунтовой взлетно-посадочной полосы

В результате наблюдаются следующие последствия:

- аэроабразивный износ пылевидными частицами агрегатов самолета (нижней поверхности обшивки фюзеляжа, передних кромок крыла и оперения, воздушного винта и т.п.);
- усталостное разрушение обшивки в результате колебательного напряженно-деформированного состояния (НДС), возникающего из-за ударов частиц;
- комбинация аэроабразивного износа и усталостного разрушения.

Если от аэроабразивного износа существуют и применяются эффективные защитные и лакокрасочные покрытия (ЛКП), то от усталостного разрушения единственный способ защиты – это снижение уровня напряжений до значений, ниже предела выносливости.

Постановка задачи. Снижение трения и износа в технике является важнейшей народно-хозяйственной задачей, поэтому так много издано и издается научно-технической литературы на эту тему, например, [1-2]. Научные основы прогнозирования износа частицами в воздушном потоке (аэроабразивный износ) созданы в научных исследованиях Харьковского авиационного института [3-5], основными результатами которых является определение границы, отделяющей разрушение микрорезанием от накопления усталостного истощения несущей способности.

Анализ условий эксплуатации, например, самолетов семейства «Ан», которые могут взлетать и садиться на грунтовые взлетно-посадочные полосы (ВПП),

включая галечные и гравийные, показывает, что основным фактором повреждения обшивки являются вылетающие из-под колес шасси достаточно крупные твердые частицы грунта. Это приводит, с одной стороны, к появлению царапин и вмятин, снижающих усталостную долговечность, а с другой – к накоплению классической усталости из-за циклического нагружения в результате удара. Для защиты конструкции применяют специальные ударостойкие ЛКП, а также разнообразные специальные полимерные покрытия, причем их жесткостные характеристики несравненно меньше, чем обшивки, подкрепленной стрингерами, или с заполнителем. Вопросы абразивного износа полимерных материалов достаточно глубоко изучены, например, [1, 2, 6, 7], но в основном на уровне микрорезания и износа материала. Таким образом, в литературе практически отсутствуют сведения об исследовании поведения конструкции самолета в результате интенсивной «бомбардировки» твердыми макрочастицами. Это обусловлено тем, что необходимо рассматривать НДС реальной конструкции обшивки, которая для каждого самолета своя.

Повреждение обшивки при соударении с частицами грунта. Обшивка агрегатов самолета всегда состоит из тонкого листа, подкрепленного в двух направлениях стрингерами и шпангоутами или нервюрами, причем изгибная жесткость подкрепления намного больше, чем обшивки. Это обстоятельство позволяет ставить эксперименты на плоских образцах из листа, имитирующих участок обшивки между соседними усиливающими элементами. Аналогичные доводы справедливы и для панелей с заполнителем. Таким образом, экспериментальные исследования воздействия твердых частиц на обшивку можно реализовать на плоских образцах материала обшивки с покрытием или без него, зажатых по контуру между жесткими губками, что обеспечивает в физическом и математическом смысле условия опирания между шарниром и заделкой и соответствует опиранию обшивки на стрингеры или шпангоуты (нервюры).

Основными повреждающими факторами разлетающихся из-под колес шасси твердых частиц являются скорость их соударения с обшивкой и их масса. От скорости зависит появление царапин и рисок, являющихся следствием микрорезания, а масса через кинетическую энергию определяет квазистатическое НДС и накопление усталостных повреждений.

Соударение обшивки с достаточно большими частицами при скоростях меньших, чем необходимо для микрорезания, приводит к возникновению изгибного НДС, в результате которого возможно статическое разрушение в виде пробоин, инициация колебаний и вибрации обшивки с напряжениями, вызывающими накопление усталостных повреждений, и снижению долговечности вследствие циклического нагружения периодически ударяющими частицами.

Для количественной оценки этих явлений необходимо синтезировать расчетную схему для определения НДС. Наиболее подходящие модели строятся на основе теории изгиба пластин сосредоточенными силами или усилиями, распределенными в пределах заданного участка, для которых в литературе имеются соответствующие уравнения и конечные формулы.

Таким образом, принимая во внимание невозможность экспериментального исследования твердых частиц с обшивкой реального самолета (исключением является натурный эксперимент), целесообразно ставить опыты на модельных образцах, для которых существуют готовые или требующие незначительную модификацию формулы и зависимости. Этот подход оправдан также и тем, что

становится реальным исследование поведения различных защитных и лакокрасочных покрытий, а также обшивки с покрытием во всем интервале эксплуатационных температур и с учетом других климатических факторов. Наиболее полную информацию при недостаточных ресурсах испытательного оборудования и регистрирующей аппаратуры можно получить в результате статического нагружения с соблюдением условия равенства кинематической энергии разлетающихся частиц, работы нагружающего индентора и потенциальной энергии деформации обшивки.

Учитывая сложность явления взаимодействия летящей твердой частицы с достаточно гибкой обшивкой для построения искомой модели целесообразно использовать феноменологические подходы, среди которых эффективными являются законы сохранения энергии и импульса движения. В линейной постановке прогиб обшивки от точечного нагружения прямо пропорционален действующей силе и тогда работа, совершаемая частицей по деформации обшивки, равна (рис. 2)

$$A = \frac{1}{2} R_y \omega, \quad (1)$$

где R_y – нормальная составляющая величины силы в момент полного торможения частицы (рис. 2), ω – перемещение обшивки под действием удара частицы.

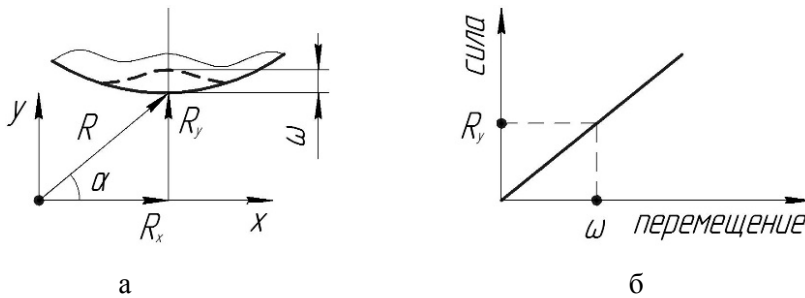


Рисунок 2 – Схема взаимодействия летящей твердой частицы и обшивки самолета

Работа твердой частицы по деформации обшивки равна, с одной стороны кинетической энергии частицы, а с другой – энергии упругой деформации конструкции U , т.е.

$$A = \frac{1}{2} m (v \sin \alpha)^2 = U, \quad (2)$$

где m – масса частицы; v – полная скорость частицы в момент соударения; α – угол между вектором скорости и осью x (см. рис. 2).

Для вычисления энергии упругой деформации U используется классическое выражение, которое применительно к ортотропной пластине и имеет вид [8], где интегрирование производится по всей поверхности пластины.

$$U = \frac{1}{2} \iint \left[D_1 \left(\frac{\partial^2 \omega}{\partial x^2} \right)^2 + 2D_1 \mu_{yx} \frac{\partial^2 \omega}{\partial x^2} \frac{\partial^2 \omega}{\partial y^2} + D_2 \left(\frac{\partial^2 \omega}{\partial y^2} \right)^2 + 4D_k \left(\frac{\partial^2 \omega}{\partial x \partial y} \right)^2 \right] dx dy, \quad (3)$$

В этой формуле обозначено:

$$D_1 = \frac{E_x \delta^3}{12(1 - \mu_{xy} \mu_{yx})}; \quad D_2 = \frac{E_y \delta^3}{12(1 - \mu_{xy} \mu_{yx})}; \quad D_3 = D_1 \mu_{yx} + 2D_k; \quad D_k = \frac{G_{xy} \delta^3}{12}, \quad (4)$$

где $E_x, E_y, G_{xy}, \mu_{xy}, \mu_{yx}$ – упругие константы материала обшивки в системе координат, совпадающей с осями ортотропии.

Таким образом, зная форму изогнутой поверхности обшивки в результате взаимодействия с твердой частицей $\omega(x, y)$ из второй части уравнения (2) можно найти величину максимального прогиба, и тогда из равенства (1) определяется величина силы, зная которую можно моделировать НДС в зоне контакта, т.е. решать задачу местного НДС.

Рассматривая НДС обшивки от воздействия частиц изолированно, т.е. без учета напряжений от нагрузок на самолет в целом (это обосновано принципом суперпозиции для линейно деформируемых систем), примем, что мембранные усилия в обшивке отсутствуют (напряжения от силы R_x (см. рис. 2) достаточно малы для случая отсутствия микрорезания). Тогда нормальные y_x, y_y и касательные напряжения τ_{xy} вычисляются по формулам

$$\sigma_x = -z \frac{12D_1}{\delta^3} \left(\frac{\partial^2 \omega}{\partial x^2} + \mu_{yx} \frac{\partial^2 \omega}{\partial y^2} \right) = -z \frac{E_x}{1 - \mu_{xy}\mu_{yx}} \left(\frac{\partial^2 \omega}{\partial x^2} + \mu_{yx} \frac{\partial^2 \omega}{\partial y^2} \right), \quad (5)$$

$$\sigma_y = -z \frac{12D_2}{\delta^3} \left(\frac{\partial^2 \omega}{\partial y^2} + \mu_{xy} \frac{\partial^2 \omega}{\partial x^2} \right) = -z \frac{E_y}{1 - \mu_{xy}\mu_{yx}} \left(\frac{\partial^2 \omega}{\partial y^2} + \mu_{xy} \frac{\partial^2 \omega}{\partial x^2} \right), \quad (6)$$

$$\tau_{xy} = -z \frac{24D_k}{\delta^3} \frac{\partial^2 \omega}{\partial x \partial y} = -2z G_{xy} \frac{\partial^2 \omega}{\partial x \partial y}. \quad (7)$$

В этих формулах z – это координата по нормали к изогнутой поверхности, которая отсчитывается от середины толщины обшивки.

Приведенные выше классические зависимости полностью определяют НДС панели обшивки при наличии уравнения формы изогнутой поверхности.

Выводы. Таким образом, проведен анализ причин и характера повреждений конструкции самолета при эксплуатации на грунтовых ВПП, на основании чего предложен подход для определения НДС обшивки после соударения с твердыми частицами грунта, который применим при разработке новых и проверки существующих методов защиты нижней поверхности фюзеляжа.

Список литературы

1. Крагельский, И.В. Трение и износ [Текст] / И.В. Крагельский. – М. : Машиностроение, 1968. – 480 с.
2. Бартенев, Г.М. Трение и износ полимеров [Текст] / Г.М. Бартенев, В.В. Лаврентьев. – Л. : Химия, 1972. – 240 с.
3. Прочность конструктивных элементов летательных аппаратов [Текст] : сб. науч. тр. / Харьк. авиац. ин-т. им. Н.Е. Жуковского. – Х. : Изд-во Харьк. авиац. ин-та, 1973. Вып. 1. – С. 152-158.
4. Самолетостроение. Техника воздушного флота [Текст] : респ. межвед. темат. науч.-техн. сб. – Х. : Изд-во Харьк. авиац. ин-та, 1975. – Вып. 36. – С. 56-58.
5. Вопросы механики деформируемого твердого тела [Текст] : сб. науч. тр. / М-во высш. и среднего спец. образования СССР, Харьк. авиац. ин-т. им. Н.Е. Жуковского. – Х. : Изд-во Харьк. авиац. ин-та, 1981. – Вып. 2. – С. 84-86.
6. Безбородько, М.Д. Трение и износ пластиков при высоких контактных напряжениях [Текст] / М.Д. Безбородько // Пластические массы. – 1962. – №. 5. – С. 53-55.

7. Труды Таллиннского политехнического института [Текст]. – Таллинн : Серия А, 1966. – Вып. 237. – 15 с.
8. Лехницкий, С.Г. Анизотропные пластинки [Текст] / С.Г. Лехницкий. – М. : Гос. изд. техн.-теор. лит., 1957. – 463 с.

Статья поступила в редакцию 19.09.2014

Я. О. ГОЛОВЧЕНКО

ДО ПИТАННЯ ПОШКОДЖЕННЯ КОНСТРУКЦІЇ ЛІТАКА ТВЕРДИМИ ЧАСТКАМИ ҐРУНТУ В ПРОЦЕСІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ

Проведено аналіз причин пошкодження агрегатів літака при експлуатації на ґрунтових злітно-посадкових смугах. Детально розглянуто процес пошкодження обшивки від співудару з летючими частинками ґрунту. Для розробки заходів щодо захисту запропоновано підхід для визначення напружено-деформованого стану обшивки після зіткнення.

Ключові слова: літак, агрегат, удар, частка ґрунту, напружено-деформований стан.

Ya. O. GOLOVCHENKO

TO THE QUESTION OF THE AIRPLANE CONSTRUCTION DAMAGE BY THE SOIL SOLID PARTICLES IN THE OPERATION

The analysis of the airplane aggregates damage reasons in case of maintenance on soil runways was carried out. The damage process of the airplane skin from impacts with flying soil particles was considered in detail. Possible consequences and applied modern protection methods of the airplane aggregates were considered. The form of experimental samples was proved and the method of carrying out pilot studies was offered. For development of protection measures, the approach for determination of the intense deformed skin status after impacts was offered. Also this approach can be used for check of the existing protection methods.

Keywords: plane, aggregate, impact, soil particle, intense deformed state.

Головченко Яна Олеговна – аспірант кафедри авіаційного матеріалознавства, Національний аерокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «ХАІ», ул. Чкалова, 17, г. Харків, Україна, 61000, тел.: +38 050 984 60 82, E-mail: vostok513@mail.ru.