

УДК 629.735.35

Вычислительный эксперимент для анализа работы вертолета с водосливным устройством

И.В.БОРИСОВ , А.В.ЦИПЕНКО

Аннотация

В работе предложена методика моделирования сброса жидкости из водосливного устройства (ВСУ) на внешней подвеске (ВП) вертолета. Для численного эксперимента используется пакет программ FlowVision. Предлагается приближенная методика определения потока от несущего винта (НВ), основанная на использовании экспериментальных данных о потоке от НВ на различных режимах полета и известных зависимостях вертикальной скорости от радиуса под плоскостью НВ. Моделирование колебаний контейнера на ВП проводится в предположении абсолютной жесткости системы «трос+груз». В качестве очага пожара принята емкость для хранения нефтепродуктов в форме круглого цилиндра. Для демонстрации предлагаемого подхода к проведению численного эксперимента проведен расчет для вертолета Ка-32, который движется прямолинейно и равномерно со скоростью 38 км/ч. Разработанная технология численного эксперимента может использоваться для отработки конструктивных решений и тактики применения вертолетов при тушении пожара.

Ключевые слова

вертолет; водосливное устройство; численный эксперимент

Введение

Необходимость оперативного противодействия пожарам требует создания и совершенствования противопожарных вертолетов. В настоящее время наиболее широко применяются слив тушащей жидкости из ВСУ, установленных на борту или ВП вертолета.

Основной проблемой применения таких способов тушения является, помимо безопасности полета, доставка тушащей жидкости в очаг пожара в нужной концентрации.

На эффективность¹ использования вертолета влияют путевые скорость и ускорение, турбулентность атмосферного воздуха и восходящий поток от очага пожара, поток от несущего винта (НВ), положение и конструкция форсунок или выходного отверстия контейнера. Все эти факторы необходимо учитывать при разработке и использовании соответствующей системы пожаротушения. В настоящее время успех разработки и применения таких систем зависит исключительно от накопленного экспериментального материала. Это повышает цену инженерной ошибки при проектировании, так как летный эксперимент дорог и не охватывает наиболее экстремальные ситуации. В связи с этим представляет интерес численный эксперимент, который дешевле и безопаснее натурального.

Основная информация о применении вертолетов при тушении пожара содержится в инструкциях соответствующих министерств (МЧС, Минлесхоз и др.) и технических отчетах по результатам испытаний, например [1,13]. Теоретические работы связаны с моделированием отдельных явлений (поток от НВ вертолета, движение термика и восходящий поток, колебания груза на ВП и т.д.). Комплексный учет различных факторов проводится при весьма существенном упрощении задачи. Это связано с большим размером расчетной области, разномасштабностью объектов (вертолет, лопасть НВ, капля жидкости) и, как следствие, необходимостью использовать значительные вычислительные мощности и уникальные программные коды при обычном подходе к задаче.

Таким образом, цель работы: предложить методику моделирования такого процесса, как сброс тушащей жидкости из устройства на ВП вертолета на очаг пожара с комплексным учетом всех перечисленных выше факторов.

1. Постановка задачи. Физическая модель процесса распыления частиц с устройства на внешней подвеске вертолета.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие проблемы:

- моделирование индуктивного потока НВ;
- моделирование колебаний контейнера на ВП;
- моделирование турбулентности атмосферы и течения воздуха в зоне пожара;
- расчет траекторий частиц.

¹ Под эффективностью здесь понимается отношение тушащей жидкости, попавшей в очаг пожара, к общему количеству сброшенной жидкости.

Наиболее сложная проблема - получить поле скоростей от НВ. Традиционно используемые методики расчета потока от НВ (например, [4,19]) позволяют определять среднюю скорость в зависимости от радиуса и расстояния от диска НВ. Однако рассеивание частиц, дисперсность капель определяются не средними, а мгновенными скоростями в зоне груза на ВП. Таким образом, существует проблема получения нестационарного поля скоростей под НВ, соответствующего экспериментальным данным. В данной работе предлагается приближенная расчетно-экспериментальная методика определения потока от НВ, основанная на использовании экспериментальных данных о потоке НВ на различных режимах полета и известных зависимостях вертикальной скорости от радиуса под плоскостью НВ. Представив нижние плоскости лопастей как источники воздушных струй, а верхние – как стоки (чтобы компенсировать прирост массы воздуха), можно подобрать распределение скорости по радиусу лопасти так, чтобы итоговая струя от НВ совпадала с наблюдаемой экспериментально при соответствующей полетной скорости. Этот подход в упрощенной постановке использовался, например, в работе [22].

Так как речь идет всего о нескольких типах вертолетов, то этот подход позволяет существенно снизить требования к ЭВМ и сократить время расчетов, относительно недорог и максимально учитывает реальную форму ЛА и положения лопастей НВ. В открытой печати публиковались результаты экспериментов для Ка-32 [2], поэтому ниже рассматривается распыление воды с этого ЛА.

В качестве очага пожара в работе принята емкость для хранения нефтепродуктов в форме круглого цилиндра [23]. Горит бензин. Скорость выгорания полагалась равной 30 см/час [23], то есть массовый расход продуктов сгорания, с учетом стехиометрического соотношения (для бензина около 14 [17]), с поверхности емкости (диаметр 12 м) составляет 84.7 кг/с. Так как имеет место заметное изменение высоты, то граничные условия учитывают уменьшение давления с высотой в приближении изотермической экспоненциальной атмосферы. Горение сопровождается значительным притоком воздуха в зону пламени, а скорость выгорания известна из экспериментов, поэтому очаг пожара моделируется в виде источника горячего газа с известным расходом. Соответствующий приток воздуха моделируется в виде кольцевого стока по верхней кромке емкости с топливом.

Турбулентность атмосферы необходимо учитывать при движении частицы вне области влияния индуктивного потока НВ. Это происходит при распылении на больших скоростях или с большой высоты. Не рассматриваются очень мелкие частицы, у которых скорость витания близка к пульсационной скорости воздуха и которые практически не падают на землю. Турбулентность атмосферы моделировалась в соответствии с методикой,

изложенной в [3], заданием соответствующих условий на границах расчетной области. Параметры в расчетах соответствует открытой равнине с травой высотой до 0.2 м и небольшим числом отдельных препятствий.

Моделирование слива жидкости из устройства на ВП возможно различными способами. Можно использовать теорию распада жидкой струи [5], известны расчетно-экспериментальные подходы, когда для определения точки распада струи и дисперсности аэрозольного потока используются аппроксимации экспериментальных данных [14], ещё один подход – прямое совместное решение уравнений гидрогазодинамики для двух сред (воды и воздуха), с определением формы границы раздела сред. Для оценки справедливости такого подхода проведено моделирование распада сплошной струи жидкости с учетом сил поверхностного натяжения.

При сливе жидкости сплошной струей необходимо определить протяженность сплошного участка жидкой струи. После этого крупные фрагменты жидкости заменяются на капли, размер которых определяется критическим числом Вебера. Так как основной механизм распада струи жидкости – аэродинамическое воздействие, можно определить массовую долю и дисперсный состав капель по аппроксимациям для аэродинамического дробления капель в сносящем потоке [14,20].

При сливе жидкости через распылители объемная доля капель на основном участке траектории их падения (за исключением малой области вблизи форсунки или выходного отверстия контейнера) не превышает 10^{-3} , то есть можно рассчитывать движение каждой капли отдельно, не учитывая их влияние друг на друга. Основные силы, действующие на частицу – это силы аэродинамического сопротивления и тяжести.

Работ, посвященных определению параметров колебаний для различных типов вертолетов и различных конструкций на ВП, достаточно много (см., например, [7-9,15]). Возможности пакета программ FlowVision позволяют получать колебания относительно подвижной точки вращения для абсолютно жесткого тела путем определения результирующей силы давления по поверхности тела. Этот подход и использовался в работе.

2. Математическая модель. Метод расчета.

Ограничимся случаем, когда непрерывную фазу (газ) можно считать сплошной средой, что касается дискретной фазы (жидкости), то рассматривается поведение отдельных капель. Этот подход был выбран как наиболее удобный при численном моделировании. Здесь можно отметить следующий недостаток: для экономии вычислительных ресурсов

траектории больших групп капель полагаются одинаковыми, что не позволяет учесть столкновение капель внутри группы и, следовательно, дополнительный разброс капель.

Для решения системы уравнений математической модели (ММ) был взят метод конечного объема, реализованный в коммерческом пакете прикладных программ FlowVision [16]. Это вызвано способностью метода рассчитывать все поле течения без выделения особенностей и подходящими возможностями при задании граничных условий.

Система уравнений включает трехмерные уравнения Навье-Стокса для сжимаемого потока и стандартную (по терминологии документации к FlowVision) k-ε модель турбулентности.

Основные параметры течения (скорость V , температура T , давление P , турбулентная энергия k , скорость диссипации турбулентной энергии ϵ) связаны известными законами сохранения [11,16]. Максимальный размер капель D_p определяется по критическому числу Вебера $We_{крит}$ из выражения

$$D_p = We_{крит} \cdot \sigma / (\rho_g \cdot |\mathbf{V}_g - \mathbf{V}_p|^2),$$

здесь σ – коэффициент поверхностного натяжения вещества капли, \mathbf{V}_g , \mathbf{V}_p - скорость газа и капль соответственно, ρ_g - плотность газа, а $We_{крит}$ полагался равным 12 (если использовать данные о величине максимальной скорости у вертолетного опрыскивателя ВОП-3 на ВП, полученные при моделировании колебаний, то размер капель получается около 1.44 мм). В работе диаметр капель определялся исходя из максимальных и минимальных скоростей в зоне слива из ВСУ по числу Вебера.

В диапазоне параметров задачи ($D_p < 500$ мкм, $|\mathbf{V}_g - \mathbf{V}_p| < 100$ м/с) отличие различных формул для коэффициента сопротивления сферы в равномерном потоке газа Cd_0 невелико [6], поэтому в расчетах используется формула:

$$Cd_0 = 21.12/Re_p + 6.3/Re_p^{0.5} + 0.25$$

где Re_p - число Рейнольдса, определенное по диаметру капли.

Так как в потоке газа мы имеем дело не с жесткой сферой, то используется поправка В.Е.Алемасова и др. на деформацию капли [18]:

$$C_{We} = 15 \text{ при } We > 30,$$

$$C_{We} = \exp(0.03 \cdot We^{1.5}) \text{ при } We \leq 30.$$

Алгоритм расчета концентрации жидкости на земной поверхности состоит из определения точек падения частиц и соответствующей суммарной концентрации частиц в следе на поверхности земли с учетом смещения зоны падения частиц.

Для замыкания системы необходимы условия на границах. В качестве граничных условий были выбраны известные равномерный поток, набегающий на ЛА, и атмосферное

давление, абсолютное прилипание воздуха к земной поверхности, движущейся относительно ЛА со скоростью полета. Отметим, что при использовании для решения системы уравнений пакета программ основная проблема при проведении численного эксперимента смещается из области выбора численного метода и программирования в область правильной постановки граничных условий и выбора оптимальной сетки, а также соответствующего сценария численного эксперимента, так как решаются нестационарные уравнения.

3. Моделирование индуктивного потока НВ, поля скоростей вокруг вертолета и контейнера на ВП, восходящего потока от очага пожара, слива жидкости.

3.1. Моделирование индуктивного потока НВ, поля скоростей вокруг вертолета и контейнера на ВП.

Были выполнены расчеты для вертолета Ка-32 с ВОП-3 и ВСУ (масса 3 тонны, расстояние от фюзеляжа до верхней кромки емкости 11 м) на ВП. На рис. 2 приведены результаты расчета в системе координат, связанной с вертолетом, движущимся прямолинейно и равномерно. Распределение скорости вдоль лопасти приведено на рис. 1. Из сравнения положения тестовых частиц (они показывают концевые вихри) и зоны максимального модуля скорости на виде сбоку (рис. 2-б) с экспериментально полученными положениями концевых вихрей (рис. 2-а) ясно, что выбранное в расчетах распределение скорости по радиусу НВ дает струю, близкую экспериментальной. Поле модуля скорости (показано на рисунках цветной заливкой) и вертикальные скорости (графики на видах сбоку) в струе НВ в плоскости симметрии ЛА соответствуют картине течения в таких потоках.

Расчеты показали, что такое распределение удается подобрать, руководствуясь общей теорией НВ [19]. Отметим, что для всего диапазона скоростей полета используется одно и то же распределение скорости по радиусу НВ. Это позволяет сократить число экспериментов по определению скорости под НВ.

Из численных экспериментов видно, что ВОП-3 выходит из струи НВ на скорости полета, большей 40 км/ч, а заметный (более 10°) скос потока, вызванный струей НВ, сохраняется в зоне ВОП-3 до скорости полета около 100 км/ч. Следовательно, на малых скоростях основное влияние на разброс частиц или капель оказывает струя НВ, а не турбулентность атмосферы.

Минимально необходимая сетка в зоне НВ приведена на рис.3. Максимальный расчетный шаг определяется из условия, что число Куранта < 1 .

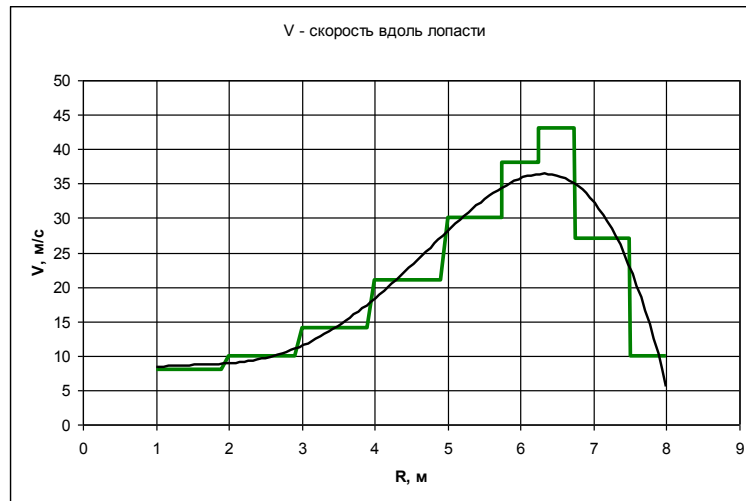
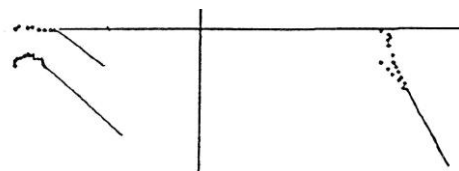
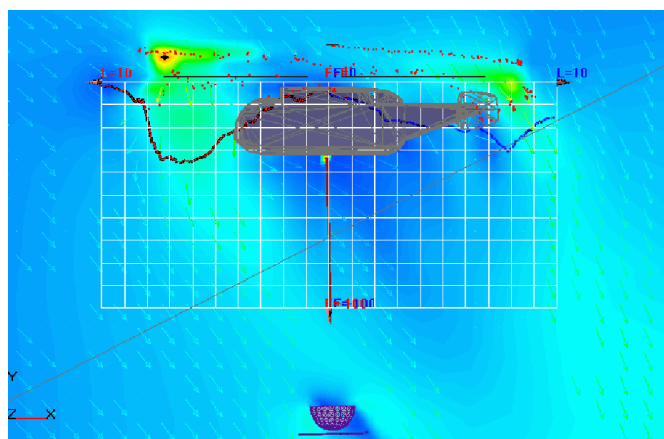


Рис. 1. Распределение скорости по радиусу НВ.



а)



б)

Рис. 2. Скорость полета 37,6 км/ч, а) Эксперимент [2], точками показаны положения концевых вихрей в плоскости симметрии ЛА; б) Расчет («мгновенный снимок»), стрелками показано поле скоростей в продольной плоскости симметрии в системе координат, связанной с ЛА, красный график – вертикальные скорости под винтами на азимуте 180° , синий график – вертикальные скорости под винтами на азимуте 0° ; заливкой показано поле модуля скорости (красный цвет соответствует 60 м/с, синий 0 м/с); красные точки – тестовые частицы диаметром 1 мкм и плотностью 50 кг/м^3 , выпущенные из торцов лопастей для визуализации концевых вихрей. Масса ВОП-3 3000 кг.

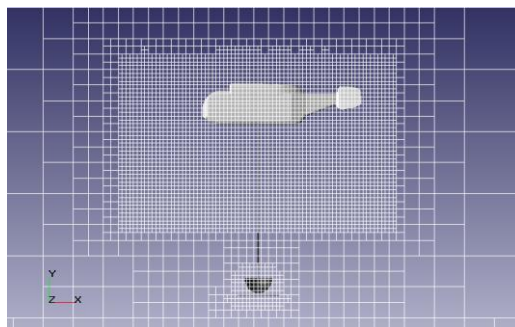


Рис. 3. Минимально необходимая расчетная сетка для обеспечения совпадения с данными летного эксперимента.

3.2. Моделирование колебаний контейнера на ВП.

Распределение частиц по земной (водной) поверхности не в последнюю очередь зависит от пространственного положения и скорости ВСУ, поэтому для оценки площади покрытия частицами необходимо моделировать колебания ВСУ на ВП. В первом приближении полагаем, что ЛА движется прямолинейно и равномерно, то есть колебания ВСУ вызваны только аэродинамическими силами (иными словами, ускорение точки подвеса не учитывается). При таком подходе необходимо определить распределение давления по поверхности ВСУ и точку приложения результирующей силы. ВСУ постепенно опорожняется, поэтому у него меняется положение центра масс. Координаты центра масс, массовый расход и скорость истечения вводятся в расчет как функции времени. Форма ВСУ полагается неизменной (абсолютно жесткое тело). Подвесной трос также полагался жестким стержнем, ВП имеет одну точку вращения – у корпуса вертолета.

Предварительно можно предположить, что колебания ВСУ на ВП при равномерном прямолинейном движении точки подвеса очень близки к колебаниям соответствующего математического маятника [21], для которого период колебаний не зависит от массы груза:

$$T = 2\pi(s/g)^{1/2} \quad (3.1)$$

где s – расстояние от точки подвеса до центра масс. Однако на груз, помимо силы тяжести, действует и сила аэродинамического сопротивления, поэтому были проведены расчеты, моделирующие колебания ВОП-3 различной массы (от 3000 до 1240 кг). Предельные положения ВОП-3 показаны на рис. 4 [22].

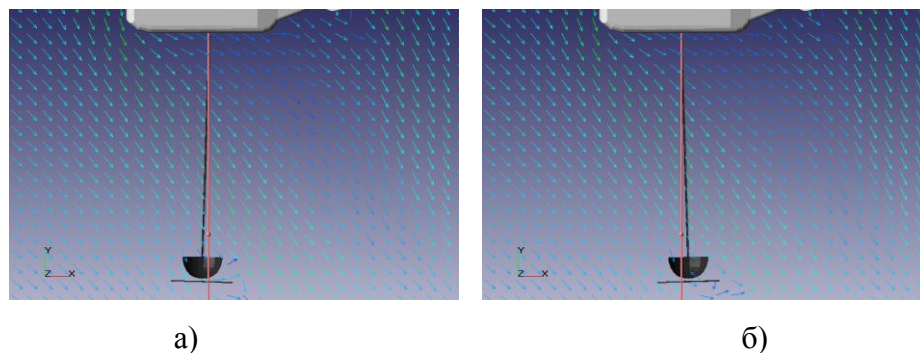


Рис. 4. Крайние положения ВОП-3 при равномерном движении Ка-32 со скоростью 37.5 км/ч. Стрелки показывают направление скорости в системе координат, связанной с ЛА.

Из результатов расчетов видно, что груз колеблется в плоскости, практически совпадающей с плоскостью симметрии ЛА (отклонение составляет не более 2^0 и вызвано отсутствием симметрии струи НВ относительно плоскости симметрии ЛА). Амплитуда и период колебаний практически не меняются при изменении массы груза, то есть груз можно считать математическим маятником с достаточно высокой точностью. Однако период его колебаний составляет 6.55 с, а формула (3.1) дает 6.65 с. Различие вызвано вертикальной составляющей силы аэродинамического сопротивления. Важно отметить, что амплитуда колебаний не превышает 0.5 м, поэтому можно предположить, что в рассматриваемых случаях (при равномерном прямолинейном движении) колебания ВСУ на ВП не окажут сколько-нибудь значительного влияния на распределение частиц по земной поверхности. На практике это означает, что наблюдаемые значительные колебания массивного груза вызваны ускоренным перемещением точки подвеса.

3.3. Моделирование восходящего потока от очага пожара.

Расчет проводился с учетом приведенных в п. 1 допущений в системах координат, связанных с землей и с движущимся прямолинейно летательным аппаратом. Если пренебречь турбулентностью, то, в отсутствие движения воздуха, восходящий поток должен представлять дозвуковую осесимметричную струю. Такой результат был получен в результате расчета (рис. 5). Отметим, что скорость этого потока максимальна не вблизи очага пожара, а при некотором повышении высоты и не превосходит 25 м/с, что согласуется с результатами работ других авторов [10].

При сносящем потоке малой интенсивности (скорость 0.5 м/с) восходящий поток деформируется, в нем возникают периодические колебания, что соответствует наблюдаемой

картине восходящего потока от очага пламени. Очень близкие результаты были получены как в системе координат, связанной с землей, так и в системе координат, связанной с движущимся прямолинейно летательным аппаратом (рис. 6а и рис. 6б). Также расчеты показали, что при моделировании потока от очага пожара такое средство FlowVision, как динамически перестраиваемая сетка, позволяет получить поток с параметрами, соответствующими реальности. Также пришлось решать проблему выбора расчетной схемы. После серии пробных расчетов была выбрана «стандартная» численная схема (см. [16]).

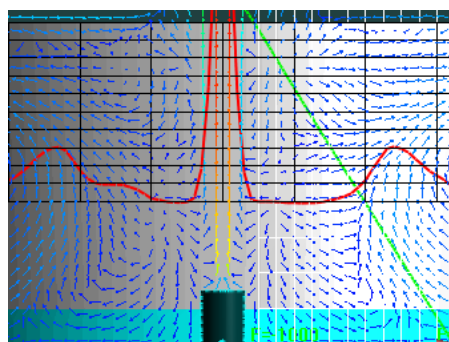


Рис. 5. Параметры воздуха у очага пожара (емкость для хранения нефтепродуктов) в системе координат, связанной с землей. Поле скоростей, зеленая линия – график изменения давления, красная – график вертикальной компоненты скорости.

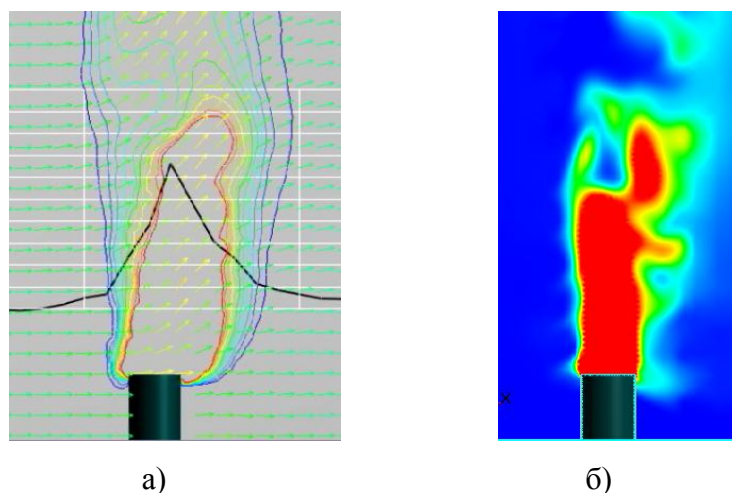


Рис. 6. а) Восходящий поток (изолинии температуры и вектора скорости) от очага пожара в системе координат, связанной с вертолетом, движущимся прямолинейно и равномерно. б) Восходящий поток (раскраска поля температуры) от очага пожара в системе координат, связанной с землей.

Ещё одним важным моментом при проведении численного эксперимента в системе координат, связанной с движущимся прямолинейно ЛА, является размер расчетной области. Он должен быть таким, чтобы к моменту сближения емкости и вертолета восходящий поток сформировался полностью (как минимум достиг верхней границы расчетной области). Фактически в расчетах моделировалась история развития пожара от момента воспламенения в течении 50 - 500 секунд. Общий вид расчетной области, достаточной для получения близкого к реальности восходящего потока в системе координат, связанной с движущимся прямолинейно и равномерно со скоростью 38 км/час ЛА, приведен на рис. 7.

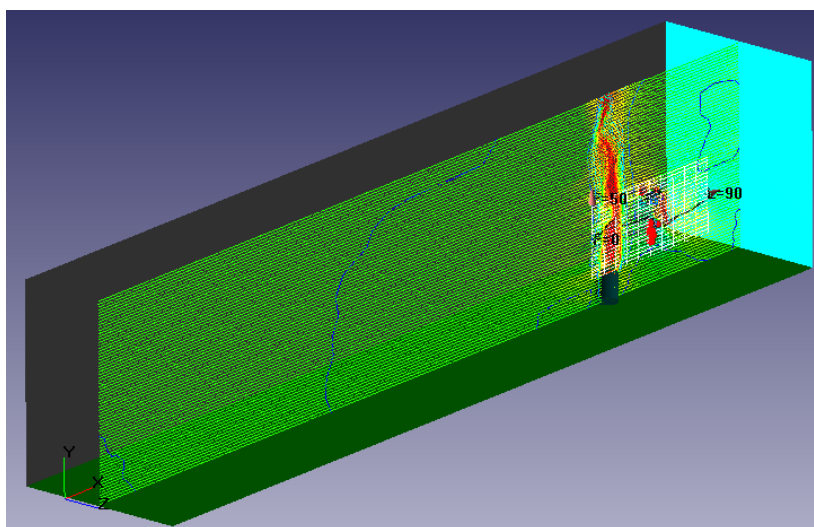


Рис. 7. Прямоугольная расчетная область размерам 500 м (длина), 110 м (высота), 100 м (ширина), использовавшаяся при моделировании слива жидкости на очаг пожара в системе координат, связанной с движущимся прямолинейно и равномерно летательным аппаратом

4. Моделирование слива жидкости из водосливного устройства (ВСУ) на внешней подвеске вертолета.

Слив жидкости первоначально моделировался по модели со свободной поверхностью и с учетом поверхностного натяжения. Расход воды составлял 780 кг/с, что соответствует работе ВСУ-5. Из рис. 8 видно, что участок сплошной струи практически отсутствует, поэтому, для сокращения времени численного эксперимента, можно не учитывать этот участок, полагая, что капли известного диаметра вылетают сразу из сливного отверстия.

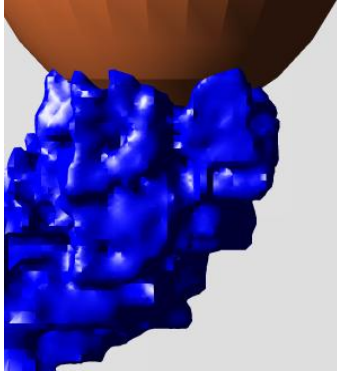


Рис. 8. Поверхность струи (показана синим цветом, объединяет ячейки, в которых половина объема занята водой) при сливе из ВСУ на скорости 38 км/ч. Вид сбоку.

4.1. Моделирование слива воды из ВОП-3 на внешней подвеске вертолета Ка-32 через распылители.

В работе [22] было проведено моделирование работы ВОП-3 на вертолете Ка-32 при скорости 38 км/ч с применением распыливающих устройств. Для этого случая имеются экспериментальные данные (НПО «ПАНХ»), что позволяет проверить работоспособность предлагаемой методики. Ниже приведены некоторые результаты. Использовалась система координат, связанная с вертолетом. Также использовалась прямоугольная адаптивная расчетная сетка, приведенная на рис. 9 (точки визуализируют поток капель). Сравнение с результатами, полученными на более мелкой сетке, показало, что используемой сетки достаточно для определения точек приземления частиц с точностью 20 см. На рис. 10,11 представлены результаты расчета в некоторый момент времени («мгновенный снимок»).

Видно, что часть распыливающего устройства (в задней полусфере ВОП-3) попадает в так называемую «тень», где сильны боковые пульсации скорости воздуха, поэтому капли из этой зоны будут рассеиваться максимально. Также видно, что максимально деформируются траектории капель, вытекающих из задней полусферы ВОП-3 (см. рис. 11-а). Капли, вытекающие из распылителей передней полусферы, отклоняются менее сильно и в одном направлении. Это вызвано тем, что капли из задней полусферы попадают в вихревой след и струю от НВ, которая разворачивается при взаимодействии с земной поверхностью. Именно этим разворотом определяется ширина орошаемой полосы. Синий цвет на рис. 11 соответствует концентрации воды на земле более 200 гр/м². Видно, что основная масса капель, вытекающих из распылителей передней полусферы, падает на землю в полосе шириной около 6 м, остальные капли разлетаются более широко.

Из рис. 11 видно, что ширина смоченной полосы, куда попадает основная доля воды, составляет 12 ± 1 м, что полностью согласуется с результатами экспериментов «ПАНХ». На этих рисунках приведены графики распределения концентрации воды, выпавшей на землю в некоторый момент времени (несколько сечений). $F=0.2$ означает, что точка оси у коричневой стрелки-треугольника (расположены на верхней кромке рисунка) соответствует 0.2 кг/м^2 . Диаметр ВОП-3 (черный круг) равен 3 м. Итоговое количество воды на земле можно определить суммированием соответствующих графиков (с учетом смещения со скоростью полета всей картинке по отношению к неподвижной земной поверхности). В работе [12] было показано, что итоговое распределение близко к нормальному².

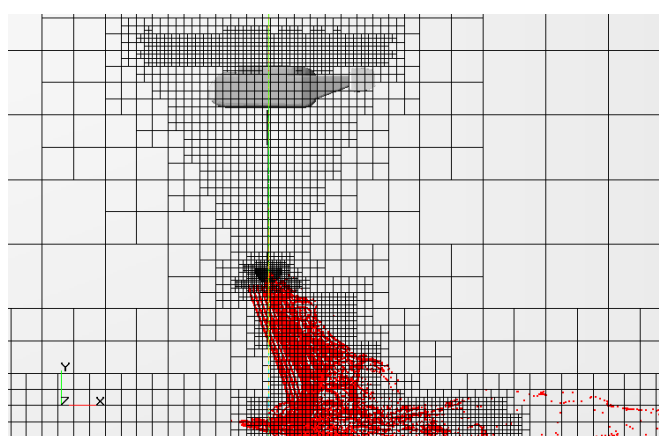


Рис. 9. Расчетная сетка (вид сбоку). Точки визуализируют поток капель.

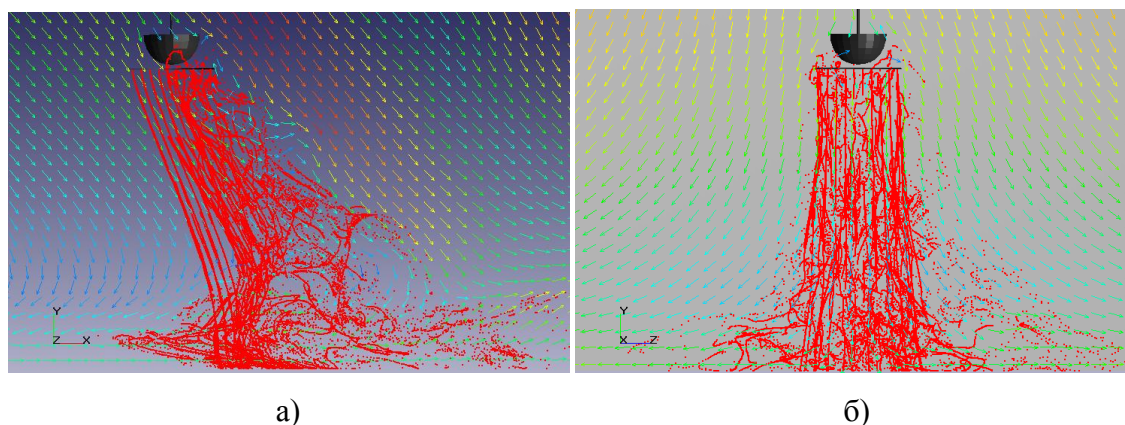


Рис. 10. Слив воды из ВОП-3 (движение слева направо) на Ка-32 при скорости полета 37,5 км/ч («мгновенный снимок»). Красные точки визуализируют поток воды. а) вид сбоку; б) вид спереди.

² Решалась задача определения зоны орошения при использовании Ил-76П.

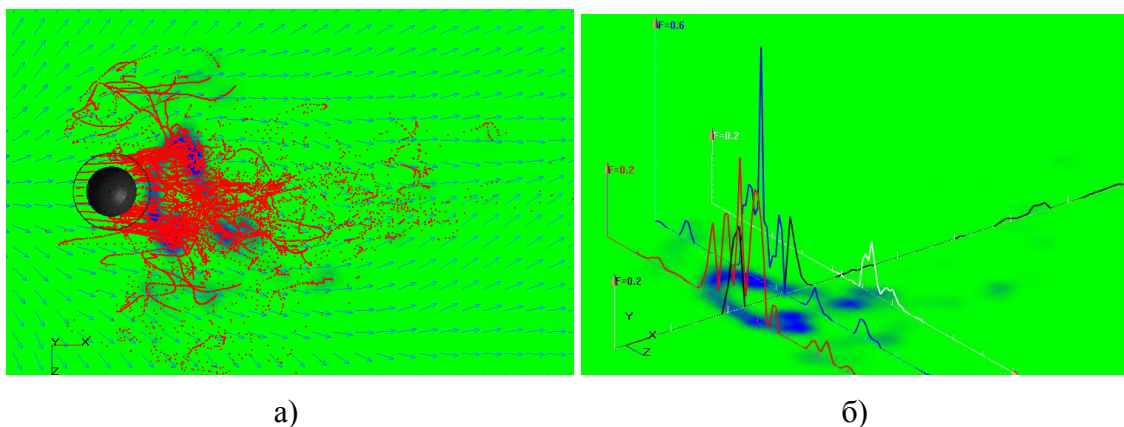


Рис. 11. Слив воды из ВОП-3 на Ка-32 при скорости полета 37,5 км/ч («мгновенный снимок», вид сверху). Синий цвет соответствует концентрации воды на земле более 200 гр/м². Красные точки визуализируют поток воды. а) вид сверху; б) Распределение концентрации воды, выпавшей на землю в некоторый момент времени (заливка цветом и несколько сечений). F=0.2 означает, что эта точка оси соответствует 0.2 кг/м².

Изометрическое изображение.

4.2. Моделирование слива воды из водосливного устройства на внешней подвеске вертолета Ка-32 из большого отверстия на очаг пожара.

Для демонстрации предлагаемого подхода к проведению численного эксперимента с учетом комплексного взаимодействия потока от НВ, восходящего потока от очага пожара, колебаний ВСУ и потока капель жидкости был проведен расчет в системе координат, связанной с вертолетом. Вертолет движется прямолинейно и равномерно со скоростью 38 км/ч. Сброс воды происходит из ВСУ массой 3 тонны с расходом 800 л/с. Максимальный диаметр капель 4 мм. Моделирование проведено, на основании результатов п. 3, для варианта мгновенного распада струи жидкости на капли. Из результатов расчета видно, что капли должны быть крупнее 1.5 мм, а для этого необходимо изменить скорость полета так, чтобы ВСУ не был в зоне максимальных скоростей от НВ. На рис. 12 хорошо виден участок разделения потоков капель меньшего и большего диаметра при сливе воды с расходом 50 л/с. При увеличении расхода до 800 л/с сепарация капель заметно снижается. Это объясняется тем, что большой поток капель увлекает за собой окружающий газ, заметно меняя поле скорости газа в окрестности дробящейся струи жидкости.

Из рис. 13 видно, что на подлете к очагу пожара ВСУ практически не раскачивается, что свидетельствует о слабом влиянии аэродинамических сил на массивный груз. Поток воды падает практически вертикально, так как его импульс значительно превосходит

импульс газа на линии падения. Вертикальная скорость в восходящем потоке составляет на высоте ВСУ около 18 м/с. По рис. 14 видно, как с увеличением расхода поток капель приближается к вертикальному. По рис. 15 видно, что все капли диаметром 4 мм попадают в зону горения. Таким образом, потери воды на практике обусловлены тем, что трудно точно определить момент сброса жидкости.

На рис. 16 показаны последовательные стадии изменения полей скорости и температуры при прохождении вертолета через восходящий поток. Видно, что вертикальная скорость горячего газа местами не только не уменьшается, а в какой-то момент даже увеличивается до 30 м/с. Это объясняется прохождением через восходящий поток вихревого кольца от НВ.

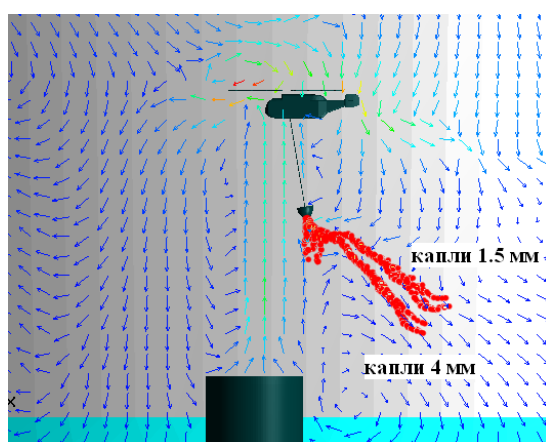


Рис. 12. Сброс капель 4 и 1.5 мм на очаг пожара, поле векторов скорости.

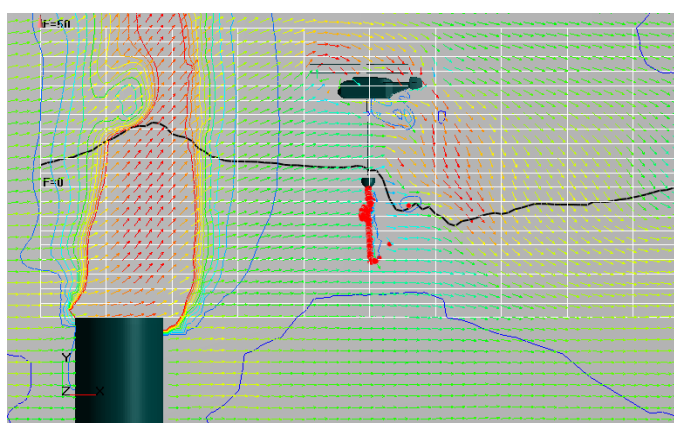


Рис. 13. Слив жидкости на очаг пожара в подвижной системе координат в прямоугольной расчетной области. Красные точки (сливаются в толстую линию) под ВСУ – поток капель с максимальным диаметром 4 мм. Изолиниями показано поле температуры (красный цвет ограничивает зону с температурой более 100 °С). Черная линия – график изменения вертикальной скорости вдоль координатной оси (F=0 – F=90).

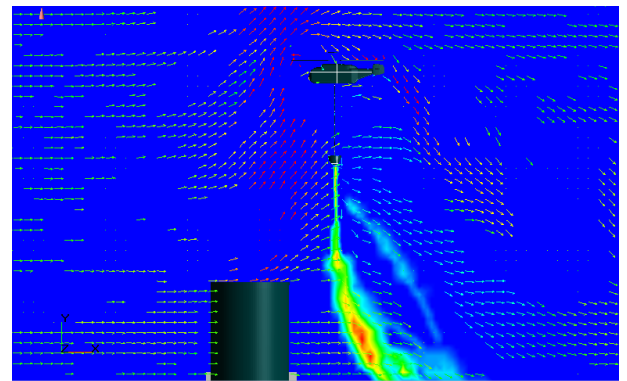
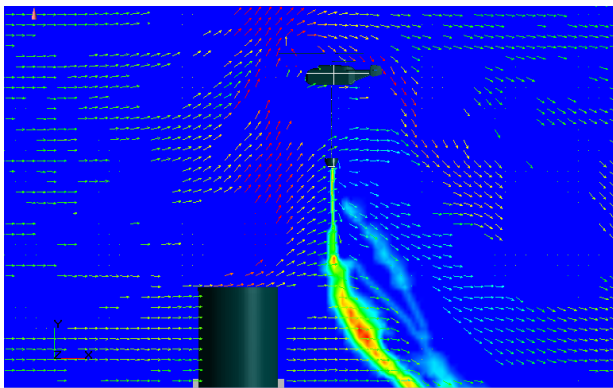
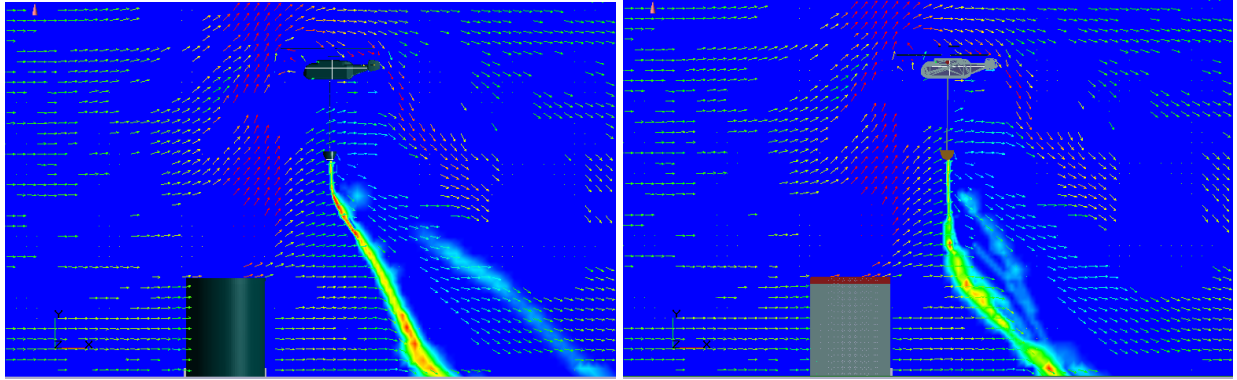
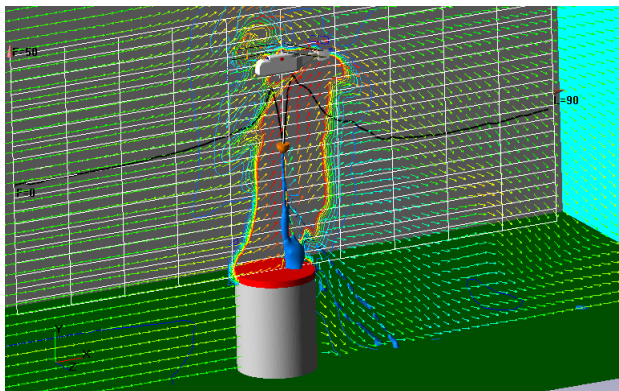
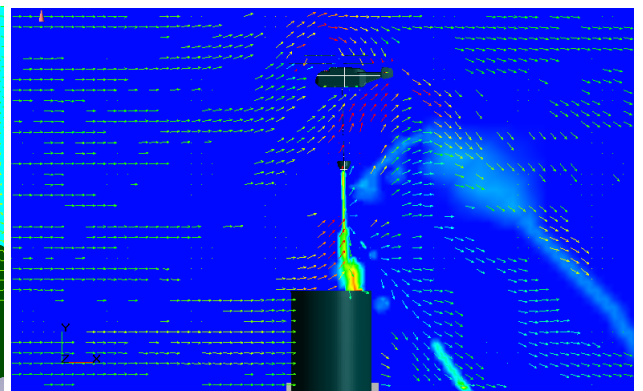


Рис. 14. Слив жидкости на очаг пожара в подвижной системе координат в прямоугольной расчетной области. Максимальный диаметр капель 4 мм. Переход от красного к голубому – зона присутствия капель. Последовательная перестройка поля скорости газа с увеличением расхода до $800 \text{ м}^3/\text{с}$ (увлечение газа вслед за каплями и, как следствие, практически вертикальный поток воды).



а)



б)

Рис. 15. Слив жидкости на очаг пожара в подвижной системе координат в прямоугольной расчетной области. Максимальный диаметр капель 4 мм. а) Синяя фигура на красной зоне горения – изоповерхность, на которой диаметр капель 4 мм. Черная линия – график изменения вертикальной скорости вдоль координатной оси ($F=0 - F=90$). б) Переход от красного к голубому – зона присутствия капель.

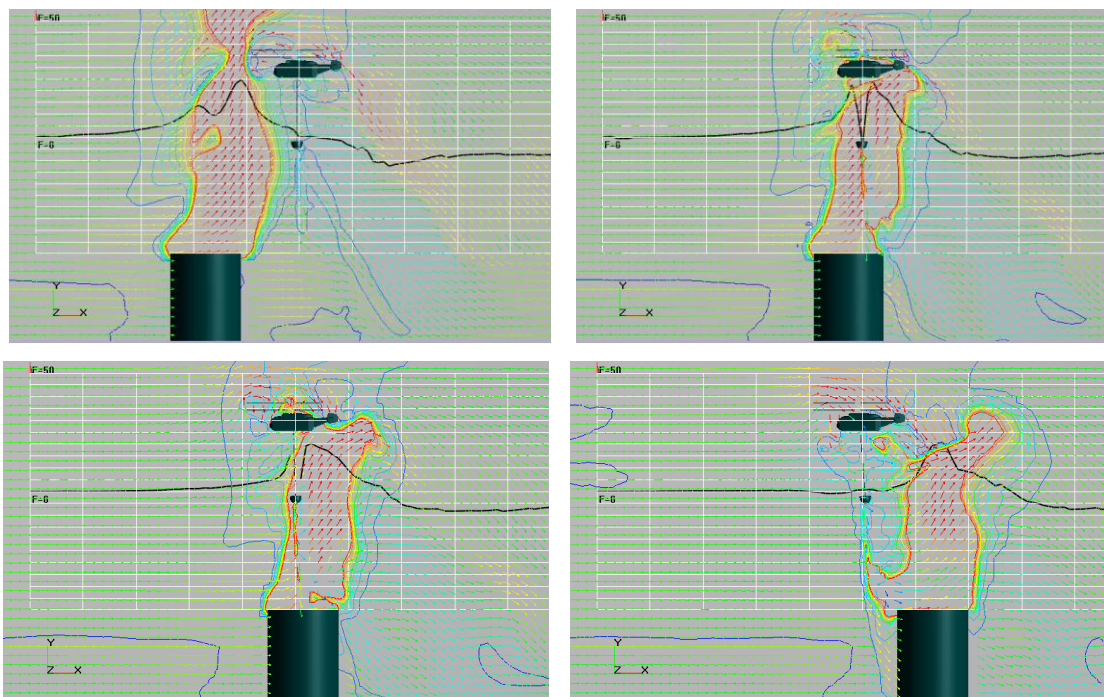


Рис. 16. Последовательное изменение скорости восходящего потока от очага пожара в результате взаимодействия с потоком от НВ в подвижной системе координат в прямоугольной расчетной области. Изолиниями показано поле температуры (красный цвет ограничивает зону с температурой более 100°C). Черная линия – график изменения вертикальной скорости вдоль координатной оси (F=0 – F=90).

Заключение.

Полученные в работе расчетные результаты позволили провести анализ факторов, влияющих на эффективность эксплуатации вертолета при тушении пожара.

Были рассмотрены:

- поток от НВ,
- колебания груза на внешней подвеске в результате действия аэродинамических сил,
- восходящий поток от очага пожара,
- турбулентность атмосферы,
- размер капель,
- способ слива жидкости (через распылители или сплошной струей разного расхода).

Показано, что основными факторами, влияющими на распределение жидкости, являются:

- колебания груза на внешней подвеске в результате переменной скорости полета;

- поток от НВ, если отверстия слива жидкости попадают в область максимальных скоростей струи НВ;

- минимально необходимый размер капель должен определяться по скорости витания в восходящем потоке от очага пожара без учета влияния потока от НВ, но с учетом испарения.

Менее существенным фактором является способ слива жидкости. Здесь важна плотность потока капель (объемная концентрация).

Анализ расчетов показал, что предлагаемая приближенная методика позволяет оценивать размеры зоны выпадения частиц и концентрацию их с приемлемой точностью (до 10%). Также методика дает гарантированную максимальную оценку, то есть можно предсказать область, куда выпадут все частицы с размером, равным заданному.

Полученные результаты дают возможность использовать предлагаемую технологию численного моделирования для отработки различных вариантов конструкции сливных устройств и тактики их применения без проведения летного эксперимента.

Авторы выражают признательность Паршенцеву Сергею Алексеевичу (НПО «ПАНХ») за сотрудничество в ходе выполнения работы.

Библиографический список

1. Авиационные правила. Часть 29. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории. Межгосударственный авиационный комитет, ЛИИ им. М.М.Громова, 1995.
2. Акимов А.И. и др. Летные исследования и анализ вихревой структуры винтов соосного вертолета. // Труды I форума Российского вертолетного общества, Москва, МАИ, 1994, с. 161-181.
3. Атмосфера: справочник. - Л.: Гидрометеиздат, 1991, -510 с.
4. Белоцерковский С.М., Локтев Б.Е., Ништ М.И. Исследование на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик винтов вертолетов. -М.: Машиностроение, 1992.
5. Взаимодействие жидких струй с атмосферой. / Обзоры ЦАГИ, № 684, 1998, - 95 с.
6. Давыдов Ю.М., Косолапов Е.А. Численное моделирование двухфазных течений в соплах методом крупных частиц. -М.: Изд. Нац. акад. прикл. наук, 1998, -86 с.

7. Ефимов В.В. Математическое описание движения груза на внешней подвеске вертолета. // Научный вестник МГТУ ГА, серия «Аэромеханика и прочность», № 111, –М.: МГТУ ГА, 2007. – 192 с. сс. 121-128, ISBN 978-5-86311-567-2.
8. Капица П.Л. Динамическая устойчивость маятника при колеблющейся точке подвеса. // ЖТЭФ. 1951. Т.21.
9. Козловский В.Б., Кубланов М.С., Математическая модель полета вертолета с грузом на внешней подвеске. // Научный вестник МГТУ ГА, серия «Аэромеханика и прочность», № 72, –М.: МГТУ ГА, 2004. – 112 с. сс. 5-9, ISBN 5-86311-420-7.
10. Кудров М.А. Газодинамика вихревого аэрозольного следа самолета над сложным рельефом в восходящем термике. // Научный вестник МГТУ ГА, серия «Аэромеханика и прочность», № 138, –М.: МГТУ ГА, 2009. – 248 с. сс. 41-48, ISBN 978-5-86311-678-5.
11. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. - М.: Наука, 1973, - 847 с.
12. С.А. Паршенцев, А.В. Ципенко. Моделирование разброса крупных гранул с летательного аппарата. Научный вестник МГТУ ГА, сер. Аэромеханика, прочность, М., 2007, № 111, с. 187-189.
13. Пожарная тактика. / Кимстач И.Ф., Девлишев П.П., Евтюшкин Н.М. - М.: Стройиздат, 1984, 590 с.
14. Раушенбах Б.В., Белый С.А., Беспалов И.В., Бородачев В.Я., Волынский М.С., Прудников А.Г. Физические основы рабочего процесса в камерах сгорания ВРД. -М.: Машиностроение, 1964.
15. Свириденко А.Н. Математическая модель системы «вертолет-груз» на внешней подвеске. // Научный вестник МГТУ ГА, серия «Аэромеханика и прочность», № 111, –М.: МГТУ ГА, 2007. – 192 с. с. 129-134, ISBN 978-5-86311-567-2.
16. Система моделирования движения жидкости и газа FlowVision. <http://www.thesis.com.ru/software/flowvision/>.
17. Справочник химика-энергетика. -М.; Л.: Госэнергоиздат, 1958-1960, т.1-2.
18. Стернин Л.Е., Шрайбер А.А. Многофазные течения газа с частицами. -М., Машиностроение, 1994. -320 с.
19. Теория несущего винта; под. ред. Мартынова А.К. –М.: Машиностроение, 1973.
20. Шец Д.А., Падхая А. Проникновение и разрушение струи жидкости в дозвуковом воздушном потоке. // Ракетная техника и космонавтика, 1977, т. 15, № 10. (Schetz J.A., Padhye A -AIAA, 1977, vol.15, pp. 1390-1395).
21. Яворский Б.М., Детлаф А.А. Справочник по физике. -М.: Наука, 1968, 940 с.

22. И.В. Борисов, С.А. Паршенцев, А.В. Ципенко. Моделирование слива жидкости из контейнера ВОП-3 на внешней подвеске вертолета с учетом потока от несущего винта. / Материалы VII международной конференции по неравновесным процессам в соплах и струях (NPNJ-2008), 24 – 31 мая 2008 г., Алушта, -М., изд-во МАИ, 2008, с. 98-99.
23. Руководство по тушению нефти и нефтепродуктов в резервуарах и резервуарных парках. Министерство внутренних дел российской федерации, Главное управление Государственной противопожарной службы, Всероссийский ордена "Знак Почета" научно-исследовательский институт противопожарной обороны, Московский институт пожарной безопасности, 1999 г.

Сведения об авторах

Борисов Игорь Викторович, заместитель заведующего кафедрой «Летательные аппараты» Таганрогского технологического института Южного федерального университета,
e-mail:la@tsure.ru

Ципенко Антон Владимирович, заведующий кафедрой Московского авиационного института (национального исследовательского университета), д.т.н., тел.: 8-916-222-80-12;
e-mail:tsipenko_av@mail.ru