

Department of Mechanics.
Assistant.

Shapovalov Roman Grigoryevich
Taganrog Institute of Technology – Federal State-Owned Educational Establishment of Higher Vocational Education “Southern Federal University”.

E-mail: mkk@egf.tsure.ru.
44, Nekrasovskiy, Taganrog, 347928, Russia.
Phone: 8(8634)371-622.
Department of Mechanics.
Associate professor.

Valentina Nikolayevna Podnozhkina
Taganrog Institute of Technology – Federal State-Owned Educational Establishment of Higher Vocational Education “Southern Federal University”.

E-mail: mkk@egf.tsure.ru.
44, Nekrasovskiy, Taganrog, 347928, Russia.
Phone: 8(8634)371-622.
Department of Mechanics.
Senior teacher.

УДК 629.735.35

И.В. Борисов, С.А. Паршенцев, А.В. Ципенко

**УЧЕТ ПОТОКА НЕСУЩЕГО ВИНТА ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ
ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА С ГРУЗОМ НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ**

В статье предлагается методика для правильного прогнозирования колебаний груза на внешней подвеске вертолета с учетом индуктивного потока несущего винта, определяемого с использованием пакета программ Flow Vision методом подбора распределения скорости по радиусу лопасти винта таким образом, чтобы итоговая струя совпадала с экспериментально наблюдаемой струей при соответствующей полетной скорости вертолета.

Внешняя подвеска грузов; индуктивный поток несущего винта; колебания груза на внешней подвеске.

I.V. Borisov, S.A. Parshentsev, A.V. Tsipenko

**TAKING ACCOUNT OF MAIN ROTOR FLOW BY MODELLING OF FLY
OF THE HELICOPTER WITH AN EXTERNAL LOAD**

In the article we offer methods to prognosticate correctly helicopter external load vibrations taking into account main rotor inductive flow, which is detected by means of the Flow Vision program package using method of selecting of velocity distribution along propeller blade radius so that the final flow coincides with the experimentally observed flow by appropriate helicopter fly velocity.

External load; main rotor inductive flow; external load vibrations.

Одна из областей применения вертолета – транспортировка грузов различного назначения на внешней подвеске (ВП). Основной задачей пилота в этом случае является стабилизация груза в набегающем потоке. Колебания груза относительно точки подвеса и его вращение в горизонтальной плоскости вызваны, как правило, изменением силы лобового сопротивления груза, периодическим сходом вихрей с поверхности груза и взаимодействием с потоком от несущего винта (НВ) (рис. 1).

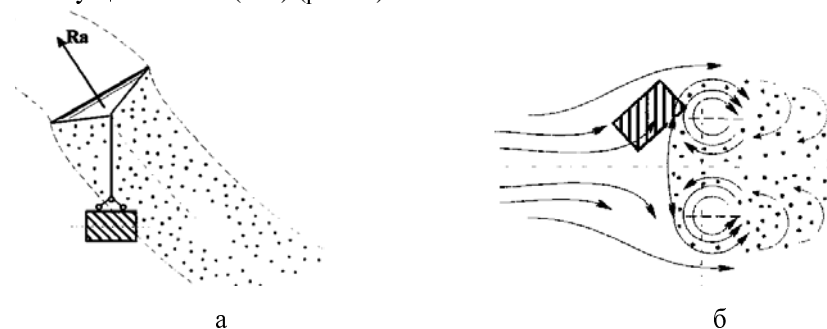


Рис. 1. Схема взаимодействия струи от НВ вертолета типа Ми-8 с грузом на ВП в горизонтальном полете (скорость $V_{пол}=60\text{ км/ч}$, длина тросов ВП $l_{тп}=15\text{ м}$)

Возрастающие с ростом скорости аэродинамические силы в общем случае меняют положение груза произвольным образом и приводят к возникновению поперечных (относительно направления полёта) колебаний груза. При дальнейшем увеличении скорости возможно развитие незатухающих колебаний, что влечет за собой дополнительные нестационарные нагрузки на вертолёт и НВ, а также возможное развитие автоколебаний и аварийный сброс груза.

Таким образом видно, что задачу правильного прогнозирования поведения груза на ВП необходимо решать с учетом индуктивного потока НВ.

Получить поле скоростей от НВ можно, например, непосредственно рассчитав обтекание воздухом лопастей НВ и корпуса вертолета. Однако, на современном этапе, задача моделирования такого трехмерного нестационарного потока не по силам даже супер-ЭВМ, поэтому предлагается другой путь, а именно - использование экспериментально определённого индуктивного потока НВ на различных режимах полета. Так как речь идет всего о нескольких типах вертолетов, то этот способ является наиболее быстрым, относительно недорогим и максимально учитывающим реальную форму ЛА и положения лопастей НВ. Здесь можно использовать, например, методику и данные ЛИИ им. М.М.Громова (см., например, [1]), где поток от НВ визуализировался дымом из химических генераторов, установленных на концах лопастей НВ.

Традиционно используемые методики расчета потока от НВ (например, [2]) позволяют определять среднюю скорость в зависимости от радиуса и расстояния от диска НВ. Однако максимальная нагрузка на груз и ВП определяются не средними, а мгновенными скоростями потока воздуха.

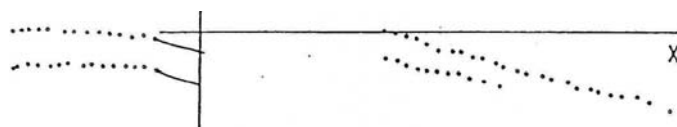
Таким образом, существует проблема получения нестационарного поля скоростей под НВ, соответствующего экспериментальным данным. Далее на-

до, фактически используя это поле скорости как краевое условие, рассчитать поля скоростей вокруг вертолета и контейнера на ВП.

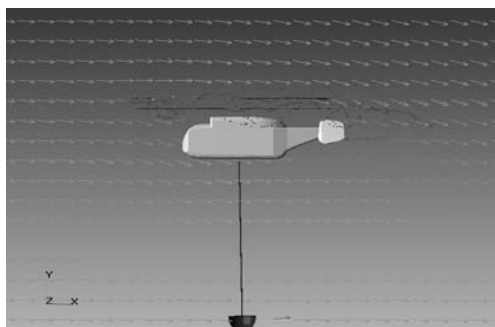
Суть предлагаемой методики, основанной на «Расчетно-экспериментальном способе получения правильного потока от НВ при проведении численных экспериментов по моделированию колебаний груза на ВП» заключается в следующем: *представив нижние плоскости лопастей как источники воздушных струй, а верхние – как стоки (чтобы компенсировать прирост массы воздуха), авторы предлагают подобрать распределение скорости по радиусу лопасти так, чтобы итоговая струя совпадала с наблюдаемой экспериментально при соответствующей полетной скорости.*

Так как максимальная скорость воздуха, соответствующая числу Маха (M), большому 0.5, достигается в зоне, непосредственно окружающей НВ и значительно меньшей, чем остальная расчетная область, то расчет поля скоростей вокруг вертолета и контейнера на ВП можно решать в рамках нестационарной модели несжимаемой жидкости.

Эта задача решалась с использованием пакета программ FlowVision (выпускается и распространяется ООО «Тесис») [3]. Система уравнений включает трехмерные уравнения Навье-Стокса для несжимаемого потока и стандартную $k-\epsilon$ модель турбулентности. Для численного решения применялся метод потоков, при котором расчетная область разбивается на ячейки, для каждой ячейки определяются потоки массы, импульса, энергии через границы за малый промежуток времени. Зная эти потоки, можно определить параметры течения (скорость \mathbf{W} , температуру T , давление P , турбулентную энергию k , скорость диссипации турбулентной энергии ϵ) в расчетной ячейке в новый момент времени.



а



б

Рис. 2. Скорость полета 138 км/ч, а – эксперимент [1], угол наклона плоскости винта к скорости полета (-4°); б – расчет («мгновенный снимок»), точки вблизи НВ – тестовые частицы диаметром 1 мкм и плотностью 50 кг/м³, выпущенные из торцов лопастей для визуализации концевое вихря. Здесь и на последующих рисунках стрелки показывают только направление скорости в системе координат, связанной с ЛА

Для замыкания системы необходимы условия на границах. В качестве граничных условий, использовавшихся в большинстве случаев, были выбраны известный равномерный поток, набегающий на ЛА, известное атмосферное давление с боков и сзади ЛА, абсолютное прилипание воздуха к земной поверхности, движущейся относительно ЛА со скоростью полета. Размеры расчетной области определяются диаметром НВ и длиной троса ВП. (Возмущения от ЛА не должны менять параметров на границах расчетной области.)

Были выполнены расчеты для Ка-32 с вертолётным подвесным опрыскивателем ВОП-3 разработки НПК «ПАНХ» (масса 3 тонны, расстояние от фюзеляжа до верхней кромки емкости 11 м) на ВП (рис. 2,б). Отметим, что для различных скоростей полёта используется одно и то же распределение скорости воздуха из лопасти-источника, то есть это распределение можно использовать для всего диапазона скоростей горизонтального полета Ка-32. Полученные рисунки и анимации позволяют наглядно представить поток в зоне ВП.

В численных экспериментах угол наклона потока от НВ – это кривая, проходящая по внешним границам или облака тестовых частиц (красных точек), или области зелёного цвета на рис. 4,б и 6,б, или области светло-голубого цвета на рис. 6,б под НВ. Для сравнения на рис. 2,б,а приведены экспериментально определённые углы наклона потока от НВ. Отметим, что частички дыма в реальном эксперименте и красные тестовые частицы в численном эксперименте визуализируют ядра концевых вихрей, сходящих с кромок лопастей НВ.

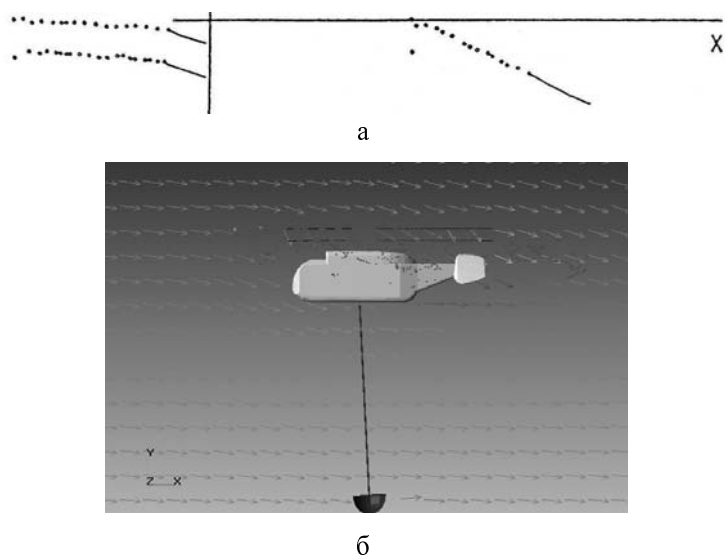


Рис. 3. Скорость полета 106 км/ч, а) – эксперимент [1], угол наклона плоскости винта к скорости полета (-2.3°); б) – расчет («мгновенный снимок»), точки вблизи НВ – тестовые частицы диаметром 1 мкм и плотностью 50 кг/м³, выпущенные из торцов лопастей для визуализации концевого вихря

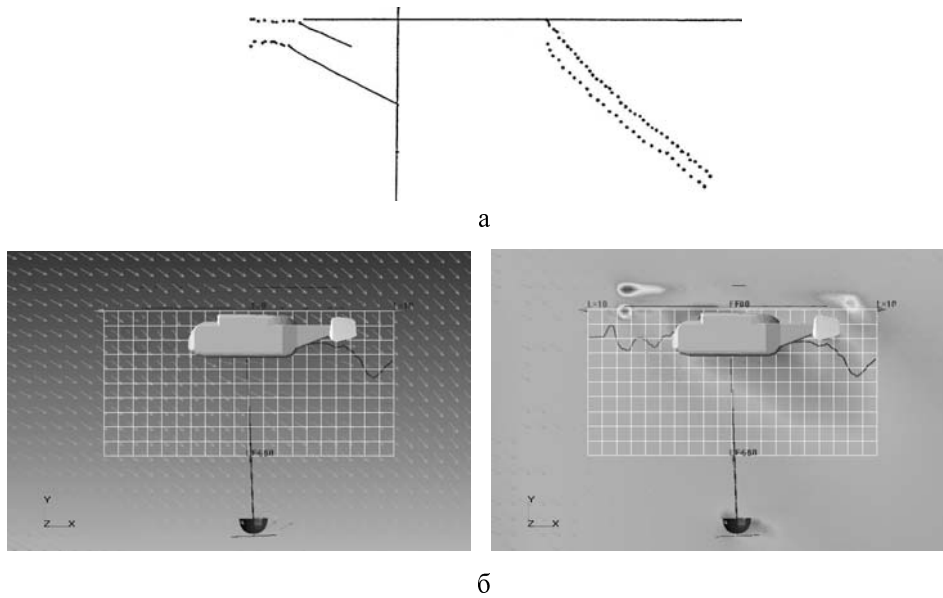


Рис. 4. Скорость полета 50,6 км/ч, а – эксперимент [1], угол наклона плоскости винта к скорости полета (-0.5°); б – расчет («мгновенный снимок»), слева стрелками показано поле скоростей в продольной плоскости симметрии, левый график – вертикальные скорости под винтами на азимуте 180° , правый график – вертикальные скорости под винтами на азимуте 0° ; справа заливкой показано поле модуля скорости

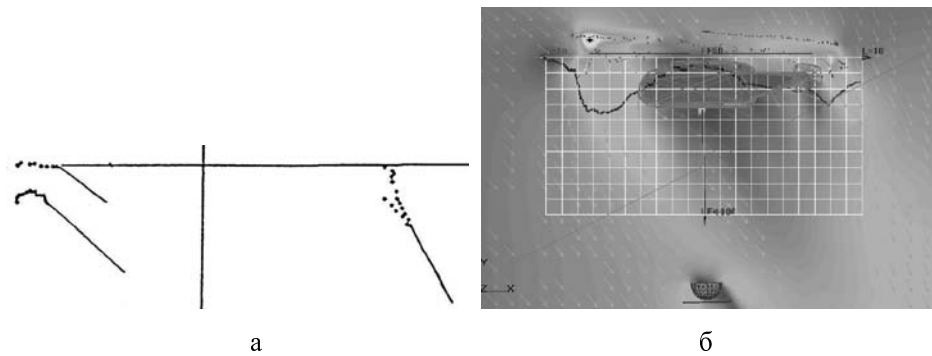


Рис. 5. Скорость полета 37,6 км/ч, а – эксперимент [1], угол наклона плоскости винта к скорости полета (-0.3°); б – расчет («мгновенный снимок»), стрелками показано поле скоростей в продольной плоскости симметрии, левый график – вертикальные скорости под винтами на азимуте 180° , правый график – вертикальные скорости под винтами на азимуте 0° ; заливкой показано поле модуля скорости; точки вблизи НВ – тестовые частицы диаметром 1 мкм и плотностью 50 кг/м³, выпущенные из торцов лопастей для визуализации концевых вихря

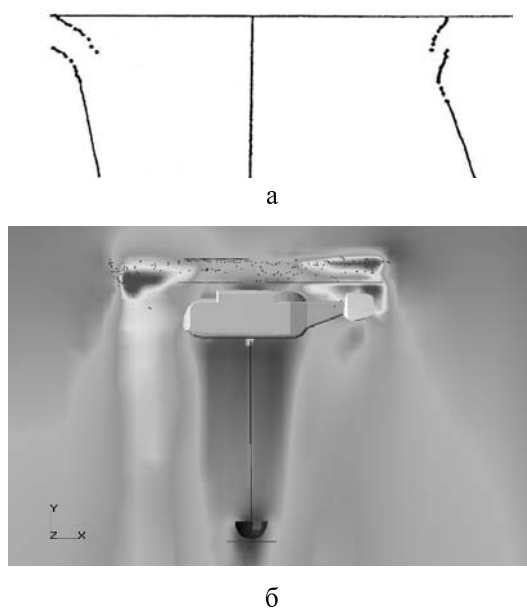


Рис. 6. Скорость полета 5 км/ч, а) – эксперимент [1], угол наклона плоскости винта к скорости полета 0° ; б) – расчет («мгновенный снимок»), заливкой показано поле модуля скорости; точки вблизи НВ – тестовые частицы диаметром 1 мкм и плотностью 50 кг/м³, выпущенные из торцов лопастей для визуализации концевой вихря

Выводы:

Были выполнены расчеты для Ка-32 с вертолётным подвесным опрыскивателем ВОП-3 разработки НПК «ПАНХ» (масса 3 тонны, расстояние от фюзеляжа до верхней кромки емкости 11 м) на ВП (рис. 3-7), которые показали, что такое распределение вполне возможно подобрать, руководствуясь общей теорией НВ [2]. Отметим, что для всех рассмотренных вариантов используется одно и то же распределение скорости, то есть это распределение можно использовать для всего диапазона скоростей горизонтального полета Ка-32.

Расчеты показали хорошее совпадение (ошибка менее 10 %) с экспериментальными данными по средним и максимальным скоростям под нижним НВ.

Из численных экспериментов видно, что ВОП-3 выходит из индуктивной струи НВ на скорости полета, большей 40 км/ч, а заметный (более 10°) скос потока, вызванный индуктивной струей, сохраняется в зоне ВОП-3 до скорости полета около 100 км/ч.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Акимов А.И., Бутов В.П., Бурцев Б.Н., Селеменов С.В. Летные исследования и анализ вихревой структуры винтов соосного вертолета // Труды I форума Российского вертолетного общества. – М.: МАИ, 1994. – 161-181 с.
2. Миль М.Л. и др. Вертолеты. Расчет и проектирование. Т.1. Аэродинамика. – М.: Машиностроение, 1966.
3. Система моделирования движения жидкости и газа FlowVision. <http://www.thesis.com.ru/software/flowvision/>.

Борисов Игорь Викторович

Технологический институт федерального государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Южный федеральный университет» в г. Таганроге.

E-mail: la@tsure.ru.

347928, г. Таганрог, пер. Некрасовский, 44.

Тел.: 8(8634)371-697.

Пращенко Сергей Алексеевич

Открытое акционерное общество Научно-производственный комплекс «Применение авиации в народном хозяйстве».

E-mail: lik@panh.ru.

г. Краснодар, Россия.

Ципенко Антон Владимирович

Научно-исследовательский институт Новых технологий при Московском авиационном институте.

E-mail: tsipenko_av@mail.ru.

г. Москва, Россия.

Borisov Igor Viktorovitch

Taganrog Institute of Technology – Federal State-Owned Educational Establishment of Higher Vocational Education “Southern Federal University”.

E-mail: la@tsure.ru.

44, Nekrasovskiy, Taganrog, 347928, Russia.

Phone: 8(8634)371-697.

Prashentsev Sergey Alekseevitch

Public Corporation Scientific Production Complex “Aviation use in National economy”.

E-mail: lik@panh.ru.

Krasnodar, Russia.

Tsipenko Anton Vladimirovitch

Research Institute of New Technologies by Moscow Aviation Institute

E-mail: tsipenko_av@mail.ru.

Moscow, Russia.

УДК 539.217.5:546.28

М.С. Александрова, Н.Ф. Копылова, В.В. Петров

**ВЛИЯНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ФОРМИРОВАНИЯ
ГАЗОЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ПЛЕНОК НА ПАРАМЕТРЫ СЕНСОРОВ
ГАЗА**

В статье исследованы электрофизические свойства и газочувствительные характеристики пленок состава $\text{SiO}_2(\text{SnO}_x\text{CuO}_y)$, полученных двумя способами по золь-гель технологии. В первом случае в золь-гель раствор вводили