

ПРИВОД КОЛЕСА ШАССИ САМОЛЁТА

Надараина Ц.Г.^{1*}, Шестаков И.Я.^{2**}, Фадеев А.А.^{2***}

¹ КВОНТ,

Свободный пр., 75, Красноярск, 660041, Россия

² Сибирский государственный аэрокосмический университет им. академика М.Ф. Решетнёва, СибГАУ, пр. им. газеты «Красноярский рабочий», 31, Красноярск, 660037, Россия

* e-mail: svoy_2010@list.ru

** e-mail: yakovlevish@mail.ru

*** e-mail: fadeev.77@mail.ru

Показана схема электромеханического привода колеса шасси самолёта, внутри цилиндрических зубчатых колёс которого установлены бесколлекторные вентильно-индукторные двигатели. Приведены результаты расчётов мотор-редуктора. Экспериментальный образец такого привода показал несомненные преимущества по сравнению с другими приводами. Конструктивное решение мотор-редуктора в колесе шасси самолета не имеет аналогов в России и за рубежом.

Ключевые слова: электромеханический привод, зубчатое колесо, вентильно-индукторный двигатель.

Шасси летательного аппарата — это система опор, обеспечивающая возможность их многократного безотказного применения на аэродромах и в местах базирования, позволяющая осуществлять маневрирование, взлёт и посадку.

Пассажирский самолет за время эксплуатации совершает 20 000 рейсов. В каждом рейсе при разбеге на взлет самолет пробегает по взлётно-посадочной полосе (ВПП) примерно 1500 м и при пробеге на посадке примерно 1500 м, в процессе выруливания со стоянки перед полетом и заруливания на стоянку после полета ещё не менее 2000 м [1].

Маневрирование самолёта по аэродрому происходит с помощью маршевых двигателей, работающих в режиме малого газа, но их тяга больше необходимой для руления и самолет постепенно набирает скорость, снижение скорости осуществляется торможением колес. На это маневрирование по аэродрому для одного самолёта ИЛ-86 тратится в среднем 240 кг керосина и 10 кг топлива расходует тягач БЕЛАЗ 74212.

Современные самолеты при посадке в момент касания земли обладают большой горизонтальной скоростью и, соответственно, большой кинетической энергией. Эта энергия при торможении самолёта в конечном итоге превращается в тепловую энергию, которая рассеивается в окружающей среде, т.е. безвозвратно теряется.

При сгорании керосина в газотурбинных двигателях в атмосферу поступают разнообразные вредные вещества. К ним относятся: окись углерода СО (угарный газ), различные углеводороды C_nH_m (метан CH_4 , ацетилен C_2H_2 , этан C_2H_6 , толуол $C_6H_5CH_3$ и др.), а также окислы азота (в основном NO_2 и NO) и окислы серы (SO_2 и SO_3).

При работе газотурбинных двигателей в атмосферу поступают токсичные альдегиды (формальдегид $HCHO$, акролеин $CH_2=CH-CHO$, уксусный альдегид CH_3CHO и др.) и ряд других вредных веществ, образующихся в незначительных количествах из имеющихся в керосине примесей.

В выхлопных газах воздушных судов содержатся и твердые частицы, такие, как частицы сажи (С), создающие дымный шлейф за соплом двигателя.

Например, в течение суток в аэропорту производят взлет и посадку пять самолетов Ил-62М, 10 Ту-154, 15 Як-42 и 20 Ан-2. Количество выбросов от этих самолётов приведено в табл. 1 [2]. При маневрировании доля выбросов составит 15%.

Кроме того, свой вклад в загрязнение воздуха вносит и наземный транспорт аэропорта (табл. 2) [2].

На современных реактивных самолетах основными источниками шума являются реактивный двигатель и нестационарный поток, обтекающий планер самолета (аэродинамический шум).

Таблица 1

Величина выбросов, кг

Выброс в зоне аэропорта	CO	C _n H _m	NO _x
За сутки (24 ч)	1756 кг	485 кг	437 кг
За месяц (30 сут.)	52,68 т	14,55 т	13,11 т
За год (12 мес.)	632,16 т	174,66 т	157,32 т

Таблица 2

Вклад воздушного и наземного транспорта в загрязнение воздуха в зоне аэропорта

	CO	NO _x	C _n H _m	Аэрозоль
Воздушные суда	55%	77%	93%	97%
Наземный транспорт	45%	23%	7%	3%

Большая пропускная способность крупных аэропортов (свыше 1000 самолетов в сутки) привела к тому, что шум от турбореактивных двигателей стал оказывать вредное физиологическое воздействие на население районов, прилегающим к аэропортам, и обслуживающий персонал аэродромов.

При маневрировании самолёта по ВПП уровень шума от работающих двигателей составляет 90 дБ.

Одним из перспективных направлений повышения эффективности эксплуатации авиационной техники является использование электромеханических силовых установок [3, 4]. Предлагается установить мотор-редуктор в колесо шасси, что позволит устранить вышеперечисленные недостатки, связанные с эксплуатацией самолёта, за счёт того, что двигатель самолёта будет работать только при разбеге и пробеге. Схемы моторов-редукторов и их преимущества изложены в [5–7]. В предлагаемом материале представлены результаты расчётов мотор-редуктора, устанавливаемого внутри колеса шасси самолёта.

Для установки мотор-редуктора в колесо шасси самолета была выбрана схема планетарной передачи 2k-h с одновенцовым сателлитом и неподвижным водилом (рис. 1) [8].

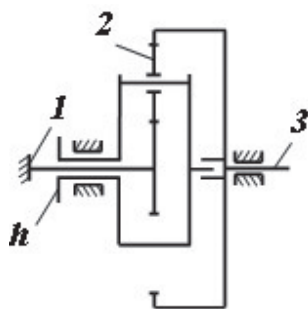


Рис. 1. Схема планетарной передачи: 1 — малое центральное колесо; 2 — сателлит; 3 — большое центральное колесо; 4 — водило

Согласно предлагаемой конструкции большое центральное колесо (эпицикл) монтируется в обод колес основной и передней опор шасси. Малое центральное колесо (солнце) соединено непосредственно с осью колес шасси. Оси сателлитов остаются неподвижными (рис. 2)

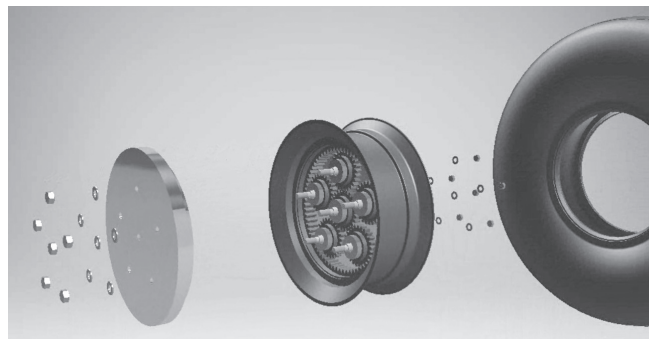


Рис. 2. Схема расположения редуктора в колесе шасси

Мотор-редуктор может работать в двух режимах: — режим генератора, когда ведущим звеном является большое центральное колесо 3 (рис. 3) (такой режим возможен при посадке и торможении самолета). Во время торможения самолета происходит выработка и рекуперация энергии;

— режим двигателя, где ведущим звеном является малое центральное колесо 1 (при рулежке и буксировке самолета) при подаче напряжения от бортовых источников питания.

Были проведены проектировочный и проверочный расчеты планетарной передачи при следующих данных [9, 10]:

масса самолета — 49 450 кг (масса SSJ 100 LR);
размеры шин опор шасси:

передняя стойка (2 колеса) — GOODRICH H24x7,7-R10,

основная стойка (4 колеса) — GOODRICH H30x9,5-R16;

скорость посадки — 250 км/ч;

скорость буксировки — 20 км/ч.

В качестве материала зацепления выбрана сталь 12X2H4A с цементацией и термообработкой (закалка и отпуск) [11].

При расчете учитывались следующие факторы:

— скольжение колес: среднее значение коэффициента трения качения 0,03...0,07 (бетонное (цементобетонное, асфальтобетонное) покрытие в хорошем состоянии), среднее значение коэффициента трения скольжения 0,75 (резина по бетону);

— неравномерность распределения нагрузки самолета стойки шасси: на переднюю стойку приходится 10% массы самолета и основные стойки шасси 90% массы (соответственно на одну основную стойку 45%).

Задача расчета сводилась к тому, чтобы вписать (встроить) рассчитываемую планетарную передачу в габариты колес передней и основной стоек. Расчет проводился для вариантов конструкции редуктора с пятью и семью сателлитами.

Мощность, приходящаяся на одно колесо основной стойки, составляет порядка 30 кВт (при буксировке).

Проектировочный расчет передачи показал возможность встраивания планетарного редуктора в заданные габариты колеса: габаритный размер передачи — максимальный встраиваемый диаметр большого центрального колеса 394 мм, ширина колеса сателлитов 200 мм. Проверочный расчет дал удовлетворительные результаты на прочность.

На рис. 3 показан мотор-редуктор, установленный в колесе шасси самолёта. Редуктор состоит из большого центрального колеса 1, пяти сателлитов

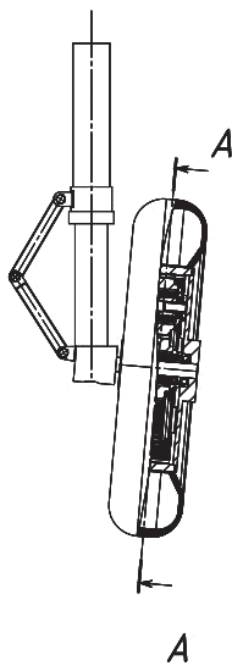


Рис. 3. Схема расположения редуктора в колесе шасси (пример)

2, установленных на осях 3, малого центрального колеса 4.

Электромагнитная система представляет собой бесколлекторный вентильный двигатель-генератор постоянного тока обращенной конструкции. Внутренняя часть двигателя-генератора неподвижна (статор), на зубцах его располагаются катушки фаз; внешняя часть подвижная (ротор), представляет собой магниты, расположенные по окружности. Двигатель-генератор встраивается в каждое из зубчатых колес сателлита (пять или семь для каждой передачи).

Предполагается, что двигатель-генератор будет запитан от бортовой системы питания постоянного напряжения 28 В.

На рис. 4 показан пример исполнения такой конструкции.

Методики проектирования вентильных двигателей разработаны для традиционных конструкций [12]. Важным этапом проектирования является выбор базовых геометрических параметров магнитной системы: D — внешний диаметр, L — длина активной части.

В данном случае задача расчета магнитной системы заключалась в следующем: вписать в уже известные размеры сателлита электромагнитную систему (двигатель-генератор), рассчитать конструктивные параметры обмоток и подобрать магнитные материалы с учетом обеспечения требуемого момента.

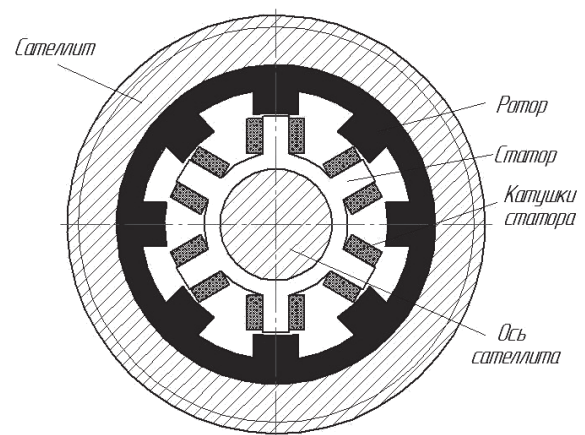
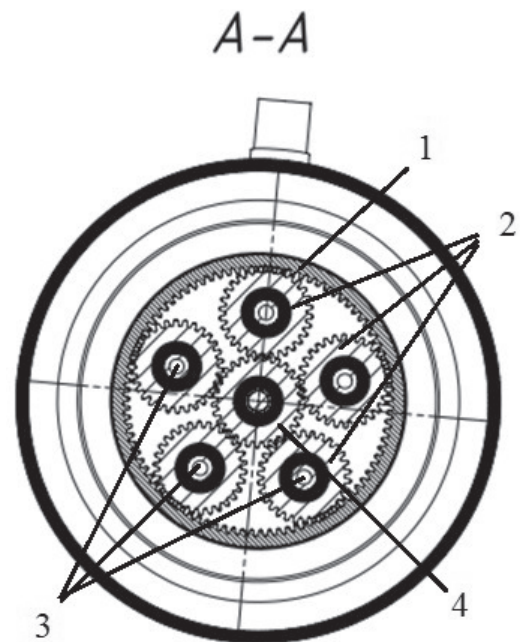


Рис. 4. Магнитная система сателлита

Расчет проводился по методике-рекомендации, приведенной в [13]. Исходя из условия прочности материала сателлита, определен размер внутренней полости сателлита, куда будет встраиваться электромагнитная система. Согласно рекомендации в качестве конфигурации вентильного двигателя выбрана конструкция четырехфазной машины с числом полюсов 8/6 (в числителе — число полюсов ротора, в знаменателе — статора). В качестве материала магнитопровода ротора для расчетов использовались магниты ЮНДК (ALNICO) и ВИКАЛЛОЙ.

Используя соотношения для расчета вентильного двигателя [13]

$$Lb_s C_1 C_2 = \frac{M_{cp}}{KB_{нас} j_{ном}} \quad (1)$$

и

$$LD^3 = \alpha Lb_s C_1 C_2 \quad (2)$$

(где b_s — ширина полюса статора; C_1 и C_2 — ширина и высота катушки; M_{cp} — средний момент, развиваемый двигателем; K — расчетный коэффициент пропорциональности; $B_{нас}$ — индукция насыщения; $j_{ном}$ — номинальная плотность тока катушки; α — эмпирический коэффициент (для вентильных двигателей $\alpha = 2700...3000$)) и варьируя параметры магнитной системы (рис. 5): ширину полюса статора b_s , размеры катушки C_1 и C_2 , определили размеры: $D = 106$ мм, $L = 150$ мм, $b_s = 8$ мм, $C_1 = 5$ мм, $C_2 = 11$ мм. При этом данная электромагнитная система обеспечит момент на сателлите 360 Нм.

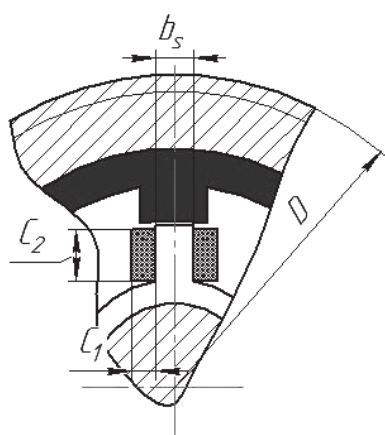


Рис. 5. Размеры магнитной системы

Выводы

Многие недостатки современной высокоскоростной авиации могут быть устранены путём использования мотор-редуктора в колёсах шасси самолёта и в устройствах механизации крыла. Результаты

расчётов и опытная эксплуатация мотор-редуктора для привода закрылков подтверждают эффективность предлагаемого технического решения.

Библиографические ссылки

1. *Егер С.М., Матвеев А.М., Шаталов И.А.* Основы авиационной техники. — М.: Машиностроение, 2003. — 720 с.
2. *Асаутов М.Л.* Загрязнение окружающей среды при авиатранспортных процессах: Учебное пособие для студентов вузов. — СПб.: Университет гражданской авиации, 2010. С. 7-8.
3. *Карасев Д.А., Арутюнов А.Г., Загордан А.А.* К вопросу создания магистральных транспортных самолетов с электрическими силовыми установками // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 21. № 1. С. 132-139.
4. *Герашенко А.Н., Махров В.П.* На пути к эре электрической авиации // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 2. С. 178-187.
5. *Надараица Ц.Г., Шестаков И.Я., Фадеев А.А.* Малогабаритный многофункциональный мотор-редуктор // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнева. 2014. № 2 (54). С. 137-140.
6. *Надараица Ц.Г., Шестаков И.Я., Фадеев А.А.* Малогабаритный многофункциональный мотор-редуктор в колесе шасси самолета // Решетневские чтения: материалы XIX Международной науч.-практ. конф., посвящ. 55-летию Сиб. гос. аэрокосмич. ун-та им. акад. М.Ф. Решетнева (10-14 нояб. 2015, Красноярск). — Красноярск: Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т., 2015. Т. 1. № 19. С. 36-37.
7. *Надараица Ц.Г.* Мотор-редуктор. Патент на полезную модель № 96707 РФ. Бюл. № 22, 10.08.2010.
8. *Кудрявцев В.Н., Кирдяшев Ю.Н.* Планетарные передачи: Справочник. — Л.: Машиностроение, 1977. — 536 с.
9. *Киселев Ю.В., Киселев Д.Ю.* Шасси самолета Superjet: электрон. учеб. пособие. — Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королева (нац. исслед. ун-т), 2012.
10. Шасси, спецификация. URL: <http://superjet.wikidot.com/wiki:rj-shassy>
11. *Вулаков Э.Б.* Авиационные зубчатые передачи и редукторы: Справочник. — М.: Машиностроение, 1981. — 374 с.
12. *Ильинский Н.Ф., Штайнбрунн Й., Прудникова Ю.И., Федоров А.Г., Бычкова Е.В.* Проектирование вентильно-индукторных машин общепромышленного назначения // Вестник МЭИ. 2004. № 1. С. 37-43.
13. *Нестеров Е.В.* Определение базовых геометрических параметров вентильно-индукторного двигателя обращенной конструкции // Электричество. 2006. № 5. С. 63-65.

AIRCRAFT LANDING GEAR WHEELS ACTUATOR

Nadaraia Ts.G.^{1*}, Shestakov I.Ya.^{2**}, Fadeev A.A.^{2***}¹ Company “KVONT”,

75, Svobodnyy av., Krasnoyarsk, 660041, Russia

² Siberian State Aerospace University named after academician M.F. Reshetnev, SibSAU, 31, Krasnoyarsky Rabochny newspaper av., Krasnoyarsk, 660014, Russia

* e-mail: svoy_2010@list.ru

** e-mail: yakovlevish@mail.ru

*** e-mail: fadeev.77@mail.ru

Abstract

According to the item of the State Program “Development of the aviation industry for 2013–2025” creation of scientific and technological capacity ensuring global leadership in aviation technology and product promotion of domestic aviation industry on the domestic and foreign markets should ensure high competitiveness of domestic aircraft by introduction of innovative developments. Operation and maintenance analysis of the existing civil aircraft park revealed that while aircraft aerodrome maneuvering the hundreds of kilograms of kerosene are wasted, and drive trucks waste tens of kilograms of fuel. When kerosene burns in an aircraft engine, and fuel burns in combustion engine the atmosphere is contaminated by noxious substances. While aircraft maneuvering on the runway the noise level is 90 dB. Using combined actuator in landing gearwheels will allow decrease negative effect on the environment and eliminate completely the majority of shortcomings.

The paper presents the schematic diagram of electromechanical landing gear wheel actuator in which brushless switched-reluctance motors are mounted inside cylindrical gearwheels. Due to low cost materials implementation, small size and weight, low energy consumption and high efficiency maintainability better design and operating characteristics of aircraft landing gear wheel actuator are ensured. While motor-reducer design, specifics of its operation in the landing gear wheel were accounted for. The results of motor-reducer computation, which demonstrated the wide specter of implementation of such kind of actuator for various types of aircraft components, such as landing gear wheels actuators, high-lift devices’ elements are given. The presented motor-reducer possesses diversified structural concepts, which allows use it for various types of aircraft both civil and military oriented, as well as for unmanned aerial vehicles (UAV) and spacecraft of various kinds. The prototype of motor-reducer, used for UAV’s high-lift devices, displayed its apparent advantage compared to the other actuators, such as design compactability, manufacturability and cost effectiveness. Implementation of the above-described structure will allow fuel

consumption saving by both an aircraft, and airfield servicing facilities. The structural concept of the motor-reducer in aircraft landing gear wheel does not have counterparts either in Russia or abroad.

Keywords: electromechanical actuator, gear-wheel, brushless induction motor.

References

1. Eger S.M., Matveenko A.M., Shatalov I.A. *Osnovy aviatsionnoi tekhniki* (Fundamentals of aviation technology), Moscow, Mashinostroenie, 2003, 720 p.
2. Asautov M.L. *Zagryaznenie okruzhayushchei sredy pri aviatransportnykh protsessakh* (Environmental pollution in air transport processes), St. Petersburg, Universitet grazhdanskoi aviatsii, 2010, pp. 7-8.
3. Karasev D.A., Arutyunov A.G., Zagordan A.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2015, vol. 21, no. 1, pp. 132–139.
4. Gerashchenko A.N., Makhrov V.P. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2015, vol. 22, no. 2, pp. 178–187.
5. Nadaraia Ts.G., Shestakov I.Ya., Fadeev A.A. *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika M.F. Reshetneva*, 2014, no. 2 (54), pp. 137–140.
6. Nadaraia Ts.G., Shestakov I.Ya., Fadeev A.A. *Materialy XIX Mezhdunarodnoi nauchno-prakticheskoi konferentsii “Reshetnevskie chteniya” (10–14 November 2015)*, Krasnoyarsk, 2015, vol. 1, no. 19, pp. 36–37.
7. Nadaraia Ts.G. *Patent no. 96707 RF*, 10.08.2010.
8. Kudryavtsev V.N., Kiryashev Yu.N. *Planetarnye peredachi* (Planetary gear), Leningrad, Mashinostroenie, 1977, 536 p.
9. Kiselev Yu.V., Kiselev D.Yu. *Shassi samoleta Superjet* (Superjet landing gear), Samara, SGAU, 2012.
10. *Chassis specification*, <http://superjet.wikiidot.com/wiki:rrj-shassy>
11. Vulgakov E.B. *Aviatsionnye zubchatye peredachi i reduktory* (Aviation, gears and gearboxes), Moscow, Mashinostroenie, 1981, 374 p.
12. Il’inskii N.F., Shtainbrunn I., Prudnikova Yu.I., Fedorov A.G., Bychkova E.V. *Vestnik MEI*, 2004, no. 1, pp. 37–43.
13. Nesterov E.V. *Elektrichestvo*, 2006, no. 5, pp. 63–65.