

ВЛИЯНИЕ РАСПОЛОЖЕНИЯ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА ИНТЕНСИВНОСТЬ ВИХРЕОБРАЗОВАНИЯ

Панов С.Ю., Ковалев А.В., Айсин А.К.* , Ачекин А.А.

*Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина,
ул. Старых Большевиков, 54а, Воронеж, 394064, Россия*

** e-mail: aisin_alex@mail.ru*

Представлены результаты экспериментальных исследований на модели изолированного воздухозаборника со скосом для различных высот. Проведена оценка вероятности попадания посторонних предметов в воздухозаборник летательного аппарата, и предложен способ защиты.

Ключевые слова: экспериментальные исследования, вихрь, интенсивность вихреобразования, воздухозаборник, газотурбинный двигатель, способ защиты, попадание посторонних предметов.

Введение

Вихреобразование на входе в воздухозаборники газотурбинных двигателей (ГТД) является неотъемлемым и опасным фактором их работы — опасным с точки зрения снижения газодинамической устойчивости и засасывания посторонних предметов с поверхности аэродрома в проточную часть ГТД.

Согласно статистическим данным, на долю двигателей, снятых по причине попадания в воздушный тракт птиц, приходится до 40% от общего досрочно съема вследствие забоин [1].

Как правило, до настоящего времени подлежали досрочному съему и такие двигатели, которые после столкновения с птицами не имели видимых повреждений или имели незначительные повреждения [2].

Неся значительный экономический ущерб от повреждения двигателей птицами, фирма Пратт-Уитли ввела специальные испытания своих двигателей на их устойчивость к попаданию птиц. Например, сертификационные испытания по нормам ФАУ двигателей Т9Д-70 предусматривали забрасывание на вход в двигатель до сотни ледяных шариков диаметром 25 и 50 мм; кусков льда; нескольких птиц массой около 0,7 кг одновременно и одной птицы массой около 2 кг.

Засасывание механических частиц с поверхности аэродрома обусловлено возникновением вихревых жгутов, характером захвата частиц ядром жгута [3]. Захвату посторонних предметов способствуют трещины, щели, разности высот плит покрытия. Размеры зоны захвата зависят от расхода воздуха

через воздухозаборник, направления и скорости ветра относительно движущегося самолета

Ветер выделяется в качестве определяющего фактора (при его отсутствии частицы практически не засасываются). Причем наиболее опасным является боковой и заднебоковой ветер по отношению к направлению движения самолета. Между скоростью потока на входе в воздухозаборник и боковой составляющей скорости ветра существует закономерная связь, в результате чего образуются интенсивные вихревые жгуты. Натурными аэродромными экспериментами установлено, что вихревое засасывание происходит только при работе двигателя на месте и движении самолетов со скоростью, не превышающей критической для данного самолета.

Появление самолетов с низко расположенными двигателями, имеющими реверс тяги, большую степень двухконтурности и, естественно, больший расход воздуха, способствует интенсивному вихревому засасыванию посторонних предметов, создает предпосылки для досрочного съема двигателей по причине забоин на компрессорных лопатках [4, 5]. Это подтверждает уже накопленный опыт эксплуатации самолетов Ил-96, Ту-204 [1, 6].

Как видно из вышесказанного, проблема повреждаемости компрессоров ГТД посторонними предметами многоаспектна. Большая сложность процессов и явлений, многообразие одновременно действующих и связанных между собой факторов, часто противоречивых, затрудняют ее полное решение [7, 8].

Существует множество способов защиты газотурбинных двигателей от попадания посторонних предметов с поверхности аэродрома, но до настоящего времени проблема остается актуальной [9, 10]. Экспериментальные исследования предполагают проведение модельных исследований зависимости интенсивности вихреобразования перед входными устройствами от высоты расположения и оценку способа снижения интенсивности вихря за счет применения выдвижной панели [11].

Новизна исследования заключается в наличии на входе в воздухозаборник отсекающей аэродинамической поверхности, представляющей собой бортовое защитное устройство, выполненное в виде выдвижной панели под нижней кромкой воздухозаборного канала. Физическая сущность разрабатываемого мероприятия заключена в подборе оптимального выдвижения панели.

Для получения достоверных результатов экспериментальных исследований выполнены требования к выбору допущений и граничных условий, соблюдению подобия и к обработке результатов эксперимента [12, 13].

Выбор допущений и граничных условий

В связи со сложностью задачи, которая не может быть решена в настоящее время теоретически с достаточной точностью, для надежности инженерных решений эксперименты проводились на модели входного устройства, воспроизводящей натурный объект в уменьшенном масштабе.

Объектом исследования выбрана модель изолированного входного устройства без модели самолета. Это допустимо, если входные устройства на воздушном судне расположены в его нижней части и на них не оказывают влияние другие элементы воздушного судна [14].

Выход газа через реактивное сопло не моделировался. Влияние ветра не учитывалось. Для посторонних предметов требования теории подобия не соблюдались. При экспериментах наличие и направление ветра у поверхности раздела сред не моделировались [15, 16].

В качестве объекта исследования использовалась модель сверхзвукового воздухозаборника с выдвижной панелью (рис. 1). Размер модели входного устройства выбирался из условия достижения скорости в ней, приблизительно равной скорости в реальных воздухозаборниках воздушных судов на режиме «Малый газ» [17]. После проведения газодинамических расчетов установлено, что для того, чтобы обеспечить скорость в модели входного устройства, равную скорости в реальных воздухозаборниках, необходимо изготавливать модель с ха-

рактерным линейным размером — эквивалентным диаметром $D_{\text{ЭКВ}}$ входа во входное устройство не более 0,15 м.

Линейные размеры выдвижной панели выражены в относительных величинах

$$\bar{\lambda} = \lambda / D_{\text{ЭКВ}}, \quad \bar{b} = b / D_{\text{ЭКВ}}, \quad \bar{H} = H / D_{\text{ЭКВ}},$$

где λ — длина выдвижения панели (изменяемая), м; b — ширина выдвижной панели (неизменяемая) м; H — высота расположения нижней кромки ВУ от поверхности.

Переход от реального входного устройства к его модели потребовал обеспечения газодинамического подобия течений, согласно которому необходимо удовлетворить условиям геометрического, кинематического и динамического подобия [18, 19].

Первое условие реализовано при изготовлении экспериментальной модели входного устройства. Модель в уменьшенном виде копирует образец. Второе условие построено наподобие полей скоростей и в геометрическом подобии линий тока во всей области рассматриваемого течения. Третье условие построено на соблюдении равенства отношений векторов сил в сходственных точках в сходственные моменты времени.

Кинематический масштаб моделирования находится из условия динамического подобия, так как скорость потока, в основном, определяет собственные силы, действующие на модель. Динамическое подобие выполняется, если у природы и модели одинаковые безразмерные параметры: число Рейнольдса Re , число Фруда Fr , число Эйлера Eu , число Струхала Sh . Однако в одной среде обеспечить полное подобие модели и природы практически не-

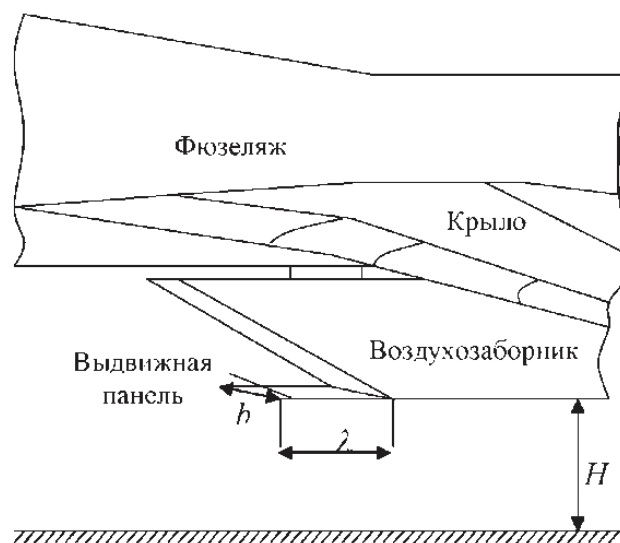


Рис. 1. Схема модели входного устройства с выдвижной панелью

возможно из-за несовместимости чисел Re и Fg . Для обеспечения равенства чисел Fg скорость для испытания модели необходимо увеличивать. Используя другую среду, можно добиться равенства этих критериев. Поэтому из-за несовместимости чисел Re и Fg рассматривается влияние лишь одной среды, т.е. моделирование осуществляется по одному выбранному критерию. В данных условиях определяющим становится критерий Рейнольдса Re . Число Рейнольдса Re , определенное для модели, составляло при экспериментах $Re_{\text{мод}} \approx 3 \cdot 10^6$, т.е. $Re_{\text{мод}} \gg Re_{\text{кр}}$. Таким образом, эксперимент проводится в автомоделной области по Re .

Требования к обработке результатов эксперимента

Эксперимент проводился для набора массивов статистической обработки последовательно по одному из указанных направлений до его полного завершения. Результаты оформлялись протоколом испытаний. Полученные массивы подвергались обработке по методу Стьюдента с точностью, предъявляемой к инженерным расчетам.

На основании протокола испытаний производился анализ полученных результатов и строились графики зависимости скорости V_{Γ} у поверхности аэродрома по длине входного устройства при изменении \bar{H} . Данные зависимости анализировались, и на их основе строились зависимости $V_{\Gamma \text{ max}} = f(\bar{H})$. При необходимости эксперимент производился повторно с целью уточнения значений скоростей $V_{\Gamma \text{ max}}$ [11, 14].

Требования к методике проведения эксперимента

Модель входного устройства устанавливалась относительно координатной сетки на поверхность раздела сред, имитирующую поверхность аэродрома, на расстоянии более 8—12 эквивалентных диаметров $D_{\text{эКВ}}$ входа во входное устройство, тем самым обеспечивалось отсутствие влияния торцов поверхности раздела сред и помещения на течение потока перед входным устройством. К выходным концам входного устройства подсоединялись отводящие трубопроводы к компрессору установки. На модели входного устройства фиксировалось положение выдвижной панели.

Расход воздуха $G_{\text{в}}$ через модель входного устройства оставался постоянным в продолжение всех экспериментов и составлял 0,98 кг/с. В проточную часть воздухозаборного канала на удалении $5D_{\text{эКВ}}$ от плоскости входа устанавливались приемники статического давления, позволяющие замерять скорость воздушного потока в канале входного устройства [17].

Следующим этапом предварительных работ являлась подготовка внутренней полости поверхности раздела сред, имитирующей поверхность аэродрома, путем удаления имитаторов посторонних предметов, протирки стеклянной поверхности, подключения светотехнического оборудования. Поверхность раздела сред заполнялась водой вместе с подкрашивающей жидкостью.

Экспериментальные исследования для получения качественной картины течения потока проводились следующим образом. Устанавливалась модель входного устройства на некоторой фиксированной высоте \bar{H} . Задавался определенный расход воздуха $G_{\text{в}}$ через модель входного устройства. На поверхности раздела сред возникали вихревые шнуры, и определялись их характерные состояния. Геометрия модели входного устройства изменялась выдвиганием на некоторую длину $\bar{\lambda}$ панели из нижней обечайки входного устройства. Последовательно изменяя высоту \bar{H} и длину выдвижения панели $\bar{\lambda}$, при помощи фотоаппарата и видеокамеры фиксировали развитие вихревых течений.

Экспериментальные исследования для получения количественной картины течения потока в виде $V_{\Gamma} = f(\bar{H}, \bar{L}, \bar{\lambda})$ и $V_{\Gamma \text{ max}} = f(\bar{H}, \bar{\lambda})$ проводились аналогично изложенному выше [10, 11]. Отличие заключалось в том, что вдоль средней линии входного устройства на некоторой высоте h от поверхности раздела сред перемещался чувствительный элемент термоанемометра ТТМ-2, при помощи которого измерялась скорость V_{Γ} под входным устройством и на его входе. Замеры скорости производились через расстояние $\bar{L} = 0,24$. Нулевое значение координаты находилось под срезом нижней кромки входного устройства. За положительный отсчет было принято направление перед входным устройством, за отрицательный — под входным устройством. Линейные размеры выражены в относительных величинах [1,2]:

$$\bar{L} = \frac{L}{D_{\text{эКВ}}}, \quad \Delta \bar{L} = \frac{\Delta L}{D_{\text{эКВ}}},$$

где L — расстояние от точки замера до нулевой координаты, м;

ΔL — расстояние между точками замера, м.

Для получения качественной картины попадания посторонних предметов в канал модели входного устройства на поверхность раздела сред (экран) равномерным слоем рассыпались имитаторы

посторонних предметов — зерна пшена в количестве 200 шт. После этого через модель входного устройства задавался расход воздуха G_B . На поверхности аэродрома возникали вихревые течения, которые увлекали имитаторы посторонних предметов в канал входного устройства. В процессе проведения эксперимента вычислялось количество их попаданий в канал входного устройства за интервал времени $t = 8$ мин (приблизительное время руления воздушного судна) [17]. Изменяя параметры $\bar{\lambda}$ и \bar{H} , строили график

$$K_{\text{ппп}} = \frac{N_{\text{ппп}}}{N_{\Sigma}} 100\%,$$

где $K_{\text{ппп}}$ — коэффициент попадания посторонних предметов в канал входного устройства при выдвигании панели;

$N_{\text{ппп}}$ — количество посторонних предметов, которые попадали в канал входного устройства;

N_{Σ} — полное количество посторонних предметов, размещенных под входным устройством.

Результаты экспериментальных исследований

Исследования при $\bar{H} = 0,86$. При отсутствии выдвигной панели ($\bar{\lambda} = 0$) под прямоугольным входным устройством со скосом на поверхности раздела сред наблюдаются два вихря противоположной циркуляции (рис. 2). Их интенсивность максимальная, и осуществляется вращение в сторону входа во входное устройство.

При выдвигании панели из-под нижней обечайки входного устройства на величину $\bar{\lambda} = 0,12$ также наблюдаются два вихря противоположной циркуляции. Осуществляется вращение в сторону входа во входное устройство. Интенсивность вихревого течения уменьшается. Иногда появляются интенсивные вихревые шнуры.

При выдвигании панели на величину $\bar{\lambda} = 0,24$ интенсивность вихревых течений уменьшается, но все же за счет очень низкой высоты \bar{H} она остается высокой. Временами появляются два вихря.

При выдвигании панели на величину $\bar{\lambda} = 0,36$ интенсивность вихревых течений становится умеренной, но иногда формируется сильный вихревой жгут.

При дальнейшем выдвигании панели интенсивность вихревых течений продолжает уменьшаться и становится слабой. При величине выдвигания панели $\bar{\lambda} = 0,72$ на поверхности раздела сред иногда



Рис. 2. Вихреобразование под прямоугольным входным устройством со скосом

появляется вихревой «холмик», который перемещается по поверхности аэродрома. Вращение вихря знакопеременное. В редких случаях появляется второй вихрь.

При последующем выдвигании панели на величину $\bar{\lambda} = 0,84$ на поверхности раздела сред существует всего лишь один вихрь. Интенсивность его слабая. Вихрь «блуждает» по поверхности.

Исследования при $\bar{H} = 0,98$. В том случае, если панель не влияет на течение потока и находится в воздухозаборнике, наблюдаются два вихря. Интенсивность их очень высокая. Вихри вращаются в сторону входа во входное устройство.

При $\bar{\lambda} = 0,12$ интенсивность вихря значительно снижается, но иногда все же появляются два вихря.

При $\bar{\lambda} = 0,24$ ярко выраженного вихря не существует. Он то разрушается, то вновь возникает. Иногда все же появляется очень интенсивный вихрь, который может увлечь за собой посторонние предметы в канал входного устройства.

При $\bar{\lambda} = 0,36$ вихревые течения то возникают, то разрушаются. Ярко выраженного вихря нет, он формируется и разрушается.

При $\bar{\lambda} = 0,48$ картина течения под воздухозаборником принимает другой вид. Вихревые жгуты отсутствуют. На поверхности экрана виден след от вихря. Он то появляется, то исчезает. Иногда появляется второй вихрь. Выдвигание панели приводит к существенному снижению интенсивности вихревых течений.

При $\bar{\lambda} = 0,60$ на водной поверхности раздела сред виден след от вихря. Он возникает то в одном, то в другом месте. Вихревые шнуры отсутствуют. Иногда с водной поверхности отрываются капли и увлекаются во входное устройство. Направление вращения переменное.

При $\bar{\lambda} = 0,72$ интенсивность вихревого течения слабая. Вихрь возникает то в одном, то в другом месте и разрушается. Иногда появляются два вихря. Вихревые шнуры отсутствуют. С водной поверхности раздела сред капли не отрываются. Сначала формируются два вихря, потом они трансформируются в один вихрь.

При $\bar{\lambda} = 0,84$ интенсивность вихревого течения остается слабой и не уменьшается. На поверхности аэродрома появляются два вихря, которые то возникают, то трансформируются в один или вообще исчезают. Вихревых шнуров нет. Капли с поверхности раздела сред не отрываются. Два существующих вихря имеют очень малую интенсивность.

Исследования при $\bar{H} = 1,1$. При $\bar{\lambda} = 0$ интенсивность вихревых течений максимальная. На водной поверхности под входным устройством образуются круги, которые являются круговой волной, стремящейся к центру. Волна временами захлестывает вихревые структуры, в результате чего вихревой шнур разрушается.

При $\bar{\lambda} = 0,12$ на водной поверхности образуется волна, которая захлестывает вихрь, из-за чего вихревых шнуров нет. Иногда на поверхности раздела сред образуется след от вихря. С водной поверхности отрываются капли жидкости и увлекаются в канал входного устройства. Интенсивность вихревых течений уменьшается.

При $\bar{\lambda} = 0,24$ на водной поверхности раздела сред то возникают, то исчезают два следа от вихрей. Иногда они трансформируются в один. С водной поверхности редко отрываются капли воды и увлекаются в канал входного устройства. Вихревых шнуров нет. Интенсивность вихревых течений по сравнению с предыдущими опытами снижается.

Дальнейшее выдвижение панели на $\bar{\lambda} = 0,36$ и $\bar{\lambda} = 0,48$ приводит к снижению интенсивности вихревых течений.

При $\bar{\lambda} > 0,48$ не происходит к существенного снижения интенсивности вихревых течений. Следует отметить, что на каждой фиксированной высоте расположения входного устройства от поверхности раздела сред существует диапазон величин

выдвижения панели $\bar{\lambda}$, практически не влияющий на изменение интенсивности вихревых течений. Чем выше расположено входное устройство, тем на меньшую величину $\bar{\lambda}$ необходимо выдвигать панель, чтобы получить существенное снижение интенсивности вихревых течений.

Исследования при $\bar{H} = 1,34$. При $\bar{\lambda} = 0$ на водной поверхности наблюдается один вихрь. Иногда он разрушается, но вновь возникает в другом месте. С водной поверхности раздела сред отрываются капли и увлекаются во входное устройство. Редко наблюдаются два вихря. Интенсивность вихревых течений умеренная. Выдвижение панели приводит к снижению интенсивности вихревых течений.

Эксперимент также показал, что при отсутствии бортового защитного устройства, выполненного в виде панели, выдвигаемой из-под нижней обечайки воздухозаборника $\bar{\lambda} = 0$, при всех высотах расположения входного устройства под ним образуются интенсивные вихревые течения.

Интенсивность вихревых течений увеличивалась по мере уменьшения высоты \bar{H} . При выдвижении панели на величину $\bar{\lambda}$ интенсивность вихревых течений уменьшалась.

Для каждой фиксированной высоты \bar{H} расположения нижней кромки входного устройства величина выдвижения панели $\bar{\lambda}$, необходимая для снижения интенсивности вихревой структуры, изменяется. Так, на низких высотах \bar{H} , для того чтобы уменьшить интенсивность вихревого течения, панель надо выдвигать на большую величину $\bar{\lambda}$. На больших высотах \bar{H} панель можно выдвигать на меньшую величину. Например, при высоте $\bar{H} = 0,86$ для снижения интенсивности вихревого течения до величины, при которой исключается попадание посторонних предметов в канал входного устройства, панель требуется выдвигать на величину $\bar{\lambda} = 0,60$, при высоте $\bar{H} = 0,98$ — на величину $\bar{\lambda} = 0,48$, при $\bar{H} = 1,1$ — на величину $\bar{\lambda} = 0,36$ и т. д.

На больших высотах \bar{H} под входным устройством образуется один вихрь, который может блуждать по поверхности раздела сред. Чтобы снизить его интенсивность или разрушить полностью, панель можно выдвигать на меньшую величину $\bar{\lambda}$.

Для представления полной картины течения под входным устройством при выдвижении панели были проведены параметрические исследования потока воздуха, притекающего к входному устрой-

ству, в виде зависимостей $V_r = f(\bar{H}, \bar{L}, \bar{\lambda})$ и $V_{r\max} = f(\bar{H}, \bar{\lambda})$.

На рис. 3–5 представлены графики $V_r = f(\bar{H}, \bar{L}, \bar{\lambda})$ для $\bar{H} = 1,34$, $\bar{H} = 0,98$ и $\bar{H} = 0,86$ при выдвигании панели на $\bar{\lambda} = 0,12; 0,24; 0,36; 0,48; 0,60; 0,72$.

Анализируя данные зависимости, можно отметить, что значения скоростей V_r под входным устройством по мере увеличения $\bar{\lambda}$ уменьшаются. Эпюры скоростей V_r приобретают более пологие формы. Все это говорит о том, что интенсивность вихревых течений должна уменьшиться.

Интенсивное снижение скоростей V_r происходит до $\bar{\lambda} = 0,36$. Дальнейшее выдвигание панели не дает существенного снижения скоростей V_r . Последующее выдвигание панели незначительно снижает интенсивность вихревых течений, и последующее ее выдвигание на большие величины $\bar{\lambda}$ нецелесообразно.

При высоте $\bar{H} = 0,98$ расположения воздухозаборника график зависимостей $V_r = f(\bar{H}, \bar{L}, \bar{\lambda})$ (рис. 4) схож с предыдущим (см. рис. 3). Отличие

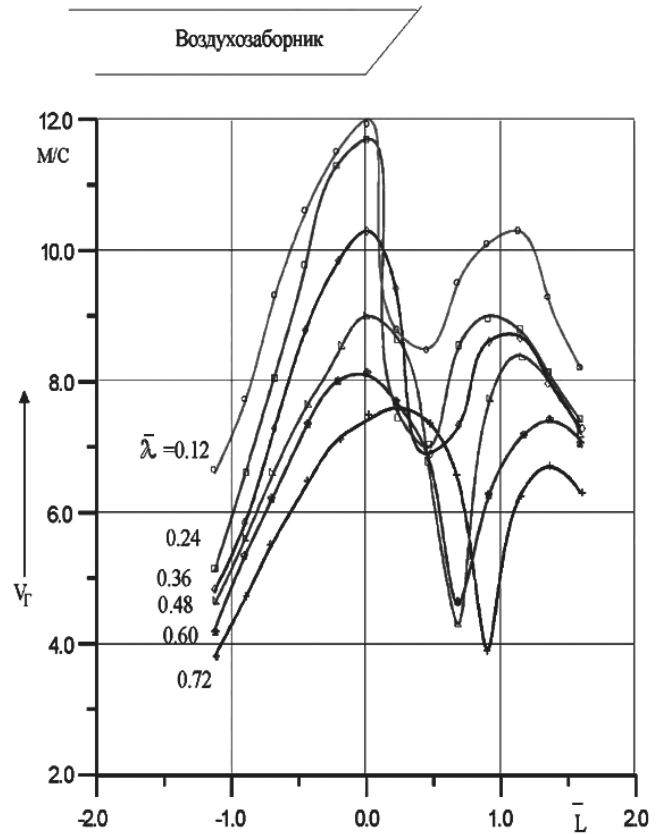


Рис. 4. Зависимость V_r от длины входного устройства \bar{L} при изменении $\bar{\lambda}$ для $\bar{H} = 0,98$

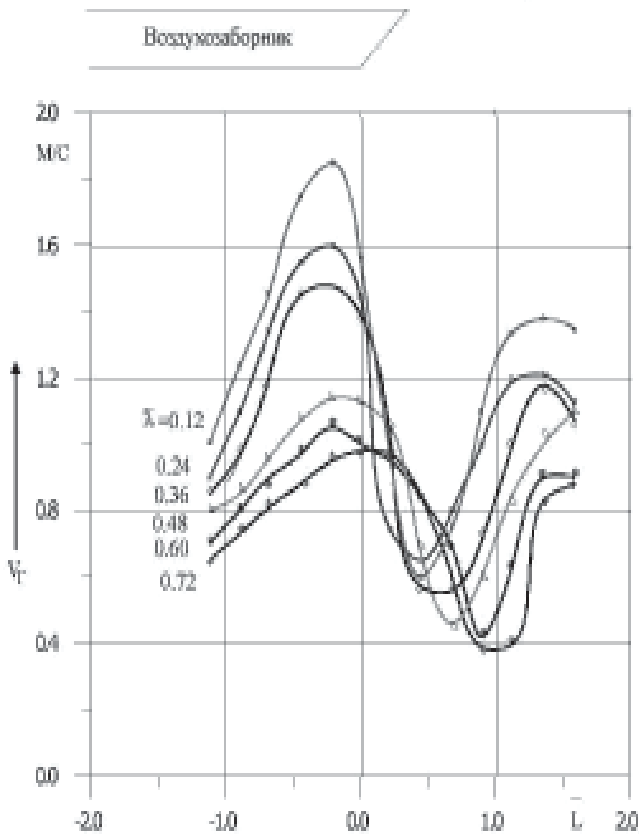


Рис. 3. Зависимость V_r от длины входного устройства \bar{L} при изменении $\bar{\lambda}$ для $\bar{H} = 1,34$

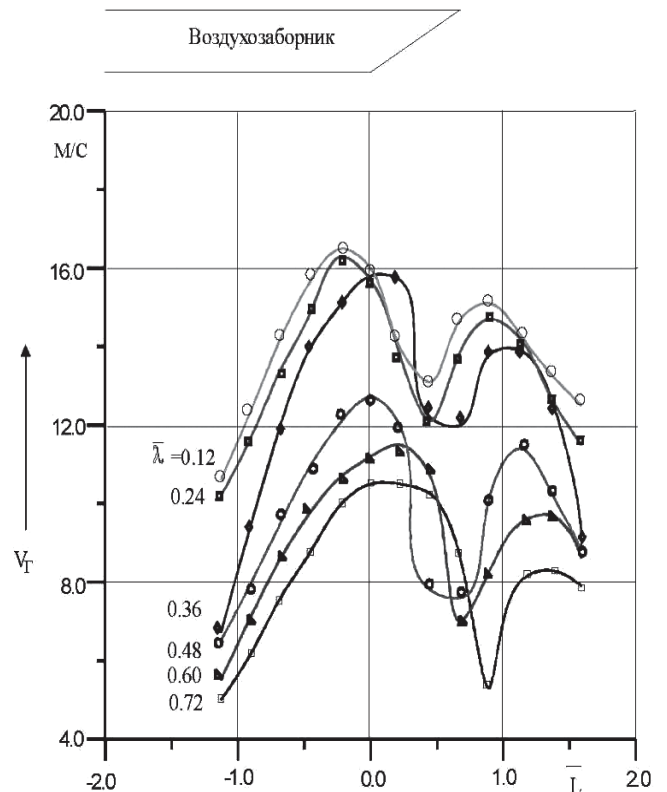


Рис. 5. Зависимость V_r от длины входного устройства \bar{L} при изменении $\bar{\lambda}$ для $\bar{H} = 0,86$

состоит в том, что на этой высоте воздухозаборник индуцирует большие скорости V_{Γ} на поверхности раздела сред. Анализируя полученные графики, можно заметить, что на данной H при увеличении $\bar{\lambda}$ скорости V_{Γ} уменьшаются, что ведет к уменьшению интенсивности вихревых течений. Интенсивное снижение скоростей V_{Γ} наблюдается до значений $\bar{\lambda} = 0,48$.

При дальнейшем выдвигании панели темп снижения скоростей V_{Γ} замедляется. Можно сделать вывод, что при выдвигании панели на большие $\bar{\lambda}$ интенсивность вихревых течений снижается незначительно.

При $\bar{H} = 0,86$ картина аналогична предыдущим экспериментам. Отличия состоят в больших значениях скоростей V_{Γ} (рис. 5).

При выдвигании панели скорости V_{Γ} начинают уменьшаться. Следовательно, можно сделать вывод о том, что интенсивность вихревых течений уменьшается. На данной высоте \bar{H} потребное для интенсивного снижения скоростей V_{Γ} выдвигание панели больше и составляет $\bar{\lambda} = 0,60$. Дальнейшее выдвигание панели не приводит к существенному снижению скоростей V_{Γ} и вихревых течений, и последующее ее выдвигание нецелесообразно.

Данный вывод подтверждается результатами, представленными на рис. 5.

Анализируя графики экспериментально полученных зависимостей $V_{\Gamma} = f(\bar{H}, \bar{L}, \bar{\lambda})$ (рис. 3–5) и снимая с них значения скоростей $V_{\Gamma \max}$, получаем диаграмму $V_{\Gamma} = f(\bar{H}, \bar{\lambda})$ (рис. 6).

Анализируя данный график, можно заметить, что уменьшение \bar{H} ведет к увеличению максимальной скорости $V_{\Gamma \max}$. Однако выдвигание панели несколько снижает значение скоростей $V_{\Gamma \max}$, что должно вести к снижению интенсивности вихревых течений.

Снижение интенсивности вихревых течений препятствует попаданию посторонних предметов в канал входного устройства.

После проведения серий экспериментов было отмечено, что на сверхнизких высотах \bar{H} без выдвигания панели практически 100% посторонних предметов попадает в канал входного устройства. По мере выдвигания панели число посторонних предметов $K_{\text{ППП}}$, попавших внутрь воздухозаборного канала, уменьшается.

Так, при высоте $\bar{H} = 0,86$ и $\bar{\lambda} = 0$ в воздухозаборный канал попадает 100% посторонних предме-

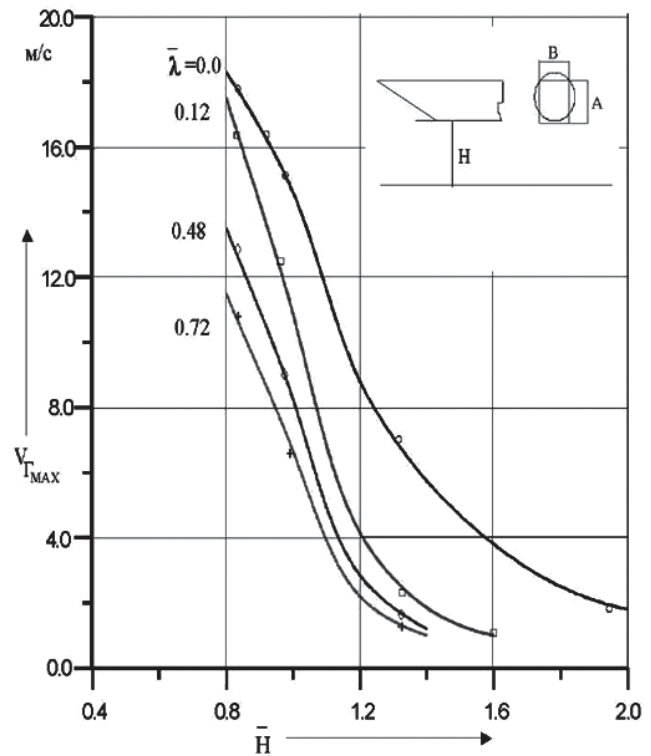


Рис. 6. Диаграмма изменения $V_{\Gamma \max}$ для входного устройства при изменении \bar{H}

тов, при $\bar{H} = 0,12$ число $K_{\text{ППП}}$ составило 99%, а при $\bar{\lambda} = 0,24$ — только 86,5%. Предотвращение попадания посторонних предметов в канал входного устройства начинает наблюдаться с величины $\bar{\lambda} = 0,60$ (рис. 6, 7). При данном положении панели посторонние предметы, находящиеся на поверхности раздела сред, могут под воздействием вихревых структур перемещаться, но в канал ВУ они не попадают. Это, очевидно, объясняется тем, что панель, по мере выдвигания, разрушает вихревой шнур, который связывает поверхность раздела сред со входом в воздухозаборный канал.

При дальнейшем выдвигании панели картина течения под входным устройством не изменяется. Посторонние предметы не попадают в канал входного устройства. Следовательно, на данной высоте \bar{H} дальнейшее выдвигание панели нецелесообразно. Данный вывод подтверждается результатами визуализации течений и результатами исследований скоростей V_{Γ} (см. рис. 3–5).

Увеличение \bar{H} ведет к снижению интенсивности вихревых течений, возникающих под входным устройством, а значит, и к снижению $K_{\text{ППП}}$ [20]. Выдвигание панели на данной высоте \bar{H} также ведет к снижению $K_{\text{ППП}}$.

При $\bar{H} = 0,98$

$K_{\text{ппп}} = 91,5\%$ при $\bar{\lambda} = 0$,

$K_{\text{ппп}} = 66,5\%$ при $\bar{\lambda} = 0,12$,

$K_{\text{ппп}} = 19\%$ при $\bar{\lambda} = 0,24$.

Полное предотвращение попадания посторонних предметов во входное устройство наблюдается при $\bar{\lambda} = 0,48$ (рис. 7).

Исходя из этого, можно сделать вывод, что дальнейшее выдвижение панели на данной высоте \bar{H} нецелесообразно. Этот вывод подтверждается результатами визуализации вихревых течений, параметрическими исследованиями воздушного потока, притекающего к входному устройству.

При $\bar{H} = 1,1$ и $\bar{\lambda} = 0$ коэффициент $K_{\text{ппп}} = 24,5\%$. Дальнейшее выдвижение панели также ведет к снижению $K_{\text{ппп}}$.

Полное предотвращение попадания посторонних предметов во входное устройство наблюдается при $\bar{\lambda} = 0,36$ (рис. 7). Анализируя данное явление, можно заметить, что увеличение $K_{\text{ппп}}$ в зависимости от \bar{H} ведет к тому, что потребное выдвижение панели $\bar{\lambda}$ для предотвращения попадания посторонних предметов во входное устройство уменьшается. Связанно это с тем, что при увеличении $K_{\text{ппп}}$ в зависимости от \bar{H} уменьшается интенсивность вихревых течений и соответственно уменьшается потребная величина выдвижения панели $\bar{\lambda}$, необходимая для снижения интенсивности вихря.

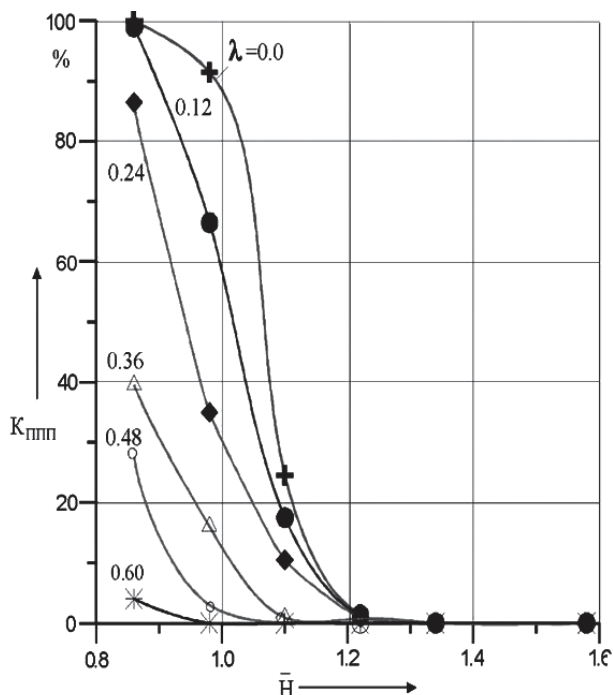


Рис. 7. Зависимость коэффициента $K_{\text{ппп}}$ от $\bar{\lambda}$ и \bar{H}

При $\bar{H} = 1,22$ и $\bar{\lambda} = 0$ коэффициент $K_{\text{ппп}} = 1,5\%$. Дальнейшее выдвижение панели на данной высоте \bar{H} расположения входного устройства также ведет к уменьшению числа посторонних предметов, попавших внутрь воздухозаборного канала рассматриваемого воздушного судна, и потребное выдвижение панели для полного предотвращения попадания посторонних предметов составляет $\bar{\lambda} = 0,24$.

Результаты исследований влияния высоты расположения воздухозаборника на интенсивность вихреобразования согласуются с экспериментальными и расчетными исследованиями других авторов, а предлагаемый способ защиты эффективен [20].

Выводы

По результатам исследований можно сделать выводы:

— панель по мере выдвижения на каждой фиксированной высоте \bar{H} снижает значения скоростей V_I под входным устройством, а следовательно, и интенсивность вихревых течений, что ведет к уменьшению количества посторонних предметов, попавших внутрь воздухозаборного канала;

— с увеличением высоты \bar{H} потребное выдвижение панели $\bar{\lambda}$ для предотвращения попадания посторонних предметов в воздухозаборный канал уменьшается. На больших высотах \bar{H} , когда интенсивность вихревых течений мала и, соответственно, вихревая структура не способна увлечь посторонние предметы в канал воздухозаборника, применение выдвижной панели нецелесообразно [20].

Библиографический список

1. Евдокимов А.И., Нескоромный Е.В., Марков Д.С. Экспериментальная установка для проведения специальных испытаний по оценке повреждаемости элементов авиационных силовых установок посторонними предметами // Насосы. Турбины. Системы. 2017. № 4(25). С. 35-42.
2. Леонтьев М.К., Берне А.Л. Обеспечение динамической прочности лопаток авиационных газотурбинных двигателей: принципы и практика // Вестник Московского авиационного института. 1998. Т. 5. № 2. С. 26-32.
3. Fulton G.B. Design and qualification of foreign object damage resistant turbofan blades // AIAA/SAE 11th Propulsion Conference, Anaheim, Sept. 1975. Paper №75-1313.
4. Голубев В.А., Котович А.В. Экспериментальное исследование моделей выходных устройств ВРД с реверсом тяги // Вестник Московского авиационного института. 1994. Т. 1. № 1. С. 20-27.
5. Рябов А.А., Романов В.И., Куканов С.С., Шмотин Ю.Н., Чупин П.В. Динамическое деформирование

- консольной пластины при ударе // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 3. С. 266-273.
6. Беседов Н.П. О подбрасывании предметов вихрем, образующимся под воздухозаборником // Ученые записки ЦАГИ. 1975. Т. 6. № 3. С. 99-104.
 7. Биксаев А.Ш., Сенюшкин Н.С., Калимуллин Р.Р., Белобровина М.В. Методы защиты авиационных ГТД от вредных воздействий окружающей среды в эксплуатации // Технические науки: традиции и инновации: материалы II Междунар. науч. конф. (Челябинск, октябрь 2013). Челябинск: Два комсомольца, 2013. С. 54-56. URL: <https://moluch.ru/conf/tech/archive/87/4187/>
 8. Комов А.А., Юрин С.П. Уровень защищенности авиационных двигателей отечественных воздушных судов от повреждений посторонними предметами // Научный вестник ГосНИИГА. 2014. № 4. С. 42-48.
 9. Комов А.А. Теоретические основы и технические решения для защиты авиационных двигателей от попадания твердых посторонних предметов с поверхности аэродрома: Дис. докт. техн. наук. — М., 2005. — 400 с.
 10. Комов А.А. Защищенность двигателей от твердых посторонних предметов, забрасываемых колесами шасси // XII Всероссийская научно-техническая конференция «Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского»: сборник докладов. М.: Издательский дом Академии имени Н.Е. Жуковского, 2015. С. 132-133.
 11. Пахомов С.В., Сафарбаков А.М. Методы и средства защиты газотурбинных двигателей воздушных судов от попадания посторонних предметов. — Ч. 2. — Иркутск: ИрГУПС, 2011. — 156 с.
 12. Colehour J.L., Farquhar B.W. Inlet Vortex // Journal of Aircraft. 1971. Vol. 8. No. 1, pp. 39-43. DOI: 10.2514/3.44224
 13. Cernoch L., Kachler H.B. Damage-tolerant fan blade design. — AIAA Paper №79-1119.
 14. Кизим В.Я., Комов А.А. Методы экспериментального исследования вихревых течений между воздухозаборниками и поверхностью аэродрома на натуральных самолетах // Проблема защиты ГТД от повреждений посторонними предметами: Сб. докладов всесоюзной научно-технической конференции. Жуковский: ЛИИ им. М.М. Громова, 1978. С. 32-33.
 15. Комов А.А. Расчетные исследования влияния компоновки силовой установки на самолете на вихревое течение // Конструкция и системы управления ГТД: Сб. научно-методических материалов. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2001. С. 35-49.
 16. Комов А.А. Расчетные исследования влияния компоновки силовой установки на самолете на вихревое течение // Научный вестник МГТУГА. 2005. № 90. С. 123-128.
 17. Слободкина Ф.А., Малинин В.В. Исследование методами математического моделирования обтекания мотогондолы авиадвигателя при взлете с аэродрома // Двигатель. 2009. № 3(63). С. 4-7.
 18. Launder B.E. and Spalding D.B.B. The Numerical Computation of Turbulent Flows // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. 1974. Vol. 3. Issue 2, pp. 269-289. DOI: 10.1016/0045-7825(74)90029-2
 19. Комов А.А., Евдокимов А.И. Расчетные и модельные исследования влияния компоновки силовой установки самолета на вихреобразование // Международный авиационно-космический салон (Жуковский, 14-19 авг. 2001): Сб. докладов. М.: Издат. дом «РА Интервестник», 2001. С. 85-89.
 20. Слободкина Ф.А., Малинин В.В. Вихреобразование в несимметричном газодинамическом потоке и движение твердых частиц в поле течения // Авиационно-космическая техника и технология. 2006. № 10(36).

AIRCRAFT AIR INTAKES LOCATION IMPACT ON VORTEX FORMATION INTENSITY

Panov S.Yu., Kovalev A.V., Aisin A.K.* , Achekin A.A.

*Air force academy named after professor N.E. Zhukovskii and Y.A. Gagarin,
54a, Starykh Bol'shevikov str., Voronezh, 394064, Russia*

** e-mail: aisin_alex@mail.ru*

Abstract

There are many ways to protect gas turbine engines from foreign objects ingress from the surface of the airfield, but up to now the problem remains relevant. Experimental studies suppose performing model studies of the dependence of the vortex formation intensity to the intake units on the height of their location, and evaluation of the technique of vortex intensity reduction through the retractable panel application.

The novelty of the study consists in the presence of the cutting-off aerodynamic surface, representing the onboard protective device in the form of retractable panel under the lower edge of the air intake channel, at the inlet of the air intake. Physical essence of the measures being developed lies in selection of the retractable panel shape and location of the.

To obtain reliable results of experimental studies, the requirements for selection of assumptions and boundary

conditions, compliance with similarity and experimental results processing were fulfilled.

Static pressure receivers were installed into the flow path of air intake channel at a distance of $5D_{eq}$ from the inlet plane. It allowed the flow speed measuring in inlet unit channel.

At the first stage, the vortex formation visualization was being performed. The media interface was being filled by the water together with the coloring liquid.

The media interface was filled with water together with the coloring liquid. Vortex cords occurred on the surface and their characteristic states were determined. The geometry of the inlet unit model was being changed by the panel extension from the lower rim of the inlet unit by a certain length $\bar{\lambda}$. By consistently changing the height \bar{H} and the length of the panel extension $\bar{\lambda}$, the development of vortex flows was recorded with by photo and a video cameras.

Experimental studies on obtaining a quantitative picture of the flow in the form of $V_r = f(\bar{H}, \bar{L}, \bar{\lambda})$ and $V_{rmax} = f(\bar{H}, \bar{\lambda})$ were performed similarly to the above said. The sensing element of the TTM2 thermo-anemometer was moving at a certain height of h from the media interface along the midline of the inlet unit. It was measuring the speed V_G . This speed was measured at the intervals of $\bar{L} = 0,24$ length.

The comparative analysis of the proposed protection method of is difficult and can be performed only indirectly according changing the vortex formation intensity depending on the height of the air intake model.

The following conclusions were drawn as the result of the study:

- While advancing at each fixed height H , the panel reduces by half the speed values V_G under the inlet unit;
- With the height of H increase, the required panel protraction $\bar{\lambda}$ for preventing the foreign objects ingress into the air inlet channel becomes smaller.

Keywords: experimental studies, vortex, vortex formation intensity, air intake, gas-turbine engine, protection method, foreign objects ingress.

References

1. Evdokimov A.I., Neskromnyi E.V., Markov D.S. *Nasosy. Turbiny. Sistemy*, 2017, no. 4(25), pp. 35–42.
2. Leont'ev M.K., Berne A.L. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 1998, vol. 5, no. 2, pp. 26-32.
3. Fulton G.B. Design and qualification of foreign object damage resistant turbofan blades. *AIAA/SAE 11th Propulsion Conference, Anaheim, September 1975*. Paper №75-1313.
4. Golubev V.A., Kotovich A.V. *Vestnik Moskovskogo Aviatsionnogo instituta*, 1994, vol. 1, no. 1, pp. 20-27.
5. Ryabov A.A., Romanov V.I., Kukanov S.S., Shmotin Yu.N., Chupin P.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2011, vol. 18, no. 3, pp. 266-273.
6. Besedov N.P. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1975, vol. 6, no. 3, pp. 99-104.
7. Biksaev A.Sh., Senyushkin N.S., Kalimullin R.R., Belobrovina M.V. *Materialy II Mezhdunarodnoi nauchnoi konferentsii "Tekhnicheskie nauki: traditsii i innovatsii" (Chelyabinsk, October 2013)*, Chelyabinsk, Dva komsomol'tsa, 2013, pp. 54-56. URL: <https://moluch.ru/conf/tech/archive/87/4187/>
8. Komov A.A., Yurin S.P. *Nauchnyi vestnik GosNIIGA*, 2014, no. 4, pp. 42-48.
9. Komov A.A. *Teoreticheskie osnovy i tekhnicheskie resheniya dlya zashchity aviatsionnykh dvigatelei ot popadaniya tverdykh postoronnikh predmetov s poverkhnosti aerodrome* (Theoretical foundations and technical solutions for aircraft engines protection from foreign solid objects ingress from the airfield surface). Doctor's thesis, Moscow, GosNIIGA, 2005, 400 p.
10. Komov A.A. *Materialy XII Vserossiiskoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii "Nauchnye chteniya po aviatsii, posvyashchennye pamyati N.E. Zhukovskogo"*, Moscow, Izdatel'skii dom Akademii imeni N.E. Zhukovskogo, 2015, pp. 132-133.
11. Pakhomov S.V., Safarbakov A.M. *Metody i sredstva zashchity gazoturbinnnykh dvigatelei vozdushnykh sudov ot popadaniya postoronnikh predmetov* (Methods and means of aircraft gas turbine engines protection from foreign objects ingress), Irkutsk, IrGUPS, 2011. Part 2, 156 p.
12. Colehour J.L., Farquhar B.W. Inlet Vortex. *Journal of Aircraft*, 1971, vol. 8, no. 1, pp. 39-43. DOI: 10.2514/3.44224
13. Cernoch L., Kachler H.B. *Damage-tolerant fan blade design*. AIAA Paper №79-1119.
14. Kizim V.Ya., Komov A.A. *Materialy Vsesoyuznoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii "Problema zashchity GTD ot povrezhdenii postoronnimi predmetami"*, Zhukovskii, LII im. M.M. Gromova, 1978, pp. 32-33.
15. Komov A.A. *Konstruktivnaya i sistemy upravleniya GTD. Sbornik statei*, Moscow, VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2001, pp. 35-49.
16. Komov A.A. *Nauchnyi vestnik MGTUGA*, 2005, no. 90, pp. 123-128.
17. Slobodkina F.A., Malinin V.V. *Dvigatel'*, 2009, no. 3(63), pp. 4-7.
18. Launder B.E. and Spalding D.B. B. The Numerical Computation of Turbulent Flows. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. 1974, vol. 3, issue 2, pp. 269-289. DOI: 10.1016/0045-7825(74)90029-2
19. Komov A.A., Evdokimov A.I. *Mezhdunarodnyi aviatsionno-kosmicheskii salon (Zhukovskii, 14-19 August 2001)*. *Sbornik statei*. Moscow, RA Interinvestnik, 2001, pp. 85-89.
20. Slobodkina F.A., Malinin V.V. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*. 2006. № 10(36).