

ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА КОМБИНИРОВАННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ВИНТОКРЫЛОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Вавилов Д.Л., Григорьев В.А.

Самарский государственный аэрокосмический университет, г. Самара

Необходимость в вертолетах для военно-транспортного и десантного применения объясняется значительно большей величиной $\bar{M}_{\text{пн}}$ (масса полезной нагрузки) по сравнению с самолетами вертикального взлета и посадки (СВВП). Но низкая скорость из-за большого аэродинамического сопротивления несущего винта (~50% сопротивления всего вертолета), малая высота и дальность полета, способствовали появлению нетрадиционных решений по несущим системам. Среди них выделяются следующие [1]:

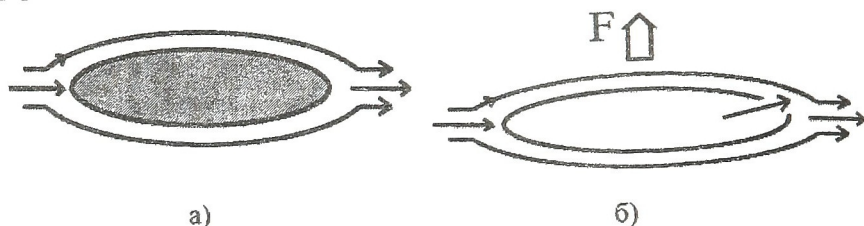
- применение соосных несущих бесшарнирных винтов, вращающихся в противоположных направлениях с приводом от двигателя, обеспечивающего мощность для вращения винтов и тяговое усилие. Фирмой Сикорский построен и испытан экспериментальный вертолет ХН-59А, взлетной массой 5035 кг, на котором достигнута скорость полета 518 км/ч и потолок 7,65 км;

- несущая система с поворотными несущими-тянущими винтами (НТВ), приводимыми поворотными силовыми установками (СУ), расположенными на концах крыльев, обеспечивает существенное уменьшение аэродинамического сопротивления и повышение топливной экономичности. Фирмы Белл и Боинг Вертол ведут разработку скоростного транспортного винтокрылого летательного аппарата (ЛА), который способен обеспечить на $H_{\text{кр}} = 6,4$ км, $V_{\text{кр}} = 460$ км/ч и $V_{\text{max}} = 555$ км/ч, потолок 8,2 км;

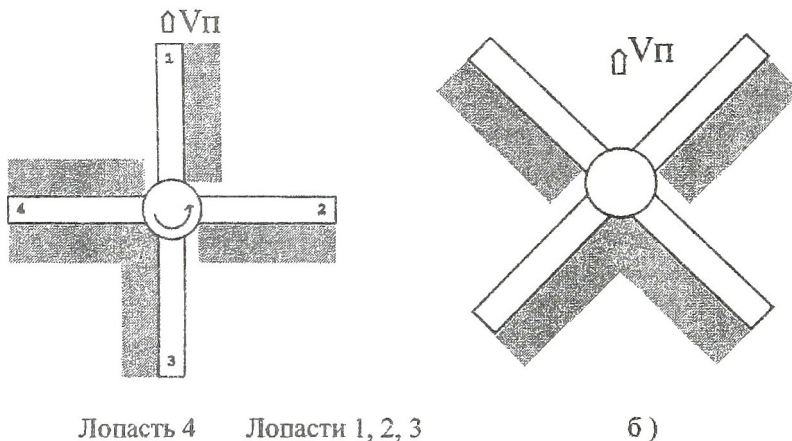
- несущая система X-WING - схема винтокрылого ЛА с останавливаемыми в полете бесшарнирными 4-х лопастными несущими винтами (НВ), который при скоростях 315...425 км/ч тормозится и преобразуется после остановки в X - образное крыло с тонкими несущими плоскостями.

Явление, получившее название "эффект КОАНДЕ", стало теоретической основой разработки несущей системы X - WING. Воздух, выдуваемый под давлением на искривленную поверхность, стремится обтекать ее, увлекая за собой воздух из окружающего пространства, в результате чего эта искривленная поверхность становится своеобразным аэродинамическим профилем, на котором подъемная сила может быть получена даже в отсутствии скорости, т.е. на месте (см. рис. 1, а и 1, б). Управление тягой и ее вектором НВ в такой схеме происходит за счет суперциркуляции через продольные каналы в лопастях и поворота лопа-

стей на $\pm 10^\circ$. Во втулке НВ X - WING расположено газораспределительное устройство, куда подводится сжатый воздух. На рис. 2 показана схема подачи воздуха в лопасти на вертолетном (а) и самолетном (б) режимах [1].



а)
 б)
 Рисунок 1 - Механизм использования эффекта Коанде
 а) исходный эллиптический профиль;
 б) создание силы F.



Лопасть 4 Лопастей 1, 2, 3

б)



вдув через переднюю и заднюю кромки вдув через заднюю и переднюю кромки

а)

Рисунок 2 - Схема подачи воздуха на возможных режимах
 а) вертолетном;
 б) самолетном

Для винтокрылых ЛА типа X-WING чаще всего рассматривается СУ, состоящая из двух комбинированных (пресобразуемых) двигателей. СУ

представляет собой ТРДД/ТВАд, вал вентилятора которой через трансмиссию используется для привода несущего Х - образного винта-крыла. Двигатель работает как в режиме обычного ТРДД, т.е. вырабатывает только тягу, так и в режиме ТВАд с выработкой мощности для привода несущего винта или в двух режимах одновременно [2].

В двигатель введены регулируемый входной направляющий аппарат в канале наружного контура, поворотные спрямляющие лопатки на выходе из вентилятора во втором контуре, клапан перепуска воздуха из внутреннего контура во внешний, кроме того вал вентилятора выведен вперед для отбора мощности.

При закрытии лопаток регулируемого ВНА расход воздуха через наружный контур и потребляемая вентилятором мощность уменьшается. Регулирование лопаток выходного спрямляющего аппарата вентилятора необходимо для предотвращения снижения КПД при больших углах поворота лопаток ВНА, вызывающих сильное отклонение потока.

Особенность математической модели винтокрылого ЛА в том, что она позволяет определить аэродинамические характеристики и массу элементов несущей системы и планера. Можно выделить три режима полета такого ЛА: вертолетный, переходный и самолетный.

На вертолетном режиме для сохранения математической модели используются алгоритмы аэродинамического расчета вертолета одновинтовой схемы [3]. При расчете самолетного режима используется система уравнений установившегося движения ЛА, в котором в качестве аэродинамических характеристик используются сопротивление и подъемная сила винтокрылого ЛА с остановленным винтом-крылом с суперциркуляцией выдуваемого через щели крыльев-лопастей воздуха [4]. Для этапа начального проектирования переходный режим не используется.

Отличительная особенность моделирования полета по траектории комбинированного ЛА требует в точках работы на вертолетном режиме определять потребные мощности, а в точках работы на самолетном режиме потребные тяги.

Математическая модель комбинированного МГТД учитывает ряд особенностей функционирования на винтокрылом ЛА типа Х -WING:

- необходимость учета повышенного отбора воздуха на всех режимах работы при отсутствии вспомогательных компрессоров;
- необходимость учета постоянного отбора мощности в случае наличия вспомогательных компрессоров;
- сохранение некоторой работы вентилятора второго контура при практически полном дросселировании регулируемым входным направляющим аппаратом (НА);
- перепуск части воздуха от вентилятора внутреннего контура в канал наружного контура за регулируемым спрямляющим аппаратом.

Отличительной особенностью модели массы ТРДД, составляющего

основу комбинированной СУ является введение коэффициентов увеличения массы второго контура $K_{\text{Прег}}$ за счет регулирования вентилятора

$$M_{\text{КТРДД}} = (M_I + M_{II} \cdot K_{\text{Прег}}) K_c \cdot K_{\text{рес}}, \quad (1)$$

где коэффициент $K_{\text{Прег}} = 1,01$ определен по конструктивным проботкам.

Масса комбинированной СУ определяется следующим образом

$$M_{\text{комСУ}} = K_{\text{СУ}} \cdot M_{\text{КТРДД}} \cdot n_{\text{дв}} + n_{\text{компр}} K_{\text{СУ}} M_{\text{ВСПК}} + M_{\text{УРВ}}, \quad (2)$$

где $K_{\text{СУ}}$ - коэффициент увеличения массы вспомогательного компрессора за счет элементов крепления, трансмиссии, воздуховода ($K_{\text{СУ}}$ принято равным 1,15...1,25);

$M_{\text{ВСПК}} = m_{\text{к уд}} N_k$ - масса вспомогательного компрессора,

$m_{\text{к уд}} = 0,01 \dots 0,003$ кг/кВт;

$M_{\text{УРВ}} = S \cdot 2\pi R \cdot q$, масса устройства распределения воздуха в соответствующие щели лопастей НВ;

S - площадь проходного сечения устройства, м²;

R - радиус до центра масс указанного сечения;

q - удельная плотность материала устройства.

Для ТРДД в качестве оптимизируемых параметров рабочего процесса выбраны величины π_k и m , так как величина π_v во многом определяется возможностями одноступенчатого вентилятора, а величина T_g^* достигнутым уровнем совершенства охлаждения и материалом турбины.

Концепция согласования комбинированной СУ с винтокрылым ЛА исходит из необходимости решения основной проектной задачи - обеспечить транспортировку ЛА требуемой полезной нагрузки на заданную дальность при заданном профиле полета (вертикальный взлет и посадка, горизонтальный полет на крейсерской скорости). При согласовании параметров комбинированной СУ и ЛА в задаче выбора параметров рабочего процесса двигателя устанавливается влияние этих параметров на технико-экономические характеристики ЛА.

Учитывая, что основу комбинированной СУ составляет двухконтурный двигатель, очевидно, что оптимизацию параметров рабочего процесса следует проводить в координатах $m-\pi_k$. На рис. 3 приведены полученные области оптимальных значений параметров по критериям M_0 и $C_{\text{ткм}}$. Однако условия работы ТРДД в качестве базового модуля комбинированной СУ осложняется отбором мощности на привод несущей системы ЛА и отбором воздуха, для суперциркуляции на лопастях преобразуемого винта.

Для учета таких условий работы на полученные области оптимальных значений параметров нанесены линии ограничений по величине $G_{\text{вотб}}$ и $N_c = \text{const}$.

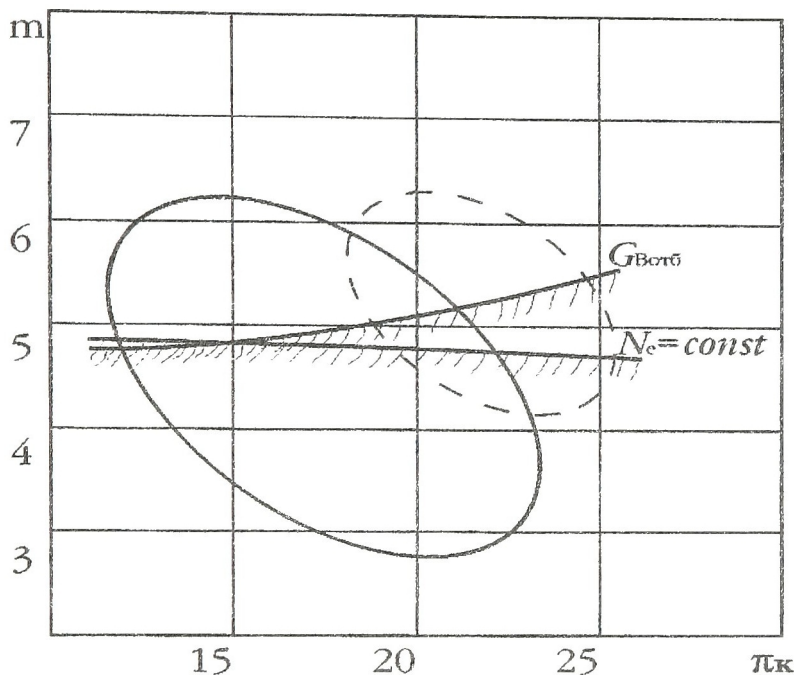


Рисунок 3 - Область оптимальных параметров комбинированного двигателя (ТРДД/ТВАД).

$$P_{кр} = 7.5 \text{ кН}, N_c = 3800 \text{ кВт}, H_{кр} = 11000 \text{ м}, M_{кр} = 0.8$$

$$\text{-----} -1.01M_0, \quad \text{-----} -1.01C_{ТХМ}$$

Список литературы

1. Виленский М.А., Струков Ю.П. Зарубежные вертолеты // Итоги науки и техники. Сер. Авиационное. 1982.—116 с.
2. О преобразуемом двигателе Дженерал-Электрик. СИ ЦИАМ, №11, 1982, с. 4.
3. Григорьев В.А., Иванов А.Б. Методические основы автоматизированной подсистемы оптимизации параметров ГТД в системе вертолета. — М.: ЦИАМ, Тр. 1226, 1986 г, с 12...13.
4. Гончаренко С.А., Григорьев В.А., Симашкина И.О. Особенности метода выбора параметров рабочего процесса комбинированных ГТД // Проблемы и перспективы развития двигателестроения в Поволжском регионе / Доклады междунар. науч.-техн. конференции 17-18 сентября 1997 г. - Самара: СГАУ, 1997.- Том 2, с 68...73.